

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
«ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ «КИЇВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»  
КАФЕДРА КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**ГАВРИЛОВ ЄВГЕН ПАВЛОВИЧ**

УДК 629.7.018.4:665.7.038.5(043.5)

**ДИСЕРТАЦІЯ**

**КОМПЛЕКСНИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ПОБІЧНИХ НЕГАТИВНИХ  
ЕФЕКТІВ ПРИ ЗАСТОСУВАННІ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ  
АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК**

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань 13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

\_\_\_\_\_ Є.П. Гаврилов

Науковий керівник: Карускевич Михайло Віталійович, доктор технічних наук,

професор



Київ – 2024

## АНОТАЦІЯ

*Гаврилов Є.П.* Комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка. «Державний університет «Київський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України, Київ, 2024.

Дисертація присвячена питанню розробки комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

Вимоги забезпечення антикорозійного захисту літаків транспортної категорії визначаються нормами льотної придатності. Додатковим засобом забезпечення антикорозійного захисту є застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук (ПАС).

Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки довели свою ефективність при проведенні досліджень їх властивостей і в умовах експлуатації повітряних суден. Вони здатні утворювати на поверхні металевих конструкцій захисні еластичні плівки, витісняти вологу з зазорів та щілин, уповільнювати процес корозії. Антикорозійні сполуки можуть наноситись як на нові конструкції, так і на ті, які вже знаходяться тривалий час в експлуатації. Проте, всебічний аналіз досліджень плівкоутворюючих антикорозійних сполук вказує на необхідність контролю побічних негативних ефектів їх застосування. Особливу увагу заслуговують факти негативного впливу на довговічність заклепкових з'єднань, які є чутливими до дії циклічного навантаження і визначають ресурсні характеристики повітряних суден.

**Метою дослідження** є запобігання негативних побічних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук, що досягається їх науково обґрунтованим вибором, контролем та застосуванням.

У **вступі** показана актуальність дисертаційної роботи, сформульовані мета і завдання дослідження. Висвітлено зв'язок з науково-дослідними програмами та роботами, а також наукову новизну та практичне значення отриманих результатів. Наведено відомості про апробацію результатів дисертаційної роботи та особистий внесок автора.

**В першому розділі** наведено огляд літератури за темою дисертаційної роботи. Проведено аналіз стану проблеми корозії конструкцій літаків транспортної категорії. Показано, що проблема корозії є загально світовою і відображена в нормах льотної придатності. Значна кількість руйнувань компонентів літака є наслідком корозії, корозійного розтріскування, корозійної втоми, кисневого охрупчування та високотемпературної корозії.

Періодичне технічне обслуговування та ремонт виявляють різноманіття видів корозії та потребують значних матеріальних витрат на підтримання льотної придатності.

Розглянуто сучасні наукові уявлення про природу корозійного пошкодження. Описано види корозійного пошкодження несучих елементів авіаційних конструкцій і фактори, які сприяють виникненню і розвитку корозійних пошкоджень.

При розгляді корозійного і втомного пошкодження авіаційних конструкцій особлива увага приділяється з'єднанням, зокрема заклепковим, які є надзвичайно чутливими як до корозійного середовища, так і дії циклічного навантажування, комбінація яких неодноразово приводила до катастрофічних наслідків.

Розглянуто особливості використання плівкоутворюючих антикорозійних сполук. Проведений аналіз досліджень функціональних властивостей плівкоутворюючих антикорозійних сполук вказує на необхідність дослідження можливих побічних ефектів їх використання, зокрема їх впливу на втому конструктивних заклепкових з'єднань.

На основі проведеного аналізу зроблені висновки, сформульовано мету і задачі дослідження.

**В другому розділі** представлено обґрунтовані методи та методики експериментальних досліджень. Методологія дослідження забезпечила практичну цінність роботи завдяки орієнтації на проблему антикорозійного захисту реальних конструкцій літаків транспортної категорії, обґрунтованості конструкції зразків для проведення випробувань, режимами випробувань, а також вибором плівкоутворюючих сполук, які дозволяють зробити узагальнюючі висновки щодо можливості негативних побічних ефектів та їх попередження.

Зразки виготовлені з плакованого алюмінієвого сплаву 1163 АТВ, контроль механічних властивостей проведено в лабораторії механічних випробувань АТ «АНТОНОВ». У з'єднанні використано заклепки діаметром 4,0 мм з потайною головкою 90° та циліндричним компенсатором. Матеріал заклепки: алюмінієвий сплав В65. При виборі сполук для обробки заклепкових з'єднань керувались наступною вимогою: обробка повинна проводитись матеріалами, які використовуються в світовому авіа будівництві і зокрема на літаках АТ «АНТОНОВ». При проведенні втомних випробувань основна увага була присвячена відомим матеріалам – плівкоутворюючим сполукам фірми Ardrox: AV-8; AV-25; AV-30.

Дослідження втоми зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків фюзеляжу забезпечувалось використанням машини УИМ-25 з цифровим контролером MTS FlexTest GT.

Методичною особливістю дослідження є використання пристрою для визначення сил тертя спокою в заклепкових з'єднаннях, розробленого в ході дисертаційного дослідження.

Застосування методу скінченних елементів дозволило дослідити зв'язок сил тертя в з'єднанні з напружено-деформованим станом в зоні формування втомної тріщини.

**В третьому розділі** представлено результати експериментальних досліджень. Показано, що проникаюча здатність ПАС обумовлює їх попадання в зазори заклепкових з'єднань. Визначено ПАС, проникнення яких в зазори з'єднань призводить до негативного впливу на циклічну довговічність, умови, а

також особливості технології нанесення ПАС, при яких їх застосування призводить до зменшення циклічної довговічності заклепкових з'єднань. Статистична обробка результатів випробувань на втому містила визначення функції розподілення довговічностей.

Представлено новий прискорений метод визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оброблених антикорозійними сполуками, оригінальність якого підтверджена патентом України на корисну модель. Застосуванням нового методу визначено закономірності впливу ПАС на сили тертя в заклепкових з'єднаннях. Досліджено: вплив товщини шару антикорозійної сполуки в зазорі заклепкового з'єднання на сили тертя; вплив тривалості інтервалу часу між нанесенням захисної сполуки і навантаженням конструкції; вплив стискаючого зусилля заклепки на силу тертя.

Проведено скінченно-елементний аналіз роботи заклепкового з'єднання в присутності ПАС, який дозволив отримати важливий висновок: локальні напруження в зоні отвору суттєво залежать від коефіцієнту статичного тертя між листами обшивки.

**Четвертий розділ** містить комплексний метод контролю побічних негативних ефектів застосування ПАС. Обґрунтовано і сформульовано основні і додаткові компоненти комплексного методу. До основних компонентів методу контролю відносяться: а) експериментальна оцінка впливу ПАС на сили тертя в заклепкових з'єднаннях; б) скінченно-елементне моделювання роботи заклепкового з'єднання в присутності ПАС; в) експериментальна перевірка впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які застосовуються в сучасних і перспективних літаках транспортної категорії.

Представлено кореляційні рівняння, які описують зв'язок статичного тертя в з'єднаннях при наявності ПАС з локальними напруженнями в зоні формування втомних тріщин.

Рекомендовані додаткові компоненти оцінки можливих побічних ефектів оснований на аналізі проведених в АТ «АНТОНОВ» і на кафедрі конструкції

літальних апаратів КАІ досліджень втомних конструкційних матеріалів і конструктивних елементів повітряних суден.

До рекомендованих компонентів методу відносяться: дослідження впливу ПАС на інкубаційну стадію втоми, яке може бути проведено на основі використання параметрів деформаційного рельєфу, як показника накопиченого втомного пошкодження; дослідження впливу ПАС на кінетику втомних тріщин; дослідження вторинного вигину заклепкових з'єднань при циклічному навантажуванні в умовах дії антикорозійних покриттів.

Сформована структурно-логічна схема комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

#### **Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Шляхом проведення втомних випробувань зразків заклепкових з'єднань доведена обґрунтованість припущення про вплив плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втомну довговічність.

2. Встановлено зв'язок характеристик плівкоутворюючих антикорозійних сполук з побічними ефектами їх застосування.

3. Застосуванням оригінального пристрою визначено кількісно вплив антикорозійних сполук на сили статичного тертя між елементами заклепкового з'єднання.

4. Застосуванням скінченно-елементного аналізу визначено зв'язок коефіцієнту статичного тертя між елементами заклепкового з'єднання і напруженому станом в зоні формування втомної тріщини.

5. За результатами дослідження сформовано новий комплексний метод контролю побічних негативних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

**Ключові слова:** Повітряні судна, літак транспортної категорії, випробування, корозія, мастила, оливи, ресурс, надійність, навантаження, заклепкові з'єднання, покриття, втома, тертя, в'язкість, скінченно-елементний аналіз, напружено-деформований стан, зародження та поширення тріщин, довговічність, змащування.

## ABSTRACT

*Gavrilov Ie.P.* A Comprehensive method for controlling side negative effects caused by the application of film-forming anti-corrosion compounds. – Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

Thesis for the degree of Doctor of Philosophy, in specialty 134 – Aviation and Aerospace Technologies, in the field of knowledge 13 – Mechanical Engineering. State University Kyiv's Aviation Institute, Ministry of education and science of Ukraine, Kyiv, 2024.

The work is devoted to the development of a comprehensive method for the controlling negative side effects caused by the applying corrosion preventive compounds.

Requirements for anti-corrosion protection of transport category aircraft are determined by airworthiness standards. An additional means of providing anti-corrosion protection is the use of film-forming anti-corrosion compounds (Corrosion Preventive Compounds, CPC). Film-forming anti-corrosion compounds have proven their effectiveness during studies of their properties and in the conditions of aircraft operation. They are able to form elastic protective films on the surface of metal parts, to push moisture out from the gaps and cracks, to decelerate corrosion process.

Protective compounds can be used both on new structures and those certain time being in service.

At the same time analysis of some authors' results points out the necessity to control negative side effects of their application, special attention must be drawn to the negative impact on riveted joints, which are sensitive to cyclical loading and thus define lifetime of aircraft.

**The aim of the research** is prevention of negative side effects caused by the application of film forming anticorrosion compounds, that is achieved by their scientifically based selection, control and application.

**The introduction** describes the actuality of the dissertation, formulates aim and objectives of the work. The links with research programs and works, as well as scientific novelty and practical value of the results obtained is shown. Information about

the approval of the dissertation work results and personal contribution of the author is provided.

**The first chapter** deals with the review of the literature on the theme of the dissertation work. Analysis of the current state of the transport aircraft corrosion problem has been carried out. It is shown that the problem of corrosion is a common worldwide and it is reflected in the airworthiness requirements. Significant number of aircraft components failures occurs due to the corrosion, corrosion cracking, corrosion fatigue, oxygen embrittlement, and high temperature corrosion.

Periodic inspection and repair reveal different types of corrosion and require significant financial costs to maintain airworthiness. Contemporary scientific ideas about the nature of corrosion damage are considered.

The types of corrosion damage of the aircraft bearing elements and the factors that contribute to the nucleation and development of corrosion damage are described.

At the considering corrosion and fatigue damage of aircraft structures, special attention is paid to structural connections, in particular riveted joints, which are highly sensitive to both the corrosive environment and the action of cyclic loading, the combination of which often leads to catastrophic consequences.

The peculiarities of the use of corrosion preventive compounds are considered. The conducted analysis of studies of the functional properties of corrosion preventive compounds indicates the need to study possible side effects of their use, in particular, their effect on the fatigue of structural riveted joints.

On the basis of conducted analysis, conclusions were made; the aim and objectives of the research were formulated.

**The second chapter** deals with substantiated methods and techniques of experimental researches. Methodology of the research provided practical value of the work due to the heading on the problem of protection against corrosion for real structures of the planes of transport category, substantiation of the test specimen design, regimes of loading, as well as by selection of corrosion preventive compounds, which provides possibilities for general conclusions as for the possibilities of negative side effects and their prevention.



Specimens are made of aluminium alloy 1163 ATB, the investigation of their mechanical properties was conducted in the laboratory of mechanical tests of «ANTONOV» JSC. The joint uses rivets with a diameter of 4,0 mm with a countersunk head 90° and a cylindrical compensator. Material of the rivets – aluminium alloy B65.

When choosing compounds for riveted joints treatment, the following requirements were taking into account: the treatment should be conducted by the materials that are used in the global aviation industry, and in particular in “ANTONOV” aircraft.

When conducting fatigue tests, the main attention was devoted to well-known materials – corrosion preventive compounds of the Ardrex: AV-8; AV-25; AV-30.

The study of fatigue of simulated specimens of riveted longitudinal joints of fuselage has been carried out by the use of УИМ-25 machine with the MTS FlexTest GT digital controller.

A methodological feature of research is application of the device developed along the process of dissertation research for estimation of the static friction forces in riveted joints.

Application of the Finite Elements Methods provided the assessment of the relation between the friction forces in the riveted joint with stress-strain state in the area of fatigue crack nucleation.

**In third chapter** results of the experiments are presented. It is shown that penetration property of the CPC defines their penetration into the gaps of riveted joints. Corrosion preventive compounds, which are being penetrated into the gaps of the joints, cause negative influence on fatigue life were found. Technology of treatment which leads to the reduction of the fatigue life was determined as well.

The statistical processing of the fatigue tests results included the definition of distribution function of number of cycles to failure.

New method for accelerated estimation of friction forces in riveted joints treated by corrosion preventive compounds, confirmed by the Patent of Ukraine on Utility Model.

By the new method application regularities of preventive compounds influence on frictional forces in riveted joints were established.

The following aspects have been studied: influence of the protective film thickness in the gap of the riveted joint on the friction forces; influence of the duration of the time interval between the treatment and loading of the structure; influence of the rivets squeezing force on the friction force.

Finite elements analysis of the riveted joint work at the presence of protective compounds provided important conclusion: local stresses in the hole for rivet area depends on static friction between sheets.

**The fourth chapter** describes the comprehensive method for the control of side negative effect caused by application of corrosion preventive compounds.

Primary and additional components of the comprehensive method are substantiated and formulated. Primary methods are: a) experimental estimation of the corrosion preventive compounds on friction in riveted joints; b) finite element simulation of the riveted joint work at the presence of corrosion preventive compounds; c) experimental investigation of the influence of corrosion preventive compounds on fatigue life of riveted joints, used in contemporary and future planes of transport category.

Correlation equations for the relationship between the static friction and local stress in the area of fatigue crack nucleation have been established.

The recommended additional components of the assessment of possible side effects are based on the analysis of studies of fatigue of structural materials and elements of aircraft carried out at «ANTONOV» JSC and Department of Aircraft Design of STATE UNIVERSITY «KYIV AVIATION INSTITUTE».

The following components of the method are considered as recommended: study of the influence of corrosion preventive compounds on initial stage of fatigue, which can be conducted on the base of deformation relief use as an indicator of accumulated fatigue damage; study of the influence of corrosion preventive compounds on fatigue crack kinetics; study of the secondary bending at fatigue loading in the presence of corrosion preventive compounds.

Structural-logical scheme of the comprehensive method for the control of side negative effects caused by the application of corrosion preventive compounds has been developed.

**The scientific novelty of the results:**

1. By the conducting fatigue tests of specimens of riveted joints, the assumption about influence of corrosion preventive compounds on fatigue life has been substantiated.

2. The relation of the corrosion preventive compounds characteristics and side effects of their application was found.

3. By application of original device, the influence of the corrosion preventive compounds on the static friction between the elements of riveted joint has been assessed.

4. By application of Finite Elements Analysis, the relation of static friction coefficient and stress state at the area of fatigue crack initiation was found.

5. On the base of research results the new complex method for the control of side negative effects caused by application of corrosion preventive compounds has been developed.

**Keywords:** Aircraft, transport category aircraft, tests, corrosion, greases, oils, service life, reliability, loading, riveted joints, coating, fatigue, friction, viscosity, finite elements analysis, stress-strain state, cracks nucleation and propagation, durability, lubrication.

## Список публікацій здобувача

*Статті у періодичних наукових виданнях, проіндексованих у базах даних Web of Science Core Collection та Scopus:*

1. Influence of Corrosion Preventive Compounds on the friction force in aircraft lap joints / [Ie. Gavrilov, M. Karuskevich, S. Ignatovich та ін.]. // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. – 2021. – №45(3). – С. 938–941. DOI: [doi.org/10.1111/ffe.13621](https://doi.org/10.1111/ffe.13621) (Scopus, Q1)

2. Structural health monitoring for light aircraft / [M. Karuskevich, T. Maslak, Ie. Gavrylov та ін.] // Procedia Structural Integrity. – 2022. – №36. – 92–99. DOI: [doi.org/10.1016/j.prostr.2022.01.008](https://doi.org/10.1016/j.prostr.2022.01.008) (Scopus)

3. Actuality and Risks of the Corrosion Preventive Compounds Application in Aviation / [Ie. Gavrylov, M. Karuskevich, S. Ignatovich та ін.] // Procedia Structural Integrity. – 2024. – №59. – С. 175–181. DOI: [doi.org/10.1016/j.prostr.2024.04.026](https://doi.org/10.1016/j.prostr.2024.04.026) (Scopus)

*Статті у наукових виданнях, включених на дату опублікування до переліку наукових фахових видань України:*

4. Вплив антикорозійних плівкоутворюючих сполук на втому авіаційних конструкцій. Огляд досліджень / [М.В.Карускевич, С.Р.Ігнатович, Є.П.Гаврилов та ін.] // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2021. – № 4(174). – спецвипуск 2. – С. 62–70 (Фахове видання “Б”). DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2021.4sup2.08](https://doi.org/10.32620/aktt.2021.4sup2.08)

5. Гаврилов. Є.П. Експериментальне дослідження впливу плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втому заклепкових з’єднань / Є.П. Гаврилов. // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 1(192). – С. 56–63. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.1.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.1.05) (Фахове видання, “Б”).

6. Комплексний підхід до вибору плівкоутворюючих антикорозійних сполук для захисту авіаційних конструкцій від корозії / [Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич та ін.]// Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. - № 4 спецвипуск 2 (198) – С. 31–38. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup2.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup2.05) (Фахове видання, “Б”).

7. Експериментальне і скінченно-елементне дослідження тертя в авіаційних заклепкових з'єднаннях / [Є.П. Гаврилов, Ю.В. Власенко, С.С. Юцкевич, та ін.] // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 4(196). – С. 34–42. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.4.04](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4.04) (Фахове видання, “Б”)

*Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:*

8. Карускевич М.В. Необхідність та ризики застосування антикорозійних профілактичних покриттів / М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, Є.П. Гаврилов // Матеріали XV Міжнародної науково-технічної конференції “АВІА-2021”. 20-22 квітня 2021р.: тези допов. – С.2.4–2.7.

9. Карускевич М.В. Побічні ефекти використання авіаційних антикорозійних плівок утворюючих сполук / М.В. Карускевич, С.Р. Ігнатович, Є.П. Гаврилов та ін. // XXVI Міжнародний конгрес авіабудівників: 2021, Тези доповідей. ХАІ, – С. 26–27.

10. Гаврилов Є.П. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки: методологія дослідження негативних побічних ефектів / Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич // X Всесвітній конгрес «Авіація в ХХІ столітті – Безпека в авіації та космічні технології». 28-30 вересня 2022 року.: Матеріали конференції. Київ, НАУ. – С. 1.3.31–1.3.34.

11. Карускевич М.В. Методика втомних випробувань заклепкових з'єднань у середовищі антикорозійних сполук / М.В. Карускевич, Є.П. Гаврилов, І.І. Джавадова. // XVI Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2023». 18-20 квітня 2023 року.: Матеріали конференції. НАУ Київ. – С. 1.20–1.23.

12. Гаврилов Є.П. Методологія контролю побічних ефектів застосування авіаційних плівкоутворюючих антикорозійних сполук / Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич та ін.// XXIX Міжнародний конгрес авіабудівників. Тези доповідей. 2024. – 1с.

*Патенти, авторські свідоцтва*

13. Пат 155484 України; G01N 19/02 (2006.01); Пристрій для визначення коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях / М.В. Карускевич, Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, С.С. Юцкевич, Т.П. Маслак, НАУ, u202204280, заявл. 11.11.2022, опубл. 06.03.2024, Бюл. № 10/2024.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ .....	17
ВСТУП .....	18
РОЗДІЛ 1 СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	25
1.1. Проблема корозії повітряних суден. ....	25
1.2. Природа корозійного пошкодження та сучасні методи захисту конструкцій від корозії. ....	28
1.3. Авіаційні заклепкові з'єднання. Особливості їх втомного руйнування...	37
1.4. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки і можливі побічні ефекти їх застосування. ....	44
1.5. Висновки до розділу 1 та задачі дослідження.....	59
РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ТА МЕТОДИКИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ...	62
2.1. Зразки для втомних випробувань. ....	62
2.2. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки. ....	65
2.3. Обладнання. ....	68
2.3.1. Обладнання для проведення втомних випробувань.....	68
2.3.2. Стенд для дослідження сил тертя в з'єднаннях листів обшивки фюзеляжу літака.....	71
2.4. Режими випробувань зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків фюзеляжу. ....	74
2.5. 3D моделювання і застосування методу скінченних елементів.....	75
2.6. Висновки до розділу 2. ....	81
РОЗДІЛ 3 РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ.....	83
3.1. Вплив антикорозійних покриттів на втому заклепкових з'єднань. ....	83
3.2 Проникнення антикорозійних сполук в заклепкові з'єднання як фактор, що визначає вплив антикорозійних сполук на втому довговічність. ....	95

	15
3.3. Прискорений метод визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оброблених антикорозійними сполуками.....	99
3.4. Результати експериментальних досліджень сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оброблених антикорозійними сполуками.....	102
3.4.1. Загальні закономірності впливу мастильних і антикорозійних сполук на силу тертя в заклепковому з'єднанні .....	103
3.4.2. Тертя в заклепкових з'єднаннях в залежності від технологічних параметрів обробки плівкоутворюючими антикорозійними сполуками .....	111
3.4.3. Локалізація взаємодії контактних поверхонь заклепкового з'єднання. ....	115
3.4.4. Скінченно-елементний аналіз роботи заклепкового з'єднання в присутності плівкоутворюючих антикорозійних сполук .....	119
3.5. Висновки до розділу 3. ....	131
<b>РОЗДІЛ 4 КОМПЛЕКСНИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ПОБІЧНИХ НЕГАТИВНИХ ЕФЕКТІВ ЗАСТОСУВАННЯ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК.....</b>	<b>133</b>
4.1. Основні компоненти комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС.....	133
4.1.1. Експериментальна оцінка впливу ПАС на сили тертя між елементами заклепкових з'єднань.....	133
4.1.2. Скінченно-елементний аналіз перерозподілу зусиль між елементами заклепкового з'єднання при наявності ПАС.....	134
4.1.3. Контроль впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які застосовуються в сучасних і перспективних літаках транспортної категорії.....	136
4.2. Рекомендовані додаткові компоненти оцінки можливих побічних ефектів. ....	138

	16
4.2.1. Вплив на інкубаційну стадію втоми. ....	138
4.2.2. Вплив на кінетику втомних тріщин. ....	140
4.2.3. Вторинний вигин при циклічному навантаженні в умовах дії ПАС .....	145
4.3. Структурно-логічна схема комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС.....	146
4.4. Висновки до розділу 4. ....	149
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	150
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ .....	152
Додаток А Перелік публікацій здобувача.....	164
Додаток Б Довідка про впровадження в АТ «АНТОНОВ» .....	167
Додаток В Акт впровадження в навчальний процес НАУ.....	168



**ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ**

АТ – авіаційна техніка;

ПС – повітряне судно;

ПАС – плівкоутворююча антикорозійна сполука;

СРС – Corrosion Preventive Compounds;

СІС – Corrosion Inhibiting Compounds;

ПАР – поверхнево активна речовина;

ЗЗ – заклепкові з'єднання;

ТС – тертя спокою;

КТ – кінетичне тертя;

СЕА – скінченно-елементний аналіз;

ДР – деформаційний рельєф;

КІН – коефіцієнт інтенсивності напружень;

ВВ – вторинний вигин.

## ВСТУП

**Актуальність дослідження.** Конструкторські, технологічні та наукові рішення, реалізовані в літаках АТ АНТОНОВ, забезпечують їх тривалу експлуатацію в різноманітних кліматичних умовах.

Тривала експлуатація асоціюється з двома пошкоджуючими процесами, які мають кумулятивний ефект: корозією [1] і втомою металів [2]. Проблеми корозії і втоми обумовлені як зовнішніми факторами - середовище, навантаження, так і внутрішніми – конструктивні особливості, матеріали.

Зазначена проблема є загальною для провідних авіабудівних компаній світу, а вирішення її проводиться подібними методами.

Відповідно до вимог льотної придатності (CS 25.609) кожний елемент конструкції повинен бути належним чином захищений від пошкодження або втрати міцності внаслідок корозії [3].

Аналіз руйнувань авіаційних конструкцій вказує на те, що 50-90% втомних тріщин зароджується поблизу конструктивних з'єднань [4]. Основним видом конструктивних з'єднань є заклепкові з'єднання.

Забезпеченню заданих ресурсних характеристик повітряних суден в нашій країні присвячені роботи Гребенікова О.Г., Ігнатовича С.Р., Семенця О.І., Радченко О.І., Карлашова О.В., Осташа О.П., Чернеги С.М. та багатьох інших дослідників.

Одним із загально прийнятих методів додаткового захисту є застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук (ПАС), які в світовій промисловості і науковій галузі прийнято називати Corrosion Preventive Compounds (CPC), Corrosion Inhibiting Compounds (CIC) [5].

Численними експериментами і практикою застосування доведені захисні властивості багатьох плівкоутворюючих сполук, а їх застосування в авіаційній індустрії підтверджене відповідними нормативними документами.

Одночасно, з'являються публікації результатів наукових досліджень, які вказують на можливість негативних побічних ефектів застосування антикорозійних плівкоутворюючих сполук [6-8 та ін.], зокрема відзначалось

зниження довговічності конструктивних заклепкових з'єднань та прискорення розповсюдження втомних тріщин. Дослідження проводилися в нашій країні О.І. Радченко, а за кордоном Schijve J., Jacobs F.A., Tromp P.J., Purry C., Fien A., Shankar K., Skorupa M., Skorupa A., Machniewicz T., Korbel A., Jaya A., Tiong U.H., Mohammed R., Bil C., Clark G., Kolkman H.J., O'Neill P.H., Smith R.J. та іншими.

Очевидно, що застосування антикорозійних плівкоутворюючих сполук потребує досліджень їх функціональних властивостей, які виходять за рамки стандартних методів корозійних випробувань. Особливо це важливо у зв'язку з тим, що ринок зазначених матеріалів, завдяки їх ефективності і популярності, розширюється.

Отже, актуальність роботи визначається необхідністю забезпечення надійності та довговічності повітряних суден шляхом підвищення корозійної стійкості застосуванням плівкоутворюючих антикорозійних покриттів.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.**

Робота виконувалася як складова частина досліджень, що проводились кафедрою конструкції літальних апаратів ДУ «Київського авіаційного інституту» та Розрахунково-дослідним відділом ресурсу, зовнішніх навантажень і аеропружності АТ «АНТОНОВ». Дослідження, узагальнені в дисертації, виконувались відповідно до «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на період 2021-2030 років» (Постанова КМ України від 01.09.2021 року №951), «Плану науково-дослідних робіт та заходів щодо впровадження нових технологій та техніки у виробництві ДП «АНТОНОВ» на 2023-2024 роки» (Затверджено ДК «УКРОБОРОНПРОМ» та ДП «АНТОНОВ» 30.11.2022року) за договором на виконання науково-дослідної роботи на тему «Дослідження побічних ефектів застосування антикорозійних плівкових сполук в конструкціях літаків» №1.0908.2021 від 15.11.2021року.

### **Мета і завдання дослідження.**

**Метою дослідження** є запобігання негативних побічних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук, що досягається їх науково обґрунтованим вибором, контролем та застосуванням.

Для досягнення поставленої мети поставлено і вирішено наступні **завдання**:

1. Аналіз корозійних пошкоджень сучасних літаків транспортної категорії.
2. Аналіз сучасних антикорозійних плівкоутворюючих сполук і накопичених даних про можливі негативні ефекти їх застосування.
3. Розробка прискореного методу визначення впливу антикорозійних сполук на силу тертя в заклепкових з'єднаннях.
4. Скінченно-елементний аналіз напружено-деформованого стану авіаційних заклепкових з'єднань за наявності плівкоутворюючих антикорозійних сполук.
5. Проведення втомних випробувань типових заклепкових з'єднань конструкцій літаків транспортної категорії з метою виявлення негативних ефектів і оптимізації антикорозійної обробки.
6. Розробка структурно логічної схеми комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

**Об'єкт дослідження:** процес впливу плівкоутворюючих антикорозійних сполук на несучу здатність заклепкових елементів авіаційних конструкцій.

**Предмет дослідження:** комплексний метод контролю побічних негативних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

**Методи дослідження.** Для розв'язання поставлених задач використовувались методи механічних випробувань, зокрема втомне навантажування конструктивних елементів; оригінальний метод дослідження сил тертя спокою і відповідний пристрій для визначення коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях, підтверджений свідоцтвом на корисну модель (Пат 155484 України; G01N 19/02), який дозволяє кількісно оцінити вплив плівкоутворюючих антикорозійних сполук на силу тертя між елементами з'єднання; методи статистичної обробки результатів випробувань на втому і тертя; метод скінченних елементів для моделювання роботи заклепкових з'єднань при наявності плівкоутворюючих сполук в їх зазорах.

### **Наукова новизна отриманих результатів.**

Вперше отримані наступні результати:

1. Шляхом проведення втомних випробувань зразків заклепкових з'єднань доведена обґрунтованість припущення про вплив плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втомну довговічність.
2. Встановлено зв'язок характеристик плівкоутворюючих антикорозійних сполук з побічними ефектами їх застосування.
3. Застосуванням оригінального пристрою визначено кількісно вплив антикорозійних сполук на сили статичного тертя між елементами заклепкового з'єднання.
4. Застосуванням скінченно-елементного аналізу визначено зв'язок коефіцієнту статичного тертя між елементами заклепкового з'єднання і напруженим станом в зоні формування втомної тріщини.
5. За результатами дослідження сформовано новий комплексний метод контролю побічних негативних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

### **Практичне значення отриманих результатів.**

1. Розроблене методичне забезпечення дослідження впливу ПАС на втомну довговічність заклепкових з'єднань дозволяє виявляти негативні побічні ефекти, викликані застосуванням сучасних та перспективних антикорозійних сполук при захисті авіаційних конструкцій.
2. Розроблене оригінальне устаткування для визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях дозволяє проводити попередній вибір ПАС за критерієм мінімізації впливу ПАС на перерозподіл зусиль між елементами заклепкових з'єднань.
3. Отримані дані стосовно факторів, які викликають негативні побічні ефекти застосування ПАС забезпечують використання ПАС без негативного впливу на ресурсні характеристики авіаційних конструкцій.

4. Розроблена і апробована методика аналізу напружено-деформованого стану заклепкових з'єднань дозволяє кількісно оцінювати вплив ПАС на локальні напруження в зоні виникнення втомних тріщин.

5. Запропонована структурно-логічна схема методу контролю побічних ефектів застосування ПАС вирішує проблему вибору ПАС для захисту авіаційних конструкцій.

Результати дисертаційної роботи, а саме: комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних покриттів, експериментальні дані стосовно впливу ПАС на втому заклепкових з'єднань, методики і результати дослідження тертя в заклепкових з'єднаннях і напружено-деформованого стану елементів заклепкових з'єднань впроваджені в АТ «АНТОНОВ» і використовуються при забезпеченні корозійної стійкості авіаційних конструкцій.

Результати аналізу проблеми корозії авіаційних конструкцій, методів захисту від корозії, результати експериментальних досліджень впливу ПАС на втому заклепкових з'єднань, нові дані стосовно роботи заклепкових з'єднань і функціональних властивостей ПАС, методика скінченно-елементного аналізу заклепкових з'єднань використовуються в навчальному процесі кафедри конструкції літальних апаратів ДУ «Київський авіаційний інститут» при викладанні дисциплін «Втома, корозія та руйнування авіаційних конструкцій» та «Конструкція та міцність літальних апаратів».

**Особистий внесок здобувача.** Особистий внесок здобувача полягає в самостійному виконанні всіх задач дослідження, а також в інтерпретації отриманих результатів. В роботах [1-4, 6-13], які написані у співавторстві з іншими авторами, здобувачу належить обґрунтування актуальності захисту літаків транспортної категорії від корозії. визначення сучасних антикорозійних сполук і типових конструктивних елементів для проведення досліджень, аналіз характеристик сучасних антикорозійних матеріалів, методологія дослідження, проведення експериментальних досліджень. В роботі [5], підготовленій без співавторів, узагальнено результати дослідження і сформульовано шляхи

практичної реалізації результатів, а також визначено напрями подальших досліджень.

**Достовірність результатів і правомірність висновків** забезпечені використанням науково обґрунтованих апробованих методик дослідження, сертифікованого випробувального обладнання АТ «АНТОНОВ» і Державного Університету «Київський авіаційний університет», використанням сучасних методів обробки результатів експериментальних досліджень, використанням ефективної системи проектування CATIA V5 та системи аналізу ABAQUS.

**Апробація результатів дослідження.** Основні положення і результати роботи були представлені і обговорювались на:

– XV Міжнародній науково-технічній конференції «АВІА-2021» (20-22 квітня 2021 року), Київ, Україна;

– Міжнародній науково-технічній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», 11-13 жовтня 2021 року, Тернопіль Україна;

– XXVI Міжнародному конгресі двигунобудівників, 6-11 вересня 2021 року, Харків, Україна;

– X Всесвітньому конгресі «Авіація в XXI столітті – Безпека в авіації та космічні технології», 28-30 вересня 2022 року, Київ, Україна;

– XVI Міжнародній науково-технічній конференції «АВІА-2023», 18-20 квітня 2023 року, Київ, Україна;

– VII Міжнародній науково-технічній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», 18-20 жовтня 2023, Тернопіль, Україна;

– XXIX Міжнародному конгресі авіабудівників. 3-7 вересня 2024, Харків.

### **Публікації.**

По темі дисертації опубліковано 13 наукових робіт, серед яких 4 публікації в фахових виданнях, 3 – у виданнях, які входять в міжнародну наукометричну базу SCOPUS і 5 публікацій тез доповідей на міжнародних конференціях, а також Патент України на корисну модель.

### **Структура і об'єм дисертації.**

Дисертація складається зі вступу, 4 розділів, висновків, списку використаних джерел. Список використаних джерел складає 114 найменувань. Загальний об'єм дисертації складає 169 сторінок, в тому числі основного тексту дисертації 111 сторінок. Всього в роботі 97 ілюстрацій, 29 таблиць та 3 додатки.



## РОЗДІЛ 1

### СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ

#### 1.1. Проблема корозії повітряних суден.

Корозія є одним з головних чинників, що обмежують ресурс повітряних суден. Наукові та технологічні досягнення сприяють покращенню опору конструкцій корозії, але не вирішують проблему радикально; зі створенням нових матеріалів та методів захисту, умови та терміни використання техніки стають більш ускладненими та тривалими.

Оптимальний термін експлуатації сучасних літаків транспортної категорії становить 20–30 років. Для значної кількості повітряних суден тривалість експлуатації значно більша. Експлуатація повітряних суден проходить у різноманітних кліматичних регіонах, в умовах дії промислової атмосфери, забрудненої шкідливими іонами, при значному перепаді температур. Суттєво впливає на надійність авіаційної техніки і рівень технічного обслуговування. Важливим є вплив тривалого знаходження літаків на землі внаслідок суттєвого зниження авіаперевезень, наприклад, в результаті пандемії Covid-19. Надзвичайним фактором, який повністю зупинив цивільні авіаційні перевезення в Україні є війна.

В той же час, провідне авіаційне підприємство України АТ «АНТОНОВ» продовжує створювати нові літаки і в кооперації з науковими установами України забезпечувати їх тривалу безпечну експлуатацію.

Періодичне технічне обслуговування та ремонт виявляють різноманіття видів корозії та потребують значних матеріальних витрат на підтримання льотної придатності.

Аналіз корозійних пошкоджень літаків АТ «АНТОНОВ» [9] показав, що пошкодження пітінговою, розшаровуючою, міжкристалітною, щілинною корозією та корозійним розтріскуванням є типовим для конструктивних елементів літаків. Для фюзеляжу зоною небезпеки виникнення корозії є його підпільна частина, зазори між елементами каркасу та обшивки, заклепкові та клеєзварні з'єднання.

В роботі [9] наведено дані щодо корозійних пошкоджень літаків АТ «АНТОНОВ». Для фюзеляжу, конструктивні елементи якого є предметом дослідження, мають місце наступні пошкодження та їхні причини (таблиця 1.1).

Таблиця 1.1

### Корозійні пошкодження фюзеляжів літаків АТ «АНТОНОВ» [9]

N	Найменування елементів конструкції	Типи літаків	Матеріал	Види корозії та тріщини	Причини виникнення дефектів
1	Зона під підлогою: - внутрішня обшивка, елементи силового набору (в зоні побутових приміщень і туалетів)	Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-124	Д16Т Д16чТ	Пітингова, розшаровуюча, міжкристалітна, щільова, контактна, корозійне розтріскування	Накопичення вологи під підлогою внаслідок відсутності дренажу, недостатнє провітрювання; витікання корозійно-активних рідин
2	Клеєзварні з'єднання обшивки та стрингерів	Ан-22 Ан-24	Д16Т Д16чТ		Викрашування клею з під стрингерів, оголення поверхні, волога в зазорах
3	Тріщини стрингерів	Ан-72 Ан-74 Ан-124	01420Т1		Монтажні та внутрішні напруження, недостатня корозійна стійкість матеріалу
4	Стояки, силові шпангоути з тріщинами в зоні отворів кріплень нижніх поясів	Ан-12 Ан-24	В95Т1 В93Т1		Монтажні напруження, контакт різнорідних матеріалів
5	Зовнішня поверхня обшивки в зоні стиків	Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16чТ	Щільова, розслаююча	Накопичення вологи та бруду в зазорах
6	Поверхня шпангоутів	Ан-72 Ан-74	Д16чТ	Пітингова, розслаююча	Пошкодження ЛФП, пошкодження камінням при посадці на ґрунтові аеродроми
7	Горизонтальні полки верхніх і нижніх поясів бортових балок	Ан-12	Д16Т	Розслаююча, корозійне розтріскування	Волога, хімічні домішки, монтажні напруження
8	Низ фюзеляжу під захисними листами між шпангоутами 59 – 62	Ан-12	Д16Т	Щільова, контактна, розслаююча	Накопичення вологи, бруду під захисними титановими листами, контакт різнорідних металів, попадання рідини з туалету

Втім, проблема корозії є загально світовою. Аналіз авіаційних пригод та катастроф, проведений в роботі [10] показує, що 25 % руйнувань компонентів

літака є наслідком корозії, корозійного розтріскування, корозійної втоми, кисневого окрихчування та високотемпературної корозії. Прямі витрати в авіаційній галузі США, пов'язані з корозією в 2002 р. становили 2,2 млрд. доларів [11].

Актуальність і складність проблеми відображені нормах льотної придатності. Відповідно до CS 25.571, «Допустимість пошкодження і оцінка втомного пошкодження» оцінка міцності, проектування, виробництво повинні довести, що катастрофічне руйнування внаслідок втоми, корозії та випадкового пошкодження буде виключено на протязі всього життєвого циклу літака. Оцінка повинна бути проведена для кожного елементу конструкції літака, руйнування якого може призвести до катастрофічного руйнування (крило, оперення, поверхні керування та їхні системи, фюзеляж)».

Федеральна Авіаційна Адміністрація (FAA) визначає типові зони конструкції літака, в яких слід очікувати корозійні пошкодження [12]. До таких чутливих зон відносяться: а) зони дії вихлопних газів і відповідних відкладень на поверхні конструкцій; б) акумуляторні відсіки з відповідною дією агресивних парів; в) туалетні приміщення, зона буфетів та кухонь; г) конструкції фюзеляжів під підлогою; д) відсіки шасі і конструкції шасі; е) повітрязабірники двигунів.

В роботі [13] на основі аналізу дефектації 40 літаків Ан-32 було визначено розподілення експлуатаційних дефектів у вигляді корозії та тріщин: а) фюзеляж – 27 %; б) крило – 25 %; в) гондоли двигунів – 17 %; г) оперення – 13 %; д) елементи систем – 11 %; е) двері, люки, стулки – 7 %.

Важливим результатом було виявлення залежності глибини корозії від регіону експлуатації: глибина корозії на літаках, які експлуатувалися в гірському субтропічному кліматі була в 1,25 – 1,3 рази більше, ніж на тих, що використовувалися в морському субекваторіальному кліматі. Це є важливим фактором на користь індивідуального підходу до антикорозійного захисту, який може виконуватись шляхом нанесення антикорозійних плівкових сполук.

В роботі [9] сформульовано чотири складові системи антикорозійного захисту повітряних суден: 1 – вибір матеріалу; 2 – вибір конструктивного

рішення; 3 – вибір захисного покриття; 4 – своєчасне технічне обслуговування та ремонт.

Відповідно до Програми запобігання і контролю корозії, «A corrosion prevention and control program (CPCP)» [14], метою якої є обмеження пошкодження конструкції внаслідок корозії до рівня, необхідного для підтримання льотної придатності, розглядаються три рівня корозійного пошкодження.

Рівень 1. Локальне корозійне пошкодження, яке виникало між послідовними інспекціями і може бути усунена в межах допустимого рівня, який визначається виробником.

Рівень 2. Корозійне пошкодження, яке виникало між послідовними інспекціями і перевищує допустимий виробником рівень, потребує ремонту або повної/часткової заміни основного конструктивного елемента (Principal Structural Element).

Рівень 3. Корозійне пошкодження, яке виявлено при першій чи наступній інспекції, яке визначається як потенційно небезпечне з точки зору забезпечення льотної придатності.

Очевидно, що попередження небезпечного розвитку корозійного пошкодження, потребує фундаментальних знань природи корозійного пошкодження та сучасних методів захисту конструкцій від корозії.

## **1.2. Природа корозійного пошкодження та сучасні методи захисту конструкцій від корозії.**

Корозія, відповідно до Держстандарту [1] – це процес руйнування металів внаслідок хімічної чи електрохімічної взаємодії з корозивним середовищем.

Найбільш поширеними металами в конструкції літака є алюмінієві сплави, сталі високої міцності та титанові сплави. Нижче, проблеми корозії, захисту від корозії та побічних ефектів застосування плівкоутворюючих захисних сполук буде сфокусовано на алюмінієвих сплавах, тому розглянемо механізм їхнього корозійного пошкодження.

Природа корозії металів, внаслідок актуальності проблеми, досліджувалась багатьма вченими і всебічно висвітлена в вітчизняних та зарубіжних фундаментальних роботах [16-19].

Корозія елементів конструкцій, виготовлених з алюмінієвих сплавів за своєю природою є електрохімічною. Умовою протікання електрохімічної корозії є: наявність пари матеріалів або ділянок одного металу з різним потенціалом, які працюють як катод та анод, наявність електроліту, контакт катода та аноду.

Факторами, що впливають на процес корозії є ушкодження оксидної плівки, нерівномірне постачання кисню повітря до поверхні металу механічні деформації, концентрація, хімічний склад та температура електроліту, тривалість процесу, та інше.

При аналізі корозійних пошкоджень конструкцій літаків важливим фактором є регіон експлуатації, який визначає температуру, вологість, склад електроліту (конденсату). В роботі [20] представлено аналіз корозійного стану обшивок кесонів крил літаків, які експлуатувалися в різних кліматичних зонах. Використано дані, які було отримано відповідно до форми збору інформації, яка була розроблена на АТ «АНТОНОВ». Система містить дані стосовно більш ніж 1100 літаків Ан-24 і Ан-26. Швидкість розвитку корозійного пошкодження визначалася як залежність глибини корозії  $h$  від часу  $T$ , який є періодом між оглядами кесонів (рис.1.1).

В роботі [21] для нижніх панелей крила, виготовлених зі сплаву Д16Т отримано рівняння регресії, які дозволяють прогнозувати глибину корозійних пошкоджень в умовах різного клімату:

- помірний клімат –  $y=(0.12\pm 0.015)x_i$ ;
- різко-континентальний клімат –  $y=(0.23\pm 0.042)x_i$ ;
- промислові зони –  $y=(0.33\pm 0.035) x_i$ ;
- морський клімат –  $y=(0.34\pm 0.045) x_i$ ;
- змішані умови експлуатації –  $y=(0.28\pm 0.037) x_i$ ;
- вологі тропіки –  $y=(0.47\pm 0.056) x_i$ ;

де  $x_i$  – термін служби між ремонтами.

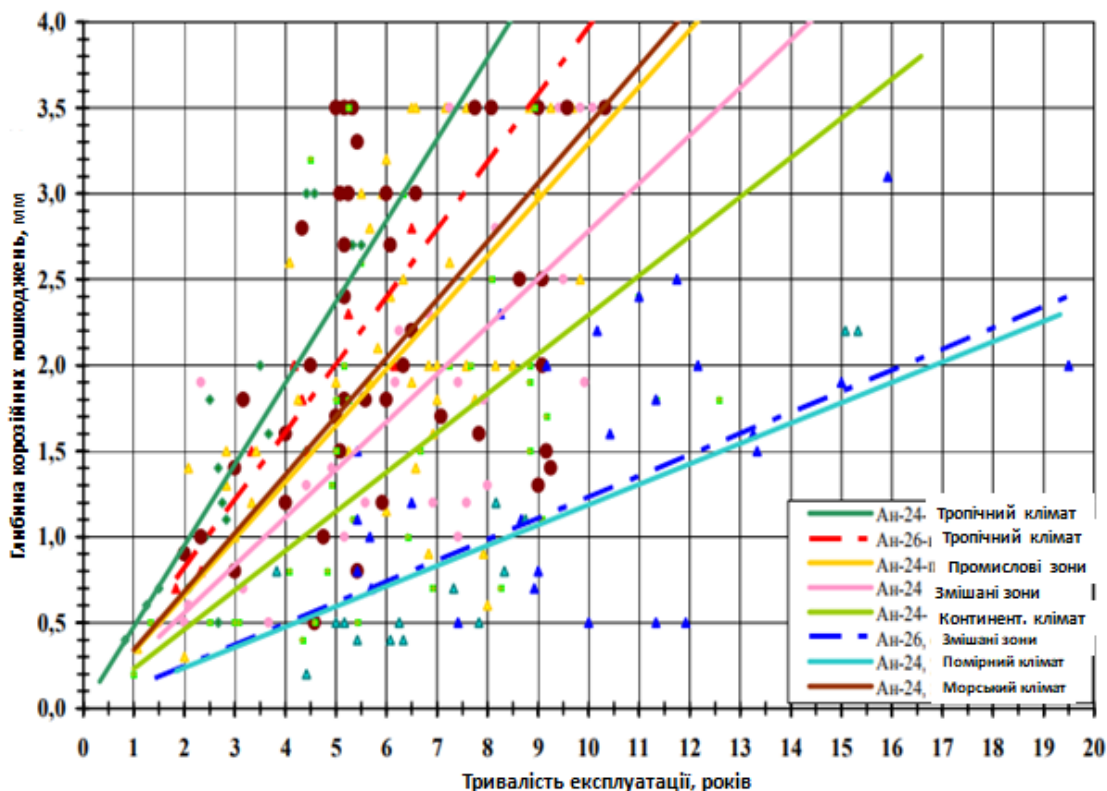


Рис. 1.1 - Розвиток корозії внутрішніх поверхонь обшивок нижніх панелей центроплана літаків Ан-24, Ан-26 в різних кліматичних зонах [20].

При врахуванні впливу тривалості експлуатації на розвиток корозійного пошкодження слід враховувати результати дослідження [22], в якому визначені сучасний стан і перспективи економічно доцільного використання повітряних суден транспортної категорії (рис. 1.2).

На представленому графіку по вертикальній осі відкладено кількість років від початком експлуатації типової групи літаків і моментом списання 50 % літаків. Як видно із наведеного графіку тривалість експлуатації стабілізувалась на початку 2000-х років і становить приблизно 26 років (рис. 1.3). Розподілення тривалості експлуатації наведено на рис. 1.3 [23].

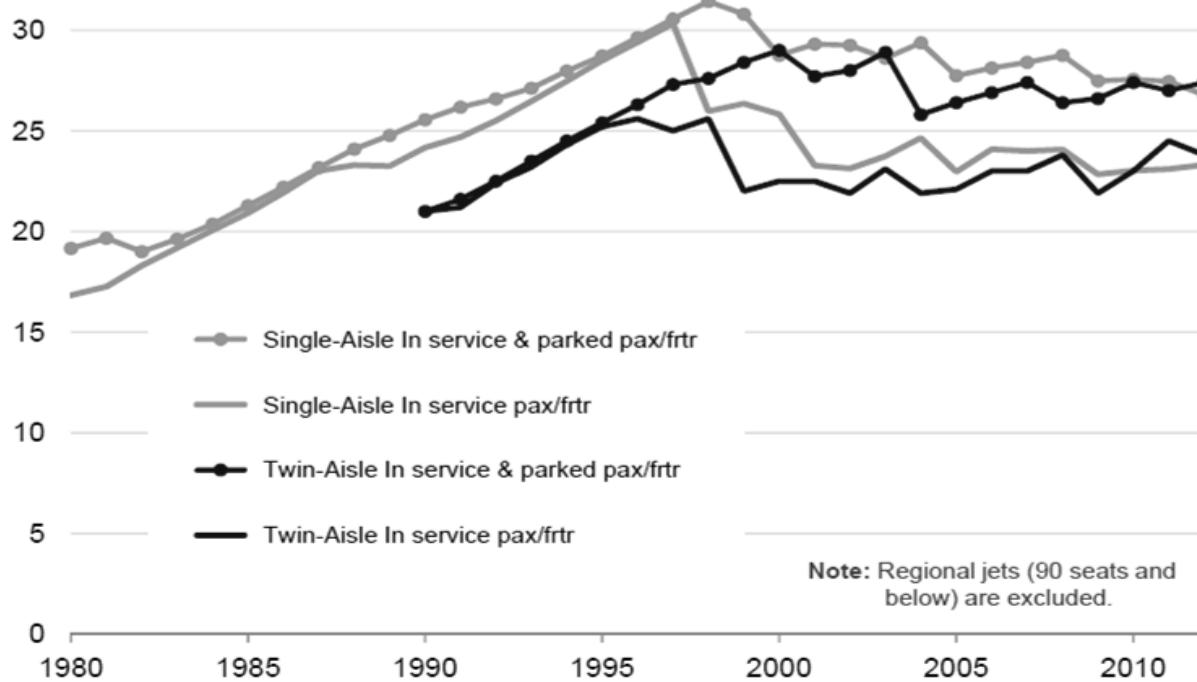


Рис. 1.2 - Тенденція в зміні тривалості експлуатації літаків Boeing та Airbus [22].

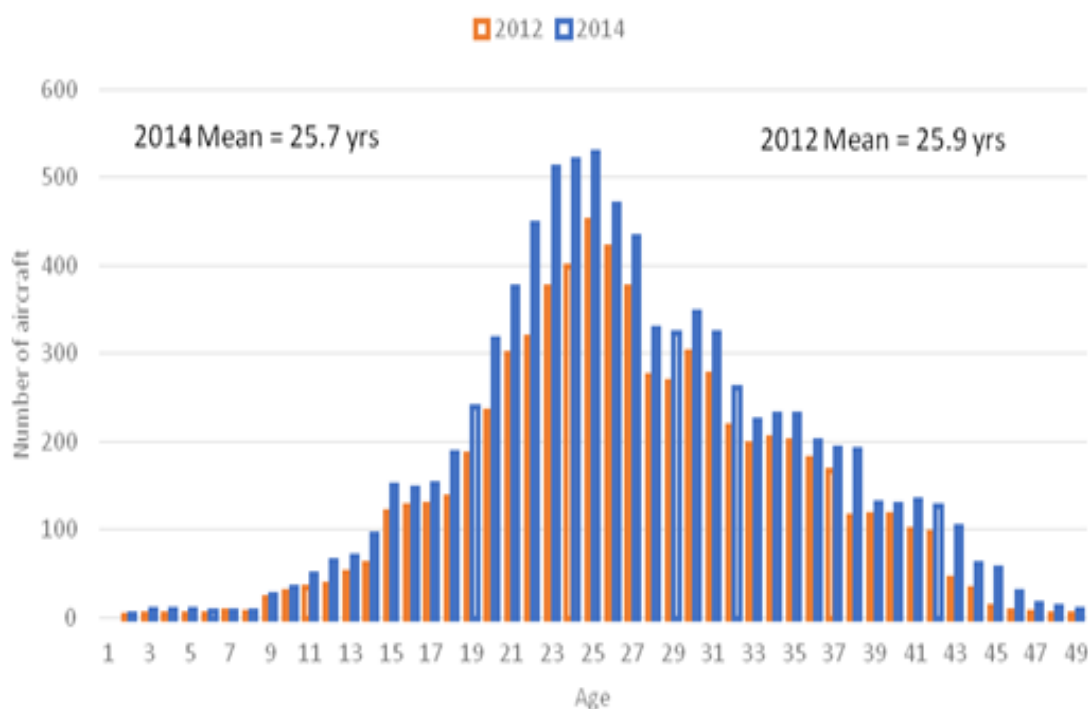


Рис. 1.3 - Розподілення тривалості експлуатації літаків Boeing та Airbus [23].

Склад атмосфери є важливим фактором, відповідно до якого розглядаються наступні категорії місцевості: сільська, міська, індустріальна та морська атмосфери [24].

Склад конденсату, який накопичується в конструкції літака суттєво впливає на його пошкоджуючу дію. Результати дослідження корозійної активності фюзеляжного конденсату пасажирських літаків наведено в роботі [25].

Крім того, слід враховувати, що конструкція літака може бути під впливом тимчасової дії бруду, пилу, або недостатньо кваліфікованого технічного обслуговування.

В результаті дії зазначених факторів в конструкціях сучасних літаків спостерігались корозійні дефекти різних типів.

Поверхнева (рівномірна) корозія виникає при порушенні захисту поверхні від корозії. Поверхневій корозії властиве рівномірне руйнування металу, для алюмінієвих сплавів продукти корозії мають вигляд світло сірого нальоту.

Приклад поверхневої корозії показано на рис. 1.4 [26].



Рис. 1.4 - Поверхнева (рівномірна) корозія обшивки фюзеляжу [26].

Розшаровуюча корозія [27] це локалізована корозія, яка розповсюджується шарами, паралельними напрямку пресування, або прокатки. Є типовою для алюмінієвих сплавів (рис. 1.5).





Рис. 1.5 - Розшаровуюча корозія шпангоуту, виготовленого з пресованого сплаву 7075 [27].

Міжкристалітна корозія пошкоджує границі зерен сплаву. Міжкристалітна корозія може бути видимою на певній стадії за рахунок **спукування** поверхневого шару металу. Цей вид корозії має багато спільного з **розшаровуючою** корозією, найбільш чутливі до неї пресовані матеріали.

На металографічному шліфі міжкристалітна корозія проявляється у вигляді, показаному на рис. 1.6 [28].

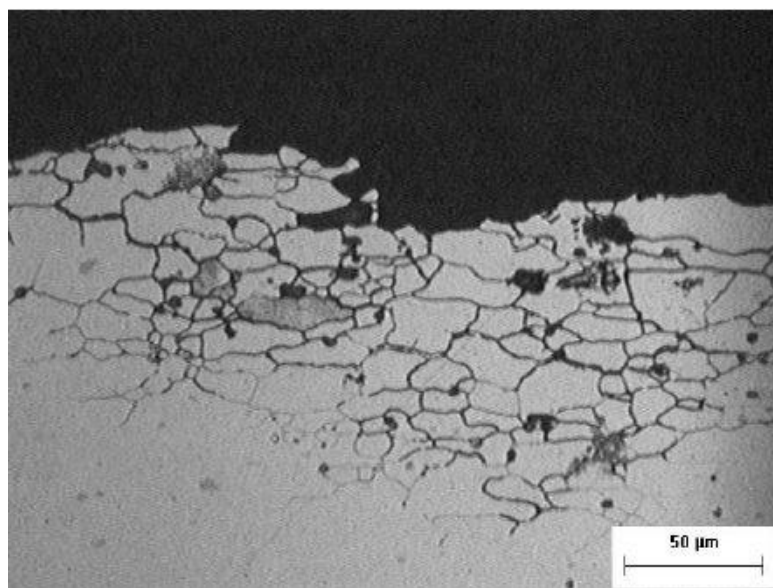


Рис. 1.6 - Оптична мікрофотографія міжкристалітної корозії сплаву 2024-Т3 [28].

Щілинна корозія є типовим та небезпечним видом пошкодження авіаційних конструкцій. Її причина – затримання вологи між елементами з'єднань: листів обшивки, обшивки та стрингерів і т.п. Щілинна корозія може розвинути у пітингову корозію та розшаровуючу корозію. Особлива небезпека полягає в тому, що ознаки корозії стають видимими тільки на достатньо розвинутій стадії.

Схема процесу щілинної корозії наведена на (рис. 1.7) [29]. Різниця потенціалів в представленій схемі обумовлена різною концентрацією кисню в зазорі з'єднання і на поверхні. Попередження та/або уповільнення щілинної корозії може бути досягнуто шляхом витіснення вологи із зазору або недопущення її проникнення в зазор. Цю задачу виконують шляхом додаткового антикорозійного захисту плівкоутворюючими сполуками.

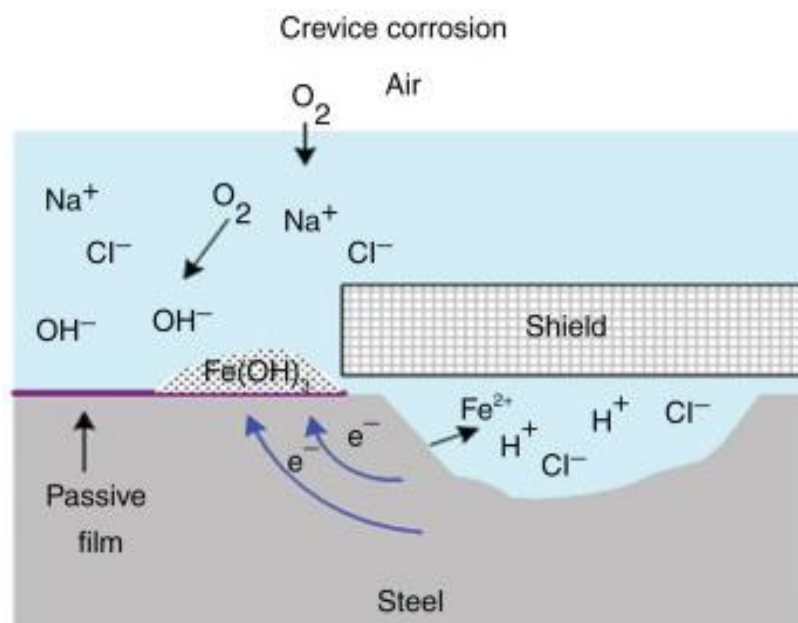


Рис. 1.7 – Щілинна корозія в середовищі  $NaCl$  [29].

Пітингова корозія це локалізована точкова корозія, яка, незважаючи на обмежені поверхневі ознаки, може суттєво впливати на міцність пошкодженого металу.

Причиною пітингової корозії є пошкодження оксидної плівки, захисного покриття, неметалеві включення в металі та інші локалізовані дефекти, які формують пару «анод-катод». Форма деяких типових пітингів наведена на рис.1.8 [30].

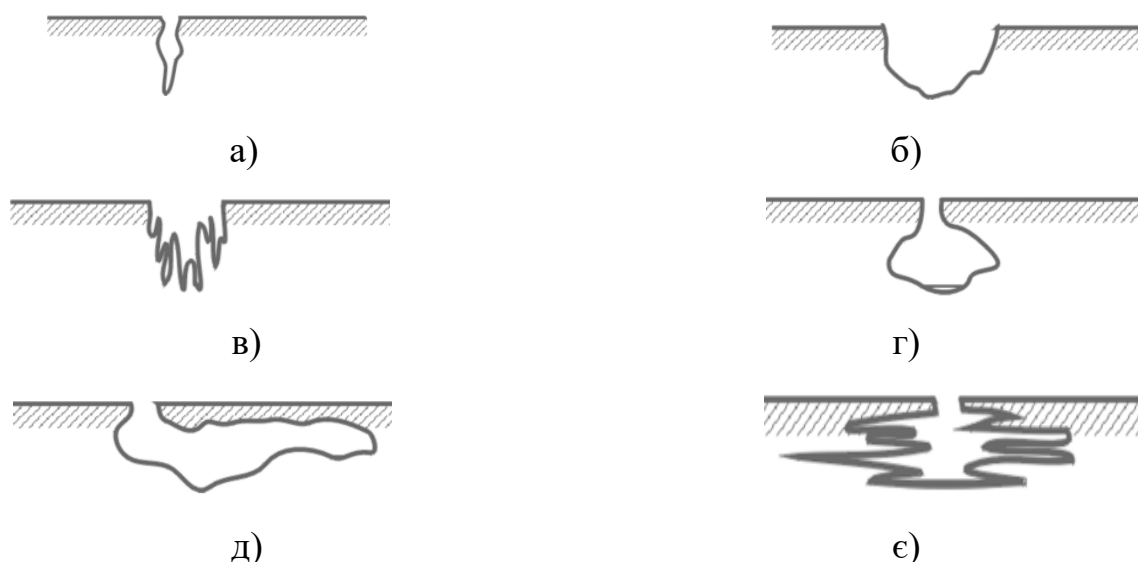


Рис. 1.8 - Типові пітингові пошкодження: а – глибокий вузький пітинг; б – еліптичний пітинг; в – вертикальний пітинг; г – підповерхневий пітинг; д – підрізний пітинг; є – горизонтальний пітинг [30].

Корозійне розтріскування (рис. 1.9) [31] є результатом сумісної дії корозійного середовища і розтягуючих напружень. Корозійне розтріскування зазвичай розпочинається від осередків пітингової та **щілинної** корозії. Рівень напружень, при яких виникає і розвивається корозійне розтріскування значно нижче тих, які викликають появу тріщини при відсутності агресивного середовища.



Рис. 1.9 - Зони виникнення тріщин, ініційованих корозійним розтріскуванням [31]

Фретинг-корозія обумовлена взаємодією двох поверхонь при наявності контактного зусилля. Результатом фретинг-корозії є формування пітингів та продуктів зношування (рис. 1.10) [32].

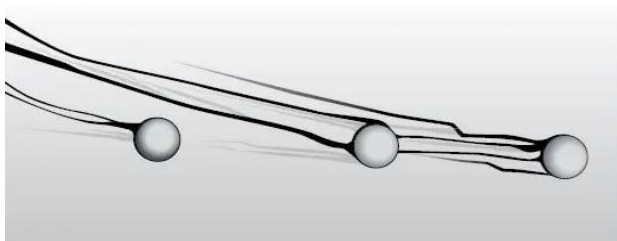


Рис. 1.10 - Продукти фретинг-корозії на поверхні обшивки поблизу заклепок [32].

Нитковидна корозія, є наслідком пошкодження лакофарбового покриття, що забезпечує проникнення електроліту під захисний шар і створює умови для корозії (рис.1.11) [33].



Рис. 1.11 - Нитковидна корозія [33].

Відповідно до норм льотної придатності (CS 25.571, Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure) «оцінка міцності, проектування, та виробництво повинні довести, що катастрофічне руйнування внаслідок втоми, корозії та випадкових буде виключено впродовж життєвого циклу літаків. Така оцінка повинна бути проведена для кожного елементу конструкції, руйнування якого може призвести до катастрофічного руйнування – крила, оперення, поверхонь керування, та їхніх систем, фюзеляжу, кріплення двигунів, шасі та його кріплення».

Захист від корозії здійснюється комплексом послідовних технологій. Розглянемо, як приклад, захист обшивки фюзеляжу літака. Первинний захист від корозії обшивки літака, виготовленої з алюмінієвих сплавів здійснюється за рахунок плакування листів сплаву технічно чистим алюмінієм в процесі прокатки листів.

В процесі виробництва літака обшивка захищається наступними способами: оксидною плівкою; покритою безбарвним лаком; оксидною плівкою, покритою емаллю; оксидною плівкою, покритою грунтом та емаллю [34].

Головним з точки зору забезпечення надійності та довговічності конструкцій повітряних суден наслідком корозійного пошкодження є кумулятивний ефект корозії та циклічних навантажень, який досліджувався зокрема в роботах [35-38] і вже призводив до катастрофічних наслідків [39]: в квітні 1988 року у літака Boeing 737-200 авіакомпанії Aloha Airlines на висоті 7000 мм внаслідок було повністю зруйновано верхню половину передньої секції фюзеляжу довжиною 4,6 м. Причинами руйнування були деградація клеєвого з'єднання, корозія та багатоосердкове пошкодження.

Втім, прискорення процесу накопичення втомних пошкоджень в елементах конструкції літака може бути обумовлено не тільки наявністю дефектів, зокрема і корозії, але і некоректним застосуванням методів додаткового захисту конструкцій від дії корозійного середовища. Можливі негативні побічні ефекти застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук розглянуто в подальших розділах.

### **1.3. Авіаційні заклепкові з'єднання. Особливості їх втомного руйнування.**

Статистика руйнувань свідчить, що більшість втомних тріщин зароджується поблизу конструктивних з'єднань [40].

Незважаючи на удосконалення зварювальних технологій, клеєвих та клеєзварних з'єднань та використання в певній мірі болтових з'єднань, використання заклепок залишається основним способом з'єднання елементів

конструкцій, в першу чергу елементів обшивки літака. Розглянемо сучасний стан і тенденції використання заклепкових з'єднань для того, щоб забезпечити актуальність і практичну цінність представленого дослідження.

В огляді [41] проаналізовано особливості руйнування авіаційних заклепкових з'єднань при статичному та циклічному руйнуванні (рис. 1.12, 1.13).

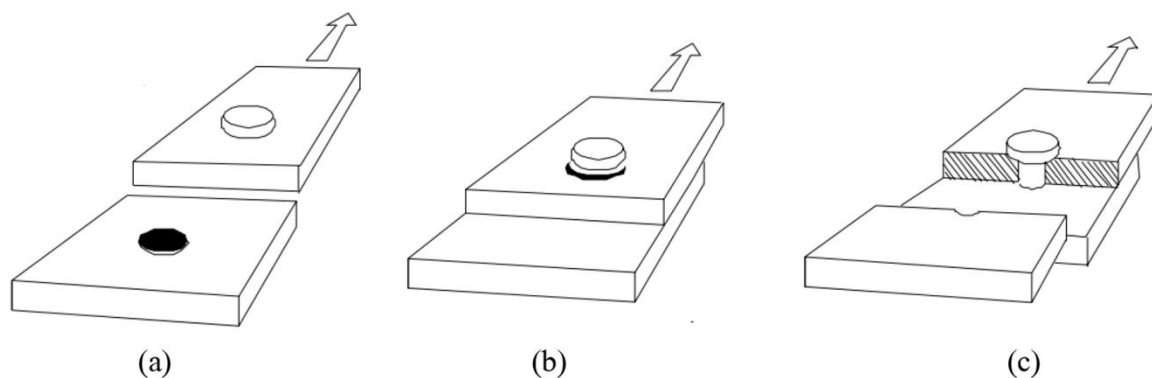


Рис. 1.12 - Руйнування заклепкових з'єднань внапуск при статичному навантажуванні: (а) зріз заклепки, (б) змінання поверхонь отвору; розрив листа [41].

Розглянуто вплив конструктивних параметрів, технологій, остаточних напружень, особливостей передачі зусиль і ефект вторинного згину. В роботі також окреслено перспективи удосконалення технологій і матеріалів елементів заклепкового з'єднання.

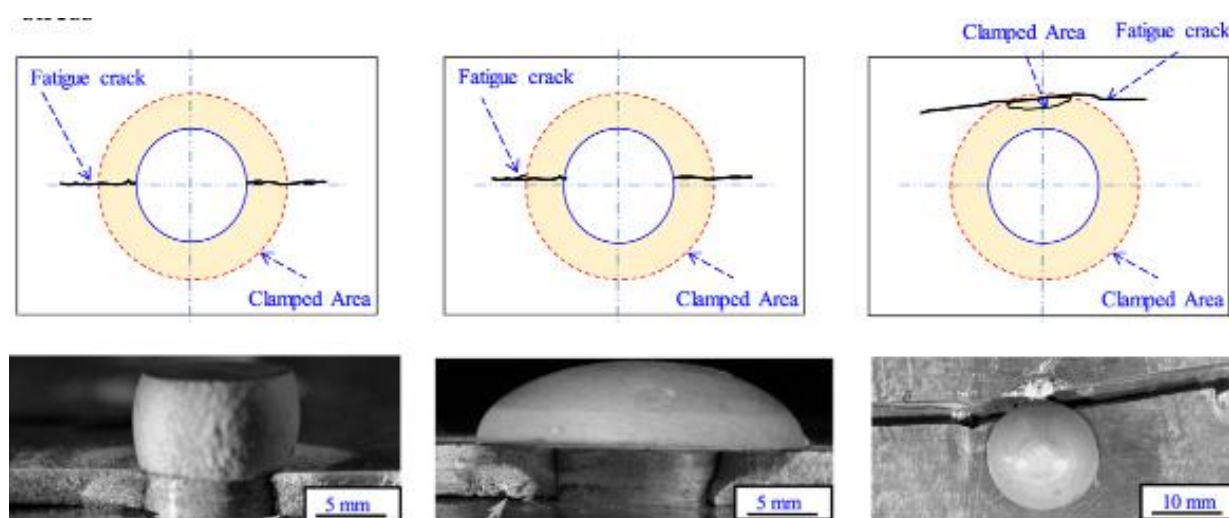


Рис. 1.13 - Втомні тріщини в заклепкових з'єднаннях: а – поблизу крайки отвору; б – на відстані від отвору; в – на відстані від заклепки [41].

Вторинний вигин, який впливає на ресурс авіаційних заклепкових з'єднань досліджується на протязі багатьох років з використанням все більш результативних методів (рис. 1.14) [42-44].

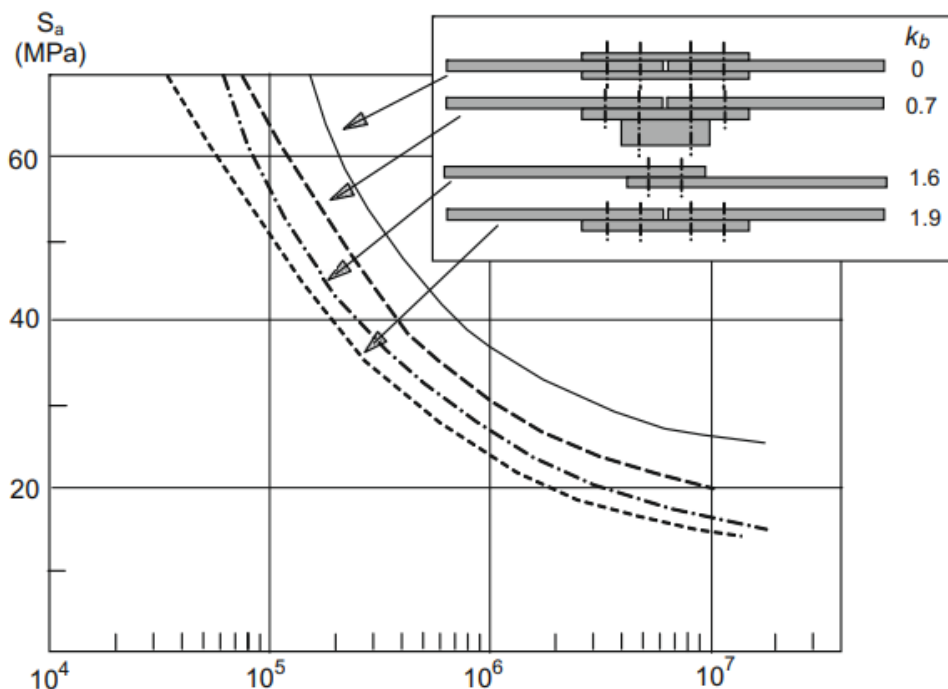


Рис. 1.14 - Вплив вторинного вигину на втому конструктивних авіаційних з'єднань [43].

В роботі [45] було встановлено: жорсткість заклепкових з'єднань поступово і нелінійно зменшується зі збільшенням розтягуючого зусилля; збільшення стискаючого зусилля призводить до зменшення статичної міцності. Було пояснено закономірності руйнування першого ряду отворів зовнішнього листу заклепок, досліджено вплив вторинного вигину з'єднань та роль залишкових напружень. Важливим висновком результатів зазначеного дослідження є те, що більші стискаючі зусилля сприяють підвищенню втомної довговічності, в той же час це не було доведено для статичного навантаження.

Особливості роботи заклепкового з'єднання в конструкції фюзеляжу розглянуто також в роботі [46]. Показано, що трирядний заклепковий шов виконаний потайними заклепками працює в умовах комбінованого навантаження від надлишкового тиску і вторинного вигину внаслідок

ексцентриситету розтягуючого зусилля. Умови навантажування ускладнені наявністю концентраторів напружень поблизу отворів під потайні заклепки і залишкові напруження внаслідок процесу клепки. Величина залишкових напружень суттєво залежить від сили стискання заклепками і впливає на циклічну довговічність заклепкових з'єднань.

В роботі [47] систематизовано дані стосовно впливу параметрів клепаання на втому з'єднань. Серед факторів впливу є матеріал з'єднаних листів, тип заклепок та їхній матеріал, процедура клепки.

Безпосереднє відношення до задач, які вирішуються в представлений дисертаційній роботі мають дані стосовно впливу на втому стискаючого зусилля в заклепковому з'єднанні і впливу рідин, які проникають в з'єднання (пенетрантів). Показані на рис. 1.15 залежності довговічності від стискаючого зусилля демонструють потрібне збільшення довговічності при зміні стискаючого зусилля з  $16,95\text{ kN}$  до  $36\text{ kN}$  [48].

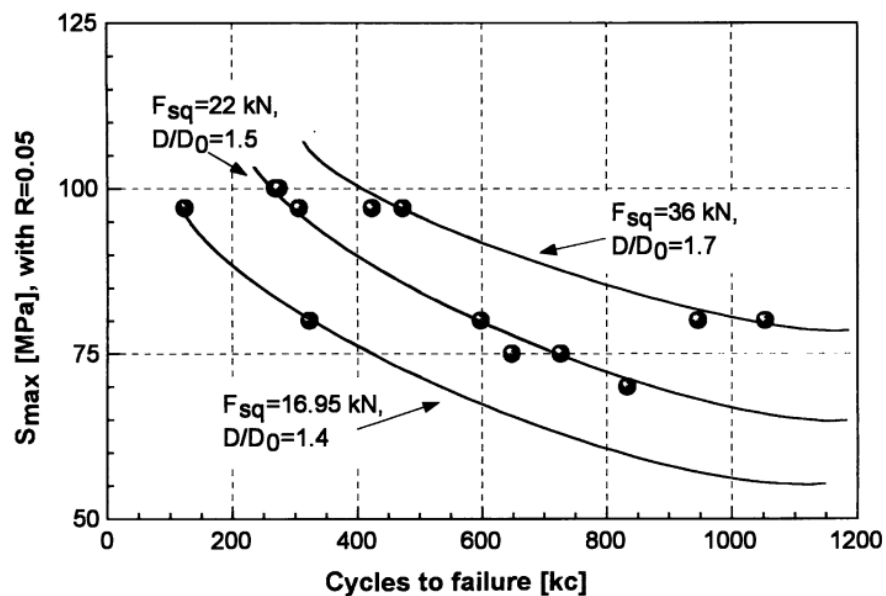


Рис. 1.15 - Довговічність трирядних заклепкових з'єднань внапуск (Airbus A340) в залежності від стискаючого зусилля [48].

Основними геометричними характеристиками заклепкових швів внапуск є кількість і відстань між рядами заклепок, відстань між заклепками в ряду, відстань від кромки листу, товщина листу заклепкового шву (рис. 1.16). Всі ці



характеристики впливають на локальні напруження поблизу отворів і вторинний згин, що в свою чергу призводить до впливу на циклічну довговічність [47].

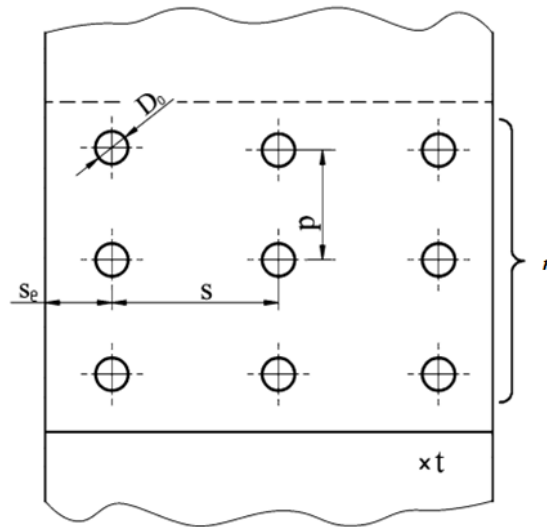


Рис. 1.16 - Кількісні геометричні характеристики заклепкового шву[47].

На рисунку 1.16:  $D_0$  – діаметр заклепки;  $n$  – кількість рядів заклепок;  $p$  – відстань між рядами заклепок;  $s$  – відстань між заклепками в ряду;  $s_e$  – відстань від заклепки до краю листа;  $t$  – товщина листа.

Кількість рядів заклепок збільшують при необхідності передачі більших навантажень, а ефект збільшення кількості рядів заклепок залежить від товщини листів. Позитивний ефект збільшення кількості рядів заклепок пов'язують зі зниженням напружень в критичному зовнішньому ряді [47].

В роботі [49] було показано, що зі збільшенням відстані між рядами заклепок збільшувалась втомна довговічність, цей ефект був більш виразним і досягав відношення 3:1 при менших довговічностях.

В тому ж дослідженні [49] було встановлено, що відстань між заклепками і найближчою кромкою листа має незначний ефект, зазвичай він становить 0,5 від кроку заклепок.

Що стосується впливу схеми встановлення заклепок, а саме «шахової» та «рядової», то в огляді відповідних досліджень, наведеному в [47] показано, що цей фактор не має суттєвого впливу на втомну міцність.

Наведені літературні дані стосовно впливу характеристик заклепкових з'єднань на їхню втомну довговічність були враховані при виборі конструкції зразків для проведення втомних випробувань в представленому дисертаційному дослідженні. Крім того, очевидною є вимога конкретизації конструкції зразків при визначенні впливу експлуатаційних факторів, зокрема впливу додаткового антикорозійного захисту.

Сучасні підходи до аналізу напружено-деформованого стану елементів заклепкових з'єднань базуються на використанні методу скінченних елементів (рис. 1.17) [50, 51].

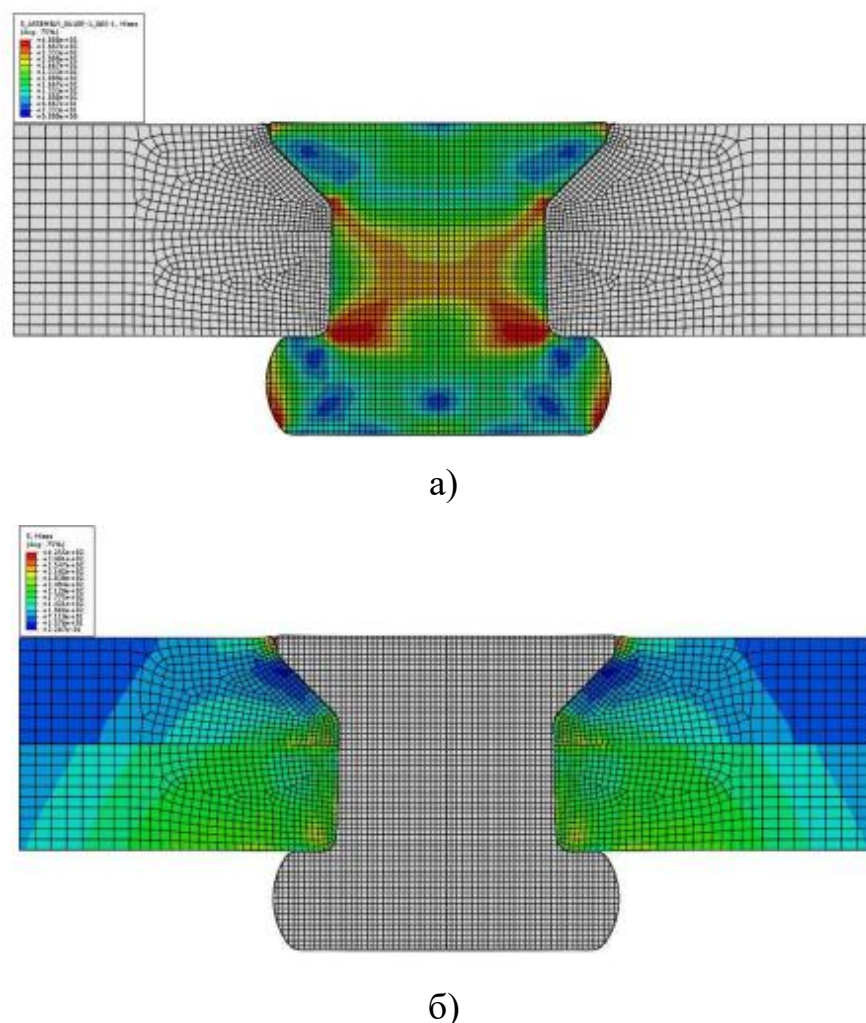


Рис. 1.17 - Розподілення еквівалентних напружень Мізеса в потайному заклепковому з'єднанні при використанні суміщеного Лагранжево-Ейлерового (CLE) скінченно-елементного методу: а – еквівалентні напруження Мізеса в заклепці; б – еквівалентні напруження Мізеса в пластинах [50].

При перевірці гіпотези стосовно ролі сил тертя в передачі зусиль між елементами заклепкових з'єднань, важливим є аналіз досліджень стосовно розподілень зусиль при навантаженні конструкції. При дослідженні зусиль в з'єднанні внапуск, що має більш, ніж один ряд заклепок, як показано на рис. 1.18 [47] прикладене зусилля  $P$  розподіляється в першому ряді на силу, яка діє в зовнішньому листі ( $T_{BP}$ ), та силу, яка передається на внутрішній лист ( $T_{TR}$ ). Сила, яка передається на внутрішній лист ( $T_{TR}$ ) складається, в свою чергу, з сили, яка безпосередньо передається заклепкою ( $T_{BR}$ ) і сили тертя ( $T_{FR}$ ). Тертя діє в зоні максимального стискаючого зусилля. Важливим є висновок про те, при певних умовах, сила тертя передає суттєву частину зовнішнього навантаження.

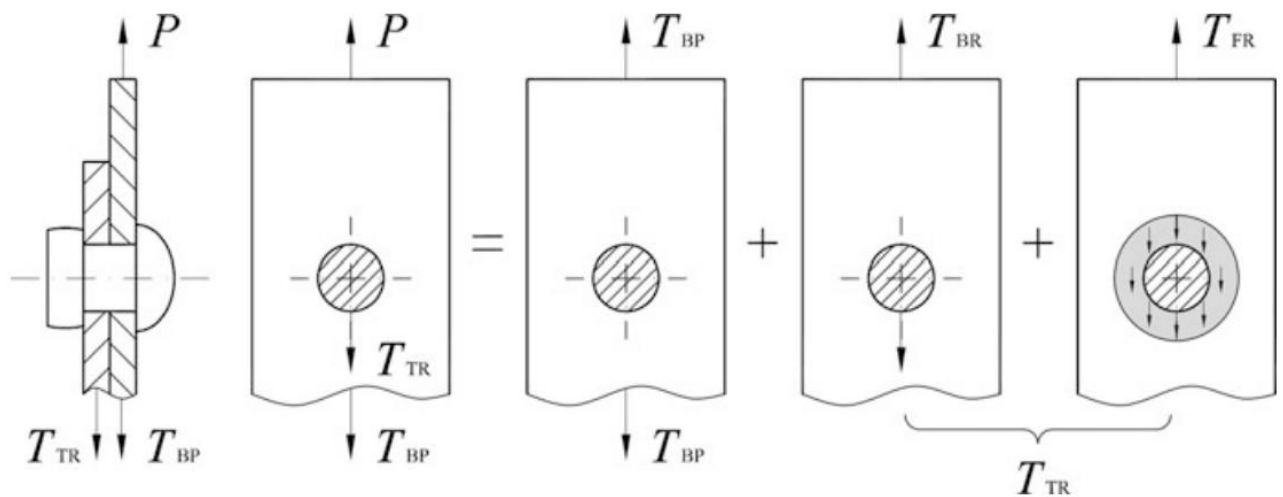


Рис.1.18 - Передача зусиль заклепковим з'єднанням [47].

Увага до удосконалення технологій заклепкових з'єднань, використання чисельного моделювання їхньої поведінки, аналізу напружено-деформованого стану елементів з'єднань вказує на те, що слід очікувати подальше широкое використання заклепкових з'єднань, що потребує досліджень факторів, які можуть впливати на їхні ресурсні характеристики.

#### **1.4. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки і можливі побічні ефекти їх застосування.**

Додатковим засобом попередження та уповільнення корозії є плівкоутворюючі антикорозійні сполуки (ПАС).

Більшість таких сполук містять інгібітори корозії і створені на основі нафтопродуктів. Висока проникаюча здатність забезпечує витіснення корозійного середовища із зазорів, наприклад клепаних з'єднань; здатність утворювати еластичну плівку на поверхні металевих конструкцій створює бар'єр між агресивним середовищем та металом.

Наявність в їхньому складі інгібіторів забезпечує уповільнення та навіть припинення процесу корозії.

В літературі і технічній документації використовуються різні терміни для опису ПАС: Corrosion Preventive Compounds (CPC), Corrosion Inhibiting Compounds (CIC), Water Displacing Corrosion Preventative Compounds (WDCPs), Плівкоутворюючі Інгібіровані Нафтові Сполуки (ПІНСи).

В українському авіабудуванні, на стадії виготовлення літака та в процесі його експлуатації використовуються сполуки фірми Ardrex AV компанії Chemetall Aerospace Technologies: Ardrex AV 8, Ardrex AV 25, Ardrex AV 30, Ardrex AV 40, Ardrex AV 100D.

Розглянемо характеристики антикорозійних матеріалів (таблиця 1.2) [52].

Розповсюдженими антикорозійними сполуками є також: Corrosion X Aviation, Cor-Ban 35, LPS-2, LPS-3, LPS Procyon, VCI-368, та ін.

Накопичений досвід використання цих сполук вказує на ефективність та перспективність подальшого розвитку даного напрямку в попередженні деградації несучої здатності авіаційних конструкцій внаслідок пошкодження корозією.

Захисні властивості ПАС перевіряються стандартними та спеціальними методами, які відносяться до корозійних випробувань [53, 54].

### Антикорозійні плівкоутворюючі сполуки фірми Ardrox® [52]

Назва продукту та властивості	Стан	Міжнародні специфікації
Ardrox® AV 8. Висока проникаюча здатність, витісняє воду, використовується як основа для покриття Ardrox® AV 100D	Рідина	AIMS 09-08-001, BAMS 565-006, BMS 3-23 Type II Class 2 Grade A, CMS CT-501, MEP 10-063, MIL-PRF-16173E
Ardrox® AV 15 Висока проникаюча здатність, витісняє воду	Рідина	AIMS 09-08-003, BAMS 565-006, BMS 3-35, EADS/Eurofighter as MIL-PRF-16173, MEP 10-063, MIL-DTL-85054
Ardrox® AV 25 Проникаюча здатність, витісняє воду, для рухомих деталей	Рідина	AIMS 09-08-001, BMS 3-26, MIL-PRF-16173E
Ardrox® AV 30 Проникаюча здатність, витісняє воду	Рідина	AIMS 09-08-002, BAMS 565-006, BMS 3-29, CMS CT-502, MEP 10-063, MIL-PRF-16173E
Ardrox® AV 35D Висока проникаюча здатність, витісняє воду	Рідина	French Ministry of Defense, Lockheed Martin Aeronautical Systems, Pilatus VV 0302-10, SAAB AIRCRAFT STD 161454
Ardrox® AV 40 Проникаюча здатність, термічна стійкість	Рідина	AIMS 09-08-002, BMS 3-26 Type II, MIL-PRF-16173E Type II, GRADE 1
Ardrox® AV 100D Два компоненти, тривала працездатність, потребує перший шар Ardrox® AV 8	Тиксотропний матеріал	

Прикладом дослідження захисних властивостей антикорозійних сполук є робота [55]. Антикорозійні сполуки було нанесено на зразки магнієвого сплаву AZ31B-N24, алюмінієвого сплаву 2024-T3, низьколегованої сталі 4130, високоміцної сталі 4340, нержавіючої сталі АМ-355.

Досліджувався загальний опір корозії, опір щілинної корозії, корозії під напруженням, а також характеристики змочування поверхні. В наведеному експерименті розглянуто властивості сполук Carwell AR500, Corrosion X Aviation, Corrosion X. Дія середовища забезпечувалася розчином солонної води, високої вологості, циклічного осушування, високої температури.

Відповідно до стандартної програми випробувань GM 9540P розчин агресивного середовища містив: 0,9 %  $NaCl$ , 0,1 %  $CaCl_2$ , and 0,25 %  $NaHCO_3$ . Наведений приклад дослідження вказує на основні фактори, що розглядаються при проведенні стандартних випробувань.

Ще одним прикладом дослідження функціональних властивостей антикорозійних сполук є результати дослідження, наведеного в роботі [56]. Досліджувались захисні властивості антикорозійних сполук відповідно до чотирьох формул їхнього складу в середовищі соляної кислоти. Для оцінки здатності плівкоутворюючих сполук було використано Захисний Фактор (Protection Factor), який визначався як відношення втрати маси зразка за відсутності захисного покриття до втрати маси зразка в присутності захисного покриття.

При виборі антикорозійних сполук для захисту авіаційних конструкцій необхідно враховувати конструктивні особливості зон антикорозійної обробки. Прикладом таких досліджень є робота [57], в якій досліджувалась кінетика проникнення і здатність витискання вологи з замкнутих об'ємів, зокрема заклепкових з'єднань внапуск. Дослідження проводилось з використанням вбудованого оптико-волоконного сенсору. Було встановлено, що антикорозійні сполуки швидко проникають в типові заклепкові з'єднання конструкцій літаків. При порівнянні з проникаючою здатністю води було встановлено, що швидкість проникнення води більша ніж у антикорозійних сполук, при цьому різниця в швидкості проникнення залежить від типу з'єднання. Швидкість проникнення в щілини з вологою була на порядок нижчою, ніж у випадку сухих поверхонь.

Важливим фактором є і розмір зазору між контактними поверхнями (рис. 1.19). Швидкість розповсюдження антикорозійних сполук в зазорі з'єднання зменшується з подальшим проникненням, в результаті, певні поверхні можуть залишитись не захищеними.

Захисні властивості антикорозійних сполук підтверджено їх випробуваннями та досвідом практичного застосування для захисту різноманітних інженерних конструкцій, машин та механізмів.

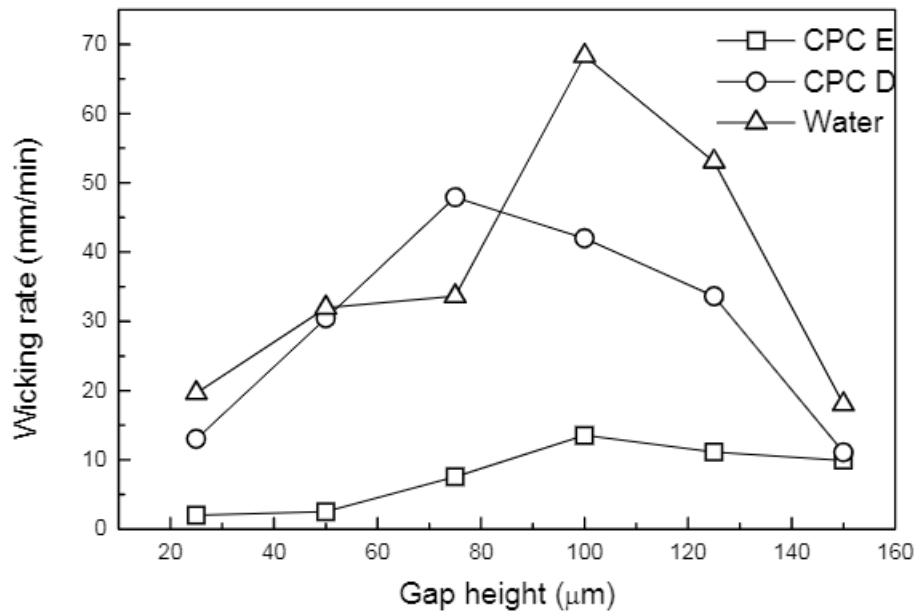


Рис. 1.19 - Швидкість проникнення в залежності від ширини зазору заклепкового з'єднання листів сплаву 2024-T3 [56].

Проте, поруч з дослідженнями, які вказують на доцільність їх застосування, існують експериментальні результати та аналітичні міркування, які обумовлюють певні застереження: спостерігались випадки негативних побічних ефектів при захисті заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій, які пояснюються різними факторами, в тому числі впливом на сили тертя між елементами з'єднань при попаданні сполук в зазори.

Спостерігався і вплив ПАС на кінетику втомних тріщин в алюмінієвих конструкційних сплавах.

Потреба в захисті конструкцій повітряних суден від корозії обумовлює появу нових антикорозійних сполук. Хімічний склад зазначених матеріалів, навіть прийнятих до застосування відомими авіаційними фірмами є комерційною таємницею і тому методики аналізу їхніх властивостей та узагальнені вимоги до фізико-хімічних властивостей на сьогодні не сформовані.

Враховуючи різноманітність умов роботи захисних сполук в конструкціях, конструктивні особливості ділянок, що оброблюються, значну кількість нових сполук на ринку антикорозійних матеріалів, обмежений характер даних про хімічний склад сполук, очевидною і актуальною є необхідність критичного

аналізу даних про функціональні властивості та побічні ефекти антикорозійних сполук, дослідження механізму їх впливу на втому конструкційних матеріалів та елементів конструкцій.

Важливим дослідженням в зазначеному напрямку є робота [6]. Досліджено вплив антикорозійного матеріалу, який містить оливу, на втому типових авіаційних конструктивних елементів.

Зразки для втомних випробувань моделювали заклепкове з'єднання листів обшивки літака. Використовувався плакований алюмінієвий сплав 2024-T3 (аналог сплаву Д16АТ), товщина листів становила 1,66 мм. Діаметр заклепок – 4,88 мм (рис. 1.20). При виготовленні та обробці зразків для втомних випробувань дотримувались авіаційної виробничої технології. В з'єднанні двох листів лише одна з двох контактних поверхонь оброблювалась епоксидним ґрунтом. Частина зразків оброблювалась антикорозійною сполукою, що містить оливу, інша група зразків антикорозійного захисту не мала.

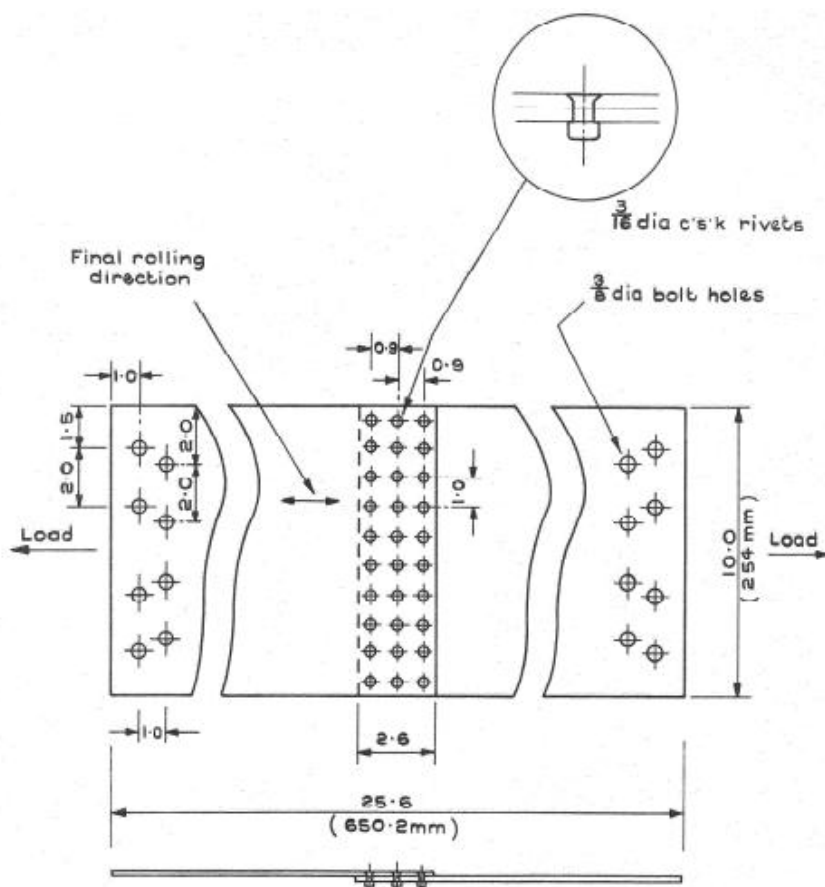


Рис. 1.20 - Зразок заклепкового з'єднання, який використовується для дослідження впливу антикорозійної плівкоутворюючої сполуки на втому [6].



Розглядалися: вплив сполук на зміну частки сил тертя в передачі зусиль елементами з'єднання та відповідні зміни зусиль зсуву в заклепкових з'єднаннях, насиченість антикорозійної рідини продуктами фретингу, проникнення рідини в кінчик тріщини, що розвивається з відповідним ефектом розклинювання. Було розглянуто і можлива хімічна взаємодія поверхнево активної рідини з металом.

На рис. 1.21 наведено результати втомних випробувань, які вказують на негативний вплив плівкоутворюючої сполуки на циклічну довговічність: цей вплив полягає в зниженні довговічності від 33 % (при малих напруженнях) до 50 % (при великих напруженнях).

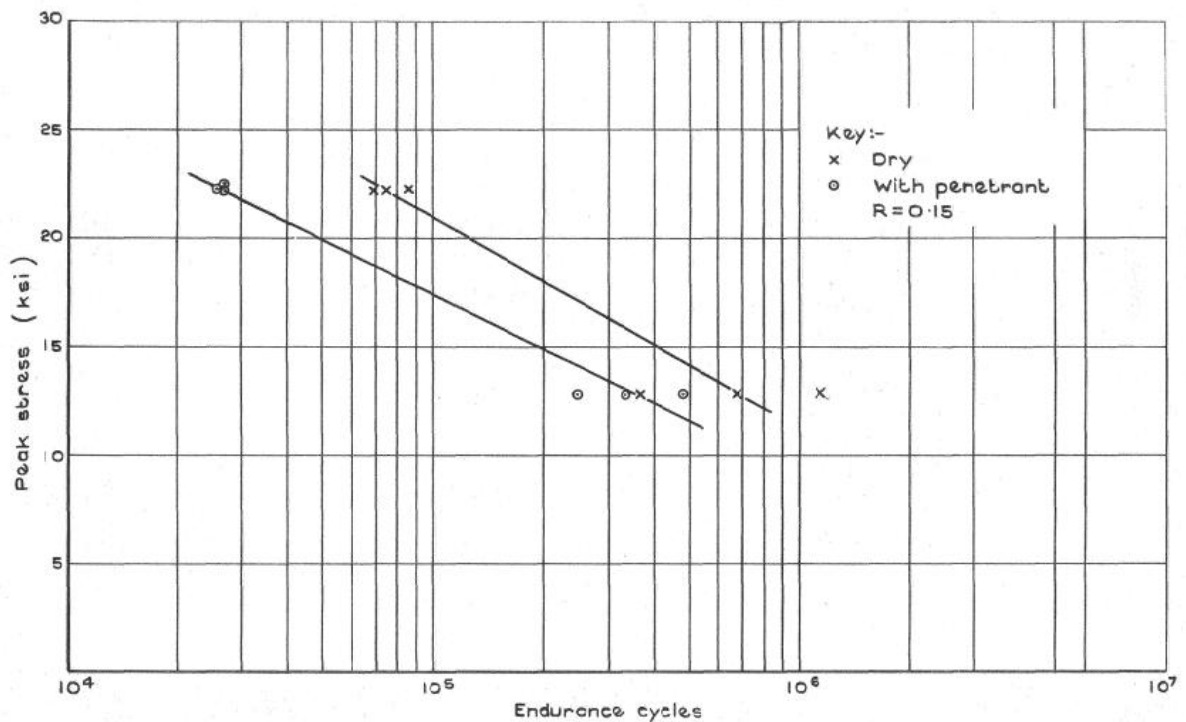


Рис. 1.21 - Циклічна довговічність зразків заклепкових з'єднань: 1 – без антикорозійного покриття; 2 – з обробкою антикорозійною сполукою [6].

В роботі [7] наведено результати випробувань декількох видів з'єднань листів алюмінієвого сплаву 2024-T3. Розглядався вплив антикорозійної обробки сполукою LPS-3. Випробування проводилось відповідно до загально відомої програми TWIST, яка використовується при ресурсних випробуваннях літаків транспортної категорії. Було виявлено вплив конструктивних особливостей

заклепкового з'єднання та режиму циклічного навантажування. Чутливими до дії антикорозійної сполуки виявилися зразки, виготовлені як однорядні з'єднання внапуск та встик з накладками з однієї сторони. Негативного ефекту не було виявлено в стикових з'єднаннях при наявності накладок з обох сторін, а також при випробуваннях з'єднань з потайними заклепками внапуск.

Захисні сполуки знайшли застосування для захисту літаків різних категорій. В роботі [58] розглянуто імовірність негативних побічних ефектів при їх використанні для захисту літаків категорії «Авіація загального призначення» (General Aviation).

Для таких конструкцій типовим є заклепкове з'єднання листів обшивки внапуск (рис. 1.22). Матеріал листів – сплав 2024-T3. Кількість рядів заклепок – 2. Матеріал заклепок – сплав 2117T4. Руйнуюче дотичне напруження матеріалу заклепок 207 МПа, напруження зминання – 690 МПа. Діаметр заклепок 3,175 мм. Діаметр отвору дещо більше діаметру заклепок для забезпечення радіальної деформації заклепок.

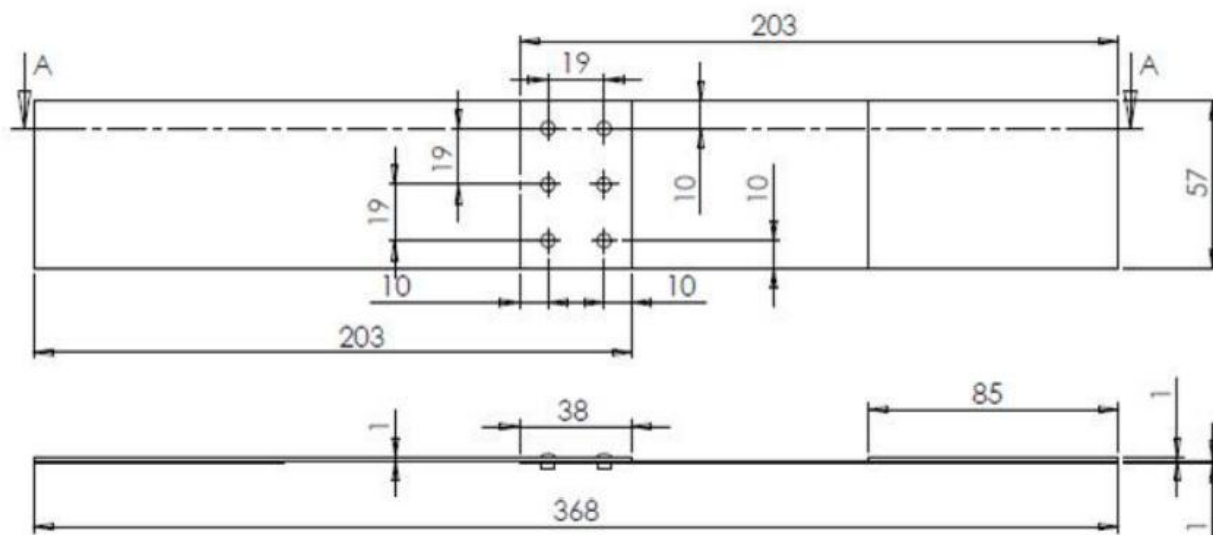


Рис. 1.22 - Зразок типового заклепкового з'єднання в конструкції легкого літака [58].

Розглянуто дві антикорозійні сполуки: LPS-2, яка має оливну основу і LPS-3, яка має м'яку воскову основу. Сполука LPS-2 внаслідок невеликої в'язкості та

суттєвої проникаючої здатності, наносилася після з'єднання листів. Сполука LPS-3 має меншу проникаючу здатність і тому наносилася перед клепаанням.

Автори дослідження отримали наступні результати: в діапазоні «середніх» напружень наявність плівкоутворюючої сполуки призводить до зниження циклічної довговічності; при умовно «невеликих» та умовно «великих» напруженнях вплив сполук не такий виразний; руйнування може бути як по заклепках, так і по листах; за наявності сполук при високих напруженнях руйнуються заклепки (табл. 1.3).

Таблиця 1.3

### Руйнування заклепкових з'єднань [58]

Рівень навантажування	Навантаження, кН	Без сполуки	Сполука LPS-2	Сполука LPS-3
Високий	11,3	Руйнування заклепок	Руйнування заклепок	Руйнування заклепок
Високий	10,0	Руйнування по листу	Руйнування заклепок	Руйнування заклепок
Високий	9,0	Руйнування по листу	Руйнування по листу	Руйнування заклепок
Високий	8,0	Руйнування по листу	Руйнування заклепок	Руйнування по листу
Середній	7,0	Руйнування по листу	Руйнування по листу	Руйнування по листу
Середній	6,0	Руйнування по листу	Руйнування по листу	Руйнування по листу
Низький	4,0	Руйнування по листу	Не зруйнувався	Руйнування по листу

Криві втоми, побудовані за результатами випробувань, відображають негативний вплив антикорозійних сполук на довговічність заклепкових з'єднань (рис. 1.23).

Можна припустити, що втомна довговічність визначається конкуруючими процесами: а) перерозподілом напружень в елементах конструкції внаслідок зменшення сил тертя; б) впливом мастильної компоненти сполуки на фартинг контактуючих поверхонь.

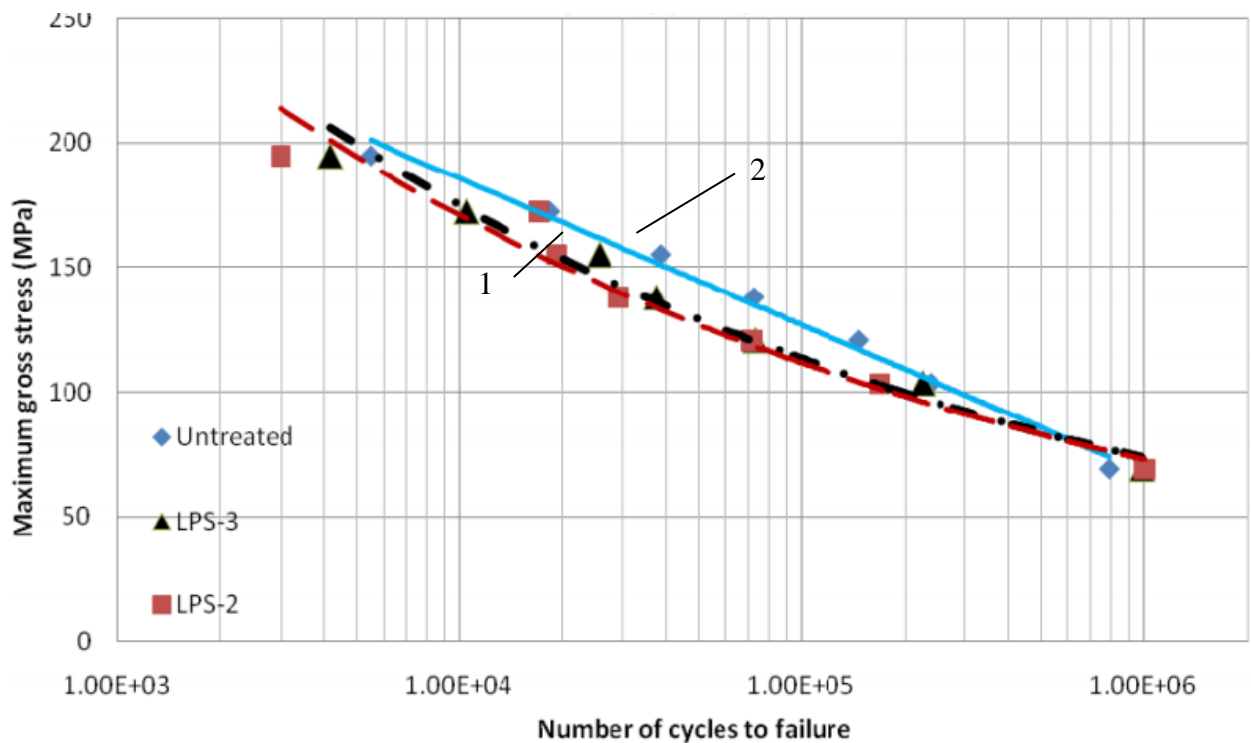


Рис. 1.23 - Циклічна довговічність заклепкових з'єднань легкого літака: 1 – покриття LPS-2, LPS-3; 2 – без покриття [58].

Можна припустити, що втомна довговічність визначається конкуруючими процесами: а) перерозподілом напружень в елементах конструкції внаслідок зменшення сил тертя; б) впливом мастильної компоненти сполуки на фартинг контактуючих поверхонь.

Робота однорядних заклепкових з'єднань листів конструкційного алюмінієвого сплаву при навантаженні відповідно до програми FALSTAF досліджувалась в роботі [59]. Автор роботи встановив, що рівень тертя в з'єднанні збільшується з ростом кількості циклів навантажування. На початковій стадії більш суттєва доля навантаження передається заклепками, проте в процесі роботи тертя між листами зростає і доля навантаження, що передається заклепками зменшується.

В роботі [60] показано, що доля сил тертя в передачі зусиль елементами заклепкового з'єднання залежить від рівня навантажень на елемент конструкції. Значимість тертя збільшується зі зниженням діючих навантажень і при низьких

рівнях тертя стає домінуючим фактором. При цьому, залишається відкритим питання про роль стискаючих напружень.

Важливим фактором є жорсткість (рухомість) з'єднання. Рухомість в свою чергу визначає умови для реалізації кінетичного тертя. На жорсткість впливає кількість рядів заклепкового шву [61], зі збільшенням жорсткості збільшується циклічна довговічність (рис. 1.24).

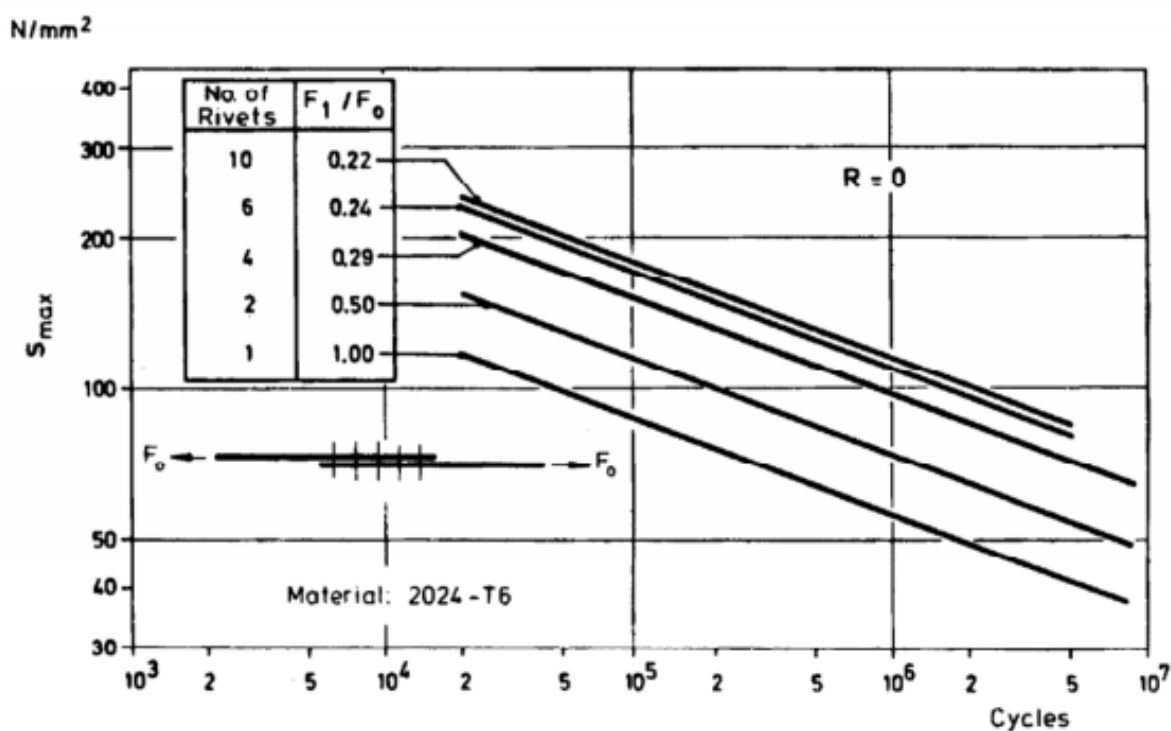


Рис. 1.24 - Криві втоми заклепкових з'єднань з різною кількістю рядів заклепок [61].

При визначенні впливу плівкоутворюючих сполук доцільно розглядати ефект, який називається вторинним вигином і призводить до виникнення додаткових нормальних напружень [62].

Вторинний вигин викликає розкриття з'єднання, що може сприяти проникненню сполук в зазор з'єднання з відповідним впливом на сили тертя.

Вплив на довговічність спостерігався і в елементах конструкції, в яких роль сил тертя не є значною. Це спонукає до пошуку інших механізмів впливу антикорозійних сполук на втомну довговічність. Враховуючи, що процес втоми є

стадійним, складається зі стадії формування втомної тріщини та стадії її розповсюдження, доцільним є аналіз впливу сполук на обидві стадії втоми.

Автори роботи [63] досліджували особливості розповсюдження втомних тріщин в листових конструкційних сплавах і порівнювали характеристики цього процесу при наявності сполук, без антикорозійного покриття, в середовищі повітря та дистильованої води. І в цій роботі у фокусі уваги був алюмінієвий сплав 2024-T351. В процесі розвитку тріщини коефіцієнт інтенсивності напружень підтримувався в діапазоні 10,0-14,0 МПа/м<sup>1/2</sup>. Коефіцієнт асиметрії циклу навантаження  $R$  становив 0,3; частота навантажень – 5 Гц. Випробування проводились при кімнатній температурі повітря з вологістю не вище 40 %. РН дистильованої води становив 6 – 7. Для дослідження процесу розповсюдження тріщини в різних середовищах на випробувальній машині 100KN INSTRON було встановлено камеру, показану на рис. 1.25.

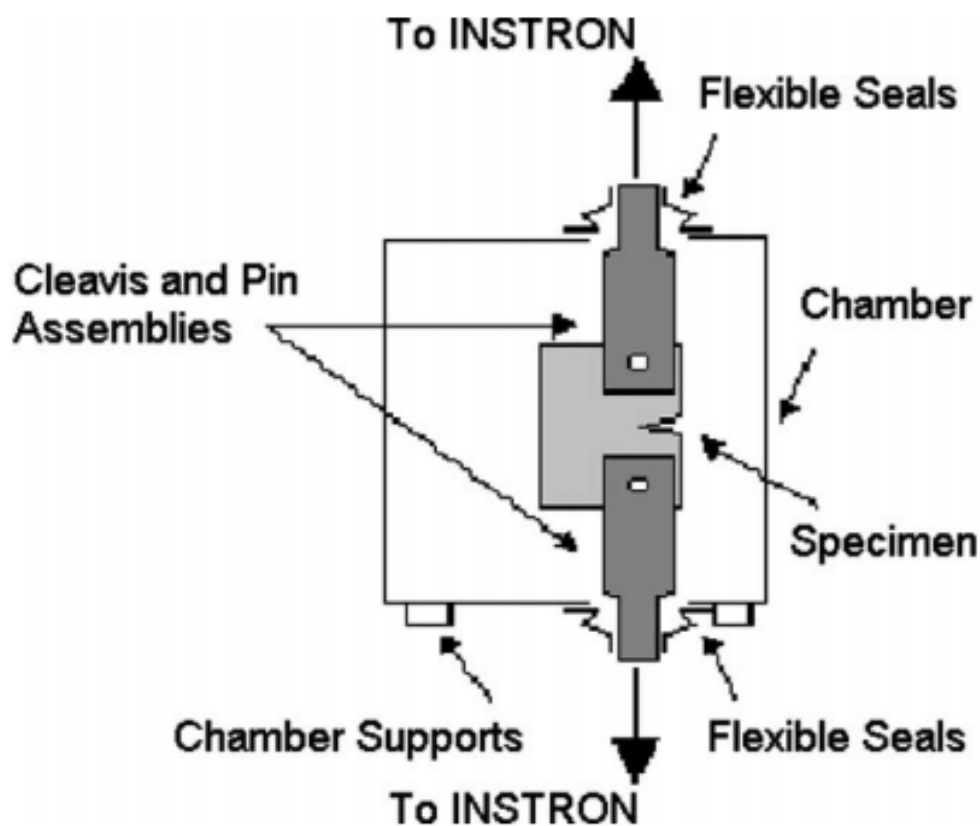


Рис. 1.25 - Зразок і камера для дослідження кінетики втомних тріщин в корозійному середовищі [63].

Експериментальні дані [63] вказують на негативний вплив антикорозійної сполуки на кінетику втомних тріщини (рис. 1.26).

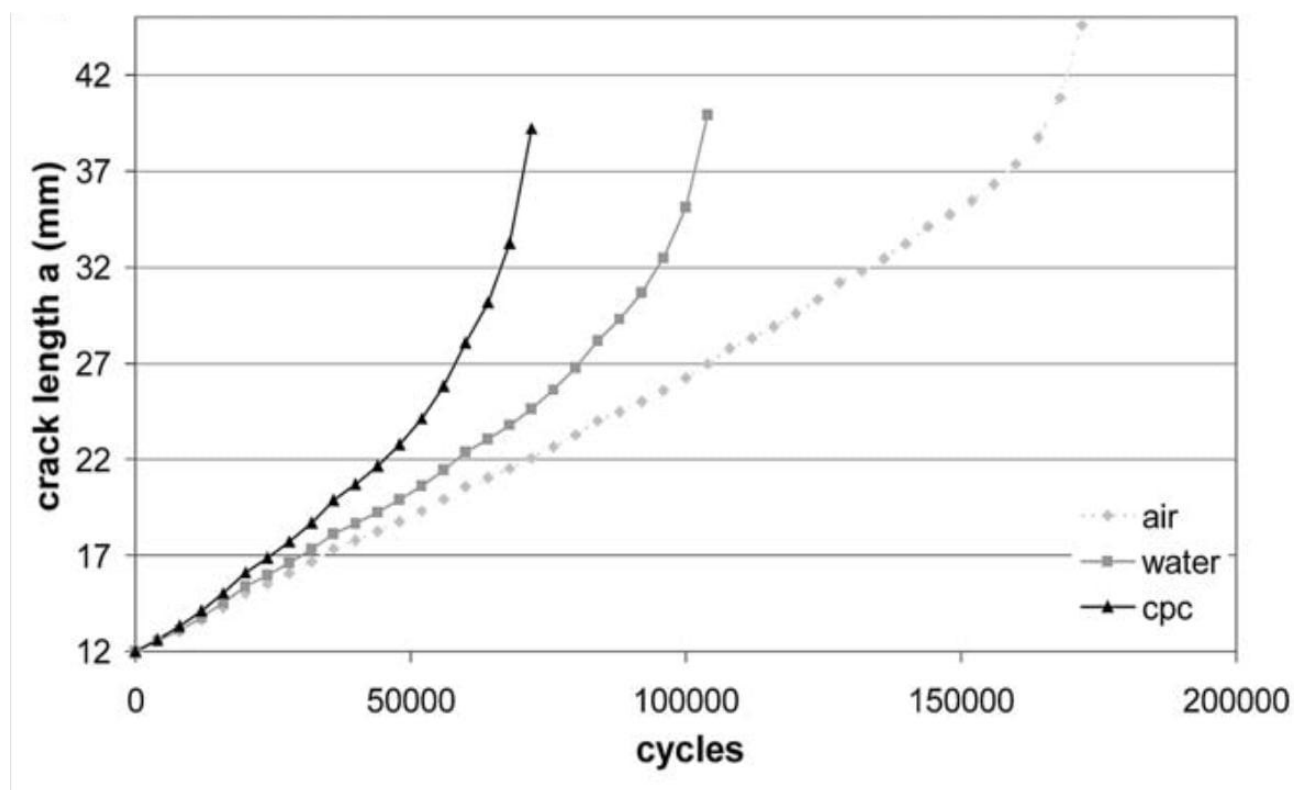


Рис. 1.26 - Вплив середовища на процес розповсюдження втомних тріщин [63].

Особливістю процесу є незмінне значення показника ступені  $n$  в рівнянні Періса для швидкості росту тріщин  $da/dN = C(\Delta K)^n$ , і чутливість коефіцієнту  $C$ : в середовищі плівкоутворючої сполуки він вище, ніж в середовищі дистильованої води і в середовищі повітря (таблиця 1.4).

Серед можливих механізмів прискорення росту тріщин розглядається вплив сполук на закриття тріщини. Присутність ПАС могла зменшити закриття тріщин шляхом реалізації трьох механізмів. Перший полягає в зменшенні окисдування поверхонь руйнування, що обумовлено малою в'язкістю і малою силою поверхневого натягу, які забезпечують високу **проникаючу здатність** ПАС в зазори під дією капілярного ефекту.

**Середні значення коефіцієнтів рівняння Періса і відповідні значення циклічної довговічності [63]**

Середовище	Повітря	Вода	Антикорозійна сполука
Коефіцієнт $C$	$1,74 \cdot 10^{-11}$	$1,85 \cdot 10^{-11}$	$2,10 \cdot 10^{-11}$
Показник ступені $n$	3,84	3,85	3,86
Середня довговічність, Цикли	175217	108351	71455
Стандартне відхилення, %	27	11	14

Внаслідок цього ПАС швидко проникають в тріщину і попереджують доступ кисню до нових поверхонь руйнування, забезпечуючи уповільнення оксидування.

Другий механізм впливу можливо полягає в зменшенні закриття тріщин за рахунок усунення оксидів з кінчику тріщини антикорозійною рідиною при її русі.

Третій механізм, завдяки якому розповсюдження тріщини прискорюється, полягає в зменшенні тертя між поверхнями тріщини і відповідним полегшенням ковзанням поверхонь руйнування.

В той же час, фрактографічні дослідження не виявили суттєвих відмінностей ознак поверхонь руйнування при їх випробуванні та руйнуванні в різних середовищах.

На жаль, проведене дослідження має обмежене практичне застосування – з тексту статті не ясно, якої марки була антикорозійна сполука, вказано лише, що вона застосовується в авіаційній галузі. Проте, очевидно, що цей аспект повинен розглядатися комплексним методом контролю негативних побічних ефектів застосування ПАС.



Автори роботи [64] досліджували втомні тріщини в зразках сплаву 7075-T6 з плакуванням та без плакування. Частота навантажування становила 2 Гц, коефіцієнт асиметрії циклу навантажування  $R$  становив 0,1. Середовищами випробування були розчин  $NaCl$  та повітря різної вологості.

Розглядався вплив сполук з різною проникаючою здатністю, в'язкістю та твердістю: LPS-2, LPS-3, LPS Procyon, VCI-368, Cor-Ban 35, Dinitrol AV-15, Corrosion X Aviation.

Антикорозійні сполуки наносились при досягненні тріщиною певної довжини. Швидкість розповсюдження тріщин вимірювалась до нанесення захисної плівки та після нанесення.

Було встановлено, що антикорозійна сполука Dinitrol AV15 викликає прискорення втомних тріщин, втім цей ефект спостерігається у випадку циклічного навантаження безпосередньо після нанесення антикорозійного матеріалу, з часом зазначений ефект відсутній. Це дає підстави регламентувати тривалість витримки конструкцій до їхнього експлуатаційного навантажування.

При застосуванні сполуки LPS-2 в умовах дії постійного за розмахом коефіцієнта інтенсивності напружень спостерігається прискорення тріщини, проте при випробуваннях з постійним коефіцієнтом інтенсивності напружень застосування антикорозійної сполуки LPS-2 дозволяє компенсувати негативний вплив агресивного середовища розчину  $NaCl$  при малих швидкостях росту тріщин.

Застосування антикорозійної сполуки LPS-3 уповільнює процес руйнування у випадку, коли навантаження проводиться безпосередньо після антикорозійної обробки, при цьому зазначений ефект залежить від конструктивних особливостей зразків.

Узагальнені результати дослідження представлено в таблиці 1.5.

Таким чином, в наведених умовах навантажування та обробки антикорозійним матеріалом, лише сполука LPS-2 призвела до прискорення швидкості розповсюдження тріщини у випадку циклічного навантажування безпосередньо після нанесення сполуки (рис. 1.27).

**Вплив циклічного напрацювання на швидкість розповсюдження тріщин**

Сполука	Зразок	Зміна швидкості розповсюдження тріщини, % при різних циклічних напрацюваннях							
		50 тис. циклів	100 тис. циклів	150 тис. циклів	200 тис. циклів	250 тис. циклів	300 тис. циклів	400 тис. циклів	500 тис. циклів
LPS-2	250-6	+21 %							
VCI-368	250-7	-29 %							
Cor-Ban 35	250-28	-45 %							
Cor-Ban 35	382-8		-21 %		-37 %		-13 %	-39 %	-21 %
Cor-Ban 35	382-9	-44 %	-32 %	-1 %	+3 %				
Corrosion X Aviation	382-1	-43 %	-38 %	-27 %	-11 %	-6 %			
Corrosion X Aviation	382-6	-71 %	-48 %	-45 %	-24 %	-3 %			
Dinitrol AV 15	382-2	-18 %	-54 %	-45 %	-9 %	+9 %			
Dinitrol AV 15	382-3	-22 %	-18 %	-50 %	-19 %	+5 %			
LPS-3	382-4	-43 %	-16 %	-9 %	0 %				
LPS-3	382-5	-42 %	-32 %	-37 %	-38 %	-21 %			
LPS Procyon	382-10	-12 %	-22 %	-19 %	+15 %				
LPS Procyon	382-11	-22 %	-13 %	+2 %	-26 %				

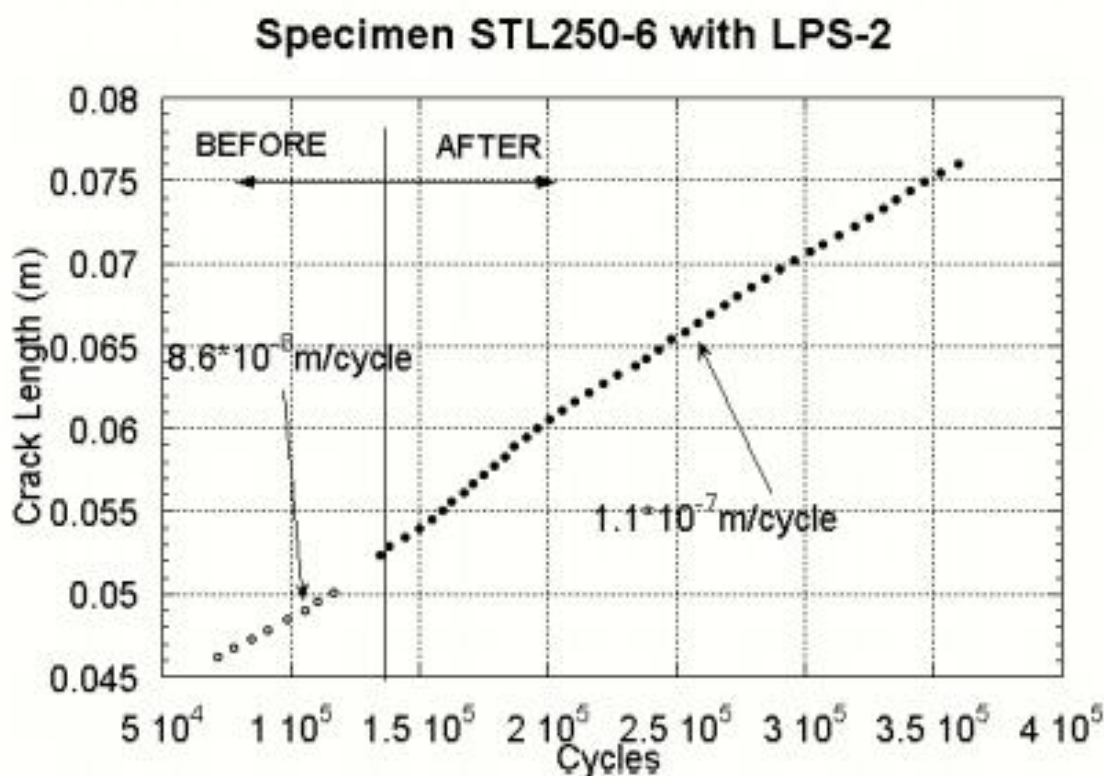


Рис. 1.27 - Розвиток втомної тріщин в зразку з антикорозійним захистом сполукою LPS-2 [64].

Практичним значенням наведених експериментів є попередній висновок про зниження впливу антикорозійних сполук на швидкість розповсюдження втомних тріщин в алюмінієвих конструкційних сплавах при збільшенні проміжку часу між обробкою та початком циклічного навантажування.

### 1.5. Висновки до розділу 1 та задачі дослідження.

Незважаючи на значні успіхи в матеріалознавстві, удосконаленні конструкцій повітряних суден з метою уникнення або мінімізації чутливих до дії агресивного середовища зон конструкції, розвиток методів неруйнівного контролю і появу систем постійного моніторингу стану конструкцій, корозія залишається проблемою, вирішення якої потребує науково обґрунтованих методів та методик.

Антикорозійні плівкоутворюючі сполуки (Corrosion Preventive Compounds, CPC – в «західному» авіабудуванні) знайшли широке застосування в авіаційній

галузі. В світовій авіації успішно застосовуються різноманітні за властивостями та особливостями застосування матеріали, серед яких найбільш відомими і розповсюдженими є: м'які плівки (Water Displacing Soft Film), що витискають воду; тверді плівки (Water Displacing Hard Film), які витискають воду, м'які плівки, які не витискають воду (Non Water Displacing Soft Film); тверді плівки, що не витискають воду (Non Water Displacing Hard Film).

Висока проникаюча здатність є однією з найбільш значущих властивостей плівкоутворюючих сполук. Волога витискається такими матеріалами з щілин і зазорів і таким чином створюються умови попередження корозії, або її уповільнення, якщо корозійний процес розпочався до антикорозійної обробки.

Проте, безумовно корисна властивість зазначених сполук може впливати на сили тертя в з'єднаннях, зокрема заклепкових, викликати перерозподіл зусиль між елементами з'єднання і в кінцевому результаті вплинути на циклічну довговічність конструктивних з'єднань.

Проведені до тепер дослідження стосувалися поведінки вибіркового конструктивних елементів та вибіркового антикорозійних сполук. Вплив антикорозійних сполук, які використовуються у вітчизняній авіаційній галузі на втому конструктивних елементів типових для конструкцій літаків АТ «АНТОНОВ», на теперішній час не вивчався. Висновки отримані в результаті досліджень наведених в представленому аналізі, не можуть бути застосовані в нових конструкціях розробки АТ «АНТОНОВ», отже очевидна необхідність проведення комплексного дослідження.

Проведені раніше дослідження впливу антикорозійних сполук на кінетику втомних тріщин також не дають однозначної відповіді на характер, механізм, закономірності впливу антикорозійної обробки з точки зору забезпечення живучості елементів авіаційних конструкцій.

В представлених результатах спостерігається як негативний вплив ПАС, так і ряд позитивних ефектів, що не дозволяє виробити однозначні рекомендації стосовно обґрунтованого висновку про доцільність їх використання.

Хімічний склад ПАС є інтелектуальною власністю розробників, що також обмежує можливість застосування загальних критеріїв їх вибору. Проте, наявність нафтопродуктів в їхньому складі змушує розглядати їх взаємодію з металом конструкції як дію поверхнево активних речовин, що обумовлює очікуваний вплив на інкубаційну стадію втомної тріщини і на процес розповсюдження тріщин.

Таким чином, очевидно є необхідність розробки комплексного методу, який дозволяє проводити науково обґрунтований, експериментально підтверджений вибір плівкоутворюючої сполуки для застосування в конструкціях нових літаків розробки АТ «АНТОНОВ», який не тільки забезпечує необхідні захисні властивості, але і запобігає негативні побічні ефекти застосування.

**Метою дослідження** є забезпечення запобігання негативних побічних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук, що досягається їх науково обґрунтованим вибором, контролем та застосуванням.

Для досягнення поставленої мети поставлено і вирішено наступні **завдання**:

1. Аналіз корозійних пошкоджень сучасних літаків транспортної категорії.
2. Аналіз сучасних антикорозійних плівкоутворюючих сполук і накопичених даних про можливі негативні ефекти їх застосування.
3. Розробка прискореного методу визначення впливу антикорозійних сполук на силу тертя в заклепкових з'єднаннях.
4. Скінченно-елементний аналіз напружено-деформованого стану авіаційних заклепкових з'єднань за наявності плівкоутворюючих антикорозійних сполук.
5. Проведення втомних випробувань типових заклепкових з'єднань конструкцій літаків транспортної категорії з метою виявлення негативних ефектів і оптимізації антикорозійної обробки.
6. Розробка структурно логічної схеми комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

## РОЗДІЛ 2

### МЕТОДИ ТА МЕТОДИКИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

Забезпечення практичної цінності роботи досягнуто завдяки орієнтації на проблему антикорозійного захисту реальних конструкцій літаків транспортної категорії, відповідній конструкції зразків для проведення випробувань, режимами випробувань, а також вибором антикорозійних сполук (ПАС), які дозволяють зробити узагальнюючі висновки щодо можливості розробки комплексного методу контролю побічних негативних побічних ефектів при їх застосуванні.

#### 2.1. Зразки для втомних випробувань.

При розробці зразків заклепкових з'єднань керувались наступним головним критерієм – зразки заклепкових з'єднань повинні відповідати в першу чергу типовій конструкції фюзеляжу літаків АТ «АНТОНОВ», яка потребує додаткової антикорозійної обробки, а результати дослідження бути інформативними для застосування в світовому авіабудуванні.

Для тонкостінних оболонок, до яких відноситься конструкція фюзеляжу літака, найбільш пошкоджуючими є кільцеві напруження. Рівняння для визначення напружень в обшивці, не підкріпленій стрингерами і шпангоутами має вигляд:

$$\sigma_k = p \times R/t,$$

де  $p$  – надлишковий внутрішній тиск;

$R$  – радіус кривизни обшивки;

$t$  – товщина обшивки.

Поздовжнє напруження  $\sigma_n$  становить  $0,5 \sigma_k$ .

Міцність конструкції визначається, в значній мірі, міцністю поздовжніх з'єднань, що обумовило відповідну конструкцію зразків для втомних випробувань.

При визначенні геометрії і конструкції зразків заклепкових з'єднань (33) для втомних випробувань керувались висновками, наведеними в першому розділі, а саме:

- опір втомі заклепкових з'єднань покращується зі збільшенням кількості рядів заклепок, при цьому найбільш розповсюдженим поздовжнім з'єднанням є трирядне з'єднання;

- відношення кроку заклепок до діаметру заклепок визначається статичною міцністю з'єднань, цей параметр не має значних флуктуацій в сучасних конструкціях;

- відстань від зовнішнього ряду заклепок до краю листа не має значного впливу на втомну довговічність;

- схема встановлення заклепок, «паралельна» чи «шахова» не має значного впливу на довговічність заклепкових з'єднань.

Враховуючи зазначені загальні аспекти і досвід застосування заклепкових з'єднань в літаках АТ «АНТОНОВ», були виготовлені зразки для проведення дослідження.

Зразки були виготовлені на виробничих потужностях АТ «АНТОНОВ».

Зразки поздовжнього стику  $547 \times 120 \times 1,5$  мм виконані внапуск трирядним заклепковим з'єднанням з рядним розташуванням кріплення (рис. 2.1).

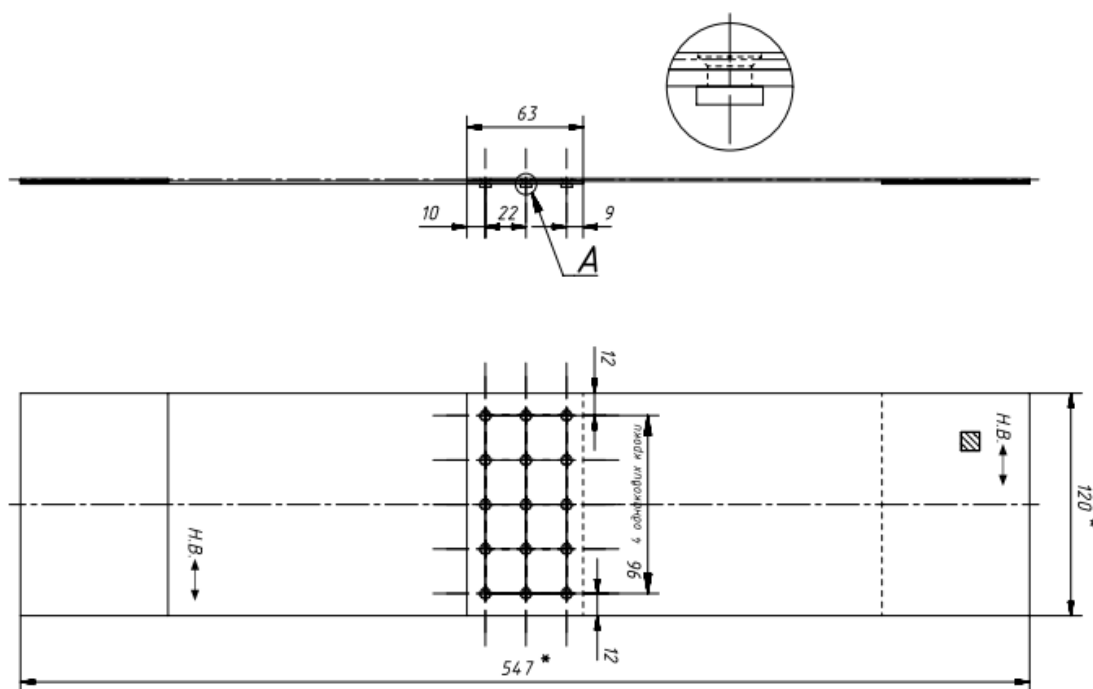


Рис. 2.1 - Зразок-імітатор клепаних поздовжніх стиків фюзеляжу.

Зразки виготовлені з плакованого алюмінієвого сплаву 1163 АТВ. Механічні характеристики сплаву і хімічний склад, надані виробником матеріалу наведені в таблицях 2.1 і 2.2.

Таблиця 2.1

### Механічні характеристики сплаву 1163 АТВ

Стан Листа	Границя текучості, МПа	Границя міцності, МПа	Відносне подовження при руйнуванні, %
АТВ	302-311	419-430	17,5-20,5

Контроль механічних властивостей проведено також в лабораторії механічних випробувань АТ «АНТОНОВ». Відповідно до зазначених випробувань границя міцності знаходиться в інтервалі 419 – 424МПа; відносне подовження в межах 20,0 – 21,3 %.

Таблиця 2.2

### Хімічний склад сплаву 1163 АТВ

Fe	Si	Mn	Ni	Ti	Al	Cu	Mg	Zn
0,04 %	0,03 %	0,6	0,01	0,03	Основний компонент	4,28	1,24	0,02

У з'єднанні використано заклепки діаметром 4,0 мм з потайною головкою 90° (кут конусності) та циліндричним компенсатором 4-8-Ан.Окс-ОСТ1 34056-2005. Матеріал заклепки: алюмінієвий сплав В65. Механічні характеристики сплаву В65 та його хімічний склад наведені в таблицях 2.3 [65] і 2.4 [66].

Таблиця 2.3

### Механічні характеристики сплаву В65 [65]

Стан матеріалу	Границя міцності, МПа	Границя текучості, МПа	Границя пропорційності, МПа	Відносне подовження при руйнуванні, %
Т	400	250	18	23



Таблиця 2.4

**Хімічний склад сплаву В65 [66]**

Fe	Si	Mn	Ti	Al	Cu	Mg	Zn	Домішки
До 0,2 %	До 0,25 %	0,3 – 0,5	До 0,1	93,65-95, 65	3,9 – 4,5	0,15 – 0,3	До 0,1	Усього 0,1

Для попередження руйнування зразків в місцях їх кріплення в затискачі випробувальної машини застосовано накладки, які зменшують рівень діючих локальних напружень. Накладки виконано з листа 1163 АТВ товщиною 1,5 мм, ОСТ1 90070–92. Розмір накладок 125×80 мм. Для наклеювання накладок був використаний клей ВК-9.

**2.2. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки.**

При виборі сполук для обробки заклепкових з'єднань керувались наступною вимогою: обробка, в першу чергу, повинна проводитись антикорозійними матеріалами, які використовуються в світовому авіабудуванні і зокрема на літаках АТ «АНТОНОВ».

В розділі 1 наведена характеристика сучасних ПАС фірми Ardrex, серед яких є ті, що були досліджені в представленій роботі.

При проведенні втомних випробувань основна увага була присвячена відомим матеріалам – плівкоутворюючим сполукам фірми Ardrex: AV-8; AV-25; AV-30.

Точний склад зазначених сполук є комерційною таємницею, проте відомі основні компоненти, які наведені в таблицях 2.6 – 2.8.

Орієнтовний склад сполуки Ardrex® AV 8 наведено в таблиці 2.5 [67].

Таблиця 2.5

**Склад антикорозійної сполуки Ardrox® AV 8 [67]**

Складова	Масовий зміст, %
1,1,1,2 тетрафторетан	30 – 50
Гідроочищена важка нафта	30 – 50
Аліфатичні уайт-спірити	1 – 5

Орієнтовний склад сполуки Ardrox® AV25 наведено в таблиці 2.6 [68].

Таблиця 2.7

**Склад антикорозійної сполуки Ardrox® AV-25 [68]**

Складова	Масовий зміст, %
1,1,1,2 тетрафторетан	30 – 50
Гідроочищена важка нафта	20 – 30
1-Methoxy-2-propanol 1 – Метоксі-2-Пропанол	5 – 10

Орієнтовний склад сполуки Ardrox® AV30 наведено в таблиці 2.8 [69].

Таблиця 2.8

**Склад антикорозійної сполуки Ardrox® AV-30 [69]**

Складова	Масовий зміст, %
1,1,1,2 тетрафторетан	30 – 50
Гідроочищена важка нафта	10 – 20
1 – Метоксі-2-Пропанол	5 – 10
Дистиляти (нафтові) гідроочищені світлі	1 – 5
Гідроочищений середній дистилят	1 – 5
Гідродесульфурована важка нафта	1 – 5

Дані кінематичної в'язкості застосованих ПАС наведені в таблиці 2.9.

**Кінематична в'язкість плівкоутворюючих антикорозійних сполук**

Сполука	Кінематична в'язкість	Джерело інформації
ARDROX® AV-8	6,0 mm <sup>2</sup> /s	[70]
ARDROX® AV-25	37,5 mm <sup>2</sup> /s	[71]
ARDROX® AV-30	98,0 mm <sup>2</sup> /s	[72]

В якості сполуки-порівняння, яка повинна демонструвати екстремальний вплив плівкоутворюючих сполук на сили тертя в заклепковому з'єднанні, використовувалася суміш мастила ЦІАТІМ-201 і гасу.

ЦІАТІМ-201 [74] був обраний на попередньому етапі дослідження у зв'язку з його мастильними властивостями. ЦІАТІМ-201 – мінеральне літєве мастило з антиокисною присадкою.

Гас [75 ] було обрано при проведенні попередніх досліджень в якості розчинника мастило ЦІАТІМ-201 у зв'язку з його проникаючою здатністю і широким застосуванням в авіації.

В експериментах, проведених в процесі розробки методу визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях шляхом вимірювання сили тертя спокою при статичному навантажуванні досліджувались ЦІАТІМ-201, а також антикорозійні матеріали LPS 2 та LPS 3 [76].

Послідовність нанесення ПАС ARDROX, рекомендована виробником ПАС наведена на рис. 2.2 [52, 73].

LPS 2 – Міцне багатоцільове мастило та пенетрант із додатковим захистом від корозії. Забезпечує невисихаючу, тонку, жирну плівку на поверхні. Витісняє вологу. Має високу температуру спалаху. Прийнято до використання Lockheed Martin, відповідає стандарту MIL.

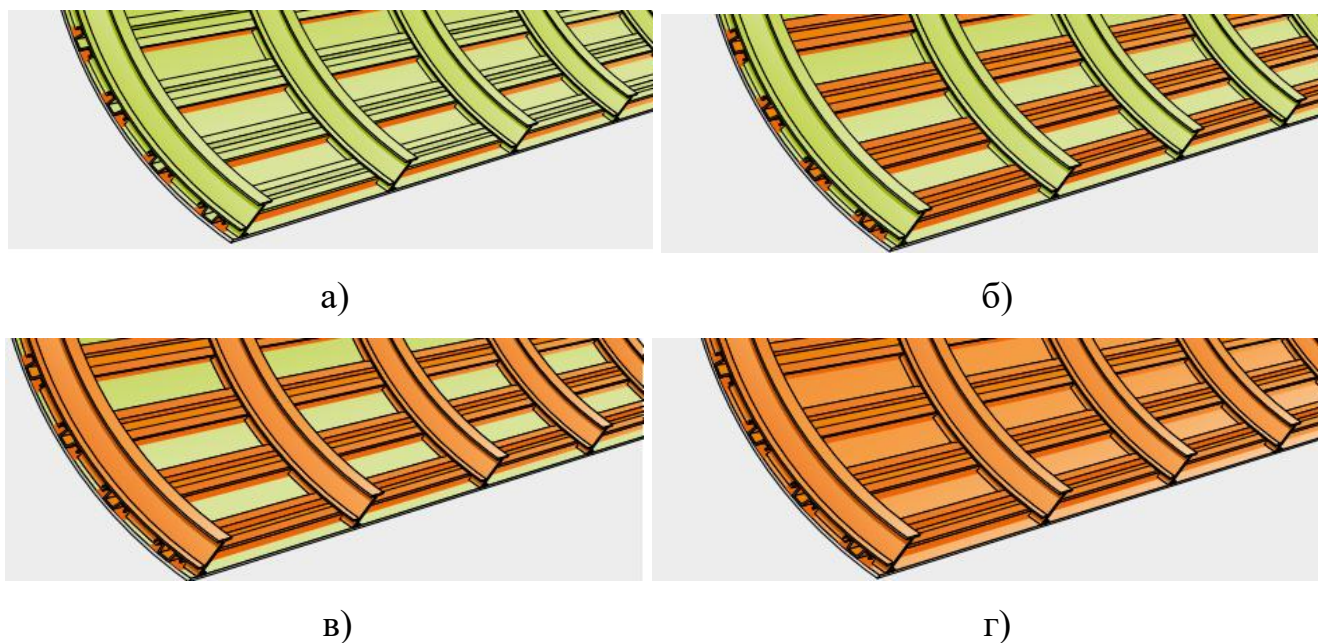


Рис. 2.2 - Послідовність антикорозійної обробки ПАС ARDROX: а – нанесення Ardrox® AV під стрингерами; б – нанесення Ardrox® AV поверх стрингерів; в – нанесення Ardrox® AV на шпангоути; г – нанесення Ardrox® AV на обшивку.

LPS 3 – сполука довготривалої дії, утворює воскову плівку, уповільнює корозію навіть в екстремально несприятливих умовах. Витісняє вологу. Особливістю є можливість захисту алюмінієвих сплавів від розшаровуючої та нитковидної корозії. Прийнято до використання Airbus, Bombardier DeHavilland, Lockheed Martin, McDonnell Douglas DMS.

## 2.3. Обладнання.

### 2.3.1. Обладнання для проведення втомних випробувань.

Дослідження втоми зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків фюзеляжу забезпечувалось використанням машини УИМ-25 (Schlenk Hydropuls) з цифровим контролером MTS FlexTest GT [77] (рис. 2.3).



Рис. 2.3 - Випробувальна машина УИМ-25 (Schenck Hydropuls).

Блок-схема сервогідравлічної випробувальної машини УИМ-25 (Schenck Hydropuls) з керуванням за допомогою багатоканального цифрового контролера MTS FlexGT 493.10/793.00 показана на рис. 2.4. Вона складається з силової рами, на робочому столі якої змонтовано універсальний гідроциліндр (1) і верхньої траверси (2). Для установки і фіксації верхньої траверси в робочому положенні використовуються гідродомкрати (3) та стопорні гідрозатискачі (4).

Вимірювання зусилля  $P$ , яке прикладається до зразку, виконується динамометром Schenck PM-250-R (5), встановленому на верхній траверсі машини. Максимальне зусилля, яке вимірюється динамометром –  $P = 250 \text{ kN}$ .

Для вимірювання переміщень штока поршня гідроциліндра використовується лінійний диференційно-трансформаторний датчик переміщень LVDT HBM W-100K (6), розміщений в нижній частині гідроциліндра.

Керування положенням гідроциліндра виконується за допомогою електрогідравлічного сервоклапана MOOG D076-102 (7). Гідравлічна система

машини приводиться у дію насосною станцією високого тиску Schenck НУВ Р-280 (8) з робочим тиском 280 бар (28МПа).

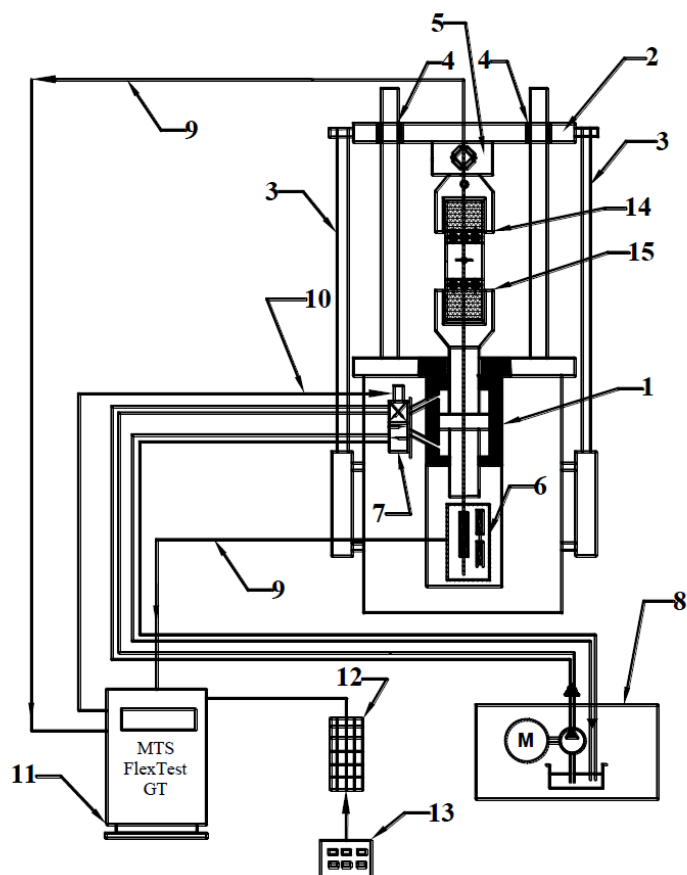


Рис. 2.4 - Принципова схема випробувальної машини УИМ-25.

На рисунку 2.4: 1 – гідроциліндр; 2 – верхня траверса; 3 – гідродомкрати; 4 – стопорні гідрозатискачі траверси; 5 – динамометр Schenck РМ-250-Р; 6 – датчик ходу сервоклапана MOOG D076-102; 8 – насос високого тиску Schenck НУВ Р-280; 9 – канали сигналу зворотного зв'язку; 10 – канал керування; 11 – цифровий контролер MTS FlexGT 493.10/793.00; 13 – пульт ручного керування.

Принцип роботи машини УИМ-25 наступний: потік гідравлічної рідини, який нагнітається насосом високого тиску (8) через сервогідравлічний клапан MOOG D076-102 (7) спрямовується в верхню або нижню камери гідроциліндра (1), що викликає переміщення штока гідроциліндра, і відповідно, навантаження зразка. В залежності від режиму керування штоком гідроциліндру, динамометр (5) або датчик LVDT (6) вимірюють величину сигналу зворотного зв'язку (9), порівнюють його з заданим значенням командного сигналу, різниця у вигляді

регулюючого відхилення по каналу керування (10) подається на вхід електрогідравлічного сервоклапану MOOG D076-102 (7). Всі процедури керування автоматизовані і виконуються по заданих алгоритмах цифровим контролером MTS FlexTest GT 493.10/793.00 (11).

Апаратні засоби контролера MTS FlexTest GT 493.10/793.00 (11) на VME-базі містять в собі процесор, драйвер двоступеневого сервоклапану MOOG D076-102, чотири цифрових універсальних перетворювачі Digital Universal Conditioner (DUC), 16 пар цифрових входів/виходів D-I/O 493.72/793.00 (12). Подача зовнішніх команд виконується за допомогою командного пульта ручного керування (13), підключеного до контролера MTS FlexTest GT 493.10/793.00 за допомогою модуля цифрових входів/виходів D-I/O 493.72/793.00 (12).

### **2.3.2. Стенд для дослідження сил тертя в з'єднаннях листів обшивки фюзеляжу літака.**

Методичною особливістю проведеного дослідження є використання пристрою, розробленого в ході дисертаційного дослідження [78] для визначення сил тертя спокою в заклепкових з'єднаннях, що дозволило розробити новий метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні профілактичних антикорозійних покриттів.

Пристрій, встановлений на випробувальній машині Ві-00-202V, утворює стенд для дослідження сил тертя в з'єднаннях листів обшивки фюзеляжу літака. Ві-00-202V – сервогідравлічна випробувальна машина з цифровим управлінням [79], яка призначена для статичного і циклічного навантаження.

Конструктивно-функціональна архітектура установки складається з чотирьох складових:

- Програмне забезпечення MTL-Windows;
- персональний комп'ютер (ПК);
- цифроаналоговий перетворювач 2350-Controller;
- випробувальна машина.

Системні характеристики персонального комп'ютера відповідають вимогам (не нижче): Intel PIII @ 800 MHz або його аналог; 128 MB RAM; 20 Гб місця на жорсткому диску; підтримка USB інтерфейсу.

Конструкція випробувальної машини (рис. 2.5) складається з жорсткої рами, утвореної основою, колонами и верхньою траверсою. До верхньої нерухомої траверси кріпиться тензометричний силовимірювач (4).

Навантаження зразка виконується за рахунок переміщення штока виконавчого механізму (3).

Програмний код навантажування, заданий в MTL-Windows, передається з ПК через USB з'єднання у вигляді цифрового сигналу на цифроаналоговий перетворювач 2350-Controller. Цей пристрій, отримавши вхідний цифровий сигнал, перетворює його в командні аналогові і цифрові сигнали, які керують гідравлічною системою. Гідравлічна система, в свою чергу керує переміщенням штока (3) виконавчого механізму.

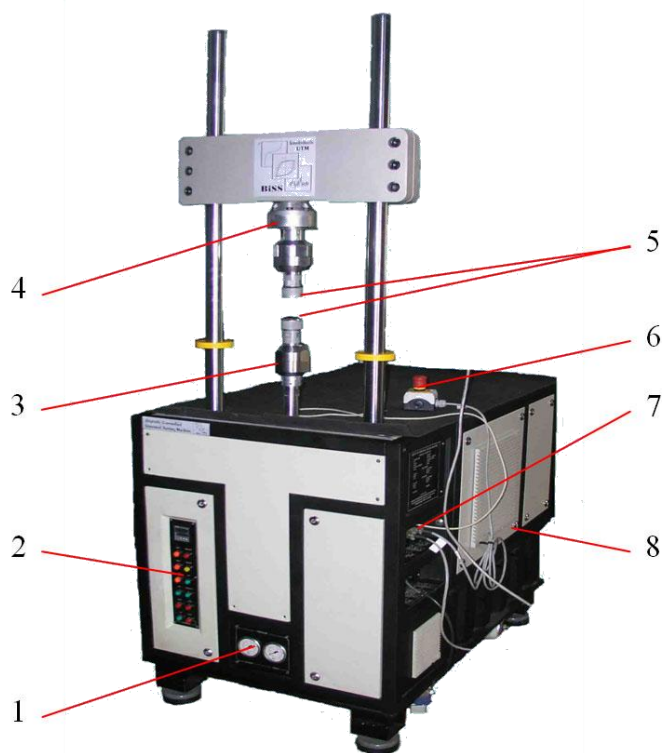


Рис. 2.5 - Випробувальна машина Vi-00-202V: 1 – манометри гідравлічної системи; 2 – мережа живлення електрикою; 3 – виконавчий механізм; 4 – силовимірювач; 5 – захвати; 6 – кнопка аварійної зупинки; 7 – роз'єми датчиків і портів USB; 8 – 2350 Controller.



Для керування випробувальною машиною можливо використання трьох каналів обміну інформації:

- канал переміщення штока виконавчого механізму. Робочий діапазон становить  $\pm 50$  мм, точність – 0,001 мм;
- канал навантаження. Робочий діапазон становить  $\pm 25$  кН, точність – 0,001 кН;
- канал екстензометра. Робочий діапазон становить  $\pm 0,5$  мм, точність – 0,0001 мм.

В проведеному дослідженні використовувався канал переміщення. Комплекс обладнання для вимірювання сил тертя в з'єднаннях показано на рис. 2.6, 2.7.

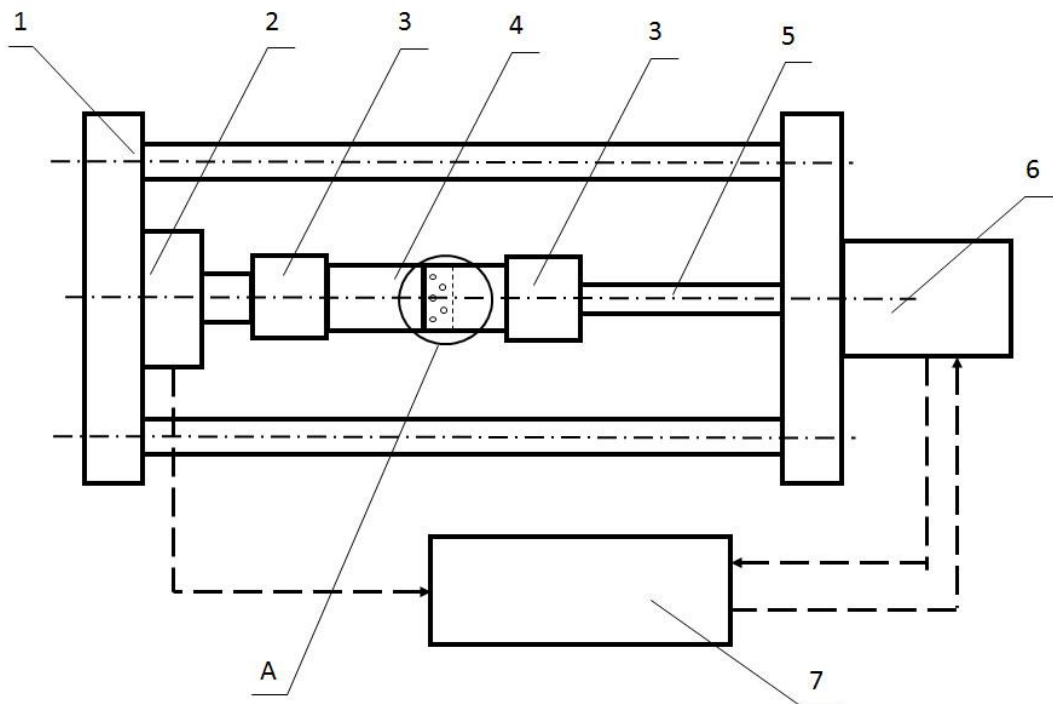


Рис. 2.6 - Схема обладнання для визначення коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях, інтегрованого в конструкцію машини Ві-00-202V: 1 – силова рама; 2 – цифровий динамометр; 3 – захват для зразка; 4 – зразок; 5 – циліндр приводу; 6 – привід гідроциліндру; 7 – мікроконтролер.

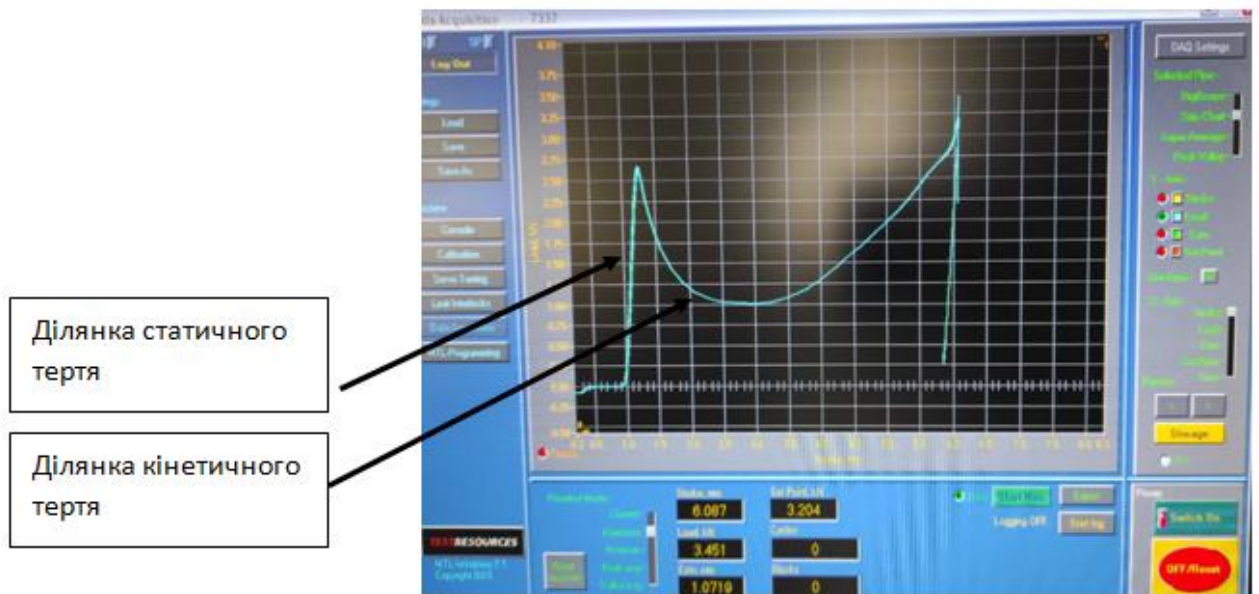


Рис. 2.7 - Монітор стенду для дослідження сил тертя в з'єднаннях.

В розділах 3.3 і 3.4, присвячених експериментальному дослідженню коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях в умовах покриття мастильними матеріалами і антикорозійними сполуками показано більш докладно особливості роботи запропонованого методу.

#### **2.4. Режими випробувань зразків-імітаторів клепаєних поздовжніх стиків фюзеляжу.**

При виборі режимів навантажування керувались двома основними факторами: а) даними про рівень напружень в обшивці фюзеляжу літаків транспортної категорії розробки АТ «АНТОНОВ»; б) даними про режими навантажування відповідних літаків іноземного виробництва. Аналіз навантажування і приклади втомних випробувань конструкцій і елементів конструкцій фюзеляжу наведені в роботах [47, 80]. В роботі [47] показано, що гермокабіни літаків транспортної категорії спроектовані для сприйняття тиску, що відповідає висоті 8000 футів (2438м). На цій висоті атмосферний тиск становить 10,92 *psi* (0,075 МПа). В результаті, наприклад, для фюзеляжу широкофюзеляжного літака фірми Boeing кільцеві напруження становлять 17,4 *ksi*

(120 МПа). Відповідно до даних, наведених в [80], кільцеві напруження в обшивці знаходяться в діапазоні 80 – 110 МПа в залежності від типу літака.

Незважаючи на те, що навантаження повздовжніх заклепкових з'єднань фюзеляжу має складний характер, випробування простих зразків в умовах дії одновісного навантаження є інформативним і забезпечує необхідний рівень надійності. Це підтверджується рядом експериментальних досліджень, серед яких робота [81], в якій представлено результати випробувань зразків заклепкових з'єднань, проведених при постійній амплітуді одновісного і двовісного синхронного навантажування з коефіцієнтом двовісності 0,5. Авторами роботи були виявлені більші довговічності зразків заклепкових з'єднань при двовісному навантажуванні, ніж при одновісному. Аналогічні результати наведені в звіті стосовно досліджень трирядних заклепкових з'єднань конструкції фюзеляжу літаків Fokker [82].

Обраний режим навантажування: максимальне напруження циклу 120,0 МПа; форма циклу навантажування – синусоїдальний; коефіцієнт асиметрії циклу  $R = 0,1$ ; частота навантажування  $f = 2-5$  Гц. База випробувань  $N = 500\ 000$  циклів.

Обробка результатів випробувань полягала в визначенні значень середніх довговічностей для груп зразків, які мали однакову антикорозійну обробку, значень стандартного відхилення і коефіцієнтів варіації. Було визначено функції розподілу довговічності.

## **2.5. 3D моделювання і застосування методу скінченних елементів.**

Скінченно-елементний аналіз проведено для тривимірної моделі зразка, який використовувався при проведенні втомних випробувань. Модель відображає конструктивні особливості поздовжнього з'єднання, властивості матеріалу листів обшивки та відповідає стандарту [83] заклепок (рис. 2.8 – 2.9).

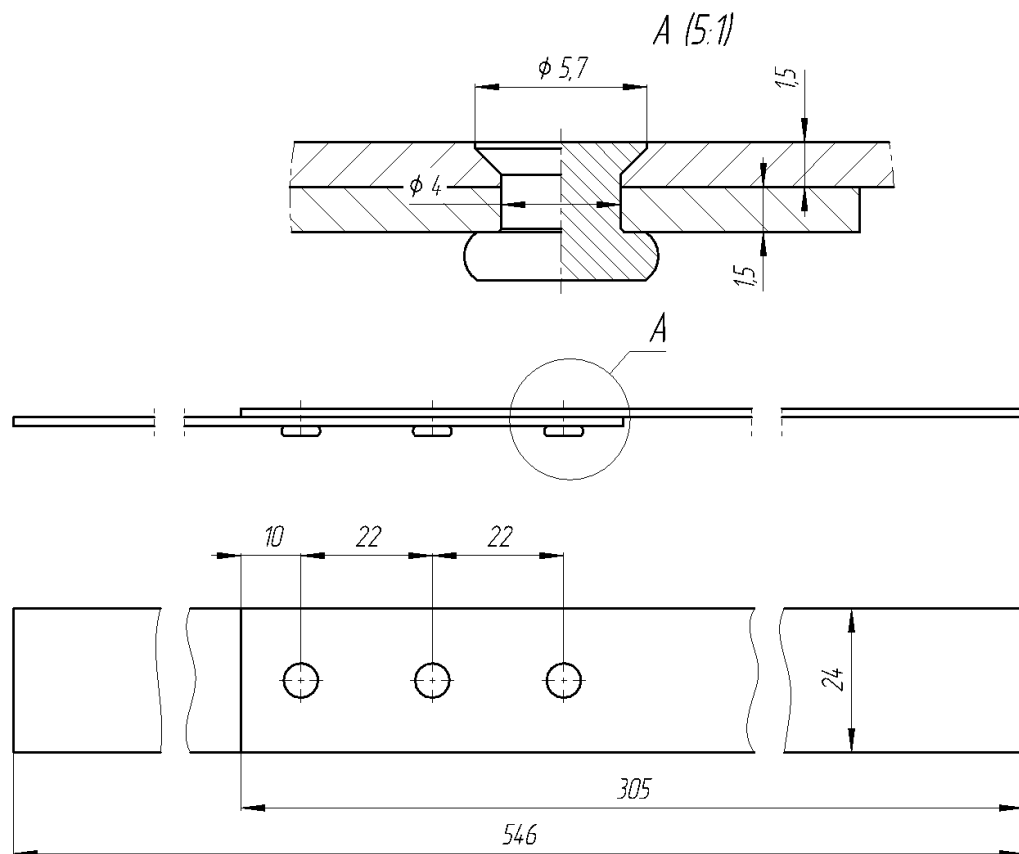


Рис. 2.8 - Геометрія зразка.

Рис. 2.9 - Заклепка, яка застосована при виготовленні і **для** моделювання зразків [83].

Задачі моделювання роботи заклепкового з'єднання в різних системах аналізу представлені в значній кількості публікацій [84, 85]. Для оцінки напружено-деформованого стану заклепкових з'єднань, як показав досвід попередніх досліджень [50, 51] найбільш ефективними є система проектування CATIA V5 та система аналізу ABAQUS.

При створенні моделі та виконанні розрахунків використовувалася система проектування CATIA V5 [86, 87] з додатковими модулями для розширених можливостей аналізу ABAQUS for CATIA [88,89]. Модель з'єднання, отримана в системі CATIA V5 має вигляд, показаний на рис. 2.10.

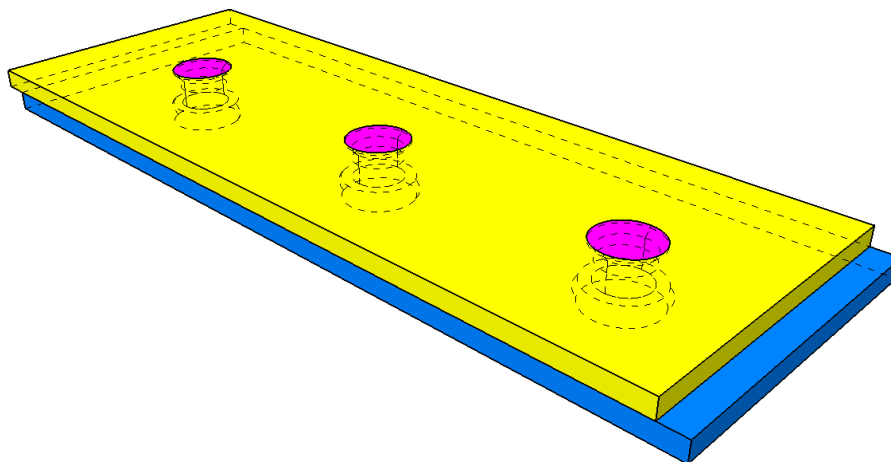
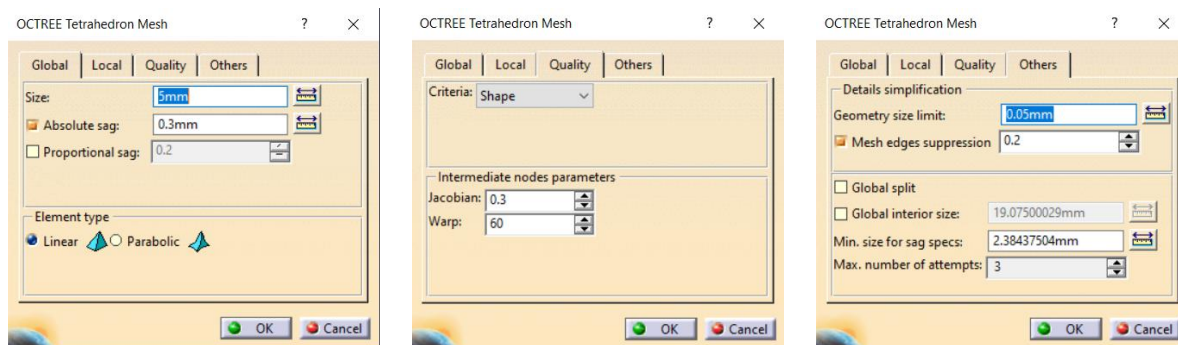


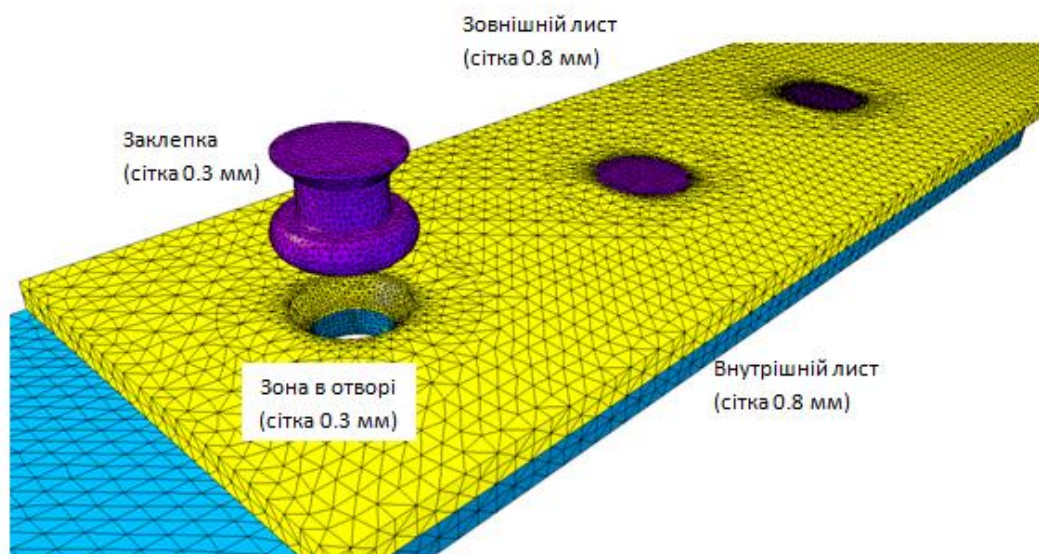
Рис. 2.10 - Тривимірна модель з'єднання.

Налаштування розрахункової сітки і скінченно-елементна модель показані на рисунку 2.11.

Аналіз напружено-деформованого стану містив покрокове додавання факторів, які визначають стан елементів з'єднання. Такий підхід сприяє запобіганню похибок загального результату і дозволяє скорегувати процедуру аналізу. На першому етапі аналізу стискаюча сила заклепок не була врахована. Деформацій верхньої пластини з'єднання при напруженні розтягу в перерізі 120 МПа показані на рис. 2.12.

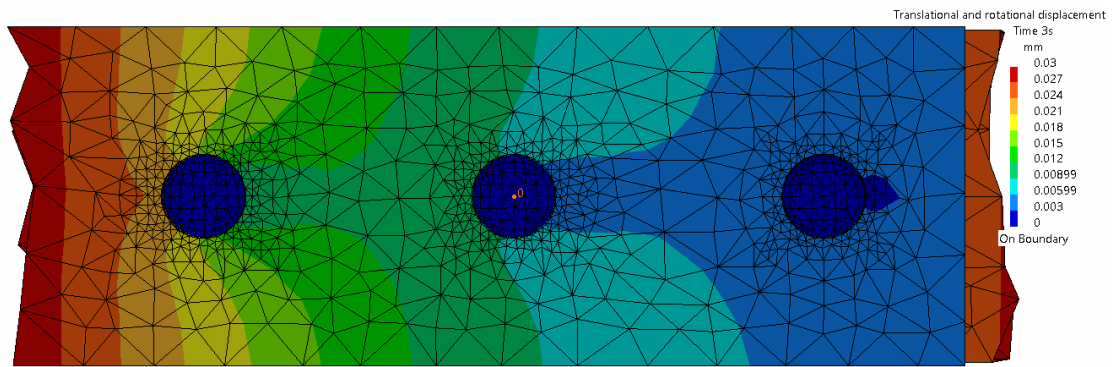


а)

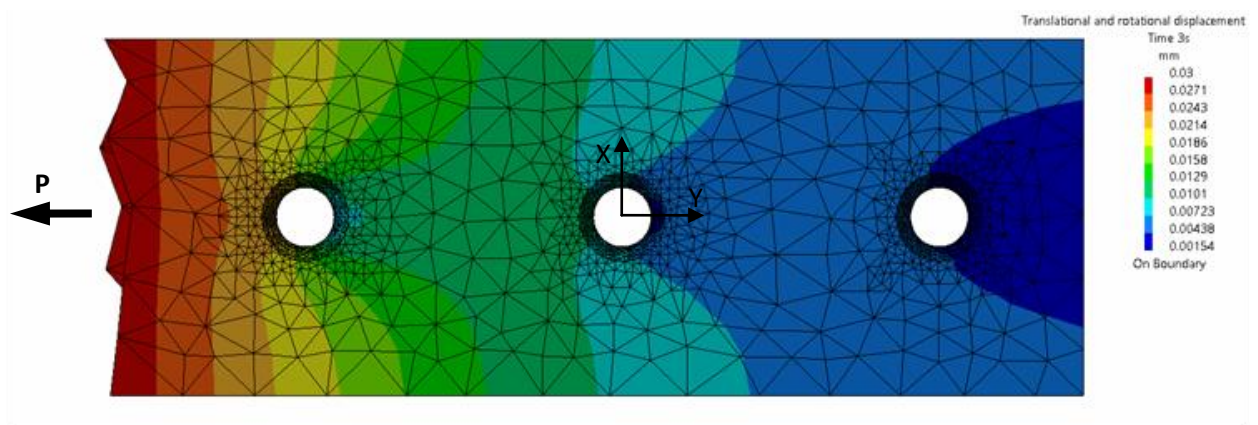


б)

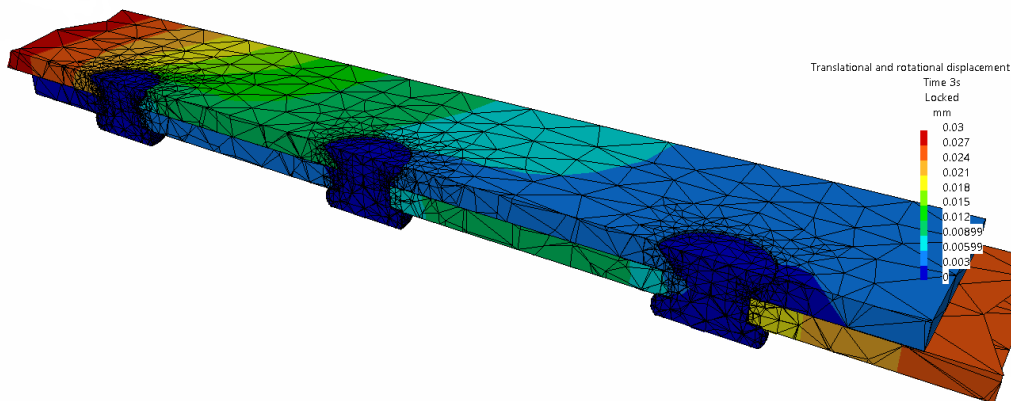
Рис. 2.11 - Налаштування скінченно-елементної сітки (а) та модель зразка (б).



а)



б)



в)

Рис. 2.12 - Характер розподілу деформацій верхньої пластини з'єднання при напруженні розтягу в перерізі 120 МПа: а – внутрішній лист; б – зовнішній лист; в – поздовжній переріз.

Моделювання формування заклепкового з'єднання проведено з урахуванням пластичної деформації матеріалу заклепки. Результати представлені на моделі AnalysisH6(OrphanMesh) m.CATAnalysis. Розрахунок проведено з метою визначення напружено-деформованого стану після формування з'єднання. Результати використовувались на наступних етапах дослідження роботи з'єднання в умовах циклічного навантаження.

При виконанні аналізу дотримувались наступної послідовності:

1. Моделювання осадки головки, що замикає з'єднання. Пластина та головка закріплені на сталому рівні координати  $Z$ . Осадка вільної головки відбувається переміщенням штапу на відстань (кінематична дія) для формування головки заклепки регламентованої висоти 1,6 мм за рекомендаціями стандарту [90].

2. Моделювання релаксації напружень при відведенні штапу.

3. Моделювання навантаження з'єднання повздовжнім зусиллям, яке відповідає напруженням при проведенні втомних випробувань, проведених в ході представленого дослідження.

Для моделювання пластичної деформації використовується тип кінцевих гексагональних елементів C8D8. Кожен елемент утворюється вісьмома вузлами розташованими у вершинах куба відповідно до [91].

При моделюванні процесу формування заклепки використано дані (рис.2.13) стосовно пластичних властивостей сплаву B65, наведених в роботі [50].



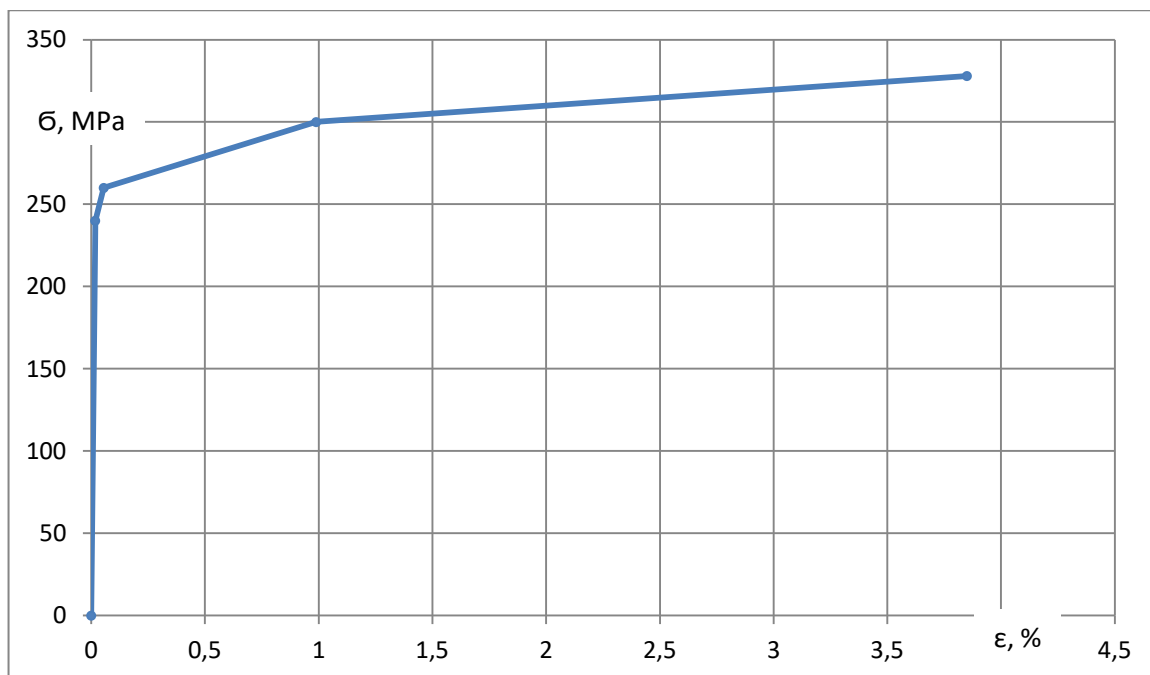


Рис. 2.13 - Крива деформування матеріалу заклепки.

Слід зауважити, що у разі моделювання болтового з'єднання може бути досягнуто більш широкий діапазон значень зусилля стискання листів.

Подальші етапи (результати наведені в розділі 3.4.4) містили визначення напружень в елементах з'єднання при дії зусиль розтягу, дослідження перерозподілу контактних напружень в процесі навантажування, моделювання роботи з'єднань в присутності ПАС та зв'язок між коефіцієнтом статичного тертя між листами обшивки та локальними напруженнями поблизу концентратора напружень, які визначають довговічність заклепкових з'єднань.

## 2.6. Висновки до розділу 2.

1. Зразки для втомних випробувань відповідають особливостям заклепкових з'єднань в конструкціях літаків розробки АТ «АНТОНОВ», і в той же час дозволяють використовувати дані, отримані при їх випробуваннях, для узагальнення і широкого практичного застосування методології, яка розроблена в представленому дослідженні.

2. Обрані для дослідження ПАС широко використовуються у світовому авіабудуванні, отже отримані результати і висновки представляють широкий інтерес для авіабудівників і експлуатантів авіаційної техніки.

3. Проведення втомних випробувань на сервогідралічній випробувальній машині, яка оснащена багатоканальним цифровим контролером MTS FlexGT з вимірюванням зусиль динамометром Schenck PM-250-R забезпечило точність прикладання заданих зусиль.

4. Обрані режими навантаження відповідають типовим експлуатаційним режимам навантаження обшивки фюзеляжу літака транспортної категорії.

5. Використання пристрою для визначення сил тертя спокою в заклепкових з'єднаннях, розробленого в ході дисертаційного дослідження, дозволило дослідити причини побічних негативних ефектів застосування ПАС.

6. Застосування методу скінченних елементів дозволило визначити зв'язок сил тертя в з'єднаннях з перерозподілом зусиль і напружень, яке призводить до негативних побічних ефектів застосування ПАС.

## РОЗДІЛ 3

### РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

#### 3.1. Вплив антикорозійних покриттів на втому заклепкових з'єднань.

Враховуючи, що в даний момент відсутні експериментальні дані і висновки щодо впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які б мали узагальнюючий характер і могли б бути застосовані при захисті конкретних типів з'єднань в літаках АТ «АНТОНОВ», в ході виконання дисертаційної роботи були проведені випробування оброблених ПАС зразків-імітаторів трирядних клепаєних поздовжніх стиків фюзеляжу, виконаних внапуск з рядним розташуванням кріплення. Такі з'єднання є типовими, а інформація про їх поведінку при наявності ПАС, є критично важливою при обґрунтуванні технології антикорозійного захисту.

Розглядалось два варіанти обробки плівкоутворюючими антикорозійними сполуками: а) «надлишкова кількість сполуки» і б) «лімітована кількість сполуки». Різниця в процедурі нанесення полягала в тому, що в першому випадку сполука наносилась і потрапляла в зазор заклепкового з'єднання з двох сторін зразка, а в другому – з однієї (рис. 3.1). Очевидно, що це впливало на кількість ПАС в зазорі з'єднання і на розподілення сполуки по контактних поверхнях.

Розглянуто вплив наступних сполук: розчинене в гасі мастило Ціатім-201 (еталонне середовище), ПАС ARDROX AV-8, ARDROX AV-25, ARDROX AV-30. Крім того проведено втомні випробування зразків без обробки антикорозійними сполуками.

Випробування проводилось при максимальному напруженні циклу навантажування  $\sigma = 120$  МПа з коефіцієнтом асиметрії  $R=0,1$ . Частота навантажування  $f$  становила 2 – 5 Гц. База випробувань  $N = 500\ 000$  циклів.

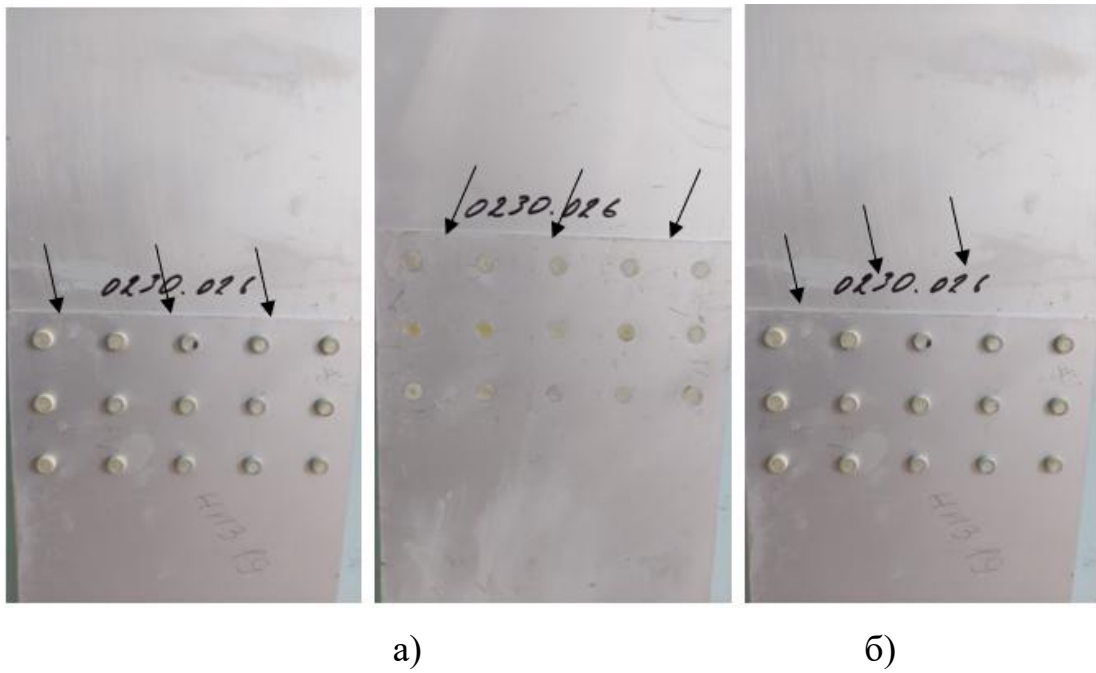


Рис. 3.1 - Схема нанесення антикорозійних сполук для забезпечення:  
 а – надлишкової кількості сполуки; б – лімітованої кількості сполуки в зазорі з'єднання.

Втомні тріщини формувались у внутрішньому ряду заклепкового з'єднання (рис. 3.2).

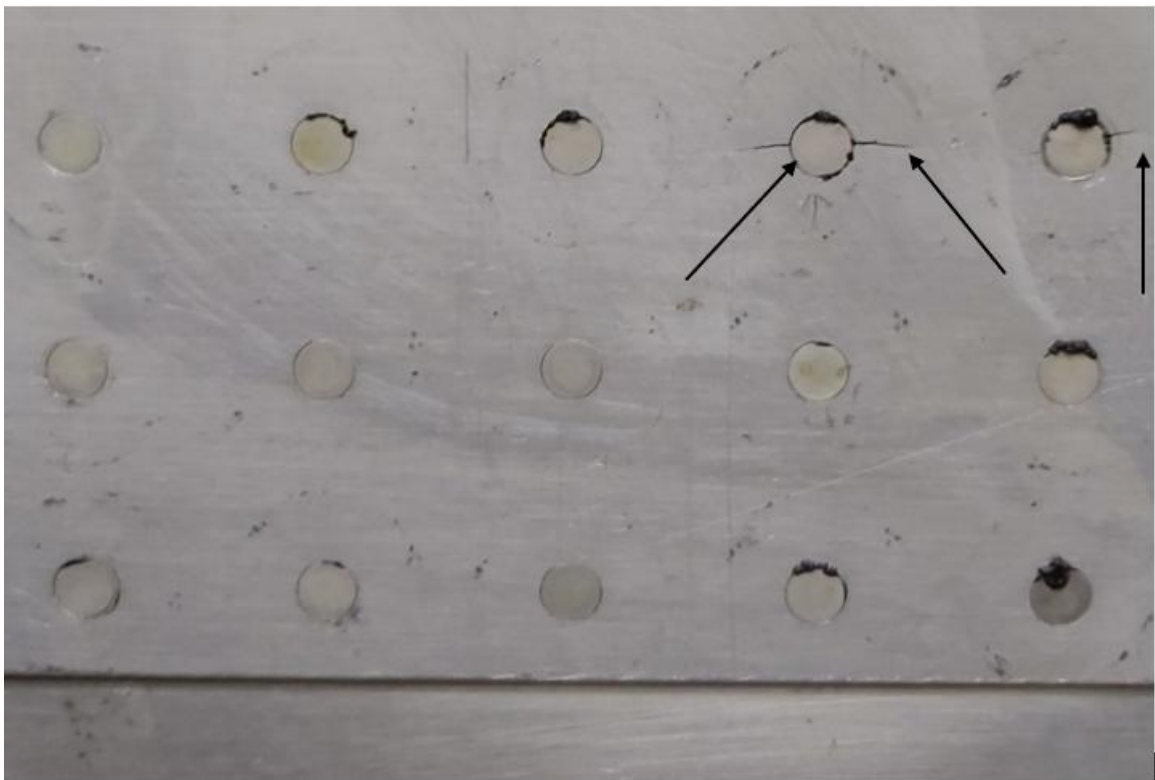


Рис. 3.2 - Втомні тріщини в зразку, обробленому сполукою ARDROX AV-25.

Результати випробувань наведені в таблицях 3.1 – 3.9.

Таблиця 3.1

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності еталонного середовища в зазорі з'єднання (розчинене в гасі мастило ЦІАТІМ-201)**

Зразок №	1	2	3	4	5
Довговічність, циклів	129583	90800	93568	116490	119307
Середня довговічність, циклів	109949				
Стандартне відхилення	16 962,25				
Коефіцієнт варіації	15,4 %				

Таблиця 3.2

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу за відсутності антикорозійних та мастильних матеріалів в зазорі з'єднання.**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Довговічність, циклів	162856	196798	27465 8	20487 7	90913	12501 0	11380 0	11348 8	179035
Середня довговічність, циклів	162 381								
Стандартне відхилення	58233,42								
Коефіцієнт варіації	35,8 %								

Таблиця 3.3

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-8 в зазорі з'єднання при надлишковій (режим 1) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7
Довговічність, циклів	26764	123063	52851	58 617	56 832	96 848	76 617
Середня довговічність, циклів	70 227						
Стандартне відхилення	35633,25						
Коефіцієнт варіації	50,7 %						

Таблиця 3.4

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-25 в зазорі з'єднання при надлишковій (режим 1) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7
Довговічність, циклів	40964	36779	32174	43767	16671	170232	126263
Середня довговічність, циклів	66 693						
Стандартне відхилення	57800,08						
Коефіцієнт варіації	86,6 %						

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-30 в зазорі з'єднання при надлишковій (режим 1) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7	8
Довговічність, циклів	255095	191117	170278	171283	164469	190801	202688	145267
Середня довговічність, циклів	186 375							
Стандартне відхилення	33138,77							
Коефіцієнт варіації	17,8 %							

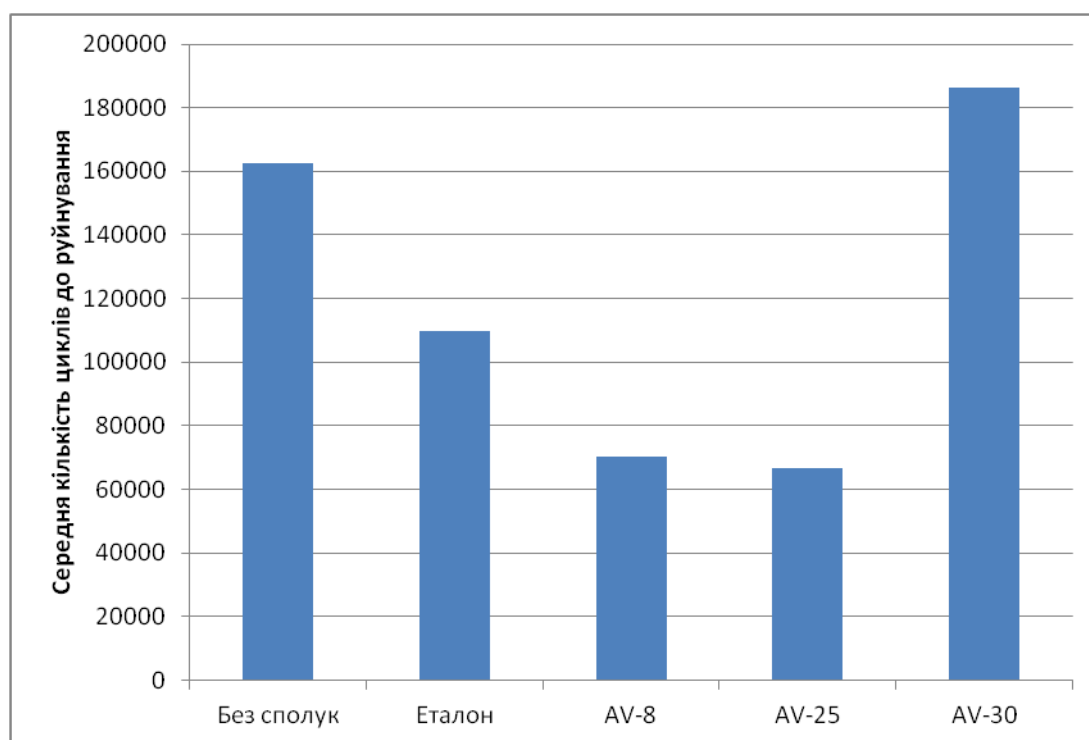


Рис. 3.3 - Середня кількість циклів навантажування до руйнування для зразків: без обробки; після обробки сполукою порівняння; після обробки сполукою ARDROX AV-8; після обробки сполукою ARDROX AV-25; після обробки сполукою ARDROX AV-30. Варіант обробки - «надлишкова кількість сполуки».

Як видно із результатів випробувань, представлених в таблицях 3.1 – 3.8 застосування еталонного середовища призводить до зниження середньої кількості циклів навантажування до руйнування на 32,2 %, «надлишкове» застосування антикорозійної сполуки AV-8 знижує середню кількість циклів навантажування на 56,7 %; «надлишкове» застосування антикорозійної сполуки AV-25 знижує середню кількість циклів навантажування на 58,9 %. В той же час, «надлишкове» застосування антикорозійної сполуки AV-30 призвело до збільшення середньої кількості циклів навантажування на 14,7 %.

Враховуючи, що негативний ефект розглядається як результат зміни сил тертя, зменшення кількості змащувального матеріалу в зазорі заклепкового з'єднання очікувано повинно призвести до запобігання негативного ефекту. Результати випробувань, наведені в таблицях 3.6 – 3.8 і на рисунку 3.4.

Таким чином, результати експериментів вказують на можливість запобігання негативного ефекту.

У зв'язку з тим, що застосування суміші гасу і мастила Ціатім-201 не продемонструвало найбільшого зниження циклічної довговічності заклепкових з'єднань, подальше експериментальне дослідження було сфокусовано на антикорозійних сполуках ARDROX AV-8 і ARDROX AV-25; ARDROX AV-30.

*Таблиця 3.6*

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-8 в зазорі з'єднання при лімітованій (режим 2) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7	8
Довговічність, циклів	235502	164705	219273	198406	225606	68339	95667	130536
Середня довговічність, циклів	167 254							
Стандартне відхилення	63248,66							
Коефіцієнт варіації	37,8 %							



Таблиця 3.7

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-25 в зазорі з'єднання при лімітованій (режим 2) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7	8
Довговічність, циклів	155806	185370	217069	117945	169880	131588	142748	175316
Середня довговічність, циклів	161 965							
Стандартне відхилення	31831,9							
Коефіцієнт варіації	19,6 %							

Таблиця 3.8

**Довговічність зразків-імітаторів клепаних поздовжніх стиків обшивки фюзеляжу при наявності антикорозійної сполуки ARDROX AV-30 в зазорі з'єднання при лімітованій (режим 2) кількості антикорозійної сполуки**

Зразок №	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Довговічність, циклів	113747	155214	173145	171761	165243	145267	145355	138044	95050
Середня довговічність, циклів	144 758								
Стандарт. відхилення	26320,64								
Коеф. варіації	18,2 %								

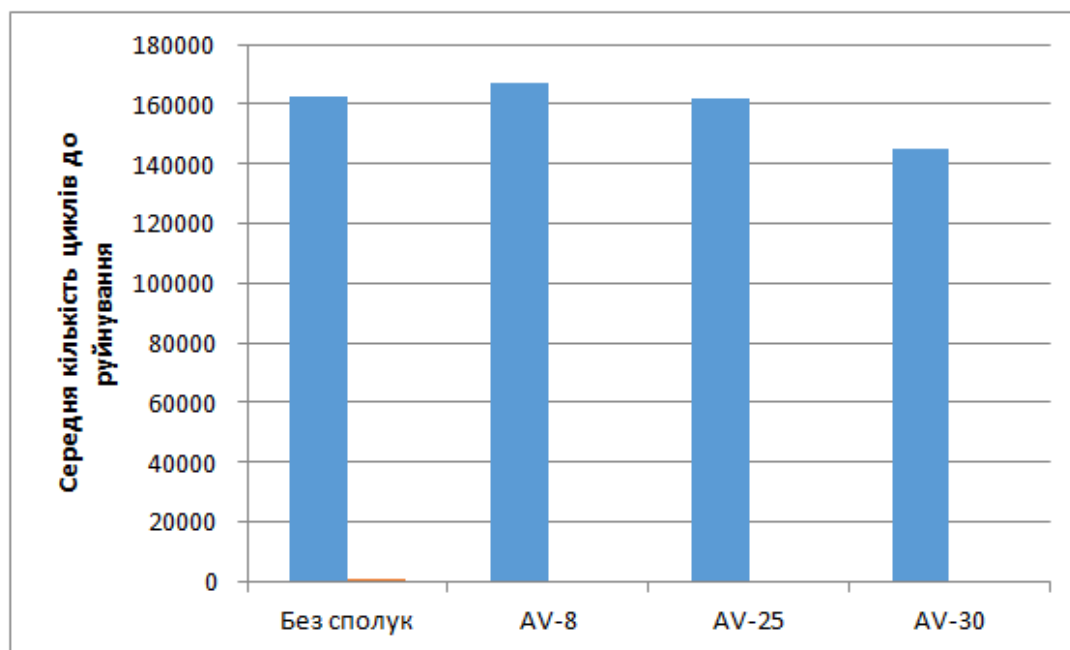


Рис. 3.4 - Порівняння середньої кількості циклів навантажування до руйнування для зразків: без обробки; після обробки сполукою ARDROX AV-8; після обробки сполукою ARDROX AV-25; після обробки сполукою ARDROX AV-30. Варіант обробки - «лімітована кількість сполуки».

Як видно з рисунку 3.4 зміна режиму обробки зразків, яка полягала в зменшенні кількості ПАС в зазорі з'єднання сприяла зменшенню негативного ефекту. Це може бути пояснено зміною умов тертя між елементами заклепкового з'єднання.

По отриманих експериментальних даних було визначено функції розподілу довговічності [93].

Масив експериментальних даних було статистично оброблено та побудовано функції розподілу  $N$  для восьми різних варіантів зовнішнього середовища, а саме: відсутність антикорозійного покриття, покриття еталонною сполукою, а також «лімітоване» та «надлишкове» покриття сполуками AV-8, AV-25 і AV-30 (рис. 3.5 – 3.9).

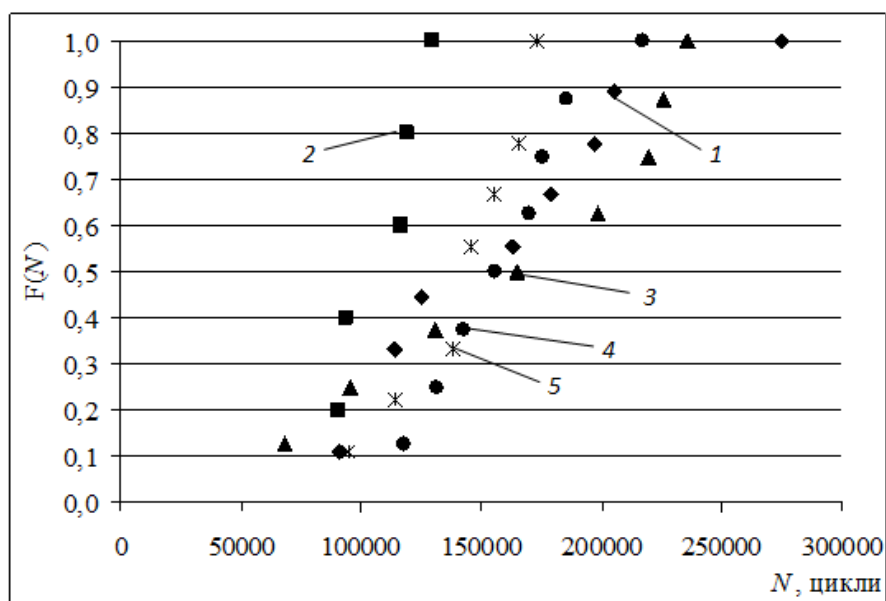


Рис. 3.5 - Експериментальні функції розподілу числа циклів до руйнування зразка в середовищі: 1 – без антикорозійного покриття (ромби); 2 – з еталонним покриттям (квадрати); 3 – покриття AV-8 (трикутники); 4 – покриття AV-25 (круги); 5 – покриття AV-30 (зірочки).

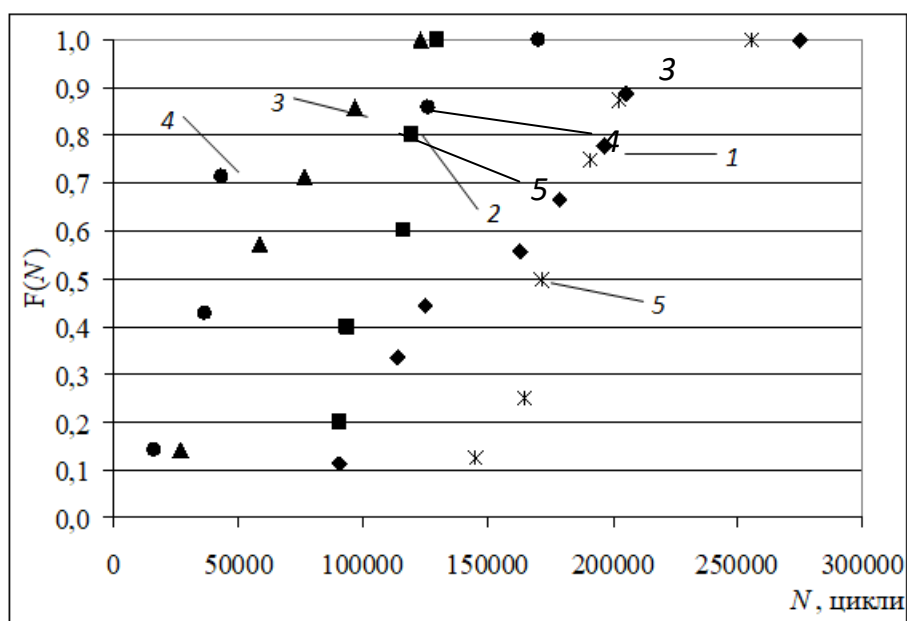


Рис. 3.6 - Експериментальні функції розподілу числа циклів до руйнування зразка в середовищі: 1 – без антикорозійного покриття (ромби); 2 – з еталонним покриттям (квадрати); 3 – «надлишкове» покриття AV-8 (трикутники); 4 – «надлишкове» покриття AV-25 (круги); 5 – «надлишкове» покриття AV-30 (зірочки).

Для підтвердження закону розподілу експериментальні дані апроксимувалися на ймовірнісній сітці, яка відповідає певному закону розподілу [1]. У якості такого закону вибраний двопараметричний розподіл Вейбула

$$F(N) = 1 - e^{-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha}, \quad (3.1)$$

де  $\alpha$  – параметр форми;  $\beta$  – параметр масштабу.

Для підтвердження справедливості вибору розподілу Вейбула масив експериментальних даних було апроксимовано лінійними функціями у подвійних логарифмічних координатах. Дійсно, якщо перетворити та прологарифмувати вираз (3.1), отримаємо:

$$\ln[1 - F(N)] = \ln e^{-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha}. \quad (3.2)$$

Якщо (3.2) спростити та повторно прологарифмувати, матимемо:

$$\ln \ln \left[ \frac{1}{1 - F(N)} \right] = \alpha \ln N - \alpha \ln \beta. \quad (3.3)$$

Очевидно, що у подвійних логарифмічних координатах рівняння (3.3) описує пряму лінію функції  $\ln \ln \left[ \frac{1}{1 - F(N)} \right]$  від  $\ln N$  з кутом нахилу  $\alpha$ . Застосування розподілу Вейбула буде підтверджуватися можливістю лінійної апроксимації експериментальних даних в координатах  $\ln \ln \left[ \frac{1}{1 - F(N)} \right]$ ,  $\ln N$ . Якщо лінійна апроксимація експериментальних даних має місце, то з рівняння апроксимуючої лінії (3.3) визначаються параметри розподілу Вейбула – кут нахилу  $\alpha$ , а також параметр форми  $\beta$ . Графіки відповідних апроксимацій приведені на рис. 3.7 – 3.9.

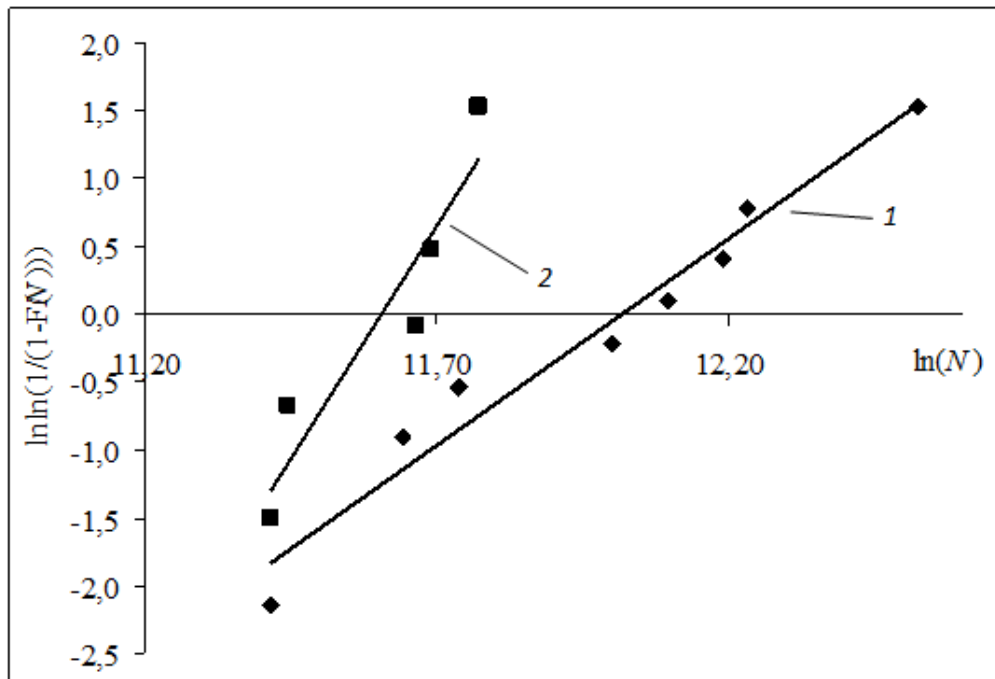


Рис. 3.7 - Апроксимація експериментальних даних лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для довговічності зразка в середовищі: 1 – без антикорозійного покриття (ромби); 2 – з еталонним покриттям (квадрати).

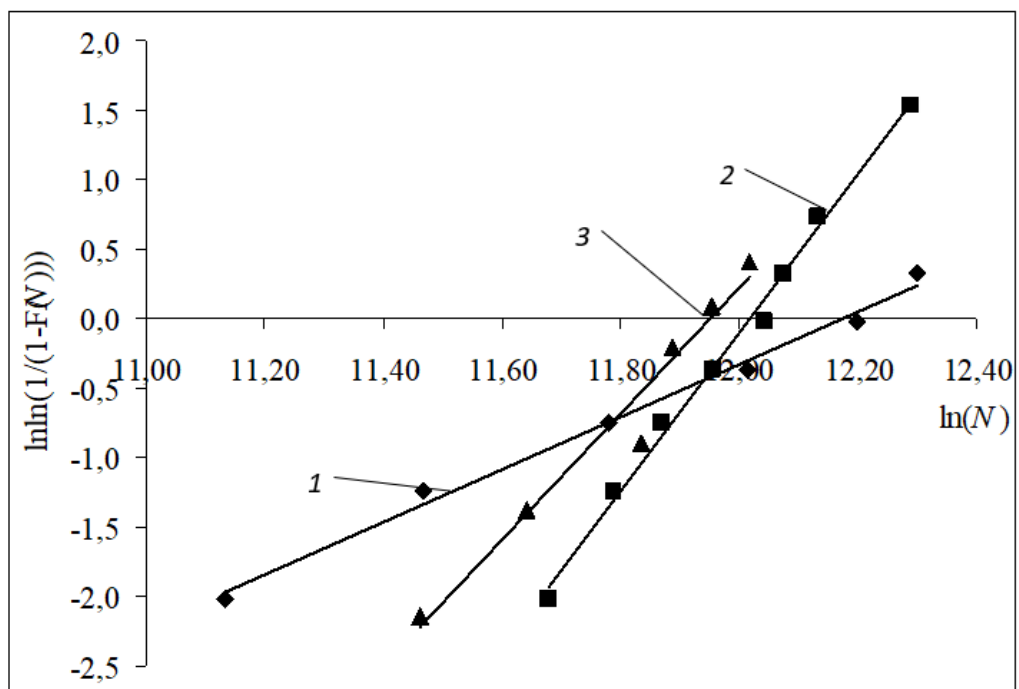


Рис. 3.8 - Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для довговічності зразка в середовищі: 1 – покриття AV-8 (ромби); 2 – покриття AV-25 (квадрати); 3 – покриття AV-30 (трикутники).

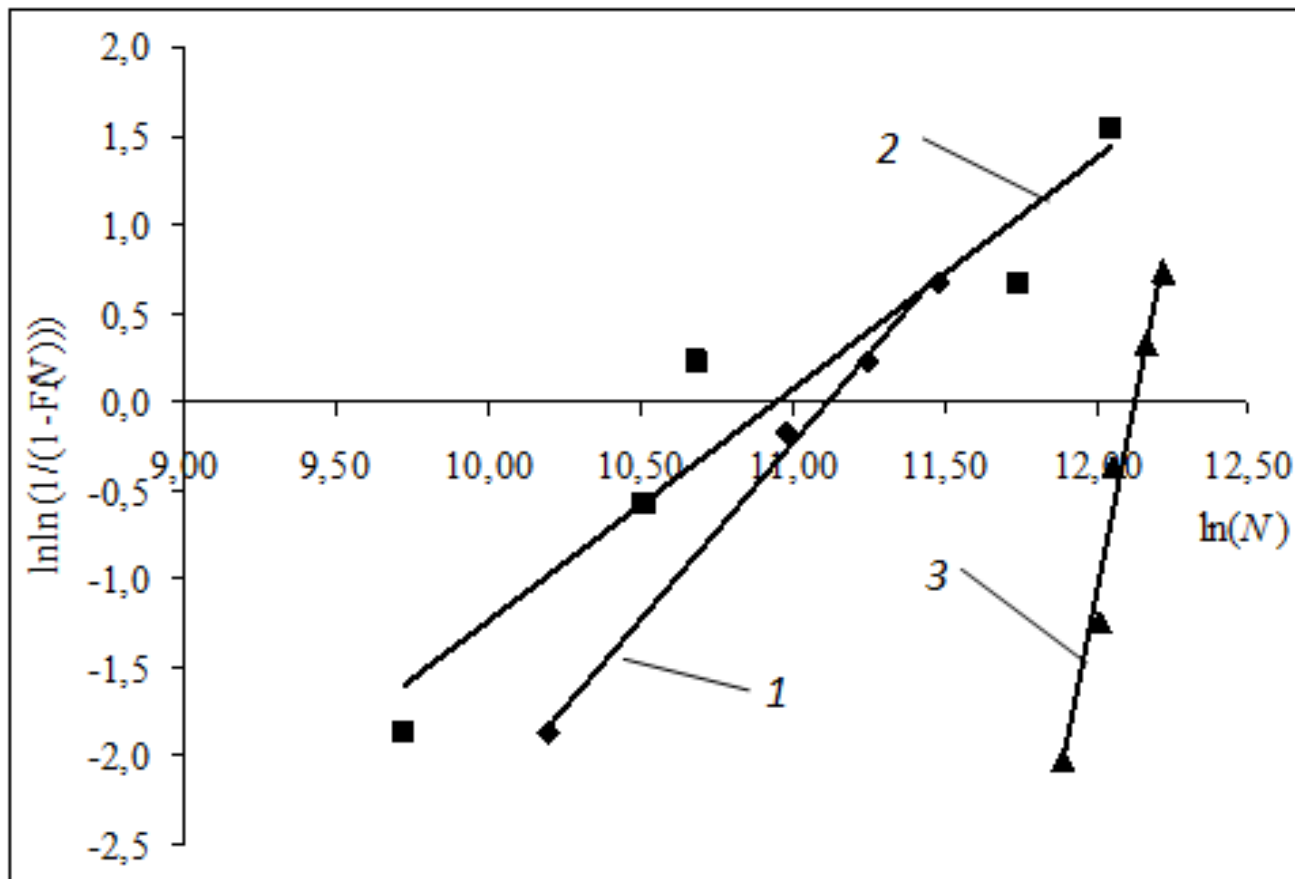


Рис. 3.9 - Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для довговічності зразка в середовищі: 1 – «надлишкове» покриття AV-8 (ромби); 2 – «надлишкове» покриття AV-25 (квадрати); 3 – «надлишкове» покриття AV-30 (трикутники).

Достатньо високий рівень кореляції експериментальних точок з прямими засвідчив можливість застосування закону Вейбула до розподілу експериментальних значень довговічності. На основі коефіцієнтів в рівняннях лінійних функцій апроксимації були визначені відповідні коефіцієнти  $\alpha$  і  $\beta$  цього розподілу. Всі числові параметри, що були визначені в результаті статистичної обробки зазначених даних, наведені в табл. 3.9.

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

Напруження, МПа		$M(N)$	$\sigma(N)$	$c_v$	$R^2$	$\alpha$	$\beta$
Без покриття		162382	58233	0,3586	0,9611	3,0437	165917
Еталонне покриття		109950	16962	0,1543	0,8812	6,8328	109698
AV-8	Ліміт.	167254	63249	0,3782	0,9929	1,8982	193412
	Надлиш.	70227	31745	0,45203	0,9953	1,9784	67480
AV-25	Ліміт.	161965	31832	0,1965	0,9939	5,7005	165692
	Надлиш.	66693	57800	0,8667	0,9183	1,3029	56833
AV-30	Ліміт.	144758	26321	0,1818	0,9621	4,5461	154888
	Надлиш.	186375	33139	0,1778	0,9707	8,4982	184626

**3.2 Проникнення антикорозійних сполук в заклепкові з'єднання як фактор, що визначає вплив антикорозійних сполук на втомну довговічність.**

В роботах, аналіз яких представлено в розділі 1, було висловлено припущення стосовно впливу плівкоутворюючих сполук як результату зміни сил статичного тертя в з'єднанні внаслідок мастильних властивостей плівкоутворюючих сполук. Ця гіпотеза потребувала досліджень з акцентом на особливості властивостей ПАС і конструкцій.

Після проведення випробувань заклепкових з'єднань зразки були препаровані, тобто розсвердлені, наявність антикорозійних сполук в зазорі з'єднання доведена застосуванням спеціальної оригінальної методики. Внутрішня поверхня з'єднання оброблювалась нанесенням графітового порошку, який після його «здування» залишався на ділянках, що мали шар антикорозійної сполуки, і був відсутній на ділянках, де сполуки не було. Фото препарованих зразків показані на рис. 3.10.



а)



б)

Рис. 3.10 - Внутрішні поверхні заклепкових з'єднань з ділянками проникнення антикорозійних сполук: а – AV-8; б – AV-25.

Як видно з рис. 3.11, антикорозійні сполуки не покривають контактні поверхні повністю. Враховуючи, що такий характер контакту визначає різний тип тертя, це спостереження треба брати до уваги при аналізі результатів випробування.



а)



б)



в)

Рис. 3.11 - Внутрішні поверхні заклепкових з'єднань з ділянками проникнення антикорозійних сполук AV-30: а) довговічність зразка  $N = 255095$ ; б) довговічність зразка  $N = 113747$ ; в) довговічність зразка  $N = 155214$ .



Відсутність антикорозійної сполуки на певних ділянках може бути пояснена особливостями режиму клепки (нерівномірністю стискаючих зусиль) і відповідною різницею зазорів між листами зразків.

Як відомо в залежності від наявності змащувального матеріалу тертя можна класифікувати як: а) тертя без змащувального матеріалу (мастила), тобто сухе; б) тертя зі змащувальним матеріалом, рідинне та в) напіврідинне тертя; г) граничне тертя [93].

Сила тертя без змащувального матеріалу визначається механічною і молекулярною взаємодією матеріалів контактної пари.

При рідинному змащуванні контактні поверхні відокремлені шаром рідкого змащувального матеріалу.

При напіврідинному змащуванні суцільність плівки рідини порушена, і контактні поверхні торкаються своїми мікронерівностями на окремих ділянках. Напіврідинний режим тертя є нестійким і залежить від багатьох факторів.

При граничному змащуванні контактні поверхні відокремлені шаром змащувального матеріалу товщиною від однієї молекули до 0,1 мкм. При цьому граничний шар зменшує силу тертя в порівнянні з сухим тертям в 2...10 разів, отже коефіцієнт тертя нижчий, ніж при терті без змащування, але набагато більший, ніж при напіврідинному і рідинному режимі змащування.

Важливою характеристикою рідин є їх в'язкість: динамічна та кінематична [94].

Динамічна в'язкість (абсолютна в'язкість) вимірює опір рідини потоку. Динамічна в'язкість – це тангенціальна сила на одиницю площі, необхідна для переміщення однієї площини повз іншу з одиничною швидкістю на одиничній відстані один від одного. Коли одна площина рухається повз іншу в рідині, між двома шарами встановлюється градієнт швидкості. В'язкість можна розглядати як коефіцієнт опору, пропорційний цьому градієнту. Сила, необхідна для переміщення площини площею  $A$  повз іншу в рідині, задається рівнянням:

$$F = \mu A \frac{v}{y},$$

де  $V$  – швидкість рідини,  $Y$  – відстань між площинами, а  $\mu$  – динамічна в'язкість.

Кінематична в'язкість, інший тип в'язкості, вимагає знання щільності,  $\rho$ , і задається рівнянням

$$\nu = \frac{\eta}{\rho},$$

де  $\nu$  – кінематична в'язкість,  $\eta$  – динамічна в'язкість. Розмірність кінематичної в'язкості в системі **SI** – м<sup>2</sup>/с.

Кінематична в'язкість ПАС ARDROX® AV-8 становить 6,0 мм<sup>2</sup>/с [70]; кінематична в'язкість ПАС ARDROX® AV-25 становить 37,5 мм<sup>2</sup>/с [71]; кінематична в'язкість ПАС ARDROX® AV-30 становить 98,000 мм<sup>2</sup>/с [72].

На рис. 3.12 показано виявлений експериментально зв'язок між в'язкістю досліджених сполук і кількістю циклів навантажування до руйнування заклепкових з'єднань при «надлишковому» режимі обробки, що пояснюється проникненням ПАС в зазори з'єднань.

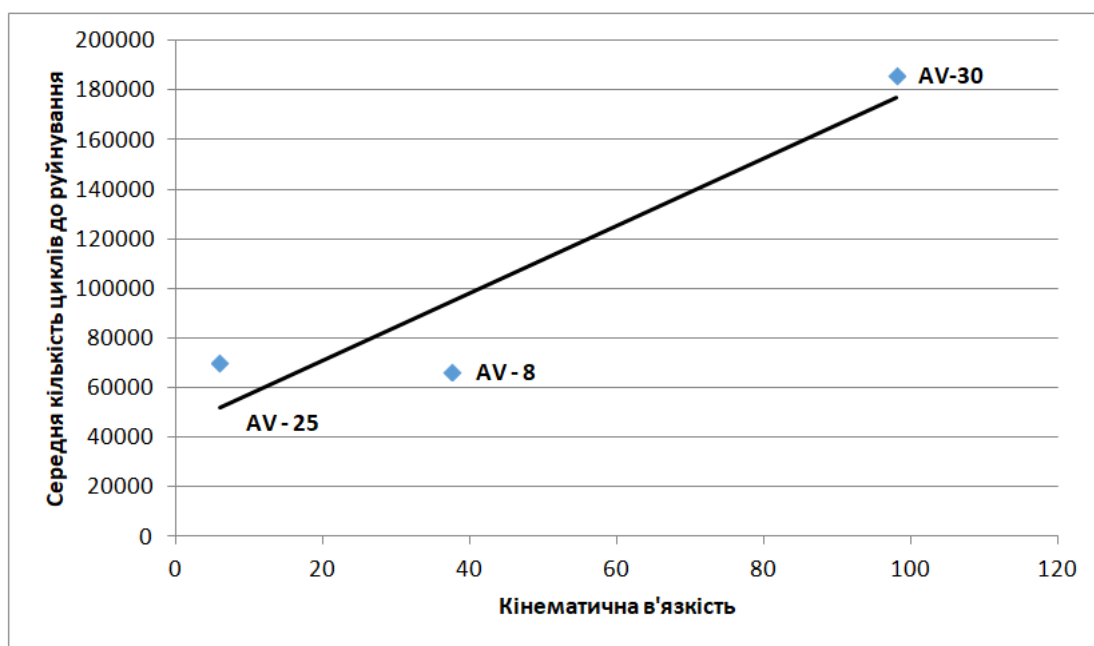


Рис. 3.12 - Зв'язок кінематичної в'язкості ПАС з довговічністю заклепкових з'єднань при «надлишковому» режимі антикорозійної обробки.

### **3.3. Прискорений метод визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оброблених антикорозійними сполуками.**

Враховуючи розглянуті в розділі 1 дані та припущення стосовно впливу сил статичного тертя в заклепкових з'єднаннях, очевидно є необхідність кількісної оцінки сил статичного тертя (тертя спокою) та відповідних коефіцієнтів тертя при обґрунтованому виборі засобів захисту від корозії.

Далі будемо розглядати процеси у відповідності до Державного стандарту України [95]:

Тертя – явище опору відносному переміщенню, яке виникає між двома тілами в зонах контакту їхніх поверхонь, тангенціально до них;

- мащення – дія мастильного матеріалу, яка призводить до зменшення сили тертя і (чи) зносу;

- мастильний матеріал – матеріал, який підводять (наносять) на поверхні тертя для зменшення сили тертя і (чи) зносу;

- тертя спокою (статичне тертя) – тертя двох тіл за відсутності їх руху одне відносно одного;

- найбільша сила тертя спокою – сила тертя спокою, перевищення якої призводить до виникнення переміщення одного тіла по поверхні іншого.

Теоретичні основи тертя, методи визначення сил тертя та коефіцієнтів тертя [93, 96-98] складають окремий науковий напрям з розвинутою методологією, проте очевидна необхідність розробки методу, орієнтованого на авіаційні конструкції і задачі виявлення побічних ефектів при застосуванні антикорозійних сполук для захисту заклепкових з'єднань.

Слід відзначити, що трибологія на сьогодні знаходиться в процесі розвитку, не має математичного апарата для визначення коефіцієнтів статичного тертя з врахуванням всіх факторів впливу на тертя. Це обумовлює необхідність експериментального визначення коефіцієнтів тертя.

Одним із простіших є стандартний метод «похилої площини», який дозволяє визначити статичний коефіцієнт тертя [99]. Відомі також оригінальні

розробки, здатні вирішувати задачу визначення коефіцієнтів тертя спокою [100, 101].

Проте, відомі методи не імітують в достатній мірі умови тертя в заклепкових з'єднаннях, що і обумовило розробку методу, представленого нижче.

Попередні пропозиції стосовно розробки експрес методу визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях були розглянуті в роботі [102].

В представленій дисертаційній роботі вони були розвинуті та апробовані. Спектр антикорозійних сполук для дослідження було обрано на основі поточної практики їх застосування та з метою узагальнення отриманих експериментальних даних.

Для дослідження тертя в заклепковому з'єднанні було розроблено і виготовлено пристрій, ключовим елементом якого є «Рухомий конструктивний елемент», показаний на рис. 3.13.

Рухомий конструктивний елемент моделює типове дворядне заклепкове з'єднання внапуск.

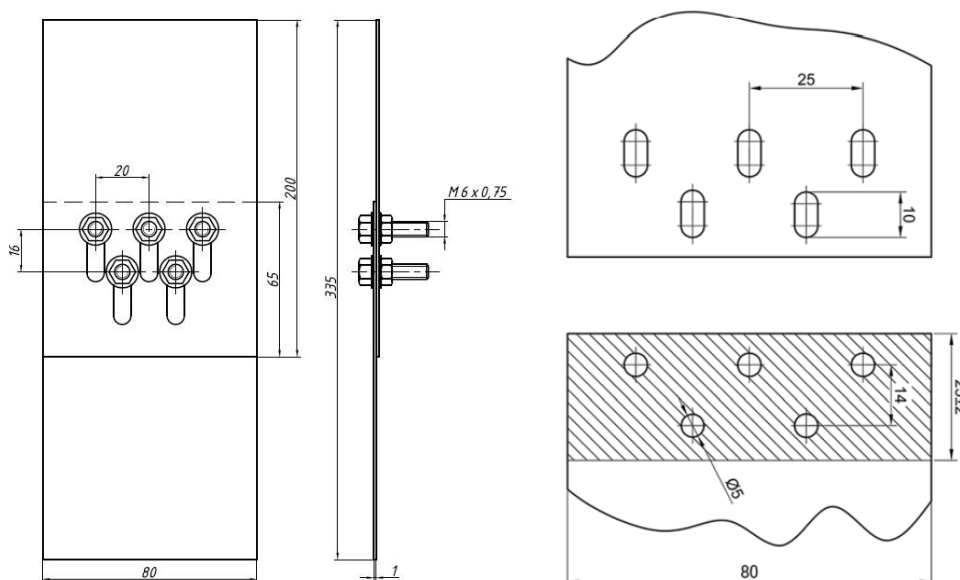
З'єднання утворене двома листами сплаву Д16Т (аналог сплаву 2024Т3) товщиною 1,2 мм у стані поставки, тобто без анодування та лакофарбового покриття.

Замість заклепок поставлені болти діаметром 5 мм. Для того, щоб забезпечити взаємну рухомість листів з'єднання в одному з контактуючих листів було зроблено пази, які дозволяють переміщення до 5 мм.

Момент, що прикладався до болтів при стягуванні листів обирався із умови пластичної деформації сплаву, який в реальній конструкції використовується для виготовлення заклепок. Одним з таких матеріалів є алюмінієвий зміцнений та природньо зістарений сплав Д18П.



а)



б)

Рис. 3.13 - Рухомий конструктивний елемент для визначення сил тертя в присутності антикорозійної сполуки: а – в захватах стенда для навантажування; б – геометричні розміри компонентів рухомого конструктивного елемента

Границя пропорційності сплаву Д18П 170 МПа.

Ще одним сплавом, який використовується в тих же цілях, є сплав В65, з границею пропорційності 180МПа.

Максимальна стискаюча сила для заклепки діаметром 5 мм, виготовленої зі сплаву Д18П становить:

$$F_{cm} = 170 \cdot 10^6 \frac{\pi(5 \cdot 10^{-3})^2}{4} = 3,34 \text{ кН}$$

Зв'язок між прикладеним моментом та осьовою силою, що створює болт, моделюючий заклепку:

$$T = K \cdot F \cdot d,$$

де  $T$  – прикладений момент (Нм);  $K$  – константа, яка залежить від матеріалу болта та його розмірів, в даному випадку  $K=0.2$ ;  $F$  – осьова сила болта (N), яка дорівнює  $F_{cm}$ .

Прикладений момент контролювався тарувальним ключем і становив  $T=3,34$  кНм.

Рухомий конструктивний елемент навантажувався з постійною швидкістю 0,11кН/с.

Для навантажування рухомого конструктивного елемента і вимірювання сили тертя використовувалася сервогідравлічна система Ві-00-202V.

Випробувальна система забезпечує одночасний контроль прикладеного навантажування та переміщення.

Таким чином було можливим фіксувати навантаження, при якому починалась ковзання рухомих елементів і визначати відповідні коефіцієнти тертя спокою.

### **3.4. Результати експериментальних досліджень сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оброблених антикорозійними сполуками**

Досліджувались антикорозійні сполуки, рекомендовані для захисту конструкцій літаків транспортної категорії на основі досвіду їх використання відомими розробниками авіаційної техніки.

### 3.4.1. Загальні закономірності впливу мастильних і антикорозійних сполук на силу тертя в заклепковому з'єднанні

На першому етапі проведено дослідження сил тертя між елементами з'єднання:

- а) без нанесення антикорозійних/мастильних матеріалів;
- б) з нанесенням мастила ЦІАТІМ-201 як модельного середовища;
- в) з нанесенням антикорозійного матеріалу AV-25;
- г) з нанесенням антикорозійного матеріалу AV-30;
- д) з нанесенням мастила LPS-2, яке використовується як антикорозійний матеріал;
- є) з нанесенням уповільнювача корозії LPS-3.

Антикорозійні сполуки були нанесені перед кожним випробуванням на обидві контактні поверхні рухомого з'єднання.

Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для обраних на першому етапі дослідження захисних та мастильних матеріалів показані на рис.3.14 – 3.19.

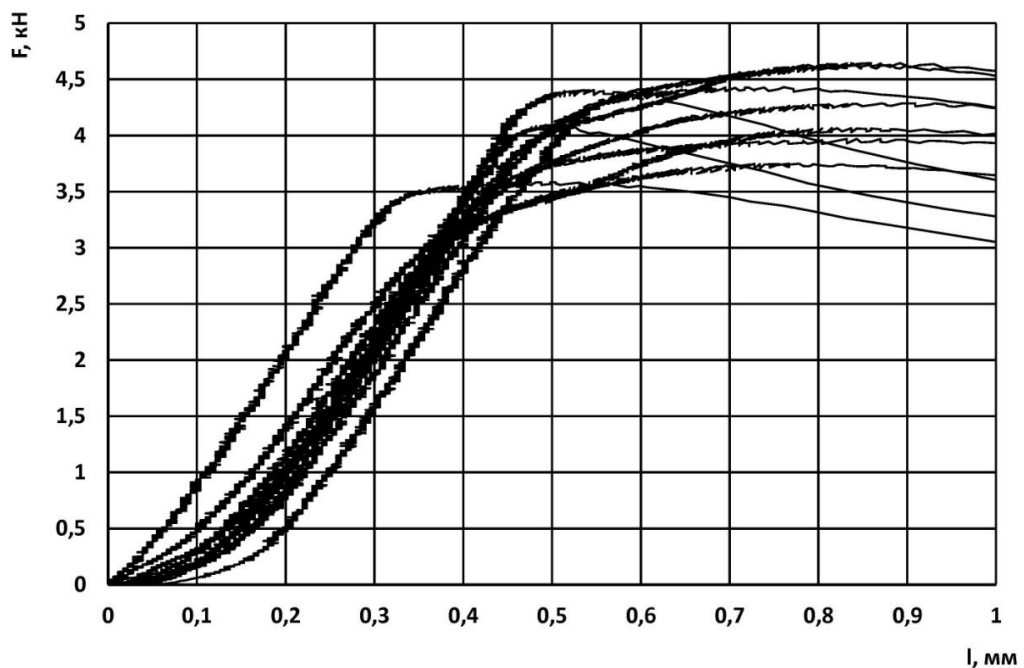


Рис. 3.14 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка без покриття.

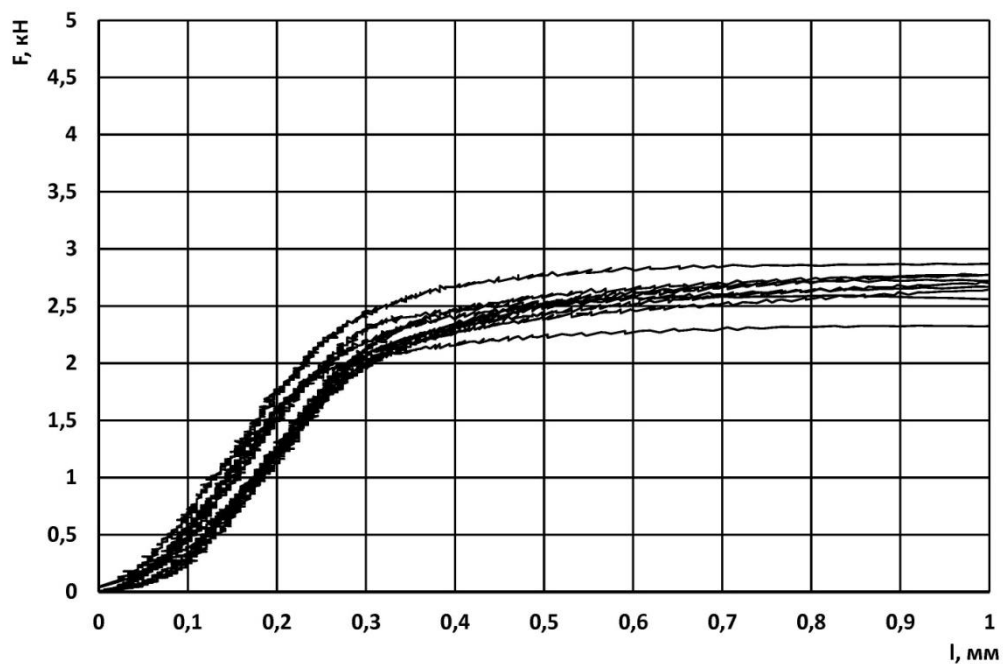


Рис. 3.15 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка з покриттям мастилом ЦІАТІМ Ц-201.

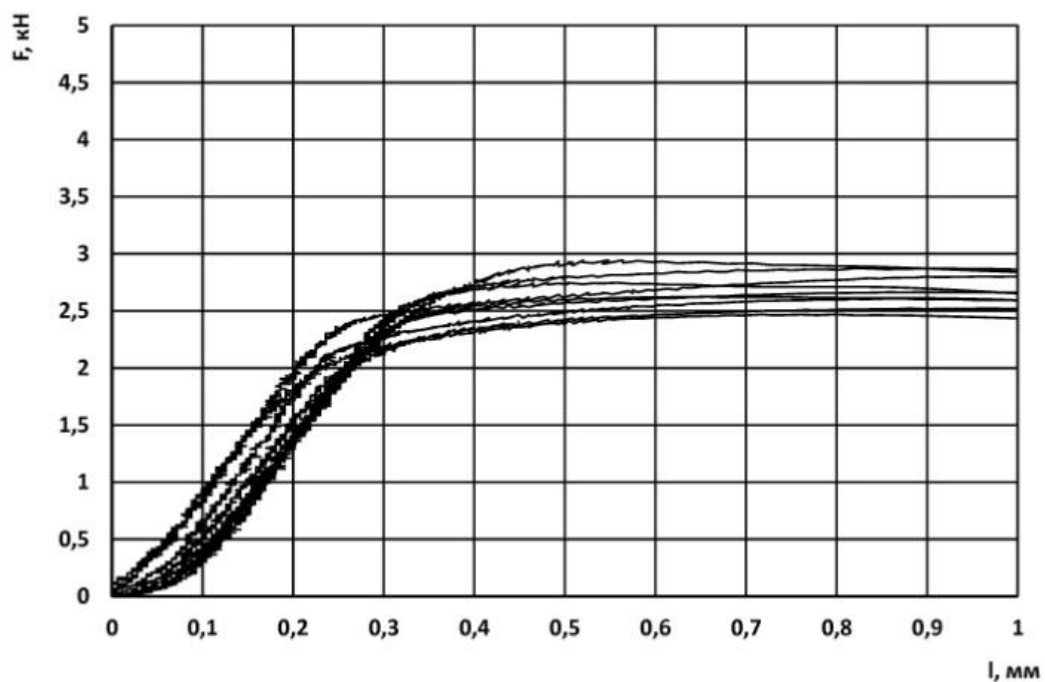


Рис. 3.16 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка з покриттям антикорозійною сполукою AV-25.



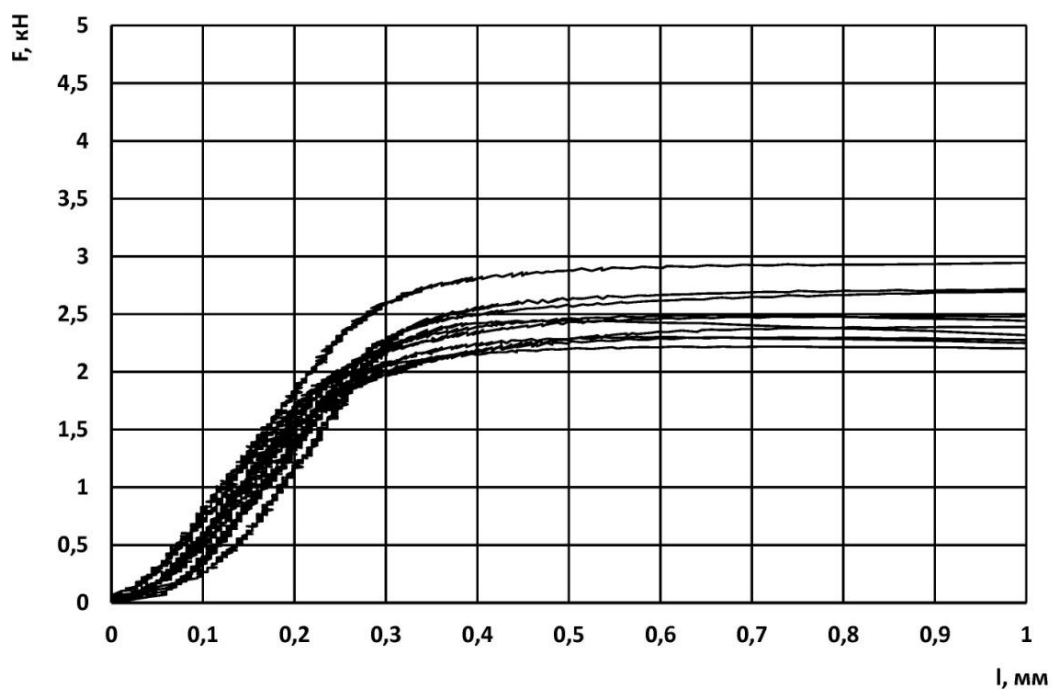


Рис. 3.17 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка з покриттям сполукою AV-30.

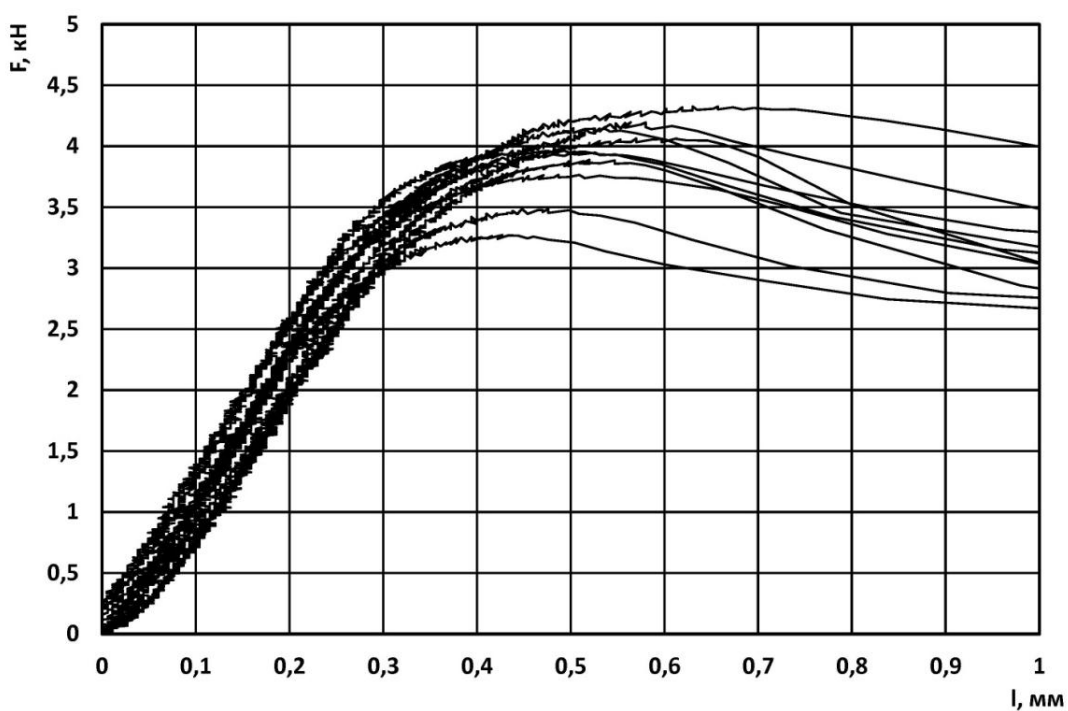


Рис. 3.18 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка з покриттям сполукою LPS-2.

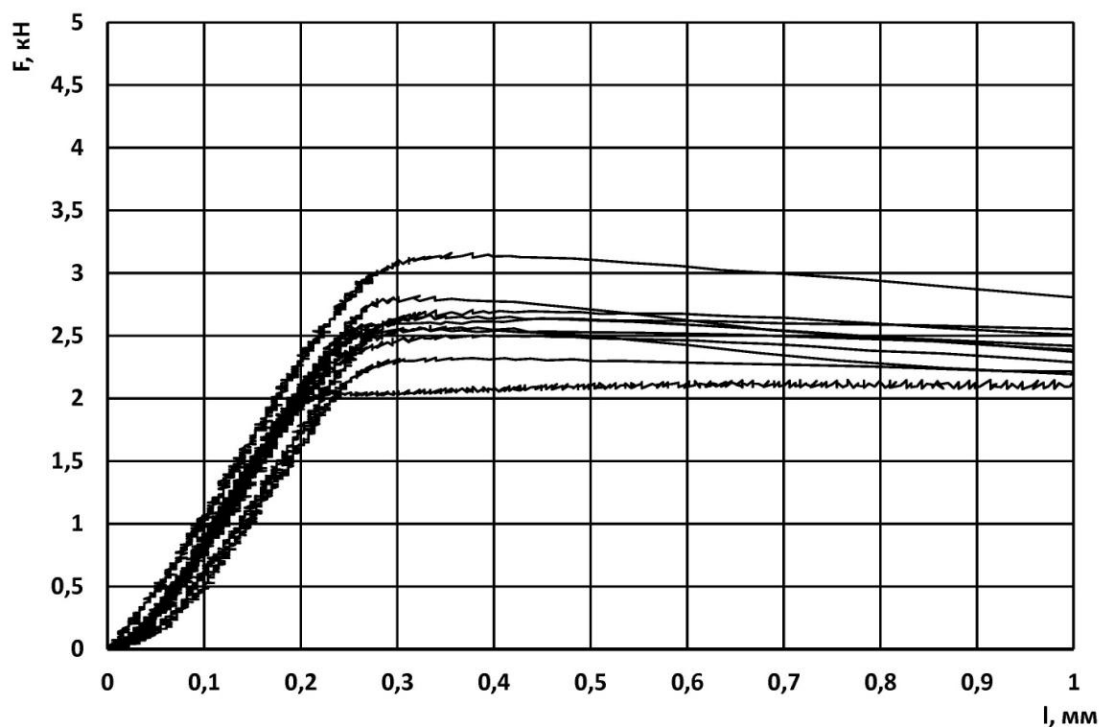


Рис. 3.19 - Залежності «переміщення – прикладене зусилля» для рухомого зразка з покриттям сполукою LPS-3.

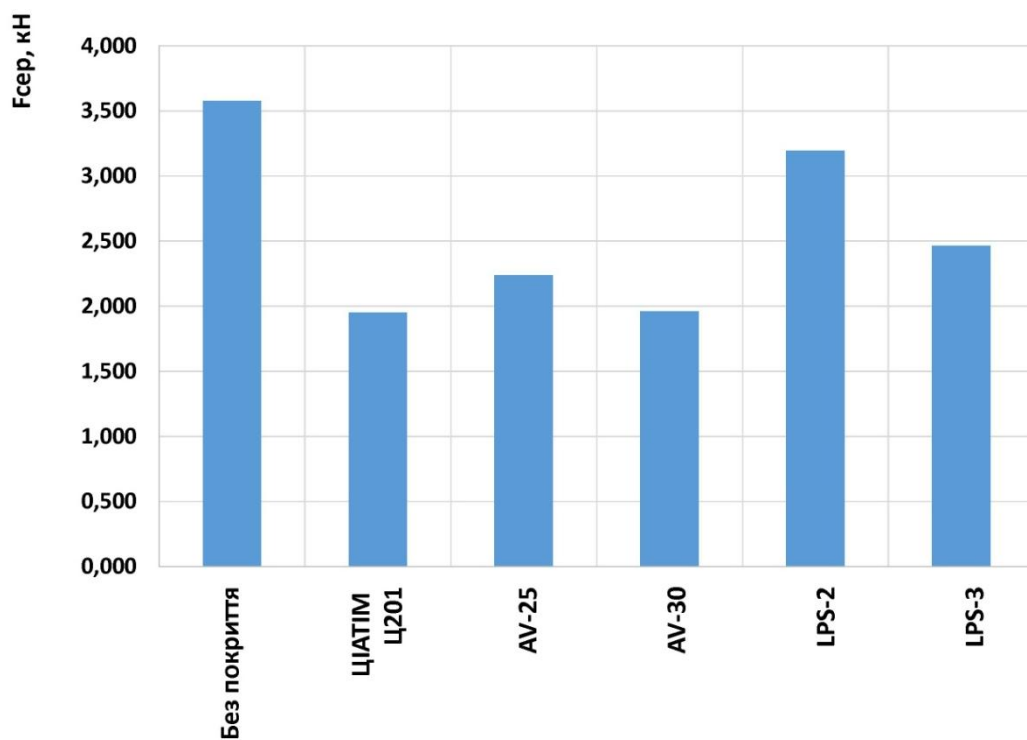


Рис. 3.20 - Середні значення сили статичного тертя.

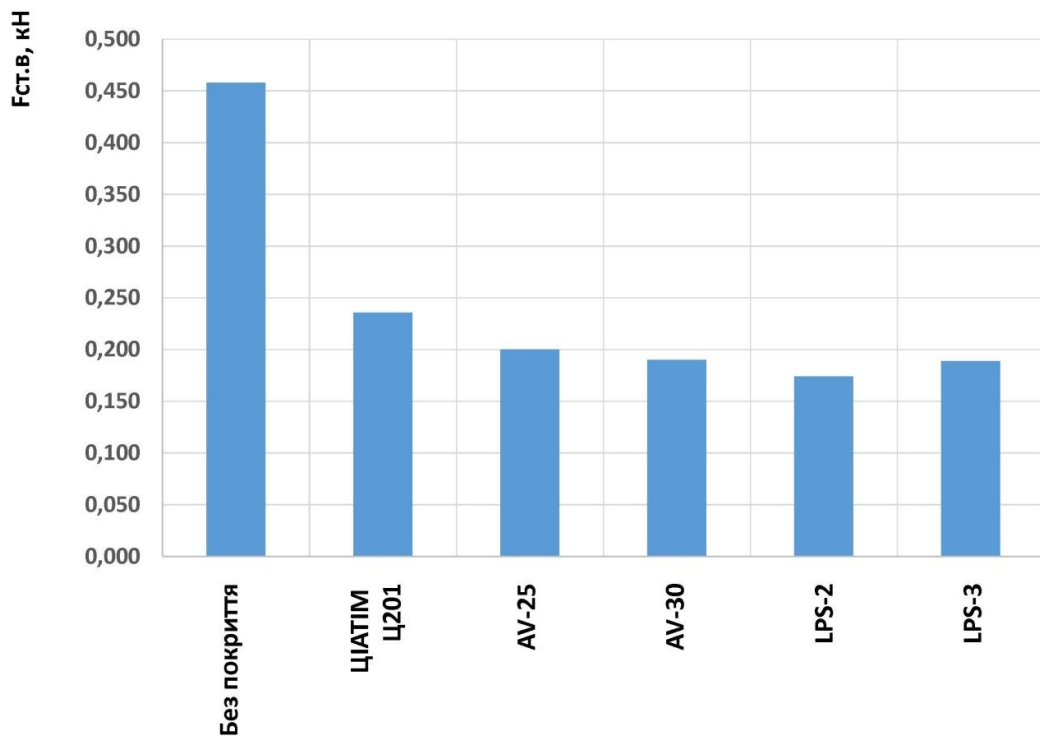


Рис. 3.21 - Стандартне відхилення результатів вимірювання статичного тертя.

Як видно з наведених графіків на всіх діаграмах «Зусилля – Переміщення» можна виділити ділянки статичного тертя (тертя спокою, ділянка 1) і кінетичного тертя (тертя ковзання, ділянка 2). Перехід від статичного тертя до кінетичного тертя визначається властивостями антикорозійного/мастильного матеріалу. Узагальнені результати представлено також у таблиці 3.10. Наведено середнє значення зусилля, що відповідало початку ковзання елементів з'єднання і стандартне відхилення.

Таблиця 3.10

**Зусилля, при якому зафіксовано початок ковзання елементів рухомого з'єднання**

Номер експерименту	Без обробки, кН	Масило Ціатім 201, кН	AV25, кН	AV30, кН	LPS2, кН	LPS3, кН
1	2	3	4	5	6	7
1	3,422	2,375	2,294	2,329	3,384	2,816
2	4,199	2,336	2,12	1,868	3,177	2,697

1	2	3	4	5	6	7
3	4,005	1,763	1,904	2,09	3,236	2,472
4	3,883	1,679	1,933	1,963	3,223	2,437
5	3,743	1,987	2,428	1,864	3,189	2,445
6	4,009	1,946	2,472	2,124	2,787	2,351
7	3,279	1,729	2,228	1,67	3,333	2,232
8	3,381	1,863	2,423	1,816	3,324	2,529
9	2,897	1,886	2,355	2,049	3,276	2,199
10	2,948	1,952	2,234	1,839	3,034	2,464
<b>Average</b>	<b>3,577</b>	<b>1,952</b>	<b>2,239</b>	<b>1,961</b>	<b>3,196</b>	<b>2,464</b>
<b>StdDev</b>	<b>0,458</b>	<b>0,236</b>	<b>0,200</b>	<b>0,190</b>	<b>0,174</b>	<b>0,189</b>

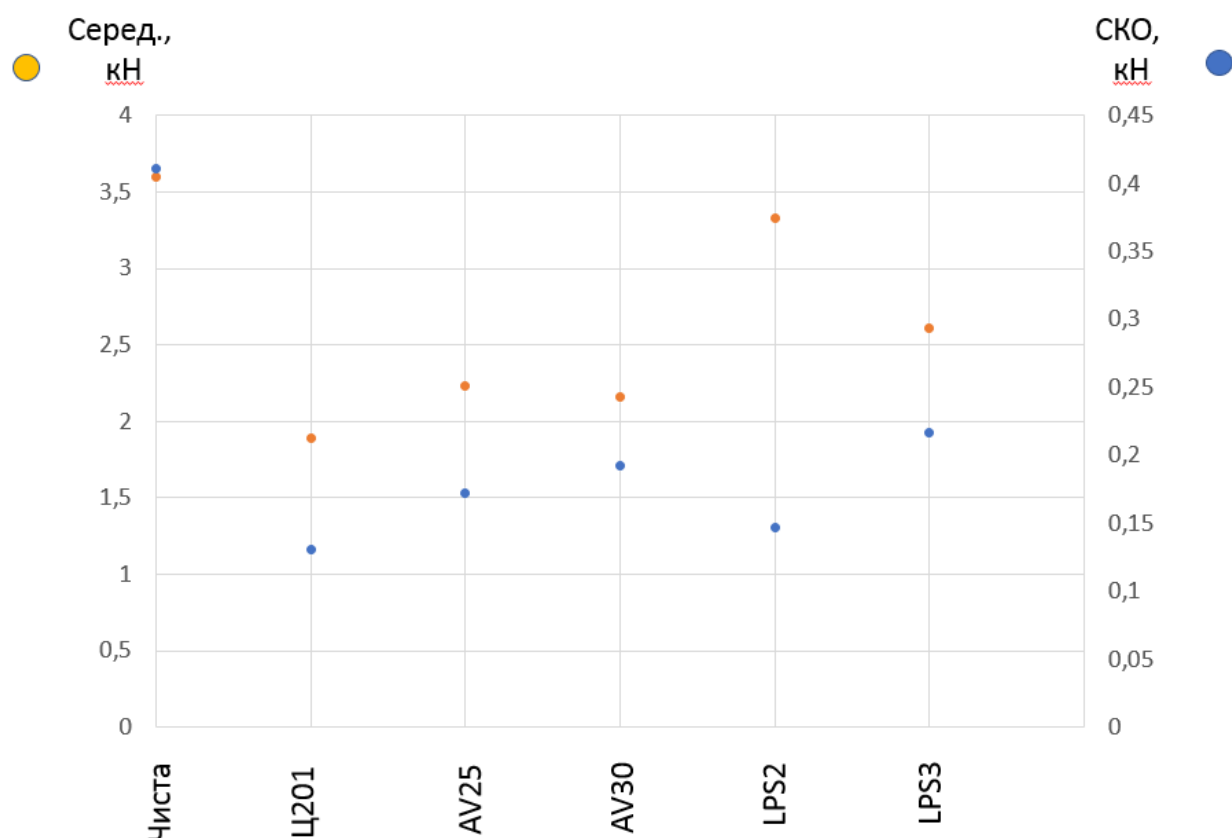


Рис. 3.22 - Середні значення максимальної сили статичного тертя та стандартне відхилення результатів вимірювання.

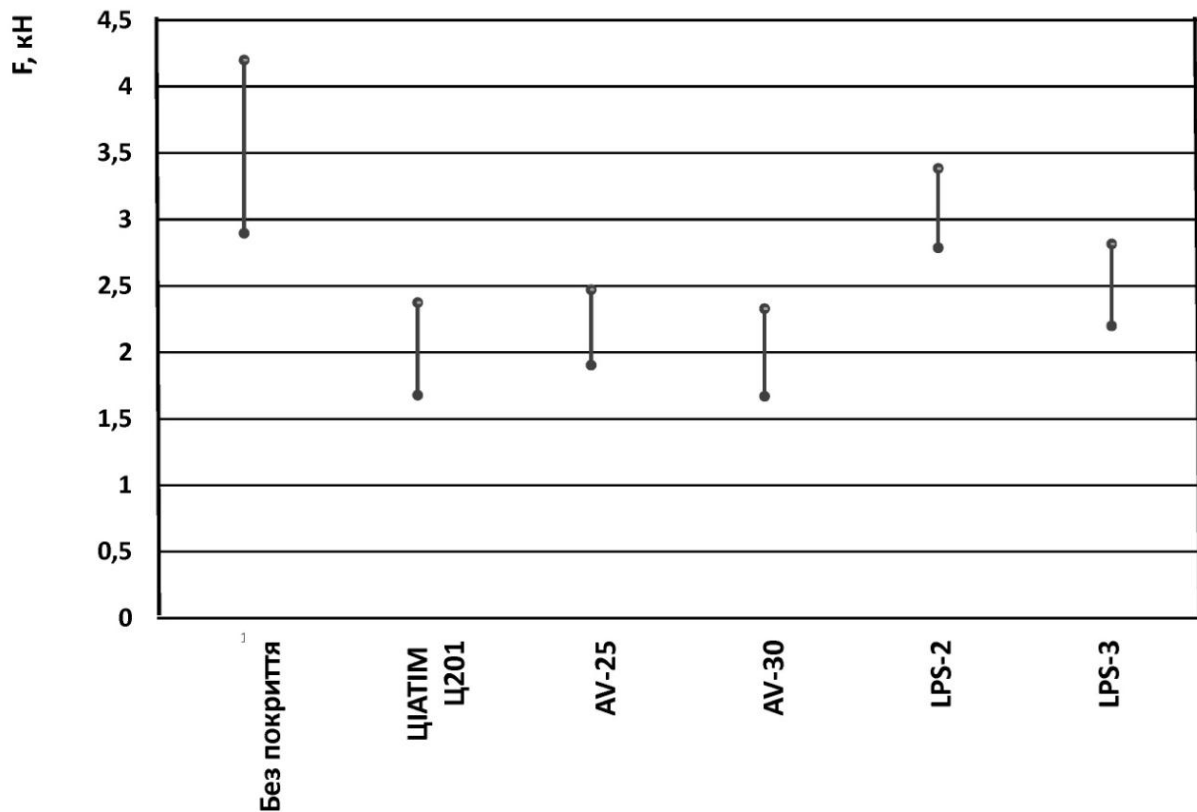


Рис. 3.23 - Розкид результатів вимірювання сил статичного тертя в рухомому конструктивному елементі.

На всіх наведених діаграмах перехід від статичного тертя до кінетичного тертя є достатньо виразним, отже це дає можливість визначити відповідні коефіцієнти тертя.

Практичне значення при порівняльному аналізі дії антикорозійних сполук/мастильних матеріалів має коефіцієнт статичного тертя (тертя спокою), який відповідає початку ковзання, тобто його максимальному значенню. Відповідно до стандарту [103] коефіцієнт тертя визначається як відношення сили тертя до нормальної сили, що притискує тіла одне до одного.

$$\text{Коефіцієнт статичного тертя } \mu_s = F_k/N,$$

де:  $F_k$  - зусилля, що відповідало початку ковзання елементів з'єднання;  $N$  – сила стискання листів рухомого з'єднання.

Сила стискання листів рухомого з'єднання  $N$  в свою чергу залежить від стискаючої сили болтів, які імітують дію заклепок в рухомому конструктивному елементі та їх кількості:

Отже:  $N = 3,34 \text{ кН} \times 5 = 16,7 \text{ кН}$

На основі даних наведених в таблиці 3.11 отримаємо значення коефіцієнтів статичного тертя для всіх розглянутих випадків вимірювання сил тертя.

Таблиця 3.11

**Коефіцієнти статичного тертя в рухомому конструктивному елементі при обробці антикорозійними/мастильними матеріалами**

Обробка	Без обробки	ЦІАТІМ 201	AV25	AV30	LPS2	LPS3
Середнє значення $F_{\kappa}$ кН	3,577	1,952	2,239	1,961	3,196	2,464
Коефіцієнт статичного тертя $\mu_s$	0,2142	0,1169	0,1341	0,1174	0,1913	0,1475

Результати визначення коефіцієнтів статичного тертя вказують на суттєвий вплив антикорозійних/мастильних матеріалів на сили статичного тертя (тертя спокою) та необхідність їх вибору за комплексом характеристик. При цьому, слід зауважити, що отримані при обробці антикорозійними сполуками значення коефіцієнтів тертя суттєво вище, ніж при обробці мастилом ЦІАТІМ 201. Важливим є і вплив сполук на розкид результатів вимірювання. Максимальне значення стандартного відхилення спостерігалось при відсутності мастила, а мінімальне – після обробки сполукою LPS-2. Приймаючи до уваги важливість урахування розкиду результатів при проведенні ресурсних випробувань, цей факт заслуговує подальшого дослідження з відповідними рекомендаціями.

Методика визначення сил тертя за допомогою рухомого конструктивного елемента може бути рекомендована для практичного застосування при виборі та обґрунтуванні захисних плівкоутворюючих покриттів.

Після визначення антикорозійних сполук, які використовуються для захисту конструкцій літаків розробки АТ «АНТОНОВ», а також на основі результатів втомних випробувань, проведених в ході виконання представленої дисертаційної

роботи, аналізу існуючої практики застосування плівкоутворюючих покриттів, аналізу ринку захисних плівкоутворюючих сполук, були визначені матеріали для апробації і практичної реалізації методу дослідження сил статичного тертя: ARDROX AV-8, ARDROX AV-25, ARDROX AV-30.

### **3.4.2. Тертя в заклепкових з'єднаннях в залежності від технологічних параметрів обробки плівкоутворюючими антикорозійними сполуками**

Представлені вище результати дослідження сил тертя між елементами заклепкового з'єднання показали наявність зв'язку між властивостями антикорозійних сполук і можливість визначення факторів, які мають практичне значення при удосконаленні технології застосування плівкоутворюючих антикорозійних покриттів.

Дослідження другого етапу містило:

1. Дослідження впливу товщини шару антикорозійної сполуки в зазорі заклепкового з'єднання на сили тертя.
2. Визначення впливу тривалості інтервалу між нанесенням захисної сполуки і навантаженням конструкції.
3. Визначення впливу стискаючого зусилля заклепки на силу тертя.

Проведені втомні випробування конструктивних елементів показали, що їх довговічність суттєво залежить від властивостей і способу обробки плівкоутворюючими антикорозійними сполуками.

Використання запропонованого методу вимірювання сил тертя дозволяє оптимізувати спосіб обробки.

Розглянуто два варіанти обробки:

- а) нанесення покриття на одну з контактних поверхонь;
- б) нанесення покриття на обидві контактні поверхні.

Результати дослідження показані на відповідних діаграмах (рис. 3.24 і рис. 3.25). При кожному випробуванні проводилось по 6 вимірювань.

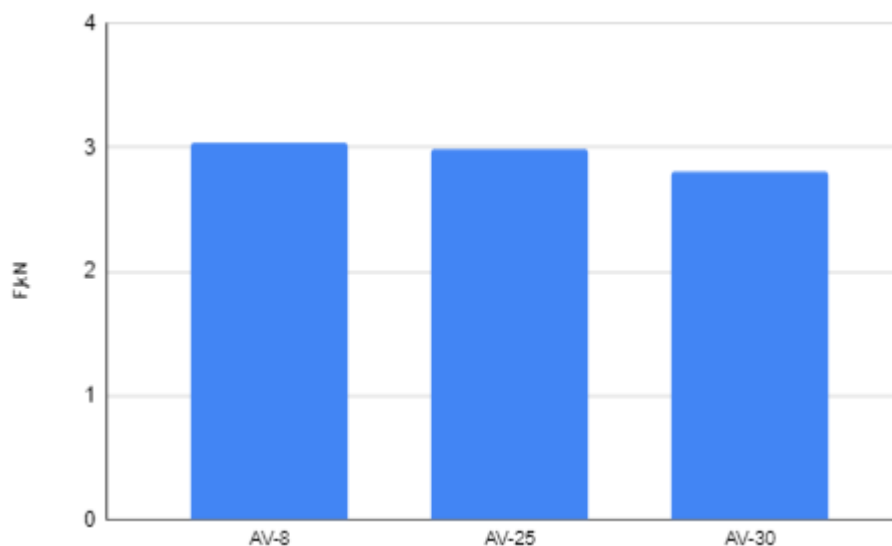


Рис. 3.24 - Сила статичного тертя при наявності одного шару ПАС – вимірювання безпосередньо після нанесення сполук.

Наступна діаграма, на якій представлено результати вимірювання сили статичного тертя отримана по результатах випробування рухомого з'єднання після нанесення антикорозійних сполук на обидві контактні поверхні (рис. 3.25).

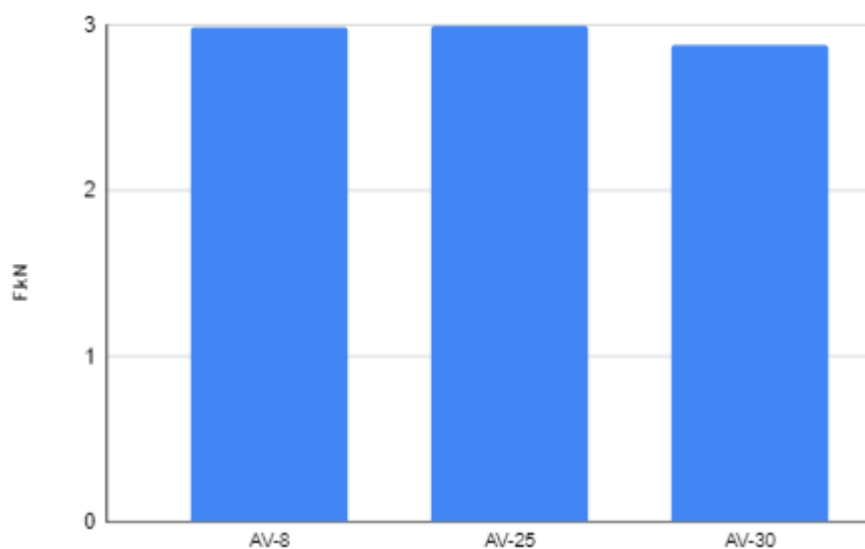


Рис. 3.25 - Сила статичного тертя при нанесенні ПАС на обидві контактні поверхні – вимірювання безпосередньо після нанесення сполук.

Аналіз отриманих даних (рис.3.24-3.25) вказує на те, що: а) сполуки AV-8; AV-25; AV-30 при повному покритті контактних поверхонь мають приблизно однакові значення статичного тертя; б) товщина шару сполуки не впливає на



величину статичного тертя. Отже, головним чинником при визначенні впливу ПАС на тертя і відповідне зниження циклічної довговічності, є доля поверхні, вкритої мастильним шаром ПАС, що обумовлює один з можливих режимів тертя: рідинне, сухе, чи частково рідинне. Зі зміною товщини шару сполуки різниця значень сил тертя не є суттєвою. З точки зору класифікації режимів тертя, процес відповідає умовам рідинного тертя як при обробці однієї з поверхонь, так і при обробці обох поверхонь.

Фактором, що може бути варіативним в реальних умовах експлуатації та ремонту авіаційної техніки і може бути контрольованим, є інтервал часу між виконанням антикорозійної обробки та навантаженням елемента конструкції. На рисунку 3.26 показано результати вимірювання сил тертя безпосередньо після нанесення, при інтервалі часу 24 години, 14 діб.

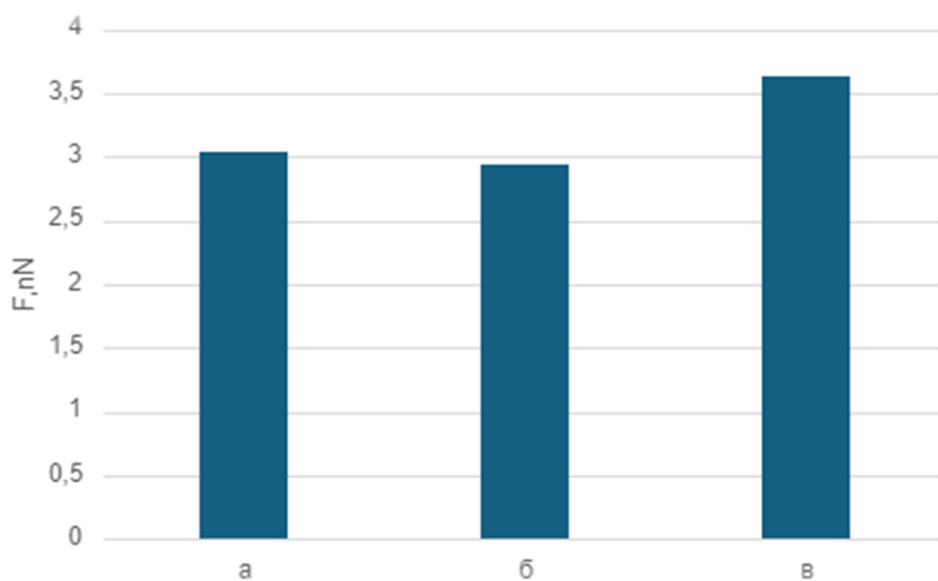


Рис. 3.26 - Результати вимірювання сил тертя: а – безпосередньо після нанесення; б – при інтервалі часу 24 години, в – при інтервалі часу 14 діб; ПАС AV-8

Порівняння проведено для умов покриття одним шаром ПАС AV-8. Як видно із наведених результатів, сила тертя спокою збільшується при збільшенні тривалості інтервалу між нанесенням ПАС і навантаженням.

На рис. 3.27 показаний зразок запису зміни сил тертя для двох режимів стискання з'єднання.

Вплив величини сили стискання досліджувався шляхом порівняння сил статичного тертя при стискаючих зусиллях 2,67кН, 4,2 кН і 5,0 кН. Значення сил тертя становили 2,65 кН, 3,15 кН, 3,42 кН відповідно. На рис. 3.28 показано залежність сили тертя спокою від сили стискання з'єднання за наявності в зазорі ПАС AV-8.

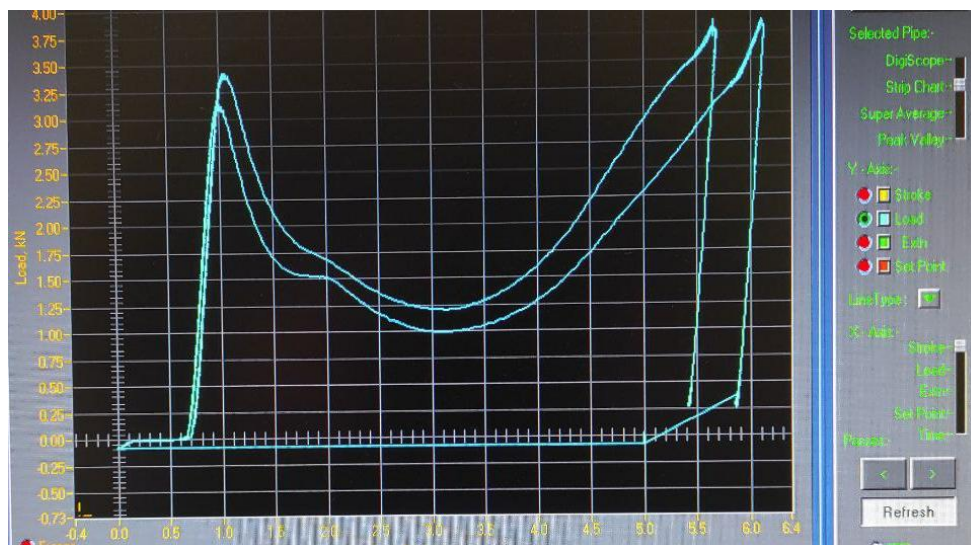


Рис. 3.27 - Приклад запису зміни сили тертя для двох значень сили стискання.

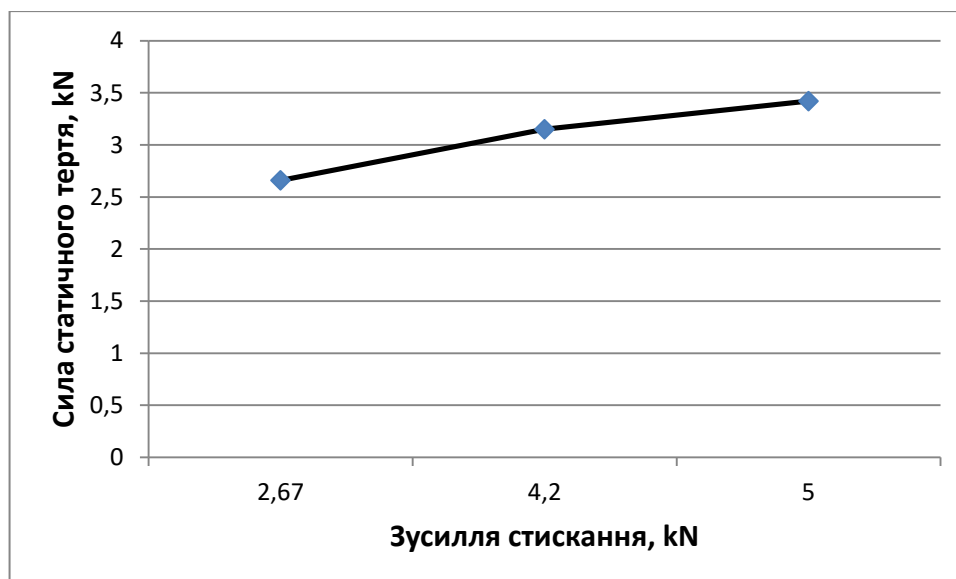


Рис. 3.28 - Залежність сили тертя спокою від сили стискання з'єднання за наявності в зазорі ПАС AV-8.

### 3.4.3. Локалізація взаємодії контактних поверхонь заклепкового з'єднання.

В зв'язку з отриманими експериментальними даними стосовно впливу ПАС на втому заклепкових з'єднань були проведені дослідження впливу ПАС на напружено-деформований стан елементів з'єднання. Дослідження проведені шляхом тензометрування елементів з'єднання та використанням скінченно-елементного аналізу.

Для дослідження напружено-деформованого стану методом тензометрування на конструктивний елемент наклеюються тензорезистори ПФ-5 з базою 1-5 мм відповідно до схеми, показаної на рис. 3.29.

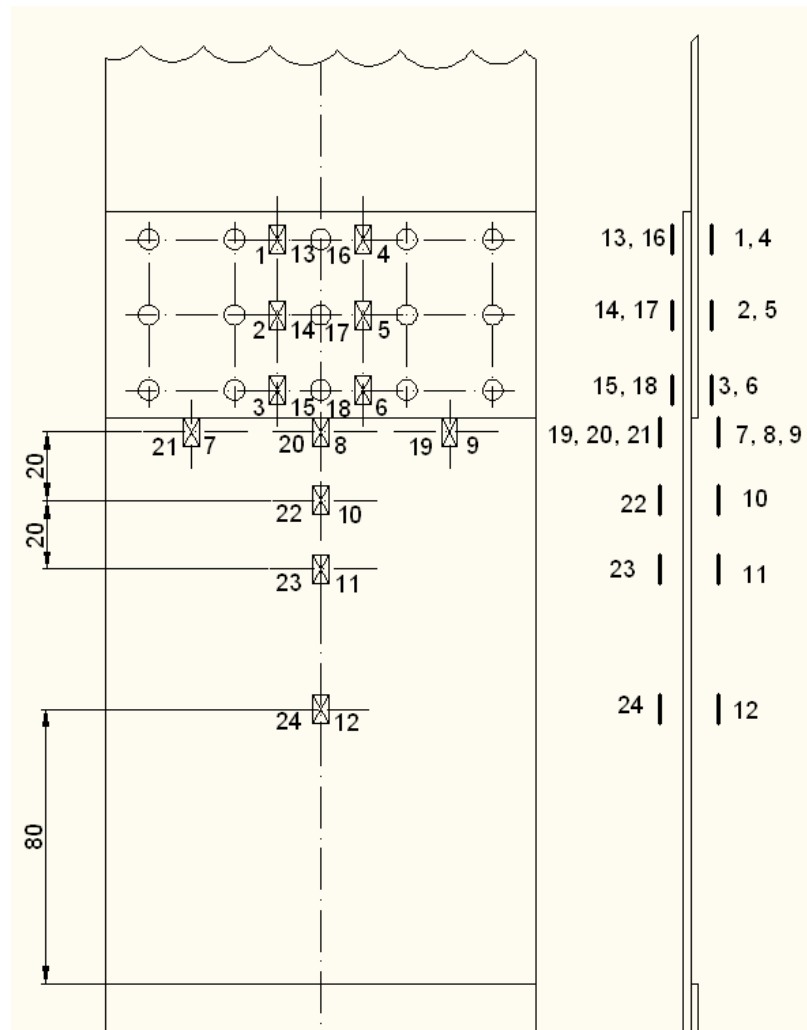


Рис. 3.29 - Схема розміщення тензорезисторів на зразку заклепкового з'єднання.

Зразок навантажувався ступінчасто при напруженнях в брутто-перерізі:  $\sigma_{\text{брутто}} = 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16 \text{ кгс/мм}^2$  з відповідним записом показання тензоканалів.

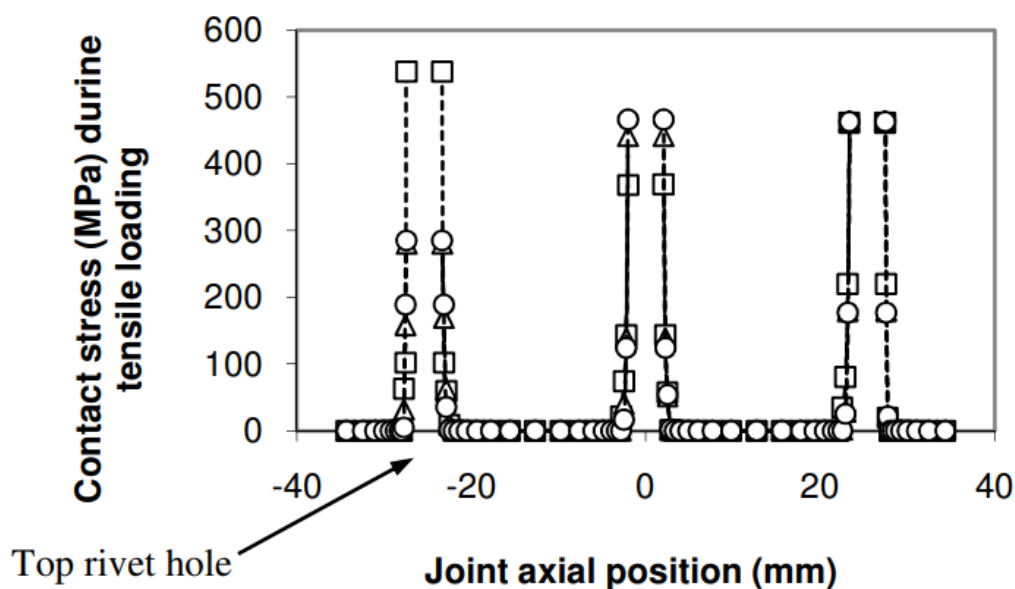
Після зазначеного експерименту зразок знімався з випробувальної машини і оброблявся ПАС. Після обробки ПАС проводилось повторне навантажування і запис показань тензорезисторів.

Проведений експеримент виявився недостатньо чутливим для дослідження особливостей напружено-деформованого стану заклепкових з'єднань і пояснення впливу ПАС на втомну довговічність.

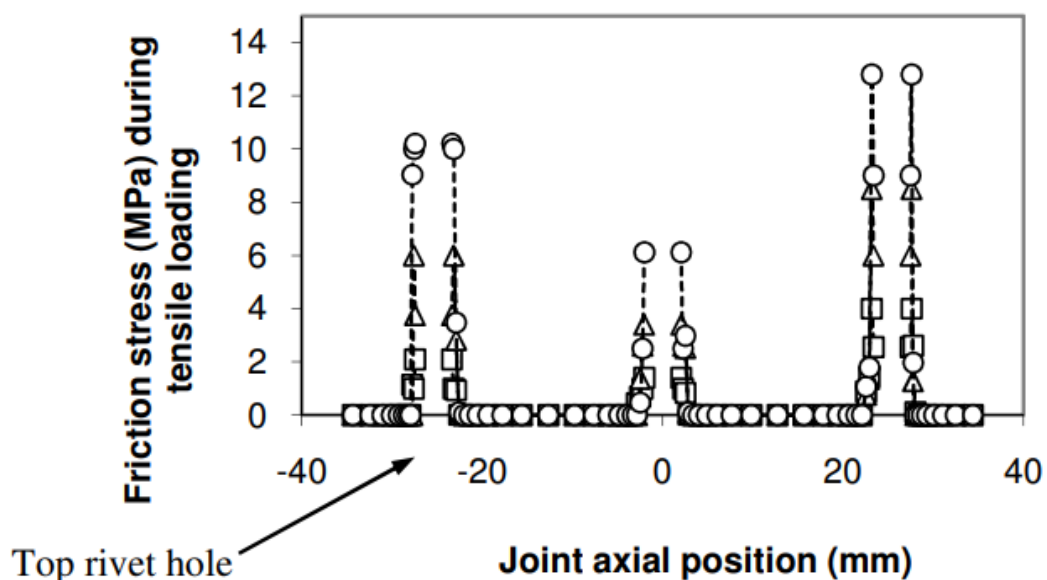
Цим обумовлений пошук інших методів. Проведений скінченно-елементний аналіз напружено-деформованого стану показав свою ефективність при поясненні феномену, який досліджувався в представленій роботі.

Внаслідок деформування металу листів з'єднання в області заклепок під їх головками контакт поверхонь є локалізованим, це впливає на величину коефіцієнту статичного тертя, визначеного по співвідношенню загального стискаючого зусилля по повній площі поверхонь з'єднання і прикладеного розтягуючого зусилля. Це підтверджується аналізом контактних поверхонь зразків, що досліджувались в представленій роботі і відповідністю до результатів розрахунків, проведених раніше в роботі [104], показаних на рисунку 3.30.

В роботі [104] було досліджено коливання значень контактних напружень в повздовжньому напрямку зразків заклепкового трьохрядного з'єднання внапуск. Було показано, що контактні напруження локалізовані безпосередньо поблизу отвору і суттєво залежать від коефіцієнту тертя, зі збільшенням коефіцієнту тертя збільшуються контактні напруження: для коефіцієнту тертя 0,2 вони становили 300МПа, для коефіцієнту тертя 0,4 контактні напруження були 360МПа, а для коефіцієнту тертя 0,6 становили 390 МПа. Сили тертя значно менші за контактні напруження, що пояснюється незначним відносним переміщенням контактних поверхонь.



а)



б)

Рис. 3.30 - Контактні напруження (а) і тертя (б) в заклепковому з'єднанні при напруженні розтягу в конструктивному елементі 98,6 МПа:  $\square$  – коефіцієнт тертя 0,2;  $\Delta$  - коефіцієнт тертя 0,4;  $\circ$  – коефіцієнт тертя 0,6 [104].

Наступний експеримент, в якому ПАС наносились тільки безпосередньо поблизу отвору (рис. 3.31) підтвердив локальний характер контакту і впливу тертя (рис. 3.32).

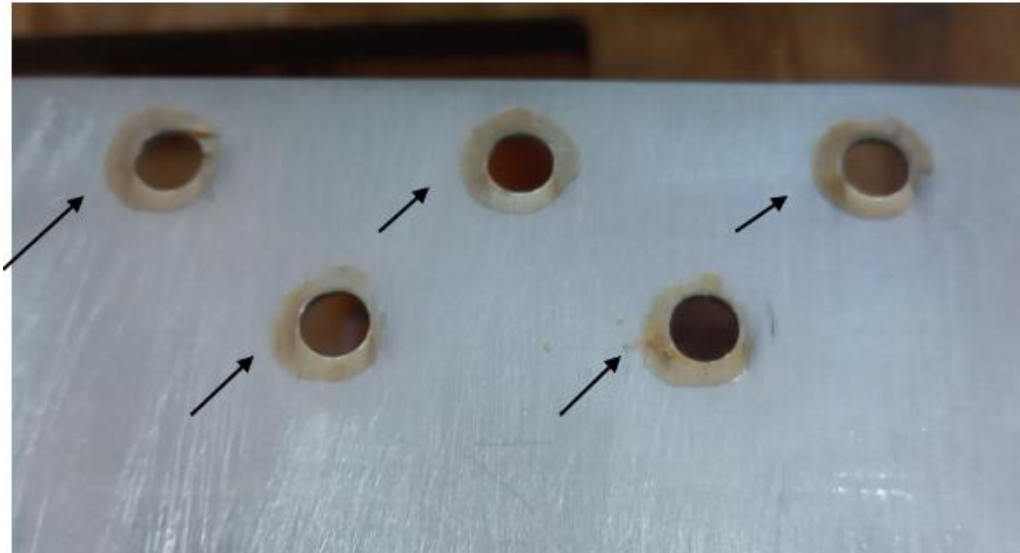


Рис. 3.31 - Локальне нанесення ПАС в області отворів.

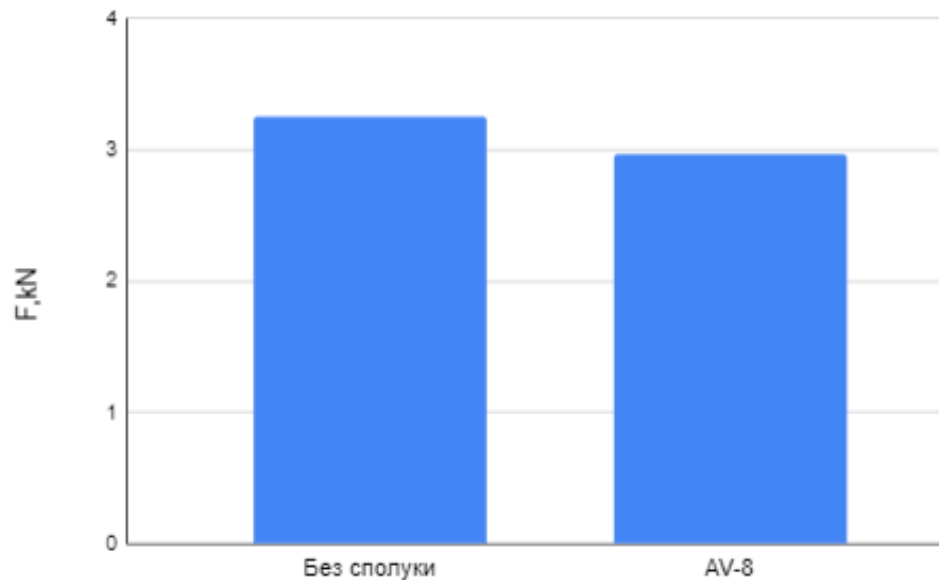


Рис. 3.32 - Зниження сили статичного тертя за наявності ПАС в зоні найбільших контактних напружень.

Як видно з рисунку 3.32 сила статичного тертя з'єднання знижується за рахунок наявності ПАС на контактній площадці поблизу отвору, що вказує на особливу роль контактних напружень в формуванні сил тертя в заклепкових з'єднаннях.

### 3.4.4. Скінченно-елементний аналіз роботи заклепкового з'єднання в присутності плівкоутворюючих антикорозійних сполук

Метою скінченно-елементного аналізу роботи заклепкового з'єднання було визначення залежності локальних напружень в зоні формування втомної тріщини від тертя між елементами з'єднання.

Фази формування і навантаження заклепки нормованої геометрії з визначеними характеристиками напружено-деформованого стану показано на рис. 3.33 – 3.35.

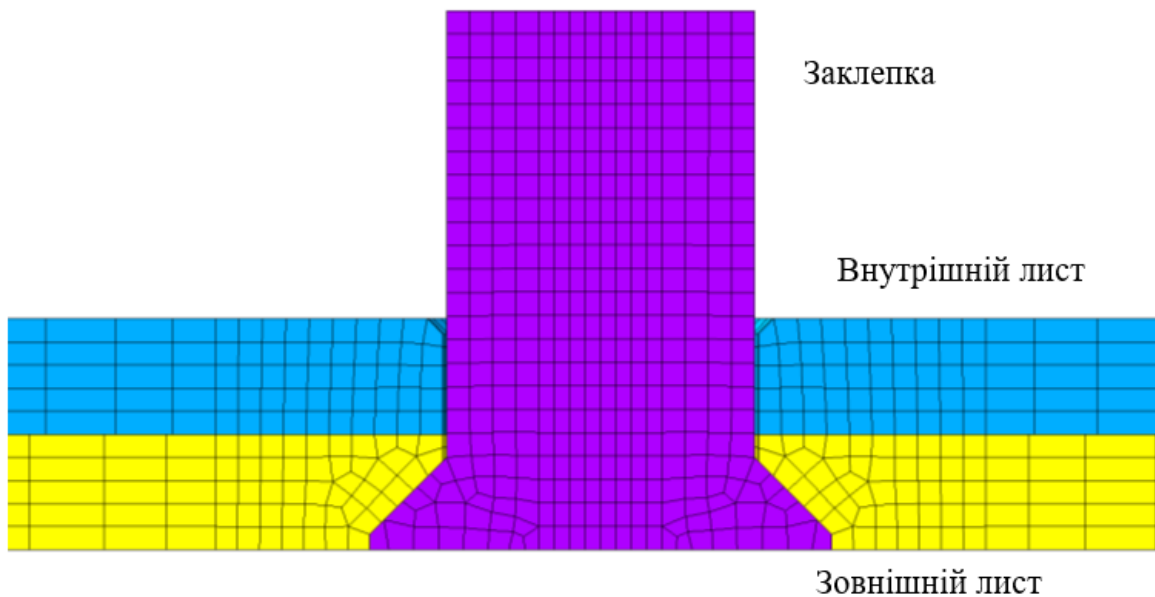


Рис. 3.33 - Фрагмент розрахункової сітки для аналізу процесу пластичної деформації.

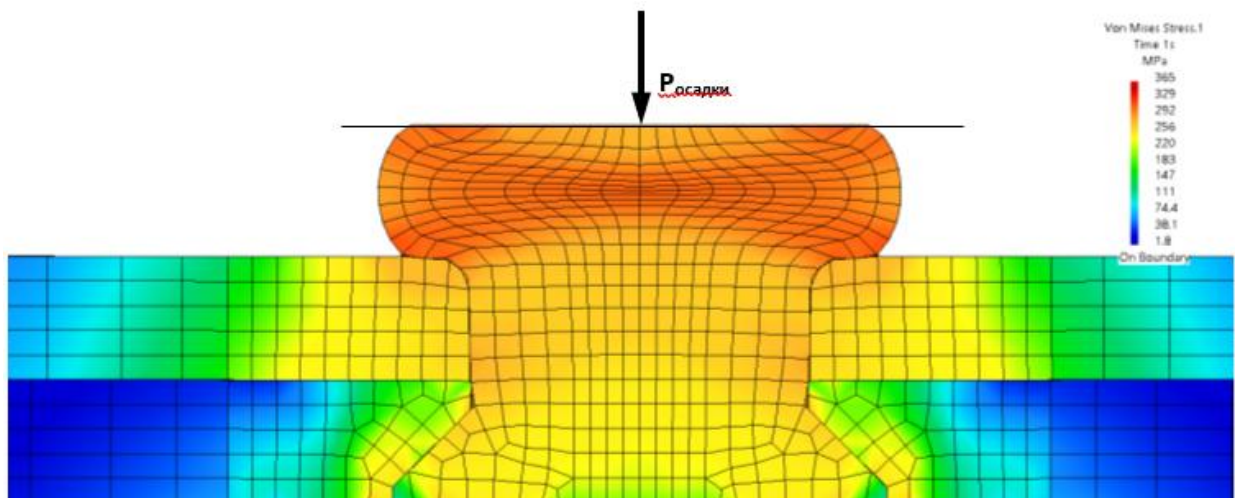


Рис. 3.34 - Еквівалентні напруження по Мізесу в елементах з'єднання в момент максимального стиснення заклепки штампом.

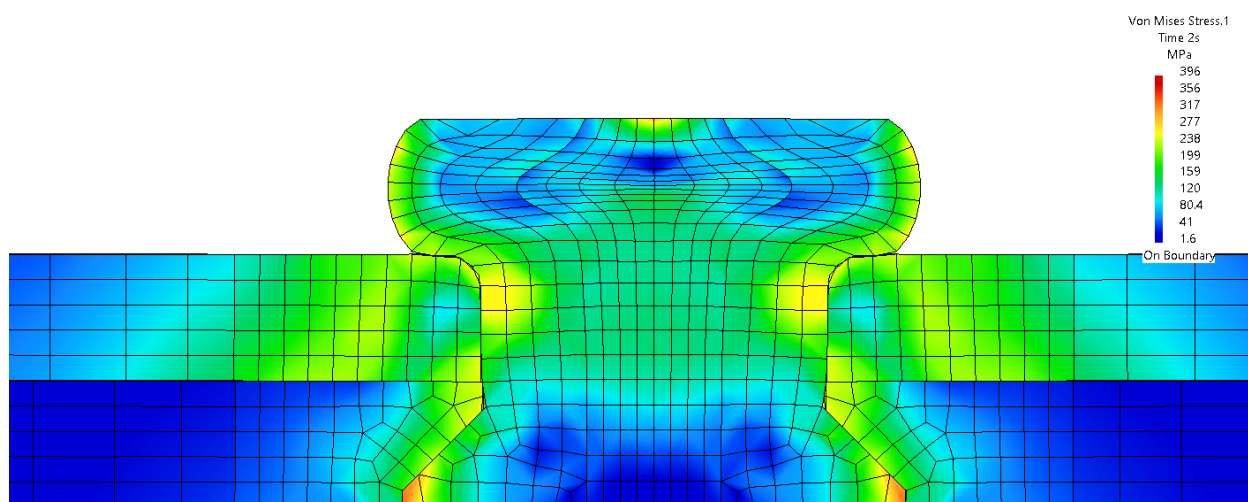


Рис. 3.35 - Еквівалентні напруження по Мізесу в елементах з'єднання після зняття зовнішнього стискаючого навантаження від штамп.

Виходячи із отриманих даних, результатів експериментів по дослідженню сил тертя в з'єднаннях, наведених вище, а також з метою порівняння отриманих даних з результатами інших авторів в подальшому моделювання буде розглянуто діапазон стискаючих зусиль 1000 Н - 5000 Н.

На рис. 3.36 наведено результати визначення напружень в елементах з'єднання при дії зусиль розтягу.

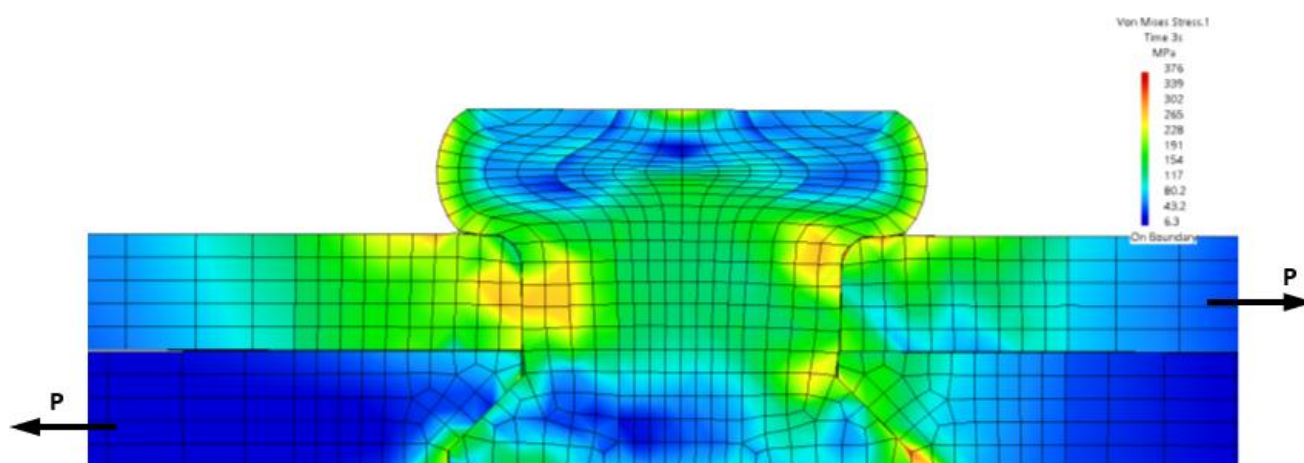


Рис. 3.36 - Напруження в елементах з'єднання при дії зусилля розтягу.

Зусилля стискання відповідає процесу формування замикаючої головки заклепки необхідної геометрії.



Рис. 3.37 вказує на локалізацію контактних напружень між листами в процесі стискання заклепки і навантаження зразка.

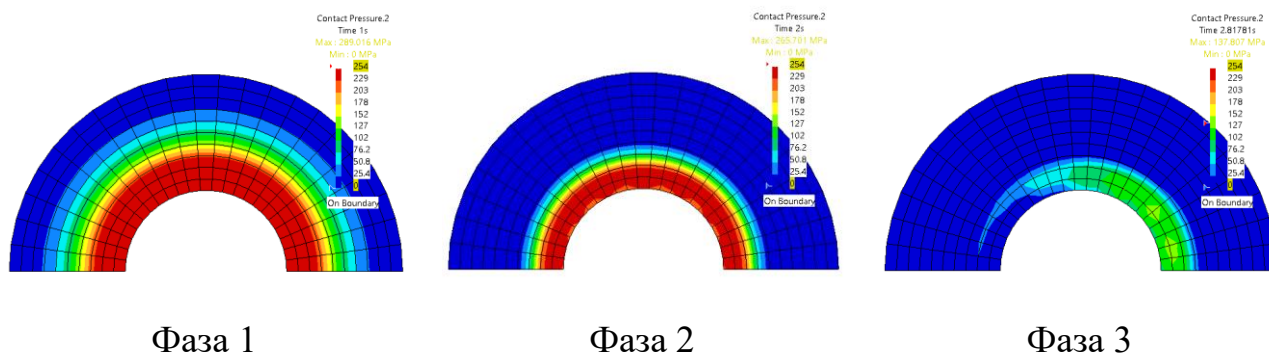


Рис. 3.37 - Контактний тиск в процесі формування заклепки (фаза 1, фаза 2) та при дії статичного навантаження (фаза 3).

Слід відмітити, що в процесі кожного циклу навантаження з'єднання розтягуючим зусиллям контактні напруження перерозподіляються, як показано на наступному рисунку. Діаграма відображає лише ненульові значення контактних напружень (рис.3.38).

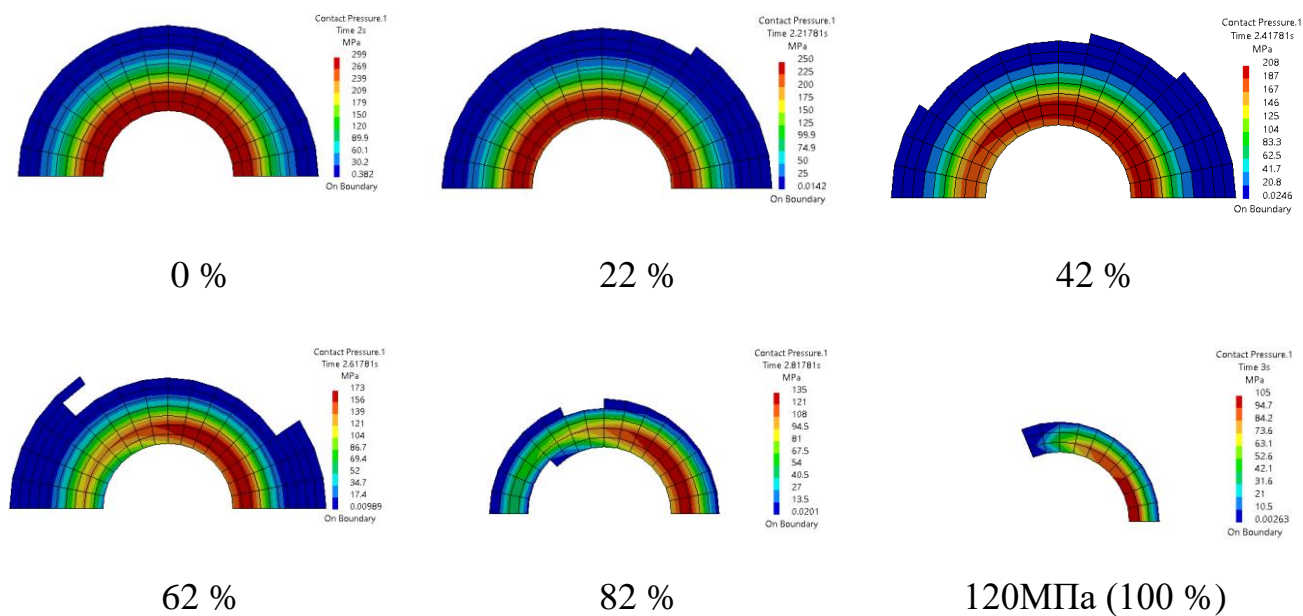


Рис. 3.38 - Перерозподіл контактних напружень між листами в процесі повздовжнього навантажування зразків.

Дослідження зони контакту та контактного тиску в з'єднанні дозволило виконати кількісну оцінку розподілу контактного тиску в радіальному напрямку, яке залежить від зусилля стискання (рис. 3.39).

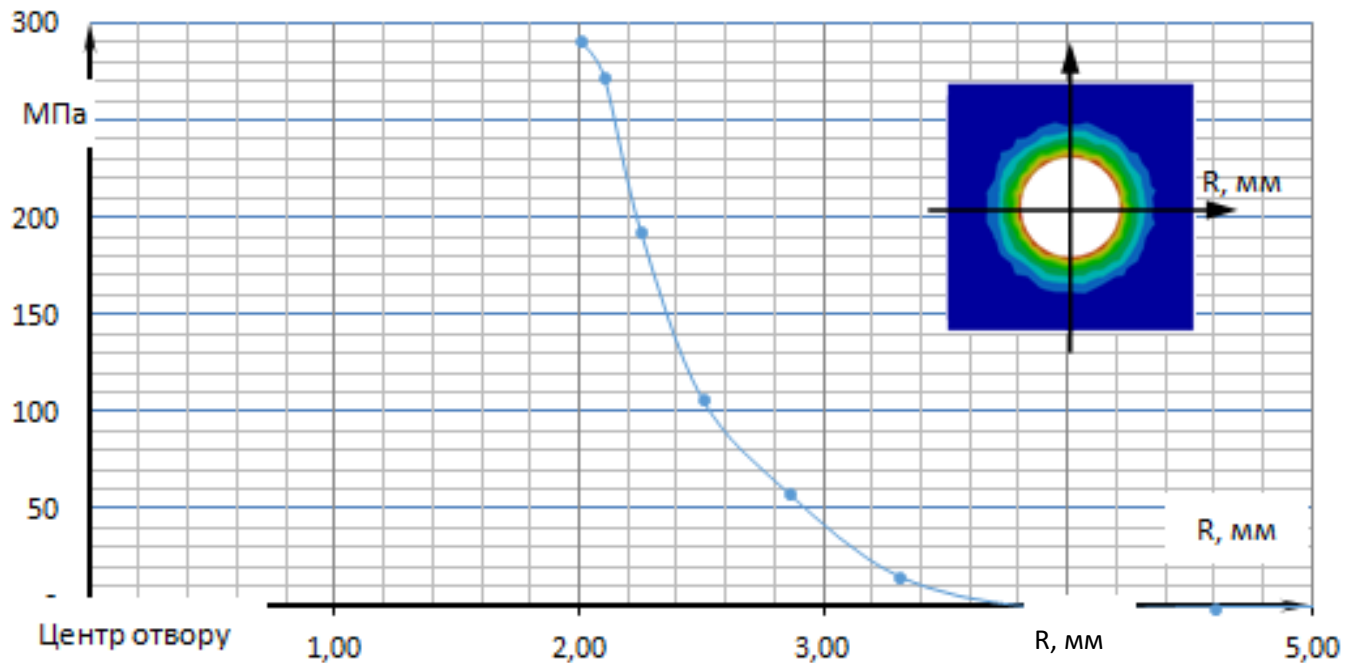


Рис. 3.39 - Залежність контактної тиску від відстані до центру отвору.

На основі отриманих результатів можемо зробити висновок про локальний характер контактної взаємодії пластин, яка зосереджена виключно в зоні отворів. Отриманий результат пояснює і результати тензометрування заклепкових з'єднань, яке не виявило ефекту впливу ПАС на перерозподіл зусиль в заклепкових з'єднаннях внаслідок недостатньої локальності вимірювання деформацій.

Отримане моделювання заклепкового з'єднання, контактної тиску та фактичної геометрії зони контакту узяті за основу для подальшого аналізу.

Розроблено розрахункову модель, що містить згенеровану сітку скінчених елементів з закріпленням та прикладеним навантаженням (рис. 3.40). Позначення,  $u; v; w = 0$  відповідає граничним умовам фіксації переміщень вузлів відносно  $x; y; z$  відповідно.

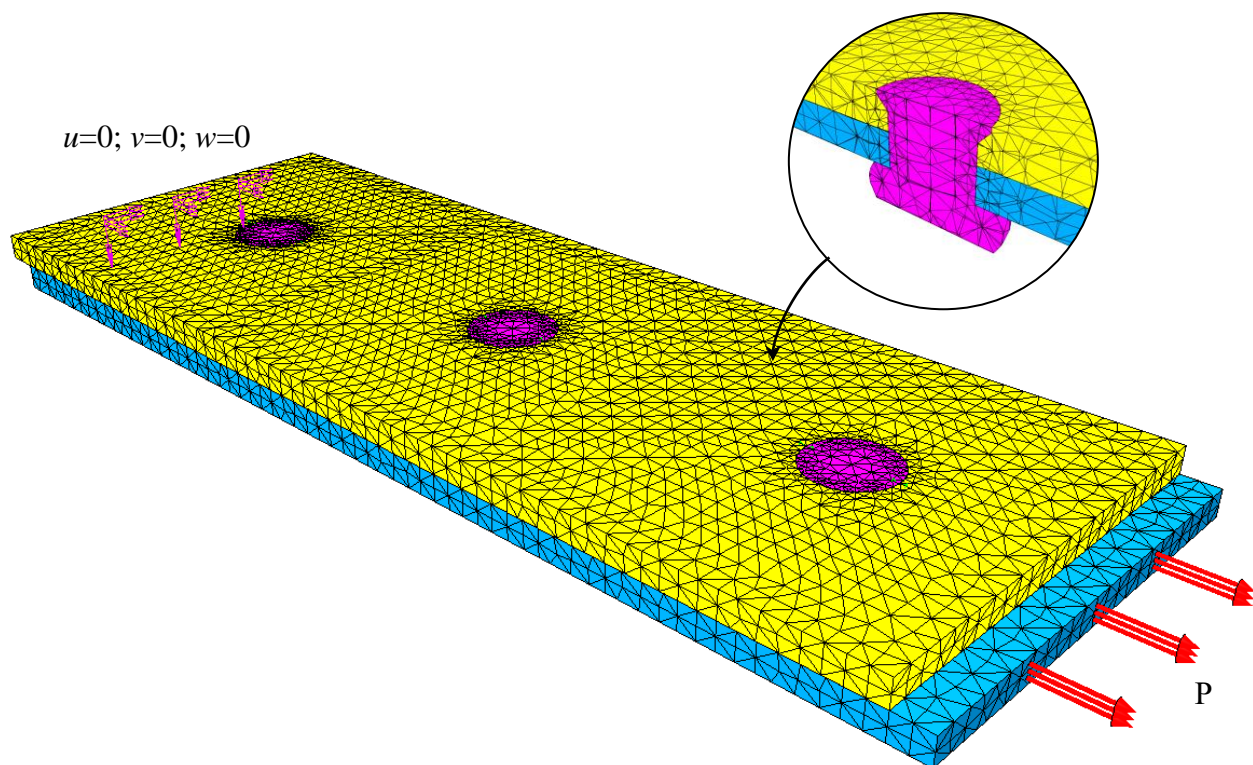


Рис. 3.40 - Сітка скінчених елементів з прикладеними закріпленням та навантаженням.

Розподіл розтягуючих напружень у трирядному з'єднанні на нижньому та верхньому листах (заклепку умовно не показано) без урахування сили стискання від заклепки показано на рисунку 3.41.

Максимальне напруження складає у верхньому листі 299.5 МПа та у нижньому 282.2 МПа. Отвори позначені через А, В та С, де С – найближчий отвір до вільного краю зовнішнього листа. Втомна тріщина формується поблизу отвору «А». Як видно, найбільші напруження діють в зоні отвору «А» на зовнішньому листі (рис. 3.42).

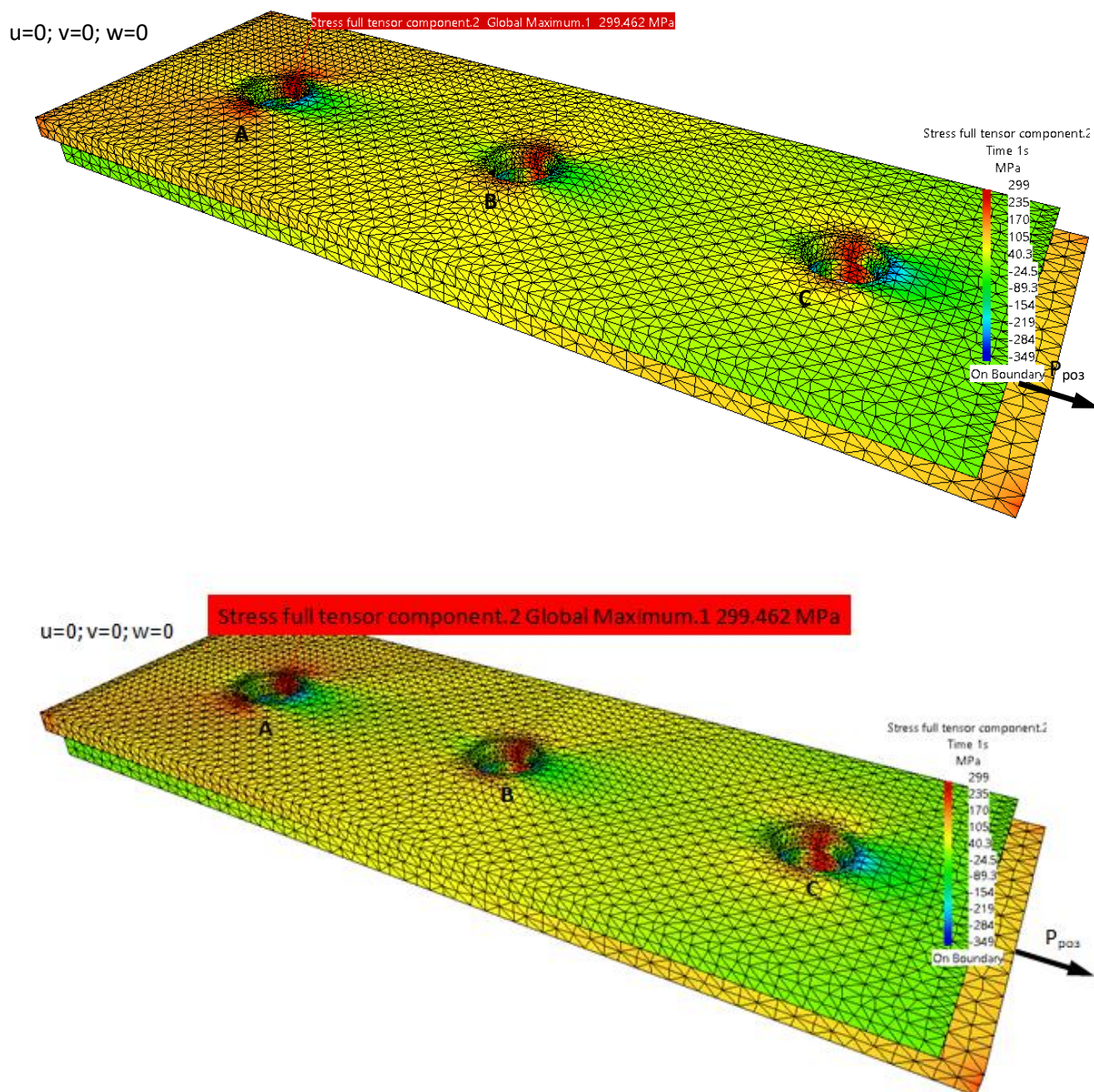
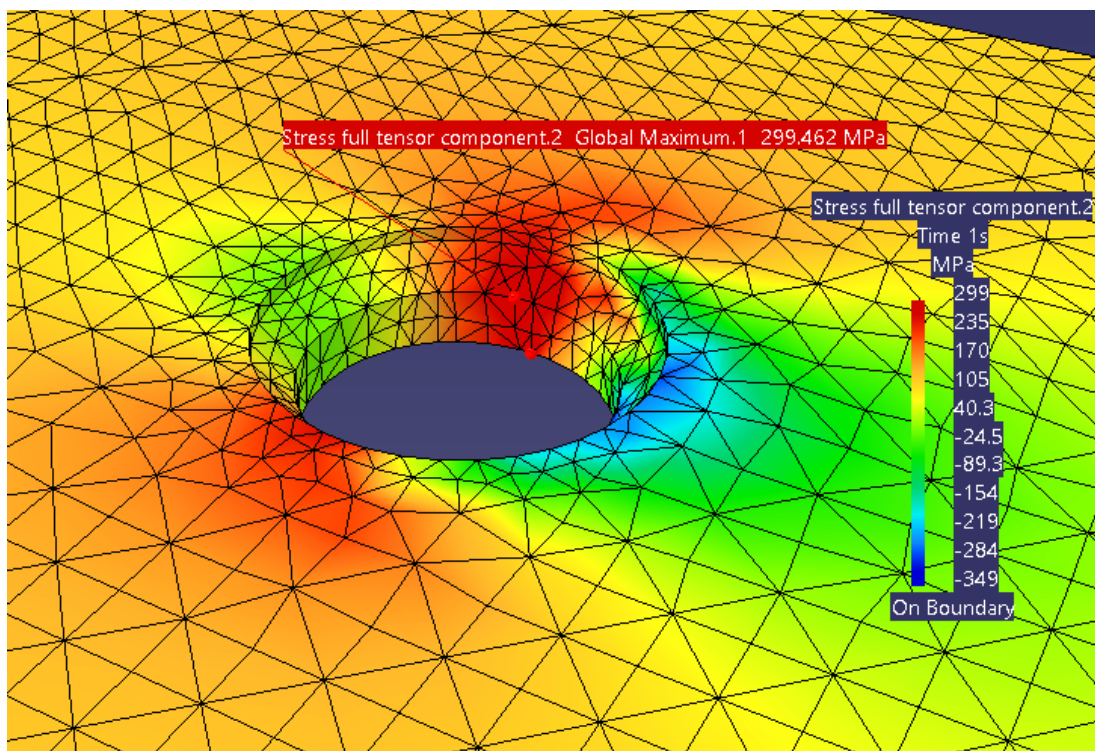
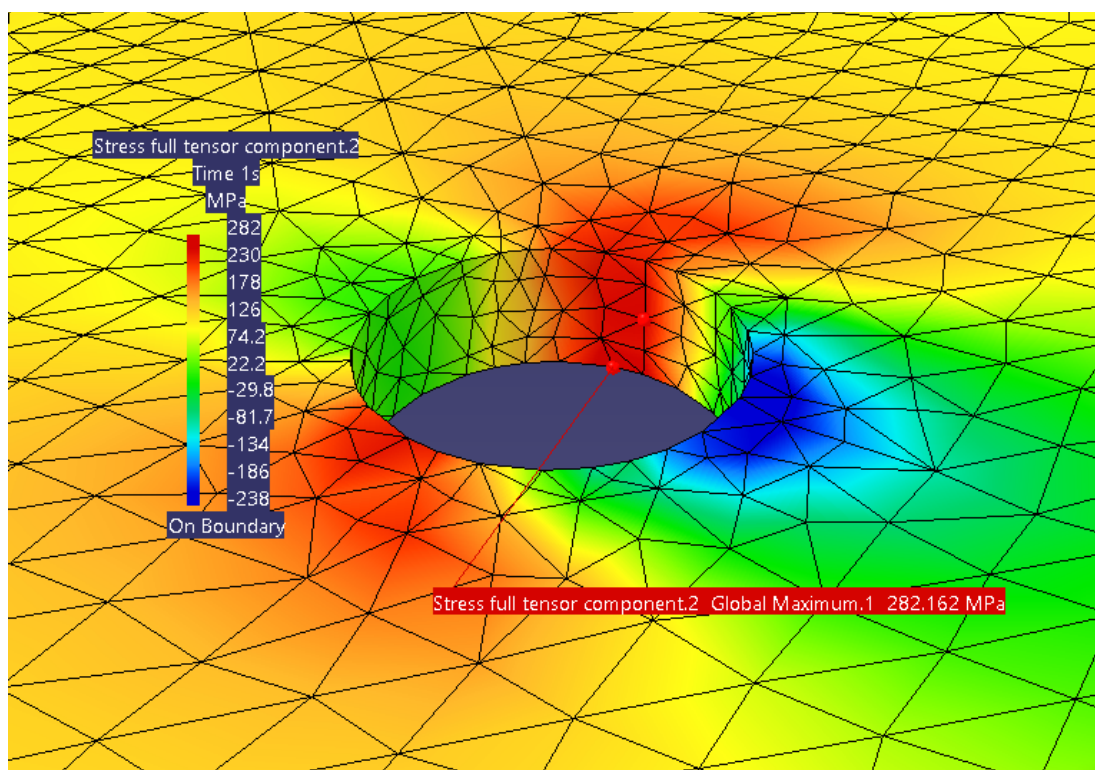


Рис. 3.41 - Розподіл розтягуючих напружень в з'єднанні.



a)



б)

Рис. 3.42 - Розподіл напружень в зоні максимальних значень для верхнього (а) та нижнього (б) листів.

Можливі два варіанти моделювання навантаження: через силовий вплив та через розраховане переміщення вільного краю з'єднання. У моделях, що наведені далі, використовувався варіант з переміщеннями що дозволяє забезпечити симетричну схему навантаження із збереженням статичної визначеності моделі (рис. 3.43).

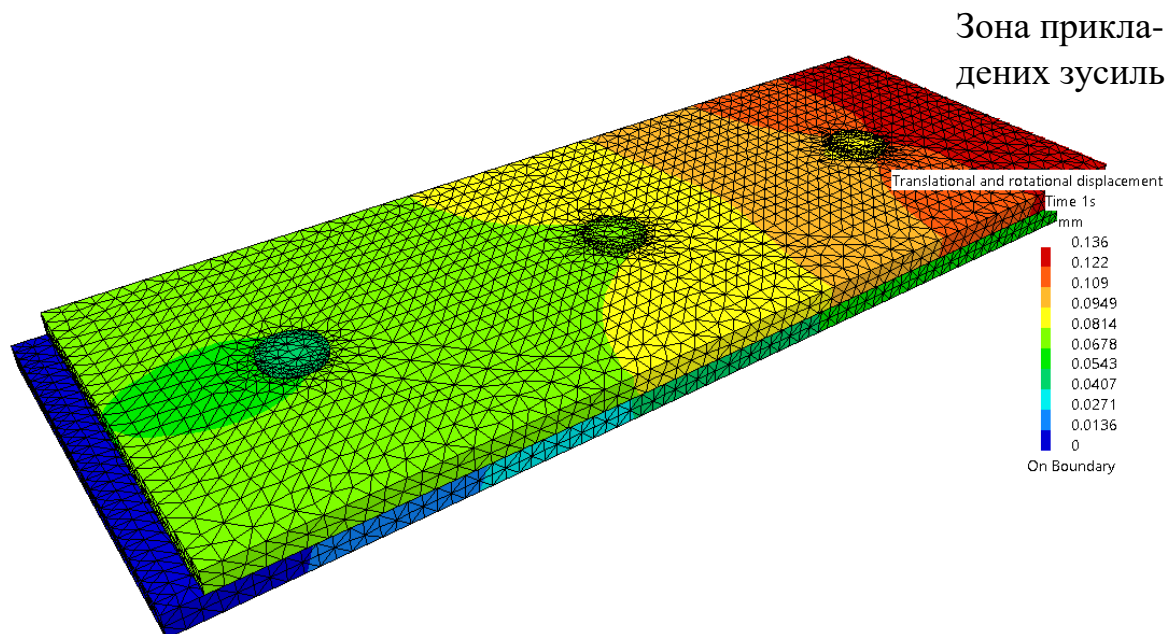


Рис. 3.43 - Розподіл переміщень в з'єднанні при розтягуючих напруженнях 120 МПа (лівий край зафіксовано).

Розглянемо детально найбільш навантажену зону (рис. 3.44).

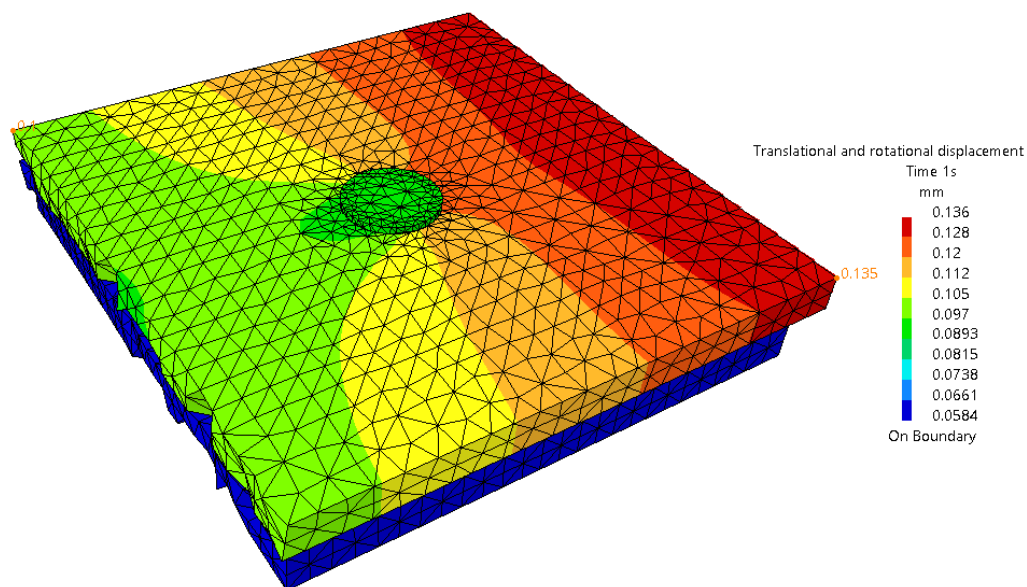


Рис. 3.44 - Розподіл переміщень як результат деформацій в зоні з'єднання.

Черговий етап полягав в підготовці схеми найбільш навантаженої області з'єднання для чисельного експерименту і визначенні напружень в поперечному перетині пластини.

На рис.3.45 показано розподіл розтягуючих напружень в зоні отвору А. Позначено номери вузлів сітки (вибірково) в перерізі. Значення розтягуючих напружень у вказаних вузлах наведено в таблиці 3.12. Частина пластини замінена дією внутрішніх силових факторів відповідно до методу перерізів [105].

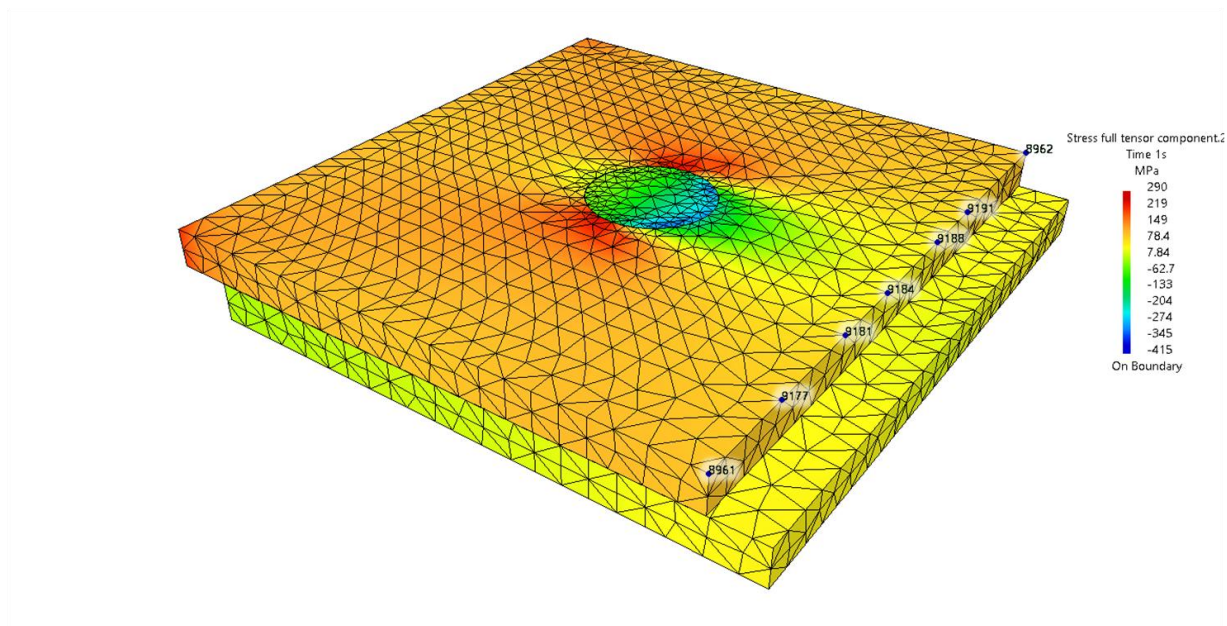


Рис. 3.45 - Розтягуючі напруження в зоні отвору А та вибіркові номери вузлів сітки частини пластини, яка замінена дією відповідних внутрішніх силових факторів.

Таблиця 3.12

**Значення розтягуючих напружень в характерних вузлах**

Node ID	8961	9177	9181	9184	9188	9191	8962
Stress full tensor component.2 (MPa)	101.7	90.3	68.8	48.2	57.3	78.4	101.7

Графічне представлення значень розтягуючих зусиль у визначеному перерізі показано на рис. 3.46.

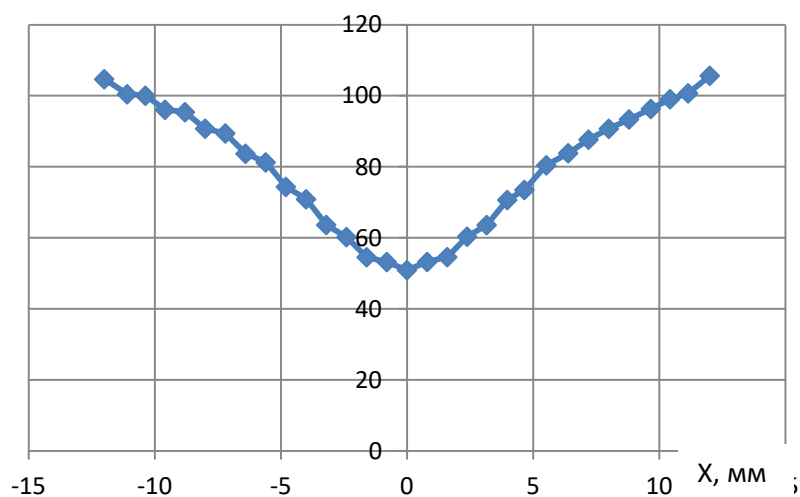
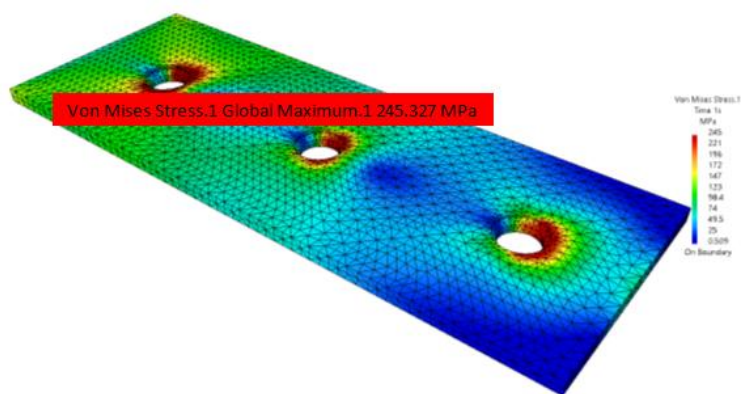
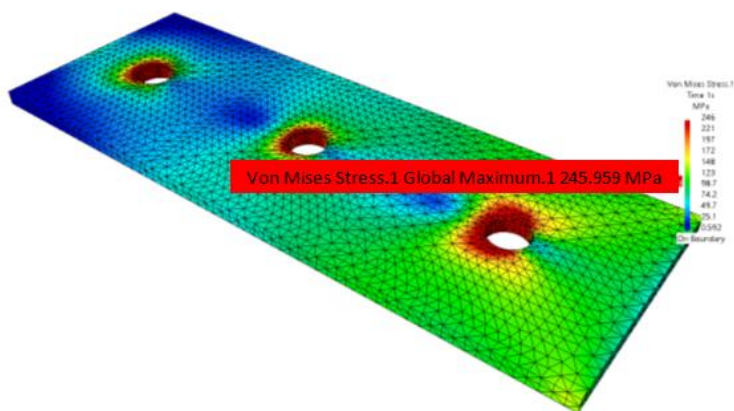


Рис. 3.46 - Значення розтягуючих зусиль у визначеному перерізі.

Розподілення напружень в листах зразка для втомних випробувань показано на рис. 3.47.



а)



б)

Рис. 3.47 - Еквівалентні напруження по Мізесу в верхньому (а) та нижньому (б) листах зразка заклепкового з'єднання.



Отримані результати дозволяють моделювати роботу з'єднань в присутності ПАС та зв'язок між коефіцієнтом статичного тертя між листами обшивки та контактними напруженнями поблизу концентратора напружень.

Коефіцієнт тертя між пластинами задається як характеристика контакту (рис. 3.48) між листами.

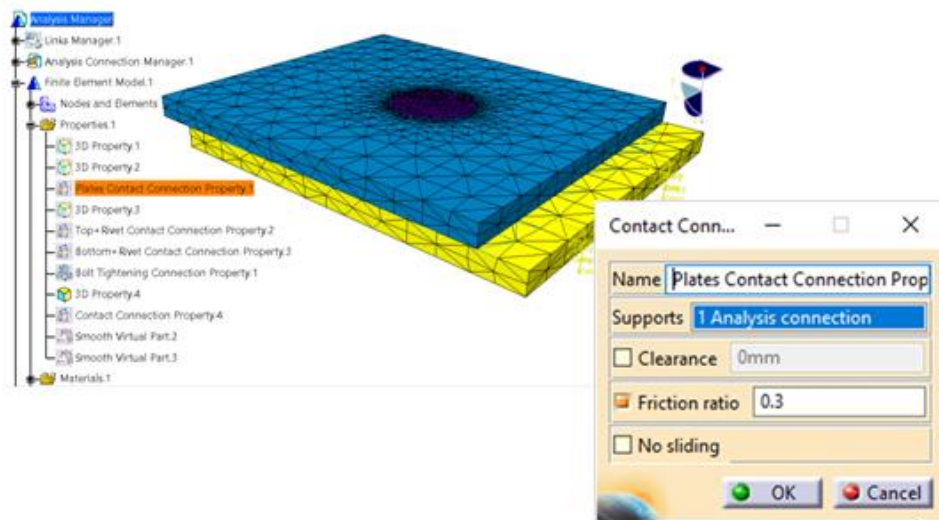


Рис. 3.48 - Задання коефіцієнту тертя у властивостях контакту.

Відповідна розрахункова модель для чисельного експерименту показана на рис. 3.49, а на рис. 3.50 показано базовий розподіл розтягуючих напружень в зразку, яке було в основі чисельного експерименту. Розглядалися 5 варіантів стискаючого зусилля для 5 значень коефіцієнтів статичного тертя. Діапазон коефіцієнтів статичного тертя відповідав діапазону отриманих експериментально даних.

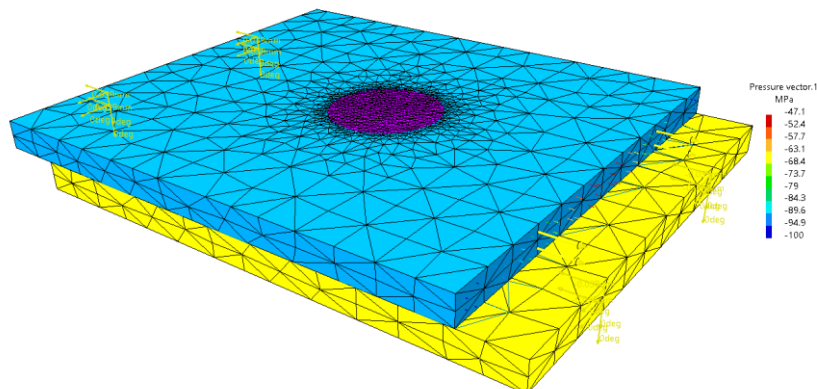


Рис. 3.49 - Розрахункова модель для чисельного експерименту.

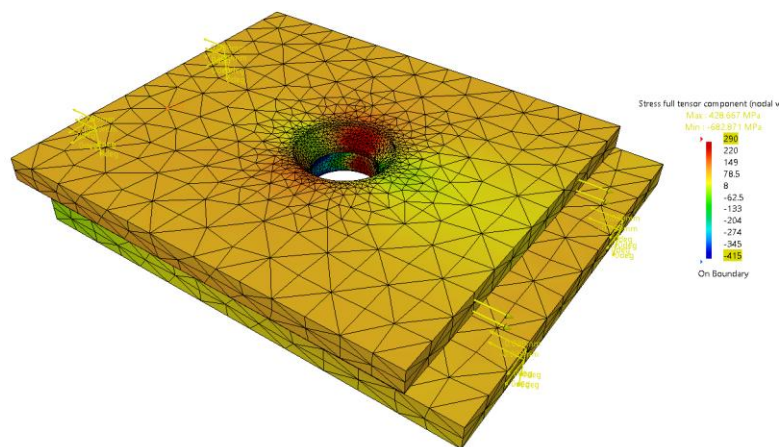


Рис. 3.50 - Розподіл розтягуючих напружень у зразку.

Проведений скінченно-елементний аналіз і чисельний експеримент дозволили отримати важливий висновок: локальні напруження в зоні отвору залежать від коефіцієнту статичного тертя між листами обшивки. Тенденція до збільшення, або зменшення сил статичного тертя в залежності від коефіцієнту тертя обумовлена режимом клепки, тобто величиною стискаючого зусилля. На наведених на рис. 3.51 залежностях за одиницю прийнято найбільше значення внутрішніх напружень для першої серії експериментів.

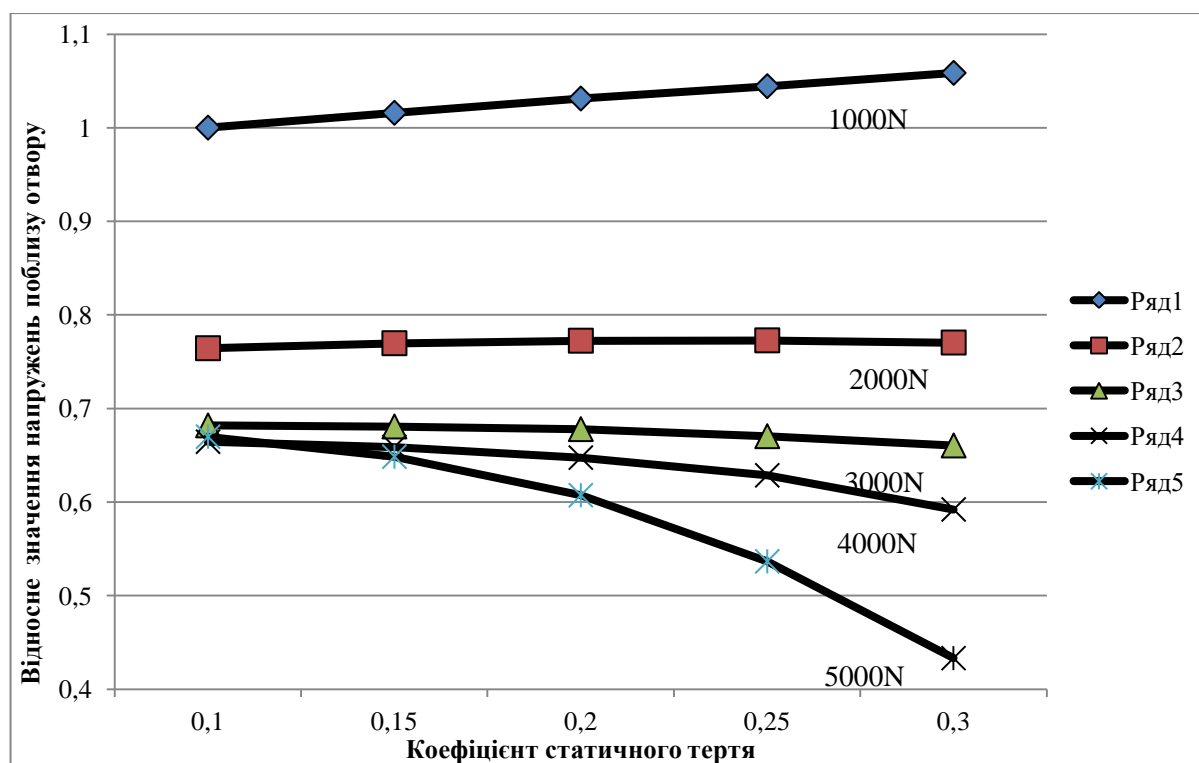


Рис. 3.51 - Локальні напруження в зоні отвору в залежності від коефіцієнту статичного тертя між листами обшивки.

### 3.5. Висновки до розділу 3.

1. Проведені втомні випробування зразків заклепкових з'єднань довели, що наявність плівкоутворюючих антикорозійних сполук в зазорі заклепкових з'єднань за певних умов впливає на втомну довговічність з'єднань.
2. Проникаюча здатність плівкоутворюючих антикорозійних сполук обумовлює покриття контактних поверхонь, при цьому відносна площа змащеної поверхні залежить від режиму нанесення сполук.
3. Втомна довговічність заклепкових з'єднань залежить від площі змащених контактних поверхонь.
4. Розроблено метод і пристрій визначення сил тертя в заклепкових з'єднаннях, оригінальність якого підтверджена Патентом України на корисну модель (UA 155484 U).
5. Розроблені в ході виконання дисертаційної роботи метод і пристрій для вимірювання сил тертя в з'єднаннях дозволяють виконувати порівняльну оцінку впливу на сили тертя плівкоутворюючих антикорозійних сполук та інших матеріалів, властивості яких обумовлюють їх проникнення в зазори з'єднань.
6. Застосуванням розробленого в ході виконання дисертаційної роботи пристрою для вимірювання сил тертя в з'єднаннях експериментально доведено, що товщина шару сполуки не має суттєвого впливу на сили тертя між елементами з'єднань.
7. Встановлено, що інтервал часу між нанесенням покриття AV-8 і експлуатаційним навантаженням конструкції має вплив на сили тертя в з'єднаннях. Досліджувались режими інтервалу часу між нанесенням сполуки і випробуваннями: а) безпосереднє випробування після нанесення ПАС, 24 години, 14 діб. Сила тертя спокою збільшується при збільшенні тривалості інтервалу між нанесенням ПАС і навантаженням.
8. Сила стискання заклепок впливає на сили тертя між елементами з'єднань: зі збільшенням сили стискання сили тертя збільшуються.

9. Дія сили статичного тертя з'єднання має локалізований характер. Сили тертя знижуються за рахунок наявності ПАС на контактній площадці поблизу отвору.

10. Проведений скінченно-елементний аналіз і чисельний експеримент дозволили отримати важливий висновок: локальні напруження в зоні отвору суттєво залежать від коефіцієнту статичного тертя між листами обшивки. Тенденція до збільшення, або зменшення сил статичного тертя в залежності від коефіцієнту тертя обумовлена режимом клепки, тобто величиною стискаючого зусилля.

## РОЗДІЛ 4

### КОМПЛЕКСНИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ПОБІЧНИХ НЕГАТИВНИХ ЕФЕКТІВ ЗАСТОСУВАННЯ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК

#### **4.1. Основні компоненти комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС.**

Основними (обов'язковими) компонентами комплексного методу є компоненти, критичні з точки зору впливу на ресурсні характеристики авіаційних конструкцій. До обов'язкових компонентів методу контролю відносяться:

- а) експериментальна оцінка впливу ПАС на сили тертя в заклепкових з'єднаннях;
- б) скінченно-елементне моделювання роботи заклепкового з'єднання в присутності ПАС;
- в) експериментальна перевірка впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які застосовуються в сучасних і перспективних літаках транспортної категорії.

##### **4.1.1. Експериментальна оцінка впливу ПАС на сили тертя між елементами заклепкових з'єднань.**

Проведені експериментальні дослідження показали, що необхідною і інформативною складовою комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС є оцінка їх впливу на сили тертя і перерозподіл зусиль між елементами з'єднання.

Для заклепкових швів взаємне переміщення елементів з'єднання мінімізовано, отже особливий практичний інтерес має визначення коефіцієнту тертя спокою.

В'язкість, дані про яку наведені в переліку технічних характеристик ПАС, корелює з проникаючою здатністю сполук і змашувальною дією, але не відображає повністю комплекс властивостей, які повинні бути враховані при виборі ПАС. Ще одним показником є так звана маслянистість, яка оцінюється за

коефіцієнтом тертя – вище значення маслянистості відповідає меншому коефіцієнту тертя.

Для дослідження тертя в заклепкових з'єднаннях і визначення відповідних значень коефіцієнтів тертя спокую рекомендовано використання пристрою, розробленого, виготовленого і апробованого в ході виконання даного дисертаційного дослідження. Оригінальність пристрою підтверджена Патентом України на корисну модель [78].

При експериментальному моделюванні статичного тертя в заклепковому з'єднанні необхідно враховувати/оцінювати наступні фактори:

1. Вплив кількості ПАС в зазорі з'єднання на силу тертя.
2. Вплив тривалості витримки, тобто інтервалу часу між нанесенням покриття і випробуванням.
3. Відповідність сил стискання рухомого конструктивного елемента (імітаційного з'єднання) і елементів реального заклепкового з'єднання, що потребує відповідного аналізу.

Висновок щодо впливу на силу тертя в з'єднанні, отриманий в результаті експериментального дослідження з використанням запропонованого пристрою, дозволяє визначити обмеження на застосування ПАС, що контролюється, тобто обрати його спосіб застосування: прийняти його як засіб, що утворює базовий шар ПАС з проникненням в зазори, або використовувати ПАС для відкритих поверхонь конструкції та заключний захисний шар.

#### **4.1.2. Скінченно-елементний аналіз перерозподілу зусиль між елементами заклепкового з'єднання при наявності ПАС.**

Як показано в розділі 3, наявність ПАС в зазорі з'єднань призводить до зміни сил тертя і відповідного впливу на втомну довговічність.

Отримані значення сил тертя є вхідними параметрами скінченно-елементного моделювання роботи заклепкових з'єднань в присутності ПАС і визначення їх впливу на силу тертя в з'єднанні.

В розділі 3.4.4 в результаті скінченно-елементного аналізу і чисельного експерименту було отримано висновок стосовно залежності локальних напружень в зоні формування втомних тріщин від коефіцієнту статичного тертя. Особливістю отриманих залежностей є вплив стискаючих зусиль. При стискаючому зусиллі 1000 Н збільшення коефіцієнту статичного тертя призводить до збільшення напружень в зоні формування тріщини; при стискаючих зусиллях 3000 Н, 4000 Н, 5000 Н закономірність зворотна, при цьому, чим більше стискаюче зусилля, тим більш виразним є ефект зниження локальних напружень.

Кореляційні рівняння (таблиця 4.1), які описують зв'язок статичного тертя з локальними напруженнями мають загальний вигляд:

$$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = A \mu_s + B,$$

де  $\bar{\sigma}_{\text{відн.}}$  – відносне напруження в зоні формування тріщини, яке визначається як відношення обчисленого поточного напруження до обчисленого максимального початкового напруження;  $\mu_s$  – коефіцієнти статичного тертя, отримані експериментально для досліджених ПАС.

$A$  і  $B$  коефіцієнти рівняння лінійної апроксимації.

Таблиця 4.1

**Залежності відносного напруження в зоні формування тріщини від коефіцієнтів статичного тертя**

Сила стискування, Н	Кореляційні рівняння залежностей відносного напруження в зоні формування тріщини від коефіцієнтів статичного тертя	$R^2$
1000	$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = 0,0146 \mu_s + 0,9863$	0,9988
2000	$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = 0,0015 \mu_s + 0,7653$	0,5075
3000	$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = -0,0053 \mu_s + 0,6902$	0,8882
4000	$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = -0,0175 \mu_s + 0,6907$	0,8956
5000	$\bar{\sigma}_{\text{відн.}} = -0,0585 \mu_s + 0,7544$	0,9271

2000Н – перехідний режим, який характеризується найменшим значенням коефіцієнту кореляції,  $R^2 = 0,5075$ .

Враховуючи, що напруження в зоні формування втомної тріщини залежить як від стискаючого зусилля, так і коефіцієнта статичного тертя, результати проведеного дослідження узагальнено представлено у вигляді тривимірної поверхні (рис.4.1).

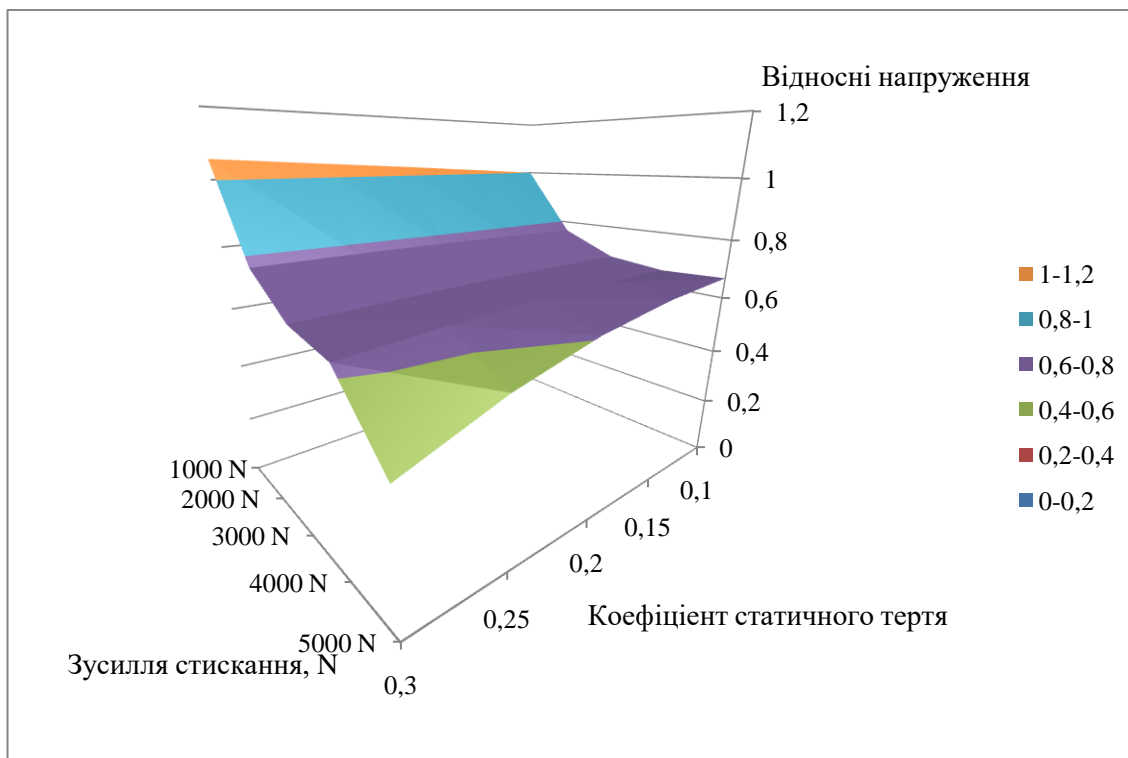


Рис. 4.1 - Зв'язок напружень в зоні формуванні тріщини зі значеннями коефіцієнту статичного тертя і зусиллям стискання заклепок.

#### 4.1.3. Контроль впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які застосовуються в сучасних і перспективних літаках транспортної категорії.

Контроль впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань є заключним основним компонентом комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні профілактичних антикорозійних покриттів. Умовою для впливу ПАС на втомну довговічність є їх проникнення в зазор з'єднання і вплив на сили тертя.

На сьогодні накопичено експериментальні дані стосовно впливу на втому антикорозійних сполук AV-8; AV-25; AV-30.



При реалізації комплексного методу контролю побічних негативних ефектів обумовлених застосуванням ПАС основна увага приділяється безпосередньо впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, визначенню ПАС, які не викликають, або викликають мінімальний побічний ефект їх застосування, можливості попередження негативного впливу за рахунок оптимізації технології нанесення ПАС.

При визначенні режимів навантажування при проведенні контрольних випробувань слід враховувати дані про вплив рівня циклічних напружень на побічний ефект застосування ПАС. Так, наприклад, в роботі [7] було показано, що побічний ефект не спостерігався при напруженнях, які відповідали довговічностям більше, ніж  $5 \times 10^5$  циклів навантажування.

Отже, зазначена обов'язкова складова комплексного методу повинна містити реалістичний спектр режимів навантажування. Прикладом виявленого ефекту є більш ніж двократне зниження довговічності заклепкових з'єднань при використанні ПАС AV-8 і ПАС AV-25 в порівнянні з конструктивними елементами без антикорозійної обробки і відсутність негативного ефекту при покритті AV-30. Слід зауважити, що такий результат спостерігався при так званій «надлишковій» кількості ПАС і не спостерігався, при «помірній» кількості ПАС в області з'єднання.

Проникнення ПАС в зазор з'єднання, яке впливає на довговічність, залежить від багатьох факторів. Одним із таких факторів є в'язкість, зв'язок якої з довговічністю заклепкових з'єднань досліджено в розділі 3. При цьому, слід враховувати, що на проникність ПАС в зазори впливають також: сила поверхневого натягу, хімічний склад, летучість, розмір зазору між контактними поверхнями та інші показники.

Очевидно, що особливості конструкції і технології виготовлення заклепкових з'єднань також є факторами, які повинні бути розглянуті при прийнятті рішення стосовно антикорозійної обробки ПАС.

## **4.2. Рекомендовані додаткові компоненти оцінки можливих побічних ефектів.**

Кількість циклів навантажування до руйнування є узагальненою характеристикою опору втоми. Складовими загальної довговічності є стадія формування тріщини і стадія розповсюдження тріщини.

Рекомендовані додаткові компоненти оцінки можливих побічних ефектів оснований на аналізі проведених в АТ «АНТОНОВ» і на кафедрі конструкції літальних апаратів НАУ досліджень конструкційних матеріалів і конструктивних елементів повітряних суден і містять дослідження пливу ПАС на механізм інкубаційної стадії втоми та її розповсюдження.

### **4.2.1. Вплив на інкубаційну стадію втоми.**

Підставою для включення в комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС зазначеного додаткового дослідження є припущення про певні властивості ПАС, які можуть віднести ці сполуки до поверхнево активних речовин (ПАР), тобто таких, які впливають на деформаційне пошкодження поверхневого шару металу шляхом реалізації ефекту Ребіндера [106]. Вплив ПАР на міцність металів вперше виявив Ребіндер в 1928 році, а після цього ефект було знайдено багатьма іншими дослідниками. Зазначений ефект не є корозійним впливом.

Адсорбція ПАР полегшує деформацію і руйнування металів навіть в більшій мірі, ніж при хімічній взаємодії. Адсорбційне полегшення деформації знижує поверхневу енергію металу і таким чином сприяє пластичному зсуву [107].

Незважаючи на багаторічні дослідження ефекту Ребіндера, висновки стосовно впливу ПАР на втомну довговічність металів не є однозначними. Так, наприклад, в роботі [107] було показано, що змащувальні матеріали та інші поверхнево-активні середовища призводять до зниження границі втоми на 7 – 26 % в порівнянні з довговічністю в повітряному середовищу. Це пояснюється адсорбцією ПАР, які містяться в змащувальному матеріалі і відповідним

зниженням поверхневої енергії. В той же час, в роботі [108] вказано, що причиною зниження довговічності можуть бути інші фактори, наприклад: концентрація ПАР, властивості металу в контакті з ПАР, характер навантажування [109].

Висновки, стосовно впливу ПАР на втому металів ще потребують пояснення, втім, враховуючи високі вимоги до надійності та довговічності авіаційних конструкцій це явище не можна ігнорувати при дослідженні функціональних властивостей ПАС.

Аналіз досліджень інкубаційної стадії втоми вказує на доцільність використання запропонованого в роботах [110 – 113] параметру пошкодження для порівняльного аналізу процесу втоми в умовах дії антикорозійних сполук та їх відсутності.

Параметр пошкодження відображає процес накопичення втомного пошкодження на мезо-масштабному рівні, тобто в об'ємах співрозмірних з розміром зерна алюмінієвого сплаву, який знаходиться в діапазоні 0,01 – 0,1 мм. Параметр пошкодження визначається по насиченості так званого деформаційного рельєфу поверхні, який є сукупністю екструзій, інтрузій та смуг ковзання, який формується на поверхні багатьох чистих металів та сплавів в результаті дії циклічного навантажування (рис. 4.2) [114]. Саме ці структурні складові деформаційного рельєфу є чутливими до дії ПАР. Численними експериментами, проведеними в НАУ було доведено, що деформаційний рельєф можна спостерігати і кількісно оцінювати на поверхні плакованих алюмінієвих сплавів, до яких відноситься і алюмінієвий сплав 1163 АТВ, що використовується для виготовлення обшивки фюзеляжу транспортних літаків АТ «АНТОНОВ».

Моніторинг деформаційного рельєфу проводиться засобами комп'ютеризованої оптичної мікроскопії з визначенням запропонованого раніше двовимірному параметру пошкодження.

Аналіз впливу ПАС на деформаційну пошкоджуваність доцільно проводити як при дослідженні заклепкових з'єднань, розглянутих в розділі 3, так і одночасно з дослідженням кінетики втомних тріщин на стадії їх зародження.

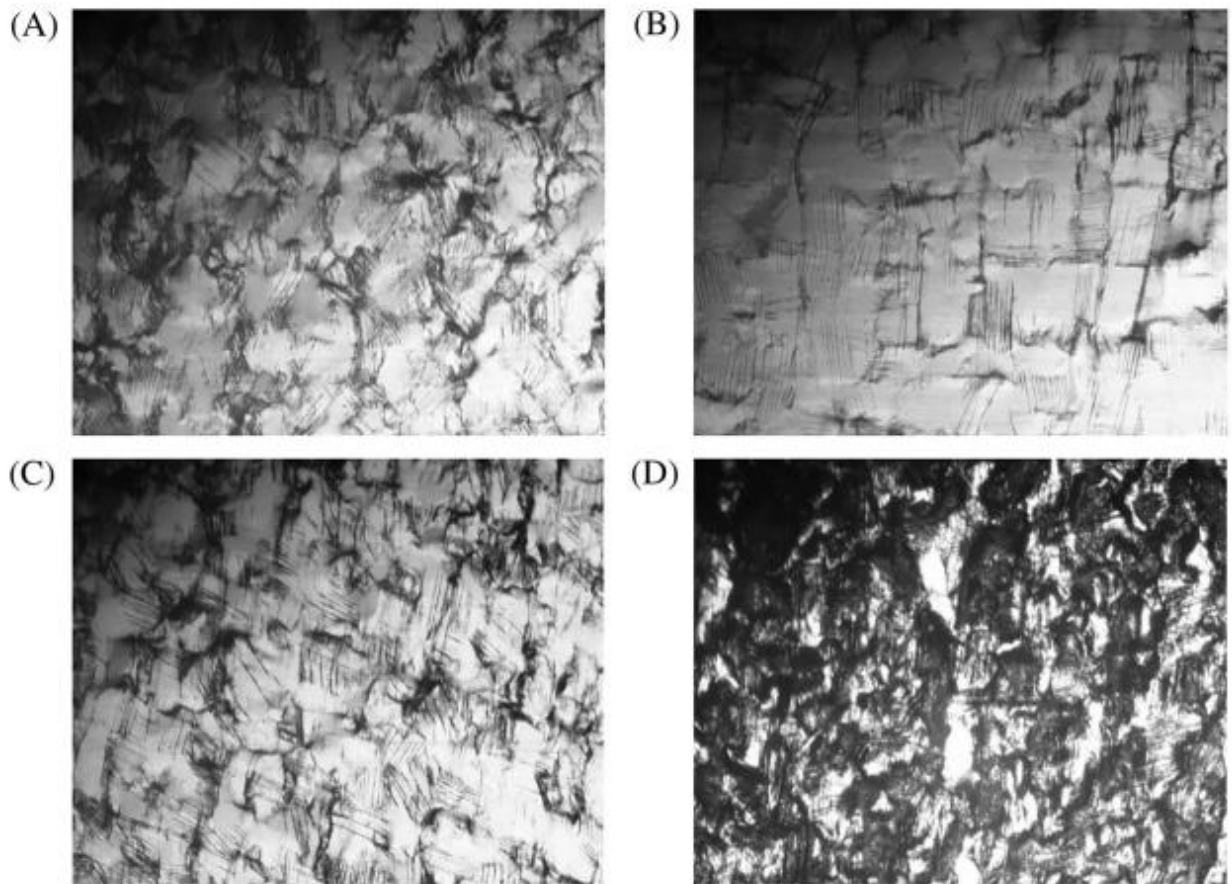


Рис. 4.2 - Деформаційний рельєф поверхні плакуючого шару алюмінієвого сплаву після 5000 циклів навантажування: А – розтягом-стисканням; В – крученням; С – синхронним комбінованим стиском-стисканням і крученням; D – асинхронним розтягом-стисканням і крученням;  $250\times$  [114].

#### 4.2.2. Вплив на кінетику втомних тріщин.

Методика дослідження процесу руйнування алюмінієвих конструкційних сплавів була розроблена в АТ «АНТОНОВ». З певними уточненнями вона може бути використана при реалізації представленого комплексного методу.

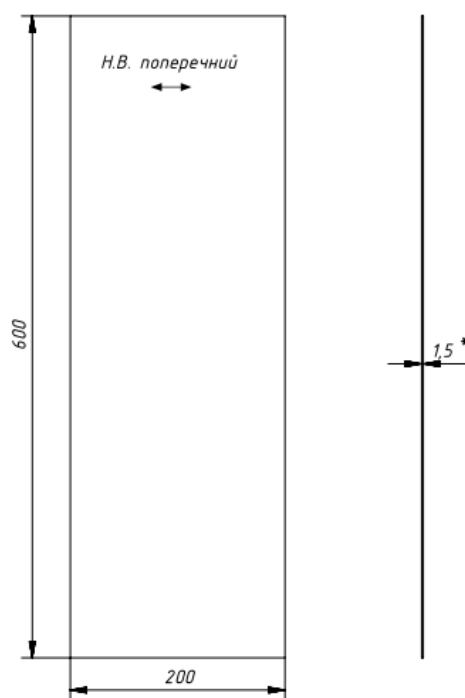
При дослідженні впливу антикорозійних сполук на зародження і розповсюдження втомних тріщин доцільно використовувати ПАС та еталонний матеріал – олеїнову кислоту, яка вважається еталонною ПАР.

Олеїнова кислота (9Z) – октадецена кислота  
 $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_7\text{CH}=\text{CH}(\text{CH}_2)_7\text{COOH}$  – мононенасичена жирна кислота, міститься в

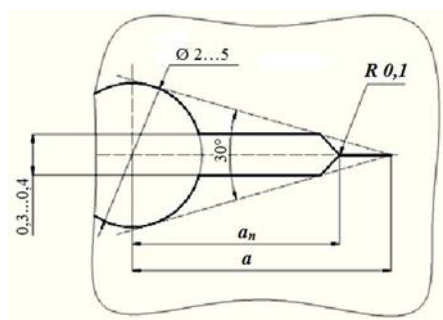
рослинних жирах та оліях, не має кольору та запаху. Температура плавлення: 13,4 °С – 16,3 °С. Температура кипіння 286 °С.

Олеїнова кислота використовувалася в дослідженнях впливу поверхнево активних речовин в багатьох фундаментальних дослідженнях, наприклад в роботі [115].

Зразки для оцінки швидкості росту втомної тріщини (рис.4.3) виготовляються з матеріалу, який використовується для виготовлення елементів конструкції, що потребують антикорозійного захисту.



а)



б)

Рис. 4.3 - Зразок для дослідження швидкості росту тріщини: а) габаритні розміри; б) форма концентратора напружень.

Товщина зразка визначається товщиною напівфабрикату, верхня та нижня поверхні не підлягають додатковій механічній обробці. Габаритні розміри зразка  $600 \times 200 \times 1,5$  мм. Центральна тріщина вирощена з початкового концентратора.

Процедура випробувань повинна відповідати загальноприйнятим вимогам механіки руйнування.

Для попередження втрати стійкості зразків передбачено застосування підкріплюючих балок або листів (рис. 4.4).

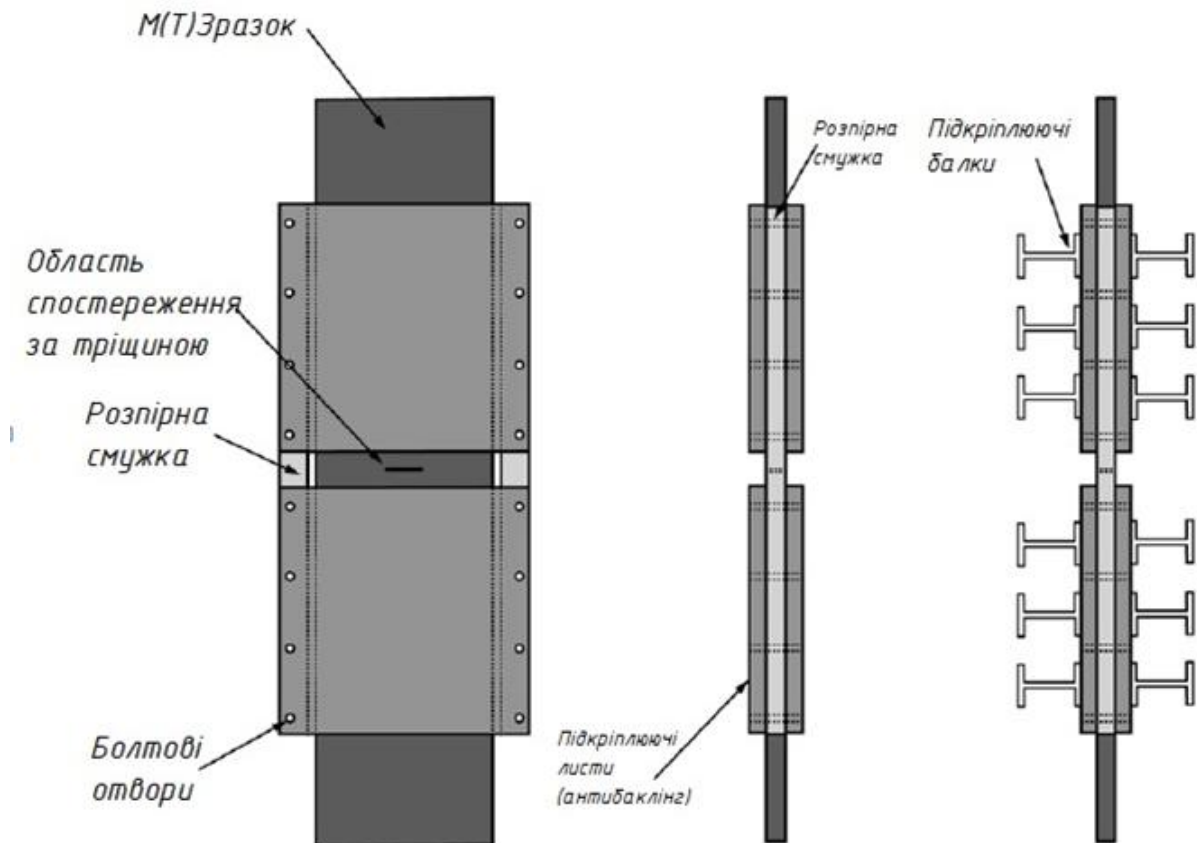


Рис. 4.4 - Встановлення антибаклінгу – підкріплюючих листів/балок для дослідження швидкості росту тріщини.

Для ініціації втомних тріщин в зразках створюються надрізи. Надрізи виконуються електроіскровим або механічним способом, вершини надрізів загострюються лезом. На кінцях надрізів шляхом прикладання циклічного навантаження вирощуються втомні тріщини. Загальна довжина початкового концентратора напружень  $2a$ , що складається з ініціюючого надрізу  $2a_n$  з вирощеними з його вершин втомних тріщин ( $2a - 2a_n \geq 2$  мм). Для елементів

обшивки фюзеляжу вирощування втомної тріщини проводиться при циклічному навантажуванні з коефіцієнтом асиметрії циклу  $R = 0,1$  та напруженні циклу  $\sigma_{max}^{брутто} = 10 \text{ кгс/мм}^2$ . Залежно від габаритних розмірів і жорсткості зразка частота навантажування  $f$  від початку навантажування до моменту зрушення тріщини може коливатися у межах  $f = 0,1 \div 10 \text{ Гц}$ . Після зрушення та до досягнення тріщиною довжини  $2a$  частота навантаження  $f$  визначається технічними можливостями методу реєстрації довжини тріщини, і зазвичай знаходиться в межах до 5 Гц.

Для спостереження за вершиною тріщини та зоною пластичності, що її оточує, проводиться полірування ділянки зразка вздовж лінії росту тріщини шириною 50 мм.

Тензометрія проводиться на кожному зразку для уточнення місцевого напружено-деформованого стану. Розбіжність показів окремих тензорезисторів не повинна перевищувати  $0,5 \text{ кгс/мм}^2$ . Запис показників тензометрії ведеться впродовж всього випробування.

Під час навантажування виконується вимірювання довжини тріщини  $d2a$  за допомогою екстензометру або/та методом оптичної мікроскопії. Враховуючи, що випробування проводяться на зразку виготовленому з тонколистового матеріалу проводиться контроль тріщини тільки з однієї сторони зразка. Крок вимірювання 1-2 мм. Випробування проводяться до досягнення тріщиною довжини  $2a_{mp} = 50-80 \text{ мм}$ .

Після завершення експерименту результати випробувань представляються у наступному вигляді:

- Залежність довжини тріщини ( $a$ , мм) від кількості циклів навантажування ( $N$ , циклів);
- залежність величини швидкості росту тріщини ( $da/dN_{л}$ ) від розмаху коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K_I$  ( $\text{кгс/мм}^{3/2}$ ). (розрахунок проводиться за формулою Періса та Формана С, m).

Розрахунок значення коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K_I$  у загальному випадку для зразка з наскрізною центральною тріщиною у разі стандартного

співвідношення між висотою  $L$  і шириною  $W$  зразка ( $L \approx 3W$ ) виконується за формулою:

$$\Delta K_I = \frac{\Delta P}{B} \sqrt{\frac{\pi a}{2W} \sec\left(\frac{\pi a}{2W}\right)},$$

де  $\Delta P$  – діапазон прикладеного навантаження до зразка, алгебраїчна різниця між максимальним та мінімальним навантаженням  $\Delta P = P_{max} - P_{min}$  за умови, що  $R > 0$ ;  $W$  – ширина зразка;  $B$  – товщина зразка;  $a$  – визначається за співвідношенням  $a = 2a/W$ ;  $a$  – видима напівдовжина тріщини.

Зазначена формула визначення  $\Delta K_I$  має точність у межах 1 % за умови, що виконується залежність  $2a/W \leq 0,8$ .

Для проведення випробувань з метою побудови  $K_R$  – кривих використовується зразок після випробувань на циклічну тріщиностійкість, довжина втомної тріщини  $2a_k$  якого – 50-80 мм.

У центральній частині зразка встановлюються упори для кріплення датчика розкриття тріщини. Датчик розкриття повинен мати лінійну характеристику в усьому діапазоні робочого ходу і забезпечувати реєстрацію зсувів берегів тріщини з похибкою  $\pm 2$  %.

Після встановлення зразка у випробувальну машину та прикріплення датчика розкриття необхідно забезпечити навантажування у відповідності до стандарту ASTM E 561–98 «Standard Practice for R–Curve Determination».

Побудова  $K_R$  – кривої проводиться у координатах  $K-2a_{ef}$ , де  $2a_{ef}$  – ефективна довжина тріщини, що враховує розмір пластичної зони  $r_y$  перед вершиною тріщини.

Під час навантажування реєструються величини прикладеного навантаження  $P$  і довжина видимої тріщини  $2a$ . За результатами випробувань визначають величину нетто-напруги  $\sigma_{нетто}$  і умовний коефіцієнт інтенсивності напружень  $K_c^y$ :



$$\sigma_{\text{нетто}} = \frac{P_{\max}}{B(W-2a_n)},$$

$$K_c^y = \frac{P_{\max}}{BW} \sqrt{\pi a_n \sec(\pi a_n / W)},$$

де  $P_{\max}$  – максимальне навантаження, зареєстроване у процесі навантаження зразка.

Нанесення ПАС доцільно виконувати після формування втомної тріщини – таким чином забезпечується максимальний ефект застосування сполук.

#### 4.2.3. Вторинний вигин при циклічному навантаженні в умовах дії ПАС

При проведенні лабораторних досліджень впливу ПАС на втомну довговічність необхідним є урахування ефектів, обумовлених особливостями конструкції. Таким є вторинний вигин [43], який виникає при навантаженні заклепкових та болтових з'єднань. Схема цього явища показана на рис.4.5. Величина вторинного вигину достатньо значна для впливу на циклічну довговічність з'єднань.

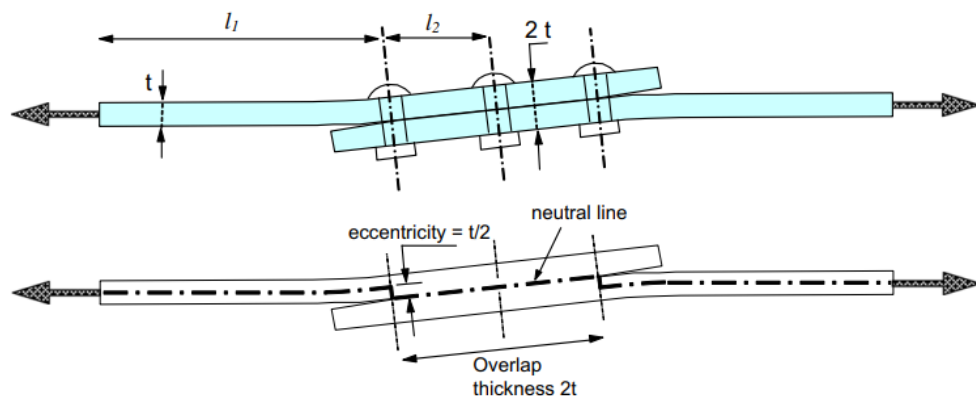


Рис. 4.5 - Схема виникнення вторинного згину елементів заклепкового з'єднання [43].

В роботі [43], показані шляхи зменшення вторинного вигину. Для кількісної оцінки вторинного вигину використовується коефіцієнт вторинного вигину  $K_b$ ,

залежність якого від геометрії заклепкового з'єднання ілюструється даними, наведеними в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2

**Вплив геометрії заклепкового з'єднання на значення коефіцієнту  
вторинного вигину [43]**

			
Відстань між рядами заклепок (мм)	$K_b$	Відстань між рядами заклепок (мм)	$K_b$
20	1.47	20	1.42
30	1.27	30	1.14
40	1.07	40	0.98

Спостереження за проникненням антикорозійних сполук при циклічному навантажуванні зразків заклепкових з'єднань, вказує на важливість зазначеного фактору. Очевидно, що зі збільшенням товщини листів обшивки величина вторинного вигину збільшується, це сприяє збільшенню проміжку між листами обшивки і, як наслідок проникненню антикорозійних сполук у проміжок між листами обшивки. Кількість рідини при цьому і відповідна товщина шару сполуки змінюється, що повинно бути враховано при проведенні експериментальних досліджень можливих побічних ефектів застосування плівкоутворюючих захисних покриттів. Ексцентриситет навантажування пов'язаний з товщиною з'єднаних листів обшивки, отже експериментальне дослідження повинно проводитись на зразках, які відображають зазначені особливості конструкції.

### **4.3. Структурно-логічна схема комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС.**

В результаті досліджень втоми заклепкових з'єднань, оброблених ПАС, тертя між елементами з'єднань, вимірювань коефіцієнту статичного тертя в з'єднаннях, моделювання роботи з'єднань методом скінченних елементів, а також

розгляду додаткових можливих факторів впливу ПАС на втому елементів авіаційних конструкцій, запропоновано комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних покриттів. Структурно логічна схема методу показана на рис.4.6.

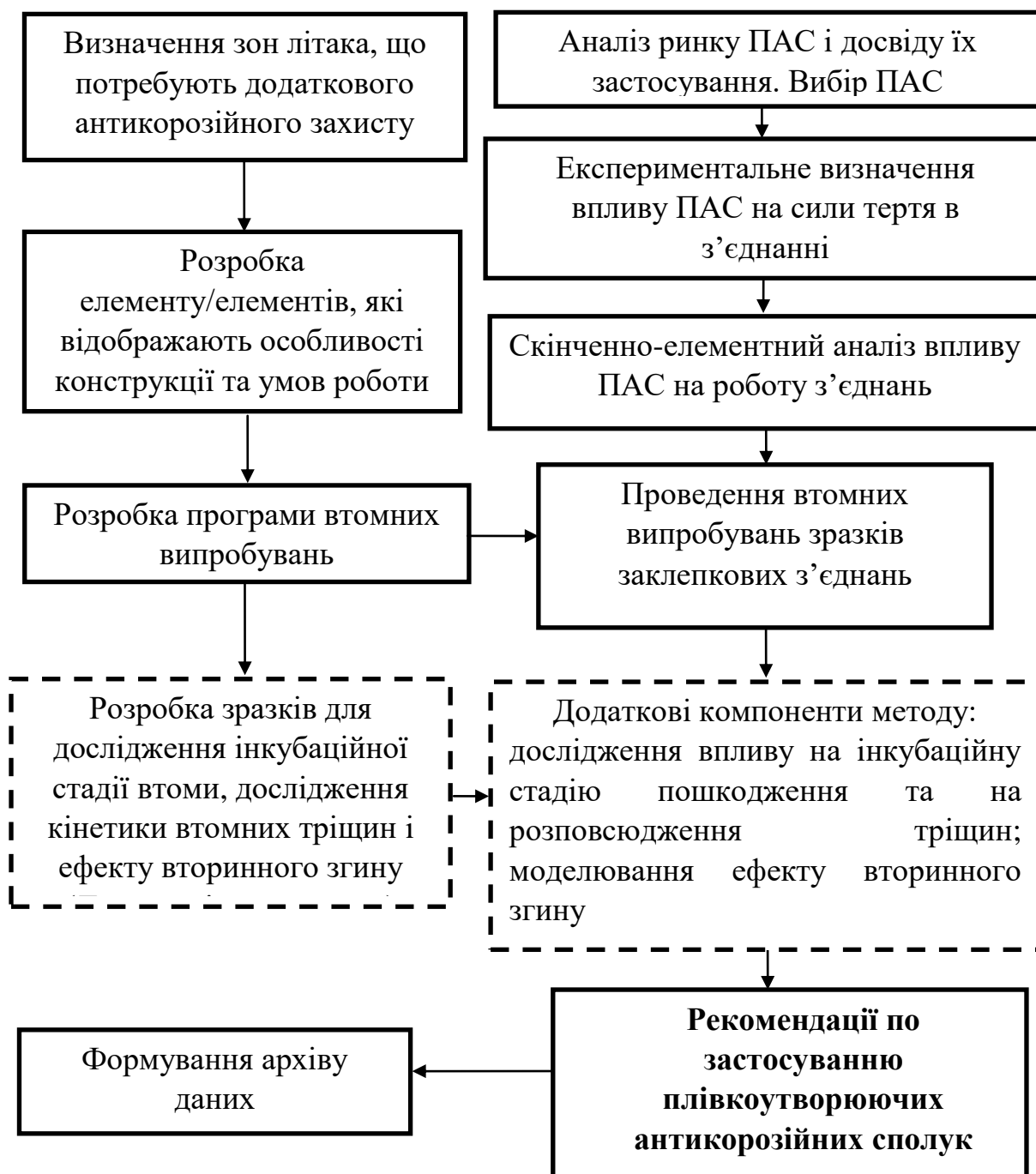


Рис. 4.6 - Структурно-логічна схема комплексного методу контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

Проведене дослідження враховувало особливості авіаційних конструкцій, які розроблені та розроблюються в АТ «АНТОНОВ». Втім, враховуючи широке застосування плівкоутворюючих захисних покриттів в світовій авіації, метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні ПАС може бути адаптований для використання відповідно до програм антикорозійного захисту перспективних повітряних суден.

Після обґрунтованого вибору ПАС відповідно до розробленого комплексного методу необхідним є дотримання рекомендацій стосовно технології антикорозійної обробки. Попередження негативного впливу на довговічність заклепкових з'єднань може бути досягнута шляхом дотримання певних правил. Як видно з представлених в розділі 3 даних стосовно порівняння довговічностей заклепкових з'єднань, оброблених плівкоутворюючими сполуками, негативний ефект пов'язаний з об'ємом сполуки та її розподіленням в зазорі з'єднання. У зв'язку з цим важливими є кількісні характеристики товщини захисної плівки (таблиця 4.3) та необхідного об'єму відповідно до даних виробника стосовно витрати матеріалу [52].

Таблиця 4.3

**Товщина захисної плівки сполук ARDROX до висихання**

Сполука	Товщина вологої плівки, мкм
AV 8	15 – 30
AV 15	20 – 50
AV 25	35 – 90
AV 30	40 – 100
AV 35D	50 – 100
AV 40	60 – 100
AV 100D	120 – 200

Представлене дослідження сфокусовано на матеріалах AV 8; AV 25 та AV 30.

Товщина вологої плівки визначає мінімальний необхідний об'єм антикорозійного матеріалу. Товщина плівки помножена на площу поверхні конструкції, що підлягає обробці, визначає мінімальну витрату антикорозійного

матеріалу. Мінімальна витрата розчину в цих розрахунках має суто економічне значення, втім її необхідно використовувати і як показник відсутності побічних ефектів.

Отже, попередження негативного ефекту повинно бути забезпечено дотриманням певних технологічних умов: мінімізація витрати антикорозійної сполуки забезпечує попередження негативних побічних ефектів.

#### **4.4. Висновки до розділу 4.**

В розділі 4 представлено узагальнення результатів дослідження, яке дозволило розробити комплексний метод контролю побічних негативних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

Особливістю комплексного методу є обґрунтування основних і додаткових компонентів.

До основних компонентів відносяться: а) експериментальна оцінка впливу ПАС на сили тертя між елементами заклепкових з'єднань; б) скінченно-елементний аналіз перерозподілу зусиль між елементами заклепкового з'єднання при наявності ПАС; в) контроль впливу ПАС на довговічність заклепкових з'єднань, які застосовуються в сучасних і перспективних літаках транспортної категорії.

До додаткових рекомендованих компонентів відносяться:

- а) дослідження впливу ПАС на інкубаційну стадію втоми;
- б) дослідження впливу на кінетику втомних тріщин;
- в) дослідження зв'язку вторинного вигину при циклічному навантажуванні в умовах дії ПАС.

Проблема корозії, необхідність захисту і обґрунтованість вибору ПАС є універсальними, отже, реалізація комплексного методу, який представлено в розділі 4, зокрема відповідно до наведеної структурно-логічної схеми представляється загально доцільною для розробників і експлуатантів літаків транспортної категорії.

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Головний науковий результат роботи – нове рішення науково-технічної задачі попередження негативних побічних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук при їх застосуванні для захисту авіаційних конструкцій від корозії.

Задача вирішена шляхом розробки нового методу контролю побічних негативних ефектів, який передбачає проведення комплексу науково обґрунтованих експериментальних і аналітичних досліджень впливу плівкоутворюючих антикорозійних сполук на довговічність авіаційних конструкцій.

Мета дослідження досягнута вирішенням відповідних задач:

1. Проведено аналіз корозійних пошкоджень сучасних літаків транспортної категорії, виявлено типові пошкодження основних конструктивних елементів, показана необхідність застосування додаткових засобів антикорозійного захисту, до яких відносяться плівкоутворюючі антикорозійні сполуки.

2. Проведено аналіз сучасних антикорозійних плівкоутворюючих сполук, які застосовуються для захисту конструкцій повітряних суден, систематизовано дані про можливі негативні ефекти їх застосування і імовірні причини впливу на втомну довговічність. Обґрунтована необхідність проведення досліджень втомних заклепкових з'єднань в присутності антикорозійних сполук.

3. Враховуючи, що одним із основних чинників, що призводять до зміни втомної довговічності заклепкових з'єднань, є вплив плівкоутворюючих сполук в зазорі з'єднань на сили тертя між їх елементами і відповідний перерозподіл зусиль, що передаються елементами з'єднань, розроблено метод і пристрій для визначення сил статичного тертя в з'єднаннях, оригінальність якого підтверджена Патентом України на корисну модель.

4. Застосуванням скінченно-елементного аналізу напружено-деформованого стану авіаційних заклепкових з'єднань за наявності плівкоутворюючих антикорозійних сполук доведено вплив антикорозійних сполук на силу статичного тертя, перерозподіл зусиль між елементами з'єднання,

локалізацію контактних напружень в області з'єднання і вплив на напруження в зоні формування втомної тріщини.

5. Проведенням втомних випробувань типових заклепкових з'єднань конструкцій літаків транспортної категорії виявлено умови, при яких застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук викликає негативні ефекти, показана можливість запобігання негативних побічних ефектів застосування плівко утворюючих антикорозійних сполук.

6. З метою запобігання негативних побічних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук, запропоновано використання комплексного методу відповідно до представленої структурно-логічної схеми, яка містить основні компоненти методу, а також ті, які дозволяють виявити важливі властивості антикорозійних сполук та розширюють уявлення про природу їх взаємодії з металами і впливу на довговічність конструктивних елементів.

7. Результати дисертаційної роботи впроваджені на АТ «АНТОНОВ», і в навчальному процесі «Державного університету «Київський авіаційний інститут», що підтверджено відповідними актами та довідками.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. ДСТУ 3830-98 Корозія металів і сплавів. Терміни та визначення основних понять. – Київ.: Держстандарт України. – 1999. – 35 с.
2. ДСТУ 2444-94 Розрахунки та випробування на міцність. Опір при втомі. Терміни та визначення. - К.: Держстандарт України. – 1994. – 71 с.
3. Easy Access Rules for Large Aeroplanes (CS25) (Amendment 26) [Електронний ресурс] // EASA. – 2023. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/129018/en>.
4. Huang H.F. Probabilistic analysis of equivalent initial defects sizes of two kinds of materials / H.F. Huang, H.Yan, C.H. Tao // J Mech Strength. – 1998. –20. – P.237–239.
5. Wang S. S. Fundamental study of corrosion-preventive compounds: part III—soft films/ S. S.Wang, G. S.Frankel // Corrosion Engineering, Science and Technology. – 2020. – 55(6). – P.497–505.
6. O'Neill P.H. A short study of the effect of a penetrant oil on the fatigue life of a riveted joint [Електронний ресурс] / P.H. O'Neill, R.J.Smith. // Aeronautical research council. (1973) Current paper No.1305. Режим доступу до ресурсу: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/bitstream/handle/1826.2/1318/arc-cp-1305.pdf?sequence=1&isAllowed=y>.
7. Schijve J.Effect of an anti-corrosion penetrant on the fatigue life in flight-simulation tests on various riveted joints / J.Schijve, F.A.Jacobs, P.J.Tromp // [National Aerospace Laboratory NLR](#), TR77103. – 1977. – 34 p.
8. Jaya A. Surface Damage in Riveted Aircraft Aluminium Lap Joints, in the Presence of Lubricants / A.Jaya, U. H.Tiong, G.Clark // Materials Science Forum. – 2010. – 654–656.
9. Бичков А. С. Основні види і причини руйнування конструктивних елементів із алюмінієвих сплавів вітчизняних повітряних суден транспортної категорії / А. С. Бичков, С. Р. Ігнатович, А. Г. Моляр // Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології. – 2015. – № 70. – С.136–151.
10. Findlay S. Why aircraft fail /S.Findlay, N.Harrison // Materials Today. –



2002. – Volume 5, Issue 11. – P.18–25.

11. Virmani P. Corrosion costs and preventive strategies in The United States, [Електронний ресурс] / Publication NO. FHWA-RD-01-156, March 2002. Режим доступу до ресурсу: <https://pdfs.semanticscholar.org/d2c2/12bcec8dc5ef6d31a00d6a0202f8e7fbb2e9.pdf>. Accessed 30 11 2018.

12. Advisory circular AC No: 43-4B [Електронний ресурс] //Federal Aviation Administration. – Режим доступу до ресурсу: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_43-4B.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43-4B.pdf)

13. Топал М.С. Аналіз пошкоджень конструкції літака Ан-32 в залежності від впливу середовища і циклічних навантажень / М.С.Топал, А.І. Задорожний, І.М. Якіменко// Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології. – 2016. – № 74, – С.165–170.

14. Introduction to FAA & EASA Corrosion Protection and Control Program (CPCP) [Електронний ресурс]//Sofema Aviation Service – Режим доступу до ресурсу: <https://sassofia.com/blog/introduction-to-faa-easa-corrosion-protection-and-control-program-cpcp/>.

15. Карпенко Г.В. Влияние среды на прочность и долговечность металлов, Киев, "Наукова Думка". – 1976. – 127с.

16. [Philip A. Schweitzer P.E.](#) Fundamentals of Metallic Corrosion: Atmospheric and Media Corrosion of Metals CRC Press.: – 2006. – 748 p.

17. Эванс Ю.Р.. Коррозия пассивность и защита металлов. – Л.: 1941. – 886 с.

18. Томашов Н.Д., Г.П.Чернова. Теория коррозии и коррозионно-стойких сплавов. М.: Металлургия, – 1986. – 359с.

19. [Похмурський В.І.](#) Корозійна втома металів і сплавів / В. І. Похмурський, М. С. Хома ; НАН України, Фіз.-механ. ін-т ім. Г. В. Карпенка. – Л. : Сполум. –2008. – 304 с.

20. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26 / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец,

А.П. Еретин // Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології. –2009. – № 41. – С.76–91.

21. Аболіхіна О.В. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на крилах літаків з сплавів В93Т1 І Д16Т/ О.В.Аболіхіна, С.М.Чернега // Міжвузівський збірник "Наукові нотатки". Луцьк. – 2017. – № 59, С. 9–14.

22. Giang H. Key findings on airplane economic life [Електронний ресурс] // Boeing Commercial Airplanes Режим доступу до ресурсу: <https://ru.scribd.com/document/252595101/Aircraft-Economic-Life-Whitepaper>

23. Dick Forsberg. Aircraft Retirement and Storage Trends [Електронний ресурс] //Avolon Holdings Limited Режим доступу до ресурсу: [https://aviation.report/Resources/Whitepapers/c7cae8f-fd11-4a96-9500-85609082abf7\\_whitepaper %201.pdf](https://aviation.report/Resources/Whitepapers/c7cae8f-fd11-4a96-9500-85609082abf7_whitepaper%201.pdf).

24. Advisory Circular AC No: 43-4B: Corrosion Control for Aircraft [Електронний ресурс] Department of Transportation FAA, 2018 – Режим доступу до ресурсу: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_43-4B.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43-4B.pdf).

25. Свинцицкий А.М. Исследование коррозионной активности фюзеляжного конденсата пассажирских самолётов / А. М. Свинцицкий, Н. Ф. Воронкин, А. В. Карлашов, Р. Г. Гайнутдинов // ФХММ. – 1982. – № 5. – С. 70–72.

26. Aircraft corrosion [Електронний ресурс] DVI Aviation: Режим доступу до ресурсу: <http://www.dviaviation.com/aircraft-corrosion.html>.

27. [Russo S.G.](#), [Sharp P.K.](#), [Mills T.](#), [Graham Clark](#). The Effects of Exfoliation Corrosion on the Fatigue Life of Two High-Strength Aluminium Alloys. May 2000. Conference: Fourth DoD/FAA/NASA Conference on Aging Aircraft. At: St Louis, MO P. 1–9.

28. Hoffmann J., Sathish S., Shell E.B., Fassbender S., Meyendorf N. (2004) Acoustic Imaging Techniques for Characterization of Corrosion, Corrosion Protective Coatings, and Surface Cracks. In: Meyendorf N.G.H., Nagy P.B., Rokhlin S.I. (eds) Nondestructive Materials Characterization. Springer Series in Materials Science, vol 67.

Springer, Berlin, Heidelberg.

29. Abdel Salam Hamdy Makhlouf, Mahmood Aliofkhaezai. Handbook of Materials Failure Analysis. With Case Studies From the Construction Industries. Elsevier Ltd. – 2018. – 374 p.

30. Топал М. С. Корозійні пошкодження алюмінієвих сплавів в конструкціях літака / М. С. Топал, В. М. Андрющенко // Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології. – 2019. – № 85. – С. 136 – 150.

31. Czaban M. Aircraft corrosion – review of corrosion processes and its effects in selected cases / M.Czaban // Fatigue of aircraft structures (2018) pp. 5–20.

32. Wanhill R.J.H. , Stress corrosion cracking (SCC) in aerospace vehicles/ R.T. Byrnes , C.L. Smith //Stress Corrosion Cracking. Theory and Practice. Woodhead Publishing Series in Metals and Surface Engineering. – 2011. – P.608–650.

33. Corrosion and Inspection of General Aviation Aircraft. CAP 1570. Published by the Civil Aviation Authority, 2017 Civil Aviation Authority Aviation House Gatwick Airport South West Sussex RH6 0YR

34. Singh Gurmail. Corrosion in Aircraft Components: Types, Impacts and Protection Measures/ Gurmail Singh, Dharmahinder Singh, Gurprinder Singh Dhindsa, Gurprinder Singh, Prabhat Singh//International Journal of Advance Science and Technology. 2020.– Vol. 29, No. 10S. – P. 4891–4896.

35. Радченко А. И. Комплексный метод оценки коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений конструктивных элементов летательных аппаратов: сборник научных трудов / А. И. Радченко, И. П. Олефир, А. Я. Заика [и др.]. – К.: КИИГА. – 1974. – С. 19–30.

36. Радченко А. И. Обоснование критериев технического состояния деталей летательных аппаратов, имеющих эксплуатационные дефекты / А. И. Радченко // Сборник научных трудов. – К.: КИИГА, 1974.

37. Карускевич М.В. Исследование влияния коррозионных повреждений на усталостную долговечность конструктивных элементов центроплана ближнего магистрального самолета / М.В.Карускевич, Н.В.Чугунов, Ю.А. Лебедев, Б.Е.Айзенберг // Оценка технического состояния и диагностирование планера и

систем воздушных судов гражданской авиации. – Киев. –1984. – С.23–26,

38. Карлашов А. В. Влияние коррозионных поражений и агрессивной среды на выносливость листового дуралюмина / А. В. Карлашов, Н. Ф. Воронкин // ФХММ. — 1969. — № 5. — С. 529–532

39. National Transportation Safety Board. Aircraft Accident Report. Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711. – 1988. – P.258.

40. Aloha Airlines Flight 243 [Электронный ресурс] // Federal Aviation Administration. Режим доступа до ресурсу: [https://www.faa.gov/lessons\\_learned/transport\\_airplane/accidents/N73711](https://www.faa.gov/lessons_learned/transport_airplane/accidents/N73711)

41. Zhao H. et al. A review on solid riveting techniques in aircraft assembling. [Электронный ресурс] // Manufacturing Rev. – 2020. – 7, 40 Режим доступа до ресурсу: <https://mfr.edp-open.org>.

42. Schijve J., Some elementary calculations on secondary bending in simple lap joints. [Электронный ресурс] National Aerospace Laboratory, NLR, Amsterdam, Technical Report 72036; 1972 Режим доступа до ресурсу: <https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/N7231911.xhtml>

43. Schijve J. Fatigue of structures and secondary bending in structural elements / G.Schijve, J. Campoli, A. Monaco // International Journal of Fatigue 31. – 2009. –PP. 1111–1123.

44. Korbel A. Observations and analyses of secondary bending for riveted lap joints / A.Korbel, M.Skorupa, A.Skorupa, T. Machniewicz, // International Journal of Fatigue. – 2015.– 72. – P.1–10.

45. Huan H. Effects of squeeze force on static behavior of riveted lap joints /H.Huan, M.Liu // Adv. Mech. Eng. 9. – 2017. – P. 1–13.

46. Li Gang. Effects of fastener clearance fit and friction coefficient on the stress condition in triple-row riveted lap joints / Li Gang, Guoqin Shi, Nicholas C. Bellinger // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th 12-15 April 2010, Orlando, Florida

47. Skorupa A. Riveted Lap Joints in Aircraft Fuselage: Design, Analysis and Properties / A.Skorupa, M. Skorupa //, Springer Science & Business Media. – 2012. –

P.322.

48. Müller 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. Ph.D. thesis, TU Delft, Delft (1995).

49. Schijve J.: The fatigue strength of riveted joints and lugs. Technical Memorandum 1935. National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, DC (1956).

50. Гребеников А.Г. Метод определения характеристик локального НДС в элементах заклепочного соединения листов обшивки хвостовой балки вертолета транспортной категории / А.Г. Гребеников, М.Н. Орловский, Ю.Ю. Высочанская // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 76. – 2017. – С.101–111.

51. Гребеников А.Г. Метод анализа характеристик локального НДС незагруженного заклепочного соединения с помощью CAD/CAE системы Abaqus / А.Г. Гребеников, Д.В. Хмелик, Д.Ю. Дмитренко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 57. – 2012. – С.21–34.

52. Catalogue Ardrex [Электронный ресурс] /Chemetall // Режим доступа до ресурсу [https://www.chemetall.com/Documents/Media-Library-Documents/Literature/Brochures/2016/catalogue\\_Ardrex-AV-CIC\\_216\\_en\\_LR\\_final.pdf](https://www.chemetall.com/Documents/Media-Library-Documents/Literature/Brochures/2016/catalogue_Ardrex-AV-CIC_216_en_LR_final.pdf).

53. Corrosion tests in artificial atmospheres – Salt spray tests (ISO Standard No.9227:2022). [Электронный ресурс]// International Organization for Standardization (2017) Режим доступа до ресурсу: <https://www.iso.org/standard/81744.html>.

54. Corrosion of metals and alloys – Alternate immersion test in salt solution (ISO Standard No. 11130:2017). [Электронный ресурс]// International Organization for Standardization Режим доступа до ресурсу: <https://www.iso.org/standard/71867.html>

55. Brian E. Placzankis, Chris E. Miller, Scott M. Grendahl, Tracey L. Miller, and Stephanie M. Piraino. Evaluation of Corrosion Preventive Compounds for Aviation Materials Applications. Army Research Laboratory, ARL-TR-3457. April 2005.

56. Akinyemy O.O. Evaluation of corrosion prevention compounds in aircraft / O.O.Akinyemy, C.N. Nwaokocha, M.A.Sulaiman. // Journal of Engineering and Environmental Studies. – 2012. – Vol.3, No.2. – P. 5–15.
57. [Kevin Cooper](#), [Keith Furrow](#), [Feng Gui](#), [R. G. Kelly](#). Wicking and Water Displacement by Corrosion Prevention Compounds in Simulated Aircraft Aluminum Alloy Lap Joints// CORROSION. –2005. – Vol. 61, No. 2. – P.155–166.
58. Jaya A. Corrosion treatments and the fatigue of aerospace structural joints / A.Jaya, U. H.Tiong, R. Mohammed, C. Bil, G. Clark // Procedia Engineering. – 2010. – P.1523–1529.
59. Starikov R. Fatigue behaviour of mechanically fastened aluminium joints tested in spectrum loading / R. Starikov //International Journal of Fatigue. – 2004. – 26(10). – P.1115–1127.
60. Shankar K., Baird J.P., Clark R., Williamson HM. Optical examination of load transfer in riveted lap joints using portable holographic interferometry. //Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering. – 1997. – P. 158–163.
61. Morris G. Defining a standard formula for fastener flexibility in lap joints. PhD dissertation, Delft University of technology, 2004.
62. Skorupa M. An Experimental Investigation on the Fatigue Performance of Riveted Lap Joints / M. Skorupa, A. Skorupa, T. Machniewicz, A. Korbel // In: Bos M.J. (eds) ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice. Springer, Dordrecht. – 2009. – P.449–473.
63. Purry C. The effect of corrosion preventative compound on fatigue crack growth properties of 2024–T351 aluminium alloys / C. Purry, A.Fien, K.Shankar // International Journal of Fatigue. – 2003. – 25. – P.1175–1180.
64. Kuhlman, S. J. H., Abfalter, G. H., Leard, R., Dante, J. Environmentally assisted fatigue crack growth rate testing with corrosion prevention compounds. Heat treating and surface engineering. Proceedings of the 22nd heat treating society conference and the 2nd international surface engineering congress, 15–17 September 2003, Indianapolis, USA. – 2003. – P. 347–354.

65. Авиационные материалы. Справочник. Под общ. ред. Р.Е.Шалина. Т.4. Алюминиевые и бериллиевые сплавы. Книга 1. М.: ОНТИ – 1982. – 628 с.
66. Сравнение материалов [Электронный ресурс] // Марочник стали и сплавов Режим доступа до ресурсу: [http://www.splav-kharkov.com/simil2\\_mat.php?type\\_id=11&name\\_id\\_113=2542&name\\_id\\_165=1452&count\\_mat=286](http://www.splav-kharkov.com/simil2_mat.php?type_id=11&name_id_113=2542&name_id_165=1452&count_mat=286)
67. Ardrox® AV 8 [Электронный ресурс] Business Aircraft Consumables // Режим доступа до ресурсу: [https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV8-13.5OZ\\_SDS.pdf](https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV8-13.5OZ_SDS.pdf)
68. Ardrox® AV-25 [Электронный ресурс] Business Aircraft Consumables // Режим доступа до ресурсу: [https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV25-13.5OZ\\_SDS.pdf](https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV25-13.5OZ_SDS.pdf)
69. Ardrox® AV-30 [Электронный ресурс] // Режим доступа до ресурсу: [https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV30-13.5OZ\\_SDS.pdf](https://www.bac-online.com/customer/buaico/pdf/AV30-13.5OZ_SDS.pdf)
70. ARDROX® AV-8 [Электронный ресурс] // Chemetall. Safety Data Sheet. Режим доступа до ресурсу: [https://cdn11.bigcommerce.com/s-jifykode7m/product\\_images/uploaded\\_images/msds/SGP98072.pdf](https://cdn11.bigcommerce.com/s-jifykode7m/product_images/uploaded_images/msds/SGP98072.pdf)
71. ARDROX® AV-25 [Электронный ресурс] // Chemetall. Safety Data Sheet. Режим доступа до ресурсу: [https://p11.secure.hostingprod.com/@site.skygeek.com/ssl/MSDS/chemetall-ardrox-av-25-corrosion-inhibiting-compound-5-gallon %20\(1\).pdf](https://p11.secure.hostingprod.com/@site.skygeek.com/ssl/MSDS/chemetall-ardrox-av-25-corrosion-inhibiting-compound-5-gallon%20(1).pdf)
72. ARDROX® AV-30 [Электронный ресурс] // Chemetall. Safety Data Sheet. Режим доступа до ресурсу: [https://www.fds.supavia.eu/ARDROX %20AV %2030 %20FDS %20ENG.PDF](https://www.fds.supavia.eu/ARDROX%20AV%2030%20FDS%20ENG.PDF)
73. ARDROX® [Электронный ресурс] // Chemetall. Режим доступа до ресурсу: <https://www.gracoroberts.com/Documents/Chemetall/Aircraft-Corrosion-Protection-Line-Card.pdf>
74. ГОСТ 6267-74, Смазка ЦИАТИМ-201, Технические условия.
75. ДСТУ 3437-96. Нафтопродукти. Терміни та визначення.
76. Corrosion inhibitor [Электронный ресурс] // ITW ProBrands Режим

доступу до ресурсу: <https://www.itwprobrands.com/category-list/corrosion-inhibitors>

77. FlexTest® Controllers [Електронний ресурс] // MTS Режим доступу до ресурсу: <https://www.mts.com/en/products/test-system-components/flextest-controllers>.

78. Пат 155484 України; G01N 19/02 (2006.01); Пристрій для визначення коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях / Карускевич М.В., Гаврилов Є.П., Ігнатович С.Р., Юцкевич С.С., Маслак Т.П., НАУ, u202204280, заявл. 11.11.2022, опубл. 06.03.2024, Бюл. № 10/2024

79. Test Systems [Електронний ресурс] / BiSS – Режим доступу до ресурсу: : <http://www.biss.in/cms/>

80. Niu, M.C.Y.: Airframe. Stress Analysis and Sizing, 2nd edn. Conmilit Press Ltd., Hong Kong. 1999. – 795p.

81. Vlieger, H.: Results of uniaxial and biaxial tests on riveted fuselage lap joint specimens. In: Harris, Ch.E (1994) Proceedings of FAA/NASA International Symposium of Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance, Hampton, VA, 4–6 May 1994. NASA CP 3274. – 1994. – P. 911–930.

82. Vlieger, H., Ottens, H.H.: Results on uniaxial and biaxial tests on riveted fuselage lap joint specimens. Report NLR CR 97319 L. NLR, Amsterdam (1997)

83. Авиационный крепеж. ОСТ 1 34056-2005

84. Srivatsa K, Charles G. Martin. Fatigue life investigation of riveted sheet panels using numerical and finite element approach. [Електронний ресурс] / Conference paper, 2019 – Режим доступу до ресурсу: [https://www.researchgate.net/publication/336132356\\_Fatigue\\_life\\_investigation\\_of\\_riveted\\_sheet\\_panels\\_using\\_numerical\\_and\\_finite\\_element\\_approach](https://www.researchgate.net/publication/336132356_Fatigue_life_investigation_of_riveted_sheet_panels_using_numerical_and_finite_element_approach)

85. Srilakshmi, Rayasam, Numerical Analysis of Single Riveted lap joint Panels Under Tension load. Proceedings of the International Conference on Systems, Energy and Environment. – 2022. [Електронний ресурс] Режим доступу до ресурсу: <https://ssrn.com/abstract=4297720> та <http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.4297720>

86. Ghionea, I. G. (2024). CATIA V5: Practical Studies Using Finite Element



Analysis. CRC Press. <https://doi.org/10.1201/9781003426813>,

87. Zamani, Nader. (2012) 2012. CATIA V5 FEA Tutorials Release 21 [Електронний ресурс] SDC Publications. Режим доступу до ресурсу: <https://www.perlego.com/book/3588359/catia-v5-fea-tutorials-release-21-pdf>.

88. ZAMANI, Nader G.; DAS, Shuvra. ABAQUS for CATIA V5 Tutorials AFC V2.5. Schroff Development Corporation, 2008.

89. Salleh, I. M., Muhtazaruddin, M. N., Sarip, S., Hassan, M. Z., & Daud, M. Y. M. Structural health monitoring (SHM) on high stress loading of wing bracket. Journal of Advanced Research in Applied Mechanics. – 2016. – 27(1). – P.16–22.

90. ОСТ 1 34104-85. Заклепки. Технические условия.

91. Abaqus Analysis User's Guide (2016) [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://ceae-server.colorado.edu/v2016/books/usb/default.htm>

92. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение. – М.: Мир, 1984. – 624 с.

93. Закалов, О.В. Основи тертя і зношування в машинах: Навчальний посібник / О.В. Закалов, І.О. Закалов. – Тернопіль: Видавництво ТНТУ ім. І.Пулюя. – 2011. – 322 с.

94. В'язкість [Електронний ресурс] / Libretexs // – Режим доступу до ресурсу: [https://ukrayinska.libretexs.org/Хімія/Аналітична\\_хімія/Фізичні\\_методи\\_в\\_хімії\\_та\\_наноауці\\_\(Barron\)/02\\_%3A\\_Фізичний\\_і\\_термічний\\_аналіз/2.06\\_%3A\\_В\\_язкість](https://ukrayinska.libretexs.org/Хімія/Аналітична_хімія/Фізичні_методи_в_хімії_та_наноауці_(Barron)/02_%3A_Фізичний_і_термічний_аналіз/2.06_%3A_В_язкість)

95. ДСТУ 2823-94 Зносостійкість виробів. Тертя, зношування та мащення. Терміни та визначення.

96. Словарь-справочник по трению, изнашиванию и смазке деталей машин. – К.: Наукова думка. – 1990. – 257с;

97. Кіндрачук, М.В. Трибологія / М.В. Кондрачук, В.Ф. Хабутель, М.І. Пашечко, Є.В. Корбут. – К.: Вид-во Національного Авіаційного університету «НАУ-друк». – 2009. – 232 с.;

98. Костецкий, Б.И. Трение, смазка и износ в машинах [Текст]: Б.И.

Костецкий. – К.: Техніка. – 1970. – 396с.

99. Л.І. Ярицька, В.О. Балицька. Практикум до виконання лабораторних робіт з фізики. – Л.: ЛДУ БЖД. – 2017. – 236 с.

100. Патент на корисну модель UA 138767 U G01N 3/56. Пристрій для визначення коефіцієнта тертя спокою. Публікація відомостей про видачу патенту: 10.12.2019, Бюл. № 23.

101. Патент на корисну модель. UA 142307 U G01N 19/02. Пристрій для вимірювання сили тертя спокою по дотичних поверхнях болтового зсувостійкого з'єднання з однією площиною тертя. Публікація відомостей про видачу патенту: 25.05.2020, Бюл.№ 10.

102. Karuskevich M.V. Negative side effects of corrosion preventive compounds on aircraft fatigue and criteria for their selection / M. Karuskevich, O. Korchuk, T. Maslak, O.Lynnyk // Scientific Journal of TNTU (Ternopil). –2019.– V.96 (4). – P. 51–56.

103. ДСТУ 2823-94 Зносостійкість виробів. Тертя, зношування та мащення. Терміни та визначення.

104. Gang Li, Guoqin Shi, Nicholas C. Bellinger. Effects of fastener clearance fit and friction coefficient on the stress condition in triple-row riveted lap joints. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th 12-15 April 2010, Orlando, Florida.

105. Опір матеріалів. Підручник / Г. С. Писаренко, О. Л. Квітка, Е. С. Уманський. За ред. Г. С. Писаренка — К.: Вища школа. – 1993. — 655 с.

106. П.А. Ребиндер, Избранные труды, Поверхностные явления в дисперстных системах, – М.: 1978. – Наука. – 371 с.

107. Карпенко Г.В. Влияние активных жидких сред на выносливость стали. – К.: Изд-во АН УССР. – 1955. – 207 с.

108. Никольс Х., Ростокер У. Хрупкое разрушение стали в присутствии органических жидкостей // Чувствительность механических свойств к действию среды. – М.: Мир. – 1969. – С. 234 – 254.

109. M.Karuskevich, T. Maslak, G.Seidametova. Deformation relief as an

indicator of rebinder effect Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – N 1 (54). – С. 82–87.

110. Karuskevich, M., Karuskevich, O., Maslak, T., Schepak, S. [Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage](#). Int J Fatigue. – 2012. – 39. – P. 116–121.

111. [Karuskevich](#), M.V., Ignatovich, S.R., Maslak, T.P. , Menou, A. Maruschak, P.O., Panin, S.V., Berto, F. Multi-purpose fatigue sensor. Part 1. Uniaxial and multiaxial fatigue. “Frattura ed Integrita Strutturale”. – 2016. – 38. – P.198–204.

112. [Karuskevich](#), M.V., Ignatovich, S.R., Maslak, T.P. , Menou, A. Maruschak, P.O., Panin, S.V., Berto, F. Multi-purpose fatigue sensor. Part 2. Physical backgrounds for damages accumulation and parameters of their assessment. “Frattura ed Integrita Strutturale”. – 2016. – 38. – P. 205–214.

113. Łukasz Pejkowski, Mikhail Karuskevich. Tetiana Maslak. Extrusion/intrusion structure as a fatigue indicator for uniaxial and multiaxial loading. Fatigue Fract Mater Struct. – 2019. – № 42(10). – P.2315–2324.

114. В.И.Лихтман. Физико-химические явления при деформации металлов, Успехи физических наук. – 1954. – Вып.4. – С.587–618.

## ДОДАТОК А

### Перелік публікацій здобувача

*Публікації, в яких представлені основні наукові результати дисертації:*

Статті у періодичних наукових виданнях, проіндексованих у базах даних Web of Science Core Collection та Scopus:

1. Influence of Corrosion Preventive Compounds on the friction force in aircraft lap joints / [Ie. Gavrilov, M. Karuskevich, S. Ignatovich та ін.]. // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. – 2021. – №45(3). – С. 938–941. DOI: [doi.org/10.1111/ffe.13621](https://doi.org/10.1111/ffe.13621) (Scopus, Q1)

2. Structural health monitoring for light aircraft / [M. Karuskevich, T. Maslak, Ie. Gavrylov та ін.] // Procedia Structural Integrity. – 2022. – №36. – 92–99. DOI: [doi.org/10.1016/j.prostr.2022.01.008](https://doi.org/10.1016/j.prostr.2022.01.008) (Scopus)

3. Actuality and Risks of the Corrosion Preventive Compounds Application in Aviation / [Ie.Gavrylov, M.Karuskevich, S.Ignatovich та ін.] // Procedia Structural Integrity. – 2024. – №59. – С. 175–181. DOI: [doi.org/10.1016/j.prostr.2024.04.026](https://doi.org/10.1016/j.prostr.2024.04.026) (Scopus)

*Статті у наукових виданнях, включених на дату опублікування до переліку наукових фахових видань України:*

4. Вплив антикорозійних плівкоутворюючих сполук на втомуавіаційних конструкцій. Огляд досліджень. / [М.В.Карускевич, С.Р.Ігнатович, Є.П.Гаврилов та ін.] // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2021. – № 4(174). – спецвипуск 2. – С. 62–70 (Фахове видання “Б”). DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2021.4sup2.08](https://doi.org/10.32620/aktt.2021.4sup2.08)

5. Гаврилов. Є.П. Експериментальне дослідження впливу плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втому заклепкових з’єднань / Є.П. Гаврилов. // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 1(192). – С. 56–63. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.1.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.1.05) (Фахове видання, “Б”).

6. Комплексний підхід до вибору плівкоутворюючих антикорозійних сполук для захисту авіаційних конструкцій від корозії / [Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич та ін.]// Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. - № 4 спецвипуск 2 (198) – С. 31–38. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup2.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup2.05) (Фахове видання, “Б”).

7. Експериментальне і скінченно-елементне дослідження тертя в авіаційних заклепкових з'єднаннях / [Є.П. Гаврилов, Ю.В. Власенко, С.С. Юцкевич, та ін.] // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2024. – № 4(196). – С. 34–42. DOI: [doi.org/10.32620/aktt.2024.4.04](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4.04) (Фахове видання, “Б”)

*Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:*

8. Карускевич М.В. Необхідність та ризики застосування антикорозійних профілактичних покриттів / М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, Є.П. Гаврилов // *Матеріали XV Міжнародної науково-технічної конференції “АВІА-2021”*. 20-22 квітня 2021р.: тези допов. – С.2.4–2.7.

9. Карускевич М.В. Побічні ефекти використання авіаційних антикорозійних плівкоутворюючих сполук / М.В. Карускевич, С.Р.Ігнатович, Є.П. Гаврилов та ін. // *XXVI Міжнародний конгрес авіабудівників.: 2021, Тези доповідей*. ХАІ, – С.26–27.

10. Гаврилов Є.П. Плівкоутворюючі антикорозійні сполуки: методологія дослідження негативних побічних ефектів / Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич // *X Всесвітній конгрес «Авіація в ХХІ столітті – Безпека в авіації та космічні технології»*. 28-30 вересня 2022 року.: *Матеріали конференції*. Київ, НАУ. – С. 1.3.31–1.3.34.

11. Карускевич М.В. Методика втомних випробувань заклепкових з'єднань у середовищі антикорозійних сполук / М.В. Карускевич, Є.П. Гаврилов, І.І. Джавадова. // *XVI Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2023»*. 18-20 квітня 2023 року.: *Матеріали конференції*. НАУ Київ. – С. 1.20–1.23.

12. Гаврилов Є.П. Методологія контролю побічних ефектів застосування авіаційних плівкоутворюючих антикорозійних сполук / Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич та ін.// *XXIX Міжнародний конгрес авіабудівників. Тези доповідей*. 2024. – С.42.

*Патенти, авторські свідоцтва*

13. Пат 155484 України; G01N 19/02 (2006.01); Пристрій для визначення коефіцієнтів тертя спокою в авіаційних заклепкових з'єднаннях / М.В. Карускевич, Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, С.С. Юцкевич, Т.П. Маслак, НАУ, u202204280, заявл. 11.11.2022, опубл. 06.03.2024, Бюл. № 10/2024.

## ДОДАТОК Б

## Довідка про впровадження в АТ «АНТОНОВ»



вул. Мрії, 1, м. Київ, 03062, Україна  
 тел: +38 (044) 454 34 50, 454 31 49  
 e-mail: info@antonov.com  
 код ЄДРПОУ 14307529

1, Mrii str., Kyiv, 03062, Ukraine  
 phone: +38 (044) 454 34 50  
 phone: +38 (044) 454 31 49  
 e-mail: info@antonov.com

від 09 09 2021 р. № 701/425

## ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційної роботи Гаврилова Євгена Павловича на тему «Комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук» на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка впроваджені в науковій та виробничій діяльності АТ «АНТОНОВ».

У роботі було розроблено інноваційний метод комплексного контролю, який дозволяє ефективно зменшувати побічні негативні ефекти при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук (ПАС). Застосування цього методу є особливо актуальним у галузі авіабудування та технічного обслуговування повітряних суден, де вимоги щодо антикорозійного захисту є критичними.

При підготовці дисертаційної роботи, на базі АТ «АНТОНОВ» було проведено унікальний експеримент на зразках-імітаторах клепанних поздовжніх стиків, що випробувались на циклічну міцність, розроблена методика дослідження тертя в з'єднаннях, завдяки чому вдалось більш точно оцінити вплив ПАС на експлуатаційні характеристики з'єднань. Проведено чисельне моделювання з'єднань із застосуванням сучасних методів розрахунку, що дало змогу визначити напружено-деформований стан елементів з'єднання та їх поведінку під впливом експлуатаційних навантажень.

Впровадження даного методу дозволяє знизити експлуатаційні витрати, підвищити ефективність обробки ПАС та забезпечити відповідність вимогам авіаційних правил.

Таким чином, завдяки дослідженням, проведеним в рамках дисертаційної роботи, було зроблено вагомий внесок у вдосконаленні процесів технічного обслуговування літаків.

Головний конструктор з міцності  
 АТ «АНТОНОВ»,  
 Секретар НТР АТ «АНТОНОВ»,  
 кандидат технічних наук



Олександр СЕМЕНЕЦЬ

## ДОДАТОК В

## Акт впровадження в навчальний процес ДУ «КАІ»

«ПОГОДЖЕНО»  
Проректор з навчальної  
роботи НАУ

  
Анатолій ПОЛУХІН  
«05» «09» 2024 р.



Ксенія СЕМЕНОВА  
«05» «09» 2024 р.

## АКТ

про впровадження у навчальний процес  
Національного Авіаційного Університету

наукових результатів дисертаційної роботи Гаврилова Євгена Павловича

Комісія у складі:

голова комісії	Юцкевич С.С.	к.т.н., в.о. декана АКФ;
та членів комісії	Ігнатович С.Р.	д.т.н. професор кафедри КЛІА;
	Попов О.В.	к.т.н., зав. кафедри ПЛПІС;
	Маслак Т.П.	к.т.н., доцент кафедри КЛІА

цим актом засвідчує, що результати дисертаційного дослідження аспіранта кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету Гаврилова Євгена Павловича на тему «Комплексний метод контролю побічних негативних ефектів при застосуванні плівкоутворюючих антикорозійних сполук» на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю «134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка» впроваджені в навчальний процес кафедри конструкції літальних апаратів.

Зокрема, методика і результати дослідження впливу антикорозійної обробки конструкцій повітряних суден на втому заклепкових з'єднань викладається в дисциплінах «Втома, корозія та руйнування авіаційних конструкцій (спеціальність 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка») та «Втома та руйнування авіаційних конструкцій» (спеціальність 272 - «Авіаційний транспорт»).

Голова комісії



Святослав ЮЦКЕВИЧ

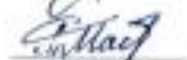
Члени комісії



Сергій ІГНАТОВИЧ



Олександр ПОПОВ



Тетяна МАСЛАК



**Документ підписано у сервісі Вчасно (продовження)**  
Дисертація текст.pdf

Документ відправлено: 19:04 17.12.2024

**Відправник документу**

**Електронний підпис**

19:04 17.12.2024

Ідентифікаційний код: 2951217515

ГАВРИЛОВ ЄВГЕН ПАВЛОВИЧ

Власник ключа: ГАВРИЛОВ ЄВГЕН ПАВЛОВИЧ

Час перевірки КЕП/ЕЦП: 19:04 17.12.2024

Статус перевірки сертифікату: Сертифікат діє

Серійний номер: 5E984D526F82F38F04000000414E3A0179FC2F05

Тип підпису: удосконалений