

**НАУКОВІ ОСНОВИ  
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ  
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

2020

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

**НАУКОВІ ОСНОВИ  
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ  
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Харків «ХАІ» 2020

**УДК 629.7.017**  
**Н34**

Колектив авторів:

В. О. Богуслаєв, О. Г. Гребеніков, М. І. Москаленко,  
А. М. Гуменний, Є. Т. Василевський, А. П. Єретін, О. Д. Донець,  
В. Ф. Семенцов, В. О. Гребеніков, О. М. Столярчук

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. А. К. М'ялиця,  
д-р техн. наук В. В. Логінов

Наукові основи конструктивно-технологічних методів забезпечення  
Н34 ресурсу авіаційної техніки [Текст]: монографія / В. О. Богуслаєв,  
О. Г. Гребеніков, М. І. Москаленко та ін. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т  
ім. М. Є. Жуковського «Харків авіац. ін-т», 2020.– 276 с.

ISBN 978-966-662-570-3

Подано наукові основи інтегрованого проектування високоресурсної авіаційної техніки, викладено конструктивно-технологічні рішення для забезпечення заданого ресурсу авіаційної техніки в зонах функціональних отворів, зрізних нерознімних і рознімних болтових з'єднань, клепанних з'єднань, способи затримки росту втомних тріщин у тонкостінних конструкціях, виконаних з алюмінієвих сплавів. Наведено конструктивно-технологічні методи підвищення втомної довговічності болтових з'єднань титанових елементів авіаційних конструкцій з урахуванням фретинг-корозії, викладено особливості назначення ресурсу планера транспортних літаків.

Для науковців та інженерів авіаційної промисловості, а також викладачів, студентів і аспірантів авіаційних університетів.

Лл. 144. Табл. 35. Бібліогр.: 87 назв

**УДК 629.7.017**

© Колектив авторів, 2020

© Національний аерокосмічний  
університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», 2020

ISBN 978-966-662-570-3

## ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА .....	8
<i>Глава 1.</i> ГОЛОВНІ ПОЛОЖЕННЯ НОРМАТИВНИХ ДОКУМЕНТІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ .....	10
1.1. Оцінювання втомної міцності літаків транспортної категорії згідно з авіаційними правилами. Частина 25 (норми льотної придатності літаків транспортної категорії) .....	10
1.2. Аналіз втоми цивільних легких літаків відповідно до авіаційних правил. Частина 23 (норми льотної придатності цивільних легких літаків).....	13
1.3. Оцінювання втомної міцності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії відповідно до авіаційних правил. Частина 29 (норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії) .....	18
1.4. Забезпечення безпеки конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації (MBB 25.571) .....	20
<i>Глава 2.</i> ОСОБЛИВОСТІ ВИБОРУ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ .....	55
2.1. Особливості застосування алюмінієвих сплавів в конструкціях авіаційної техніки.....	60
2.2. Особливості застосування титанових сплавів в конструкціях авіаційної техніки.....	63
2.3. Особливості застосування сталей в конструкціях авіаційної техніки.....	65
2.4. особливості застосування магнієвих сплавів у конструкціях авіаційної техніки.....	66
<i>Глава 3.</i> МЕТОДОЛОГІЯ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЗБІРНИХ КОНСТРУКЦІЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ДОВГОВІЧНОСТІ РЕГЛАМЕНТОВАНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ .....	67
3.1. Нова концепція та наукові основи методології інтегрованого проектування та досягнення регламентованої довговічності збірних тонкостінних конструкцій авіаційної техніки із застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем	

CAD\CAM\CAE .....	67
3.2. Метод інтегрованого проектування і досягнення довговічності зрізних болтових з'єднань збірних конструкцій АТ, що регламентується .....	83
3.3. Нові конструктивно-технологічні рішення для підвищення довговічності болтових з'єднань збірних зрізних конструкцій АТ ...	89
3.4. Метод інтегрованого проектування і досягнення довговічності заклепувальних з'єднань збірних тонкостінних регламентованих зрізних конструкцій АТ .....	93
3.5. Нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних заклепочних з'єднань збірних тонкостінних конструкцій АТ .....	101
3.6. Нові конструктивно-технологічні методи і способи затримки зростання втомних тріщин, що сприяють продовженню ресурсу збірних тонкостінних конструкцій.....	105
3.7. Висновки.....	109
<i>Глава 4.</i> КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ ТИТАНОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ ФРЕТИНГ-КОРОЗІЇ .....	113
4.1. Розрахунково-експериментальний метод визначення впливу фретинг-корозії на втомну довговічність титанових конструктивних елементів зі сплаву ВТ6 .....	113
4.2. Метод визначення впливу конструктивно-технологічних параметрів однозрізного болтового з'єднання на характеристики контактної взаємодії його деталей .....	116
4.3. Експериментальні дослідження впливу конструктивно-технологічних параметрів на втомну довговічність з'єднань конструктивних елементів зі сплаву ВТ6 .....	119
4.4. Застосування конструктивно-технологічних методів для підвищення втомної довговічності болтових зрізних з'єднань титанових елементів конструкції літака з урахуванням фретинг-корозії.....	120
4.5. Висновки.....	123
<i>Глава 5.</i> КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ МЕТОД ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ РОЗНІМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ	

ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА.....	125
5.1. Наукове обґрунтування методу підвищення втомної довговічності конструктивних елементів рознімних болтових з'єднань локальним і бар'єрним обтисненням.....	125
5.2. Дослідження характеристик локального НДС і втомної довговічності зразків конструктивних елементів планера літака в зоні рознімних болтових з'єднань .....	130
5.3. Експериментальні дослідження характеристик втомної довговічності типових моделей конструктивних елементів планера літака в зоні роз'ємних болтових з'єднань .....	134
5.4. Конструктивно-технологічний метод підвищення втомної довговічності рознімних болтових з'єднань .....	136
5.5. Висновки.....	138
<i>Глава 6. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ .....</i>	<i>140</i>
6.1. Наукове обґрунтування конструктивно-технологічних методів забезпечення втомної довговічності планера літака в зонах функціональних отворів.....	140
6.2. Дослідження з визначення впливу методів локального пластичного деформування на характеристики НДС елементів планера літака в зонах функціональних отворів .....	146
6.3. Експериментальні дослідження з визначення впливу методів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на їх статичну міцність і втомну довговічність.....	150
6.4. Висновки.....	153
<i>Глава 7. АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ВСТАНОВЛЕННЯ РЕСУРСУ ТРАНСПОРТНИМ ЛІТАКАМ .....</i>	<i>155</i>
7.1. Виявлення ресурсних характеристик на стадії лабораторних випробувань .....	159
7.2. Установлення призначеного ресурсу на стадії експлуатації .....	167
7.3. Мета й завдання дослідження.....	171
<i>Глава 8. РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИЯВЛЕННЯ НАЯВНИХ</i>	

РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ МАРКОВАНИХ ПРОГРАМ НАВАНТАЖЕННЯ НА ЕТАПІ ЛАБОРАТОРНИХ ВИПРОБУВАНЬ .....	173
8.1. Розроблення методики маркування програмного навантаження при проведенні лабораторних випробувань на живучість .....	173
8.2. Дослідження впливу попередніх позитивних перевантажень на ресурсні характеристики елементів конструкцій АТ .....	185
8.3. Розроблення методики визначення співвідношення дії, що ушкоджує, циклічних навантажень на стадії росту втомної тріщини .....	192
8.4. Дослідження впливу стискувальних навантажень на швидкість росту втомної тріщини .....	195
8.5. Розроблення рекомендацій з урахування впливу стискувальних навантажень при розрахунку еквівалентів між циклічними навантаженнями на стадії росту втомної тріщини .....	212
<i>Глава 9.</i> РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНОЇ ДОВЖИНИ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ ПРИ ВИПРОБУВАННІ НА ЗАЛИШКОВУ МІЦНІСТЬ ОДНОГО ЗРАЗКА КОНСТРУКЦІЇ .....	218
9.1. Відпрацювання методики визначення критичного розміру втомного ушкодження при випробуванні на залишкову міцність на зразках .....	218
9.2. Випробування натурної конструкції крила .....	225
<i>Глава 10.</i> РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ РЕАЛІЗАЦІЇ НАЯВНИХ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА НА ЕТАПІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ З УРАХУВАННЯМ ІНДИВІДУАЛЬНОЇ НАВАНТАЖЕНОСТІ .....	229
10.1. Розроблення методики урахування індивідуальної витрати ресурсу крила .....	229
10.2. Особливості встановлення призначеного ресурсу літакам, що періодично використовують як літаки спецпризначення .....	232
10.3. Особливості продовження ресурсу й терміну служби старим літакам .....	234
10.4. Розроблення методики виконання тренувальних польотів літаків з конвеєра для зменшення витрати ресурсу конструкції планера	240

10.5.Розроблення рекомендацій для експлуатуючих підрозділів за раціональною витратою ресурсу літака Ан-22 .....	249
<i>Глава 11.</i> ВПРОВАДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МЕТОДИК І СПОСОБІВ ВИЗНАЧЕННЯ Й РЕАЛІЗАЦІЇ НАЯВНИХ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ .....	261
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	268



## ПЕРЕДМОВА

Забезпечення ресурсу конструкцій авіаційної техніки є однією з актуальних проблем створення літальних апаратів. Заданий ресурс і надійність авіаційної техніки закладаються при проектуванні і конструюванні, забезпечуються в процесі виробництва і досягаються під час експлуатації.

Проектування сучасної авіаційної техніки за принципом безпечної пошкоджуваності є комплексною науково-технічною проблемою, яка вирішується на основі інтеграції наукових досліджень фахівців авіаційної промисловості й наукових центрів.

Ресурс авіаційної техніки визначається головним чином опором втомі елементів конструкції. Відповідно до нормативних вимог авіаційних правил (АП 25.571) безпечний ресурс визначають за виразом

$$T = \frac{N}{\eta},$$

де  $N$  – середня довговічність;  $\eta$  – коефіцієнт надійності.

Величину  $\eta$  вибирають так, щоб в межах безпечного (призначеного) ресурсу вірогідність втомного руйнування була б практично такою, що дорівнює нулю.

Головними чинниками, які призводять до порушення характеристик працездатності або відмов деталей, вузлів і агрегатів авіаційної техніки, є такі: втома, корозія, знос, фретинг-корозія, людський чинник. Ці чинники значною мірою залежать від стану поверхні, її фізичних і хімічних властивостей. Керуючи властивостями поверхні, вдається поліпшити втомні, триботехнічні та корозійні характеристики авіаційних конструкцій.

Руйнування конструктивних елементів від втоми є результатом дії циклічних, динамічних навантажень і додаткових чинників (конструктивних, експлуатаційних, виробничих, навколишнього середовища, якості матеріалу, покриттів, технологічності виробництва, контролю стану конструкції впродовж забезпечення її життєвого циклу).

Досвід експлуатації авіаційної техніки показує, що повністю виключити корозію авіаційних матеріалів неможливо. Виходячи з характерних типів корозійного пошкодження і місця розташування конкретного конструктивного елемента при проектуванні вибирають матеріал конструкції, схему його покриття, вибір конструктивного рішення з урахуванням корозійної поведінки, терміни виконання періодичних оглядів і регламентних робіт.

Питання спрацювання для деталей механізмів авіаційної техніки є актуальними. Розрізняють такі види спрацювання: окислювальний, адгезійний, абразивний, ерозійний, фретинг-спрацювання. Найбільш небезпечним для вузлів авіаційної техніки є фретинг.

При переході до експлуатації авіаційної техніки за її технічним станом реалізується новий метод визначення ресурсу на основі принципу підвищеної живучості або допустимої пошкоджуваності. Допустиме ушкодження передбачає гарантію безпеки конструкції шляхом встановлення термінів її огляду в експлуатації для виявлення можливих пошкоджень і ремонту або заміни пошкоджених елементів.

Ресурс, який встановлюють за принципом підвищеної живучості, – це час, коли у конструкції виникає певна кількість дефектів, тріщин заданого розміру, і її можна експлуатувати між технічними оглядами або ремонтами.

При виборі конструкційних матеріалів для забезпечення ресурсу необхідно враховувати їх статичну міцність, пластичність, в'язкість руйнування (тріщиностійкість), втому, корозійну стійкість, опір корозійному розтріскуванню під напруженням, корозійно-механічну втому, швидкість росту втомних тріщин, зносостійкість, опір фретинг-втомі.

Проектування, виробництво, випробування і експлуатація високоресурсної авіаційної техніки за принципом безпечної пошкоджуваності потребують зусиль багатьох учених та інженерів, що володіють методологією інтегрованого проектування, виробництва та інженерного аналізу за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM.

У роботі наведені лише деякі результати досліджень авторів і рекомендації щодо забезпечення ресурсу льотної придатності авіаційної техніки конструктивно-технологічними методами.

## ГОЛОВНІ ПОЛОЖЕННЯ НОРМАТИВНИХ ДОКУМЕНТІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

### 1.1. Оцінювання втомної міцності літаків транспортної категорії згідно з авіаційними правилами. Частина 25 (норми льотної придатності літаків транспортної категорії)

#### Оцінювання допустимості пошкоджень і втомної міцності конструкції

(а) **Загальні положення.** Оцінювання міцності, рівня проектування і якості виробництва повинно показати, що аварійної або катастрофічної ситуації через втому, корозію, дефекти виробництва або випадкове пошкодження можна уникнути протягом усього часу експлуатації літака. Це оцінювання має бути проведено для кожної частини конструкції (такої, як крило, оперення, поверхні керування та їх системи, фюзеляж, встановлення двигуна, шасі та їх основні вузли кріплення), руйнування якої може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації відповідно до вимог пунктів (b) і (e) даного параграфу, а також для випадків, вказаних в пункті (c) даного параграфу. При проведенні оцінювання мають бути використані відповідні запаси (коефіцієнти надійності). Для турбореактивних і турбогвинтових літаків слід також здійснити аналіз частин конструкції, пошкодження яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації, відповідно до пункту (d) даного параграфу.

(1) Кожен аналіз, що роблять відповідно до вимог даного параграфу, має ґрунтуватися на такому:

(i) типовому спектрі навантажень, температурах і вологостях, очікуваних у експлуатації;

(ii) переліку основних силових елементів і окремих вузлів конструкції (та їх критичних місць), руйнування яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації;

(iii) результатах випробувань, як правило, натурних, і розрахунках основних силових елементів конструкції і окремих вузлів, вказаних у пункті (a) (1) (ii) цього параграфу.

(2) При проведенні аналізу згідно з цим параграфом можна використовувати результати випробувань і досвід експлуатації літаків аналогічної конструкції, зважаючи на відмінність умов і методів експлуатації.

(3) На підставі результатів оцінювання, що передбачено вимогами даного параграфу, мають бути встановлені огляди або інші процедури, необхідні для запобігання відмові, що призводить до аварійної або катастрофічної ситуації, і включені в розділ «Обмеження льотної придатності» інструкцій щодо підтримки льотної придатності, які розробляють відповідно до вимог 25.1529. Передбачені вимогами даного

параграфу обмеження терміну дії інженерних даних для обґрунтування вимог до програми технічного обслуговування конструкції (LOV), виражені у величині допустимого напрацювання (у годинах нальоту або кількості польотів або одночасно в обох одиницях), мають бути також включені в розділ «Обмеження льотної придатності» інструкцій щодо підтримки льотної придатності, які передбачені вимогами 25.1529. Мають бути встановлені обмеження початку оглядів і їх періодичність на основі розрахунку і/або випробувань за визначенням тривалості зростання тріщини в припущенні, що конструкція містить початковий дефект максимально вірогідного розміру. Це є результатом ушкодження при виробництві або технічному обслуговуванні, для таких видів конструкцій:

(i) для конструкцій з одноколією передачею навантажень;

(ii) для конструкцій, що безпечно руйнуються, із багатокільною передачею навантаження, і для конструкцій, що безпечно руйнуються, із стоперами тріщин, якщо не буде продемонстровано, що втрата шляху передачі навантаження, часткове руйнування або затримка тріщини будуть до руйнування конструкції, що залишилася, виявлені і відремонтовані в процесі нормального обслуговування, оглядів або інших робіт на літаку.

(4) Розроблена відповідно до пункту (а) (3) даного параграфу документація має періодично уточнюватися на основі урахування і аналізу результатів досліджень, випробувань і накопичуваного досвіду експлуатації літаків даного типу. Має бути визначена процедура, що забезпечує надійність і своєчасність такого урахування.

(b) **Оцінювання допустимості пошкоджень.** Необхідно, щоб оцінка мала визначення можливих місць і видів пошкоджень, пов'язаних із втомою, корозією або випадковим ушкодженням. В оцінюванні мають бути враховані результати розрахунків міцності при дії статичних навантажень, що повторюються, підтверджені результатами випробувань і (якщо є) досвідом експлуатації. Слід спеціально розглянути обширне втомне пошкодження для тих конструкцій, для яких такий тип пошкодження можливий. Мають бути встановлені LOV відповідно до допустимого напрацювання (що надається в годинах нальоту або кількості польотів або одночасно в обох одиницях), протягом якого продемонстровано, що велике втомне пошкодження не виникне. Демонстрація має ґрунтуватися на результатах повномасштабних натурних втомних випробувань. Сертифікат типу може бути виданий до завершення повномасштабних натурних втомних випробувань за умови, якщо є план, схвалений Компетентним органом завершення необхідних випробувань. У цьому випадку в розділі «Обмеження льотної придатності» інструкцій щодо підтримки льотної придатності, передбачених вимогами 25.1529, на період до завершення втомних випробувань має бути обмеження гранично допустимого напрацювання літака в експлуатації, величина якої не має перевищувати еквівалентного числа циклів, яке дорівнює половині

кількості циклів, досягнутих при втомних випробуваннях. При визначенні допустимого ступеня пошкодження для оцінювання залишкової міцності у будь-який момент терміну служби літака мають враховуватися можливості для первинного виявлення ушкодження і його подальшого зростання під дією навантажень, які повторюються. Оцінювання залишкової міцності має показати, що збережена цілісність конструкції здатна витримати навантаження (це розглядають як статичні розрахункові навантаження), відповідно до таких умов:

(1) Експлуатаційних умов симетричних маневрів, вказаних у 25.337 на всіх швидкостях аж до  $V_C$ , і в 25.345.

(2) Експлуатаційних умов при поривах вітру, вказаних у 25.341 при всіх указаних швидкостях аж до  $V_C$ , і в 25.345.

(3) Експлуатаційних умов при крені, вказаних у 25.349, і експлуатаційних умов при несиметричних навантаженнях, указаних в 25.367 і 25.427 (від а до с) при швидкостях до  $V_C$ .

(4) Експлуатаційних умов при польоті з ковзанням, указаних в 25.351(a), (b) і (d) при швидкостях до  $V_C$ .

(5) Для герметичних кабін:

(i) нормальному, очікуваному в експлуатації перепаду тиску в поєднанні з очікуваним зовнішнім аеродинамічним тиском, що діє одночасно з польотними навантаженнями, вказаними в пунктах (b) (1) — (b) (4) даного параграфу, якщо вони значно впливають;

(ii) максимальній величині нормального, очікуваного в експлуатації надмірного тиску (включаючи очікуваний зовнішній аеродинамічний тиск при перевантаженні 1,0), перемноженого на коефіцієнт 1,15 без урахування всіх інших навантажень.

(6) Для шасі і частин конструкції планера, сил, що знаходяться під безпосередньою дією, на шасі, — експлуатаційним умовам навантаження, вказаним в параграфах 25.473, 25.491 і 25.493.

Мають бути розглянуті також інші поєднання навантажень, якщо вони є розрахунковими для певних елементів конструкції.

Якщо після пошкодження конструкції або її часткового руйнування виникають суттєві зміни жорсткості або геометрії або того й іншого разом, має бути проведено додаткове дослідження впливу цих змін на допустимість пошкоджень з урахуванням вимог 25.629 (b) (2).

(c) **Оцінювання безпечного ресурсу за умовами втоми.** Виконання вказівок, викладених в пунктах (a) (3) і (b) даного параграфу, зокрема щодо встановлення термінів оглядів, не є потрібним, якщо Заявник доведе, що вимоги допустимості пошкоджень для даної конструкції практично не є здійсними. Для такої конструкції має бути показано відповідним аналізом на підставі результатів випробувань і розрахунків, що вона здатна витримувати змінні навантаження, очікувані в межах терміну служби, без виникнення виявлених пошкоджень.

(d) **Втомна міцність при акустичних навантаженнях.** Розрахунком, підтвердженим результатами випробувань або досвідом експлуатації літаків аналогічної конструкції і з аналогічними умовами по акустичних навантаженнях, має бути показано, таке:

(1) Поява втомних тріщин від акустичних навантажень у будь-якій деталі конструкції літака, схильної до акустичної дії, не є вірогідною.

(2) Аварійна або катастрофічна ситуація від тріщин внаслідок акустичних навантажень у припущенні, що навантаження, вказані в пункті (b) даного параграфу, прикладені до всіх зон, де можливе виникнення цих тріщин, не є вірогідною.

(e) **Оцінювання допустимого пошкодження (дискретне джерело).** Конструкція літака має бути такою, щоб було забезпечено успішне завершення польоту, під час якого можливе її ушкодження в результаті:

(1) Зіткнення із птахом (умови вантаження – див. 25.631).

(2) Удару нелокалізованою лопаттю вентилятора.

(3) Розльоту нелокалізованих уламків двигуна або

(4) Розльоту нелокалізованих уламків агрегатів із роторами, що мають велику кінетичну енергію.

Пошкоджена конструкція має витримувати статичні навантаження (що розглядаються як розрахункові), які розумно чекати під час події і в процесі завершення польоту. Розглядати динамічний ефект від цих статичних навантажень не потрібно. Коректучі дії пілота після події, такі, як обмеження маневрування, обхід турбулентності і зменшення швидкості, можуть розглядатися. Якщо після пошкодження конструкції або її часткового руйнування виникають суттєві зміни жорсткості або геометрії або того і іншого разом, має бути проведено додаткове дослідження впливу цих змін на допустимість пошкодження з урахуванням вимог 25.629(b)(2).

## **1.2. Аналіз втоми цивільних легких літаків відповідно до авіаційних правил. Частина 23 (норми льотної придатності цивільних легких літаків)**

### **Металева конструкція герметичних кабін**

Для літаків нормальної, багатоцільової і акробатичної категорій міцність, детальне проектування і виготовлення конструкції герметичних кабін мають бути проаналізовані на основі одного з викладених нижче підходів:

(a) На основі аналізу опору втоми, внаслідок якого випробуваннями або розрахунком, підкріпленим результатами випробувань, показано, що конструкція здатна протистояти змінним навантаженням різної величини, очікуваним у межах безпечного ресурсу, або

(b) На основі аналізу безпеки руйнування (пошкодження), в результаті якого розрахунком, випробуваннями або тим чи іншим разом показано, що

катастрофічне руйнування конструкції унаслідок втомного ушкодження або явного (очевидного) часткового руйнування основного конструктивного елемента не є вірогідним і що конструкція, яка залишилася, здатна витримати як розрахункове навантаження, що дорівнює 100 % максимального експлуатаційного навантаження на швидкості  $V_C$  при сумісній дії нормального робочого тиску в кабіні, очікуваного зовнішнього аеродинамічного тиску і польотних навантажень, або

(с) На основі аналізу допустимості пошкодження відповідно до 23.573(b).

### **Металева конструкція планера**

(а) Для літаків нормальної, багатоцільової і акробатичної категорій міцність, детальне проектування і виготовлення тих частин конструкції планера, руйнування яких може виявитися катастрофічним, мають аналізуватися на основі одного з викладених нижче підходів, якщо не показано, що конструкція, рівень діючого напруження, матеріали і очікувані умови експлуатації, стосовно накопичення втоми, порівняно з аналогічною конструкцією, щодо якої є великий задовільний досвід експлуатації:

(1) На основі аналізу опору втоми, внаслідок якого випробуваннями або розрахунком, підкріпленим результатами випробувань, показано, що конструкція здатна протистояти навантаженням різної величини, що повторюються, очікуваним у межах безпечного ресурсу, або

(2) На основі аналізу безпеки руйнування (пошкодження), унаслідок якого розрахунком, випробуваннями або тим чи іншим способом показано, що катастрофічне руйнування конструкції внаслідок втомного пошкодження або явного часткового руйнування основного конструктивного елемента не є вірогідним і що конструкція, яка залишилася, здатна витримати як розрахункове навантаження, яке дорівнює 100 % найбільш критичного максимального експлуатаційного навантаження, або

(3) На основі аналізу допустимості пошкодження відповідно до 23.573(b)

### **Допустимість пошкодження і аналіз втоми конструкції**

(а) **Конструкція планера, виконана із композиційних матеріалів.** Конструкція планера, виконана з композиційних матеріалів, замість вимог 23.571 і 23.572 має аналізуватися відповідно до вказівок даного параграфа. Для композиційних частин конструкції крил (включаючи схему «качка», тандемні розташовані крила і несучі поверхні на кінці крила), хвостового оперення, конструкції їх кріплення і конструкцій, що примикають до них, рухомих органів керування і елементів їх кріплення, фюзеляжу, герметичної кабіни, руйнування яких може призвести до

катастрофи літака Заявник має провести аналіз з використанням критеріїв допустимості пошкодження, викладених в пунктах (а) (1) — (а) (4) цього параграфа, якщо не показано, що це є практично нездійсненним. Якщо Заявник встановить, що критерії допустимості пошкодження для конкретної конструкції практично нездійсненні, має бути проведений її аналіз відповідно до пунктів (а) (1) і (а) (6) даного параграфа. Якщо застосовують клейові з'єднання, має бути проведений аналіз конструкції відповідно до пункту (а) (5) цього параграфа. При проведенні аналізу згідно з вказівками даного параграфа мають бути враховані вплив зміни властивостей матеріалу і вплив зовнішнього середовища на характеристики міцності і довговічності композиційного матеріалу.

(1) Випробуваннями або розрахунком, підкріпленим результатами випробування, має бути показано, що конструкція здатна витримувати розрахункове навантаження за наявності пошкоджень, включаючи розміри пошкоджень, відповідні межі вимірювань використовуваних засобів і методів контролю.

(2) Випробуваннями або розрахунком, підкріпленим результатами випробувань, має бути визначена швидкість росту під дією змінних навантажень, очікуваних в експлуатації, тих пошкоджень (або показано їх нерозповсюдження), які можуть виникнути через втому, корозію, виробничі початкові дефекти або експлуатаційні пошкодження, викликані ударом.

(3) Випробуваннями на залишкову міцність або розрахунком, підкріпленим випробуваннями на залишкову міцність, має бути показано, що конструкція здатна витримати найбільш критичні з максимальних експлуатаційних польотних навантажень, що розглядаються як розрахункові, за наявності пошкоджень, що виявляються, розмір яких узгоджується з результатами аналізу допустимості пошкодження. Герметична кабіна має протистояти наступним навантаженням:

(i) найбільш критичною з максимальних експлуатаційних польотних навантажень у поєднанні з нормальним робочим тиском і очікуваним зовнішнім аеродинамічним тиском;

(ii) очікуваному зовнішньому аеродинамічному тиску в горизонтальному польоті у поєднанні з надмірним тиском в кабіні в 1,1 раза, що перевищує нормальний робочий надлишковий тиск, без застосування яких-небудь інших навантажень.

(4) Тривалість зростання пошкодження між максимальним розміром, що не виявляється, і розміром, вибраним для демонстрації необхідної залишкової міцності, ділена на запас з метою визначення інтервалів між оглядами, має забезпечувати встановлення програми контролю, прийнятної для застосування персоналом експлуатаційної і ремонтної служб.

(5) Для кожного клейового з'єднання, руйнування якого може призвести до катастрофічних наслідків, його здатність протистояти максимальному експлуатаційному навантаженню має бути підтверджена



одним із таких способів:

(i) Розрахунком, випробуваннями або тим чи іншим разом має бути визначений максимальний навантаження кожного клейового з'єднання, при якому зберігається здатність витримувати навантаження, вказані в пункті (а) (3) цього параграфа. При проектуванні конструкції необхідно передбачити заходи, що запобігають відшарування кожного клейового з'єднання, що перевищує цю величину; або

(ii) На кожному виготовленому екземплярі конструкції має бути виконана процедура контрольних статичних випробувань, при якій кожне критичне клейове з'єднання слід навантажити найбільш критичною з максимальних експлуатаційних навантажень, або

(iii) Мають бути встановлені надійні методи і засоби періодичного неруйнуючого контролю, які дозволяють гарантувати міцність кожного з'єднання.

(б) Якщо для якої-небудь частини конструкції показано, що застосування принципу допустимості пошкодження є для неї практично нездійсненним, випробуваннями частин конструкції або розрахунком, підкріпленим випробуваннями, має бути показано виконання однієї з таких умов:

(i) Після втомного пошкодження або явного (очевидного) часткового руйнування цієї частини конструкції катастрофічне руйнування не є вірогідним і конструкція, що залишилася, здатна витримати як розрахункові навантаження, які дорівнюють 100 % найбільш критичного максимального експлуатаційного навантаження, або

(ii) Ця частина конструкції здатна протистояти очікуваним в експлуатації змінним навантаженням різної величини. Мають бути проведені випробування частин, фрагментів, елементів конструкції або зразків, достатні для встановлення коефіцієнта надійності за розсіянням довговічності і для визначення впливу зовнішнього середовища. При обґрунтуванні слід враховувати, що збереження залишкової міцності, відповідному розрахунковому навантаженню повинно забезпечуватися аж до пошкодження максимального розміру, що не виявляється.

(б) **Металева конструкція планера.** Якщо Заявник відповідно до вимог 23.571 (с) або 23.572 (а) (3) ухвалив рішення про використання принципу допустимості пошкодження, аналіз може мати визначення можливого розташування і виду пошкодження, спричиненого втомою, корозією або випадковими чинниками. Таке визначення необхідно проводити на основі розрахунку, підкріпленого результатами випробувань, і за його наявності на основі досвіду експлуатації. Має бути розглянуто багатоосередкове втомне пошкодження, якщо конструкція є такою, що можна чекати виникнення пошкодження цього типу. Аналіз має розглядати підкріплені експериментальними даними розрахунки, що стосуються змінних навантажень і статичної міцності. Розмір пошкодження, що розглядається при аналізі залишкової міцності у будь-який момент часу в

межах експлуатаційного напруцювання літака, має містити максимальне пошкодження, що не виявляється, і подальше його зростання під дією змінних навантажень. У результаті аналізу залишкової міцності необхідно показати, що конструкція, яка залишилася, здатна витримувати найбільш критичну з максимальних експлуатаційних польотних навантажень, таку, що розглядається як розрахункове навантаження. Герметичні кабіни мають витримувати такі навантаження:

(1) Нормальний робочий надмірний тиск у поєднанні з очікуваним зовнішнім аеродинамічним тиском спільно з обумовленими вище польотними умовами навантаження.

(2) Очікуваний зовнішній аеродинамічний тиск у горизонтальному польоті у поєднанні з надмірним тиском в кабіні, що перевищує в 1,1 раза нормальний робочий надмірний тиск, без застосування яких-небудь інших навантажень.

### **Допустимість пошкодження і аналіз втоми металевих конструкцій літаків перехідної категорії**

Для літаків перехідної категорії:

**(а) Допустимість пошкодження металевих конструкцій.** Оцінкою міцності, детального проектування і виготовлення конструкції має бути показано, що катастрофічне руйнування конструкції унаслідок втоми, корозії, дефектів або пошкоджень буде виключено в процесі експлуатації літака. Це оцінювання слід проводити відповідно до вимог 23.573, за винятком випадків, обумовлених в пункті (б) даного параграфа, для кожного основного конструктивного елемента, руйнування якого може виявитися катастрофічним.

**(б) Оцінювання втоми (безпечний ресурс).** Виконання вимог, викладених в пункті (а) даного параграфа, не потрібне, якщо Заявником встановлено, що вимоги допустимості пошкодження для даної конструкції є практично нездійсними. Для такої конструкції має бути показано відповідним аналізом на підставі розрахунків, підкріплених результатами випробувань на опір втоми, що вдасться уникнути катастрофічного руйнування від дії змінних навантажень, очікуваних у межах встановленого ресурсу. При цьому мають застосовувати відповідні коефіцієнти надійності.

### **Аналіз змінних навантажень і порядок підтримки льотної придатності**

**(с) Аналіз,** що проводиться відповідно до вимог даного підрозділу, має:

(3) Містити типовий спектр вантаження (тобто навантаження при наземних режимах руху, цикл «земля–повітря–земля», маневрені навантаження, навантаження від атмосферної турбулентності).

(4) Враховувати значущий взаємний вплив аеродинамічних поверхонь.

(5) Розглядати значущу дію навантаження конструкції, викликане

зривом потоку від повітряного гвинта, що обертається, і бафтинга, що викликається дією збіжних вихорів.

На підставі результатів аналізу, виконаного відповідно до вимог 23.571, 23.572, 23.573 або 23.574, мають бути передбачені огляди і/або інші заходи, необхідні для запобігання аварійному або катастрофічному руйнуванню; вони мають бути включені в розділи «Обмеження льотної придатності» інструкцій щодо підтримки льотної придатності, що розробляються відповідно до вимог 23.1529.

### **1.3. Оцінювання втомної міцності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії відповідно до авіаційних правил. Частина 29 (норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії)**

#### **Оцінювання втомної міцності конструкції**

(а) **Загальні положення.** Оцінювання міцності основних елементів, конструктивних особливостей окремих місць і технології виробництва має показати, що не може відбутися їх катастрофічного руйнування через втому, з урахуванням впливу зовнішнього середовища, характерних дефектів, що зустрічаються, зносу або випадкових пошкоджень. Необхідно оцінювати такі частини конструкції, але не обмежуючись тільки ними: гвинти, трансмісії від двигунів до втулок гвинтів, системи керування, фюзеляж, рухомі і нерухомі поверхні керування, кріплення двигунів і трансмісії, шасі й основні елементи їх кріплення.

Додатково необхідно таке:

(1) Кожне оцінювання, наведене у цьому параграфі, має містити:

(i) встановлення основних елементів конструкції, руйнування яких може призвести до катастрофічного руйнування гвинтокрилого апарата;

(ii) вимірювання у польоті навантажень або напруження в елементах, визначених відповідно до п. (а) (1) (i) даного параграфа, за всіх критичних умов у всьому діапазоні обмежень, відповідних вимогам параграфа 29.309 (включаючи вплив висоти), з урахуванням того, що перевантаження при маневруванні не мають перевищувати максимальних величин, очікуваних при експлуатації; і

(iii) спектр навантаження такий же важкий, як очікуваний в експлуатації, для навантажень або напруження, визначених відповідно до п. (а)(1)(ii) даного параграфа, включаючи експлуатацію з вантажем на зовнішній підвісці, якщо це передбачено, та інші операції з високою повторюваністю циклів вантаження.

(2) На основі оцінок, потрібних цим параграфом, мають бути встановлені терміни оглядів замін, їх комбінацій або інші процедури, необхідні для виключення катастрофічного руйнування. Терміни оглядів, замін, їх комбінації або інші процедури необхідно вмістити в розділ «Обмеження льотної придатності» Інструкції по підтримці льотної

придатності згідно параграфу 29.1529 і A29.4 Додатку А даної Частини.

**(b) Оцінка допустимості втоми (включаючи допустимість дефектів)**

Слід показати шляхом переконливих випробувань і, якщо є, досвідом експлуатації, що конструкція може допускати втоми. Оцінка допустимості втоми має враховувати вимоги однієї з пп. (b) ( 1), (2) або (3) цього параграфу або їх комбінації, а також слід наводити визначення можливих місць і видів пошкоджень, що викликаються втомою, з урахуванням впливу навколишнього середовища, характерних дефектів, що зустрічаються, або випадкових пошкоджень. Має бути показана відповідність вимогам допустимості втоми пп. (b) (1), або (2) цього параграфу, якщо Заявник не встановив, що такі методи доказу допустимості втомного дефекту не є застосовними для конкретної конструкції через обмеження щодо геометричних параметрів, контролепридатності за досвідом проектування, у такому разі необхідним є оцінювання безпечного ресурсу відповідно до п. (b) (3) цього параграфу.

**(1) Оцінювання безпечного ресурсу при допустимому дефекті**

Має бути показано, що конструкція за наявності дефекту здатна витримувати повторні навантаження змінної величини без виявлення зростання дефекту при таких інтервалах:

(i) ресурсу гвинтокрилого апарата; або

(ii) в межах термінів заміни, згідно з A29.4 Додатка А даній Частині.

**(2) Оцінювання безпеки пошкодження (залишкової міцності після розвитку дефекту).** Має бути показано, що після часткового пошкодження конструкція здатна витримувати експлуатаційні навантаження, прийняті при проектуванні, без руйнування впродовж періоду між оглядами, встановленого відповідно до A29.4 Додатка А даної Частини. Експлуатаційні навантаження визначені в 29.301 (a):

(i) оцінювання залишкової міцності повинна показати, що конструкція з розвинутим дефектом здатна без руйнування витримувати в межах її ресурсу експлуатаційні навантаження, прийняті при проектуванні;

(ii) мають бути встановлені інтервали оглядів і методи їх проведення, необхідні для виявлення пошкоджень до того, як будуть досягнуті граничні значення за умовами залишкової міцності;

(iii) якщо після пошкодження конструкції або її часткового руйнування виникають істотні зміни жорсткості або її геометричних параметрів, або того та іншого разом, то необхідні подальші дослідження допустимості дефекту.

**(3) Оцінювання безпечного ресурсу.** Має бути показано, що конструкція здатна витримувати повторні навантаження змінної величини без появи тріщин, що виявляються, впродовж таких інтервалів:

(i) ресурсу гвинтокрилого апарата; або

(ii) в межах термінів заміни згідно з A29.4 Додатка А даної Частини.

## **1.4. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ КОНСТРУКЦІЇ ЗА УМОВАМИ МІЦНОСТІ ПРИ ТРИВАЛІЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ (МВВ 25.571)**

### **Вступ**

Цей документ є керівництвом щодо Методів Визначення Відповідності (МВВ) нормативним вимогам АП 25.571.

У МВВ АП 25.571 наведені рекомендовані підходи, процедури, методи, кількісні характеристики і т.д., за допомогою яких забезпечується виконання нормативних вимог. Наявні в документі слова «повинен», «прямує», «необхідно», «не допускається» і т.д. застосовувати лише тоді, коли вказівки МВВ у разі їх використання розглядатимуться як допустимі.

Використання єдиних підходів при встановленні відповідності вимогам 25.571 є бажаним. Разом із тим слід усвідомлювати, що складність нових конструктивних рішень і нових технологій виробництва, незвичайні характеристики і конфігурації літальних апаратів можуть викликати зміни і відхилення від підходів, описаних у сьогоденних МВВ. Проте слід всіляко заохочувати якомога точне дотримання даних методів визначення відповідності.

Слід мати на увазі, що МВВ основані, в першу чергу, на багаторічному досвіді створення, сертифікації і експлуатації вітчизняних літаків, накопиченому Промисловістю, Експлуатантами і Державними організаціями (ДКБ, ЦАГІ, ДержНДІ ЦА, Госавіарегістр), і широко використовують апробовану методологію підтримки тривалої безпечної експлуатації вітчизняних цивільних літаків, відбиту в Нормах Льотної Придатності літаків. В той же час у рекомендаціях МВВ значною мірою враховано зарубіжний досвід.

### **Визначення**

**Безпека конструкції за умовами міцності** – властивість (якість) конструкції і спосіб підтримки її міцності в експлуатації, які дозволяють із високою ймовірністю зберігати міцність конструкції на рівні не нижче допустимого, зокрема у разі наявності можливого ненавмисного і ненадмірно тривалого стану зниженої початкової міцності, спричиненого деградаційними процесами і/або їх комбінацією (втома, корозія і т. ін.), а також випадковими пошкодженнями або пошкодженнями від дискретних джерел. При створенні конструкції розрізняють три основні принципи забезпечення її безпеки за умовами міцності: допустимість пошкодження, безпека руйнування (пошкодження) і безпечний ресурс (термін служби).

**Допустимість пошкодження** – властивість конструкції і спосіб забезпечення її безпеки за умовами міцності шляхом встановлення термінів першого і подальших оглядів конструкції в експлуатації з метою виявлення можливого пошкодження і подальшого ремонту конструкції або заміни пошкодженого елемента до настання того стану, коли зниження

міцності виявиться неприпустимим.

**Безпека руйнування (пошкодження)** – властивість конструкції і спосіб забезпечення її безпеки за умовами міцності шляхом створення такої конструкції, що після можливого її суттєвого пошкодження або руйнування одного з основних силових елементів залишкова міцність, незважаючи на невідремонтований стан, не знизиться більш ніж до допустимого рівня за інтервал часу, протягом якого пошкодження (руйнування) буде свідомо виявлено.

**Безпечний ресурс (термін служби)** – властивість конструкції і спосіб забезпечення її безпеки за умовами міцності, що не потребує спеціального контролю в експлуатації, шляхом встановлення допустимого напрацювання, що обчислюється в числі польотів, посадок, льотних годин, циклів функціонування, в календарній тривалості (роках), а також в інших одиницях, які можуть характеризувати темп зниження міцності за рахунок деградаційних процесів (втома, корозія і т. ін.), протягом якої в конструкції не виникатимуть пошкодження, що знижують міцність нижче за допустимий рівень.

**Експлуатаційна живучість** – узагальнений термін, що характеризує властивості конструкції і способи забезпечення її безпеки за умовами міцності і містить допустимість пошкодження і безпеку руйнування (пошкодження).

**Призначений ресурс (термін служби)** – сумарне напрацювання (календарна тривалість експлуатації) літака, досягнувши якого експлуатація має бути припинена незалежно від його стану. Безперебійна експлуатація забезпечується своєчасним продовженням чергових призначених ресурсів (термінів служби) аж до списання літака.

**Проектний ресурс (термін служби)** конструкції – інтервал часу (у польотах, льотних годинах, роках), встановлений при проектуванні і/або сертифікації, протягом якого забезпечується необхідний рівень безпеки конструкції за умовами міцності.

**Основна силова конструкція** – конструкція, що сприймає польотні та наземні навантаження і навантаження від надмірного тиску.

**Основні силові елементи** – елементи основної силової конструкції, які сприймають значну частину польотних і наземних навантажень і навантажень від надлишкового тиску і чия цілісність є істотною для збереження загальної цілісності конструкції літака.

**Особливо відповідальні конструктивні елементи** – основні силові елементи, що знаходяться в умовах одноколійного навантаження, конструкції, одинична відмова (руйнування, пошкодження) яких призводить до аварійної або катастрофічної ситуації.

**Критичні місця конструкції** – деталі, елементи, зони, локальні місця конструкції, довговічність і експлуатаційна живучість яких визначають рівень безпеки за умовами міцності конструкції в цілому.

**Одноколієне навантаження** реалізується, якщо прикладені навантаження зрештою передаються одиничним елементом, руйнування якого призводить до втрати здатності конструкції сприймати прикладені навантаження.

**Багатоколієне навантаження** реалізується в конструкції, в якій після руйнування окремого(мих) елемента(ів) навантаження, що прикладаються, безпечно перерозподіляються між елементами конструкції, що залишилися.

**Велике втомне пошкодження** – це таке втомне пошкодження конструкції, яке характеризується одночасною наявністю в одній або декількох суміжних деталях конструкції багатьох тріщин таких розмірів і з такою щільністю розташування, що залишкова міцність конструкції не зберігається далі на допустимому рівні.

**Багатоосередкове пошкодження** – це стан пошкодженої конструкції, що призводить до великого втомного пошкодження, характеризується одночасною наявністю втомних тріщин в одному і тому ж елементі конструкції (тобто втомні тріщини, які у разі об'єднання, за участю (або без нього) іншого пошкодження, призведуть до зниження залишкової міцності нижче за допустимий рівень).

**Багатоелементне пошкодження** – це стан пошкодженої конструкції, що призводить до великого втомного пошкодження, характеризується одночасною наявністю втомних тріщин у суміжних конструктивних елементах.

#### **Загальні вказівки:**

1. Має бути забезпечено і підтверджено, що в межах встановлюваних напрацювань (призначених ресурсів, термінів служби) пошкодження конструкції, які можуть безпосередньо призвести до аварійної або катастрофічної ситуації, практично є неймовірними.

Задоволення цієї вимоги, крім створення відповідної конструкції літака, має забезпечуватися технологічними процесами виготовлення і ремонту, технічним обслуговуванням і дотриманням встановлених правил і умов експлуатації і підтверджуватися:

- результатами відповідних розрахунків;
- дослідженням фактичних умов експлуатації, зокрема навантажень, що діють, і характеристик середовища;
- результатами льотно-міцнісних випробувань;
- результатами лабораторних і стендових випробувань натурних конструкцій, їх частин і конструктивних елементів;
- досвідом експлуатації літаків даного типу і (або) літаків аналогічних типів.

2. Необхідно визначити перелік критичних місць конструкції, розгляд сукупності яких забезпечує повноту аналізу конструкції загалом. Перелік критичних місць розробляють (прогнозують) на етапі проектування

конструкції і уточнюють за наслідками лабораторних випробувань і досвіду експлуатації.

Для уточнення переліку критичних місць аналізують результати детального контролю стану конструкції (зокрема з використанням інструментальних методів) із розбиранням (розклепуванням) нероз'ємних з'єднань. Такому контролю обов'язково піддаються конструкції після закінчення натурних лабораторних випробувань на опір втомі і залишкову міцність, а також при нагоді (і у разі потреби) окремі літаки парку (або їх частини) із великим напрацюванням (терміном служби).

Для всіх критичних місць конструкції, особливо для відповідальних конструктивних елементів, відповідно до подальших вимог і рекомендацій мають встановлюватися умови, що забезпечують безпечне відпрацювання призначених ресурсів (термінів служби).

3. При проектуванні літака має бути забезпечена експлуатаційна живучість конструкції. Виняток можуть становити ті частини (елементи, деталі) конструкції, де вимоги експлуатаційної живучості практично не можуть здійснитися.

Мають бути забезпечені умови огляду і визначені засоби контролю (зокрема інструментального) силових елементів конструкції в процесі експлуатації, особливо в зонах вірогідного виникнення втомних, корозійних і випадкових експлуатаційних пошкоджень.

Сід забезпечити якомога повільніше зростання вірогідних пошкоджень із тим, щоб необхідна періодичність огляду (інструментального контролю), що дозволяє надійно виявити пошкодження до досягнення конструкцією граничного стану, була прийнятною.

При забезпеченні характеристик безпеки руйнування конструкції як граничні стани рекомендується приймати стани, що характеризуються регламентованими пошкодженнями (див. Додаток 1).

4. Для місць конструкції, критичних за умовами втомної міцності, на стадії проектування має передбачатися забезпечення опору втомі з урахуванням проектного ресурсу. Рекомендується забезпечувати інтервал до першого огляду за умовами опору втомі не менше, ніж 50 % проектного ресурсу. При цьому має бути звернена увага на вибір відповідного матеріалу, загальну напруженість конструкції, максимально можливе зниження концентрації напруження, а також на максимальне підвищення опору втомі на основі використання відповідних конструктивно-технологічних заходів. Технологічні процеси виготовлення елементів конструкції літака та їх збирання мають бути такими, щоб забезпечувалася стабільність характеристик, що впливають на працездатність і втомну довговічність у межах установлених ресурсів в очікуваних умовах експлуатації. Рекомендована форма подання результатів аналізу параметрів директивних технологічних процесів наведена в Додатку 2.



Ефективність заходів перевіряється лабораторними випробуваннями окремих конструктивних елементів (вузлів, стиків, панелей, відсіків та ін.).

5. Для критичних за умовами корозійної міцності місць конструкції, що встановлюються на основі наявного досвіду, при проектуванні має бути передбачений ефективний антикорозійний захист. Одночасно має бути звернена увага на вибір відповідного конструкційного матеріалу, враховано його чутливість до корозії під напруженням і до інших видів корозії, а також розглянуто ступінь агресивності навколишнього середовища. Особлива увага має бути звернена на поверхні стикувальних елементів, що допускають взаємне переміщення в процесі вантаження, а також на ті елементи конструкції, в яких можливе виникнення корозії під напруженням, де необхідно передбачити заходи, що забезпечують відсутність значного внутрішнього залишкового напруження (монтажних, зварювальних, технологічних і т. ін.).

6. За результатами робіт за пп. 3, 4 і 5 має бути проведено відповідний аналіз і обґрунтовані спроможність і умови (заходи) відроблення літаком проектного ресурсу. Необхідно розробити і обґрунтувати процедуру (систему) забезпечення і підтримки безпеки конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації на основі урахування і аналізу результатів досліджень, випробувань і накопичуваного досвіду експлуатації літаків даного типу. Як таку процедуру для вітчизняних літаків, що експлуатуються в зарубіжних країнах, рекомендується використовувати вказівки п. 7 МВВ з приводу поетапного встановлення і збільшення призначених ресурсів (термінів служби). В інших випадках, наприклад, при продажу вітчизняних літаків за рубіж або експлуатації зарубіжних літаків, можуть бути розроблені інші процедури, що забезпечують еквівалентну безпеку, у тому числі і з урахуванням досвіду світової авіаційної спільноти.

Незалежно від виду процедури забезпечення безпеки конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації Заявник має продемонструвати наявність у такій процедурі і надійність функціонування:

1) системи періодичного уточнення ЕД з обґрунтуванням вибраних інтервалів між такими уточненнями;

2) систем збирання і аналізу даних про таке:

– характер і умови експлуатації і навантаженості літаків парка (якщо Заявник не покаже, що використовував свідомо консервативний спектр навантажень);

– технічний стан літаків даного типу, що експлуатуються.

Обґрунтування спроможності відпрацювання проектного ресурсу має входити до складу доказової документації при сертифікації літака.

7. Безпека конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації підтверджується на етапах розроблення і уточнення експлуатаційної документації:

а) перед початком регулярної експлуатації при встановленні парку літаків початкового призначеного ресурсу (терміну служби);

б) у процесі експлуатації у міру вироблення парком літаків (або окремими групами або індивідуально окремими екземплярами літаків) раніше встановлених призначених ресурсів (термінів служби), літаків, що послідовно (поетапно) збільшуються аж до списання, на підставі:

– уточнення характеру і умов експлуатації і навантаження парку літаків (окремих груп або індивідуально окремих екземплярів літаків), зокрема накопичення статистики за параметрами польоту і повторюваності перевантажень в центрі тяжиння, а також уточнення, з необхідності, навантаження агрегатів літака за наслідками спеціальних льотних випробувань;

– аналізу результатів додаткових (у разі потреби) лабораторних випробувань, зокрема конструкцій з напрацюванням в експлуатації;

– аналізу всієї наявної інформації про технічний стан літаків даного типу, що експлуатуються, особливо результатів контрольних робіт, проведених безпосередньо перед встановленням чергового призначеного ресурсу. Перед встановленням чергового призначеного ресурсу індивідуально окремим екземплярам літаків виконується контроль стану конкретно цих конструкцій.

Розробник описує в експлуатаційній документації вимоги до Експлуатанту про порядок надання необхідної інформації, що забезпечує повноту аналізу відповідно до вимог пункту.

8. Безпека експлуатації має контролюватися досвідом експлуатації всього парку і, за необхідності, групи головних рейсових літаків.

При узагальненні досвіду експлуатації необхідно враховувати відмови, несправності і дефекти конструкції, виявлені на літаках парку при всіх формах технічного обслуговування і ремонту. Умови експлуатації парку і окремих екземплярів літаків можуть контролюватися на основі оброблення даних бортових штатних засобів об'єктивного контролю.

Літаки головної групи мають призначатися з числа літаків, що випереджають за напрацюванням решту парку або що різко відрізняються за умовами експлуатації і навантаження. Чисельність і склад групи головних літаків встановлюються конкретно для кожного типу літака.

На кожному літаку головної групи в підвищеному обсязі і безперервно (систематично) має проводитися урахування умов його експлуатації, а також мають визначатися умови навантаження на базі штатних і у разі установлення спеціальних засобів.

Контроль за правильністю і повнотою аналізу вказаної вище інформації здійснюється також у процесі сертифікації Експлуатантів при замовленні ними повітряних суден і трас польотів.

9. При встановленні призначених ресурсів (уточненні експлуатаційної документації) мають бути визначені (уточнені) умови забезпечення

безпеки польотів в межах встановлюваного ресурсу, а саме: мають бути перераховані:

- елементи (частини) конструкції з обмеженим ресурсом, що підлягають заміні;
- місця конструкції, що підлягають доопрацюванню;
- місця конструкції, що підлягають контролю;
- вказані терміни (періодичність) виконання цих заходів.

Для доопрацьовуваних місць конструкції, а також для місць конструкції, що піддаються ремонту у зв'язку з виявленим пошкодженням, формується необхідне доповнення до переліку критичних місць (див. п. 2).

У Додатку 3 наводиться рекомендована форма технічного Висновку про встановлення призначеного ресурсу парення літаків певного типу (за умовами втомної міцності конструкції), а в Додатку 3 рекомендована форма технічного Висновку про встановлення призначеного ресурсу окремого екземпляру або групі літаків певного типу (за умовами втомної міцності конструкції).

У Додатку 4 наводиться рекомендована форма подання зведеної інформації про ресурсні характеристики критичного місця конструкції.

10. З метою ефективнішої експлуатації призначені ресурси і інтервали до проведення і між проведенням заміни, доопрацювань і оглядів можуть встановлюватися не тільки в числі польотів, льотних годин, циклів функціонування, але і в інших одиницях, тісніше пов'язаних з фактичним, індивідуальним для кожного екземпляра конструкції (або груп конструкцій) накопиченням пошкоджуваності в процесі експлуатації. Для визначення темпу такого накопичення можуть використовуватися систематично аналізовані дані про фактичні умови експлуатації, а також застосовуватися спеціалізовані бортові пристрої і системи.

11. За наслідками робіт щодо забезпеченню безпеки конструкції при тривалій експлуатації і відповідно до вказівок п. 6 в установленому порядку вносять відповідні уточнення і рекомендації в експлуатаційну документацію.

### **Граничний стан за умовами залишкової міцності**

1. Під граничним станом конструкції за умовами залишкової міцності розуміють якнайгірший стан, коли конструкція продовжує задовольняти відповідним вимогам 25.571 (b). Наявність в експлуатації стану, гіршого, ніж граничне, є неприпустимою і має кваліфікуватися як втрата безпеки. При призначенні моменту першого огляду або при виконанні вимог 25.571(c) в запас надійності як граничний може бути прийнятий будь-який менш пошкоджений (у тому числі і непошкоджений) стан конструкції. Якщо як такий стан приймають стан, що характеризується відсутністю ушкоджень, що виявляються, має бути показано, що максимальний розмір

пошкодження, що не виявляється, не призводить до стану, коли конструкція не задовольнятиме відповідним вимогам 25.571 (b).

**Примітки:**

а) Під конструкцією в даному пункті може розумітися як окремих конструктивний елемент, так і сукупність елементів, що спільно забезпечують необхідну міцність. Для особливо відповідального конструктивного елемента розглядається його пошкодженій граничний стан. Для сукупності резервованих конструктивних елементів, що знаходяться в умовах багатоколіїного вантаження, можуть розглядатися граничні стани, що характеризуються вторинними пошкодженнями після повного руйнування окремих елементів.

б) Особлива увага має бути звернена на випадок можливого багатоосередкового пошкодження. За відсутності прямого кількісного аналізу рекомендується (у запас надійності) при визначенні граничного стану в цьому випадку приймати однаковим розмір пошкодження в кожному з ідентичних осередків.

2. Граничний стан має бути виявлений або візуально, що є найбільш переважним, або за допомогою апробованих методів і засобів інструментального контролю; виняток можуть становити випадки, зумовлені вимогами 25.571(c).

3. Виконання вимог 25.571(b), як правило, підтверджується прямими результатами натурних випробувань на залишкову міцність даної конструкції або перерахунком на інші критичні місця результатів цих випробувань. Перерахунки проводять із застосуванням апробованих розрахункових методів, підкріплених результатами аналогічних випробувань.

Натурними випробуваннями є випробування конструкції в цілому, а також такі лабораторні випробування на залишкову міцність, які за умовами вантаження і закріплення наближаються до умов випробувань конструкції в цілому.

За наявності для оцінки залишкової міцності надійних методик, підтверджених результатами статичних випробувань і випробувань на залишкову міцність подібних конструкцій, можливе використання результатів прямого розрахунку за такими методиками. Розрахунки проводять за середніми значеннями характеристик матеріалу.

4. Як основний об'єкт для випробувань на залишкову міцність рекомендується використовувати екземпляр конструкції, що пройшов випробування на опір втомі. На додаток до пошкоджень, що виникли в процесі цих випробувань, доцільне штучне створення пошкоджень, зокрема часткове або повне руйнування окремих конструктивних елементів. Місця і ступінь пошкоджень, що створюються при випробуваннях, визначають залежно від конкретного типу конструкції з урахуванням її контролепридатності і надійності засобів і методів виявлення пошкодження в експлуатації.

### **Примітки:**

а) При частковому штучному пошкодженні необхідно забезпечити надійну імітацію умов на кінцях тріщин, відповідних їх втомному розвитку в умовах експлуатації. Зокрема, рекомендується проводити підрощування тріщин шляхом додатка змінних навантажень.

б) Для випробувань на залишкову міцність може бути використаний екземпляр конструкції, що пройшов статичні випробування.

5. Корозійні пошкодження елементів конструкції можуть імітуватися механічними пошкодженнями. Рівень еквівалентності або ступінь консервативності такої заміни за величиною залишкової міцності встановлюється на основі інженерного аналізу з використанням, у разі потреби, відповідних розрахунків, а також результатів випробувань.

### **Максимальний розмір пошкодження, що виявляється:**

1. Для кожного критичного місця конструкції з урахуванням використовуваних методів і засобів контролю його полягання в експлуатації і при ремонтах має бути визначений найбільший розмір ушкодження, яке може залишитися невиявленим (із ймовірністю не більше 0,05).

2. Розмір такого пошкодження, що приймається як таке, що максимально не виявляється, уточнюється з урахуванням:

а) результатів застосування різних засобів і методів контролю при натурних лабораторних випробуваннях на опір втомі і залишкову міцність;

б) чинників, що погіршують базові (лабораторні) характеристики контролепридатності в умовах реальної експлуатації, з ухваленням відповідних додаткових запасів на величину максимального пошкодження, що не виявляється.

3. Має бути максимально використаний наявний досвід щодо проведення і результатів контролю аналогічних конструкцій, причому особливу увагу слід приділяти випадкам і причинам невчасного виявлення пошкоджень.

## **Допустиме напрацювання**

### **Допустиме напрацювання критичного місця за умовами опору втоми:**

1. Має бути забезпечено і підтверджено, що виникнення граничного стану критичного місця в процесі експлуатації (в межах безпечного ресурсу, допустимого напрацювання до першого огляду і допустимих напрацювань між оглядами) є практично неймовірним. З метою зниження вірогідності виникнення граничного стану може бути рекомендовано таке:

а) з урахуванням можливості випадкових початкових пошкоджень у процесі виробництва – визначення величини безпечного ресурсу і напрацювання до першого огляду на основі тривалості зростання втомної тріщини від початкового пошкодження до його критичного розміру.

Рекомендовані розміри початкових виробничих дефектів, що приймаються в подібного роду розрахунках, наведені в Додатку 5;

b) з урахуванням можливості випадкових експлуатаційних пошкоджень – прийняття як напрацювання до першого огляду розміру інтервалу між подальшими оглядами.

Для особливо відповідальних конструктивних елементів ці рекомендації виконують обов'язково.

2. Для кожного критичного місця конструкції має бути визначений типовий спектр навантаження в експлуатації, що ґрунтується на такому:

– типовому польоті (або сукупності типових польотів спільно з відносною часткою їх здійснення), що містить режими буксирування, вирулювання на старт, випробування двигунів на землі, розгону, набору висоти, польоту на крейсерському режимі, зниження, заходу на посадку, пробігу і зарулювання на стоянку, з урахуванням їх тривалості (протяжності) і сукупності інших параметрів, що характеризують кожний з вказаних режимів;

– повторюваності навантажень, викликаних дією атмосферної турбулентності, з урахуванням різних висот польоту і різних географічних районів, відповідних трасам експлуатації літака;

– повторюваності маневрених навантажень, пов'язаних з умовами і правилами експлуатації літаків даного типу;

– повторюваності навантажень при посадці, роботі двигунів і русі по землі (буксирування, рулювання, розгін, пробіг);

– повторюваності навантажень при використанні засобів механізації крила і різних способів гальмування літака в повітрі і на землі, а також при використанні у польоті різного роду автоматичних пристроїв;

– повторюваності надлишкового тиску в герметичній кабіні в процесі нормальної експлуатації і при її опресовуваннях після ремонтів.

#### **Примітки:**

a) Типові спектри навантаження мають також враховувати такого роду навантаження, як високочастотні навантаження від струменя гвинта або реактивного двигуна, від пульсації аеродинамічного тиску, навантаження від нерівномірного нагріву конструкції, навантаження від дисбалансу коліс та інші, якщо на основі проведеного аналізу або наявного досвіду встановлено, що ці навантаження можуть вплинути на ресурс даної конструкції.

b) Типові спектри навантаження рухомих елементів силової конструкції (система випуску і прибирання шасі, закрилків і т. ін.) мають відображати необхідне поєднання змінних навантажень і руху з метою урахування впливу зносу і корозії в зчленуваннях, а також змін напруженості, пов'язаних з кінематикою руху, якщо на основі проведеного аналізу або наявного досвіду встановлено, що цей вплив може виявитися істотним.

3. Характеристики опору втомі критичних місць конструкції визначаються в основному за результатами лабораторних випробувань

даної конструкції загалом і (або) таких випробувань на опір втомі, які за умовами навантаження і охоплення можливих критичних місць наближаються до умов випробувань конструкції в цілому.

Має бути звернена увага на показники випробовуваної конструкції за умовами стабільності характеристик технологічних процесів, що впливають на довговічність.

Випробуванням, як правило, піддається початкова (непошкоджена і така, що не була в експлуатації) конструкція. Рекомендується, щоб обсяг її лабораторних випробувань, проведених із задовільними результатами, до моменту видачі сертифіката типу відповідав не менше, чим одноразовому (без коефіцієнтів надійності, обумовлених в п. 8) проектному ресурсу.

Для прискорення отримання необхідних даних про опір втомі на стадії зростання тріщини можуть проводитися випробування конструкції із штучно завданими пошкодженнями (ініціаторами зростання втомних тріщин) критичних місць. При цьому слід урахувати міркування, аналогічні викладеним в Примітці 1 до п. 4.

Загальний обсяг натурних випробувань на опір втомі має бути не менше трьох проектних ресурсів.

З метою максимального використання можливостей, закладених в конструкцію, і урахування впливу на залишкову довговічність і експлуатаційну живучість основних силових елементів конструкції реальних умов експлуатації, зокрема навколишнього середовища, температурних дій, потоків незначних типових втручань у конструкцію в процесі експлуатації, а також інших чинників, що можуть призвести до зниження прогнозованих характеристик міцності, рекомендується проводити випробування конструкцій, що відпрацювали значну частину проектного ресурсу або (за їх наявності) які мають напрацювання, що перевищує величину проектного ресурсу. Об'єкти, порядок і обсяг таких випробувань визначають у кожному конкретному випадку окремо.

4. Випробування на опір втомі проводяться на сукупність зовнішніх дій і змінних навантажень, відповідних діям і навантаженням на дану конструкцію в експлуатації. При неможливості проведення таких комплексних випробувань вплив навантажень і (або) зовнішніх дій, що не прикладаються до конструкції, повинен бути надійним чином оцінено.

5. Випробуванням на опір втомі, як правило, піддаються:

– крило, зокрема елерони, закрилки, передкрилки та інші елементи механізації крила;

– оперення (стабілізатор, кіль, руль висоти і напряду);

– фюзеляж із герметичною кабіною і елементами їх скління;

– шасі, зокрема колеса і гальма;

– механічні елементи проводки керування літаком;

– установки під двигуни,

а також вузли і елементи конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування вказаних частин і агрегатів.

**Примітки:**

а) Випробуванням на опір втомі мають піддаватися також і інші частини конструкції, агрегати і установки, що входять в основну силову схему конструкції, якщо їх руйнування у польоті або при русі по землі безпосередньо загрожує безпеці польоту.

б) Конструкція, що піддавалася статичним випробуванням, як правило, до випробувань на опір втомі не допускається, якщо тільки спеціальним аналізом не буде показана можливість і способи використання результатів таких випробувань.

с) Випробування і встановлення призначених ресурсів коліс і гальм проводять за спеціальними методиками.

6. Програма випробувань на опір втомі має якомога повніше відтворювати типові спектри навантаження в експлуатації у всіх критичних місцях з урахуванням впливу різних режимів і компонентів навантаження, а також з урахуванням поєднання величин змінних навантажень і руху рухомих елементів силової конструкції. Для кожного критичного місця конструкції відповідним розрахунком і/або за результатами випробувань конструктивних зразків мають бути визначені еквіваленти за пошкоджуваністю при випробуваннях і в експлуатації з урахуванням можливої відмінності величини еквівалента на стадії до виникнення втомного пошкодження від значення на стадії розвитку пошкодження.

**Примітки:**

а) У програму випробувань рекомендується вміщати блоки «маркерних навантажень» для підвищення надійності результатів подальшого фрактографічного аналізу поверхонь зламів (втомних тріщин). Розроблення блоків «маркерних навантажень» проводять за спеціальною методикою.

б) У процесі поетапного встановлення збільшених значень призначеного ресурсу величини еквівалентів мають за спеціальною методикою уточнюватися на основі урахування досвіду експлуатації і даних порівняльного аналізу результатів лабораторних випробувань на опір втомі і матеріалів про технічний стан парку літаків.

7. Допустиме напрацювання в експлуатації, відповідне характеристикам опору втомі, отриманим за п. 3, визначається діленням на сумарний коефіцієнт надійності і середнього (за результатами випробувань ідентичних конструкцій, зокрема, можливо, за різними програмами) напрацювання даного критичного місця з урахуванням обумовлених у п. 6 величин еквівалентів. При цьому величину безпечного ресурсу і допустиме напрацювання до першого огляду визначають за середньою кількістю циклів (блоків), яке конструкція витримала до досягнення граничного стану, а допустиме напрацювання (інтервал) між оглядами за середньою кількістю циклів (блоків) на стадії розвитку втомного пошкодження від максимального розміру, що не виявляється, до відповідного граничного стану.



Якщо виникають стани ідентичних критичних місць різних екземплярів конструкції, що фіксуються при випробуваннях, не дозволяють проводити їх пряме зіставлення і усереднювання необхідних характеристик довговічності, середнє напрацювання визначають за результатами спеціального аналізу, що використовує методи розрахункової, статистичної і інженерної екстраполяції.

8. Величину сумарного коефіцієнта надійності  $\eta$  визначають як  $\eta = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \eta_5$ . Числові значення коефіцієнтів, що входять у цей добуток, приймають відповідно до наведених нижче вказівок.

8.1. Величину коефіцієнта  $\eta_1$  відповідності структури програми випробувань, що враховує рівень, на опір втомі характеру реальних навантажень в експлуатації залежно від ступеня їх близькості при відповідному обґрунтуванні, приймають у діапазоні  $1 < \eta_1 < 1,5$ .

Коефіцієнт  $\eta_1 = 1,0$  при програмі випробувань, яке достатньо повно відображає сукупність навантажень, що повторюються в експлуатації, як за величинами, так і за послідовністю їх дії.

При використанні для визначення еквівалентів випробуваних і підтверджених експериментальними даними розрахункових методів, що забезпечують достатньо високий ступінь точності розрахунку або отримання свідомо консервативних оцінок, величина коефіцієнта надійності  $\eta_1$  може бути знижена аж до значення  $\eta_1 = 1,0$ .

#### **Примітка**

За наявності результатів випробувань за різними програмами, що потребують використання різних значень коефіцієнта  $\eta_1$ , ділення на відповідний коефіцієнт  $\eta_1$  проводять до усереднювання результатів випробувань.

8.2. Величина коефіцієнта  $\eta_2$ , що враховує ступінь небезпеки і контрольованості руйнування, приймається такою, що дорівнює:

$\eta_2 = 1,0$ ; якщо випробуваннями і/або розрахунком показано, що втомне пошкодження, яке не перевищує відповідно граничного стану пошкодження (часткове руйнування) резервованих конструктивних елементів, що знаходяться в умовах багатокільового навантаження, буде свідомо виявлено при післяполітних оглядах і/або при проведенні регламентів технічного обслуговування найменшої періодичності;

$\eta_2 = 1,2$ ; якщо таке пошкодження не може бути свідомо виявлено при післяполітних оглядах і/або при проведенні регламентів технічного обслуговування найменшої періодичності;

$\eta_2 = 1,5$ ; якщо втомне пошкодження виникає в особливо відповідальному елементі, що знаходиться в умовах однокільового навантаження.

8.3. Коефіцієнт  $\eta_3$  враховує відмінності від типових (середніх) умов навантаженості окремих груп і/або екземплярів літаків у зв'язку з особливостями їх експлуатації, географічними умовами, протяжністю трас і т.п. Величину коефіцієнта  $\eta_3$  слід визначати за результатами

спеціального аналізу впливу можливих варіацій умов експлуатації на навантаженість конкретних критичних місць конструкції. Якщо такий аналіз не проведений, величина коефіцієнта  $\eta_3$  дорівнює:

$\eta_3 = 1.5$  при використанні надійних експериментальних даних для визначення навантаження, відповідного типовим (середнім) умовам експлуатації;

$\eta_3 = 2.0$ , якщо надійність експериментального визначення навантаження обґрунтована недостатньо або якщо використовуються матеріали, отримані на основі прийнятного розрахункового методу.

**Примітка**

Якщо як типові прийняті свідомо найбільш важкі умови експлуатації або в експлуатації здійснюється надійне індивідуальне (поекземплярне) урахування навантаженості методами і засобами, що об'єктивно враховують всі значущі особливості експлуатації літака даного типу, величина коефіцієнта надійності  $\eta_3$  може бути прийнята такою, що дорівнює 1,0.

8.4. Величину коефіцієнта  $\eta_3$ , що враховує розкид характеристик опору втомі, приймають залежно від визначуваних ресурсних характеристик (безпечний ресурс, момент першого огляду, інтервал між оглядами) і від числа випробуваних ідентичних конструкцій.

При визначенні безпечного ресурсу і моменту першого огляду для конструкцій із алюмінієвих сплавів використовують типові характеристики розсіювання (середньоквадратичне відхилення логарифма довговічності 0,15). Відповідно до цього величину коефіцієнта  $\eta_4$  приймають за таблицею 1.1 з урахуванням приміток до цього пункту.

Таблиця 1.1 – Вилічини коефіцієнта  $\eta_4$

Кількість екземплярів	1	2	3	4	5	6
$\eta_4$	5,0	4,0	3,5	3,2	3,1	3,0

При визначенні інтервалу між оглядами для конструкцій із алюмінієвих сплавів використовують типові характеристики розсіювання (середнє квадратичне відхилення логарифма тривалості зростання тріщини від того, що не максимально виявляється до критичного розміру 0,10). Відповідно до цього величину коефіцієнта  $\eta_4$  приймають за таблицею 1.2 з урахуванням приміток до цього пункту.

Таблиця 1.2 – Вилічини коефіцієнта  $\eta_4$

Кількість екземплярів	1	2	3	4	5	6
$\eta_4$	3,0	2,5	2,3	2,2	2,1	2,0

### Примітки:

1. Для силових конструкцій із високоміцних сталей (особливо для зварних з'єднань) і титанових сплавів коефіцієнт надійності  $\eta_4$  збільшується в  $\eta_m$  разів. Величину  $\eta_m$  приймають такою, що дорівнює 1,5, можна було уточнювати за наявності експериментальних матеріалів.

2. Правий і лівий конструктивні елементи вважаються ідентичними.

3. Якщо характеристики зафіксованих при випробуваннях станів ідентичних критичних місць різних екземплярів конструкції такі, що пряме спільне використання набутих значень довговічності не є можливим, їх приведення до порівняльних величин і вибір коефіцієнта  $\eta_4$  відповідно до таблиць 1.1 і 1.2 здійснюють за результатами спеціального аналізу. Зокрема, якщо ні при одному з випробувань в даному критичному місці пошкодження не виникло, при визначенні допустимого напруження для встановлення безпечного ресурсу або моменту першого огляду може бути використаний будь-який одиничний результат або будь-яка група результатів за умови застосування коефіцієнта надійності відповідно до таблиці 1.1 і виконання примітки 4 до цього пункту.

4. Якщо при випробуваннях ідентичних конструкцій відношення відповідних максимального ( $N_{max}$ ) і мінімального ( $N_{min}$ ) напружень (за сукупністю випробуваних екземплярів) перевищує значення, наведені у відповідних рядках таблиці 1.3, необхідну величину коефіцієнта надійності  $\eta_4$  визначають за формулою

$$\eta_4 = \eta_{4таб}^{\frac{N_{max}/N_{min}}{(N_{max}/N_{min})_{таб}}},$$

де  $\eta_{4таб}$  приймають за таблицями 1.1 і 1.2, а відповідні значення  $(N_{max}/N_{min})_{таб}$  беруть з таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 – Значення відношення максимального і мінімального напружень

Кількість екземплярів	2	3	4	5	6	Використання
$(N_{max}/N_{min})_{таб}$	1,4	1,7	1,9	2,1	2,3	При визначенні безпечного ресурсу та моменту першого огляду
$(N_{max}/N_{min})_{таб}$	1,25	1,40	1,55	1,65	1,75	При визначенні інтервалу між оглядами

При кількості випробуваних конструкцій більше шести величина коефіцієнта  $\eta_4$  і значення  $(N_{max}/N_{min})$ , що регламентується, встановлюють на підставі спеціального аналізу.

8.5. Величину коефіцієнта  $\eta_5$ , що характеризує ступінь урахування впливу реальних умов експлуатації, зокрема навколишнього середовища,

температурних дій і т.п. на тривалість зростання втомних тріщин, приймають такою, що дорівнює:

$\eta_5 = 1,0$ ; якщо показано, що реальні умови експлуатації достатньою мірою відтворюються при випробуваннях або прийнятним методом враховуються при розрахунку;

$\eta_5 = 1,5$  – у решті випадків.

9. Якщо під час випробувань на опір втомі руйнується або ушкоджується який-небудь конструктивний елемент, проводять його заміну або ремонт пошкодженого місця; до заміни (ремонт) після виявлення пошкодження слід провести вантаження до певного прийнятної кількості циклів з метою вивчення тривалості розвитку ушкодження. Випробування мають продовжуватися для визначення ресурсних характеристик інших критичних місць конструкції, зокрема що утворилися у зв'язку з проведенням ремонту, і для перевірки ефективності цього ремонту. При цьому напруження конструктивного елемента, що було замінено або відремонтовано, відлічується з початку його випробувань, а решті всієї конструкції – за сумарним обсягом випробувань.

#### **Примітка**

Якщо заміна або ремонт викликають істотну зміну напруженого стану в елементах решти конструкції, ці зміни мають бути враховані відповідним уточненням величин еквівалентів. При неможливості або ненадійності такого урахування подальші випробування таких елементів вважають недійсними.

10. За відсутності прямих результатів випробувань даної конструкції в необхідному обсязі характеристики опору втомі можуть бути визначені допустимими розрахунково-експериментальними методами, основаними на сучасних уявленнях про втому і механіку руйнування і такими, що використовують, в першу чергу, можливі способи перерахунку результатів випробувань одних критичних місць даної конструкції на інші критичні місця. Ці методи мають підкріплюватися наявними експериментальними матеріалами, зокрема результатами випробувань конструктивних елементів (панелей, вузлів і т.д.).

11. Результати перерахунку розглядають як результати прямих натурних випробувань, у зв'язку з чим величини коефіцієнтів надійності, що приймають при використанні результатів випробувань, у разі проведення перерахунку повністю зберігаються.

12. При використанні для критичних місць, для яких перерахунок виявляється неможливим, прямих розрахункових методів мають визначатися середні характеристики опору втомі (зокрема тривалість зростання тріщин) із застосуванням середніх значень характеристик матеріалів і в подальшому коефіцієнтів надійності за п. 8, аналогічно тому, як це здійснюють за наявності прямих результатів лабораторних випробувань або результатів їх перерахунку. Для полегшення порівняння з результатами випробувань розрахункове визначення характеристик опору

втомі рекомендується проводити для навантажень програми натурних випробувань (отримувати розрахунковий аналог результатів випробувань) з подальшим використанням еквівалентів.

Необхідно, щоб вживані розрахункові методи мали обгрунтовану величину додаткового запасу за довговічністю, що враховує можливі похибки розрахунку (неповна відповідність напружено-деформованого стану критичного місця натурної конструкції і випробуваних зразків, наближене урахування масштабного чинника, відмінностей в структурі навантаження і т.п.). Величину цього запасу можна було прийняти зниженою аж до одиниці, якщо досвідом проведення аналогічних розрахунків показано, що використовуваний розрахунковий метод дає свідомо консервативні оцінки. За відсутності такого досвіду або обгрунтування величини прийнятого додаткового запасу його значення приймають таким, що дорівнює двом.

#### **Примітка**

Якщо як початкові дані для застосування прямих розрахункових методів використовують узагальнені матеріали за великим обсягом експериментальних матеріалів, величини коефіцієнтів надійності  $\eta_4$  за таблицями 1.1 або 1.2 приймають такими, що дорівнюють їх мінімальним значенням.

13. Експлуатація контрольованого критичного місця, для якого виконані і практично реалізуються (у частині, пов'язаній з методами і періодичністю контролю) вимоги 25.571(b), може проводитися індивідуально аж до моменту виявлення при черговому огляді в даному критичному місці втомної тріщини на кожному конкретному екземплярі конструкції. Рішення про можливість і способи подальшої експлуатації даного критичного місця конструкції ухвалюють на основі результатів спеціального аналізу.

Проте слід враховувати, що у міру збільшення напрацювання всієї конструкції в цілому зростає ймовірність одночасної наявності втомних тріщин у ряді критичних місць конструкції, зокрема, ймовірність багатоосередкового пошкодження. У зв'язку з цим для обгрунтування можливості експлуатації має бути здійснений аналіз швидкості розвитку втомних пошкоджень і надійності їх виявлення в експлуатації з урахуванням очікуваного взаємного розташування місць їх виникнення. Якщо такий аналіз не проведений або його результати є ненадійними, сумарне допустиме напрацювання контрольованого критичного місця (за умови виконання в її межах необхідних оглядів) не повинне перевищувати (з урахуванням величин еквівалентів) половини досягнутого повного обсягу його напрацювання при лабораторних випробуваннях на опір втомі.

Аналогічний підхід має бути застосований і при використанні розрахункових методів оцінки опору втомі.

### **Примітка**

Як міра додаткового забезпечення безпеки з позицій можливого виникнення корозійних і/або випадкових пошкоджень рекомендується піддавати контролю і критичні місця, безпека експлуатації яких забезпечується виконанням вимог 25.571 (с), наприклад, критичні місця в конструкції шасі.

14. Якщо критичне місце є неконтрольованим (зокрема, якщо максимальний розмір, що не виявляється, перевищує розмір пошкодження, відповідний граничному стану) або погано контрольованим, огляд через його ненадійність, як правило, виявляється неефективним; у цьому випадку допустиме напрацювання до першого огляду для цього критичного місця приймають як безпечний ресурс, що визначає момент проведення заміни конструктивного елемента або доопрацювання (ремонт) критичного місця.

### **Допустиме напрацювання критичного місця за умовами корозійної міцності**

1. Має бути забезпечено і підтверджено, що виникнення граничного стану критичного місця за умовами корозійної міцності в процесі експлуатації (в межах допустимого напрацювання до першого огляду і допустимого напрацювання між оглядами) практично наймовірніше.

2. Допустиме напрацювання за умовами корозійної міцності до першого огляду і допустиме напрацювання між оглядами встановлюють в одиницях календарної тривалості експлуатації (в роках). Відповідно до цього встановлюють терміни проведення необхідних замін, доопрацювань і оглядів у межах призначеного ресурсу.

3. Середні значення часу до виникнення і тривалості зростання можливих корозійних пошкоджень мають визначатися на основі аналізу і узагальнення даних за досвідом експлуатації аналогічних конструкцій в умовах, близьких до тих, що розглядаються, з урахуванням наявних експериментальних матеріалів по випробуваннях у корозійному середовищі зразків і елементів конструкцій і залежно від таких чинників:

- очікуваної ефективності спеціального захисту і покриттів матеріалу;
- чутливості матеріалу до корозії під напруженням;
- чутливості матеріалу до інших видів корозії;
- ступеня агресивності навколишнього середовища;
- характеристик навантаження.

4. Допустиме напрацювання до першого огляду і величини інтервалів між оглядами в експлуатації визначають за оцінками середньої тривалості, проведеними відповідно до п. 3, з урахуванням надійності використовуваних даних. Мають бути прийняті необхідні запаси для урахування можливих відхилень від середніх значень. При встановленні

допустимих напрацювань ретельні огляди рекомендується проводити не рідше, ніж із такою періодичністю:

- зовнішніх поверхонь конструкції – щорічно;
- внутрішніх елементів конструкції в місцях можливого накопичення вологи – один раз у 2 – 4 роки.

Обов'язкові огляди внутрішніх елементів конструкції здійснюють не рідше ніж один раз в 8 – 10 років.

### **Оцінювання допустимості пошкодження (дискретне джерело)**

1. Передбачається, що факт пошкодження конструкції дискретними джерелами, перерахованими в АП 25.571(е), негайно стає відомим екіпажу. Мають бути розглянуті всі можливі варіанти пошкодження конструкції літака і його систем, найбільш несприятливі як з погляду збереження міцності непошкодженої частини конструкції, що залишилася, так і можливості безпечного завершення польоту. Для встановлення відповідності вимогам АП 25.571 (е) слід з допустимим рівнем довіри показати таке:

- конструкція, що залишилася, зберігає статичну міцність, відповідну максимальним навантаженням (що розглядається як розрахункові), очікуваним як у момент події, так і в процесі завершення польоту; або
- літак здатний безпечно завершити політ навіть у разі недостатньої міцності конструкції, що залишилася (у випадках нелокалізованого розльоту уламків двигуна або інших агрегатів із роторами, що мають велику кінетичну енергію). При цьому рекомендується використовувати ймовірнісні підходи, описані в додатку П25А-0 в АП 25.

2. Максимальні навантаження, що приймають, мають визначатися з урахуванням реакції екіпажу у момент даної події. Слід також враховувати дії екіпажу, спрямовані на те, щоб уникнути великих навантажень за ситуації, коли відомо, що літак, можливо, знаходиться в пошкодженому стані. За відсутності раціональнішого аналізу пропонується розглянути такі умови розрахункового навантаження:

2.1. У момент події:

а) Максимальний нормальний робочий надмірний тиск (включаючи очікуваний зовнішній аеродинамічний тиск при горизонтальному польоті), збільшений в 1,1 раза в комбінації з навантаженнями горизонтального польоту;

б) Літак, що знаходиться в режимі горизонтального польоту, має залишитися здатним витримати навантаження, що виникають при зміні траєкторії польоту від маневру або інших причин, пов'язаних з подією, що відбулася. При цьому слід враховувати можливі пошкодження органів керування і відповідні дії льотчика, що коректують.

2. Після того, як подія відбулася:

а) Літак має бути здатний витримати:

- 70 % величини максимальних експлуатаційних маневрених навантажень у комбінації з відповідним надмірним тиском (що має також очікуваний зовнішній аеродинамічний тиск);

- 40 % величини максимальної експлуатаційної швидкості пориву на швидкості  $V_c$  (вертикальний або боковий пориви) також у комбінації з відповідним надлишковим тиском (що має також очікуваний зовнішній аеродинамічний тиск). При цьому слід розглянути навантаження літака на всіх швидкостях польоту аж до максимально можливого після події, що відбулася;

б) Слід також показати, що на літаку не виникне флатер аж до швидкості  $V/M_c$  при всіх змінах жорсткості конструкції, викликаних подією, що відбулася.

## Додатки

### Додаток 1

Таблиця 1.4 – Регламентовані пошкодження

Агрегат	Вид пошкодження
Вся конструкція	Руйнування одного з елементів при багатоколіній передачі навантаження
Кесонні конструкції крила і оперення	<p>Двопролітна (завдовжки в дві міжстрингерні відстані) тріщина обшивки в будь-якому місці за розмахом зі зруйнованим підкріплюючим елементом (стрингером), зокрема, в зоні подовжнього стику панелей (обшивки), зі зруйнованим перестикувальним стрингером і тріщиною в обох панелях.</p> <p>Одночасне повне руйнування поясу крайнього (переднього або заднього) лонжерона, тріщина в стінці лонжерона до 1/3 її висоти і тріщина в обшивці під зруйнованим поясом завдовжки в одну міжстрингерну відстань.</p> <p>Повне руйнування однієї з панелей.</p> <p>Повне руйнування стінки лонжерона.</p> <p>Повне руйнування однієї секції профілів поперечного стику крила.</p> <p>Повне руйнування одного з елементів вузлів навішування клерувальних поверхонь</p>
Фюзеляж	<p>Двопролітна (завдовжки в дві міжстрингерні відстані) тріщина обшивки в поперечному напрямі фюзеляжу зі зруйнованим стрингером.</p> <p>Двопролітна (завдовжки в дві міжстрингерні відстані) тріщина обшивки в подовжньому напрямі фюзеляжу зі зруйнованим шпангоутом.</p> <p>Тріщина (одночасно в обшивці і окантовці) у вирізів під прибирання стояків шасі, біля дверей, багажних люків і т. ін. (150 мм).</p> <p>Тріщина в герметичних стінках і днищах (до 800 ... 1000 мм)</p>
Стик фюзеляжу з крилом або оперенням	Повне руйнування одного з елементів стику



## Додаток 2

Таблиця 1.5 – Перелік параметрів директивних технологічних процесів виготовлення основних силових елементів конструкції літака, що забезпечують стабільність їх втомних характеристик

Найменування директивного процесу	Нормативно-технологічна документація	Основні параметри процесу, що визначають довговічність	Засоби контролю основних параметрів у виробництві	Підтвердження встановлених основних параметрів
Виконання болтових з'єднань із натягом пружно-пластичності	РТМ 1.4.112182 Виконання болтових з'єднань із натягом пружно-пластичності в пакетах з алюмінієвих сплавів	Натяг 0.8...1.2%. Точність і шорсткість отвору. Простягання, механізоване розгортання	Перевірка утворення отворів Н7.100%-ний вхідний контроль болтів. Геометрія західної і гладкої частин болта. Тип мастила ПП95/3	Технічний звіт НІАТ і ЦАГІ. інв. № 1407 1982 р.

**Примітка.** До даної таблиці вносять технологічні процеси, використовувані спеціально для підвищення характеристик втоми і тріщиностійкості.

## Додаток 3

### ВИСНОВОК №

про встановлення (початкового) призначеного ресурсу ... льотних годин ... польотів планера, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних елементів керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування частин планера і агрегатів, літака ... за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.

1. Технічним завданням № ... (договором № ... постановою №...) літака ... встановлений ресурс до списання...льотних годин ...польотів, який підтверджений "Обгрунтуванням" № ... від...

Висновком № ... від ... планера, шасі і механічних елементів системи керування і зміни конфігурації літака ... в межах (понад) встановленого

ресурсу до списання був встановлений призначений ресурс ... льотних годин ... польотів за умовами втомної міцності конструкції.

2. За станом на ... парк літаків ... включаючи групу головних літаків, має таке напрацювання:

Таблиця 1.6 – Стан напрацювання

Інтервали напрацювання	% парку	Інтервали напрацювання	% парку
у льотних годинах		у числі польотів	

3. Головна група складається з літаків, а саме:

– літак(и) № ..., що експлуатується в ... керівництві (компанії ...) з напрацюваннями відповідно ... льотних годин ... польотів ... льотних годин ... польотів і т.п.;

– літак(и) № ..., що експлуатується в ... керівництві (компанії ...) з напрацюваннями ... і т.п.

4. Загальний технічний стан літаків ... з урахуванням очікуваного рівня матеріально-технічного і організаційного забезпечення експлуатації не перешкоджає встановленню призначеного ресурсу ... льотних годин ... польотів (див. звіт № ... від ...) за умов, зумовлених цим Висновком.

**ЗАУВАЖЕННЯ ДО ТЕКСТУ.** При встановленні початкового призначеного ресурсу другий абзац розділу 1 і розділи 2–4, як правило, опускаються. Разом із тим може виявитися доцільною коротке формулювання корисної інформації про дослідну експлуатацію або експлуатацію близьких конструктивних модифікацій.

5. При встановленні (початкового) призначеного ресурсу парку літаків... в цілому (групі літаків ... літака ... № ...) як розрахункові умови експлуатації за результатами наявних статистичних даних прийняті (див. матеріали № ...) такі основні параметри, що характеризують середній (типовою) політ по парку (по групі літаків, для літака № ...) і визначають навантаженість критичних місць конструкції:

- Злітна маса літака.
- Маса палива на зльоті.
- Комерційне навантаження.
- Тривалість польоту.
- Висота крейсерського польоту.
- Довжина рулювання перед зльотом.
- Довжина рулювання після посадки.
- Швидкість крейсерського польоту.
- Швидкість при прибиранні (шасі, передкрилків, закрилків).
- Швидкість при випуску (шасі, передкрилків, закрилків) і т.ін.

Деякі менш загальні параметри польоту, що визначають навантаженість лише окремих критичних місць конструкції, а також використані характеристики повторюваності перевантажень наведені в Обґрунтуванні Висновку. Для решти параметрів прийнято, що експлуатація проводиться по межі допустимого РЛЕ діапазону їх значень, що приводять до найбільшого навантаження відповідних агрегатів.

6. При аналізі довговічності і живучості конструкції планера, шасі і механічних елементів системи керування і зміни конфігурації літака було розглянуто ... критичних місць, із них додатково до Висновку № ... від ... – ... місць, зокрема в конструкції:

- крила ... місць;
- фюзеляжу ... місць;
- стику крила з фюзеляжем ... місць;
- оперення ... місць;
- стику оперення з фюзеляжем ... місць;
- стику вертикального і горизонтального оперень ... місць;
- шасі ... місць;
- вузлів кріплення шасі на крилі і фюзеляжі ... місць;
- проводки керування шасі ... місць;
- органів керування літаком ... місць;
- проводки керування літаком ... місць;
- стикових елементів органів і проводки керування з основною конструкцією ... місць;
- закрилків і системи їх керування ... місць;
- предкрилків і системи їх керування ... місць.
- установки двигунів і стикових елементів з основною конструкцією...місць і т.ін.

Із сумарної кількості ... критичних місць, зокрема «вторинних» критичних місць, що виникли в конструкції в результаті профілактичних (при встановленому напрацюванні) доопрацювань, а також доопрацювань за наслідками оглядів в експлуатації і при ремонтах ... місць визначені на основі інженерного аналізу з урахуванням досвіду щодо конструкцій-аналогів і розрахункових оцінок напружено-деформованого стану; ... місць додатково за результатами лабораторних випробувань на витривалість (звіти № ...). зокрема ... місць за результатами розбирання (розклепування) після завершення випробувань на витривалість і залишкову міцність (звіти № ...); ... місць додатково на основі досвіду фактичної експлуатації і ремонтів парку літаків і їх головної групи (звіти № ...), зокрема ... місць за наслідками (звіти № ...) розбирання (розклепування) конструкції літака (літаків) №... з напрацюванням в експлуатації ... льотних годин ... польотів.

7. Для встановлення призначеного ресурсу проведений цільовий огляд конструкції літака № ... в узгодженому обсязі з метою залікового

(сертифікаційного) обґрунтування достатності прийнятого переліку критичних місць (звіт № ...).

**ЗАУВАЖЕННЯ ДО ТЕКСТУ.** При встановленні початкового призначеного ресурсу цей пункт опускається.

8. Для всіх критичних місць проведено визначення (або оцінка в запас надійності) їх фактичного навантаження в розрахункових умовах експлуатації з використанням таких (додаткових до Висновку №... від ...) матеріалів:

- статистики середньої повторюваності перевантажень у центрі тяжіння в повітряних режимах експлуатації літаків-аналогів ... в обсязі ... льотних годин (звіт № ...);

- статистики повторюваності перевантажень у центрі тяжіння в повітряних режимах експлуатації парка і головних груп літаків ... в обсязі ... льотних годин, зокрема з диференціацією по окремих групах і екземплярах літаків в обсязі ... льотних годин (звіти № ...);

- переліку аеродромів експлуатації парку літаків ... і статистики (прогнозу) відносних часток різних аеродромів у процесі типової експлуатації (звіти № ...);

- матеріалів про характеристики нерівностей основних аеродромів експлуатації парку літаків ... (звіти № ...);

- статистики повторюваності перевантажень у центрі тяжіння головної групи і парку літаків ... у наземних режимах експлуатації в обсязі... злітних розгонів ... післяпосадочних пробігів і ... км рулювання (звіти № ...);

- результатів льотно-міцнісних випробувань за визначенням навантаження конструкції в повітряних (загальний обсяг вимірювань ... польотів, зокрема ... льотних годин при польоті в турбулентній атмосфері) і наземних (загальний обсяг ... зльотів і посадок на ... аеродромах із сумарним обсягом рулювання...км) режимах експлуатації (звіти № ...);

- результатів розрахунків за апробованими методиками повторюваності навантажень в повітряних і наземних режимах експлуатації (звіти № ...);

- результатів розрахунків за апробованими методиками навантажень функціонування в наземних і повітряних режимах експлуатації (звіти № ...).

9. Для обґрунтування встановлюваного призначеного ресурсу і умов його відпрацювання в експлуатації проведені:

- лабораторні випробування на витривалість (додаткові до матеріалів Висновки № ... від ...) з визначенням довговічності до виявлення втомних пошкоджень і характеристик тривалості їх розвитку (звіти № ...), зокрема з використанням матеріалів розбирання (розклепування) випробуваної конструкції (звіти № ...) і фрактографічного аналізу зламів (звіти № ...). Для кожного з критичних місць за відповідними розрахунковими методиками визначені еквіваленти між навантаженням при лабораторних випробуваннях і фактичній навантаженості в розрахункових умовах експлуатації (звіти № ...).

Загальний стан випробувань наведений в таблиці 1.7.

Таблиця 1.7 – Стан випробувань на витривалість

№ п/п	Найменування частини конструкції	Максимальне число ідентичних випробуваних екземплярів одного і того ж критичного місця	Максимальне число типів програм випробувань	Напрацювання в числі типових польотів (з урахуванням потрібних відповідно до програми випробувань коефіцієнтів надійності $\eta_1$ )		Примітка
				досягнута максимальна за всією сукупністю розглянутих критичних місць	мінімальна за всією сукупністю критичних місць	
1	Крило	4	8	103856	18500	Використані результати допустимих поелементних випробувань
18	Стикові елементи органів і проводки керування з основною конструкцією	6	5	53411(42800)	–	Використані результати розрахунків

**ЗАУВАЖЕННЯ.** Якщо хоч би для одного з критичних місць якої-небудь частини конструкції випробування відсутні, в стовпці 6 ставлять прочерк, що вказує на обов'язковість використання для цієї частини конструкції прийнятних розрахункових методів визначення середньої довговічності невипробуваних критичних місць;

– лабораторні випробування (додаткові до матеріалів Висновки № ... від ...) на залишкову міцність за наявності в ... критичних місцях втомних пошкоджень, отриманих в результаті лабораторних випробувань на витривалість. Для критичних місць пошкодження створювалися штучно (звіти №...). Загальний стан випробувань наведений в таблиці 1.8.

Таблиця 1.8 – Стан випробувань на залишкову міцність

№ п/п	Найменування частини конструкції	Число розглянутих критичних місць *	Максимальне число ідентично випробуваних екземлярів критичних місцях	Максимальне число розрахункових випадків навантаження	Значення залишкової міцності від розрахункового навантаження, %		Примітки
					Досягнуте максимальне за всією сукупністю критичних місць	мінімальне для розглянутих критичних місць	
1	Крило	27	3	2	73%	67%	Використані результати допустимих за елементами випробуваннями
13	Установка двигунів	9	1	1	67%	–	Використані результати розрахунків

\*Для решти критичних місць при встановленні ресурсу за принципом «безпечного ресурсу» передбачається явне збереження необхідної залишкової міцності (наприклад, відсутність втомних тріщин при випробуваннях на витривалість).

**ЗАУВАЖЕННЯ.** Якщо хоч би для одного з розглянутих критичних місць будь-якої частини конструкції випробування відсутні, в стовпці 7 ставлять прочерк, що вказує на обов'язковість використання для цієї частини конструкції прийнятних розрахункових методів визначення залишкової міцності невипробуваних критичних місць;

– спеціальні дослідження, зокрема аналіз досвіду контролю стану конструкції в процесі лабораторних випробувань з урахуванням матеріалів розклепування, щодо вибирання засобів і методів контролю технічного

стану конструкції в експлуатації і при ремонтах, що забезпечують необхідну роздільну здатність і надійність оглядів (звіти №...).

10. Для контролю еквівалентів між навантаженням при лабораторних випробуваннях на витривалість і навантаженість у реальній експлуатації використано порівняння характеристик технічного стану критичних місць конструкції і їх напрацювання в експлуатації, вираженій в експлуатаційних одиницях (польоти, льотні години і т.д.; звіти № ...) з відповідними характеристиками і напрацюваннями, вираженими в «лабораторних» одиницях (цикли, блоки і т.д.; звіти № ...). Застосування відповідних методик такого порівняння (звіти № ...) показало, що для ... критичних місць розрахункові оцінки еквівалентів не суперечать (узгоджуються або прийняті в запас надійності) досвіду експлуатації; ці величини еквівалентів використані при аналізі результатів лабораторних випробувань і при визначенні ресурсних характеристик таких критичних місць. Для ...критичних місць розрахункові оцінки еквівалентів виявилися ненадійними, у зв'язку з чим значення напрацювання при лабораторних випробуваннях, виражені в експлуатаційних одиницях, були за відповідними методиками скоректовані і узгоджені з досвідом експлуатації. У відповідних рядках таблиці 1.2 вказані уточнені на основі досвіду експлуатації значення напрацювання (у дужках поряд наведені значення, що прогнозувалися).

*ЗАУВАЖЕННЯ ДО ТЕКСТУ.* При встановленні початкового призначеного ресурсу розділ 10 у наведеній формі, як правило, опускається, проте доцільним є відображення у пов'язанні будь-якої подібної інформації з дослідними екземплярами літака.

11. За результатами проведених робіт оформлено «Обґрунтування Висновку про встановлення (початкового) призначеного ресурсу...льотних годин ... польотів планера, шасі і механічним елементам системи керування і зміни конфігурації літака ... за умовами втомної міцності конструкції" № ... від ... з такими основними висновками:

(1) При задоволенні вимог розділу 4.9 НЛПЛ (або АП25.571, або АП23.571 і 572) допустиме напрацювання за умовами втомної міцності конструкції планера, шасі і механічних елементів системи керування і зміни конфігурації літака...перевищує, загалом, встановлюваний призначений ресурс ... льотних годин ... польотів за винятком ... критичних місць, що потребують для безпечного відроблення ресурсу проведення спеціальних заходів у процесі експлуатації і при ремонтах.

(2) Ресурсні характеристики цих критичних місць наведені в таблиці 1.9 Висновки є підставою для формування вказаних у додатках до висновку кількісних вимог за умовами і порядком відроблення встановлюваного призначеного ресурсу.

Таблиця 1.9 – Ресурсні характеристики критичних місць конструкції, що потребують проведення заходів у межах встановлюваного призначеного ресурсу

№ п/п	Найменування критичного місця	Прийняте допустиме напрацювання			Сумарні коефіцієнти надійності, необхідні НЛПЛ/ Надлишки довговічності			Примітка
		«Безпечний ресурс» або початок оглядів	Інтервал між оглядами	Ресурс з урахуванням живучості	до «безпечного ресурсу» або до початку оглядів	до інтервалу між оглядами	до ресурсу з урахуванням живучості	
1	Проушина верхнього вузла кронштейна навіски 2-ої рейки закрилка	2300 польотів	560 польотів	5700 польотів	4,0/1,17	4,0/3,2	2,0/1,3	
7	Стик вузла кріплення стояка головного шасі з нижньою поверхнею крила	8580 польотів	Не визначений	Не визначений	4,8/1,0	–	–	Місце, що практично не оглядається

**Висновки:**

1. Встановити планеру, шасі і механічним елементам керування і зміни конфігурації літака ... (початковий) призначений ресурс ... льотних годин..польотів за таких умов:

- заміни деталей і елементів з обмеженим ресурсом відповідно до Додатку 1:
- доопрацювань конструкції відповідно до Додатку 2;
- оглядів конструкції відповідно до Додатку 3.

2. Доповнити експлуатаційну і ремонтну документацію літаків ... відповідно до п. 1 Висновків.

3. При виконанні умов пп. 1 і 2 Висновків забезпечується задоволення вимогам розділу 4.9 НЛПЛ (або АП25.571, або АП23.571 і 572).



Додаток до висновку 1:

Таблиця 1.10 – Перелік деталей і елементів з обмеженим ресурсом, що підлягають періодичній заміні в процесі відроблення призначеного ресурсу \_\_\_\_ польотних годин \_\_\_\_ польотів

№ п/п	Найменування	Обмеження за ресурсом	Рекомендована форма в системі Тоїр	Примітки
3	Важіль креслення ... системи прибирання-випуску переднього шасі	3200 польотів	При кожному капремонті	Нова умова відносно Висновку ... від ...
8	Болт креслення ... кріплення кронштейна креслення ... до заднього лонжерона крила	700 польотів 1500 льотних годин	При кожній Ф2	Умови відносно Висновку ... від ... збереженні (зміненні)

Примітка Умови, обумовлені в пп. \_\_\_\_ Додаток 1 до Висновку \_\_\_\_ від \_\_\_\_, скасовуються.

Додаток до висновку 2:

Таблиця 1.11 – Перелік місць конструкції, що підлягають доопрацюванню в процесі відроблення призначеного ресурсу \_\_\_\_ льотних годин \_\_\_\_ польотів

№ п/п	Найменування місця конструкції	Інтервал доопрацювання доробки	Рекомендована форма в системі Тоїр	Документація на доопрацюванні	Примітки
4	Встановлення накладки в зоні люка креслення ... в стінці переднього лонжерона за нервюрою... .	6700–8300 польотів	КВР	№ від	Нова умова відносно Висновку ... від ...

Примітка. Умови, обумовлені в пп. \_\_\_\_ Додатка 2 до Висновку \_\_\_\_ від \_\_\_\_, відміняються.

Додаток до висновку 3:

Таблиця 1.12 – Перелік місць конструкції, що підлягають контролю в процесі відроблення призначеного ресурсу \_\_\_\_\_ льотних годин \_\_\_\_\_ польотів

№ п/п	Найменування місця конструкції	Метод Контролю	Початок огляду		Періодичність огляду		Документація на огляд	Примітки
			Обмеження за напрацюванням	Рекомендована форма в системі ТОІР	Обмеження за напрацюванням	Рекомендована форма в системі ТОІР		
2	Зона закрилка в місці кріплення каретки за нервюрою ...	Вихрострум	Не більше 4000 польотів	КВР	Не рідше, ніж через 1000 польотів	Ф-3	Бюлетень № ... від...	Нова умова відносно Висновку ... від
7	Нижня обшивка крила в районі стику за нервюрою ...	Візуальний	Не більше 570 польотів	Ф-2	Не рідше, ніж через 240 польотів	200 годинний регламент	Бюлетень № ... від...	Умови по відносно Висновку ... від ... збереженні (скасованні)

Примітка. Умови, обумовлені в пп. \_\_\_\_\_ Додатки 3 до Висновку \_\_\_\_\_ від \_\_\_\_\_, відмінюються.

### Додаток 3

#### ВИСНОВОК № ...

про умови відпрацювання літаком ... борт № ... (заводський № ...) призначеного ресурсу ... льотних годин ... польотів планера, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуск, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементам конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування частин планера і агрегатів, літаків ... за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.

1. Наказом Міністра інфраструктури № ... від ... для літаків ... (групи літаків ... керувань (АП)), зокрема для літака ... № ... встановлений призначений ресурс.....льотних годин.....польотів. Підставою для встановлення вказаного призначеного ресурсу з'явилося сумісний з ОКБ, ЦАГІ і ДЕРНДІ "Висновок ... № ... від ... про встановлення призначеного ресурсу ... льотних годин ... польотів планера, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуск, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементам конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування частин планера і агрегатів, літаків ... за умовами міцності при тривалій експлуатації", яке підтверджено "Обґрунтуванням" №

... від ....

Даний Висновок про умови відпрацювання літаком бортом № ... (заводський № ...) призначеного ресурсу ... льотних годин ... видається за запитом ... № ... від .....

2. Літак ... борт № ... (заводський № ...) випуск ... (Завод-виготовлювач) з початку експлуатації до ... 20 ... року експлуатувався ... де напрацював ... польотів ... льотних годин; з ... до ... експлуатувався ... де напрацював (і т.д.); з .... до теперішнього часу експлуатується в .... Загальне напрацювання за станом на ... становить ... польотів ... льотних годин. За весь час експлуатації на літаку виконано ... капітальних ремонтів, останній з яких проведений на ... заводі ... 20 ... р. при напрацюванні ... польотів ... льотних годин.

а) ВАРІАНТ 1 (типовий)

Основна силова конструкція планера, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечує взаємне силове стикування частин планера і агрегатів літака ... борт № ... (заводський № ...), не має відмінностей від типової конструкції літаків ....

б) ВАРІАНТ 2

Основна силова конструкція планера, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування частин планера і агрегатів літака ... борт № ... (заводський № ...) має такі відмінності від типової конструкції літаків..... (вміру докладна характеристика відмінностей).

На додаток до аналізу, проведеного в "Обґрунтуванні" № ... від ... за всіма критичними місцями основної силової конструкції літака, що відрізняються від типової конструкції ... борт № ... (заводський № ...) з використанням наявних результатів натурних випробувань або на основі консервативного методу(ів) розрахунку довговічності і або живучість визначена необхідні ресурсні характеристики, наведені в таблиці 1.7.

3. На літаку ... борт № ... (заводський № ...):

а) в межах досягнутого напрацювання виконані всі (ВАРІАНТ 1, типовий) передбачені експлуатаційною і ремонтною документацією доопрацювання основної силової конструкції планера, що діє, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечує взаємне силове стикування частин планера і агрегатів, а саме: перелік бюлетенів, невиконання яких створює загрозу безпеці експлуатації, і терміни виконання проведених доопрацювань;

б) На літаку ... борт № ... (заводський № ...) (ВАРІАНТ 2, можливий) в межах досягнутого напрацювання експлуатаційна і ремонтна документація доопрацювання основної силової конструкції планера, що діє, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних

елементів системи керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечує взаємне силове стикування частин планера і агрегатів, не передбачає;

в) На літаку ... борт № ... (заводський № ...) не виконані (ВАРІАНТ 3) в межах досягнутого напрацювання наступні передбачені експлуатаційною і ремонтною документацією доопрацювання основної силової конструкції планера, що діє, шасі і механічних елементів системи їх прибирання-випуску, механічних елементів системи керування і зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечує взаємну силову стикування частин планера і агрегатів (перелік невиконаних бюлетенів; наводяться необхідні коментарі і посилання на документацію, що обгрунтовує запроваджені в ЕД і виконані інші умови, що забезпечили еквівалентний рівень безпеки, наприклад, огляди).

4. В обгрунтуванні встановлення обумовлених даним Висновком умов відпрацювання літаком ... борт № ... (заводський № ...) призначеного ресурсу.....польотів.....льотних годин використані:

а) дані про технічний стан парку літаків ... зокрема, дані щодо літака ... борт № ... (заводський № ...) за період його експлуатації. При напрацюванні ... польотів ... льотних годин відбулося випадкове пошкодження обшивки нижньої поверхні крила в зоні ... нервюри ВЧК. Виконаний ремонт силами ... Ресурсні характеристики зони ремонту визначені консервативним методом розрахунку (посилання на відповідне обгрунтування). В експлуатації передбачено інструментальний контроль (посилання на обгрунтування термінів контролю);

б) результати спеціального дослідження технічного стану літака ... борт № ... (заводський № ...) після напрацювання ... польотів ... льотних годин, проведеного за Програмою № ... від.

При дослідженні технічного стану літака виявлені такі втомні і корозійні пошкодження (далі слідує зразки тексту):

– тріщина I = ... мм вертикальної полиці нижнього поясу II лонжерона лівої ВЧК у зоні проведеного раніше (при ... польотів) вибрання тріщини за бюл. № .... Тріщина поширюється вздовж переходу радіусу горизонтальної і вертикальної полиць. В експлуатації передбачається інструментальний контроль (посилання на обгрунтування термінів контролю):

– тріщина I = ... мм обшивки верхньої панелі правої ВЧК від отвору у накладки, встановленої за бюл. № .... В експлуатації передбачається інструментальний контроль (посилання на обгрунтування термінів контролю):

– корозія глибиною до  $h = \dots$  мм на зовнішній стороні бортової балки в зоні шпангоута .... Корозія вибрана. ЛКП відновлене. Вибірка корозії не знижує статичну міцність нижче потрібної.

Виявлено також наявність накладок, що не передубачаються типовим ЕД, на верхній поверхні крила (... штук) і на хвостовій частині фюзеляжу (...штук); в експлуатації передбачається візуальний контроль цих зон.

Загальний технічний стан літаків..... з урахуванням очікуваного рівня матеріально-технічного і організаційного забезпечення експлуатації не перешкоджає встановленню призначеного ресурсу ... льотних годин ... польотів (див. звіт № ... від ...) за умов.....

**ЗАУВАЖЕННЯ ДО ТЕКСТУ.** При встановленні початкового призначеного ресурсу другий абзац розділу 1 і розділи 2-4, як правило, опускаються. Разом із тим може виявитися доцільною коротке формулювання корисної інформації про дослідну експлуатацію або експлуатацію близьких конструктивних модифікацій.

Додаток 4:

### ЗВЕДЕНА ІНФОРМАЦІЯ

про ресурсні характеристики за умовами опору втомі критичного місця конструкції планера літака (до встановлення призначеного ресурсу льотних годин ... польотів)

1. Назва (опис, ескіз) критичного місця.
2. Граничний стан (характер пошкодження в граничному стані, критичний розмір пошкодження  $I_{крит}$ ).

3. Довговічність до граничного стану  $N_{сум}$  за матеріалами натурних випробувань і/або результатів перерахунків і прямих розрахунків (у числі програмних циклів, блоків і т. ін.) для кожного випробування (перерахунку, розрахунку) даного критичного місця.

Якщо як  $N_{сум}$  прийнято довговічність до стану, менш пошкодженого, чим граничне, наприклад, до непошкодженого стану, відповідна величина  $N_{сум}$  позначається знаком ">". Якщо при визначенні  $N_{сум}$  використовують дані про довговічність до пошкодження, що ймовірно перевищує граничне, наприклад, результати випробувань на опір втомі за програмою, що не містить максимальні експлуатаційні навантаження, фактичні результати випробувань мають бути надійно скоректовані.

4. Максимальний розмір пошкодження  $I_0$ , яким не виявляється, для контролю, що приймається (рекомендується) при експлуатації методу.

5. Довговічність  $DN$  між станами  $I_0$  і  $I_{крит}$  за матеріалами натурних випробувань (зокрема, випробувань конструкції зі штучно нанесеними ініціаторами втомних тріщин) і/або результатів перерахунків і прямих розрахунків для кожного випробування (перерахунку, розрахунку) даного критичного місця.

6. Еквівалент  $E$  (відношення пошкоджуваності від навантажень програмного циклу, блоку до пошкоджуваності від навантажень типового польоту) або еквіваленти  $E_1$  і  $E_2$ , якщо вони прийняті неоднаковими для різних стадій втоми.

7. Потрібні для кожного випробування (перерахунку, розрахунку) значення коефіцієнта надійності  $\eta_1$  (див. МВВ АП 25.571).

8. Виражена в експлуатаційних одиницях (типових польотах) довговічність  $T_{сум}$  до граничного стану для кожного випробування (перерахунку, розрахунку) з урахуванням еквівалентів і необхідних коефіцієнтів надійності  $\eta_1$ .

9. Вказана в експлуатаційних одиницях (типових польотах) довговічність DT між станами, пошкодженнями  $l_0$  і  $l_{крит}$ , що характеризуються, для кожного випробування (перерахунку, розрахунку) з урахуванням еквівалентів і необхідних коефіцієнтів надійності  $\eta_1$ .

10. Середнє значення довговічності  $T_{сум}$  за всіма використаними результатами випробувань (розрахунків).

11. Середнє значення довговічності DT по всіх використаних результатах випробувань (розрахунків).

12. Значення нормативних (див. МВВ АП 25.571) коефіцієнтів надійності:  $\eta_2, \eta_3, \eta_4$  і  $\eta = \eta_2 \eta_3 \eta_4$ , використовуваних для визначення величини необхідного інтервалу між оглядами і моменту першого огляду (або при задоволенні вимог АП 25.571 (с) величини "безпечного ресурсу").

13. Величини допустимого напрацювання між оглядами і до моменту першого огляду (або до моменту вичерпання "безпечного ресурсу").

14. Величини встановлюваних ресурсних характеристик (інтервалу між оглядами, моменту першого огляду або величини "безпечного ресурсу").

15. Значення фактичних коефіцієнтів надійності  $\eta_{факт}$ , що визначають як відношення величин середніх довготривалостей DT і  $T_{сумм}$  (див. пп. 10 і 11) до відповідних величин встановлюваних ресурсних характеристик.

16. Значення надлишків довговічності  $D$   $\eta_{факт}$ , визначуваних як відношення величин допустимих напрацювань (див. п. 13) до відповідних величин встановлюваних ресурсних характеристик [21].

Зведені дані про ресурсні характеристики всіх критичних місць доцільно об'єднати в єдиній таблиці.

Для товстих листів, плит, пластин чвертькругові кутові тріщини з двох боків отвору (див. рисунок 1.2).

## Додаток 5

### Рекомендовані розміри початкових виробничих дефектів

В одному силовому перерізі розглядається дефект тільки одного концентратора.

1. Для тонких листів товщиною  $t < 2$  мм крізні тріщини з двох боків отвору (див. рисунок 1.1).

2. Для товстих листів, плит, пластин чвертькругові кутові тріщини з двох боків отвору (див. рисунок 1.2).

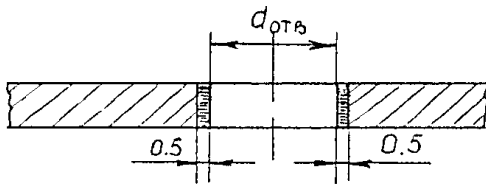


Рисунок 1.1

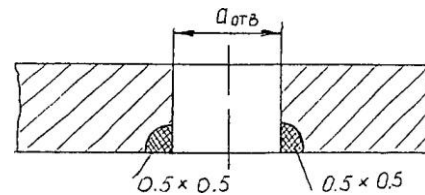


Рисунок 1.2

3. Для галтельних переходів поверхнева тріщина (див. рисунок 1.3).

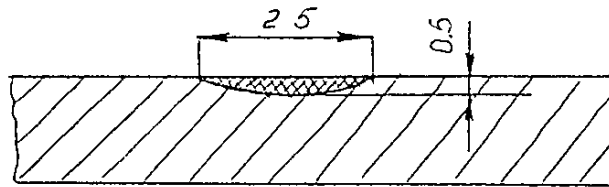


Рисунок 1.3

Примітка: зарубіжні вимоги (ФАА і ВПС США) припускають наявність виробничих дефектів з одного боку кожного отвору в одному силовому перерізі за наявності одного дефекту, що «лідирує» ( $L_1 = 1,25$  мм), і решти супутніх ( $L_2 = 0,125$  мм) (див. рисунок 1.4).

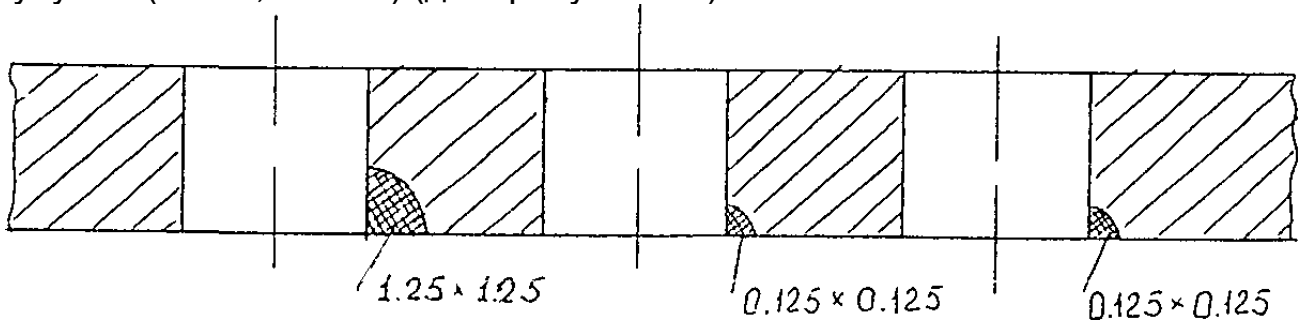


Рисунок 1.1

## ОСОБЛИВОСТІ ВИБОРУ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Основним конструкційним матеріалом (65.75 %) впродовж багатьох років є алюміній, точніше його сплави. Окрім алюмінію помітне місце в АТ (авіаційна техніка) посідають конструкційні (середньоміцні і високоміцні) і корозійностійкі сталі (8...10 %), титанові сплави (1,5...3,0 %). Останніми роками в авіаційних конструкціях частка магнієвих сплавів у зв'язку з їх низькою корозійною стійкістю і збільшенням календарного ресурсу ЛА (літальний апарат) знизилася, обсяг використання титанових сплавів зріс з цієї ж причини. Досить істотно збільшився обсяг використання композиційних матеріалів на неметалічний і, меншою мірою, металевій матриці. За даними всіх авіабудівних фірм вага композиційних матеріалів становить до 20 % від ваги планера ЛА, потіснивши алюмінієві сплави. За інформацією фірми Boeing, в літаку Dreamliner B787 вага вуглецево-епоксидних композитів становить 50 % від ваги планера, що є на сьогодні рекордом в застосуванні композиційних матеріалів [15, 86, 87].

При виборі матеріалу для тієї чи іншої конструкції ЛА в першу чергу звертають увагу на забезпечення її механічної міцності і жорсткості при мінімальній масі, тобто на забезпечення максимальної вагової ефективності матеріалу.

*Вагову ефективність* матеріалу оцінюють за питомою міцністю  $\sigma_B/d$ , питомою жорсткістю  $E/d$  і питомій тріщиностійкістю  $K_{Ic}/d$ .

З фізичної точки зору поняття *питомої міцності* визначає довжину даного матеріалу, яка руйнується без навантаження під дією сили тяжіння Землі, і вимірюється в метрах:

$$\left[ \frac{\sigma_B}{d} \right] = \left[ \frac{\text{кг} / \text{мм}^2}{\text{кг} / \text{м}^3} \right] = 10^6 \text{ м}.$$

Аналізуючи умови роботи деталей ЛА, можна зробити висновок, що більшість із них працює в умовах навантажень на вигин. Якщо при такому навантаженні порівняти дві деталі, виготовлені з різних матеріалів, то співвідношення їх мас буде:

- за умовами міцності

$$\frac{m_1}{m_2} = \left( \frac{\sigma_{B2}}{\sigma_{B1}} \right)^{2/3} \cdot \frac{D_1}{D_2};$$



- за умовами жорсткості

$$\frac{m_1}{m_2} = \left( \frac{E_1}{E_2} \right)^{1/2} \cdot \frac{D_1}{D_2};$$

а співвідношення перерізів елементів, що сприймають цей згин, буде:

$$\frac{\delta_2}{\delta_1} = \left( \frac{E_1}{E_2} \right)^{1/4},$$

де  $m_1$  і  $m_2$  – маси;  $D_1$  і  $D_2$  – діаметри;  $\delta_1$  і  $\delta_2$  – перерізи першої і другої деталей, відповідно.

Узагальнені порівняльні характеристики матеріалів аерокосмічного призначення (при температурі 20 °С) приведені в таблиці 2.1

Таблиця 2.1 – Порівняльні характеристики матеріалів, які вживають в авіаційних конструкціях

Матеріал	Щільність $d$ , кг/м <sup>3</sup>	Межа міцності $\sigma_y$ , МПа	Модуль пруж- ності $E$ , ГПа	Питома міцність $\sigma_b/d$ , км	Питома жорст- кість $E/d$ , км
Алюмінієві сплави	2700	400-650	72	14,8 – 24,0	26500
Магнієві сплави	1800	200-340	45	11,0 – 18,9	25000
Титанові сплави	4500	500-1300	120	11,0 – 29,0	26600
Стали середньоміцні	7800	800-1300	210	10,3 – 16,7	27000
Стали високоміцні	7800	1300-2300	210	16,7 – 29,5	27000
Композиційні матеріали	1400 – – 2600	500 – 1300	35 – 250	40 – 60	25000 – –100000

Із даних таблиці 2.1 бачимо, що за основними показниками композиційні матеріали принципово перевершують традиційні сплави.

Беручи до уваги, що сучасна АТ (у тому числі і надзвукова), а також двигуни і ракети працюють в умовах підвищених температур, часто необхідно враховувати властивості матеріалів при цих температурах. Зміна характеристик міцності основних конструкційних матеріалів показана на рисунок 2.1.

Наглядніше подання впливу температури на властивості матеріалів демонструє залежність «питома міцність – температура» (рисунок 2.2). Надані характеристики свідчать про те, що до температури 150°С навіть малолегований ( $\alpha+\beta$ )-титановий сплав ВТ6 за питомою міцністю перевершує як алюмінієві сплави, так і сталі. У температурному інтервалі 300...500°С максимальну питому міцність має також ( $\alpha+\beta$ )-титановий сплав та вже високолегований високоміцний сплав ВТ22. Відповідно до цього

показника титанові сплави є ефективнішими, ніж інші конструкційні матеріали, вживані в авіабудуванні.

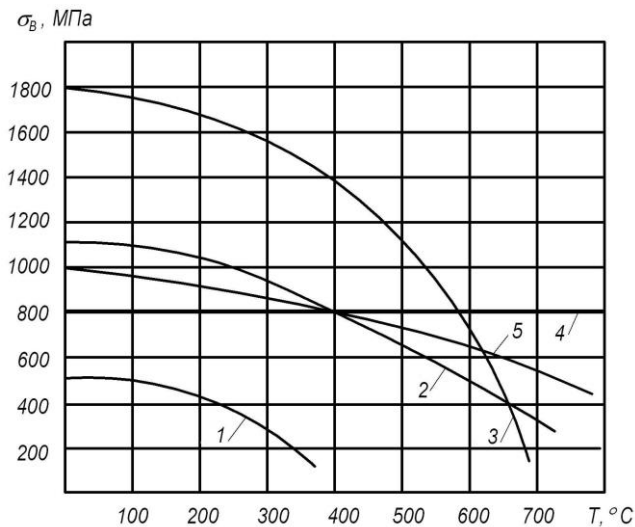


Рисунок 2.1 – Зміна характеристик міцності (в)  $\sigma$  основних конструкційних матеріалів залежно від температури (Т):  
 1 – алюмінієві сплави; 2 – сталі середньої міцності; 3 – високоміцні сталі;  
 4 – нікелеві суперсплави; 5 – титанові сплави

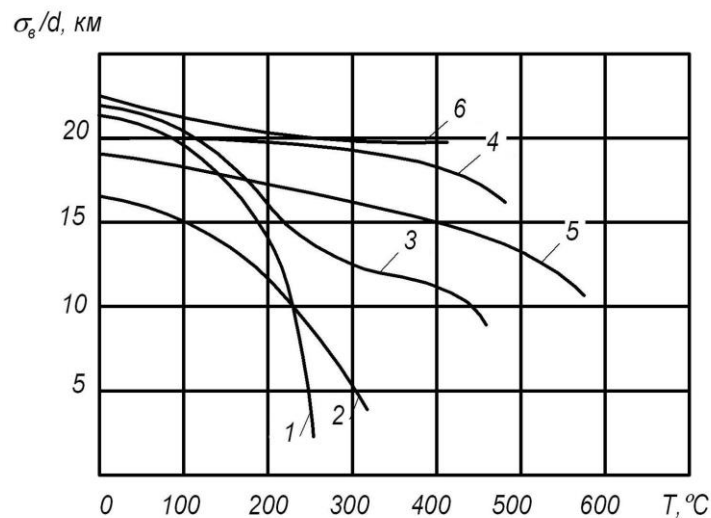


Рисунок 2.2 – Залежність питомої міцності ( $\sigma_s/d$ ) конструкційних сплавів від температури (Т): 1 – алюмінієвий сплав В95; 2 – алюмінієвий сплав Д16; 3 – титановий сплав ВТ6; 4 – легована сталь 30ХГСА; 5 – корозійностійка сталь ВНС-2; 6 – титановий сплав ВТ22

Показані на рисунку 2.2 залежності свідчать про те, що починаючи з деякого значення температури (характерної для кожного типу сплаву) спостерігається різке зниження міцності матеріалу, що необхідно враховувати при розрахунку конструкції. Крім того, для матеріалів, що

працюють при підвищених температурах, також необхідно враховувати високотемпературну повзучість (або creep), яка виявляється в зміні розмірів деталі при навантаженні, що постійно діє, яке іноді набагато нижче за межу текучості матеріалу.

Для того, щоб зрозуміти підходи до вибору матеріалів для планера АТ, необхідно знати, як працюють його основні елементи. Планер АТ можна умовно поділити на п'ять основних елементів: фюзеляж (який, в свою чергу, розділяють на носову, середню – мідельну і хвостову частини), крило, оперення (горизонтальне і вертикальне), шасі і системи (керування АТ, гідравлічна, паливна, повітря). Кожний з цих елементів сприймає свої характерні (завжди знакозмінні) навантаження, які в першу чергу і обумовлюють вибір матеріалу для їх виготовлення [15, 86, 87].

Фюзеляж традиційно виготовляють з алюмінієвих сплавів: обшивка і подовжній силовий набір – зі сплаву Д16 (дуралюмін), а поперечний силовий набір – із високоміцних сплавів В93, В95, 1933. Питомі навантаження на фюзеляжі (крім центральної частини) є незначними.

Крило сприймає всі навантаження як від ваги АТ, так і вітру (від впливу повітряних потоків). При цьому крило працює так, що його верхня поверхня знаходиться в стислому стані, а нижня – в розтягнутому. Тому верхню частину крила виготовляють з високоміцного алюмінієвого сплаву В95, який має максимальну серед серійних алюмінієвих сплавів питому міцність, а нижню – з дуралюміна Д16, який має вищі характеристики втомної міцності. Останніми роками проводять пошукові роботи з використання високоміцного сплаву В96Ц3 для виготовлення верхньої частини крила (в основному щодо збільшення пластичності і втомної міцності сплаву).

Передні кромки крила і оперення, що обігриваються для запобігання обледенінню, виготовляють із жароміцного алюмінієвого сплаву АК4-1, а на останній АТ – зі сплаву 1370, як технологічнішого порівняно зі сплавом АК4-1.

Руль керування АТ (на крилі і оперенні), виходячи з умов максимальної жорсткості (мінімальні пружні деформації при відхиленні), виготовляють із високомодульних вуглецевих композитів.

Оперення може бути збірним з алюмінієвих сплавів, при цьому підхід до вибору матеріалу такий же, як і для крила. У новій АТ оперення є цілісною інтегральною конструкцією з вуглецевих композитів, що забезпечує значний ваговий ефект. Із композитів на полімерній матриці також виготовляють залізи крила і оперення, обтічники ніші шасі і т.д.

Як було сказано вище, основними критеріями для вибору конструкційних матеріалів, зокрема алюмінієвих сплавів, є їх питомі значення міцності, жорсткості і втоми. Проте корозія, яка, як правило, виявляється в конструкціях після 10 – 20 років експлуатації АТ, також висуває свої вимоги до конструювання останнього. У зв'язку з тим, що корозійне пошкодження відсунуто в часі від моменту проектування, а

аспекти міцності, експлуатації (простота обслуговування) і вартості входять у суперечність з антикорозійними вимогами, то при виборі матеріалів на етапі проектування необхідний усвідомлений компроміс. Сказане можна підтвердити класичним прикладом співвідношення антикорозійних властивостей і характеристик міцності алюмінієвих сплавів, які піддають гарту і старінню (рисунок 2.3).

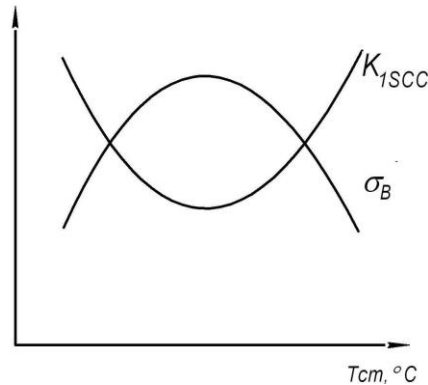


Рисунок 2.3 – Співвідношення критичного коефіцієнта інтенсивності напруження при корозійному розтріскуванні  $K_{1SCC}$  і межі міцності  $\sigma_B$  залежно від температури старіння  $T_{cm}$  алюмінієвих сплавів

Як випливає з рисунка 2.3, максимальна міцність сплаву відповідає мінімальній корозійній стійкості, і для забезпечення працездатності сплаву необхідно його недостаріння або перестаріння, що, як правило, і роблять для конкретних сплавів (див. термічну обробку алюмінієвих сплавів). При виборі матеріалу конструкції з погляду антикорозійних властивостей необхідно також урахувувати електрохімічний потенціал контактуючих матеріалів, вигляд і можливість нанесення захисних покриттів, умови експлуатації і т.д.

Шасі сприймають значні динамічні навантаження при зльоті і, особливо, посадці АТ. Алюмінієві сплави при необхідних мінімальних розмірах вузла (стояки шасі необхідно прибирати із зовнішніх контурів АТ для зменшення аеродинамічного опору) по своїх механічних характеристиками працювати не можуть. Тому вузли шасі виготовляють із високоміцних титанових сплавів (BT22) або високоміцних конструкційних сталей (30XГСН2МА, ВКС170, ВКС210). Причому титановим сплавом у нових конструкціях віддається перевага також і за корозійною стійкістю, про що мовилося раніше.

Системи АТ виконують різні функції, які накладають свої вимоги до вибору матеріалу для їх виготовлення. Наприклад, штурвал, штурвальна колонка і педалі не можуть бути мініатюрними, оскільки пілот має відчувати керування. Навантаження на ці елементи незначні, тому їх традиційно виготовляють із ливарних магнієвих сплавів, що мають мінімальну питому вагу і достатню для цих елементів міцність. Корозійна стійкість для таких елементів не є критичною. В останніх моделях АТ

штурвал виготовляють із полімерів методом *Rapid Prototyping*.

Трубопроводи повітряної системи АТ, по яких передається гаряче повітря (температура до 350 °С) від двигуна до передніх кромки крила і оперення, можна виготовляти з тонкостінних труб із корозійностійких сталей або титанових сплавів. Оскільки титан має найменший серед металів температурний коефіцієнт лінійного розширення  $\alpha = 910 \cdot 10^{-6} \text{ град}^{-1}$ , низьку густину  $d = 4500 \text{ кг/м}^3$  і досить високу міцність  $\sigma_{\text{в}} = 600 \text{ МПа}$  (для сплаву ПТ-7М), то він є оптимальним матеріалом для виготовлення довгомірних деталей, що працюють в умовах термоциклів (-60.+350 °С) і прикріплених до «холодного» каркаса. В цьому випадку потрібна мінімальна кількість компенсаторів, які знімають термічні навантаження з «каркаса», тобто планера АТ, при термічному подовженні трубопроводів, спільна довжина яких досягає сотень метрів. Мінімальна товщина стінки труби обмежена технологічними можливостями; вага титанових трубопроводів менше порівняно з вагою інших.

Із наведених прикладів можна зробити висновок, що вибір матеріалів для деталей і вузлів АТ продиктований їх конструктивною особливістю, умовами роботи, зовнішніми чинниками, зокрема корозійними і тепловими, і є творчим процесом, який однаковою мірою потребує знань як властивостей матеріалів, так і конструкції АТ [15, 86, 87].

## **2.1. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ В КОНСТРУКЦІЯХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Алюмінієві сплави характеризуються малою щільністю, корозійною міцністю щодо високої електро- і теплопровідності, відносно легко піддаються гарячій і холодній деформації, вальцюванню, куванню, пресуванню, волочінню, листовому штампуванню. Всі алюмінієві сплави можна зварювати точковим електрозварюванням, а спеціальні – плавленням та іншими видами зварювання. Алюмінієві сплави легко піддаються обробленню різанням, на їх поверхню можна наносити захисні декоративні покриття. У сучасній авіаційній промисловості алюмінієві сплави є основним матеріалом для виготовлення як каркаса (фюзеляж, крило, кіль, стабілізатор), так і деталей систем (гідролічною, паливною, керування) АТ [15, 86, 87].

Нелегований алюміній (друга цифра «0» в маркуванні) в авіаційній промисловості не використовують через його низьку міцність ( $\sigma_{\text{в}} \sim 100 \text{ МПа}$ ). Нелегований алюміній застосовують для виготовлення тари (бочок), трубопроводів, фольги.

Сплави системи легування Al-Mn і Al-Mg (друга цифра «4» і «5» у маркуванні, АМг і АМц) застосовують в авіаційній промисловості практично паралельно для виготовлення ненавантажених зварних деталей, що працюють в агресивних умовах:

– у гідросистемі – це трубопроводи і гидробаки зливної магістралі

(магістралі низького тиску);

– у системі керування – це ненавантажені зварні кронштейни.

Застосування таких сплавів пов'язано з їх високими корозійними характеристиками і майже однаковою з основним матеріалом міцністю зварних швів, що тривало працюють в агресивній корозійній атмосфері.

Зі сплавом АМг5П виготовляють заклепки із підвищеною пластичністю і корозійною стійкістю.

Основним алюмінієвим сплавом для авіабудування ось вже багато десятиліть є сплав Д16 (1160, 1161, 1163) – аналог 2024 (1160), 2324 (1163) – системи легування Al-Cu-Mg. Із цього сплаву (і його модифікацій) виготовляють всі основні силові деталі, які визначають ресурс роботи пасажирського літака (у військових літаках він менше або зовсім відсутній): нижні панелі крила (обшивка), стрингери, листові обшивки фюзеляжу, лонжерони, балки, шпангоути, деталі кіля і стабілізатора. Крім того, з цього сплаву виготовляють всілякі незварні деталі систем АТ, що працюють на розтягування і стискування (кронштейни, фітинги).

Сплав Д16 застосовують у стані Т – після гартування і природного старіння (96 годин). Сплав Д16 має межу міцності (залежно від напівфабрикату)  $\sigma_{\sigma} = 410 \dots 500$  МПа і найбільш високі серед алюмінієвих сплавів характеристики втомної міцності при гарному співвідношенні показників витривалості, в'язкості руйнування і опору зростанню втомної тріщини, що і обумовлює його широке і практично безальтернативне застосування.

Недоліками сплаву Д16 є його непридатність до зварювання (зварний шов окрихчується внаслідок утворення інтерметаліду  $\text{Cu Al}_2$ ), недостатньо висока корозійна стійкість під напруженням і міжкристалітна корозія (МКК), низькі значення опору зростанню втомної тріщини і обмежена температура (80°C) тривалої експлуатації.

Серед сплавів даної системи легування в авіабудуванні знайшли застосування сплави В65 (1165) для виготовлення заклепок і АК4-1 (1141) для виготовлення деталей АТ, що тривало працюють в умовах нагрівання до температури 175°C. Підвищена температура експлуатації сплаву АК4-1 забезпечується його додатковим легуванням Fe і Ni і утворенням термостабільних інтерметалідних зміцнюючих фаз.

У дозвукових літаках зі сплаву АК4-1 виготовляють обшивки передніх кромки крила, кіля і стабілізатора, що обігріваються гарячим повітрям для запобігання обмерзанню. У нових літаках сплав АК4-1 з урахуванням його низьких технологічних властивостей і незначної корозійної стійкості замінений на сплав 1370 (6013) системи легування Al-Mg-Si, який при аналогічних характеристиках міцності має істотні переваги щодо корозійної стійкості, зварюваності, пластичності.

Інші сплави цієї системи легування (за винятком АК6 і АК8) в авіабудуванні практично не використовують, проте завдяки дешевині, високій технологічній пластичності, корозійній стійкості і зварюваності

знайшли широке застосування в інших галузях – будівництві, авто- і суднобудуванні, загальному машинобудуванні.

Сплави АК6 (1360) і АК8 (1380) застосовують для виготовлення великогабаритних кованих деталей (штампувань), зокрема для силових кронштейнів. У сучасній АТ вони витісняються міцнішими і корозійностійкими сплавами системи легування Al-Zn-Mg-Cu (В93, В95, В96Ц3).

Сплав В93 (1930, 1933 – сплав із цирконієм) завдяки високій статичній міцності ( $\sigma_y \sim 500$  МПа), корозійній стійкості і перерізу прожарення (до 200 мм для сплаву 1930; 80...150 мм для штампувань зі сплаву 1933 після гартування в холодній воді) застосовують для виготовлення великогабаритних деталей складної геометричної форми для внутрішнього силового набору АТ (шпангоути, лонжерони, важелі шасі і т. п.). Такі деталі виготовляють із масивних штампувань і поковок. Сплав В93 не має аналогів.

Сплав В95 (1950, 1973) – аналог сплаву 7075 у світовій класифікації – з міцністю  $\sigma_B = 460.580$  МПа залежно від напівфабрикату є найміцнішим серійним сплавом для авіаційної промисловості, який перевершує за показниками статичної міцності і корозійної стійкості сплав Д16, однак поступається йому за втомою. Тому з такого сплаву виготовляють деталі АТ, які в експлуатації навантажені напруженням стискуванням, наприклад, верхні панелі крила, стабілізатори, лонжерони, стрингери (у стислій зоні).

У цей час проводять роботи щодо застосування замість сплаву В95 міцнішого сплаву В96Ц3 (1965) – аналог сплаву 7055 у світовій класифікації – з межею міцності  $\sigma_B = 600.650$  МПа (в стані Т12 – гартування і тріступінчате старіння). Впровадженню цього сплаву перешкоджають його низькі пластичність і втомна довговічність. Для поліпшення цих характеристик пошуки ведуть у напрямі застосування складних режимів термічної обробки.

Починаючи з 60-х років минулого століття завдяки роботам радянських матеріалознавців в авіабудуванні почався шлях найбільш легких алюмінієвих сплавів серії 1420-1470 (аналоги сплавів 8090, 2090 в світовій класифікації), який впродовж сорока років мав і зльоти, і падіння. Перший сплав цієї системи легування 1420 мав однакові зі сплавом Д16 характеристики міцності, але менша на ~10 % густина, більший на ~14 % модуль пружності і гарні технологічні і корозійні властивості. Це давало можливість без перепроектування деталей економити 10...15 % ваги. На такий сплав відразу ж звернули увагу конструктора, і він був упроваджений на багатьох літаках. Проте приблизно через 15 років експлуатації деталі зі сплаву 1420 почали виходити з ладу за механізмом корозійного розтріскування під впливом експлуатаційних сонячних нагрівів. Це призвело до усунення сплаву з конструкцій тривалої експлуатації. Надалі були розроблені нові сплави і технологічні прийоми запобігання цьому недоліку, проте недостатні втомні характеристики і висока (у 2 рази

більше, ніж у сплава Д16) ціна стали перешкодою для сучасного застосування сплавів системи Al-Li. З урахуванням інтенсивності робіт щодо сплавів даної системи в різних країнах, в майбутньому можлива зміна ситуації на кращий.

Ливарні алюмінієві сплави, вживані в АТ, подані марками АЛ9 (АК7ч), ВАЛ10 (АМ4,5Кд) і ВАЛ14. Із них виготовляють деталі складної просторової форми з мінімальною обробкою поверхні, які в експлуатації не несуть значних навантажень, що дає економічні переваги порівняно з іншими видами напівфабрикатів. Із цим пов'язана і обмежена кількість марок сплавів, вживаних у конструкціях АТ, де віддається перевага показникам надійності.

Найвищим досягненням в області алюмінієвих сплавів для авіабудування зараз є розроблення шаруватих композицій «алюмінієвий сплав-полімер» (фірмові назви АЛОР, СИАЛ, GLARE), що мають надзвичайно високі питомі характеристики живучості, але і достатньо високу ціну [15, 86, 87].

## **2.2. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ТИТАНОВИХ СПЛАВІВ В КОНСТРУКЦІЯХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Титанові сплави завдяки властивому ним комплексу фізико-механічних і хімічних властивостей є унікальними матеріалами для багатьох галузей промисловості, включаючи аерокосмічну [15, 86, 87].

В авіаційній промисловості є чотири основні напрями застосування титанових сплавів, які збігаються з їх властивостями:

1. Малолеговані сплави підвищеної пластичності – для виготовлення виробів складної просторової форми.

2. Високоміцні – для виготовлення відповідальних високонавантажених вузлів і агрегатів АТ.

3. Жароміцні – для виготовлення деталей, в основному двигуна, що працюють при температурах до 600°C.

4. Ливарні.

Застосування в АТ сплавів першої групи, до якої відноситься і технічно чистий титан, зумовлено:

– високою корозійною стійкістю титану (виготовлення окантовки люків і дверей, де можливе скупчення вологи);

– високою температурою плавлення і хімічною інертністю (виготовлення обшивок, на які діє струмінь продуктів згоряння від двигуна, вогнеблокуючих протипожежних перегородок);

– мінімальним серед всіх металів температурним коефіцієнтом лінійного розширення (виготовлення тонкостінних трубопроводів повітряної системи).

Інший напрям застосування титанових сплавів базується на максимальній питомій міцності високоміцних титанових сплавів порівняно з іншими конструкційними металами. Зокрема, для сплаву ВТ22 питома



міцність  $\sigma_b/d \approx 27$ , що значно перевищує такий показник для сталей і алюмінієвих сплавів, широко вживаних в авіаційній промисловості. Тому деталі і вузли з високоміцних титанових сплавів застосовують там, де потрібна максимальна питома міцність у поєднанні з гарними антикорозійними властивостями. Характерні вузли – шасі, силові елементи (кронштейни) крила і фюзеляжу, гідроциліндри і т.п.

Третій напрям застосування титанових сплавів обумовлений повільним спадом їх міцності і повзучості при нагріванні до температури 600°C включно. Питома міцність жароміцних сплавів у цих межах перевищує таку у суперсплавів.

Ливарні титанові сплави з'явилися відносно нещодавно, хоча перші титанові відливки були отримані ще на ранній стадії розвитку металургії титану.

Промислове освоєння фасонного литва з титанових сплавів продовжувалося тривалий час і продовжується ще і зараз. Труднощі виробництва фасонних виливків із титану обумовлені високою активністю його в рідкому стані при з'єднанні з газами, а також зі всіма відомими вогнестійкими матеріалами. Інша обставина, що затримує розвиток титанового литва, – відсутність спеціального ливарного устаткування, яке дозволяє здійснювати плавлення і розливання металу в захисній газовій атмосфері або вакуумі.

Нині, не незважаючи на наявність вакуумного устаткування з індукційними або електронно-променевими способами плавлення і формування фасонних відливок в одноразові форми з графіту, широкому поширенню титанового лиття заважає його дуже висока ціна, гірший комплекс фізико-механічних властивостей і менша надійність порівняно із сплавами, що деформуються. Тому литі титанові деталі застосовують виключно в тих випадках, коли їх форма не дозволяє виготовлення механічним способом з напівфабрикатів, що деформуються. В останніх моделях АТ ливарні титанові сплави не застосовують, враховуючи їх високу ціну і необхідність мати спеціальне устаткування [15, 86, 87].

Титанові сплави, вживані в АТ, наведені в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Застосування титанових сплавів в АТ

Марка сплаву	Система легування	Напівфабрикат	Застосування
BT1-00	Нелегований	Прутки, дріт	Католи для іонно-плазмового напилення покриттів, зварювальний дріт
BT1-0 (ПТ-1М)	Нелегований	Листи, труби дріт, прутки	Деталі трубопроводів повітряної системи, гнуті кронштейни, фольга для стільникових заповнювачів композиційних матеріалів, заклепки
ПТ-7М	Ti-2Al-2,5Zr	Тонкостінні труби, листи	Трубопроводи

## Закінчення таблиці 2.2

Марка сплаву	Система легування	Напівфабрикат	Застосування
OT4-1	Ti-2Al-1,5Mn	Листи, прутки, штампування	Окантовка люків і дверей, гнуті і штамповані кронштейни, елементи трубопроводів, протипожежні перегородки, бронеелементи
BT6C	Ti-6Al-4V	Листи, прутки	Шиповані настили підлоги вантажної кабіни
BT6	Ti-6Al-5V	Листи, прутки штампування, плити	Деталі кріплення, зокрема різьбові, тяга керування, зварні кронштейни
BT16	Ti-2Al-5Mo-5V	Прутки	Деталі кріплення з накатним різьбленням
BT3-1	Ti-6Al-2,5Mo-2Cr-Fe-Si	Прутки, штампування, товстостінні труби	Кронштейни, елементи кріплення колодки хомутів
BT22	Ti-5Al-5Mo-5V-1,5Cr-Fe	Прутки, плити штампування, поковки, товстостінні труби	Кронштейни, деталі шасі, зокрема зварні, гідроциліндри, гідрошарніри, різьбові деталі кріплення (великих розмірів), рейки, що спрямовують

### 2.3. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ СТАЛЕЙ В КОНСТРУКЦІЯХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

У конструкціях сучасної АТ обсяг використання сталей постійно зменшується, що має об'єктивні причини:

- по-перше, для того, щоб сталь конкурувала з погляду питомої міцності з сучасними алюмінієвими і титановими сплавами, питома міцність яких становить відповідно 20 і 27, межа міцності сталі має становити  $\sigma_B = 2000$  МПа. Сталі з такою міцністю існують, але їх використання є обмеженим унаслідок їх чутливості до концентраторів напруження:

- по-друге, вона має низьку корозійну стійкість, зокрема, низька порогове напруження КР, що особливо важливо для АТ із тривалим ресурсом експлуатації.

Незважаючи на вказані недоліки, на сталеві деталі припадає близько 10 % маси планера АТ. Основними перевагами, на яких базується їх використання, є високий модуль пружності, порівняно низька ціна, традиції в застосуванні аналогічних конструкцій і перевірена експлуатацією надійність [15, 86, 87].

Сталі в конструкціях АТ залежно від класу можна умовно розділити на такі:

- вуглецеві нелеговані, вживані для малонавантажених деталей, зокрема болтів, отриманих холодною висадкою, і для деталей, технологія виготовлення яких потребує значної пластичної деформації;

- найпоширеніші конструкційні мало- і середньолеговані середньої

міцності. З них виготовляють різні силові деталі, зміцнені термооброблення до  $\sigma_v = 900 \dots 1400$  МПа, зокрема зварні і такі, що підлягають хіміко-термічній обробці (азотування, цементация);

- високоміцні конструкційні, які можуть зміцнюватися термообробкою до  $\sigma_v > 1400$  МПа і використовуються для виготовлення високонавантажених відповідальних деталей АТ. Їх розділяють на високоміцні середньолеговані і мартенситні старіючі;

- неіржавіючі і жароміцні, що використовують для виготовлення корозійностійких деталей.

Застосування сталей кожного класу пов'язано з їх фізико-хіміко-механічними властивостями, технологічністю з урахуванням умов експлуатації: навантаження, контакт з іншими матеріалами, середовище, наявність або відсутність тертя і т.п [15, 86, 87].

#### **2.4. ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ МАГНІЄВИХ СПЛАВІВ У КОНСТРУКЦІЯХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Застосування магнієвих сплавів у конструкціях АТ зумовлено мінімальною питомою вагою магнію серед конструкційних металів при середній міцності, що дозволяє виготовляти мало- і середньоавантажені деталі з максимальною вагою віддачею. Крім того, магнієвим сплавам властива висока здатність до поглинання енергії удару і вібраційних коливань. Позитивною властивістю магнію також є висока питома теплоємність. Недоліком магнієвих сплавів є їх низька корозійна стійкість, що і зумовлює їх незначне застосування в АТ тривалого ресурсу. Проте, при відповідному захисті деталі з магнієвих сплавів можуть надійно працювати в будь-яких кліматичних умовах, у тому числі і у контакті з мінеральними мастилами, гасом, бензином, в лужних середовищах, рідкому і газоподібному зневодненому кисні та інших неагресивних відносно магнію середовищах.

Не рекомендується використовувати магнієві сплави в таких випадках:

- без відповідної до умов експлуатації антикорозійного захисту поверхні;
- у морській воді, середовищі кислот, їх розчинів і пари інших агресивних відносно магнію середовищах;

- у місцях, де можливе скупчення конденсату;

- для силових деталей, розташованих у місцях, недоступних для періодичного огляду;

- для деталей, на які в процесі експлуатації впливає повітряна ерозія.

У АТ застосовують два класи магнієвих сплавів – що деформуються (МА8 і МА14 (ВМ65-1)) і літійні (МЛ5пч і МЛ8) [15, 86, 87].

## МЕТОДОЛОГІЯ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЗБІРНИХ КОНСТРУКЦІЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ДОВГОВІЧНОСТІ РЕГЛАМЕНТОВАНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ

### 3.1. НОВА КОНЦЕПЦІЯ ТА НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДОЛОГІЇ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ТА ДОСЯГНЕННЯ РЕГЛАМЕНТОВАНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ЗБІРНИХ ТОНКОСТІННИХ КОНСТРУКЦІЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ КОМП'ЮТЕРНИХ ІНТЕГРОВАНИХ СИСТЕМ CAD/CAM/CAE

Авіаційна промисловість займає одне із провідних місць серед пріоритетних напрямків розвитку промисловості України. Для створення нової конкурентоспроможної авіаційної техніки необхідно вести нові наукові розробки та створювати методи проектування більш досконалі, ніж у конкурентів. При цьому заданий ресурс АТ (для літаків 80000...90000 льотних годин) при мінімальних затратах маси є одним із основних параметрів його конкурентоспроможності, а проблема його досягнення визначається в основному методологією інтегрованого проектування та конструювання збірних тонкостінних конструкцій АТ, розроблення якої є перспективним науковим напрямком [8, 9].

У створенні методів аналітичного і автоматизованого проектування збірних конструкцій АТ брали участь багато вітчизняних і зарубіжних учених.

Однак при розробленні цих методів не застосовувались сучасні наукоємні комп'ютерні інтегровані системи CAD/CAM/CAE. Їх впровадження в практику проектування потребує створення нової методології проектування, моделювання, інженерного аналізу та підготовки виробництва збірних тонкостінних конструкцій АТ. Відсутність досвіду досягнення заданих характеристик працездатності конструкцій АТ за допомогою систем CAD/CAM/CAE гальмує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проектування з методами комп'ютерного моделювання конструкції та не дозволяє проводити якісне інтегроване проектування збірних конструкцій АТ, що забезпечує їх життєвий цикл [8, 9, 16].

У зв'язку з цим розроблення методології інтегрованого проектування та комп'ютерного моделювання конструкцій АТ є вельми актуальним, а створення методів досягнення регламентованих ресурсних характеристик збірних конструкцій та їх з'єднань при мінімізації маси має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення безпеки польотів в умовах тривалої експлуатації АТ.

Розвиток інформаційних технологій дозволив вирішити деякі проблеми проектування збірних конструкцій АТ. На рисунку 3.1 показано схему технологічного розчленування літака, що містить велику кількість

збірних конструкцій. Проте через багатофакторність вирішуваної задачі і, як наслідок, потребу залучення фахівців різного профілю (спеціалістів з міцності, конструкторів, технологів, експлуатаційників) інтегрувати їхні зусилля для вирішення задачі створення збірних літакових конструкцій не вдавалося.

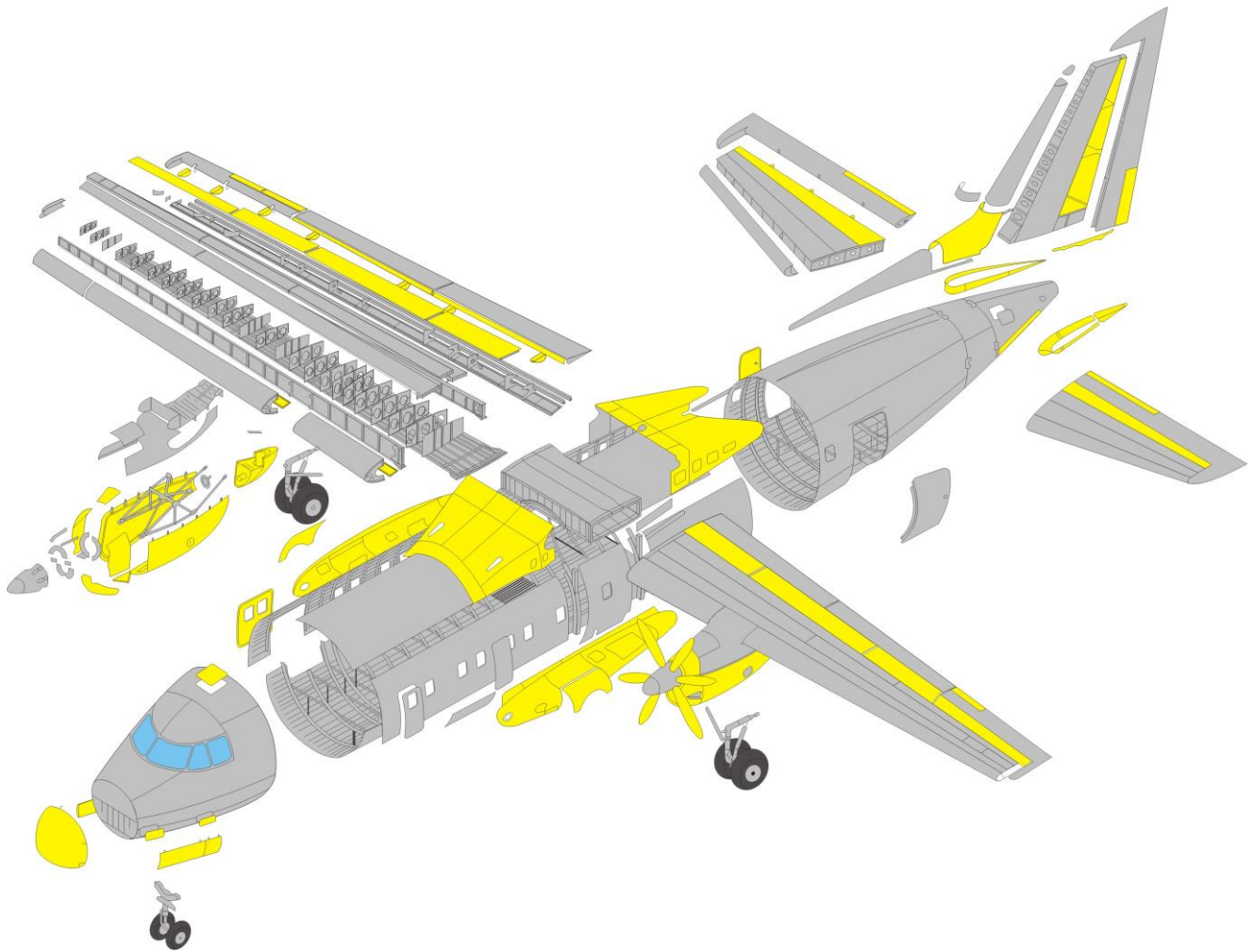


Рисунок 3.1 – Схема технологічного розчленовування літака

Усе це зумовило потребу створення нової методології проектування, щоб містила нові методи проектування літакових конструкцій, підготовки їхнього виробництва, випробувань, експлуатації.

Новим методом має стати інтегрований метод проектування і моделювання збірних конструкцій АТ за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM, що базується на розробленні тривимірних аналітичних еталонів поверхні літака, його агрегатів, збірних вузлів, нових конструктивних елементів, кріпильних деталей, комп'ютерних методів розрахунку об'ємного локального НДС в елементах з'єднання, нових технологій установлення кріпильних елементів із пружнопластичним

радіальним натягом, подальшим експериментально-розрахунковим методом визначення характеристик втомної довговічності типових моделей з'єднань. Це дозволить проектувати з'єднання збірних конструкцій із заданими характеристиками статичної міцності, втомної довговічності, герметичності й якості зовнішньої поверхні з мінімальними витратами маси.

Відомо, що ресурс авіаційних конструкцій визначається ресурсом його силових елементів, який значною мірою залежить від довговічності болтових з'єднань (рисунок 3.2), котрі спричиняють зародження втомних тріщин, що виникають як від геометричної концентрації напруги, так і від розвитку фретинг-корозії (рисунок 3.3). На рисунку 3.4 показано результати аналізу типових втомних руйнувань і довговічності стиків крила, випробуваних у ЦАГІ [11, 12].

Встановлено, що довговічність поперечних стиків знаходиться в діапазоні довговічності пластини з отвором. Крім того, встановлено, що одним з найбільш ефективних способів підвищення втомної довговічності болтових зрізних з'єднань є установлення болтів в отвори деталей, що сполучаються, з осьовим і радіальним натягом [8, 9].

Аналіз методів проектування збірних конструкцій з урахуванням втоми (рисунок 3.5) доводить необхідність подальшого розроблення методів прогнозування впливу конструктивних і технологічних чинників на довговічність болтових з'єднань для забезпечення їхнього ресурсу. [11, 12].

Для обчислення впливу на довговічність з'єднання фретинг-корозії по поверхнях, що сполучаються, використовується розроблена розрахунково-експериментальна залежність (рисунок 3.6) [11, 12].

Актуальною і нині лишається проблема розроблення методу оцінювання довговічності високоресурсних з'єднань, виконаних з осьовим і радіальним натягом, що сполучає як накопичений статистичний матеріал, так і новітні методи інженерного аналізу локального НДС у зонах концентраторів з урахуванням історії навантаження збірних конструкцій.

Застосування комп'ютерних систем CAD\CAM\CAE дозволить об'єднати теоретичні основи проектування з'єднань збірних конструкцій АТ з методами інженерного аналізу і тривимірного комп'ютерного моделювання.

Найбільш поширені з'єднання, що використовують в авіабудуванні, – заклепочні з'єднання тонкостінних конструкцій, виконаних з алюмінієвих сплавів.

Типові заклепочні з'єднання елементів конструкції планера літака показані на рисунку 3.7. Їх виконуються за допомогою потайних заклепок і заклепок із випуклою заставною головкою.

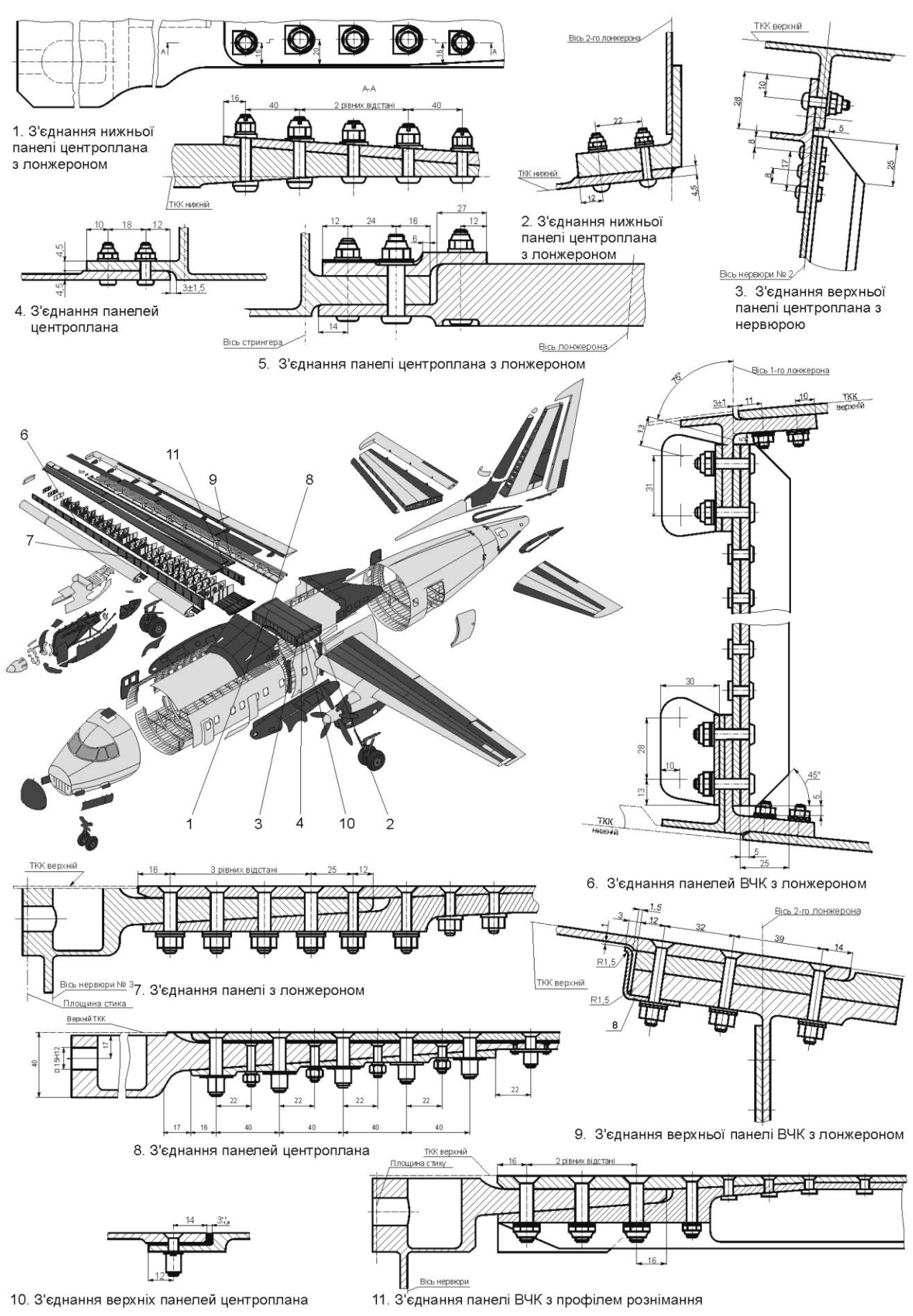
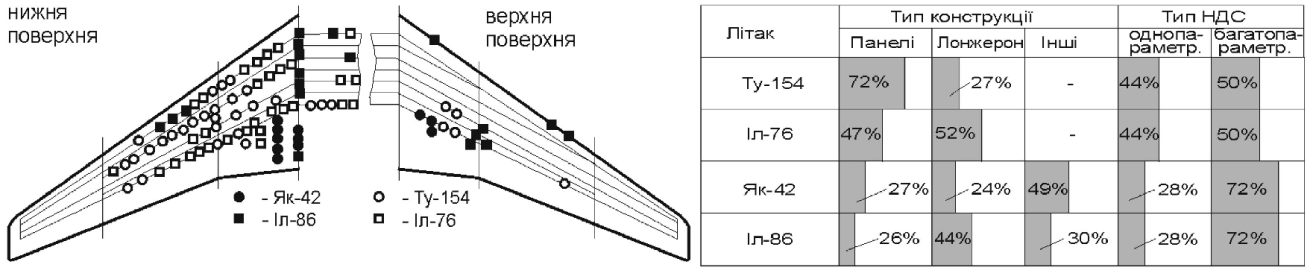


Рисунок 3.2 – Типові болтові з'єднання збірних конструкцій планера літака

### ЗОНИ РУЙНУВАННЯ КРИЛ ЛІТАКА ПРИ НАТУРНИХ РЕСУРСНИХ ВИПРОБОВУВАННЯХ



### ЗОНИ ВТОМНИХ РУЙНУВАНЬ У СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТАХ КОСТРУКЦІЇ ЛІТАКА



За період с 23.11.86 по 30.06.92 рр. на літаках Ан-26 Харківською АТБ виявлено 15 втомних руйнувань.

За період с 23.11.86 по 30.06.92 рр. на літаках Ту-134 Харківською АТБ виявлено 82 втомних руйнування.

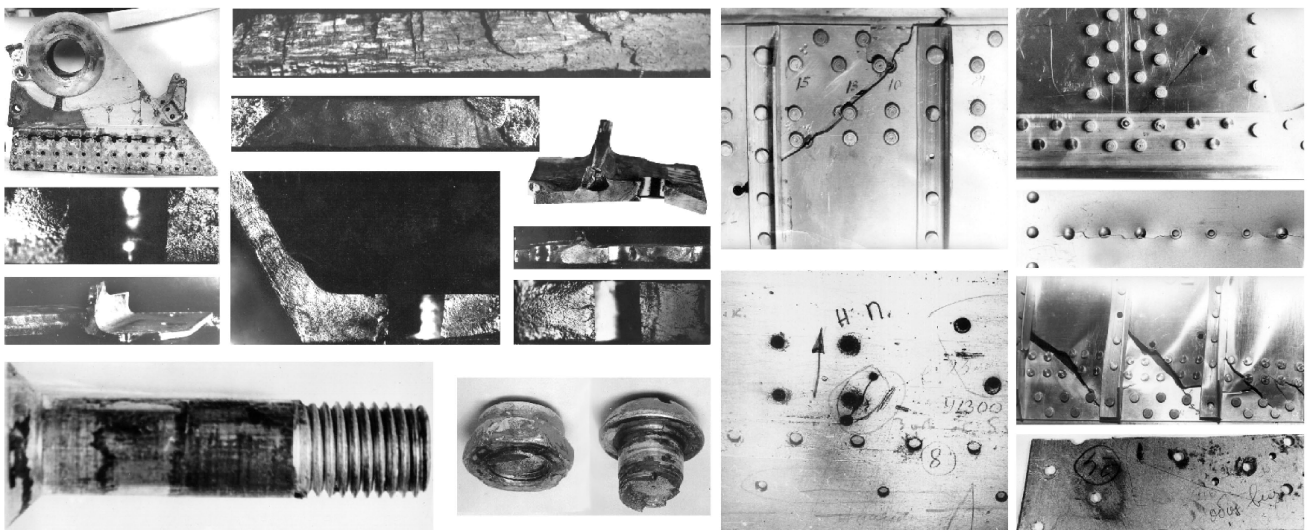
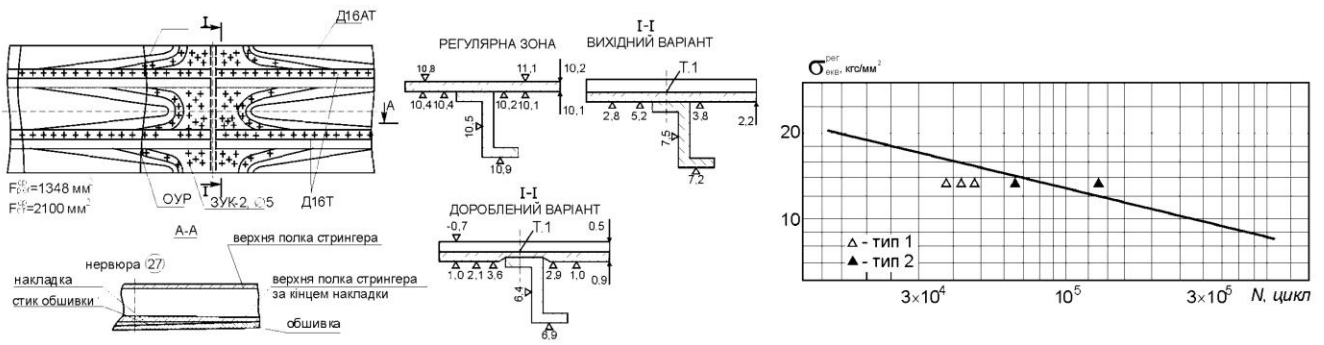


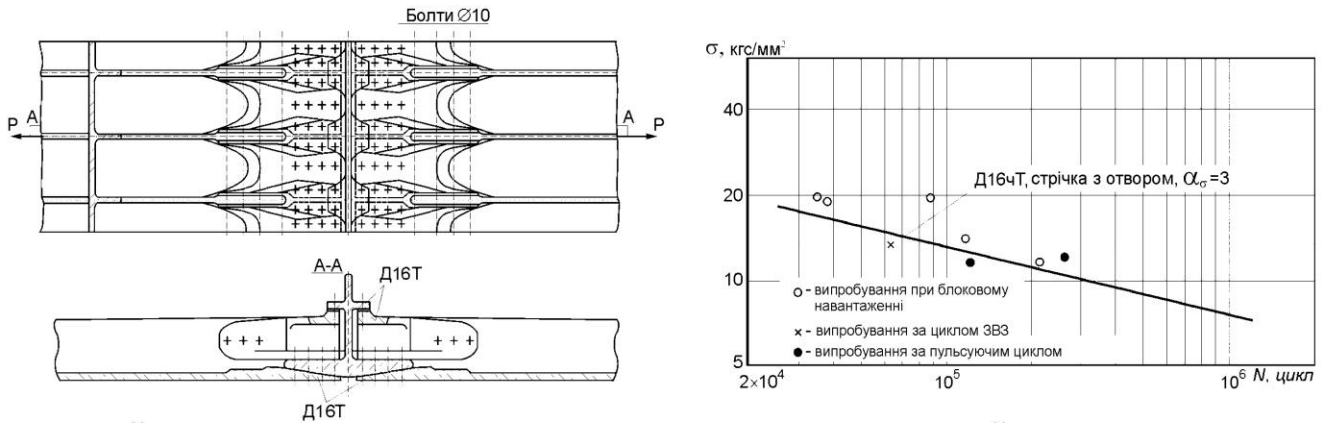
Рисунок 3.3— Зони та характер втомних руйнувань силових елементів конструкції літаків в експлуатації і під час ресурсних випробувань



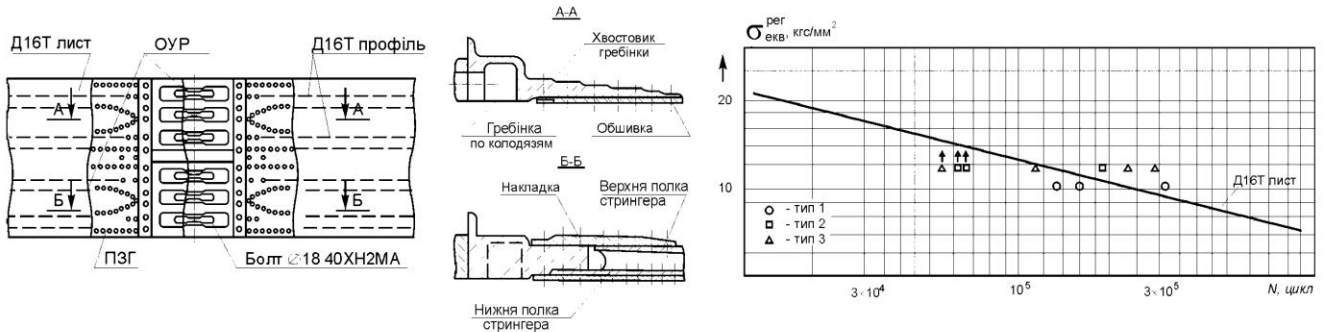
## РУЙНУВАННЯ У ЗОНІ ПОПЕРЕЧНОГО СТИКУ ОБШИВКИ НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА Tu-154



## РУЙНУВАННЯ У ЗОНІ ПОПЕРЕЧНОГО СТИКУ НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА Іл-86



## РУЙНУВАННЯ У ЗОНІ ФЛАНЦЕВОГО З'ЄДНАННЯ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА Tu-154Б



## ОЦІНЮВАННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ ПРОДОЛЬНИХ СТИКІВ НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА Іл-86 ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ВИПРОБУВАНЬ ПАНЕЛЕЙ

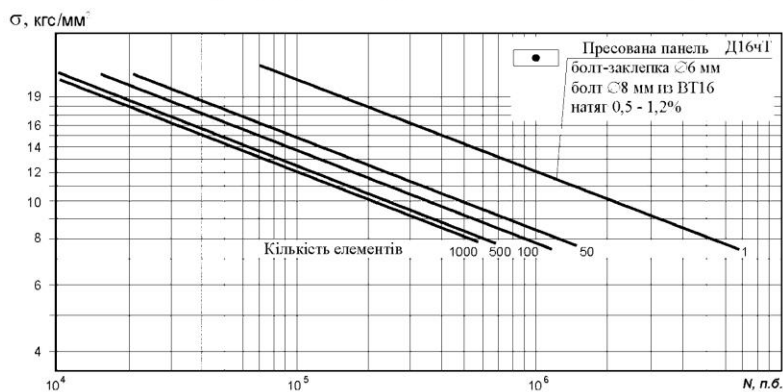
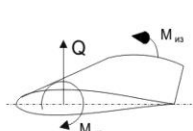
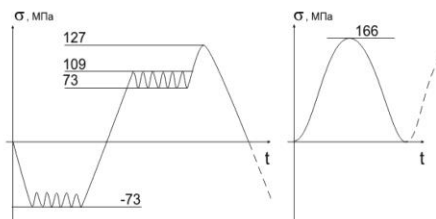


Рисунок 3.4 – Аналіз типових втомних руйнувань і довговічності стиків крила (за матеріалами ЦАГІ)



Визначення розрахункових навантажень  $M_{кр}$ ,  $Q$ ,  $M_{кр}$ , навантажень типового польоту та їх еквівалентного віддунульового циклу



Типовий політ та еквівалентний віддунульового циклу

$$\sigma_{0\text{екв}} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_a\sigma_{\text{max}}} & \sigma_m \geq 0; \\ \sqrt{2(\sigma_a + 0,2\sigma_m)} & \sigma_m \leq 0 \text{ и } \sigma_{\text{max}} \geq 0; \\ 0 & \sigma_{\text{max}} < 0. \end{cases} \quad (1)$$

$$\sigma_{0\text{екв}} = 4 \sqrt{\sum_{i=1}^k \eta_i \cdot \sigma_{0i}^4}$$

Визначення геометричних параметрів з умов забезпечення статичної міцності конструкції:

при стисканні  $\sigma_{\text{дод}} \leq \sigma_{кр}$ , (2)

при розтягуванні  $\sigma_{\text{дод}} = K_1 \sigma_v$ ,  $K_1 = 0,93$ .

Визначення довговічності регулярної зони на етапі ескізного проектування з рівняння кривої втомленості пластини з отвором:

$$N = \frac{C}{\sigma_{0\text{екв}}^m} \geq N_{\text{зад}} \quad (3)$$

Уточнення рівня допустимої напруги (2-е наближення):

$$K_2 = 4 \sqrt{\frac{N_{\text{потр}}}{N_{\text{пробл}}}}; [\sigma_{\text{розр}}]_2 = [\sigma_{\text{розр}}] / K_2 \quad (4)$$

Уточнення геометричних параметрів регулярної зони на етапі 2-го наближення.

Визначення геометричних параметрів з'єднань збірних літакових конструкцій:

$$P = \frac{\delta \cdot t}{m \cdot n} \sqrt{\sigma^2 + \tau^2} \leq P_{\text{руйн}} = K_1 \sigma_B F_1; \quad (5)$$

$$P_{\text{см}} = \delta \delta \sigma_{\text{см}} \text{ руйн. л.} \leq P_{\text{руйн}}; \quad (6)$$

$$P_{\text{рп.л.}} = 2N\delta \tau_{\text{зр}} \text{ руйн. л.} \leq P_{\text{руйн}}; P_{\text{зр}} \leq \frac{\pi d^2}{4} \tau_{\text{зр}} \text{ руйн. б.} \cdot n_6 \cdot \xi \cdot m. \quad (7)$$

Визначення довговічності типових з'єднань за відомими методиками:

$$\lg N_{\text{рл}} = \left[ \frac{\sigma_{\text{арт}}}{101505(\sigma_v - \sigma_{\text{мгл}})^{0,63}} - 0,01478 \right]^{-0,47619}, \quad R_f = \frac{C}{\epsilon \cdot \sigma_{\text{екв}}} \quad (8)$$

$$K_a = \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{ан}}} = K_s + [0,0394K_t(25,4 + d)\beta - K_s] \frac{(\lg N)^4}{1000 + (\lg N)^4}, \quad (9)$$

$$K_t = 0,6 + 0,95 \frac{D}{d}, \quad K_{\text{эф}} = g(K_t - K_s) + K_s, \quad (10)$$

$$K_A = K_6 R + K_n(1 - R), \quad C_{\text{тл}} = [2 + (1 - \frac{d}{D})^3] / (1 - \frac{d}{D}), \quad (11)$$

$$\sigma_{\text{афр}} = 2,344(\sigma_v - \sigma_{\text{мфр}})^{0,63} [0,64 + 43,3(\lg N)^{-2,1}] - 4,068(\lg N)^{0,918K_n} \sigma_k^{0,32} K_m, \quad (12)$$

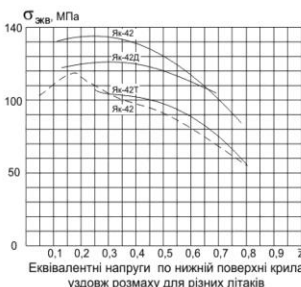
$$\sigma_0^*(N) = k_{\text{см}}(N) \sigma_{\text{см}} + k_{\text{л}} \sigma_{\text{л}} + k_{\text{із}}(N) \sigma_{\text{із}}, \quad (13)$$

$$N = \frac{1}{W_{\text{рд}}^\alpha R_m}, \quad \text{где } R_m = R(1 - r \frac{\sigma_m}{\sigma_v}), \quad (14)$$

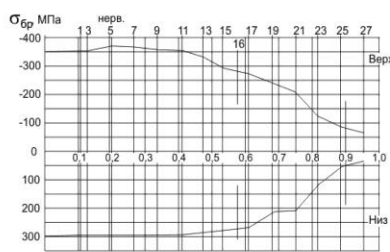
$$(\Delta \epsilon_{\text{пл}}) N^\alpha = \text{const}, \quad \alpha = 0,6, \quad (\Delta \epsilon_{\text{упр}}) N^\beta = \text{const}, \quad \beta = 0,12, \quad (15)$$

$$T_i = \frac{N_{\text{д.п.тр}}}{\eta} + \frac{N_{\text{с.тр}}}{\eta^T} \geq T_{\text{зад}}, \quad (16)$$

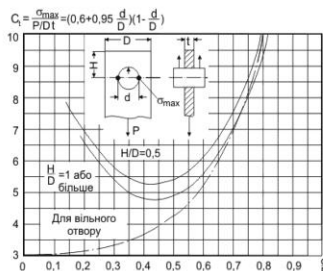
$$\eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4 \cdot \eta_5 \geq 6; \quad \eta_T \geq 2.$$



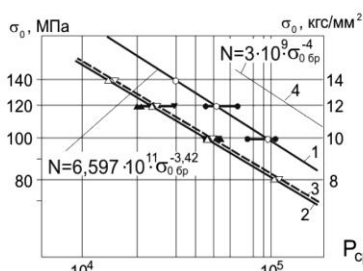
Еквівалентні напруги по нижній поверхні крила удвоє розмаху для різних літаків



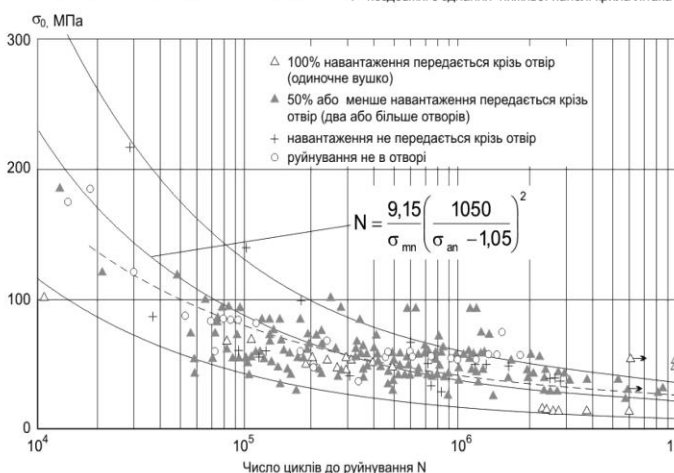
Розподіл розрахункових напруг бруто по нижній і верхній панелях крила літака Як-42



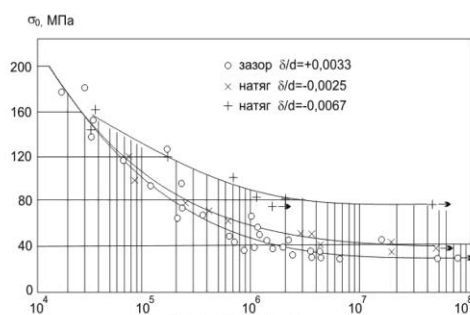
Теоретичні коефіцієнти концентрації напруг для навантажень вуськів, що відносяться до бруто-перерізу вуська



Криві втоми пластин із D16ЧТ з отвором:  
1 - пластина в стані поставки із циліндричним отвором;  
2 - пластина в стані поставки із зенкованим отвором;  
3 - пластина, анодована «НХ» із зенкованим отвором;  
4 - поздовжні з'єднання нижньої панелі крила літака Іл-86



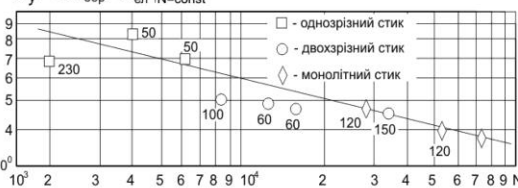
Експериментальна довговічність типових літакових з'єднань з алюмінієвих сплавів



Вплив натягу на довговічність вуськів з алюмінієвого сплаву

$$N_c \geq N_{\text{регл}}$$

$$K_y = 3\sigma_{\text{обр}} / \sigma_{\text{ен}} \quad N = \text{const}$$



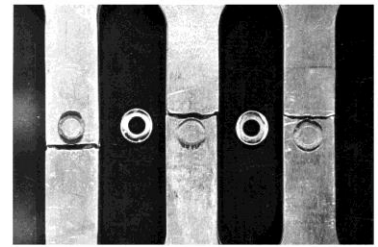
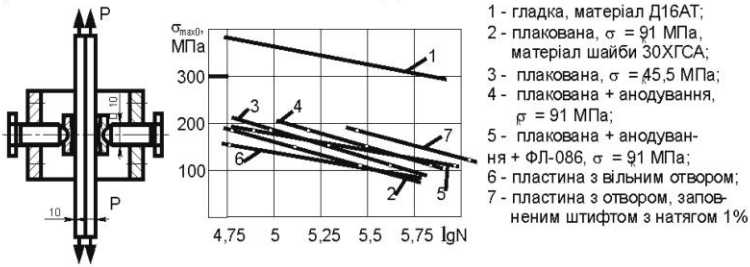
Залежність коефіцієнта втомленості та довговічності від типу стику

Вплив зміни характеру навантаження на довговічність

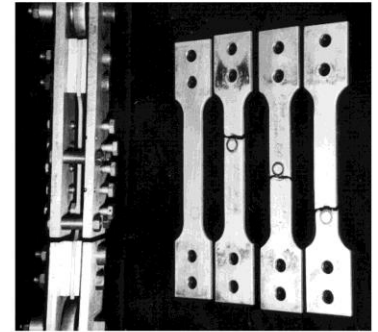
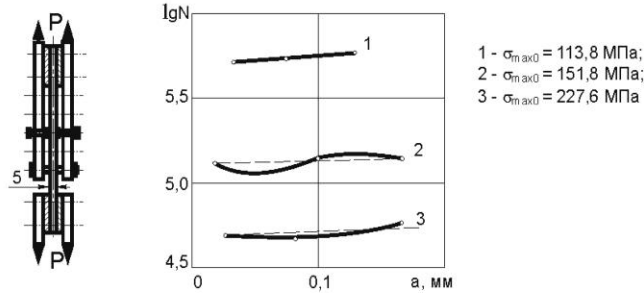
$$\frac{N'}{N''} = \frac{\sigma_{\text{пн}}''}{\sigma_{\text{пн}}'} \left( \frac{\sigma_{\text{ан}}'' - 1,05}{\sigma_{\text{ан}}' - 1,05} \right)^2 \quad (17)$$

Рисунок 3.5 – Аналіз методів проектування збірних літакових конструкцій з урахуванням втоми

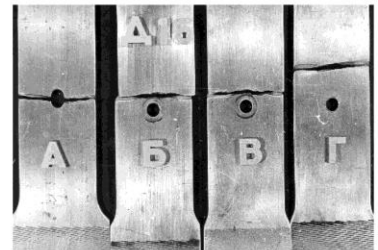
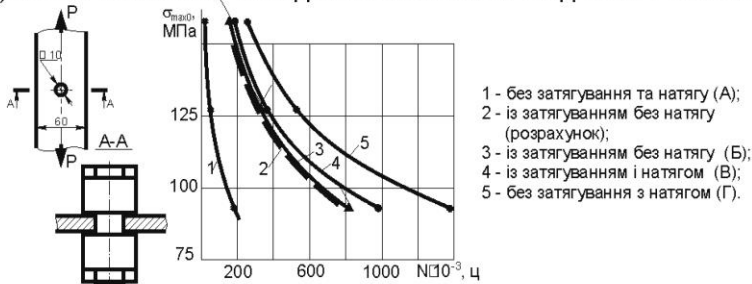
а) ВПЛИВ КОНТАКТНИХ ТИСКІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПЛОСКОЇ ПЛАСТИНИ



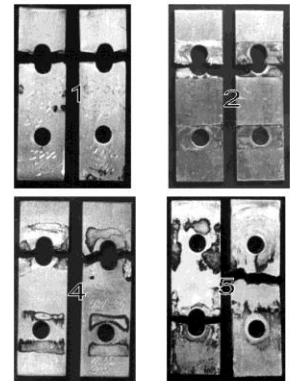
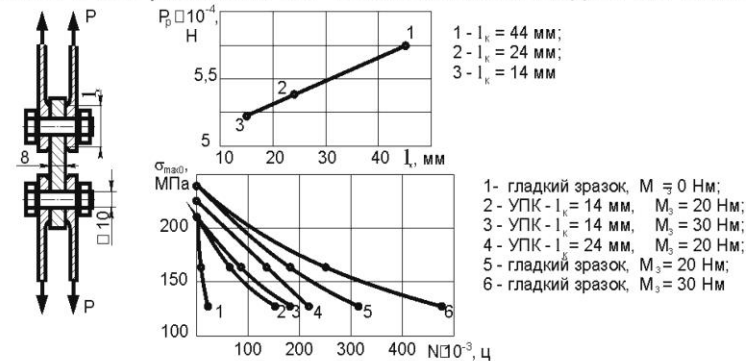
б) ВПЛИВ МІКРОПЕРЕМІЩЕНЬ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПЛОСКОЇ ПЛАСТИНИ



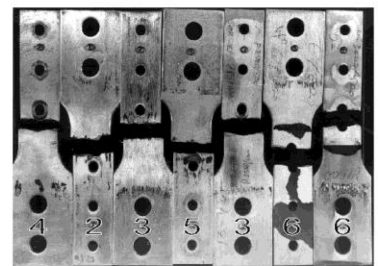
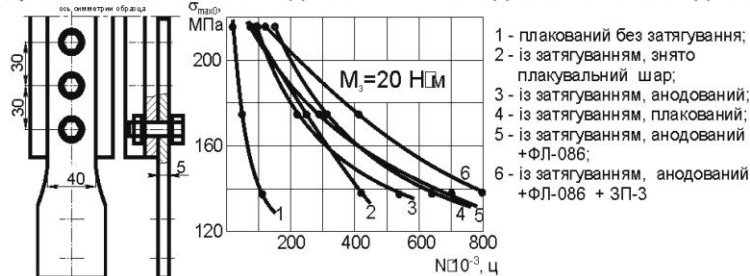
в) ВПЛИВ ОСЬОВОГО ТА РАДІАЛЬНОГО НАТЯГУ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПЛОСКОЇ ПЛАСТИНИ



г) ВПЛИВ ПЛОЩИНИ КОНТАКТУ ТА ЗАТЯГУВАННЯ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ДВОЗРІЗНОГО З'ЄДНАННЯ

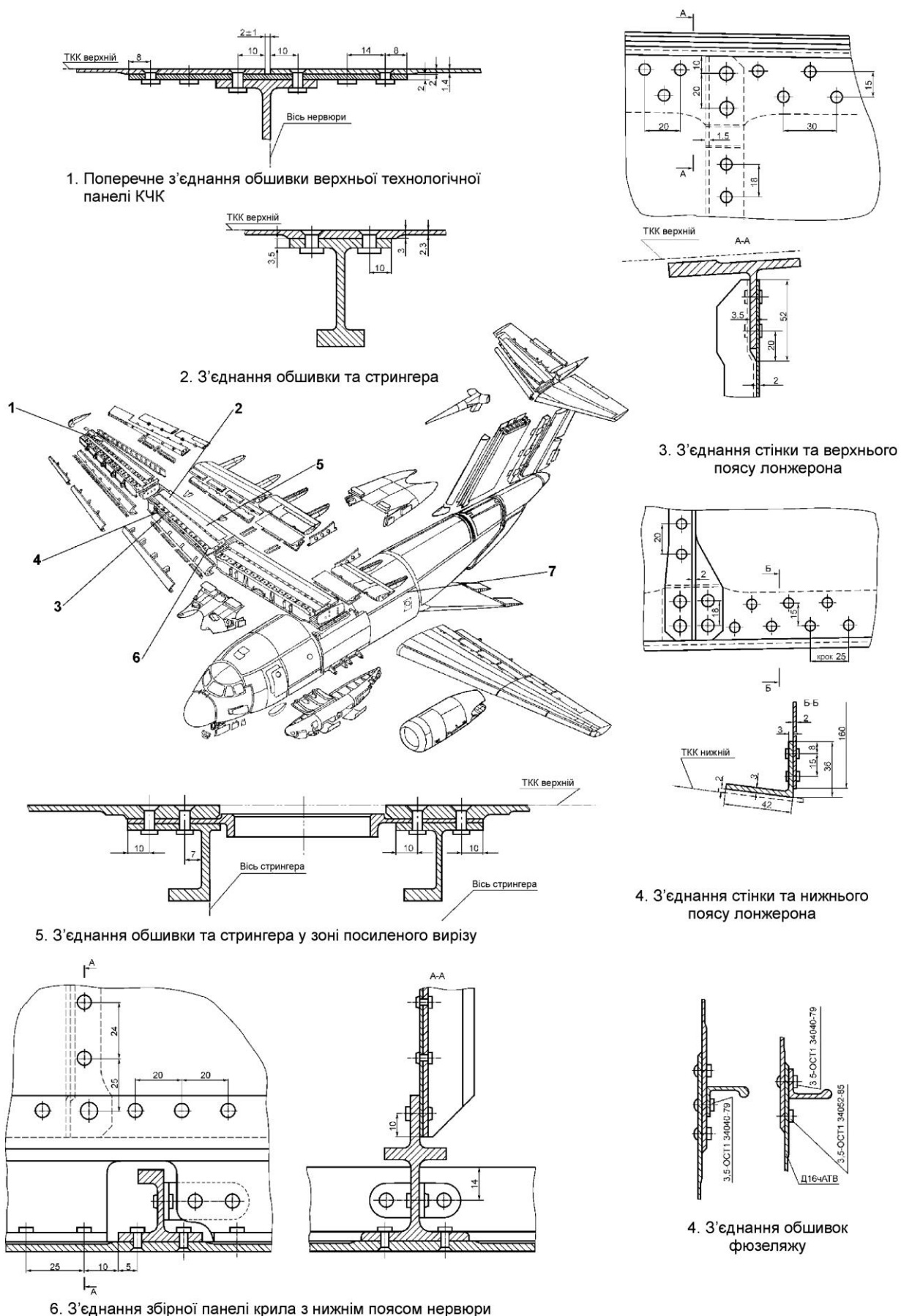


д) ВПЛИВ ПОКРИТТІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ОДНОЗРІЗНОГО З'ЄДНАННЯ



$$\sigma_{\text{фр}} = 2,344(\sigma_{\text{в}} - \sigma_{\text{мфр}})^{0,63} [0,64 + 43,3(\lg N)^{-2,1}] - 4,068(\lg N)^{0,918} K_{\text{п}} \sigma_{\text{к}}^{0,32} K_{\text{м}} K_{\text{хп}}$$

Рисунок 3.6 – Вплив контактних тисків, мікропереміщень, конструктивно-технологічних чинників на довговічність конструктивних елементів болтових з'єднань збірних конструкцій в умовах фретинг-корозії



1. Поперечне з'єднання обшивки верхньої технологічної панелі КЧК

2. З'єднання обшивки та стрингера

3. З'єднання стінки та верхнього поясу лонжерона

4. З'єднання стінки та нижнього поясу лонжерона

5. З'єднання обшивки та стрингера у зоні посиленого вирізу

4. З'єднання обшивок фюзеляжу

6. З'єднання збірної панелі крила з нижнім поясом нервюри

Рисунок 3.7 – Типові заклепочні з'єднання елементів конструкції планера літака

У нашій країні в конструкції планера виробів «Ан» потайні заклепочні з'єднання виконують заклепками з корончатим компенсатором по ОСТ1 34052-85. Особливістю з'єднань цими заклепками є те, що потрібне за умовами на КВП виступання заставних головок може бути реалізоване тільки шляхом їхнього механічного зачищення (фрезерування), оскільки об'єм виступаючої перед клепаанням частини заставної головки (об'єм компенсатора) значно перевищує величину, необхідну для заповнення зазорів на ділянці зенкованого гнізда, і для створення радіального натягу в з'єднанні по висоті заклепки. У процесі зачищення усувається захисне антикорозійне покриття із заставних головок заклепок і не виключається пошкодження його і обшивки на ділянках, що примикають до заставних головок, через ту, що обважнює, а також при застосуванні для зачищення ручного механічного інструменту. Результати вимірювання величин виступання заставних головок заклепок діаметром 3 мм над поверхнею обшивки показали, що після клепаання до фрезерування фактично реалізується висота виступання заставних головок заклепок від 0,3 до 0,71 мм, після фрезерування – від 0,03 до 0,27 мм. При цьому висота виступання до 0,1 мм реалізується лише у 44 % заклепок. У той же час величина утяжок обшивок у зонах її приєднання до шпангоутів досягає 0,42 мм. Утяжка до 0,05 мм реалізується в зоні постановки 50 % заклепок, утяжка від 0,051 до 0,1 мм – в зоні постановки 24% заклепок [12, 13, 15].

Таким чином, розроблення нових типів заклепок, технології їх установлення, методології їх інтегрованого проектування і моделювання, методів прогнозування їх довговічності за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем залишається актуальним задачею.

Конструкції планерів літаків, спроектовані за принципом безпечної пошкоджуваності або експлуатовані за технічним станом, повинні мати достатню живучість і ресурс за наявності в їх елементах втомних тріщин до критичної довжини.

$$T = \frac{N_{д.п.тр}}{\eta} + \frac{N_{зтр}}{\eta_{тр}},$$

де  $N_{д.п.тр}$  – довговічність до появи тріщини;  $N_{зтр}$  – довговічність з моменту утворення тріщини до руйнування конструкції;  $\eta$ ,  $\eta_{тр}$  – коефіцієнти надійності.

Довговічність конструкцій, раніше спроектованих за принципом безпечного ресурсу, що наразі експлуатується, інформативність їхніх втомних випробувань можна істотно підвищити застосуванням інтегрованих способів затримки розвитку втомних тріщин, відновлення міцності й герметичності.

На початку свого розвитку площина втомної тріщини перпендикулярна до серединної поверхні пластини, а потім повертається під кутом

$\varphi = 45...60^\circ$  до цієї поверхні (див. рисунок 3.8). Відбувається перетворення тріщини відривного типу до типу одинарного і (або) подвійного зрушення. Перехід від одинарного до подвійного зрушення в пластинах завтовшки  $\delta = 2...2.5$  мм спостерігається при довжинах втомних тріщин  $2l = 80...120$  мм, а в пластинах 5 мм завтовшки – при довжинах  $2l = 20...50$  мм на експлуатаційному рівні циклічних навантажень. При цьому фронт вершини втомної тріщини на ділянках її стійкого зростання в тонкостінних авіаконструкціях має опуклу (еліптичну або овальну) форму. Зміна типу руйнування в тонкостінних конструкціях пояснюється збільшенням зони пластичності і, як наслідок, переходом від плоскодеформованого стану до плосконапруженого у вершинах тріщини при збільшенні її довжини.

Експериментальні дослідження показують, що істотно змінюють напрям розвитку втомної тріщини нерегулярності в тонкостінній конструкції: отвори, ребра жорсткості, анізотропія матеріалу листової деталі, перерозподіл полів напруження в результаті розвитку тріщин.

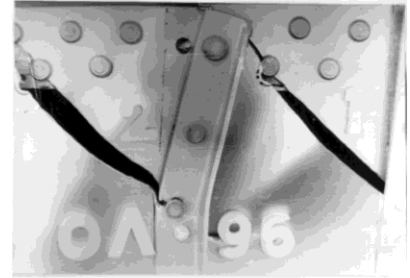
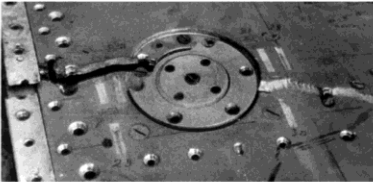
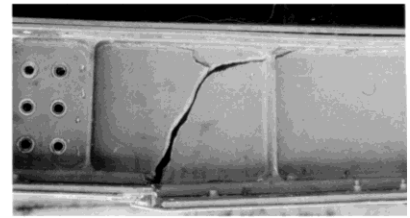
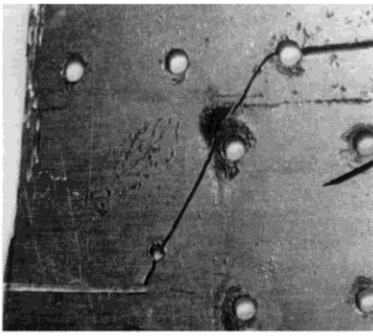
При наближенні тріщини до отвору (або до краю деталі) перемичка між фронтом вершини тріщини і стінкою отвору руйнується нормально за відривним типом або відколом (зрізом) за зсувним типом.

На основі виявленого характеру розвитку втомних тріщин і типу втомного руйнування тонкостінних конструкцій доцільно виконувати у вершині тріщини отвір, діаметр якого дорівнює подвоєній товщині  $\delta$  листової деталі з тріщиною або більше її (див. рисунок 3.8). Діаметр може бути зменшений при розташуванні центру отвору на відстані від вершини тріщини по напрямку її зростання.

Контур отвору з центром у вершині тріщини має гарантовано охоплювати загальний фронт її вершини. Оскільки площа втомної тріщини, що розвивається зрушеним типом, становить із серединною поверхнею листової деталі кут близько  $\varphi = 45^\circ$ , то номінальний діаметр отвору у вершині тріщини необхідно вибирати за умови  $d_0 \geq 2\delta$ .

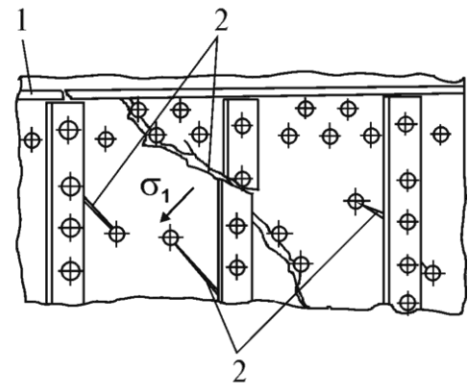
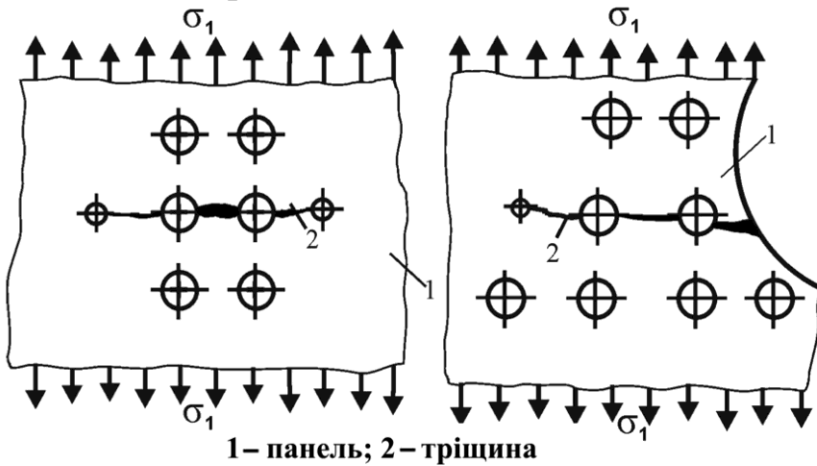
Робити отвір такого діаметра через конструктивно-технологічні обмеження не завжди можна і доцільно, наприклад, у разі великої товщини листових деталей. Крім того, часто виникає потреба зробити отвір із центром, зміщеним відносно початкового напрямку поширення втомної тріщини.

Отвори у вершинах тріщин уповільнюють зростання тріщин, але не зупиняють. Збільшення залишкової довговічності при такому способі затримки тріщини завдовжки 30 мм на експлуатаційному рівні навантажень становить 1,5 – 2 рази порівняно із залишковою довговічністю обшивки з тріщиною без засвердлювання її кінців. Для забезпечення заданого ресурсу за наявності тріщин необхідно розробити нові способи затримки їх зростання на стадії експлуатації.



**Втомні тріщини в обшивках і панелях**

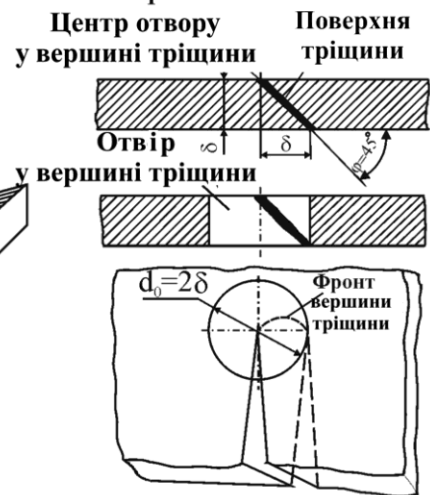
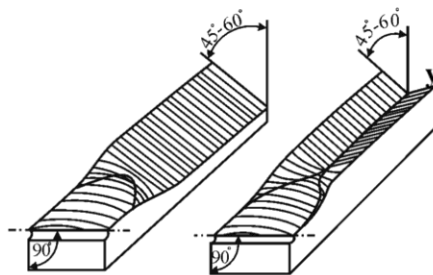
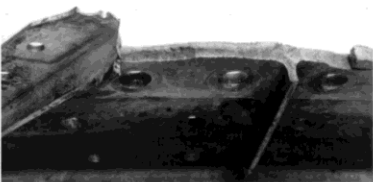
**Втомні тріщини в лонжеронах**



1 – панель; 2 – тріщина

1 – відсік лонжерона; 2 – тріщини

**Втомна тріщина розвивається перпендикулярно до дії головних напружень розтягання  $\sigma_1$**



**Перетворення тріщини відривного типу до типу одинарного або подвійного зсуву**

**Параметри отворів, що виконують у вершинах втомної тріщини**

**Рисунок 3.8 – Характер розвитку втомних тріщин в тонкостінних конструкціях планера літака в умовах експлуатації і при ресурсних випробуваннях**

Аналіз попередніх досліджень в області методів проектування збірних конструкцій АТ довговічності, що регламентується, дозволяє сформулювати мету даного підрозділу роботи і визначити завдання, рішення яких забезпечує її досягнення.

Метою цього дослідження є забезпечення регламентованої довговічності збірних конструкцій АТ на всіх етапах життєвого циклу АТ шляхом розроблення методів їх інтегрованого проектування та моделювання за допомогою комп'ютерних систем.

Проведено аналіз стану проблеми проектування збірних конструкцій АТ регламентованої довговічності. Проаналізовані принципи і методи проектування збірних конструкцій АТ, аналітичних методів визначення параметрів літаків на етапі ескізного проектування, розглянуто особливості автоматизованого і системного проектування.

З проведеного аналізу виходить, що в процесі впровадження в практику проектування комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE для забезпечення конкурентоздатності вітчизняної авіаційної техніки необхідно розробити методологію інтегрованого проектування збірних конструкцій АТ та їх з'єднань.

Проведено аналіз методів проектування збірних конструкцій АТ, зрізних болтових і заклепочних з'єднань з урахуванням втоми. Показано, що для забезпечення ресурсу сучасних літаків необхідно розробити методи інтегрованого проектування і досягнення регламентованої довговічності зрізних болтових і заклепочних з'єднань, а також розробка способів затримки росту втомних тріщин для продовження ресурсу збірних тонкостінних конструкцій.

Метод інтегрованого проектування поєднує методи аналітичного проектування і комп'ютерного параметричного тривимірного моделювання конструкції як літака в цілому, так і його агрегатів, збірних вузлів і деталей, що забезпечує їх працездатність протягом усього життєвого циклу.

Силкові елементи планера літака з'єднані між собою різними типами кріпильних елементів і визначають ресурс планера літака. Від якості їх проектування і виготовлення залежать масові, ресурсні, аеродинамічні й естетичні характеристики літака. Методи автоматизованого проектування збірних конструкцій АТ, які застосовувались раніше, базувалися на двовимірних моделях та їх плазовій ув'язці, що не дозволяло інтегрувати їх із системами технологічної підготовки виробництва і системами інженерного аналізу. Розвиток і впровадження у виробництво, науку і навчальний процес комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE привели до необхідності створення нової концепції інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій (рисунок 3.9) [8, 10].

Усі роботи з інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій виконуються в єдиному інформаційному середовищі проектного літака із застосуванням конструкторських і технологічних баз даних.

На основі запропонованої концепції розроблено принципи



інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій:

1. Принцип створення аналітичних еталонів збірних літакових конструкцій.

Тривимірні комп'ютерні моделі майстер-геометрії, розподіли простору, аналітичні еталони елементів збірних літакових конструкцій створюються методами аналітичної геометрії за допомогою інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM у єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літаків.

2. Принцип створення майстер-геометрії вигляду літака.

Параметри вигляду нового літака мінімальної маси і регламентованої довговічності мають задовольняти задані перспективні тактико-технічні вимоги, Авіаційні правила, концепцію створення нового літака і визначатися із співвідношень:

$$\begin{aligned}
 & \text{ТТТ, АП} \rightarrow \text{схема літака} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_0 = \frac{m_{ек} + m_{обл.кер} + m_{ком}}{1 - \left[ \bar{m}_к(p, n_p, N_{реглам}, \lambda, ОПП) + \bar{m}_{cy}(p, t_0, \gamma_{дв}, R, N_{дв}) + \bar{m}_T(p, C_T, k, L) \right]} \\
 & \rightarrow m_{0min} \rightarrow p_{opt} \rightarrow t_{opt} \rightarrow P_0 \rightarrow S_i \rightarrow \text{профілі}_i \rightarrow (l_i, \lambda_i, \chi_i, \bar{c}_i, \eta_i, D_\phi, L_{ВО}, L_{ГО}) \rightarrow \\
 & \rightarrow (\bar{x}_T - \bar{x}_F) \rightarrow \text{аналітичний еталон поверхні літака.}
 \end{aligned}$$

3. Принцип проектування регулярних зон збірних літакових конструкцій.

Конструктивні параметри і технологія виконання регулярних зон (р.з.) літакових конструкцій мають забезпечувати сприйняття розрахункових руйнуючих навантажень, регламентовану довговічність при навантаженнях, еквівалентних навантаженням типового польоту в експлуатаційному середовищі, заданий коефіцієнт утомної якості ( $K_y$ ), задану якість зовнішньої поверхні, ступінь герметичності та задовольняти таким нерівностям:

$$\begin{aligned}
 P_{руйн} & \geq P_{розрах} \left[ КП_{р.з}, \sigma_{др.з} (N_{реглам.р.з}) \right]; N_{реглам} \leq N_{розр.р.з} (КП_{р.з}, \sigma_{екв}, \sigma_k, ТВ); \\
 \Delta_3 & < 0 \text{ при } P = P_{експл}; \Delta h \leq 0,05\text{мм}; K_y \leq 3.
 \end{aligned}$$

4. Принцип проектування нерегулярних зон збірних літакових конструкцій.

Конструктивні параметри і технологія виконання нерегулярних зон (н.р.з.) мають забезпечувати сприйняття розрахункових зусиль у нерегулярній зоні при статичному навантаженні, регламентовану довговічність, якість зовнішньої поверхні і герметичність, що дорівнюють характеристикам регулярної зони або перевищують їх, і задовольняти таким нерівностям:



Рисунок 3.9 – Нова концепція інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій

$$P_{руйн} \geq P_{розрах} (KP_{н.р.з}, \sigma_{пн.р.з} (N_{реглам.н.р.з})); \Delta h_{н.р.з} \leq \Delta h_{р.з}; \Delta_{Зн.р.з} < \Delta_{Зр.з};$$

$$N_{реглам} \leq \min(N_{розрах.н.р.з} (KP_{н.р.з}, (\sigma_{0екв} \cdot \varepsilon_{екв}), \sigma_k, TB); N_{експ} (KP_{н.р.з}, \sigma_0, \sigma_k, TB)).$$

### 5. Принцип підтримки і досягнення живучості збірних літакових конструкцій із втомними тріщинами

Конструктивні параметри збірних літакових конструкцій, що руйнуються безпечно, мають забезпечувати можливість контролю критичних місць, виявлення втомних тріщин і застосування прогресивних

способів затримки їх росту, відновлення несучої здатності та герметичності пошкодженої конструкції і задовольняти таким нерівностям:

$$\left( N_{зал.СЗРТУ} / N_{зал.змп} \right) > 1; \Delta_{3,СЗРТУ} < 0.$$

У процесі реалізації цих принципів було розроблено науково обгрунтовані методи інтегрованого проектування збірних з'єднань літакових конструкцій заданого ресурсу.

Розроблено методи створення майстер-геометрії (рисунок 3.10), моделі розподілу простору (рисунок 3.11), параметричних аналітичних еталонів збірних вузлів (рисунок 3.12) літакових конструкцій, моделі повного визначення (рисунок 3.13).

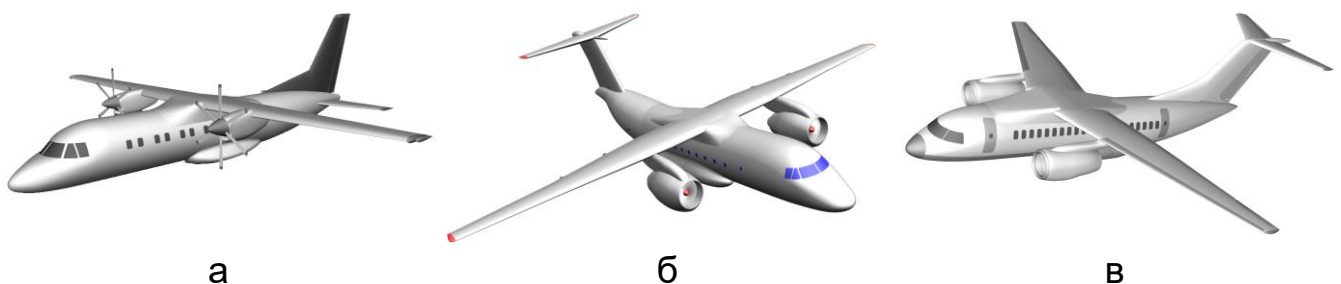


Рисунок 3.10 – Майстер-геометрія (моделі поверхонь) літаків, створених за допомогою системи CAD\CAM\CAE Siemens NX:  
а – Ан-140; б – Ан-74ТК-300; в – Ан-148

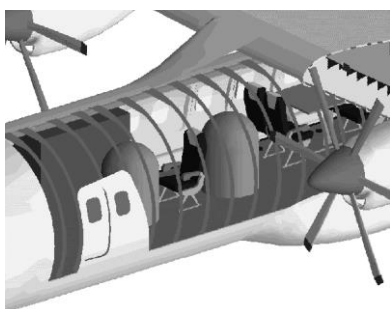


Рисунок 3.11 –  
Фрагмент моделі  
розподілу простору



Рисунок 3.12 –  
Елемент  
стикувального вузла

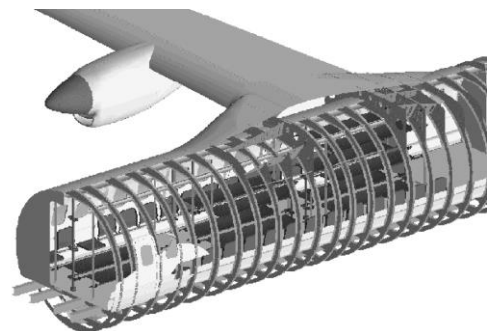


Рисунок 3.13 – Фрагмент  
моделі повного визначення

Розроблений метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС елементів регулярних зон збірних літакових конструкцій за допомогою системи ANSYS з урахуванням геометричної, фізичної нелінійностей і контактної взаємодії елементів конструкції. Він апробований на прикладі аналізу локального

НДС пластини з отвором, заповненим болтом з натягом і затяжкою.

Експериментальним шляхом отримані характеристики опору втомі типових моделей регулярної зони збірних літакових конструкцій. Розроблені критеріальні розрахунково-експериментальні залежності для прогнозування довговічності регулярних зон збірних конструкцій. Розроблений метод прогнозування довговічності зон збірних літакових конструкцій з високим ресурсом на основі енергетичного критерію з урахуванням фретинг-корозії і технології виконання з'єднань.

Розроблена концепція, принципи і методи інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій є методологічною основою створення з'єднань силових елементів планера із заданими характеристиками статичної міцності, ресурсу, герметичності і якості зовнішньої поверхні при мінімальній масі з'єднання.

### **3.2. МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ І ДОСЯГНЕННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ ЗРІЗНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ ЗБІРНИХ КОНСТРУКЦІЙ АТ, ЩО РЕГЛАМЕНТУЄТЬСЯ**

На рисунку 3.14 показано метод інтегрованого проектування і досягнення регламентованої довговічності зрізних болтових з'єднань збірних конструкцій АТ.

Основною складовою методу інтегрованого проектування зрізних болтових з'єднань є методика інтегрованого аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС в елементах зрізних болтових з'єднань з урахуванням фізичної, геометричної та контактної нелінійностей за допомогою системи інтегрованого аналізу ANSYS (рисунок 3.15) [8, 13, 14].

Методика аналізу апробовано при розрахунку характеристик локального НДС в елементах типових однорядних і багаторядних зрізних з'єднань, виконаних з пружнопластичним радіальним натягом і затяжкою

Досліджено зміну контактних тисків (рисунок 3.16), зазорів і локальної питомої енергії деформації (рисунок 3.17) при зміні рівня навантаження, що дозволяє прогнозувати характеристики регламентованої довговічності в зоні концентрації питомої енергії деформування та контактних тисків.

На рисунку 3.18 цифрами вказано: 1 – пластина з отвором, заповненим потайним болтом; 2 – двозрізне однорядне потайне з'єднання; 3 – двозрізне трирядне потайне з'єднання.

Експериментальним шляхом отримано характеристики опору втомі типових болтових з'єднань, на основі яких розроблено критеріальні залежності для розрахунку довговічності з'єднань (рисунок 3.18).

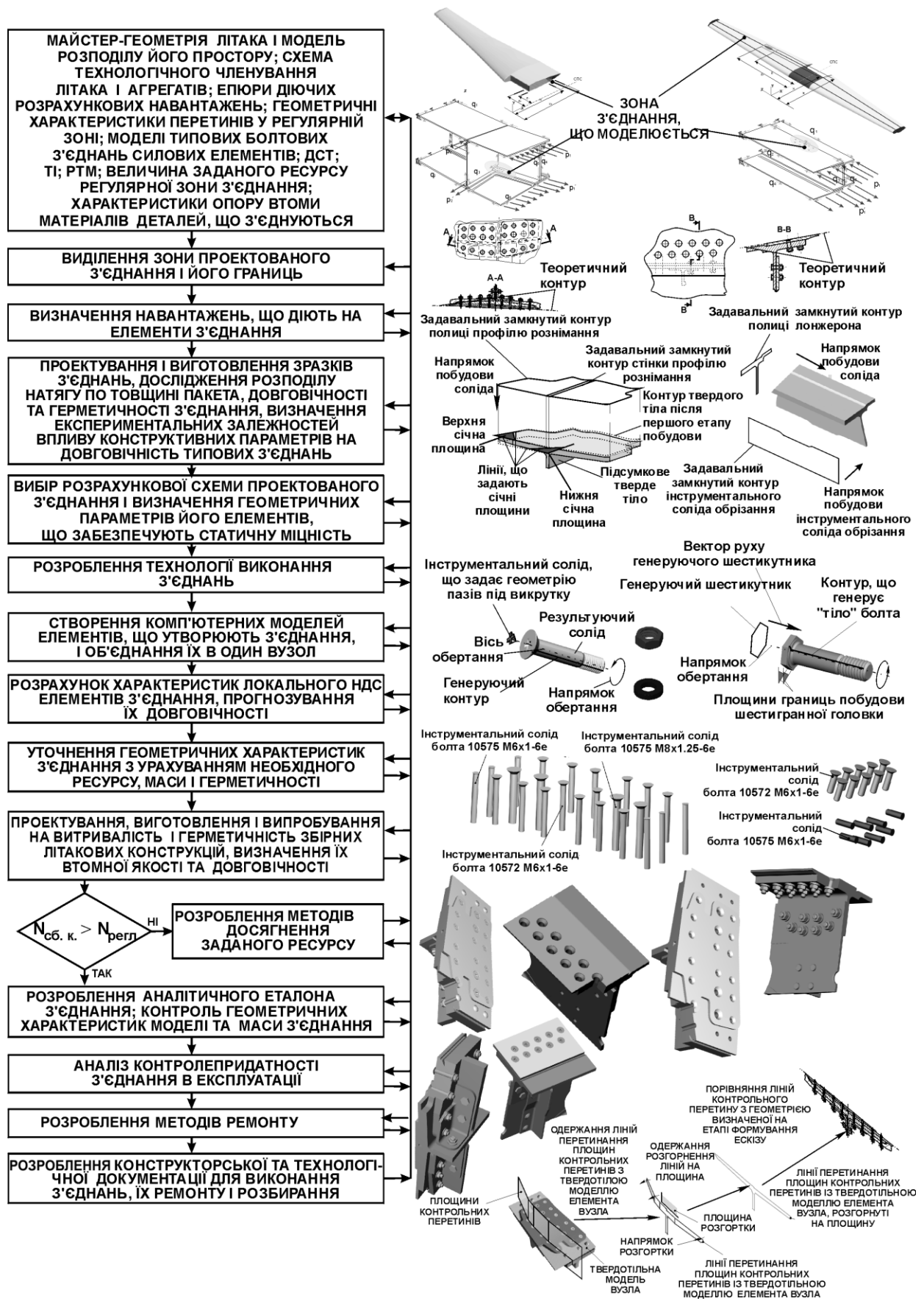


Рисунок 3.14 – Метод інтегрованого проектування, моделювання і досягнення регламентованої довговічності зрізних болтових з'єднань збірних конструкцій АТ

**Аналіз характеру і причин утомного руйнування елементів зрізних з'єднань в експлуатації та при лабораторних випробуваннях**

**Аналіз конструктивно-технологічних параметрів і методів забезпечення заданого ресурсу з'єднань літакових конструкцій. Створення типових моделей з'єднань елементів планера літака**

**Виділення з конструкції планера літака зони з'єднання, визначення руйнівних навантажень, вибір параметрів з'єднань за умовами статичної міцності**

**Визначення експлуатаційних навантажень на з'єднання і зведення їх до еквівалентного віднульового циклу навантаження**

**Створення параметричної тривимірної моделі з'єднання. Вибір і обґрунтування розрахункової схеми з'єднання і діаграм деформування матеріалів**

**Створення скінченно-елементної моделі з'єднання, застосування діючих навантажень і задання граничних умов**

**Формування розрахункових випадків і розрахунок НДС в елементах з'єднання при різних навантаженнях і типах посадок кріпильних елементів**

**Розрахунок розподілу зусиль між рядами в багатоболтовому з'єднанні і піддатливості**

**Аналіз характеристик локального НДС ( $\sigma_x, \epsilon_x, \sigma_y, \epsilon_y, \sigma_z, \epsilon_z, \sigma_e, \epsilon_e, \sigma_{e0}, \epsilon_{e0}, K_{\sigma}, K_{\epsilon}, \sigma_{a0}, \epsilon_{a0}, \sigma_0 \epsilon_0, \sigma_k, \nu$  (мікросув) у зонах імовірного утомного руйнування**

**Аналіз впливу конструктивних параметрів, величини осьового і радіального натягів кріпильних елементів на характеристики локального НДС елементів з'єднання**

**Визначення зон максимального значення енергетичного критерію і деформацій в елементах з'єднання**

**Розроблення рекомендацій щодо зниження значення енергетичного критерію і контактних напруг**



Рисунок 3.15 – Методика інтегрованого аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС в елементах зрізних болтових з'єднань

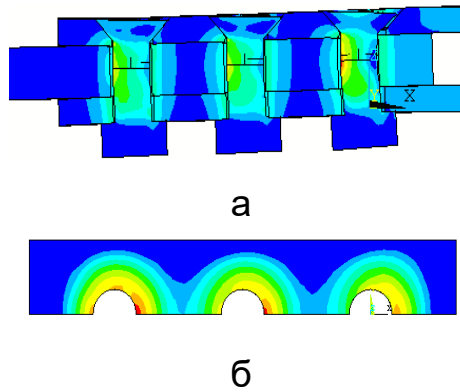


Рисунок 3.16 – Характер деформування елементів з'єднання (а) і поле розподілу контактних тисків (б) між верхньою накладкою і пластиною при рівні зовнішнього навантаження

$$\sigma_{пл}^{бр} = 48 \text{ МПа} \quad (\sigma_{накл}^{бр. розр} = 100 \text{ МПа})$$

(масштаб переміщень – 20:1)

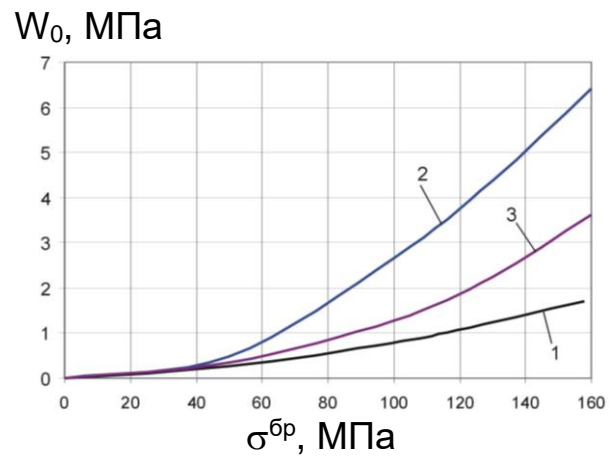


Рисунок 3.17 – Вплив рівня навантаження на зміну повної питомої енергії деформування в зонах імовірного втомного руйнування типових зразків з радіальним натягом 1%  $d_\sigma$  та оіськовою затяжкою 10 кН

Рисунок 3.18 – Криві втоми:

1 – пластина із зенкованим отвором, анодована  $N\sigma^{3,58377} = 6,97894 \cdot 10^{11}$ ;

2 – пластина з отвором, заповненим потайним болтом з радіальним та оісьовим натягами

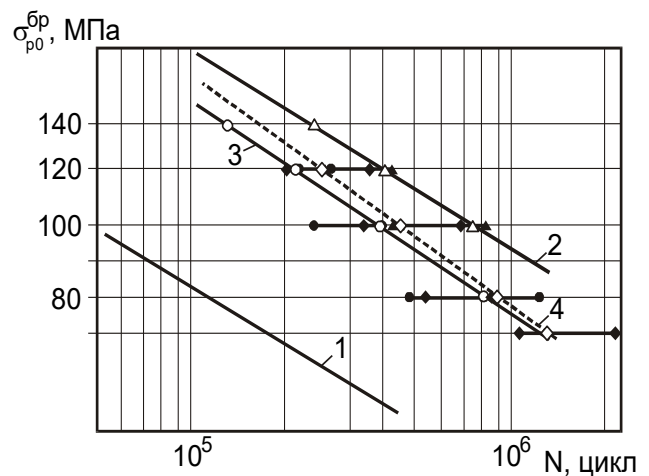
$$N\sigma^{3,07512} = 8,66973 \cdot 10^{11};$$

3 – однорядное двозрізне з'єднання з радіальним та оісьовим натягами

$$N_{фр}\sigma^{3,2977} = 1,48473 \cdot 10^{12};$$

4 – трирядне двозрізне з'єднання з радіальним та оісьовим натягами

$$N_{фр} \cdot \sigma^{3,066} = 5,95009 \cdot 10^{11}$$



Розроблено нову методику розрахунку розподілу зусиль між рядами в зрізних багаторядних болтових з'єднаннях збірних конструкцій за допомогою системи ANSYS на базі розрахункової піддатливості з'єднань..

Установлено вплив радіального натягу на зміну піддатливості з'єднання і збільшення завантаженості крайніх рядів у з'єднаннях з радіальним натягом. Методику апробовано при розрахунку зусиль між рядами восьмирядного зрізного болтового з'єднання (рисунок 3.19), виготовленого зі сталі 30ХГСА.

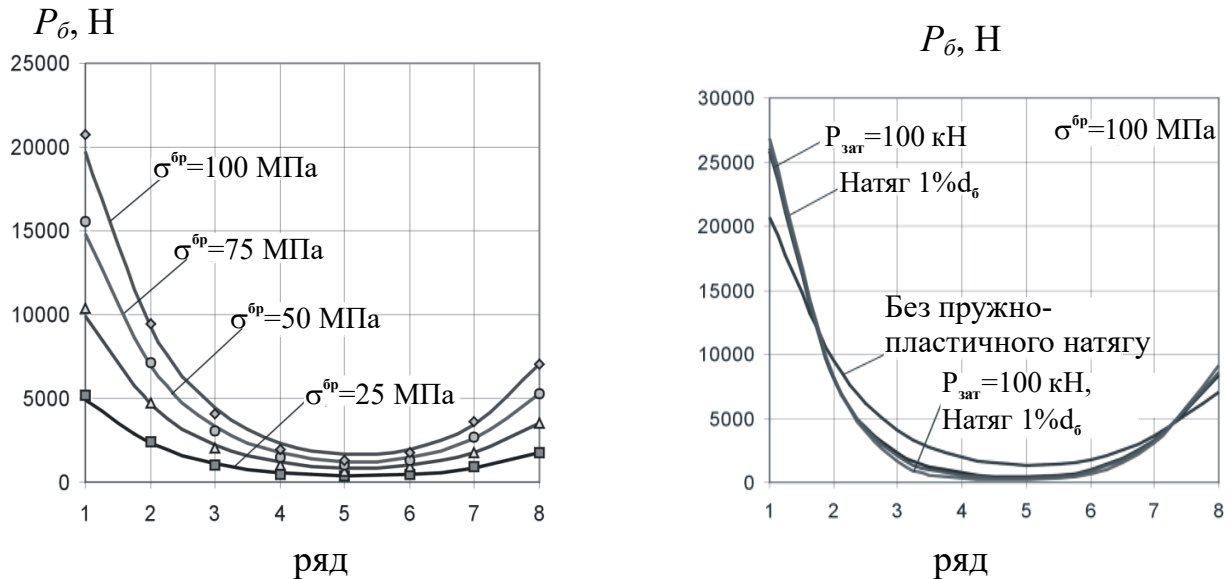


Рисунок 3.19 – Вплив рівня зовнішнього навантаження  $\sigma^{бр}$  на розподіл зусиль по рядах

Лініями позначено теоретичний розподіл зусиль; крапками – розрахунок методом скінченних елементів з використанням спеціального елемента COMB139.

Запропоновано нову методику прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів зрізних потайних болтових з'єднань на їх довговічність з урахуванням зміни величини повної питомої енергії деформування в зонах імовірного втомного руйнування й інтенсивного розвитку фретинг-корозії:

$$N_M = \frac{C_b}{(\sigma_{b0}^{бр})^m (W_{0m}/W_{0b})^k} \cdot \sigma_{aфр} = 2,344 (\sigma_e - \sigma_{mфр})^{0,63} \left[ 0,64 + 43,3 (\lg N)^{-2,1} \right] - 4,068 (\lg N)^{0,918K} \cdot \sigma_K^{0,32} K_m K_{хл}$$

де  $W_{0b}$ ,  $W_{0m}$  і  $k$  – повна питома енергія деформування в найбільш навантаженій зоні поблизу отвору базового та модифікованого зразків відповідно і коефіцієнт урахування ступеня пошкодженості, виражений відношенням робіт деформування модифікованого зразка порівняно з базовим,  $\sigma_K$  – контактні напруги в зоні фретинг-корозії, МПа;  $K_{л}$  – коефіцієнт, що враховує вплив покриттів на зменшення амплітудних значень напруг при заданій довговічності;  $K_m$  – коефіцієнт, що враховує зміни форми контакту;  $K_{хл}$  – коефіцієнт, що враховує характер посадки болта.

Методику апробовано при розрахунку довговічності і її зміні для типових болтових з'єднань:

- 1) пластина із зенкованим отвором, заповненим потайним болтом 5015А з радіальним натягом 1%  $d_b$  і осьовою затяжкою 10 кН;
- 2) двозрізне однорядне потайне з'єднання болтом 5015А, встановленим



- з радіальним натягом 1%  $d_b$  і осьовою затяжкою 10 кН;  
 3) двозрізне трирядне потайне з'єднання болтами 5015A, встановленими з радіальним натягом 1%  $d_b$  і осьовою затяжкою 10 кН.

На рисунку 3.20 показано результати розрахунку і втомних випробувань типових зразків. Установлено задовільне узгодження розрахункових і експериментальних даних.

Розроблено методику створення комп'ютерних моделей болтових з'єднань збірних літакових конструкцій за допомогою системи Siemens NX, що дозволяє вести параметричне моделювання з'єднань у процесі ітераційного проектування з'єднань (рисунок 3.21).

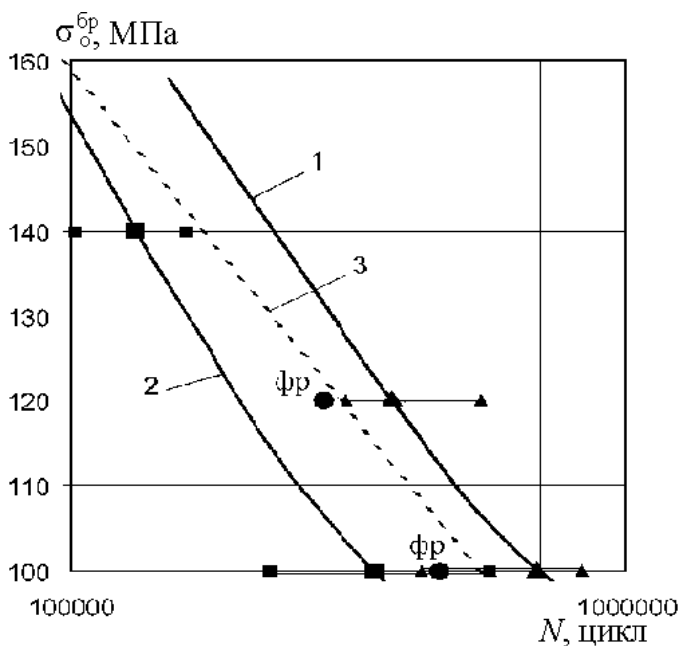


Рисунок 3.20 – Криві втоми типових зразків, побудовані за результатами випробувань і шляхом розрахунку. Нанесено крапки розкиду результатів випробувань і руйнувань від фретинг-корозії (фр) зразка трирядного болтового з'єднання

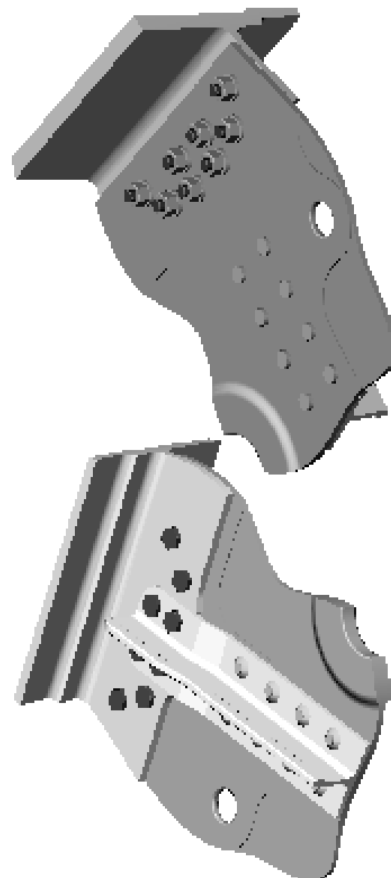


Рисунок 3.21 – Аналітичний еталон болтового з'єднання стінки, полиці та стійки лонжерона

Таким чином, у результаті інтегрованого проектування, комп'ютерного моделювання з'єднань збірних конструкцій АТ за допомогою систем CAD\CAM\CAE\PLM визначають конструктивні параметри болтових з'єднань, технологію їх виконання, що забезпечують заданий рівень статичної міцності, регламентованої довговічності та герметичності при мінімумі маси з'єднань і втомній якості, що перевищує раніше досягнутий рівень.

### 3.3. Нові конструктивно-технологічні рішення для підвищення довговічності болтових з'єднань збірних зрізних конструкцій АТ

На рисунку 3.23 показано нові конструктивно-технологічні рішення для підвищення довговічності різних болтових з'єднань збірних конструкцій АТ.

Досліджено позитивний ефект від створення локального натягу в перехідних зонах зенкованого гнізда під установлення болта і доцільність застосування потайних болтів із триконусною головкою (рисунок 3.22), що забезпечують отримання гарантованого натягу по всій товщині пакета [8, 13, 14].

Ефективність застосування локального натягу потайних болтів із триконусною головкою досліджено в процесі втомних випробувань зразків потайних зрізних з'єднань (рисунки 3.24, 3.25) [8, 13, 14, 15].

Розглянуто спосіб усунення фретинг-корозії шляхом нанесення клею ВК-9 на площини стику з'єднань разом із застосуванням локального натягу. Ефективність клейового шару доведено втомними випробуваннями зразків одно- і багатоболтових зрізних з'єднань (рисунок 3.26).

Установлено, що спільне застосування модифікованих болтів з локальним натягом і клейовим шаром на стику поверхонь забезпечує збільшення довговічності в 8,6 разу порівняно з довговічністю аналогічних зразків, зібраних без застосування клею потайними болтами 5015А з радіальним натягом  $1\% d_b$ .

Крім того, в розділі розглянуті шляхи підвищення втомної довговічності болтових з'єднань виконанням розвантажувальних отворів меншого діаметра, розташованих перед і за основним отвором по лінії дії навантаження на з'єднання. Установлено, що виконання розвантажувальних отворів забезпечує зниження концентрації напруг на кромці завантаженого болтом отвору і ступеня завантаженості болта, відповідно стінок отвору в листі внаслідок збільшення піддатливості зв'язку, що приводить до підвищення довговічності з'єднання в 1,8 - 1,9 разу.

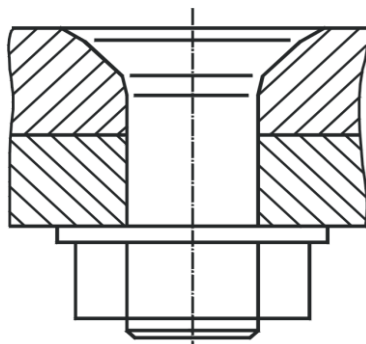
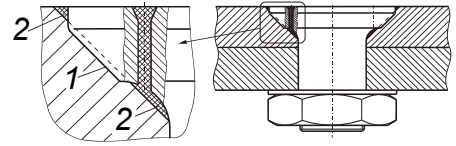
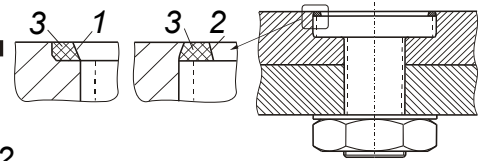


Рисунок 3.22 – Потайний болт із триконусною головкою

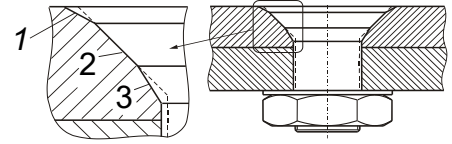
Конічна поверхня потайної закладної головки болта виконана у вигляді кільцевого виступу 1, а кільцеві канавки 2 біля торця головки і під головкою біля стрижня болта заповнені герметиком А.с. 649894



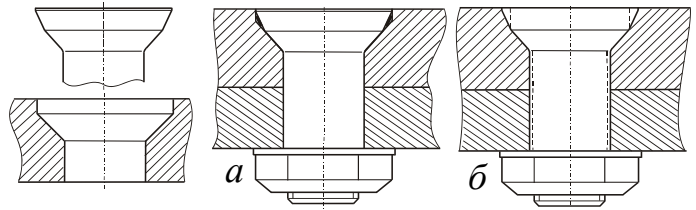
Потайна закладна головка болта і гніздо під неї - циліндричні; приторцева частина закладної головки має боковий конічний кільцевий виступ 1 або уступ 2; приповерхнева кільцева канавка 3 заповнена герметиком А.с. 627252



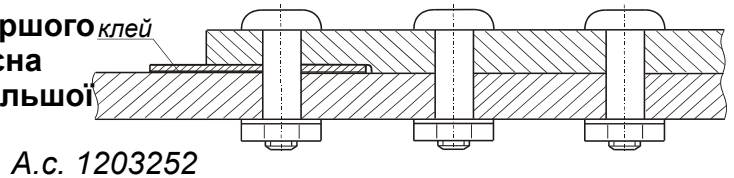
Потайна закладна головка болта триконусна, кут першого конуса менше, другого - дорівнює, а третього - більше кута зенкування отвору в деталі, що з'єднується А.с. 781422



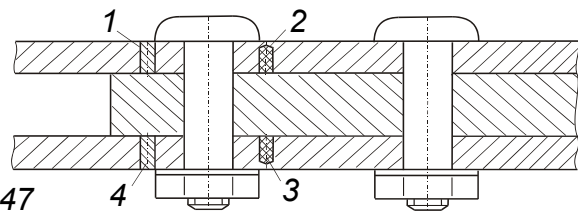
Потайна закладна головка болта - двоконусна; зенкування - циліндроконічне; з'єднання: а - рознімне з герметиком у кільцевій порожнині, б - нерознімне з радіальним натягом уздовж стрижня і закладної головки



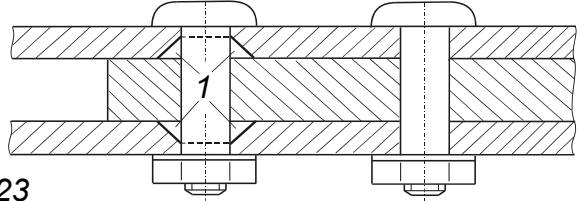
До деталі, що з'єднується, у зоні першого ряду кріпильних елементів, приклеєна прокладка з матеріалу рівної або більшої міцності, ніж матеріал деталі



У деталях, що з'єднуються, перед і за першим рядом отворів під кріплення, виконані наскрізні 1 або глухі 2 отвори, заповнені герметиком 3 або встановленими з радіальним натягом штифтами 4 А.с. 1303747



Отвори в пластинах під перший ряд кріплення мають конусні виїмки 1, розташовані з боку поверхні контакту пластин, що з'єднуються А.с. 1754923



Навантаження деталей, що з'єднуються, статичним, таким, що відповідає, експлуатаційному, розтягувальним навантаженням, яке знімають після утворення отвору й установа в нього кріплення з радіальним натягом А.с. 1388176

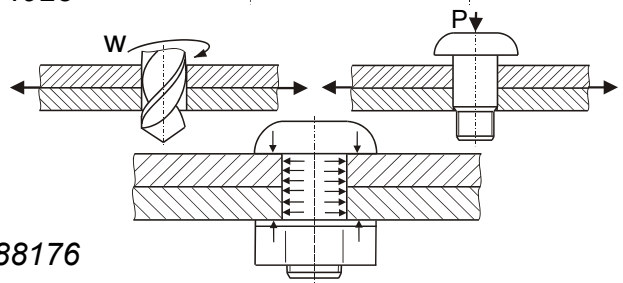


Рисунок 3.23 – Нові конструктивно-технологічні рішення, що підвищують циклічну довговічність та герметичність зрізних болтових з'єднань конструкцій АТ

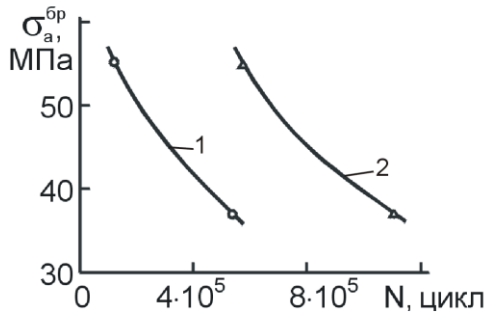
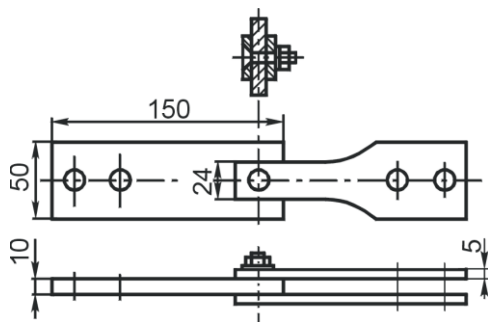


Рисунок 3.24 – Вплив постановлення болтів із триконусною головкою на довговічність одноболтових з'єднань:  
1 – болти 5015А; 2 – болти з триконусною головкою

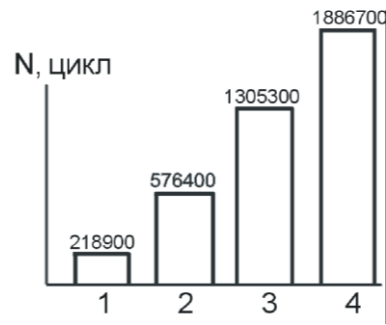
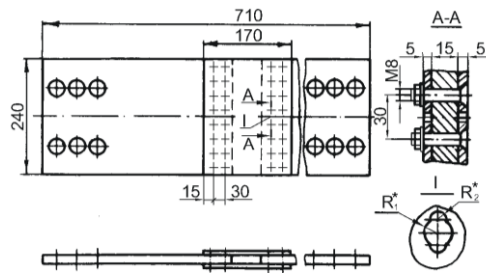


Рисунок 3.25 – Вплив постановлення болтів з триконусною головкою на довговічність багатоболтових з'єднань: 1 – болти 5015А; 2 – болти з триконусною головкою; 3 – болти 5015А + клей; 4 – болти з триконусною головкою + клей

Розроблено спосіб підвищення довговічності багаторядних з'єднань шляхом установлення розвантажувальних прокладок (рисунок 3.27) [13, 14, 16]. Аналіз результатів утомних випробувань показав, що застосування розвантажувальних прокладок сприяє підвищенню циклічної довговічності зразків в 1,6 – 2,1 разу.

Апробовані способи підвищення довговічності з'єднань збірних панелей із профілем рознімання.

Аналіз результатів утомних випробувань показує, що розроблені способи підвищують циклічну довговічність конструкцій місць перестиків збірної стрингер-ної панелі з перестикувальним профілем у 1,6 – 3,8 разу.

Розглянуто вплив застосування полімерних заповнювачів на довговічність однозрізних болтових вусоподібних з'єднань.

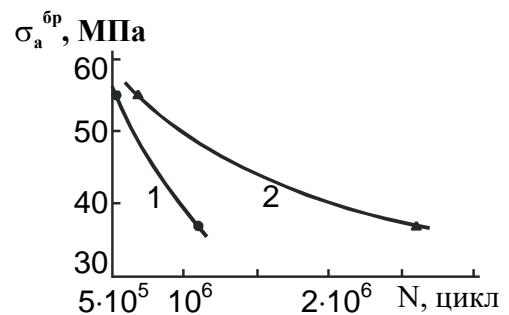


Рисунок 3.26 – Ефективність клейового шару у одноболтових потайних з'єднаннях

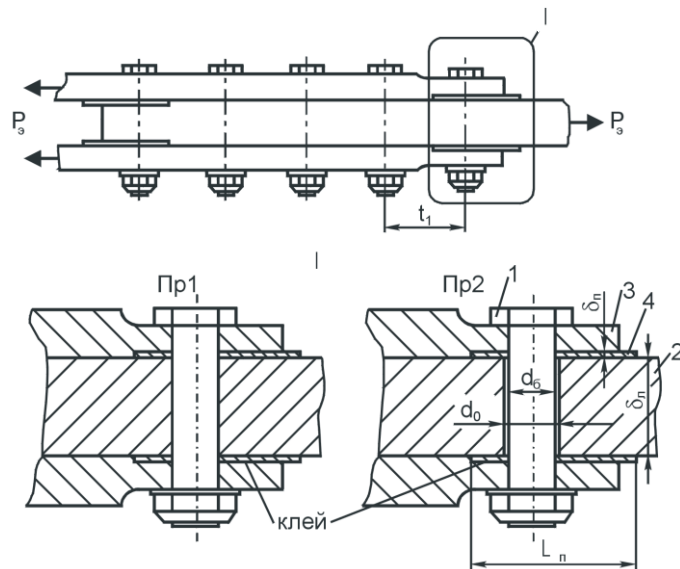


Рисунок 3.27 – Конструкція розвантажувальних прокладок у багаторядному з'єднанні

Проведено втомні випробування, які показують, що полімерні заповнювачі є цілком задовільним засобом підвищення технологічності зрізних вусоподібних стиків, що працюють в умовах циклічних навантажень, сприяють зниженню інтенсивності фретинг-корозії та підвищенню довговічності зразків з технологічними відхиленнями в 1,8 – 3,6 разу.

У розділі експериментально досліджено метод підвищення довговічності однозрізних з'єднань на жорсткому профілі шляхом локального утовщення накладок в зоні крайнього ряду (рисунок 3.28) [13, 14, 16].

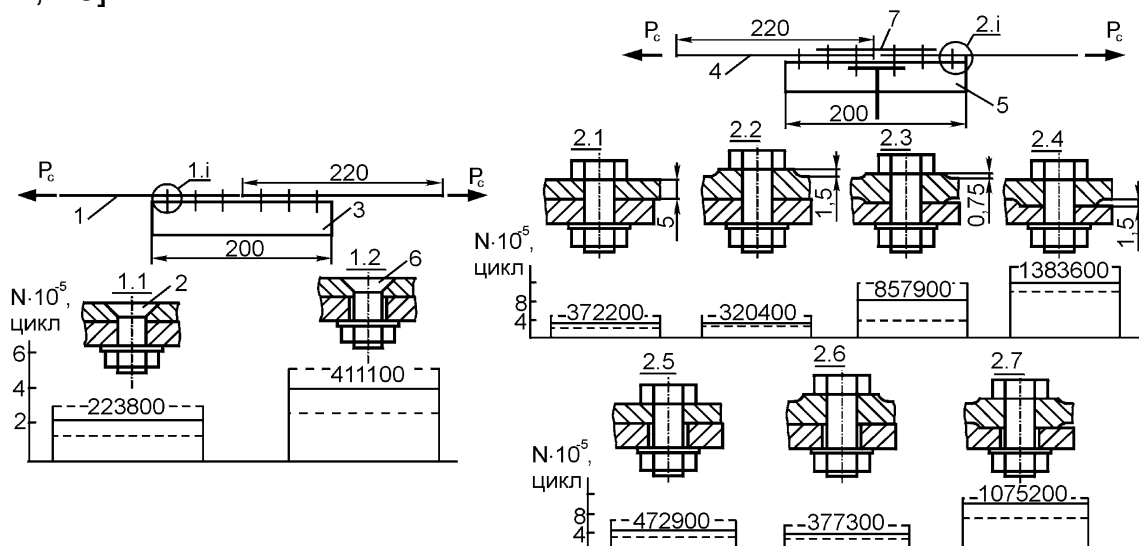


Рисунок 3.28 – Зразки з'єднань на жорсткому профілі: 1 – пластина з листа Д16Атл5; 2 – болт 5015-8-25; 3, 5 – профіль Д16Т-Пр315-7; 4 – пластина Д16Т; 6 – болт із триконусною потайною головкою; 7 – накладка

Встановлено, що втомна довговічність однозрізних болтових з'єднань деталей з листа Д16Атл5, крайні ряди яких мають елементи розвантаження, підвищилася порівняно зі втомною довговічністю з'єднань без розвантажувальних елементів у 1,9 – 3,7 рази.

#### **3.4. МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ І ДОСЯГНЕННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ ЗАКЛЕПУВАЛЬНИХ З'ЄДНАНЬ ЗБІРНИХ ТОНКОСТІННИХ РЕГЛАМЕНТОВАНИХ ЗРІЗНИХ КОНСТРУКЦІЙ АТ**

У результаті інтегрованого проектування заклепочних з'єднань визначаються їх параметри на базі розрахунково-експериментальних методів дослідження їх міцності, локального НДС, опору втоми, технологічності, нових конструктивно-технологічних рішень, виконуються параметричне моделювання за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем, розроблення конструкторської та технологічної документації для створення з'єднань, контролю і ремонту їх у період експлуатації [13, 14].

Метод інтегрованого проектування і досягнення досягнення регламентованої довговічності зрізних заклепочних з'єднань (рисунок 3.29) містить у собі ряд методик:

1. Методику проектування заклепочних з'єднань обшивок на етапі ескізного проектування, яка дозволяє вибирати раціональні параметри з'єднання заданої довговічності при мінімумі його маси [6].

Ця методика містить вибір матеріалів конструкцій із високою масовою ефективністю, а також вибір і оптимізацію параметрів з'єднання з умов забезпечення статичної міцності і довговічності з'єднання.

Оптимізацію параметрів з'єднання виконувалися за критерієм мінімуму маси. Відповідно до процедури оптимізації область визначення мінімуму маси розбивають на ряд підобластей, в центрі кожної з них обчислюють значення мінімуму маси і шляхом порівняння вибирають оптимальне рішення. Вибір чисельного методу оптимізації пояснюється тим, що мінімум маси й обмеження є нелінійними функціями проектних параметрів, а самі проектні параметри – дискретно змінюваними величинами. Розрахунок раціональних параметрів з'єднань проводиться за розробленою блок-схемою, поданою на рисунку 3.30.

2. Методику параметричного і комп'ютерного моделювання типових заклепувальних з'єднань збірних конструкцій АТ.

Відповідно до отриманих раніше геометричних параметрів збірних конструкцій і їх заклепочних з'єднань виконується побудова їх тривимірних геометричних моделей за допомогою системи Siemens NX. [7, 8]. Основою для всіх побудов є майстер-геометрія літака. Елементи силового набору (шпангоути, стрингери, обшивка) всередині агрегата еквідистантно: спочатку – обшивка, а потім шпангоут і стрингери. Останньою виконується модель кніци як елемента технологічної компенсації. Моделювання виконується поетапно.

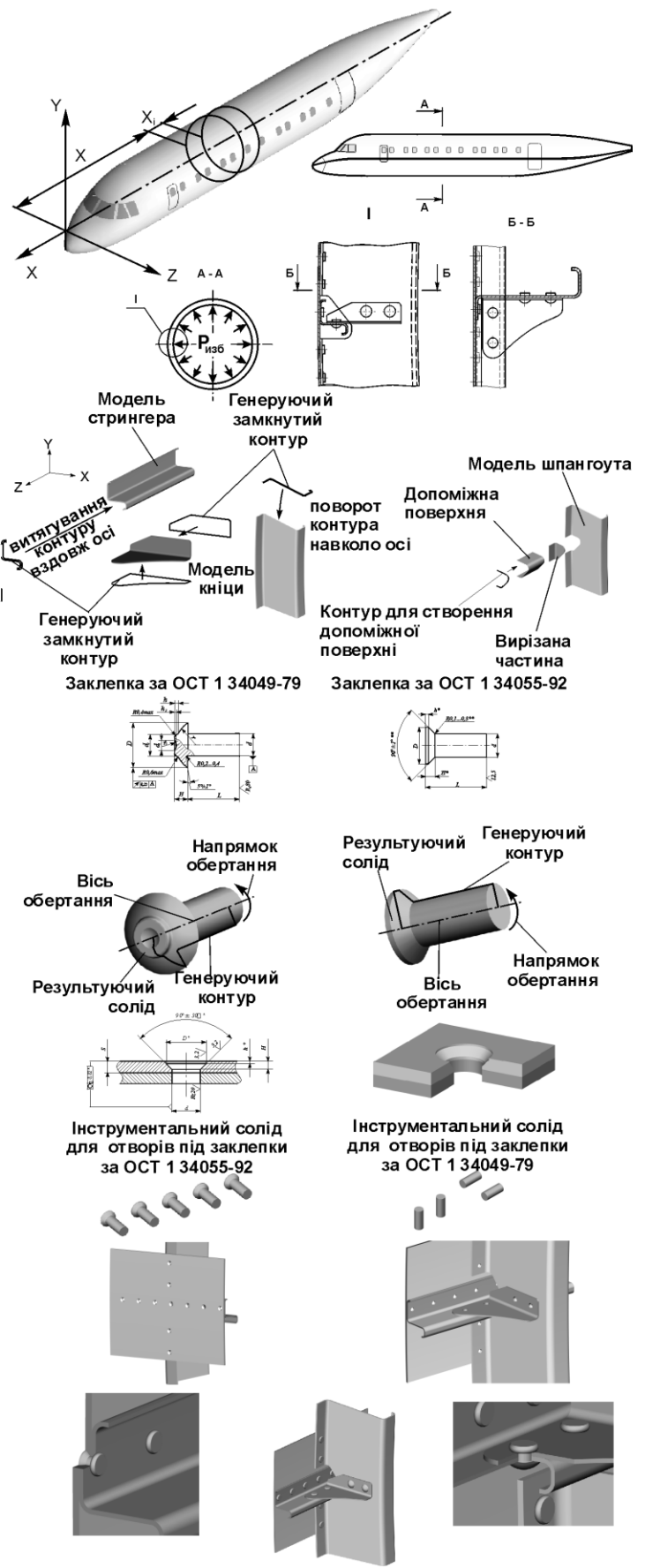
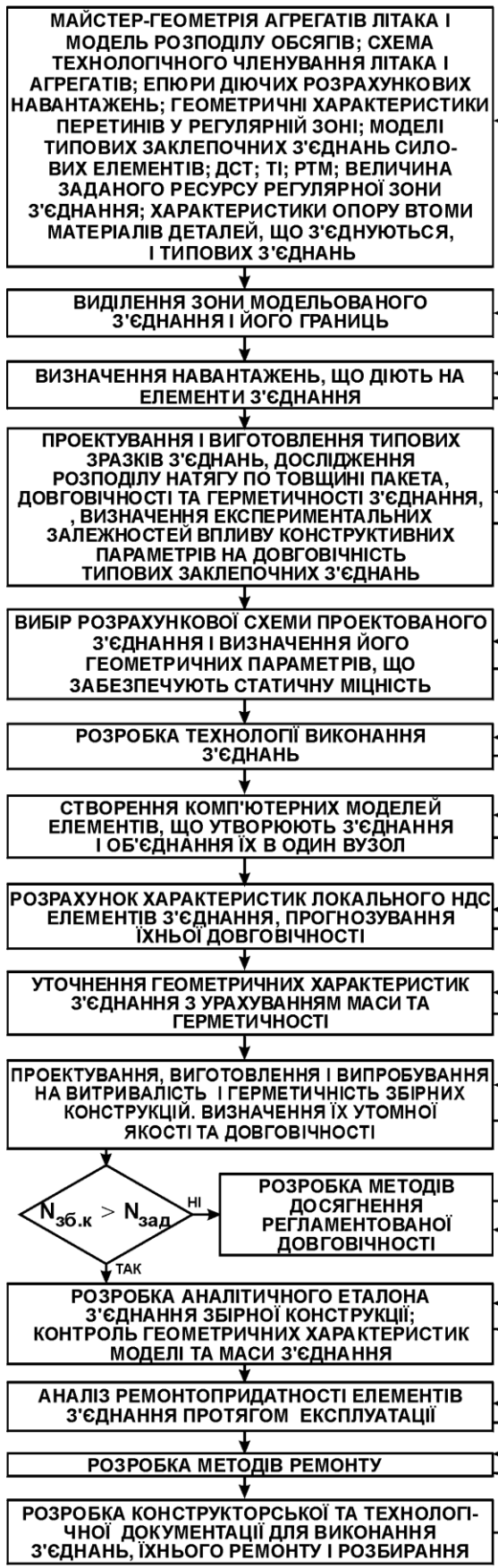
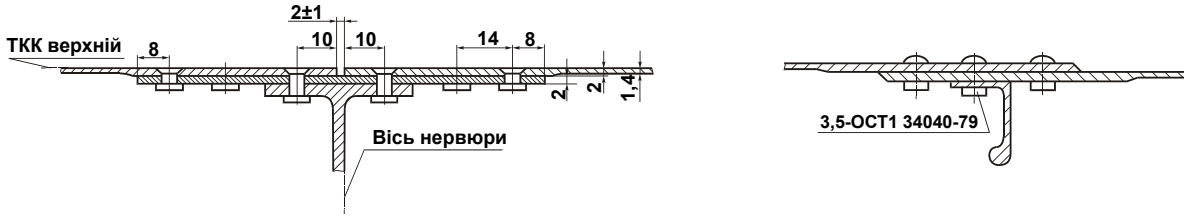
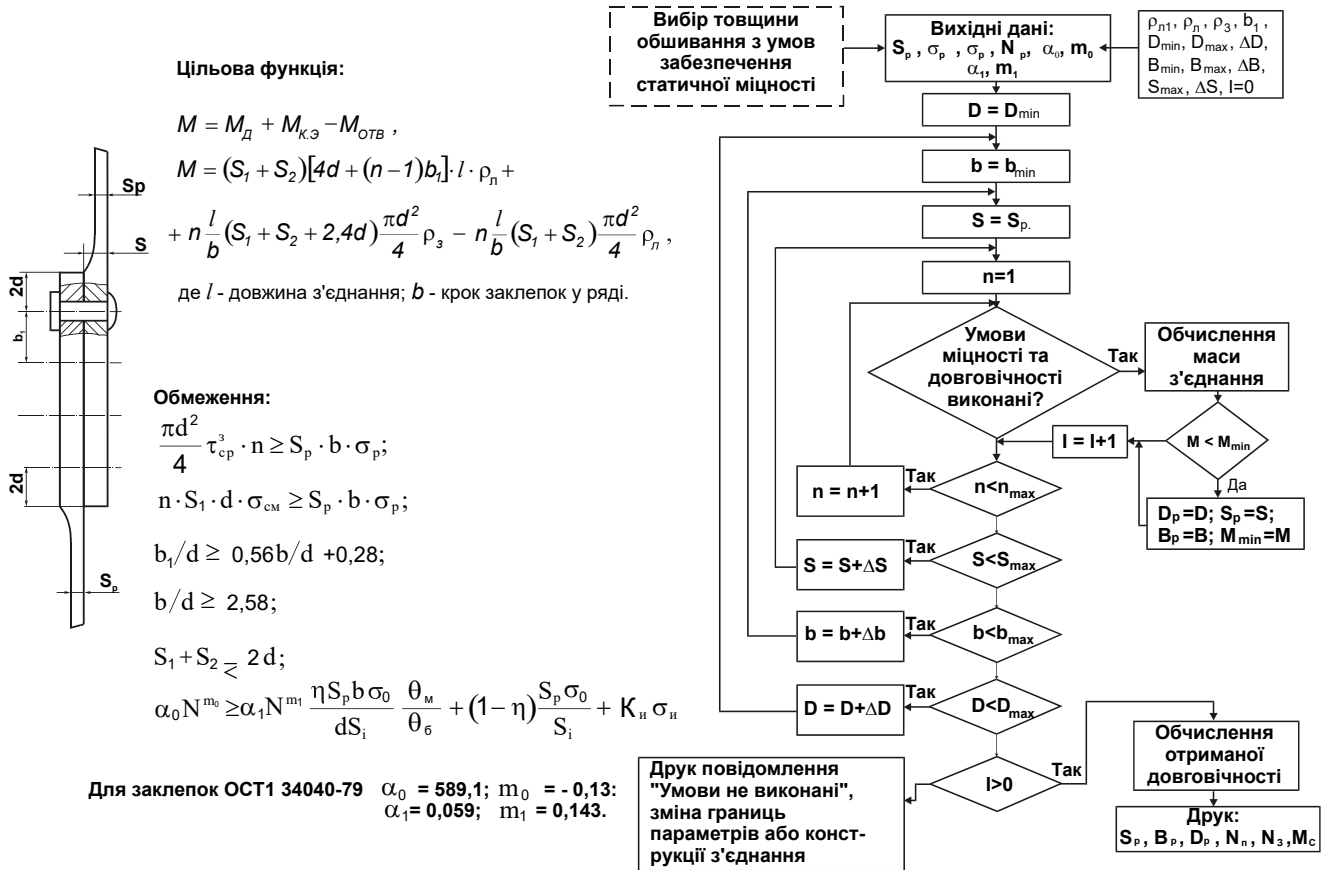


Рисунок 3.29 – Метод інтегрованого проектування і моделювання типових заклепочних з'єднань збірних конструкцій АТ

### КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ ЗАКЛЕПОЧНИХ З'ЄДНАНЬ ОБШИВОК



### ВИБІР ПАРАМЕТРІВ З'ЄДНАНЬ МІНІМАЛЬНОЇ МАСИ



### ЗМІНА РАЦІОНАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ І МАСИ З'ЄДНАННЯ ЗАЛЕЖНО ВІД ЗАДАНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ

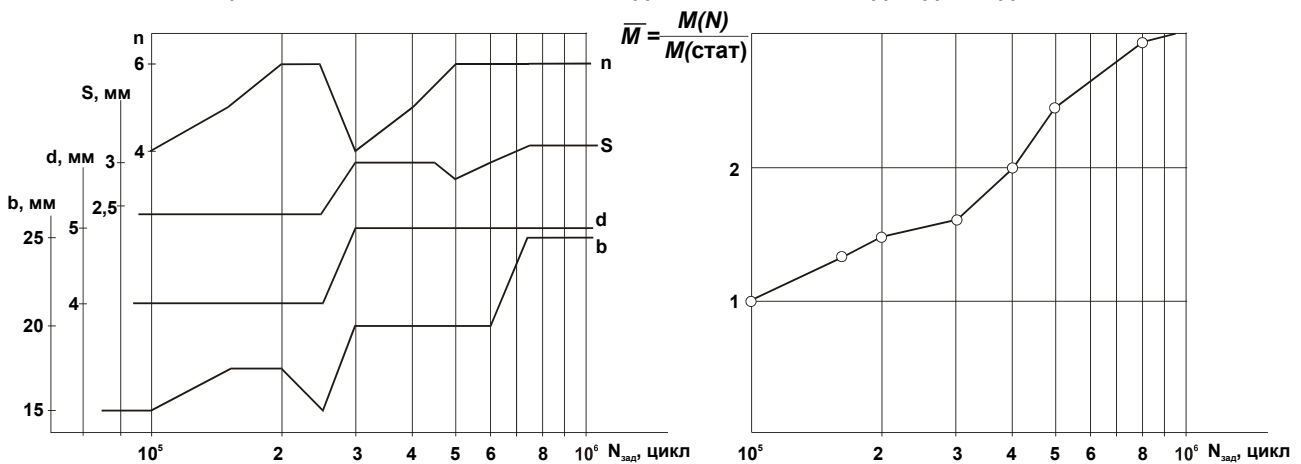


Рисунок 3.30 – Методика проектування заклепочних з'єднань обшивок заданої довговічності на етапі ескізного проектування



Створюється модель складових частин з'єднання (стрингера, шпангоута, кніци, обшивки); проводяться з'єднання деталей у відсік, створення солідів отворів і віднімання їх із елементів; моделювання заклепок і встановлення їх у отвори (рисунок 3.29).

Застосування даної методики дозволяє створити заклепочне з'єднання з мінімальною масою із заданою статистичною міцністю та довговічністю.

3. Методика аналізу впливу конструктивних і технологічних параметрів на характеристики локального НДС в елементах заклепочного з'єднання, що враховує пружнопластичні деформації заклепок при клепанні та контактну взаємодію елементів з'єднання.

Запропонована методика реалізована за допомогою системи скінченно-елементного аналізу ANSYS і показана на рисунку 3.31.

На рисунку 3.32 показано результати застосування цієї методики при аналізі характеристик НДС в елементах трирядного однозрізного з'єднання, виконаних заклепкою АНУ 0314.

У процесі аналізу визначено характер деформування заклепки і розподіл еквівалентних напруг у пластинах. При цьому встановлено, що найбільші значення еквівалентних напруг у пластинах спостерігаються не в зонах контакту з заклепкою, а на відстані  $1,5...2,5 d_z$  від осі заклепки. Зазори між заклепкою і пластиною не перевищують величини  $0,055$  мм у локальній зоні при застосуванні розтягувальних напруг  $\sigma_{br}=150$  МПа, що свідчить про герметичність з'єднання у всьому діапазоні експлуатаційних навантажень. Величина утягання  $\Delta_y$  пакета становила  $0,1$  мм, здимання  $\Delta_e - 0,02$  мм.

4. Методики розрахунку розподілу зусиль між рядами зрізного заклепочного з'єднання за допомогою системи ANSYS, що враховують технологію постановлення заклепок (рисунок 3.33).

Слід зазначити, що другий метод, який враховує залишкові напруги та деформації, які виникають після процесу клепання, більш точний, ніж перший. З його допомогою встановлено, що для тонких обшивок здимання й утягування пакета, що виникають після процесу клепання, не тільки погіршують якість зовнішньої поверхні обшивки літака, але й приводять до більш нерівномірного розподілу зусиль між рядами заклепочного з'єднання (рисунок 3.33). Другий метод потребує введення контактних елементів між взаємодіючими поверхнями, а тому й значних ресурсів ЕОМ для розрахунку. У першому методі заклепки замінені спеціальними елементами COMBI39, у процесі розрахунку контактні елементи не задіяні, отже, метод менш точний, однак не має обмежень щодо кількості рядів кріпильних елементів.

5. Методика прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів потайних заклепочних з'єднань на їх довговічність з урахуванням зміни питомої енергії деформування в зонах імовірного втомного руйнування. Запропонована методика дозволяє на базі випробувань

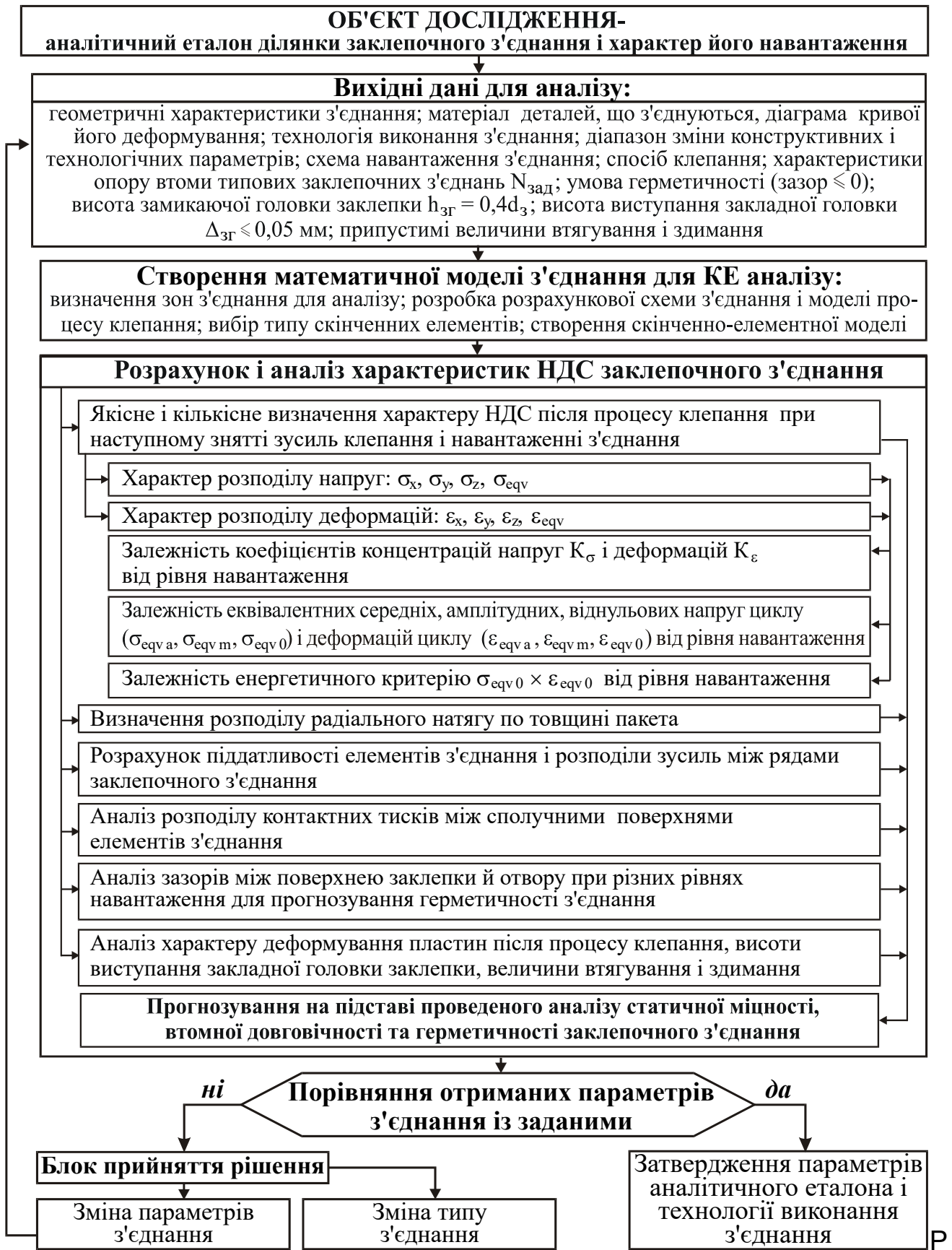
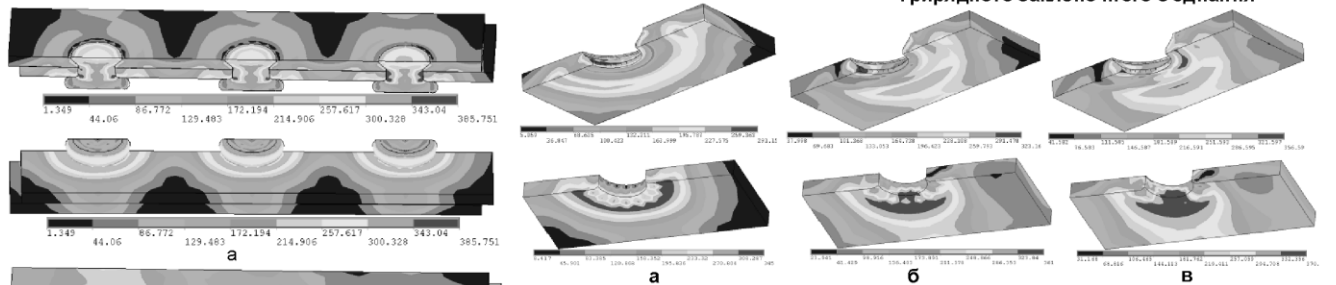
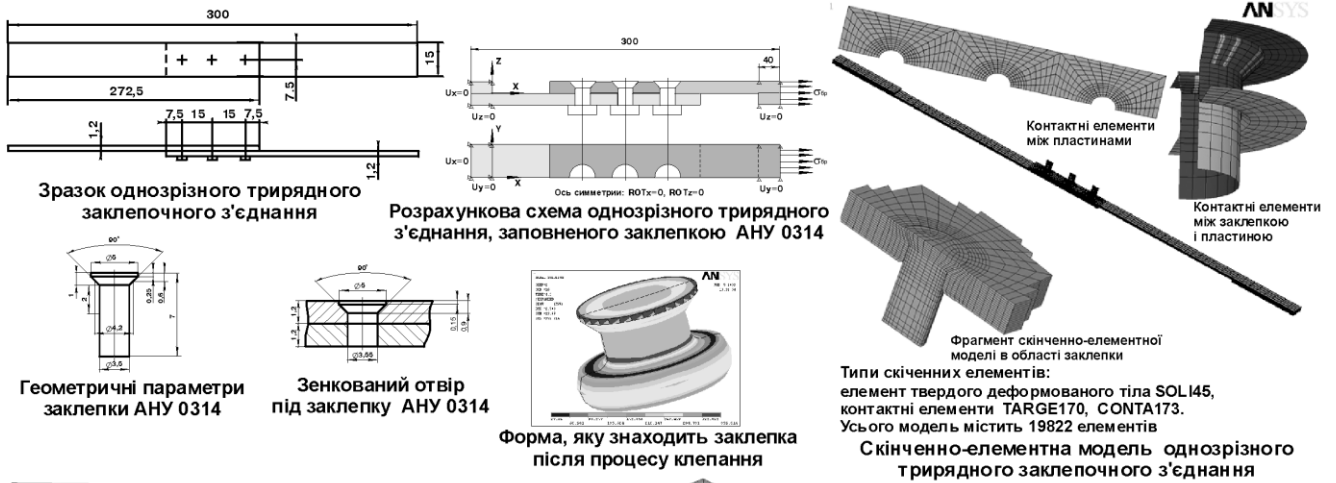


Рисунок 3.31– Методика аналізу впливу конструктивних і технологічних параметрів на характеристики локального НДС заклепочного з'єднання



**Рисунок 3.32– Аналіз характеристик локального НДС в елементах трирядного однозрізного з'єднання, заповненого клепакою АНУ 0314**

1

Вибір типового зразка потайного заклепочного з'єднання і його параметрів. Створення тривимірної комп'ютерної моделі

Розбиття конструкції на зони, що включають окремі кріпильні елементи з'єднання. Розробка розрахункової схеми однорядного з'єднання. Створення скінченно-елементної моделі, що включає контактні елементи. Моделювання процесу клепаання. Розрахунок НДС в елементах з'єднання за допомогою системи ANSYS. Визначення залежності "навантаження - зсув" для кожного варіанта з'єднання з урахуванням способу установлення заклепки

Розробка розрахункової схеми багаторядного з'єднання. Заміна заклепок спеціальними елементами COMBI39, що мають властивості нелінійних пружин і подані в системі CAD/CAE ANSYS. Задання закону деформування елементів COMBI39 6-7 крапками, що відповідає характеру взаємного переміщення пластин, отриманого для кожного варіанта з'єднання з урахуванням способу установлення заклепки. Задання відповідних умов закріплення і застосування діючих навантажень

Визначення зусиль, що є результатом рішення задачі, в елементах COMBI39. Аналіз характеру розподілу зусиль по рядах заклепок і порівняння їх з експериментальними даними

2

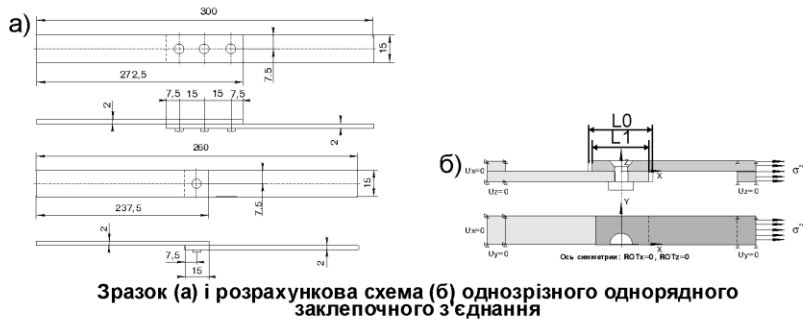
Вибір типового зразка потайного заклепочного з'єднання і його параметрів. Створення тривимірної комп'ютерної моделі

Розробка розрахункової схеми багаторядного з'єднання. Створення скінченно-елементної моделі, що включає контактні елементи. Моделювання процесу клепаання. Розрахунок НДС в елементах з'єднання за допомогою системи ANSYS при різних варіантах навантаження

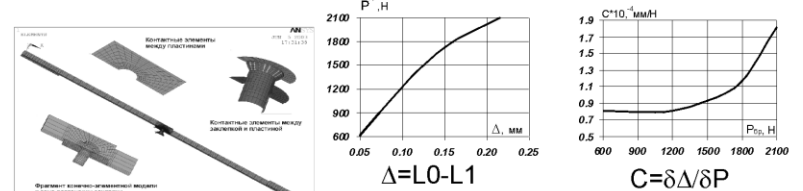
Визначення поля розподілу розтягувальних напруг  $\sigma$ , що носить нерівномірний характер, у перетинах 1, 2, 3 верхньої та нижньої пластин. Розрахунок зусиль між рядами заклепочного з'єднання шляхом множення середньоінтегральних величин напруг  $\sigma$  у кожному перетині на величину площі перетину пластини. Розрахунок розподілу зусиль між рядами заклепок. Обчислення частки навантаження, що сприймається кожною заклепкою. Аналіз характеру розподілу зусиль по рядах заклепок і порівняння їх з експериментальними даними.

**Порівняння методів**

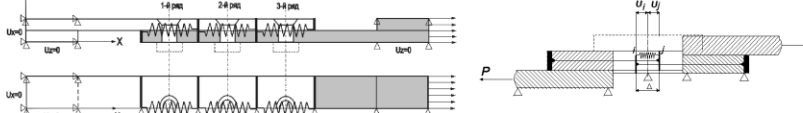
- 1 У першому методі не враховуються залишкові напруги та деформації, що мають місце після процесу клепаання, він менш трудомісткий, не потребує значних ресурсів ЕОМ і може бути використаний на стадії ескізного проектування.
- 2 Другий метод враховує залишкові напруги та деформації, що виникають після процесу клепаання, і, отже, більш точний. Потребує значних ресурсів ЕОМ для розрахунку.



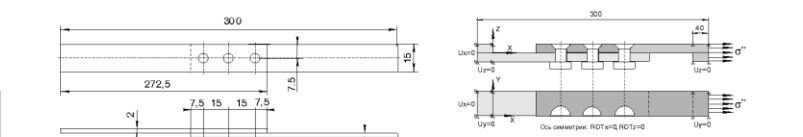
Зразок (а) і розрахункова схема (б) однорядного однорядного заклепочного з'єднання



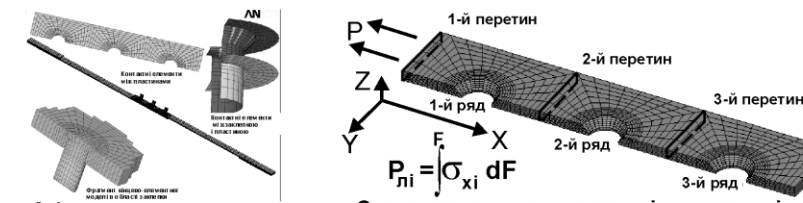
Скінченно-елементна модель однорядного заклепочного з'єднання. Вплив зовнішнього розтягувального навантаження P на характер зміни: а) величини взаємного зсуву пластин, що з'єднуються; б) піддатливості при зовнішньому розтягувальному навантаженні



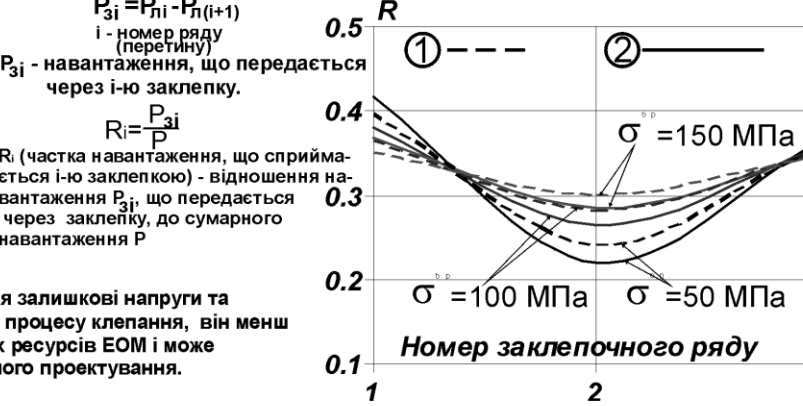
Розрахункова схема для визначення зусиль у трирядному однорядному заклепочному з'єднанні за допомогою спеціальних елементів COMBI39



Типовий зразок потайного заклепочного з'єднання. Розрахункова схема для визначення зусиль у трирядному однорядному заклепочному з'єднанні



Скінченно-елементна модель однорядного заклепочного з'єднання. Схема розташувань перетинів у пластині, що використовуються для розрахунку розподілу зусиль між рядами заклепок



Характер розподілу зусиль між рядами заклепувального з'єднання при різних рівнях зовнішнього навантаження

Рисунок 3.33 – Методики розрахунку розподілу зусиль між рядами зрізного заклепочного з'єднання

Аналіз конструктивно-технологічних параметрів потайних заклепочних з'єднань

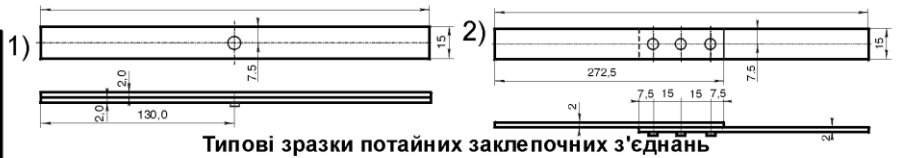
Вибір типових зразків потайних заклепочних з'єднань і їх параметрів. Створення тривимірних комп'ютерних моделей

Розробка розрахункової схеми і створення скінченно елементної моделі з'єднання за допомогою системи CAD/CAE ANSYS. Розробка схеми навантаження заклепки при її установленні. Задання характеристик матеріалів заклепок і пластин

Розрахунок характеристик локального НДС в елементах типових зразків і модифікованого з'єднання. Визначення повної питомої енергії деформування в критичних зонах елементів

Виготовлення зразків за відповідною технологією. Дослідження характеристик опору втоми типових зразків. Проведення втомних випробувань типових зразків. Апроксимація результатів випробувань аналітичними виразами і побудова кривих втоми за номінальними віднольовими напругами

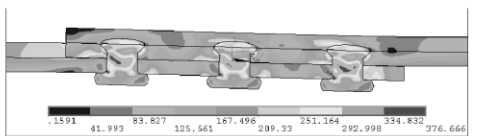
Прогнозування довговічності з'єднання з урахуванням змін параметрів конструктивних нерегулярностей



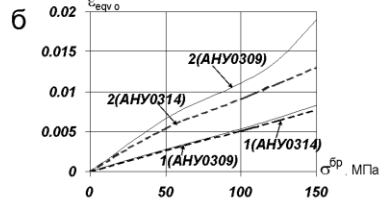
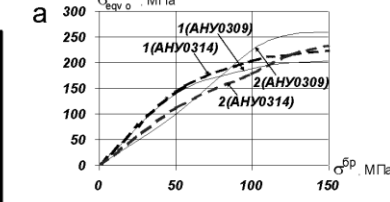
Типові зразки потайних заклепочних з'єднань



Скінченно-елементна модель пластин з отворами, заповненими заклепками



Характер розподілу еквівалентних напруг у з'єднанні



Вплив зовнішнього розтягуювального навантаження  $\sigma^{бр}$ , МПа, на величину віднольових локальних еквівалентних: а - напруг, б - деформацій

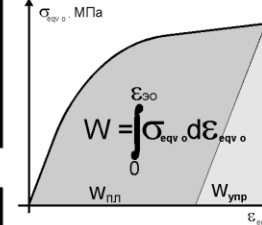
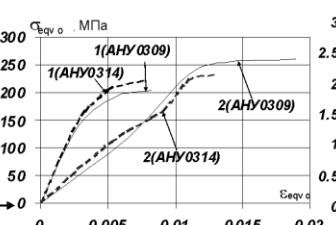
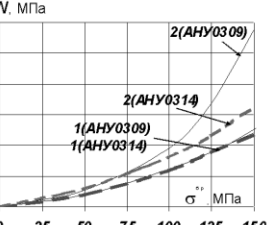


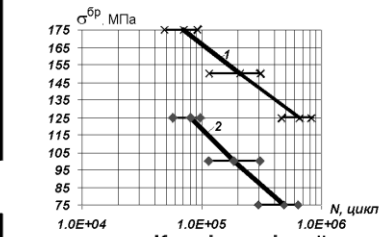
Схема визначення повної питомої роботи деформування в локальній зоні з'єднань



Криві деформування в небезпечних локальних зонах типових зразків



Величина повної питомої роботи деформування в зонах імовірного втомного руйнування типових зразків



Криві циклічної довговічності при втомних випробуваннях типових зразків, виконаних за допомогою заклепок АНУ0309

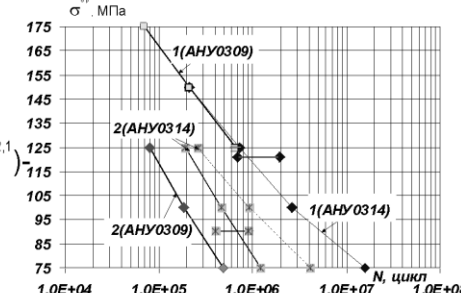
$$N \cdot \sigma_{бр.0}^m = C$$

	m	C
Пластина із зенкованим отвором, заповненим заклепкою АНУ0309	6,2010585	6,1007996E+18
Однозрізне трирядне заклепочне з'єднання, виконане заклепками АНУ0309	2,8488924	6,5912688E+10

$$N_m = \frac{C_б}{(\sigma_{бр.о.б})^m \left(\frac{W_m}{W_б}\right)^k} \quad (1)$$

$W_б, W_m$  - повна питома робота деформування в найбільш навантаженій зоні поблизу отвору базового і модифікованого зразків відповідно;  
 $k$  - коефіцієнт урахування ступеня пошкоджуваності, виражений відношенням робіт деформування модифікованого зразка порівняно з базовим ( $k=3,46$ ).

$$\sigma_{а фр} = 2,344(\sigma_{в} - \sigma_{м фр})^{0,63} (0,64 + 43,3(\ln N)^{2,1}) - 4,068(\ln N)^{0,918Kn} \sigma_k^{0,32} K_m K_{хп} \quad (2)$$



Криві втоми типових зразків, побудовані за результатами випробувань і шляхом розрахунку за формулами (1), (2)

Рисунок 3.34 – Методика прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів потайних заклепочних з'єднань на їх довговічність

типових зразків заклепочних з'єднань спрогнозувати довговічність змінених або модифікованих зразків. Алгоритм методики і результати її використання на прикладі з'єднань, виконаних заклепками АНУ309 і АНУ314,, показані на рисунку 3.34.

Аналіз досліджень показав, що довговічність модифікованих з'єднань залежить від відношень питомих робіт деформування найбільш навантажених зон поблизу отвору базового і модифікованого зразків відповідно (рисунок 3.34). Довговічність цих зразків, отримана розрахунковим шляхом за запропонованою методикою, знаходиться в діапазоні розкиду значень, отриманих експериментальним шляхом.

Розроблений метод інтегрованого проектування зрізних заклепочних з'єднань є основою для створення нових заклепочних з'єднань регламентованої довговічності, що задовольняють вимоги статичної міцності, герметичності і якості зовнішньої поверхні.

### **3.5. Нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних заклепочних з'єднань збірних тонкостінних конструкцій АТ**

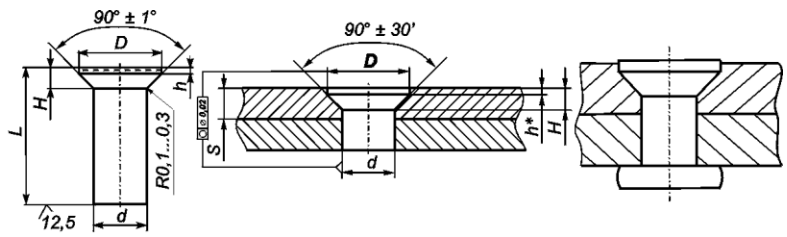
Нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних заклепочних з'єднань збірних тонкостінних конструкцій АТ, отримані із застосуванням методу інтегрованого проектування і досягнення довговічності, що регламентується.

Важливою проблемою при виготовленні заклепочних з'єднань планера літаків, що працюють в умовах корозійного середовища, є забезпечення високого рівня якості їх зовнішньої поверхні (ЯЗП), довговічності та герметичності по всій товщині пакета деталей, що з'єднуються. Прийняті на авіаційних підприємствах технології механічного зачищення виступних головок заклепок не забезпечують гарантованого виконання вимог технічних умов на ЯЗП і призводять до істотних витрат у виробництві на фрезерування головок і відновлення на них захисного покриття. Розроблено ряд заклепок (рисунок 3.35), а також технологій їх постановлення, що забезпечують задане виступання закладних головок заклепок після клепаання без їх механічного зачищення.

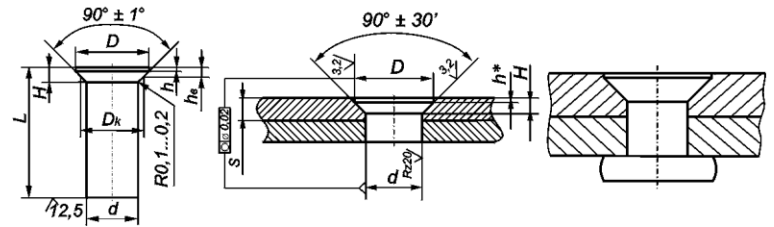
Проведено випробування на герметичність і довговічність з'єднань, зібраних на базі цих заклепок (рисунок 3.36).

За основними критеріями якості з'єднань ці заклепки перевищують рівень якості сучасних прогресивних заклепочних з'єднань, що застосовуються в авіаційній промисловості. Особливо слід відзначити з'єднання, виконані заклепками АНУ 0314. Якість зовнішньої поверхні обшивок забезпечується безпосередньо в процесі клепаання без застосування додаткових дуже трудомістких довідних операцій.

Торець закладної головки заклепки включає компенсатор у формі прямого кругового циліндра діаметром, що дорівнює діаметру циліндричної частини потайної закладної головки (ОСТ 34055-92) Пат. 2066003



Заклепки з'єднання мають зменшену потайну закладну головку з циліндричним компенсатором, розташованим на торці головки (АНУ 0314)



Заклепки з'єднання мають плоский компенсатор у формі зрізаного конуса, що примикає до закладної головки меншою основою (АНУ 0310)

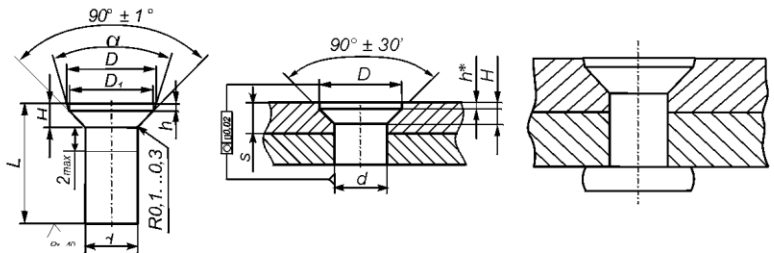


Рисунок 3.35 – Конструкція нових потайних заклепок з циліндровим компенсатором і отворів під їх установку

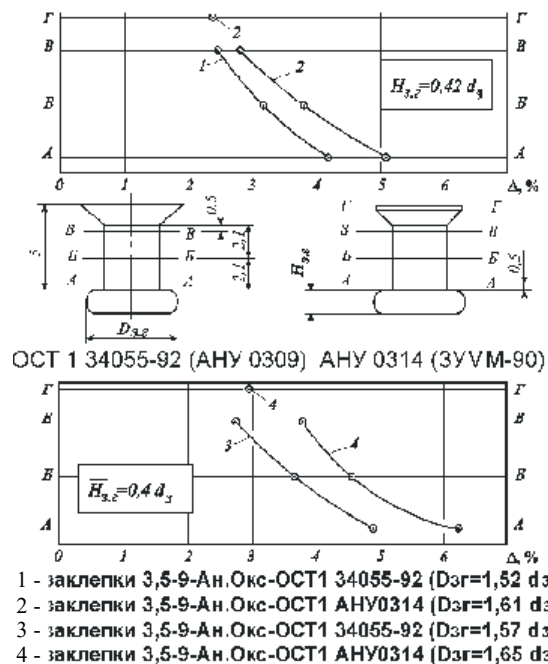
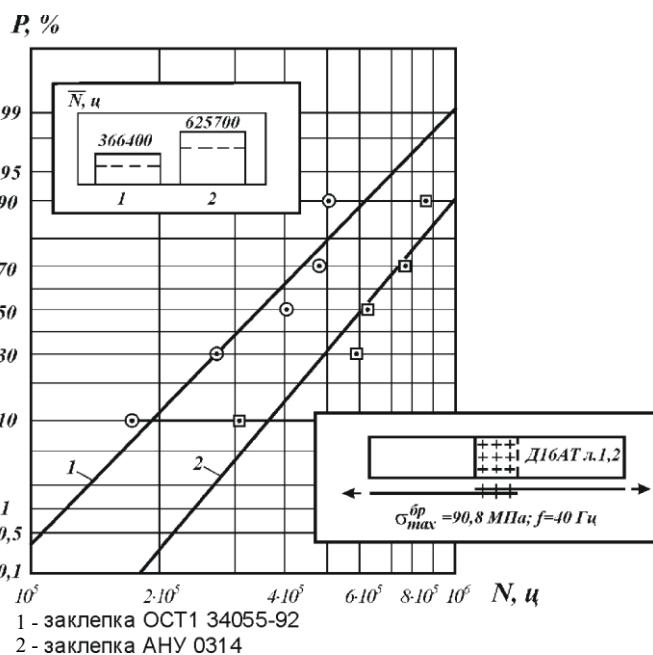


Рисунок 3.36 – Результати втомних випробувань нових потайних заклепок

При цьому необхідні технічні умови задовольняються не тільки за критерієм виступання над обшивкою потайних заставних головок заклепок, але й за величиною втягування обшивок у зонах точок кріплення. Ефект «стьобанки» практично відсутній, а це створює добру підставу для підвищення конкурентоздатності клепанних конструкцій з тонких обшивок. Ці властивості, а також висока технологічність цієї заклепки, висока

герметичність і довговічність з'єднань, зібраних на її основі, дозволили застосувати її при проектуванні і створенні нового літака ДП «АНТОНОВ» Ан-148.

Спосіб і технологія клепаання також істотно впливають на ресурс заклепочних з'єднань і якість їх зовнішньої поверхні. Розроблено пристрій для пресового клепаання (АС № 1765966 рисунок 3.37), що дозволяє при клепанні заклепок забезпечувати необхідні висоту замикальної головки, якість зовнішньої поверхні, герметичність і ресурс з'єднання, яке збирається.

Відмінною рисою штампа є те, що на робочій поверхні ковадла встановлено плоску шайбу 8, при цьому діаметр ковадла дорівнює діаметру шайби. Притискна втулка 6 на ділянці, розташованій над обтискачем 1, виконана з конічною внутрішньою поверхнею 9, висота якої дорівнює величині виступання площини робочого торця притискної втулки над робочою поверхнею 3 ковадла.

У подовжніх і поперечних однозрізних заклепочних з'єднаннях крила і фюзеляжу, у з'єднаннях обшивки із закінцівкою стрингера, у з'єднанні ремонтних накладок із силовими елементами каркаса планера літака експлуатаційне навантаження передається з ексцентриситетом відносно перерізу регулярної зони силового набору.

Наявність ексцентриситету передачі навантаження призводить до появи згинальних напруг у деталях, що з'єднуються

У зоні крайніх, найбільш навантажених, рядів багаторядного з'єднання вони викликають підвищення концентрації напруг, що сприяє зниженню втомної довговічності однозрізних з'єднань.

На основі аналізу НДС пластин однозрізного з'єднання розроблено способи підвищення його втомної довговічності (рисунок 3.38), що полягають:

– в установленні крайніх рядів заклепок із зазором у деталі, що

утворює край напущки, і з натягом у другій деталі, що з'єднується;

– в установленні по краю напущки додаткового ряду заклепок (див. рисунок 3.39), що включають хвостовики (закінцівки) деталей, які з'єднуються, у сприйняття згинального моменту і не працюють на зріз.

Проведені експериментальні дослідження підтверджують, що при встановленні крайніх рядів кріпильних елементів із зазорами в деталі, що

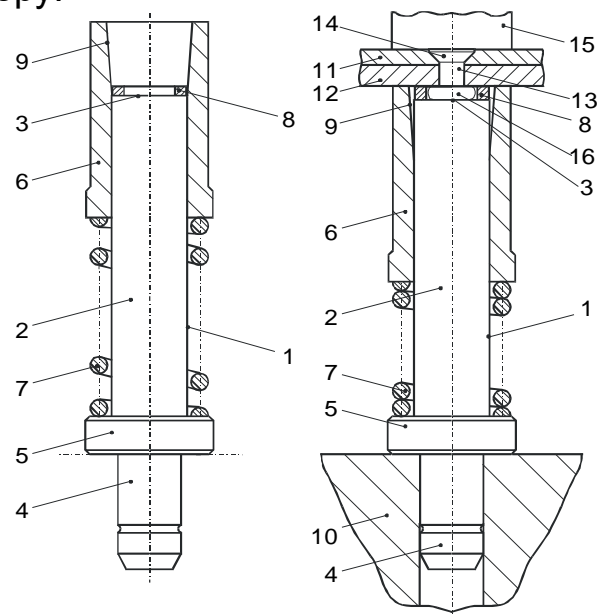


Рисунок 3.37 – Конструкція штампа одиничного пресового клепаання

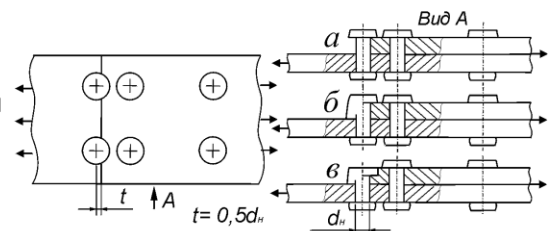


утворює край напустки, їх втомна довговічність підвищується в середньому:

- у 1,5 – 6,0 разів для п'ятирядних з'єднань внапустку;
- у 2,2 – 3,0 рази для трирядних з'єднань на накладці;
- у 2,3 рази для чотирирядних з'єднань внапустку і 1,9 рази за умови виконання цих з'єднань потайними заклепками;
- у 2,6 – 4,2 рази для чотирирядних з'єднань на накладці;
- у 1,2 – 1,9 рази для чотирирядних з'єднань внапустку, заклепки крайніх рядів яких установили із зазором через одну заклепку;
- у 5,9 – 31,6 рази для з'єднань обшивки із стрингером, що закінчується, порівняно зі втомною довговічністю з'єднань без розвантаження їхніх крайніх рядів.

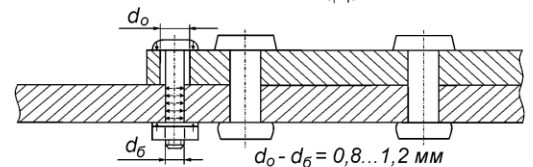
По кромці з'єднання внапустку, на відстані від її краю, що дорівнює половині діаметра стрижня, встановлено додатковий ряд заклепок із закладними головками типової (а), сегментної (б), ступінчастої (в) форм

А.с. 978649



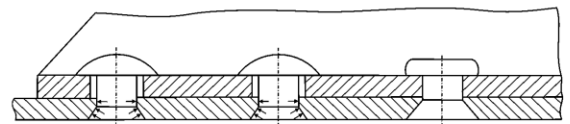
Хвостовики зрізного з'єднання додатково прикріплені до відповідної деталі кріпленням, установленим із зазором по хвостовику і з радіальним натягом у відповідній деталі

А.с. 1010325



Крайні заклепки з'єднання обшивки з "кинутим" стрингером установлені із зазором у лапці стрингера і з радіальним натягом в обшивці; замикальні головки цих заклепок можуть бути конічними потайними

А.с. 1418524



Кромка хвостовика деталі, що приєднується, прикріплена до навантаженої деталі рядом кріплення, край головок якого, що звисають, спираються на допоміжну накладку, прикріплену до відповідної деталі; стрижні кріплення встановлені із зазором в отворах, утворених по стику накладки і кромки хвостовика, і з радіальним натягом у навантаженої деталі

А.с. 1186844

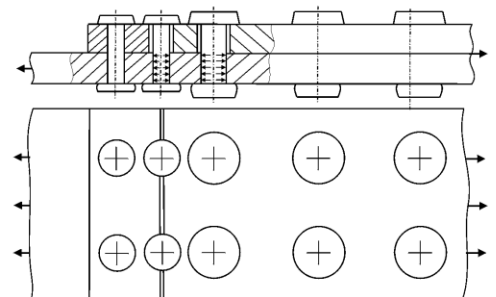


Рисунок 3.38 – Нові конструктивно-технологічні рішення, що підвищують циклічну довговічність однозрізних заклепочних конструкцій АТ

Проведено втомні випробування зразків з'єднань, крайні ряди яких установлені із зазорами в деталі, що утворює край напустки, зібраних за наявності герметика УЗОМЭС-5 на поверхнях, які стикуються, анодованих «НХ» і покритих ґрунтом ФЛ-086, а також зразків, зібраних з деталей у стані постачання. Показано, що при виконанні зазорів між стрижнями заклепок і стінками отворів у деталі, що утворює край напустки, втомна довговічність з'єднань підвищується в середньому в 1,7...6,7 разу за

наявності покриттів, що використовувалися.

Установлення на краю напусти однозрізних з'єднань додаткових рядів кріпильних елементів, що включають хвостовики деталей, що з'єднуються, у сприйнятті згинального моменту і не працюють на зріз, підвищує втомну довговічність:

– заклепочних з'єднань внапустку – у середньому в 2,3...3 рази;

– з'єднань обшивки зі стрингером, що закінчується, – у

середньому в 3,9...4,8 разу порівняно зі втомною довговічністю з'єднань без додаткових кріпильних елементів

Показано, що встановлення на краю напусти з'єднань, що відпрацювали 0,3, 0,6, 0,9 ресурсу додаткових кріпильних елементів з технологічною прокладкою під головкою заклепки, підвищує залишкову довговічність з'єднання в середньому в 3,5, 5,8 і 11,7 рази відповідно.

Розроблені нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних заклепочних з'єднань збірних тонкостінних конструкцій АТ впроваджено на вітчизняних авіаційних підприємствах і сприяють збільшенню якості зовнішньої поверхні цих з'єднань, їх герметичності та ресурсу.

### 3.6. Нові конструктивно-технологічні методи і способи затримки зростання втомних тріщин, що сприяють продовженню ресурсу збірних тонкостінних конструкцій

Розроблено нові конструктивно-технологічні методи та способи затримки росту втомних тріщин, що сприяють продовженню ресурсу збірних тонкостінних конструкцій (рисунок 3.40).

Досліджено вплив довжини  $2 \cdot l$  і рівня зовнішнього навантаження  $\sigma^{br}$  на переміщення берегів (розкриття  $2 \cdot u_y$ ) тріщини і овалізацію  $\theta$  отворів, виконаних у вершині тріщини і на середині її довжини, в пластині з Д16АТ. Отримані дані дозволяють обгрунтовано вибирати доцільні значення радіального натягу  $\Delta_d$  кріпильних елементів, які встановлюються в ці отвори. Аналіз результатів дослідження показав, що для тріщин довжиною  $2 \cdot l \leq 80$  мм на рівні навантажень, що відповідають  $\sigma^{br} \leq 100...150$  МПа, виконання отворів  $\varnothing 6$  мм у вершині тріщини зменшує коефіцієнти концентрації напруг в 1,15 – 1,2 рази.

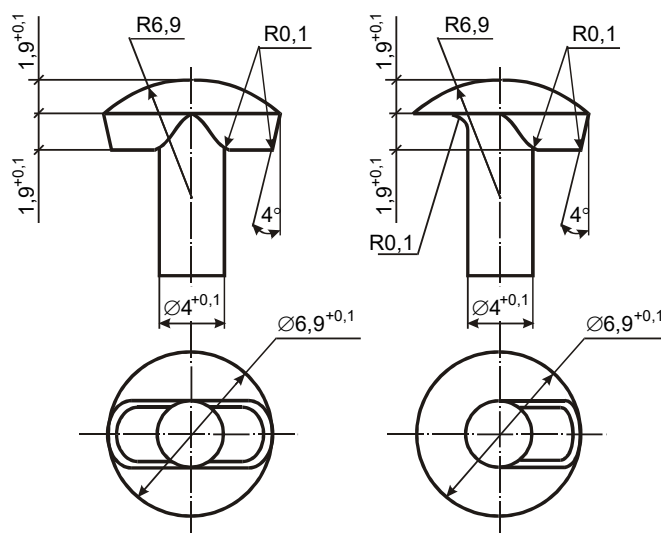
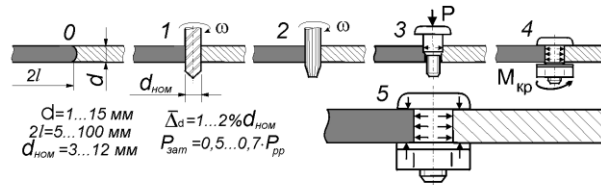


Рисунок 3.39 – Спецзаклепки експериментальної партії з плоскоопуклою головкою і двома (одним) виступами

Розрахунковим шляхом (за допомогою системи ANSYS) досліджено ефективність встановлення у вершинах тріщини болтів осьовою затяжкою. Виявлено, що осьова затяжка знижує коефіцієнти концентрації напруг у 1,3 – 2.8 рази і зменшує амплітуду напруг розтягу у вершинах тріщини у 1,3...4 рази.

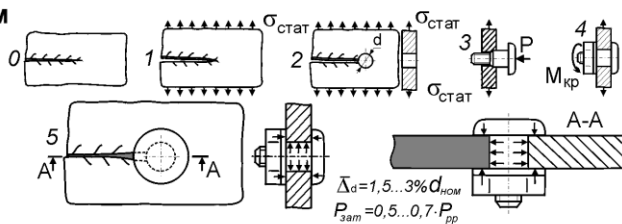
Установлення болтів із радіальним натягом і осьовою затяжкою в отвори, виконані у вершинах тріщини

А.с. 725862



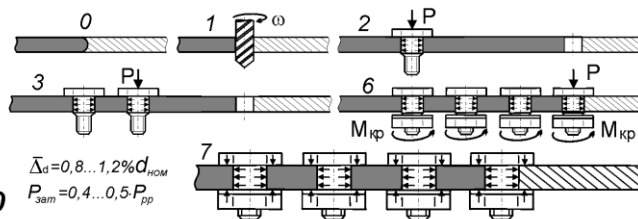
Навантаження конструкції статичним зусиллям, що розкриває тріщину, яке знімають після встановлення болтів із радіальним натягом і осьовою затяжкою у виконані у вершинах тріщини отвору

А.с. 1054006



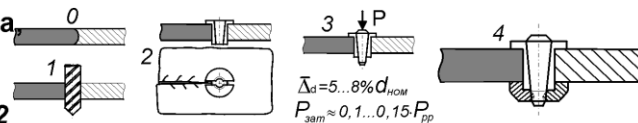
Розкриття і закріплення берегів тріщини болтами, які послідовно встановлюють з радіальним натягом в отвори, що виконуються по довжині тріщини, починаючи від її середини

А.с. 1374670



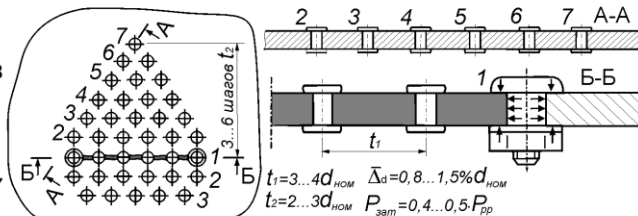
Установлення кріпильного елемента, що розклинається, в отвір, виконаний у вершині тріщини

А.с. 1165552



Виконання у вершинах і у берегах тріщини отворів і установлення в них кріпильних елементів з радіальним натягом і осьовою затяжкою

А.с. 1191247



Присіднання ремонтної накладки кріпильними елементами, розташованими зі зсувом їх центрів відносно "бойових" заповнених отворів уздовж напрямку розтягання панелі і встановленими з радіальним натягом і осьовою затяжкою у панелі і накладці, але із зазором у накладці по отвору у вершині тріщини

А.с. 1516287

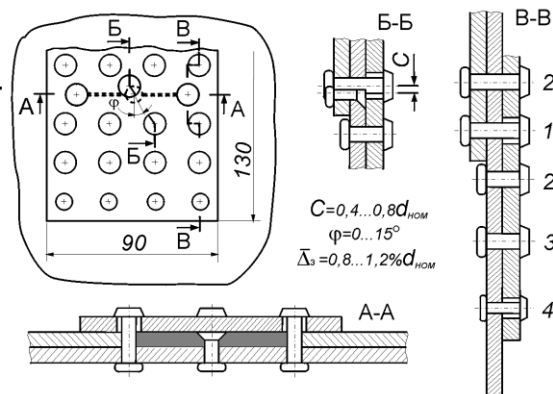


Рисунок 3.40 – Інтегровані способи затримки росту втомних тріщин в конструкціях установкою кріпильних елементів: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 – номери основних операцій технології постановлення кріпильних елементів у зоні втомної тріщини

Досліджено (за допомогою системи ANSYS) вплив радіального натягу болтів, установлених в отвори, виконані у вершинах тріщини і на середині її довжини, на НДС пластини. Підтверджено, що болт, установлений з радіальним натягом в отвір у вершині тріщини, зміщує максимальні розтягуючу напруги  $\sigma_x$  від стінки отвору на 35% його діаметра. Виявлено, що амплітуда напруг  $\sigma_a$ , внаслідок установлення у вершині тріщини болта з радіальним натягом зменшується в зоні, що прилягає до стінки отвору, в 2 – 3,8 раза. При цьому знижуються напруги віднульового циклу  $\sigma_0$  в критичному перерізі пластини в 1,9 ... 3 рази, а зменшення коефіцієнтів концентрації напруг на рівнях  $\sigma^{bp} \leq 100$  МПа відносно пластини з незаповненими отворами становить 7...15%.

Для визначення ефективності радіального натягу як засобу створення залишкових (таких, що сприяють затримці росту тріщини) напруг проведено експериментальне дослідження втомної довговічності різних за шириною і за товщиною пластин з алюмінієвих сплавів із центрально розташованими тріщинами різної довжини, у вершинах яких виконано отвори, і в них установлено болти з радіальним натягом.

Експериментально виявлено, що створення радіального натягу, що дорівнює 1% діаметра болта в отворі, виконаному у вершині тріщини, підвищило втомну довговічність пластин із Д1А-Т л. 2,5 у 2 рази, пластин із Д16А-Т л. 2,0 - в 2,3...6 разів, пластин із В95пчАТ1СВ л. 5 – у 3,7 раза. Збільшення радіального натягу до 2% діаметра болта підвищило залишкову довговічність таких же пластин – в 7,0; 15,5 і 14,0 рази відповідно.

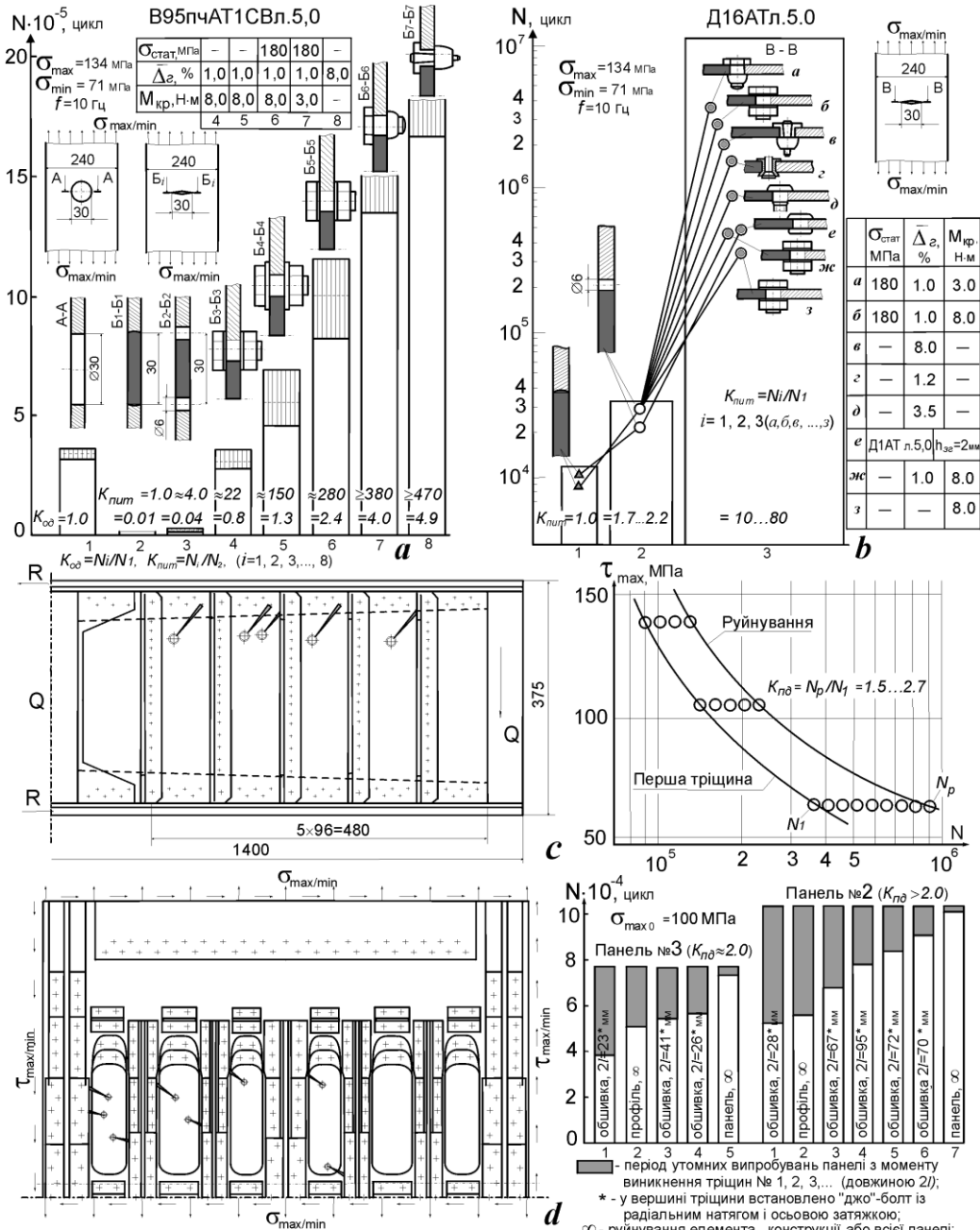
Для виявлення ефективності затяжки гайок як засобу створення залишкових напруг, закріплення берегів тріщини, створення сил тертя, що перешкоджають розкриттю тріщини, а в цілому як засобу затримки росту тріщини з засвердленими вершинами проведено експериментальне дослідження втомної довговічності пластин з Д1АТ л. 2,5 з центрально розташованою тріщиною  $2 \cdot l = 40$  мм, у вершинах якої встановлені болти  $\varnothing 6$  мм з осьовою затяжкою гайок. Випробування показали, що затяжка гайок підвищила залишкову довговічність пластин у 8 і 15 разів при  $M_{кр} = 5$  і 8 Н×м відповідно.

Експериментально досліджено вплив статичного розтягувального, що розкриває тріщину в пластині, навантаження, при дії якого у вершинах тріщин установлюються кріпильні елементи з радіальним натягом. Втомні випробування показали, що застосування до пластин статичного навантаження, що дорівнює максимальному навантаженню циклу, при виконанні отворів у вершинах тріщини і установленні в них болтів з 1%-ним радіальним натягом підвищило залишкову втомну довговічність пластин із Д16АТл2 в 8...14 разів.

Досліджено ефективність розроблених СЗРТУ для радіальних натягів і затяжок, що отримуються при встановленні стандартних кріпильних

елементів за серійною технологією складання з використанням стандартного свердлильного і зенкувального інструменту й устаткування, що застосовується в авіаційній промисловості, а також пристроїв для запресування болтів, затяжки гайок на болтах, утворення замикальних головок заклепок[13, 14].

Аналіз результатів втомних випробувань показує наступне (рисунок 3.41).



а, б - при втомних випробуваннях однією навантажуваних зразків пластин з алюмінієвих силавів В95пч АТ1СВл.5,0 і Д16АТ л.5,0; с, d - при втомних випробуваннях зразків натурних відсіків лонжеронів і панелей у системі кесона крила відшвидко.

$K_{\text{плт}}$ ,  $K_{\text{од}}$ ,  $K_{\text{по}}$  - коефіцієнти підвищення втомної довговічності зразків з алюмінієвих силавів при постановленні у верхинах тріщин кріпильних елементів з радіальним натягом і осью затяжкою

Рисунок 3.41 – Ефективність способів затримки росту втомних тріщин постановленням кріпильних елементів з радіальним натягом і затяжкою

Застосування СЗРТУ за а.с. 725862 (рисунок 3.40) підвищило залишкову втомну довговічність одновісно навантажуваних пластин із Д1АТ л. 2,5 – у 22 - 25,3 раза, із Д16АТ л. 2 – в 47 і більше разів, Д16АТ л. 5 – у 12,6 раза, із В95пчАТ1СВ л. 5 – у 18.5 раза порівняно з довговічністю пластин з центрально розташованою тріщиною, у вершинах якої виконано отвори  $\varnothing 6$  мм.

Застосування СЗРТУ за а.с. 1054006 підвищило залишкову втомну довговічність пластин із Д16АТ л.5 і В95пчАТ1СВ л. 5 відповідно у 7,8 і 3,7 раза при використанні болтів 5009А-С, а із застосуванням «джо»-болтів  $\varnothing 6$  мм – у 56 і 34,7 раза порівняно з довговічністю пластин, у яких ріст тріщини відвернений тільки встановленням кріпильних елементів з радіальним натягом і затяжкою без попереднього навантаження.

Застосування СЗРТУ за а.с. 1374670 підвищило залишкову втомну довговічність пластин із Д16АТ л. 2 – у 17,3 раза порівняно з довговічністю пластин із засвердленими вершинами тріщин.

Застосування СЗРТУ за а.с. 1516287 підвищило залишкову втомну довговічність пластин із Д16АТл2 більш ніж у 2 рази порівняно з довговічністю пластин із засвердленими вершинами тріщин і приклепанними ремонтними накладками. При встановленні заклепок крайніх рядів із зазором у накладці (тобто розвантаженні крайніх рядів з'єднання накладки з пластиною) довговічність підвищилася ще у 1,8 раза за наявності герметика У-30МЕС-5 і в 2,6 раза – без герметика.

Застосування розроблених СЗРТУ при втомних випробуваннях натурних зразків відсіків лонжеронів і стрингерних панелей підвищило їх втомну довговічність у 1,5 – 2,7 і у 1,7 – 2,1 раза, відповідно.

Розроблені способи затримки росту тріщини і технологія їх виконання впроваджено в промисловість, що дозволило підвищити інформативність лабораторних випробувань і ресурс літаків.

### **3.7. Висновки**

1. Розроблені і реалізовані наукові основи методології інтегрованого проектування і досягнення регламентованої довговічності збірних конструкцій АТ за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE для вирішення великої науково-технічної проблеми забезпечення ресурсу сучасних пасажирських і транспортних літаків.

Нове концептуальне обґрунтування інтегрованого проектування збірних конструкцій АТ і їх з'єднань на всіх етапах життєвого циклу літака в єдиному інформаційному середовищі за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем забезпечує підвищення якості створення параметричних аналітичних еталонів збірних конструкцій, підвищення якості і продуктивності праці конструктора, створення болтових і заклепочних з'єднань мінімальної маси, регламентованих характеристик довговічності, герметичності і якості їх зовнішньої поверхні.

2. Для вирішення знову виникаючих проблем створення збірних конструкцій АТ і їх з'єднань регламентованої довговічності запропоновано комплекс нових наукових принципів, методів і методик:

- принцип створення аналітичних еталонів збірних конструкцій АТ;
- принцип створення майстер-геометрії зовнішності АТ;
- принцип проектування регулярних зон збірних конструкцій АТ;
- принцип проектування нерегулярних зон збірних конструкцій АТ;
- принцип підтримки і досягнення живучості збірних конструкцій АТ;
- метод створення майстер-геометрії літака за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем;
- інтегровані методи проектування і комп'ютерного моделювання крила, фюзеляжу, оперення за допомогою систем CAD/CAM/CAE;
- методика інтегрованого проектування з'єднань елементів регулярної зони збірних регламентованих конструкцій АТ довговічності;
- методика прогнозування довговічності конструктивних елементів з'єднань збірних конструкцій з урахуванням фретинг-корозії;
- метод інтегрованого проектування і комп'ютерного моделювання зрізних болтових з'єднань збірних конструкцій АТ довговічності, що регламентується;
- методика інтегрованого аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС і контактної взаємодії в елементах зрізних болтових з'єднань за допомогою системи ANSYS;
- методика визначення впливу конструктивно-технологічних параметрів на податливість і розподіл зусиль між рядами зрізних болтових з'єднань за допомогою системи ANSYS;
- методика прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів на довговічність зрізних болтових з'єднань в зонах вірогідного втомного руйнування на основі енергетичного критерію і кривих втоми типових зразків з'єднань;
- метод інтегрованого проектування і тривимірного комп'ютерного моделювання типових заклепочних з'єднань збірних конструкцій АТ;
- методика аналізу впливу конструктивних і технологічних параметрів на характеристики локального НДС заклепочних з'єднань;
- методика прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів потайних заклепочних з'єднань на їх довговічність;
- методика розрахунку розподілу зусиль між рядами зрізного заклепочного з'єднання з урахуванням технології установки і конструкції заклепок;
- методика проектування заклепочних з'єднань обшивок заданої довговічності;
- методи затримки зростання втомних тріщин в тонкостінних конструкціях планера літака установкою кріпильних елементів із натягом в отвори, виконані у вершинах тріщини.

3. Запропоновано метод формування геометрії збірних конструкцій АТ

за допомогою систем CAD/CAM/CAE на базі єдиного комп'ютерного еталона зовнішньої поверхні літака, створеної методами аналітичної геометрії.

4. Вперше процес забезпечення регламентованої довговічності збірних конструкцій АТ пов'язано з основними етапами життєвого циклу літаків – проектуванням, виробництвом і експлуатацією.

5. Для етапу проектування і проектувальних розрахунків запропоновано нові розрахунково-експериментальні моделі прогнозування впливу конструктивно-технологічних параметрів на довговічність болтових і заклепочних з'єднань, що враховують зміну локальної питомої енергії деформування і контактних тисків у зонах імовірного втомного руйнування елементів з'єднання.

Запропоновано нові способи розвантаження крайніх рядів зрізних з'єднань шляхом застосування додаткових накладок і розвантажувальних отворів, що забезпечують підвищення довговічності в 1,6 ... 2 рази.

На основі нового методу аналізу характеристик локального НДС у болтових з'єднаннях розроблено нові конструкції потайних болтів і технологію їх установлення, що забезпечують підвищення герметичності та довговічності з'єднань у 2...7 рази.

Розроблено нові конструкції високоресурсних потайних заклепок з циліндричним і циліндроконічним компенсаторами, а також технологію їх уста-новлення, які забезпечують задану довговічність, герметичність і якість зовнішньої поверхні заклепочних з'єднань сучасних літаків без фрезерування закладних головок заклепок після клепаання, що знижує трудомісткість їх виконання.

6. Для етапу виробництва збірних конструкцій АТ запропоновано виконувати потайні болтові та заклепочні з'єднання з локальним пружнопластичним радіальним і осьовим натягами, ефективність яких підтверджена значним обсягом дослідження характеристик НДС у з'єднаннях деталей методом скінченних елементів, реалізованим у системі CAD/CAE ANSYS, а також експериментальним дослідженням довговічності типових з'єднань збірних лонжеронів і панелей.

Запропоновано, досліджено і реалізовано метод зниження негативного впливу фретинг-корозії на довговічність зрізних болтових з'єднань, виконаних з технологічними відхиленнями по сполучним поверхням шляхом нанесення на них полімерних заповнювачів, що забезпечують підвищення довговічності болтових з'єднань у 1,8...3,6 рази.

7. На основі нового методу аналізу НДС пластини зі втомними тріщинами і отворами в їх вершинах для етапу експлуатації та ресурсних випробувань створено нові конструктивно-технологічні способи затримки втомних тріщин установлення в отвори, виконані у їх вершинах, кріпильних елементів з осьовим і радіальним натягами, що забезпечують продовження ресурсів 1,5...2 рази.

8. Вірогідність наукових результатів і рекомендацій підтверджена великим обсягом чисельного експерименту за допомогою сертифікованої



системи ANSYS, комп'ютерного моделювання агрегатів літака за допомогою інтегрованої системи UNIGRAPHICS і Siemens NX і експериментальним дослідженням довговічності моделей збірних конструкцій АТ у галузевій лабораторії ХАІ.

9. Розроблена методологія інтегрованого проектування збірних конструкцій АТ регламентованої довговічності впроваджена при створенні літаків Ан-74ТК-300, Ан-140, Ан-148, Ан-158 і у навчальний процес з підготовки авіаційних спеціалістів у Національному аерокосмічному університеті ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

## КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ ТИТАНОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ ФРЕТИНГ-КОРОЗІЇ

### 4.1. РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ФРЕТИНГ-КОРОЗІЇ НА ВТОМНУ ДОВГОВІЧНІСТЬ ТИТАНОВИХ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЗІ СПЛАВУ ВТ6

Вплив фретинг-корозії запропоновано визначати величиною зменшення максимальних напружень в зразках гладкої смуги в умовах фретинг-корозії ( $\sigma_{\max 0 \phi}$ ) порівняно з максимальними напруженнями у зразках без фретинг-корозії ( $\sigma_{\max 0}$ ) при однаковій кількості циклів навантаження і коефіцієнті асиметрії цикла навантаження  $r = 0$  [8, 10, 13]:

$$\Delta \sigma_{\max 0 \phi} = \sigma_{\max 0} \sigma_{\max 0 \phi} \quad (4.1)$$

Проведено експериментальні дослідження втомної довговічності зразків гладкої смуги в умовах фретинг-корозії (рисунки 4.1, 4.2) і за їхніми результатами побудовано криві втоми  $\sigma_{\max 0 \phi}^m N = C$  (рисунок 4.3).

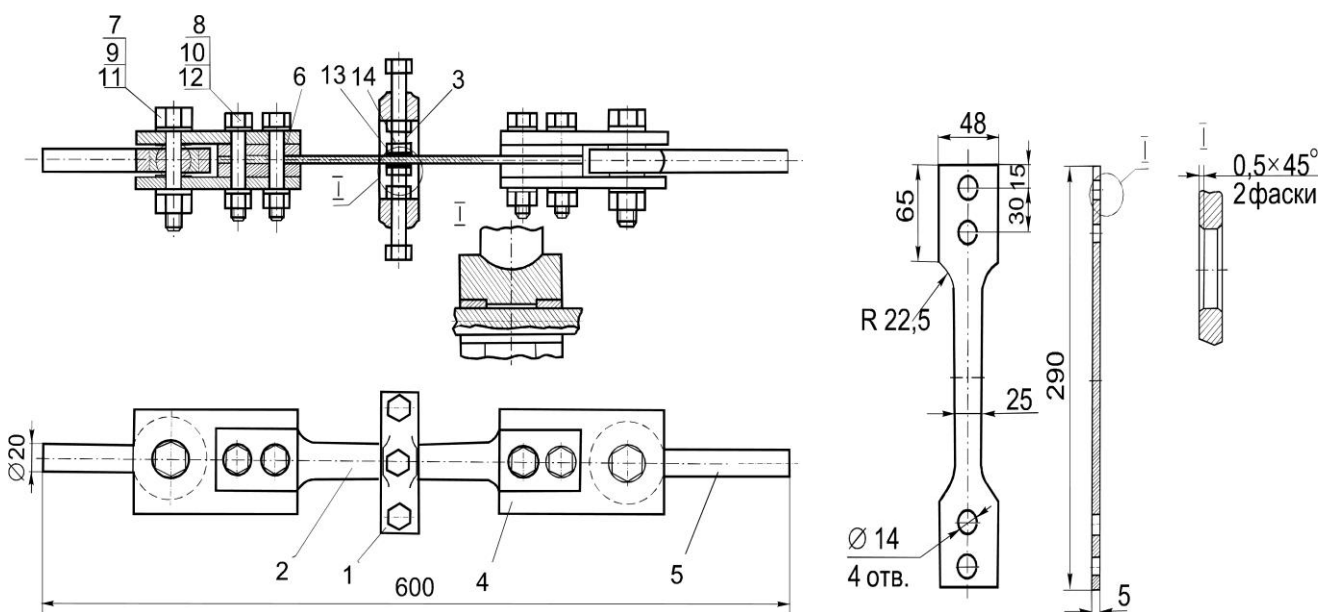


Рисунок 4.1 – Пристрій та зразок для дослідження впливу величини контактної тиску і поєднання матеріалів у контактній парі на втомну довговічність гладкої смуги в умовах фретинг-корозії: 1 – скоба; 2 – зразок; 3 – притискний болт; 4 – пластина; 5 – затискач; 6 – прокладка; 7 – 12 – деталі скріплення; 13 – шайба; 14 – притискач

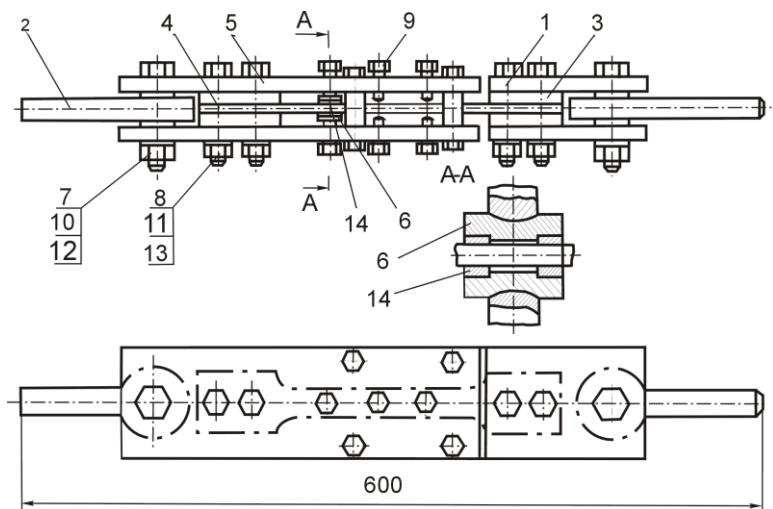


Рисунок 4.2 – Пристрій та зразок для дослідження впливу амплітуди відносних переміщень на втомну довговічність гладкої смуги в умовах фретинг-корозії:  
 1 – пластина; 2 – затискач; 3 – прокладка; 4 – зразок гладкої смуги; 5 – накладка пристрою; 6 – притискач; 7 – 13 – деталі скріплення; 14 – шайба

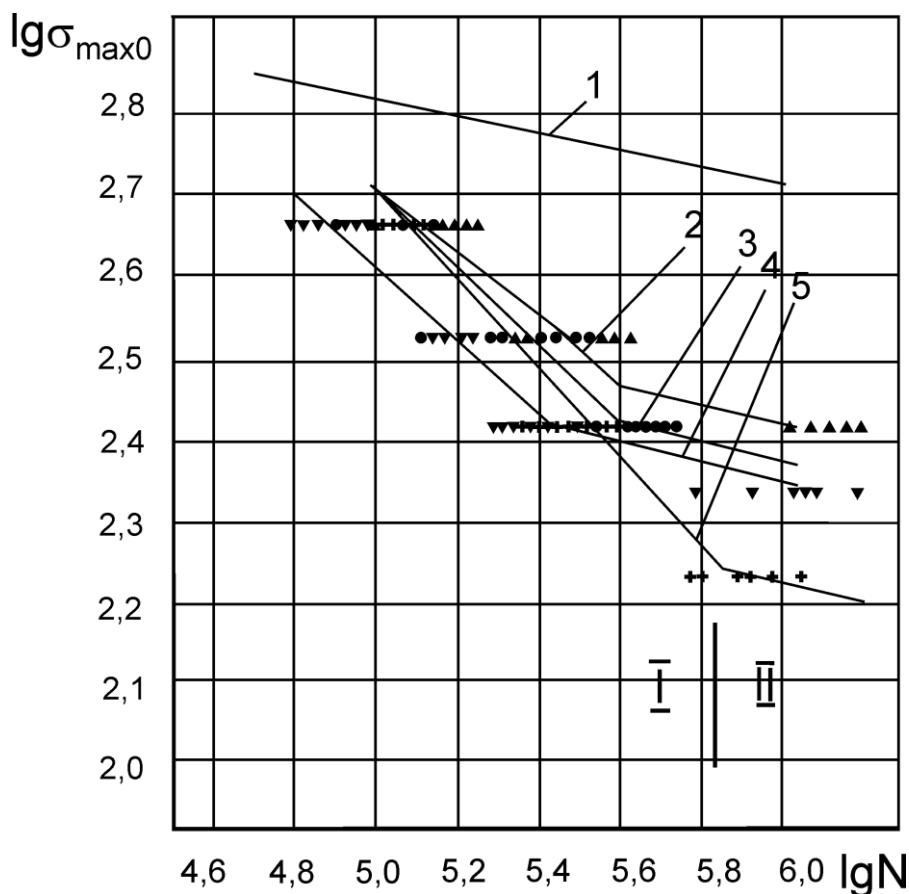


Рисунок 4.3 – Результати втомних випробувань гладкої смуги зі сплаву ВТ6:

- 1 – крива втоми сплаву ВТ6 без дії фретинг-корозії;  
 2, 3, 4, 5 – криві втоми і експериментальні дані сплаву ВТ6 в умовах фретинг-корозії із шайбами з різних матеріалів:  
 2 – ▲ – Д16АТ  $\sigma_k = 106$  МПа;    3 – ● – 30ХГСА  $\sigma_k = 106$  МПа;  
 4 – ▼ – ВТ3 1  $\sigma_k = 106$  МПа;    5 – + – 30ХГСА,  $\sigma_k = 82$  МПа

За результатами досліджень втомної довговічності зразків гладкої смуги без фретинг-корозії одержано рівняння кривої втоми сплаву ВТ6  $\sigma_{\max 0} = 1993 N^{-0,101}$  і формулу для перерахунку амплітуди напруження  $\sigma_a$  циклу навантаження з коефіцієнтом асиметрії  $0 < r < 0,6$  в еквівалентні за пошкоджувальним впливом максимальні напруження віднульового циклу:

$$\sigma_{\max 0} = 2\sigma_a / (1-r)^{0,7}. \quad (4.2)$$

При дослідженні втомних характеристик сплаву ВТ6 в умовах фретинг-корозії проведено кореляційний та регресивний аналіз результатів багатофакторного експерименту і визначено вплив величин контактного тиску, амплітуди відносних переміщень в контактній парі (а) гладкої полоси і шайби, а також матеріалу та покриття шайби на втомну довговічність гладкої смуги.

Завдяки цьому одержано на підставі формули (4.1)4.1) розрахунково-експериментальну залежність для визначення та прогнозування втомної довговічності гладкої смуги зі сплаву ВТ6 в умовах фретинг-корозії [13]:

$$\begin{aligned} \sigma_{\max 0\phi} &= 1993N^{-0,101} - 20,8N^{0,0524K_{\Gamma}}\sigma_{\kappa}^{0,48}; N > 2 \cdot 10^5; \sigma_{\kappa} \leq 78\text{МПа}; \\ \sigma_{\max 0\phi} &= 1993N^{-0,101} - 2594N^{0,048K_{\Gamma}}\sigma_{\kappa}^{-0,618}; N > 2 \cdot 10^5; \sigma_{\kappa} > 78\text{МПа}, \end{aligned} \quad (4.3)$$

де  $N$  – втомна довговічність;  $K_{\Gamma}$  – коефіцієнт, що визначає вплив матеріалу шайби та її покриття на втомну довговічність ( $K_{\Gamma} = 1; 0,92; 1,14$  відповідно для пар ВТ6+30ХГСА; ВТ6+Д16АТ; ВТ6+ВТ3-1).

Методом скінченних елементів, який реалізовано в системі CAD/CAM/CAE ANSYS, досліджено характеристики локального НДС і контактної взаємодії при розтягуванні зразків титанової смуги з притиснутими до неї шайбами і визначено ймовірні зони втомного руйнування в умовах фретинг-корозії. Встановлено вплив величини контактного тиску на зміну характеристик локального НДС в смугі для всіх розглянутих у роботі поєднань матеріалів. Підвищення величини контактного тиску від 50 до 150 МПа приводить до зростання максимальних головних розтягальних напружень в 1,04 – 1,12 раза, деформацій – в 1,04 – 1,1 раза і питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу – в 1,15 – 1,35 раза.

Експериментальні дослідження показали, що фретинг-корозія титанових деталей залежить від матеріалу шайб, величини контактного тиску зменшує втомну міцність титанової смуги в 2 – 3 рази порівняно зі втомною міцністю титанового сплаву ВТ6 без фретинг-корозії, при цьому зменшення втомної довговічності становить 40 – 80 разів при максимальних напруженнях віднульового циклу 400 МПа, 400 – 750 разів при 300 МПа, 1500 – 3000 разів при 250 МПа. Аналіз результатів проведених експериментів показав, що вплив величини амплітуди

відносних переміщень у контактній парі на втомну довговічність незначний, тому в залежностях (4.34.3) його не враховано.

#### 4.2. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ОДНОЗРІЗНОГО БОЛТОВОГО З'ЄДНАННЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНТАКТНОЇ ВЗАЄМОДІЇ ЙОГО ДЕТАЛЕЙ

В однозрізному болтовому з'єднанні (рисунок 4.4) ексцентриситет передачі навантаження спричиняє в його елементах напружений стан моментної структури та не-рівномірний розподіл погонних сил взаємодії по площі контакту болта зі стінкою отвору [11, 12].

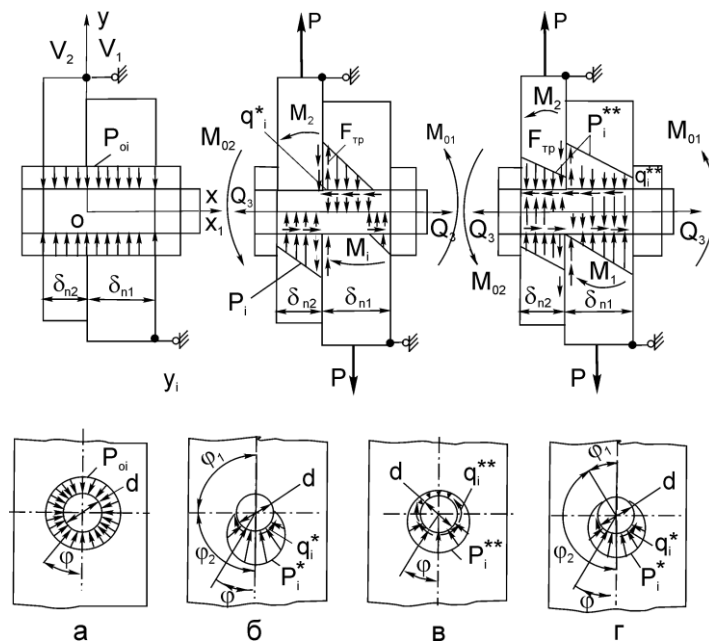


Рисунок 4.4 – Розрахункова схема однозрізного болтового з'єднання

У загальному випадку болт у зрізному з'єднанні двох деталей може передавати зусилля  $P$  і моменти  $M_i$ .

При моделюванні контактної взаємодії пластин і болта в однозрізному з'єднанні пластини подано у вигляді пружних основ. В процесі роботи болт навантажується як балка, що працює на вигин і зсув, через пружну основу нормального  $p_i(x)$  і дотичного  $q_i(x)$  навантаження, реактивними опорними моментами ( $M_{oi}$ ) у перерізах по площинах контакту гайки і головки болта з пластинами, що сполучаються. На болт і пластини, що з'єднуються, діє зусилля затягування болта  $Q_3$ .

Як доповнення до відомого раніше в запропонованій моделі враховано нормальні  $p_{oi}$  та дотичні (сили тертя)  $q_{oi}$  навантаження болта, спричинені радіальним натягом, які впливають на характер контактної взаємодії.

Розроблено метод визначення характеристик контактної взаємодії болта зі з'єднуваними пластинами при пружнопластичних натягах з

урахуванням можливого відриву болта від стінки отвору при великих зовнішніх навантаженнях, що приводить до контакту болта зі стінкою отвору не по всій довжині кола ( $0 \leq \phi_1 < \pi/2$  див. рисунок 4.4, г). Метод містить:

- аналіз фізичної взаємодії елементів однозрізного одноболтового з'єднання та виділення основних конструктивно-технологічних чинників, які визначають його втомну довговічність, розроблення розрахункової схеми з'єднання з урахуванням контактної взаємодії й історії навантаження;
- складання диференціального рівняння, що відображає контактну взаємодію болта та пластин однозрізного з'єднання;
- формулювання граничних умов для диференціального рівняння пружної осі болта в зонах з'єднання гайки і головки болта зі з'єднуваними пластинами та пластин між собою;
- інтегрування диференціального рівняння пружної осі болта з урахуванням граничних умов;
- ітераційний пошук розв'язання сформульованої крайової задачі згину пружної осі болта;
- визначення величини контактного тиску в зонах сполучення деталей з'єднання.

Коефіцієнти нерівномірності погонного нормального контактного навантаження  $[p(x)]$  по довжині болта визначено за формулою  $k_{\theta i} = \frac{p_i(x)\delta_{ni}}{P}$  [14].

На рисунку 4.5 показано вплив відношення товщини з'єднаних пластин до діаметра болта  $\delta_n/d$  на коефіцієнти нерівномірності погонного навантаження.

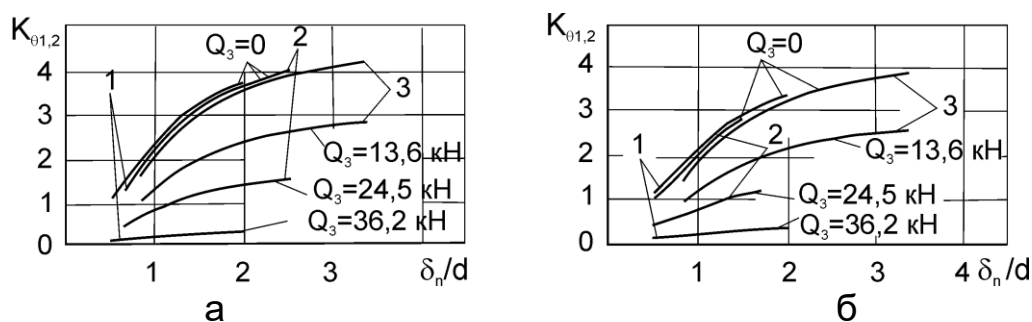


Рисунок 4.5 – Вплив відношення  $\delta_n/d$  на коефіцієнти нерівномірності погонного контактного навантаження за довжиною болта в однозрізному з'єднанні: (а) болт – сталь 30ХГСА; (б) болт – титановий сплав ВТ16; 1 –  $d = 10$  мм; 2 –  $d = 8$  мм; 3 –  $d = 6$  мм;  $P = 10$  кН;  $K_{\theta 1} = K_{\theta 2}$

При зростанні величини  $\delta_n/d$  від 0,5 до 3  $K_{\theta 1}$  збільшується в межах 1,0 ... 3,8 для болтів зі сталі 30ХГСА (у 2,6 – 2,8 раза) для кожного з розглянутих діаметрів болтів  $d = 6; 8; 10$  мм.

Для з'єднань болтом  $d = 8$  мм зі сталі 30ХГСА при фіксованій товщині

$\delta_{n2} = 5$  мм збільшення товщини  $\delta_{n1}$  в 4 рази спричиняє збільшення  $K_{\theta 1}$  від 1,1 до 4,0, а для з'єднань болтом із титанового сплаву ВТ16  $K_{\theta 1}$  – від 1,3 до 5,7.

Збільшення величини зусилля затягування  $Q_3$  від 5 до 25 кН зменшує коефіцієнти нерівномірності контактного тиску під головкою болта  $v_{гб}$  від 7 до 2,0 ... 2,5. Величина  $v_r$  під гайкою для розглядуваних варіантів з'єднань змінюється в межах від 3 до 1 (рисунок 4.6).

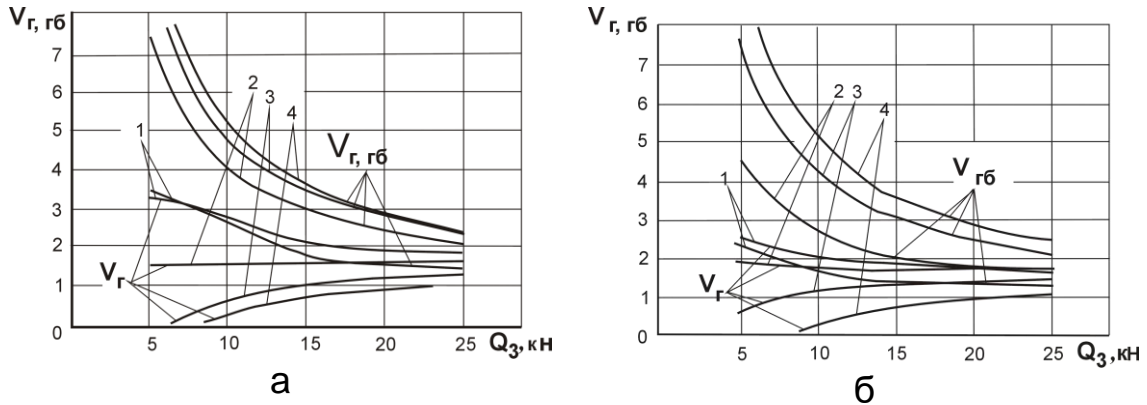


Рисунок 4.6 – Вплив зусилля затягування на величину коефіцієнтів нерівномірності контактного тиску під гайкою і головкою болта: а –  $\delta_{n2} = 4$  мм; 1 –  $\delta_{n1} = 4$  мм; 2 –  $\delta_{n1} = 8$  мм; 3 –  $\delta_{n1} = 12$  мм; 4 –  $\delta_{n1} = 16$  мм; б –  $\delta_{n1} = 16$  мм; 1 –  $\delta_{n2} = 16$  мм; 2 –  $\delta_{n2} = 12$  мм; 3 –  $\delta_{n2} = 8$  мм; 4 –  $\delta_{n2} = 4$  мм;  $P = 30$  кН;  $E_1 = 210$  ГПа;  $\bar{\psi} = 0$ ;  $d = 8$  мм

Застосування радіального натягу зменшує величину коефіцієнтів нерівномірності погонного нормального контактного навантаження до 5 разів (рисунок 4.7).

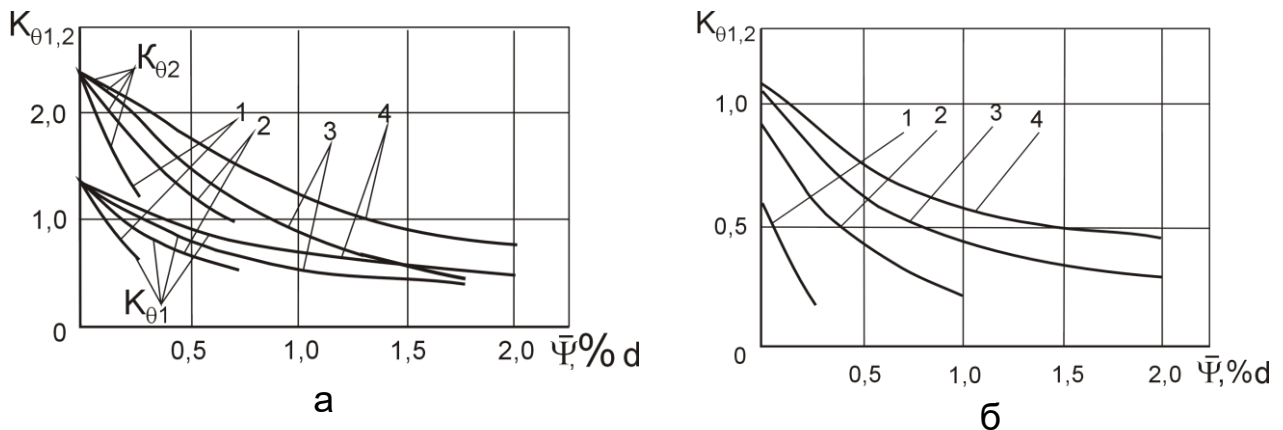


Рисунок 4.7 – Вплив радіального натягу на коефіцієнти нерівномірності погонного нормального контактного навантаження по довжині болта в однорізному з'єднанні: (а) без затяжки;  $\delta_{n1} = 5$  мм;  $\delta_{n2} = 10$  мм; (б) при зусиллі затягування 10 кН;  $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5$  мм;  $K_{\theta 1} = K_{\theta 2}$ ; 1 –  $P = 10$  кН; 2 –  $P = 20$  кН; 3 –  $P = 30$  кН; 4 –  $P = 40$  кН

### 4.3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НА ВТОМНУ ДОВГОВІЧНІСТЬ З'ЄДНАНЬ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЗІ СПЛАВУ ВТ6

Наведені результати експериментального дослідження втомної довговічності (рисунок 4.8) та одержано залежності для визначення втомної довговічності смуги із заповненим отвором зі сплаву ВТ6 при установленні в отвір болта ( $d = 10$  мм) [12, 13]. На рисунку 4.9 показано характер втомного руйнування елементів двозрізних з'єднань.

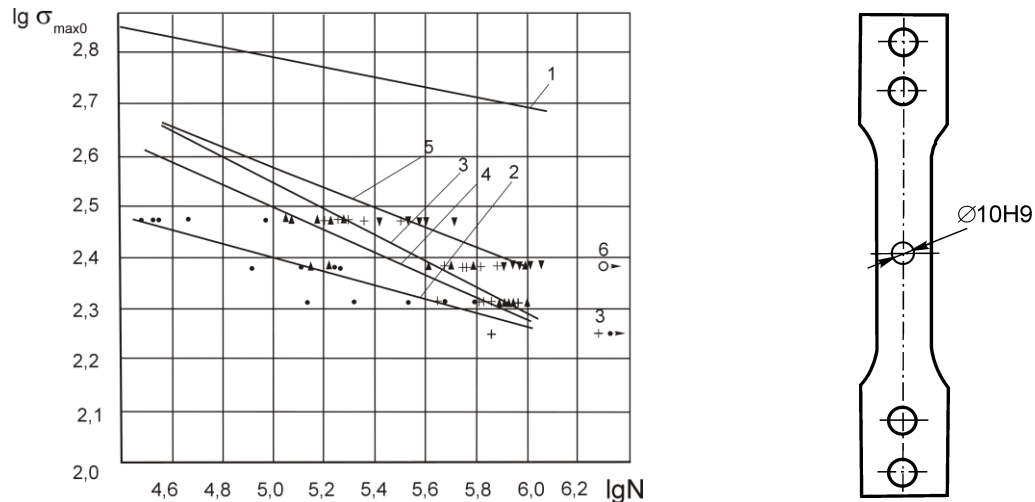


Рисунок 4.9 – Результати втомних досліджень смуги з отвором при різних варіантах установлення болтів: 1 – крива втоми сплаву ВТ6; 2, 3, 4, 5 – криві втоми смуги з отвором зі сплаву ВТ6; 2 – ● –  $\bar{\Psi} = 0$ ;  $M_3 = 0$ ; 3 – + –  $M_3 = 40$  Н·м ( $\sigma_K = 90$  МПа); 4 – ▲ –  $M_3 = 20$  Н·м ( $\sigma_K = 45$  МПа); 5 – ▼ –  $\bar{\Psi} = 0,6\% d$ ;  $M_3 = 20$  Н·м; 6 – ○ –  $\bar{\Psi} = 0,6\% d$ ;  $M_3 = 0$

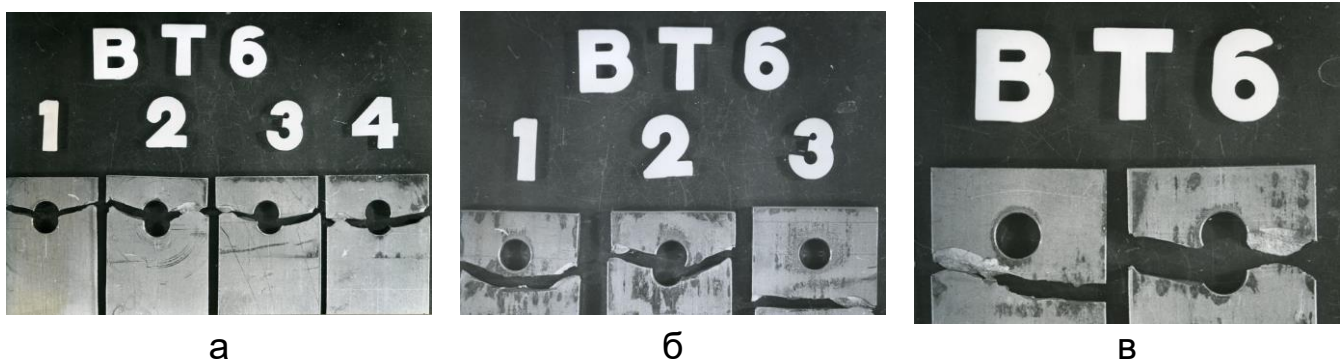


Рисунок 4.9 – Характер втомного руйнування елементів двозрізного з'єднання із титанового сплаву ВТ6 при установленні болтів: (а) 1, 2 – без радіального натягу і затягування; 3, 4 – з радіальним натягом і без затягування; (б) із затягуванням  $M_3 = 20$  Н·м, без радіального натягу; в – затягування  $M_3 = 20$  Н·м і натяг  $\bar{\Psi} = (0,7 \dots 1,1\%) d$

Результати втомних випробувань одноболтових ( $d = 10$  мм) двозрізних



з'єднань наведено на рисунку 4.10. Застосування нормованого осьового затягування підвищує втомну довговічність двозрізних з'єднань титанових елементів конструкції літака в 20 разів при максимальних навантаженнях віднульового циклу 200 МПа і в 35 разів при 140 МПа зі втомною довговічністю з'єднань без радіального натягу і затяжки болтів. Радіальний натяг (1,5 ... 1,9 %)  $d$  без затягування болтів підвищує втомну довговічність двозрізного з'єднання в 1,2 – 2,0 рази порівняно з довговічністю з'єднання з затяжкою болтів [13, 14, 16].

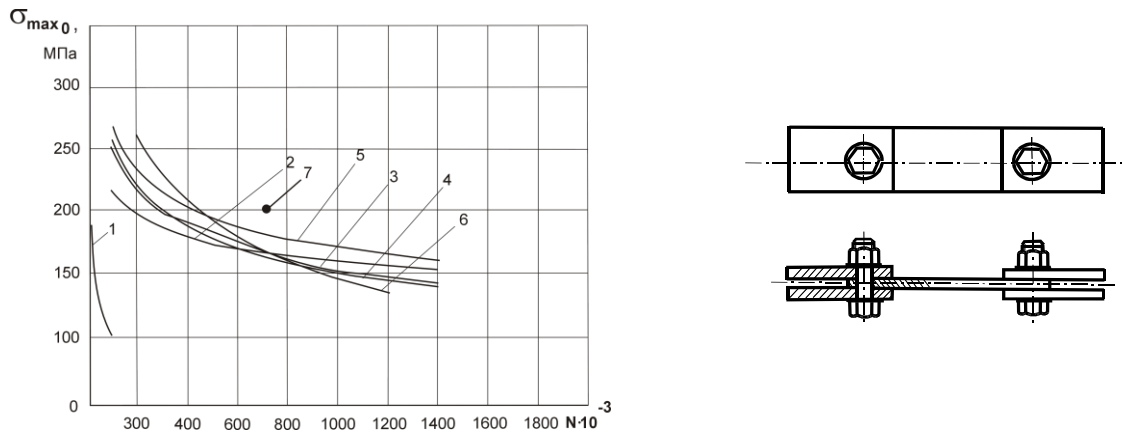


Рисунок 4.10 – Вплив радіального натягу і осьового затягування болтів на втомну довговічність двозрізних з'єднань зі сплаву ВТ6: 1 –  $\bar{\psi} = 0$ ,  $M_3 = 0$ ; 2 –  $\bar{\psi} = (0,7 \dots 1,1\%) d$ ,  $M_3 = 0$ ; 3 –  $\bar{\psi} = (0,7 \dots 1,1\%) d$ ,  $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ; 4 –  $\bar{\psi} = 0$ ,  $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ; 5 –  $\bar{\psi} = (1,5 \dots 1,9\%) d$ ,  $M_3 = 0$ ; 6 – розрахунок за формулою  $\sigma_{\max_{\text{оф}}} = 1993 \text{ Н}^{-0,101} - 20,8 \text{ Н}^{0,0524} K_{\text{п}} / \sigma_{\text{к}}^{0,48} K_{\text{хп}}$ ; 7 – зміцнення всієї контактної поверхні внутрішнього елемента,  $\bar{\psi} = (1,5 \dots 1,9\%) d$ ,  $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}$

Експериментально досліджено технологічні особливості виконання титанових болтових з'єднань із радіальним натягом. Визначені можливості якісного встановлення болтів зі сталей 16ХСН, 30ХГСА і титанового сплаву ВТ16 у пакет зі сплаву ВТ6, допустимі величини радіального натягу і вплив матеріалу болта, його покриття і мастила на величину зусиль установлення. Розраховано величини граничних товщин пакетів з'єднуваних деталей для різних величин радіального натягу при застосуванні болтів зі сталі 30ХГСА і титанового сплаву ВТ16.

#### 4.4. ЗАСТОСУВАННЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ БОЛТОВИХ ЗРІЗНИХ З'ЄДНАНЬ ТИТАНОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ ФРЕТИНГ-КОРОЗІЇ

З метою зменшення негативного впливу фретинг-корозії на втомну довговічність двозрізних болтових з'єднань досліджено застосування зміцнення ділянок внутрішньої пластини з'єднання (рисунок 4.11).

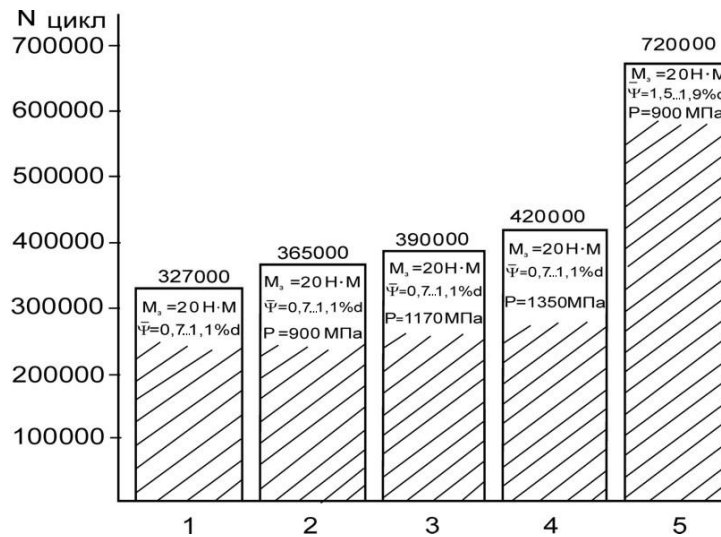


Рисунок 4.11 – Вплив зміцнення поверхні внутрішньої пластини на втомну довговічність двозрізних з'єднань зі сплаву ВТ6: 1 – без зміцнення; 2, 3, 4 – зміцнення кільцевої зони навколо отвору таї зони під краями зовнішніх пластин з'єднання; 5 – зміцнення всієї контактної поверхні внутрішньої пластини з'єднання

Проведені дослідження показали, що найбільш ефективним засобом підвищення втомної довговічності двозрізних з'єднань зі сплаву ВТ6 є поєднання застосування зміцнення поверхні пластичною деформацією ( $P_{зм} = 0,95 \dots 0,99 \sigma_B$ ), радіального натягу  $\bar{\psi} = (1,5 \dots 1,9\%) d$  і осьового зтягування болтів до  $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}$ , збільшує довговічність в 2,3 раза порівняно з довговічністю з'єднань з радіальним натягом і нормованою зтяжкою.

Досліджено вплив осьового зтягування і радіального натягу піддатливість одноболтового однозрізного з'єднання (рисунок 4.12).

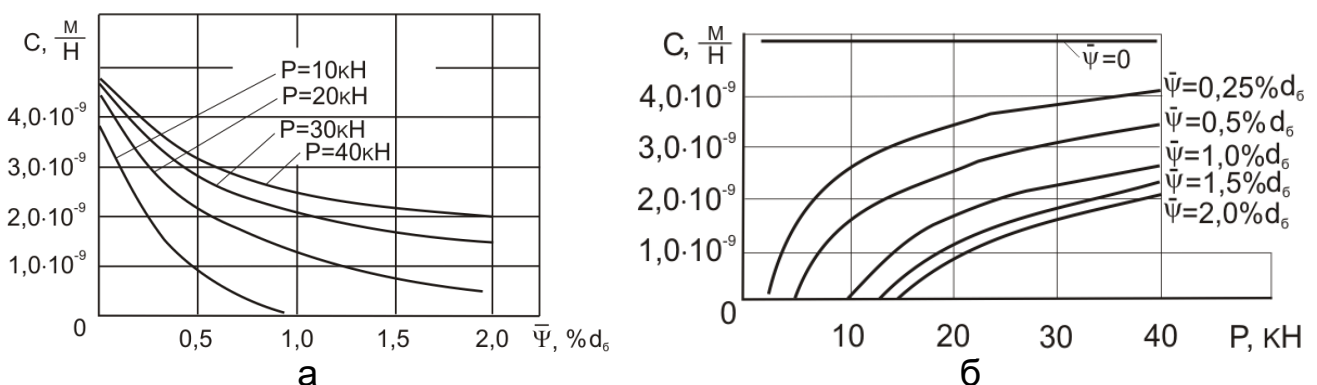


Рисунок 4.12 – Вплив радіального натягу та величини зусилля, яке передається однозрізним болтовим з'єднанням, на коефіцієнт узагальненої піддатливості: (а)  $Q_3 = 0$ ; (б)  $Q_3 = 10 \text{ кН}$ ;  $d = 8 \text{ мм}$ ; болт – 30 ХГСА; пластини ВТ6 ( $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5 \text{ мм}$ )

У з'єднаннях без радіального натягу і зтягування ( $\bar{\psi} = 0$ ,  $M_3 = 0$ )

коефіцієнт піддатливості  $C$  не залежить від величини зовнішнього навантаження і для розглядуваного з'єднання:  $C=5,0 \cdot 10^{-9}$  м/Н. Застосування радіального натягу  $\bar{\psi} = 1,0\% d$  у одноболтовому з'єднанні ( $d = 8$  мм,  $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5$  мм) зменшує піддатливість більш ніж у 5 разів при величинах зусилля навантаження  $P_{\text{еспл}} < 20$  кН. Для діапазону навантажень  $P = 0,40$  кН величина коефіцієнта піддатливості змінюється в межах від 0 до  $5 \cdot 10^{-9}$  м/Н для різних варіантів з'єднань. Найбільша залежність коефіцієнта піддатливості від величини зусилля навантаження спостерігається при низьких рівнях навантаження до величин 10...15 кН. Осьове зтягування болта зменшує коефіцієнт піддатливості на 15 ... 20% порівняно з коефіцієнтом піддатливості з'єднання без зтягування.

Застосування радіального натягу в болтовому з'єднанні зменшує коефіцієнти піддатливості при  $\bar{\psi} = 0,5\% d$  більш ніж в 1,4 раза  $\bar{\psi} = 1,0\% d$  – в 1,9 раза  $\bar{\psi} = 2,0\% d$  – в 2,3 раза.

Для прогнозування втомної довговічності багатоболтового з'єднання досліджено розподіл навантаження між рядами болтів [13, 14, 16].

У з'єднаннях із радіальним натягом завантаження першого болта зростає зі збільшенням величини натягу і досягає для даного з'єднання (рисунок 4.13) величини 0,62.

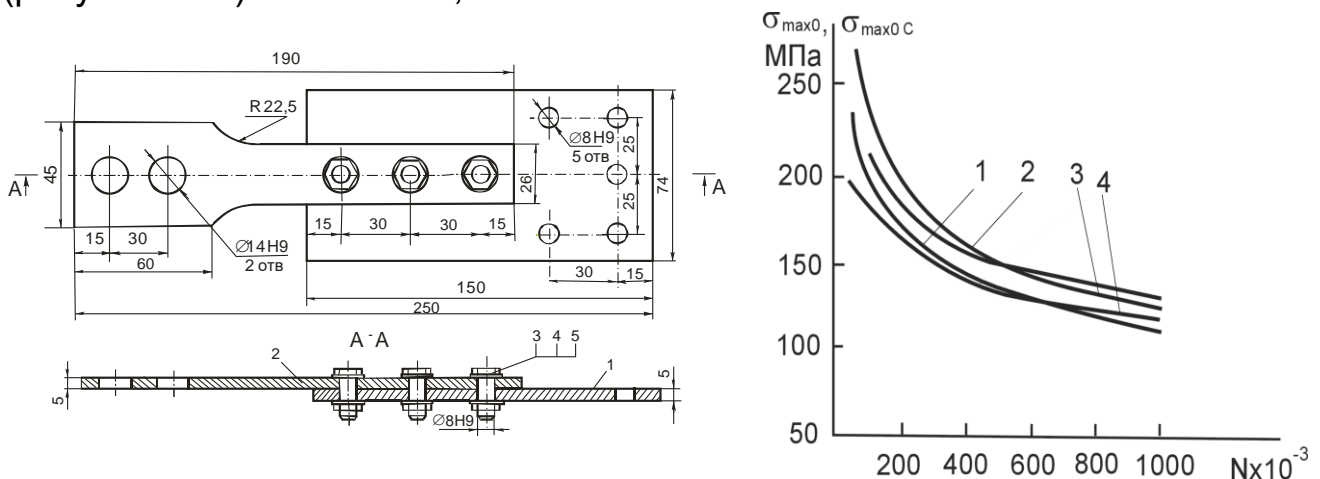


Рисунок 4.13 – Зразок з'єднання зі сплаву ВТ6 і криві його втомної довговічності: дослідні криві – 1  $\bar{\psi} = 0$ ;  $M_3 = 10$  Н·м; 2 –  $\bar{\psi} = (1,5 \dots 1,8\%) d$ ;  $M_3 = 10$  Н·м; розрахунок – 3 –  $\bar{\psi} = 1,5 \dots 1,8\% d$ ;  $M_3 = 10$  Н·м; 4 –  $\bar{\psi} = 0$ ;  $M_3 = 10$  Н·м.

На підставі проведених досліджень запропоновано за заданими характеристиками втомної довговічності в зонах імовірного втомного руйнування – по осі отвору, в місцях зміни геометричних параметрів з'єднання, зонах дії інтенсивної фретинг-корозії – розраховувати величини геометричних параметрів.

Втомна довговічність зрізного болтового з'єднання  $N_{збз}$  має бути більшою від довговічності поздовжнього з'єднання обшивки зі стрингером і лонжероном  $N_{пз}$  або дорівнювати їй:  $N_{збз} \geq N_{пз}$ . Для розрахунку втомної

довговічності титанових зрізних болтових з'єднань по осі отвору використовують розрахунково-аналітичну залежність [13, 14]

$$A_1 N^{\zeta_1} = A_2 N^{\zeta_2} \frac{k_{\theta i}}{K_{\theta i}} \sigma_{см \max 0} + \sigma_{л \ бр \max 0} + A_3 N^{\zeta_3} \sigma_{в \ бр \max 0}. \quad (4.3)$$

Значення коефіцієнтів  $A_1$ ,  $A_2$  і показників ступеня  $\zeta_1$ ,  $\zeta_2$  визначені за результатами втомних випробувань смуг з отвором. Номінальні напруження в перерізі деталі, для якої проводяться розрахунки, –  $\sigma_{\max 0}$ ,  $\sigma_{л \ бр \max 0}$ .

Для розрахунку втомної довговічності в зоні фретинг-корозії застосована залежність, в якій враховано характер посадки болтів і вигин з'єднання [13, 14]:

$$\begin{aligned} \sigma_{\max 0 \phi} &= 1993 N^{-0,101} - 20,8 N^{0,0524 K_{\Pi}} \left( \sigma_{к \ рівн} \cdot v_i \right)^{0,48} K_{ХП} K_{В}; \\ &\sigma_{к \ рівн} \cdot v_i \leq 78 \text{ МПа}; \\ \sigma_{\max 0 \phi} &= 1993 N^{-0,101} - 2594 N^{0,0481 K_{\Pi}} \left( \sigma_{к \ рівн} \cdot v_i \right)^{-0,6176} K_{ХП} K_{В}; \\ &\sigma_{к \ рівн} \cdot v_i > 78 \text{ МПа}, \end{aligned} \quad (4.4)$$

де –  $K_{ХП}$  – коефіцієнт, що враховує вплив радіального натягу;  $K_{В}$  – коефіцієнт, що враховує вплив вигину з'єднання;  $K_{ХП} = 0,94$  для з'єднань із радіальним натягом і нормованим затягуванням  $\bar{\nu} = (1,0 \dots 1,5\%) d$ ;  $K_{ХП} = 1,0$  для з'єднань без радіального натягу, із нормованим затягуванням болтів;  $K_{В} = 1,13$  для однозрізних з'єднань;  $v_i$  – коефіцієнт нерівномірності контактного тиску під гайкою та головкою болта, який враховує вплив конструктивно-технологічних параметрів з'єднання.

Для однозрізного трьохболтового з'єднання виконано розрахунок втомної довговічності в зоні найбільш навантаженого ряду болтів (див. рисунок 4.13) за залежностями (4.4).

Розрахунок втомної довговічності однозрізного з'єднання за запропонованими в роботі залежностями показав задовільну відповідність результатам досліджень.

## 4.5. Висновки

1. Експериментальні дослідження показали, що фретинг-корозія титанових деталей залежить від матеріалу шайб, величини контактного тиску та зменшує втомну міцність титанової полоси в 2-3 раз порівняно зі втомною міцністю титанового сплаву ВТ6 без фретинг-корозії, при цьому зменшення втомної довговічності гладких титанових конструктивних елементів, спричинене дією фретинг-корозії, становить 40 – 80 разів при максимальних напруженнях віднульового циклу 400 МПа, 400 – 750 разів при 300 МПа, 1500 – 3000 разів при 250 МПа порівняно з довговічністю гладкої смуги без фретинг-корозії.

2. Розроблена модель однозрізного болтового з'єднання дозволяє визначити розподіл погонного нормального контактного навантаження за довжиною болта і величину контактної тиску під гайкою і головкою болта і застосувати отримані розрахунково-експериментальні залежності для визначення втомної довговічності конструктивних елементів з'єднання в регулярній зоні, де руйнування відбувається від дії фретинг-корозії.

3. Застосування нормованого осьового затягування підвищує втомну довговічність з'єднань титанових елементів конструкцій АТ в 20 разів при максимальному напруженні віднульового циклу 200 МПа і в 35 разів – при 140 МПа порівняно з втомною довговічністю з'єднань без затягування болтів.

4. Застосування радіального натягу (0,5 ... 1,5%)  $d$  знижує величину коефіцієнтів нерівномірності погонного нормального контактної навантаження за довжиною болта в 2 – 3 рази і підвищує втомну довговічність однозрізного болтового з'єднання в 1,5 – 2 рази порівняно з довговічністю з'єднань тільки із затягуванням болтів.

5. Найбільш ефективним методом підвищення втомної довговічності двозрізних титанових з'єднань є застосування зміцнення контактної поверхні місцевою пластичною деформацією тиск зміцнення  $p_{зміц} = (0,95 \dots 0,99) \sigma_v$  радіального натягу (1,5 ... 1,9%)  $d$  і нормованого осьового затягування, що підвищує довговічність в 2,3 рази порівняно з довговічністю з'єднань із радіальним натягом і нормованим затягуванням.

6. Практичне застосування запропонованих конструктивно-технологічних методів підвищення втомної довговічності і методу визначення втомної довговічності зрізних болтових з'єднань дозволяє проектувати з'єднання регламентованої втомної довговічності з урахуванням фретинг-корозії.

## КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ МЕТОД ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ РОЗНІМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА

### 5.1. НАУКОВЕ ОБҐРУНТУВАННЯ МЕТОДУ ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ РОЗНІМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ ЛОКАЛЬНИМ І БАР'ЄРНИМ ОБТИСНЕННЯМ

У результаті аналізу конструктивно-технологічних особливостей рознімних болтових з'єднань силових елементів конструкції літаків, що працюють на зріз, встановлено, що вони значною мірою визначають міцність, ресурс, герметичність і масу збірних агрегатів.

Особливе місце серед них займають анкерні потайні з'єднання з самоконтрувальними гайками (рисунок 5.1), які застосовують у конструктивних елементах з одностороннім підходом для кріплення знімних панелей крила, оперення та фюзеляжу, кришок люків, носових і хвостових частин крила, оперення, зализів.

Аналіз технології встановлення болтів на серійному підприємстві показав, що в процесі складання крил із застосуванням серійної технології було виявлено систематичне пошкодження стінок отворів елементів, що сполучалися, різьбовою частиною встановлюваних болтів (глибиною до 0,2 мм). Причина пошкоджень полягає в наявності технологічних відхилень, що виникають при виробництві самоконтрувальних гайок та складанні з'єднань.

Тому виникає необхідність удосконалення технології виконання рознімних з'єднань, котра виключає пошкодження стінок отворів.

Втомні руйнування зрізних потайних болтових з'єднань в експлуатації відбуваються в зоні концентрації напружень і деформацій, що визначаються конструкцією потайних гнізд і способами їх оброблення.

На експлуатаційних рівнях навантажень довговічність моделей потайних болтових з'єднань практично в два рази нижче за довговічність смуги з циліндричним отвором, що визначає ресурс поздовжніх силових елементів крила.

Для підвищення довговічності смуг з отворами застосовують технологічні способи оброблення деталей, що з'єднуються, в зоні отворів дорнуванням ( $\delta = 2.4\%$ ), бар'єрним обтисненням (глибина обтиснення – 0,2 ... 0,3 мм). Проте аналіз літературних джерел показав, що відсутнє наукове обґрунтування методів підвищення втомної довговічності таких з'єднань. Відсутні практичні рекомендації щодо виконання високоресурсних рознімних потайних болтових з'єднань і прогнозування ресурсних характеристик таких з'єднань на основі аналізу характеристик локального напружено-деформованого стану.

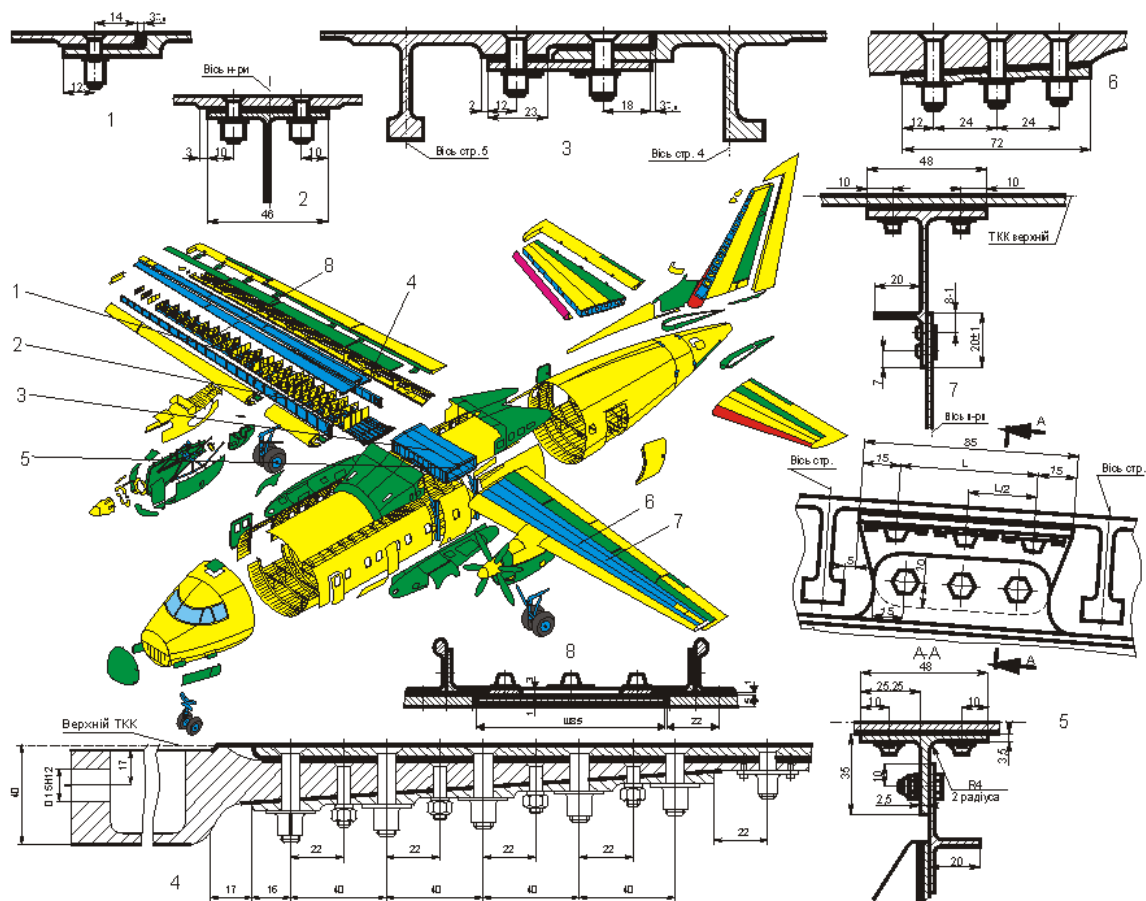


Рисунок 5.1 – Типові анкерні з'єднання елементів конструкції планера літака: 1 – поздовжнє з'єднання панелей від'ємної частини крила; 2 – з'єднання нервюри з панеллю; 3 – з'єднання панелей центроплана; 4 – з'єднання панелі з поясом лонжерона (поздовжній переріз); 5 – з'єднання панелі центроплана з нервюрою; 6 – з'єднання панелі з накладкою; 7 – з'єднання панелі з нервюрою; 8 – установка зливного клапана

Проведений аналіз показав, що тільки один з видів оброблення (дорнування або розкочування, глибока пластична деформація) не дозволяє досягти заданих ресурсних характеристик конструктивних елементів рознімних болтових з'єднань. Тому було проаналізовано вплив сумісного локального (із відносним натягом 0,6 і 7 %) та бар'єрного обтиснення (глибина обтиснення – 0,3 мм) на характеристики локального НДС розтягнутої смуги з циліндроконічним отвором з урахуванням пружно-пластичних властивостей матеріалу і технологічних особливостей оброблення смуги в зоні отвору.

Розроблений метод аналізу характеристик локального НДС смуги з циліндроконічним отвором (рисунок 5.2) при сумісному локальному та бар'єрному обтисненні містить:

- створення тривимірних параметричних моделей смуги з

циліндроконічним отвором й обтискачів (рисунок 5.3);

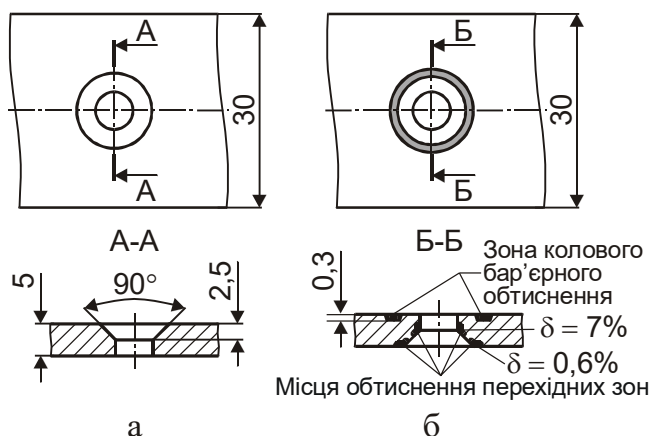


Рисунок 5.2 – Зразок смуги з циліндроконічним отвором:  
а – без обтиснення;  
б – з обтисненням

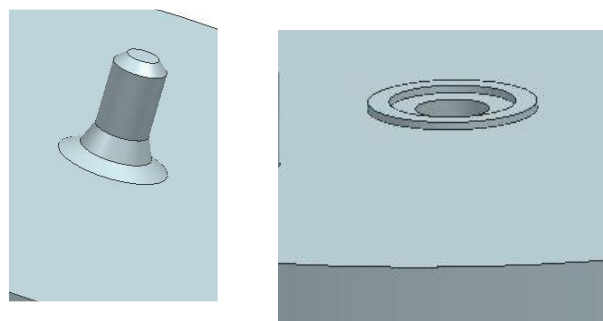


Рисунок 5.3 – Фрагменти тривимірних моделей обтискачів:  
а – для перехідних зон; б – колового бар'єрного обтиснення

- розроблення розрахункової схеми розтягнутої смуги з отвором;
- задання кривої деформації матеріалу;
- створення скінченно-елементних моделей смуги з циліндроконічним отвором й обтискачів (рисунок 5.4). Урахування контактної взаємодії ділянок смуги й обтискачів;
- задання граничних умов по площинах симетрії;
- моделювання процесу руху нижнього обтискача на етапі сумісного локального та бар'єрного обтиснення;
- витягування обтискачів після завершення технологічного процесу сумісного локального та бар'єрного обтиснення;
- прикладання зовнішніх розтяжних зусиль, що відповідають рівню розтяжних напружень в перерізі бруто;
- моделювання процесу розвантаження шляхом зняття дії зовнішніх розтяжних зусиль;
- аналіз розподілу головних розтяжних напружень по товщині в перерізі по осі отвору;
- розрахунок характеристик локального НДС смуги в перерізі по осі отвору та в зоні обтиснення;
- визначення амплітуди та максимальних розтяжних напружень, деформацій і питомої енергії деформації еквівалентного віднульового циклу ( $W_{1\max 0}$ ) у перерізі по осі отвору та в зоні обтиснення (рисунок 5.5).

На рисунку 5.5 показано криві залежності  $W_{1\max 0} = f(\sigma_{бр})$  для смуг:  
1 – із циліндричним отвором; 2 – із циліндроконічним отвором; 3 – з циліндроконічним отвором, обробленої методом виштампування лунок сегментної конфігурації, в перерізі по осі отвору; 4 – із циліндроконічним отвором, обробленої методом виштампування лунок сегментної конфігурації,



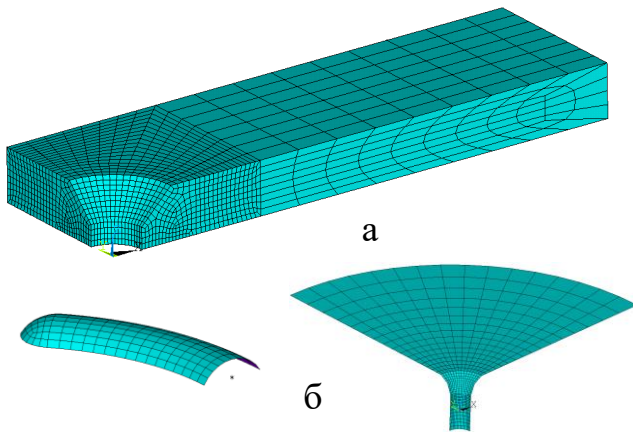


Рисунок 5.4 – Скінченно-елементні моделі: а – смуги з циліндроконічним отвором; б – обтискачів

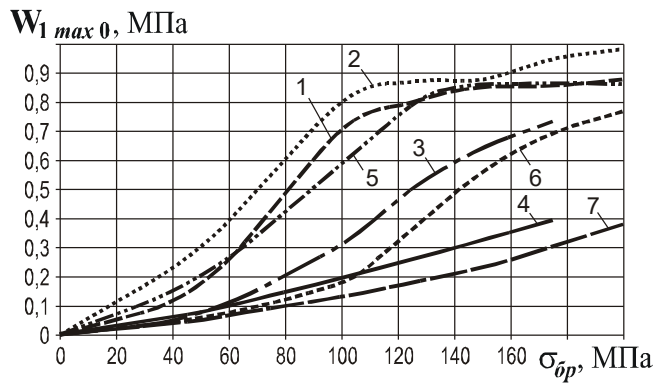


Рисунок 5.5 – Вплив рівня навантаження та способів оброблення на розподіл  $W_{1max0}$  у смугі з циліндроконічним отвором при розтягуванні

в зоні виштампування; 5 – із циліндроконічним отвором, обробленої методом локального обтиснення, в перерізі по осі отвору; 6 – з циліндроконічним отвором, обробленої комбінованим методом, у перерізі по осі отвору; 7 – з циліндроконічним отвором, обробленої комбінованим методом, у зоні кільцевого виштампування.

У результаті проведеного аналізу в діапазоні розтяжних напружень  $\sigma_{бр} = 50.175$  МПа встановлено: виштампування лунок сегментної конфігурації глибиною 0,3 мм на нижній поверхні смуги приводить до зниження величини максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,17 – 2,07 раза, головних розтяжних деформацій еквівалентного віднульового циклу – в 1,1 – 1,94 разу та величини максимальної питомої енергії деформації еквівалентного віднульового циклу – в 1,29 – 4,01 раза порівняно з відповідними величинами для необробленої смуги з циліндроконічним отвором (порівняння проводили в перерізі по осі отвору); комбіноване оброблення шляхом сумісного локального та бар'єрного обтиснення смуги приводить до зниження величини максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,17 – 2,4 раза, головних розтяжних деформацій еквівалентного віднульового циклу – в 1,29 – 2,26 раза та величини максимальної питомої енергії деформації еквівалентного віднульового циклу – в 1,37 – 5,43 раза порівняно з відповідними величинами для необробленої смуги з циліндроконічним отвором.

Для визначення впливу способів оброблення на характеристики втомної довговічності смуги з циліндроконічним отвором проведено експериментальні дослідження щодо визначення характеристик втомної довговічності смуг:

- з циліндричним отвором;
- з циліндроконічним отвором;

- оброблених у зоні циліндроконічного отвору обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору (на глибину 0,5 мм);
- оброблених у зоні циліндроконічного отвору коловим бар'єрним обтисненням (завглибшки 0,3 мм);
- сумісним обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням на установці ЦДМ-10ПУ при  $\sigma_{0\text{бр max}} = 130$  МПа.

На рисунку 5.6 показано характер втомного руйнування зразків.

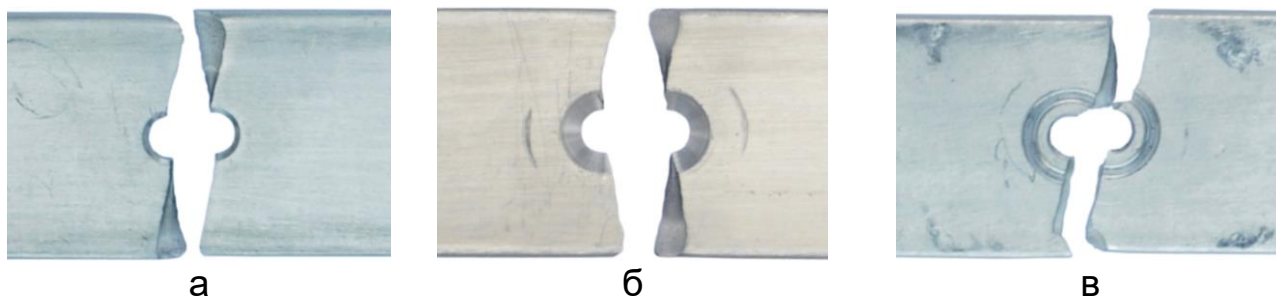


Рисунок 5.6 – Характер втомного руйнування зразків:

- а – смуга з циліндричним отвором; б – смуга з циліндроконічним отвором;
- в – смуга з циліндроконічним отвором, оброблена в зоні отвору коловим бар'єрним обтисненням

В результаті проведення втомних випробувань встановлено:

- втомна довговічність смуги з циліндроконічним отвором становить 0,5 втомної довговічності смуги з циліндричним отвором;
- втомна довговічність смуги з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору обтисненням перехідних зон, становить 0,75 втомної довговічності смуги з циліндричним отвором;
- втомна довговічність смуги з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору бар'єрним коловим обтисненням або сумісним обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору та коловим бар'єрним обтисненням, вище в 7,5 раза втомної довговічності смуги з циліндричним отвором і в 14,9 раза – смуги з циліндроконічним отвором.

Розроблено аналітичний вираз для прогнозування втомної довговічності конструктивних елементів в зоні отворів на основі характеристик локального НДС – питомої енергії деформації в локальній зоні її концентрації (зоні ймовірного втомного руйнування).

Аналітичний вираз для кривої втомної довговічності має вигляд  $W^{m_w} \cdot N = C_w$ , де  $W$  – пружна складова питомої енергії деформації, МПа. Аналітичний вираз для прогнозування втомної довговічності модифікованих конструктивних елементів із отворами наведемо таким чином:

$$N_{MW} = \frac{C_{Wm}}{C_{Wb}} \cdot N_b \cdot \frac{W_b^{m_{wb}}}{W_m^{m_{wm}}},$$

де  $m_{wб}$ ,  $m_{wm}$ ,  $C_{Wб}$ ,  $C_{Wm}$  – коефіцієнти рівняння кривих втоми  $W^{m_w} \cdot N = C_W$ , отримані в результаті оброблення результатів утомних випробувань базового та модифікованих зразків.

Для не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання, обробленого методом дорнування смуги в зоні циліндричного отвору та сумісним обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням в зоні циліндроконічного отвору, вираз має вигляд

$$N_{mW} = 21,8 \cdot N_{б} \cdot \frac{W_{б}^{36,3}}{W_m^4}.$$

Аналіз результатів розрахунків довговічності за запропонованою методикою підтвердив збіжність і достовірність запропонованого методу прогнозування та показав, що прогнозовані значення довговічності зразків знаходяться в діапазоні меж розсіювання втомних характеристик, отриманих експериментально.

## 5.2. ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОКАЛЬНОГО НДС І ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ЗРАЗКІВ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНІ РОЗНІМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ

Розроблено методику визначення зміни характеристик локального НДС за допомогою системи інженерного аналізу ANSYS в анкерному з'єднанні в процесі його створення та навантаження. Методика містить визначення залишкових навантажень у панелі, що утворилися після процесу клепаання заклепок, у ході встановлення анкерної гайки, поля розподілу еквівалентних напружень в елементах з'єднання, еквівалентних максимальних, середніх, амплітудних і віднульових нормальних напружень й деформацій, коефіцієнтів концентрації напружень і деформацій, питомої енергії деформації, зміни зазорів у з'єднанні та контактної тиску між поверхнями, що сполучаються, і порівняння напружено-деформованого стану в елементах анкерного з'єднання з аналогічними характеристиками подібного з'єднання з низькою шестигранною гайкою.

Як модель для аналізу локального НДС прийнятий зразок поздовжнього з'єднання (шириною 25 мм) панелі крила літака Ан-74, який навантажується в напрямку однієї осі, (рисунок 5.7).

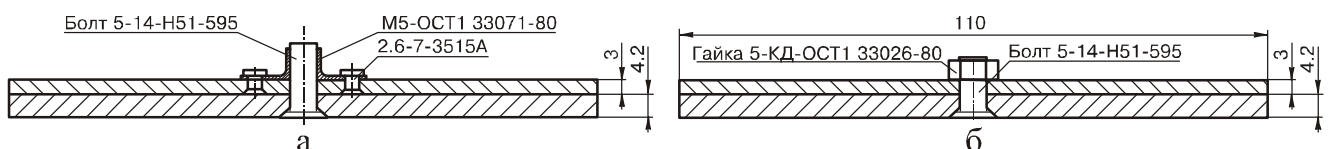


Рисунок 5.7 – Зразок поздовжнього не навантаженого на зріз потайного з'єднання: а – з анкерною гайкою; б – з низькою шестигранною гайкою

У результаті проведеного аналізу локального НДС встановлено, що при розгляді характеру розподілу еквівалентних напружень в смугах після

прикладання розтяжного навантаження найбільш небезпечні зони знаходяться в циліндричній частині отвору та зонах переходу конічної частини до циліндричної. В анкерному з'єднанні найбільші напруження спостерігаються в смузі з конічним зенкуванням під анкерний болт. Після прикладання зусилля затягування в конічній частині виникають еквівалентні напруження, що дорівнюють 185 МПа. При збільшенні розтяжного навантаження напруження в цій зоні зростають і досягають 365 МПа при  $\sigma_{бр} = 200$  МПа. У смузі з отворами під анкерну гайку питома енергія деформації в поперечному перерізі в зоні отвору під болт на 25% більше, ніж у зоні отвору під заклепку для розтяжних навантажень, які відповідають  $\sigma_{бр} = 200$  МПа. Проте при установленні анкерної гайки ця різниця зменшується та становить 8%. Це пов'язано з тим, що частина розтяжного навантаження передається через саму анкерну гайку, а заповнені заклепками отвори зменшують локальні напруження та деформації в зоні циліндричного отвору.

Отримані при дослідженні характеристик локального НДС результати стали основою для визначення критичних місць концентрації питомої енергії деформації та розроблення конструктивно-технологічного методу підвищення втомної довговічності конструктивних елементів в зоні рознімних болтових з'єднань.

Розроблено методику визначення зміни характеристик локального НДС за допомогою системи інженерного аналізу ANSYS в елементах двозрізного однорядного потайного рознімного болтового з'єднання в процесі його створення та навантаження, а також порівняльну оцінку впливу двовушкової гайки, що сама контриться, на характеристики локального НДС у смузі, в якій вона встановлена, і порівняння характеристик НДС в подібному з'єднанні із звичайною низькою шестигранною гайкою (рисунок 5.8).

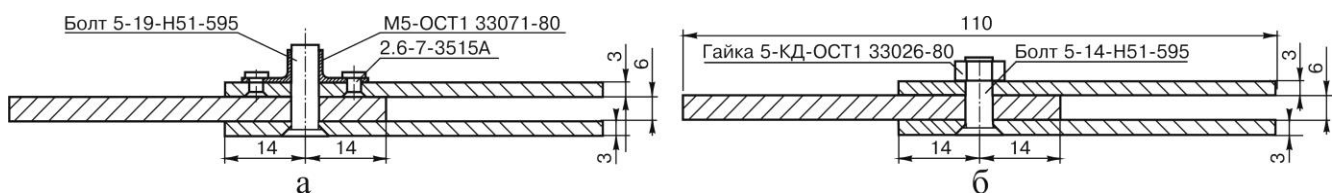


Рисунок 5.8 – Зразок двозрізного однорядного потайного роз'ємного болтового з'єднання: а – з анкерною гайкою; б – із низькою шестигранною гайкою

Методика містить визначення залишкових напружень у панелі, що утворилися після процесу клепання в ході встановлення анкерної гайки, поля розподілу еквівалентних напружень в елементах з'єднання, еквівалентних максимальних, середніх, амплітудних і віднульових напружень та деформацій циклу навантаження, коефіцієнтів концентрації напружень і деформацій, питомої енергії деформації, зміни контактного тиску в з'єднанні між поверхнями, що сполучаються, та порівняння

напружено-деформованого стану в елементах анкерного з'єднання з аналогічними характеристиками подібного з'єднання з низькою шестигранною гайкою.

У результаті проведеного за розробленою методикою аналізу локального НДС було встановлено таке:

– встановлення двовушкової самоконтрляльної гайки приводить до розвантаження отвору під анкерний болт у смузі, де вона встановлена, порівняно із з'єднанням зі звичайною шестигранною гайкою. Так, у діапазоні навантажень, що відповідають  $\sigma_{бр} = 0.100$  МПа, в анкерному з'єднанні максимальне напруження  $\sigma_{x\max}$  на 30 %, віднульові напруження  $\sigma_{0\max}$  на 10 %, амплітудні напруження  $\sigma_{a\max}$  на 35 %, питома енергія деформації на 37 %, а контактний тиск  $\sigma_{k\max}$  на 10 % нижче, ніж у з'єднанні зі звичайною шестигранною гайкою;

– характеристики локального НДС у центральній смузі та нижній накладці ан-керного з'єднання й з'єднання зі звичайною шестигранною гайкою відрізняються не більше ніж на 5%.

Отримані в результаті аналізу дані стали основою для дослідження впливу конструктивних і технологічних параметрів на характеристики локального НДС в елементах різномісних болтових з'єднань літакових конструкцій та їх опору втомі.

Для визначення критично небезпечних зон за умовами втомної довговічності елементів конструкції різномісних болтових з'єднань розроблено методику дослідження опору втомі поздовжніх з'єднань знімних панелей крила. Для дослідження опору втомі поздовжнього з'єднання знімної панелі крила його моделювання виконували на зразках, що навантажуються вздовж однієї осі (рисунок 5.9), та зразках, що моделюють фрагмент панелі та навантаженість елементів кріплення на зріз від зусиль зрушення (рисунок 5.10).

Аналіз результатів втомних випробувань показав, що руйнування всіх зразків (при  $\sigma_{бр\max} = 134...137$  МПа) виникало від втомних тріщин в елементі, що моделює знімну панель крила. Руйнування виникало від зенкованих отворів для потайних болтів. Тріщини зароджувалися від циліндричної частини отвору або від зони переходу конічної частини до циліндричної.

Втомні тріщини у зразках що моделюють фрагмент панелі, спочатку відбувалося перпендикулярно поздовжній осі з'єднання. При подальшому зростанні тріщин і виході їх із зони з'єднання в регулярну частину полотна панелі тріщини поверталися до напрямку, перпендикулярного прикладеному навантаженню. Це підтвердило результати числових досліджень, що полягають в тому, що найбільш небезпечною в аспекті концентрації напружень є зона циліндроконічного отвору. Втомні випробування проведені на установці ЦДМ-10ПУ та МУП-50, відповідно.

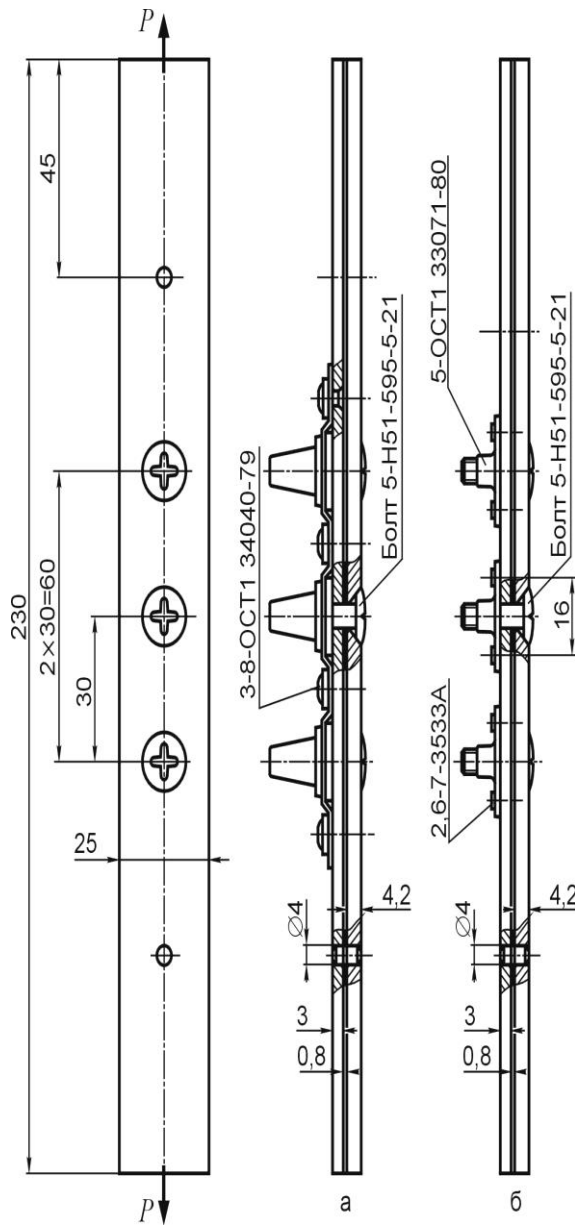


Рисунок 5.9 – Зразок поздовжнього не навантаженого на зріз з'єднання: а – кріплення гайки на профілі; б – встановлення двовушкових гайок, що самі конtringються

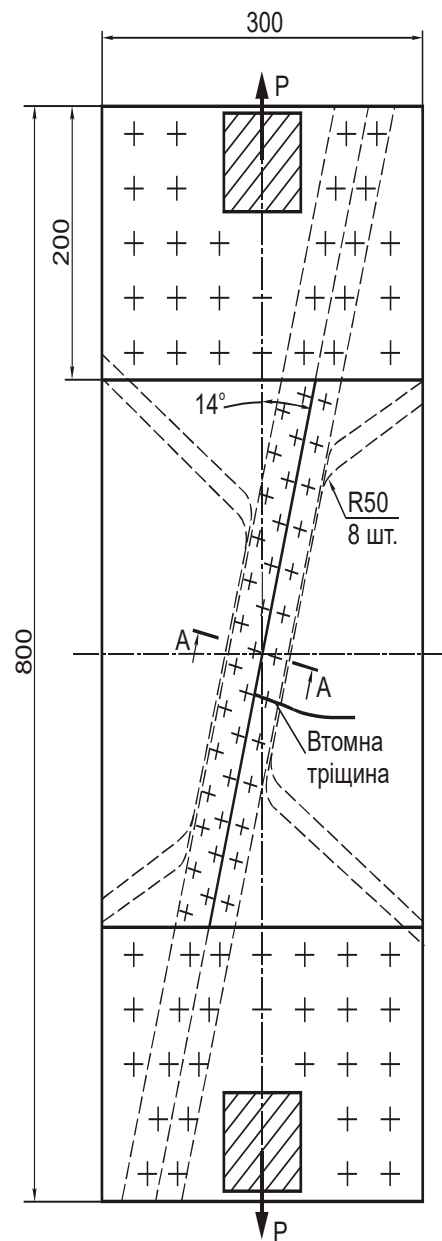


Рисунок 5.10 – Зразок поздовжнього навантаженого з'єднання знімної панелі крила і характер розповсюдження втомної тріщини

При цьому втомна довговічність поздовжніх не навантажених на зріз з'єднань становила: при кріпленні гайки на профілі (рисунок 5.9, а) – 20 800; при установленні двовушкових гайок, що самі конtringються (рисунок 5.9, б), – 42 600 циклів навантаження. Втомна довговічність навантаженого на зріз з'єднання становила: при кріпленні гайки на профілі – 22 400; при установленні двовушкових гайок, що самі конtringються, – 24 700 циклів навантаження.

Результати втомних випробувань підтвердили доцільність і необхідність розроблення нових конструктивно-технологічних методів підвищення втомної довговічності елементів конструкції планера в зоні рознімних болтових з'єднань.

### 5.3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ТИПОВИХ МОДЕЛЕЙ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНІ РОЗ'ЄМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ

Експериментальні дослідження були проведені на установці ЦДМ-10ПУ на експлуатаційному рівні розтяжного циклічного навантаження ( $\sigma_{0\text{бр max}} = 130$  МПа) для таких варіантів зразків:

- з'єднання смуги з циліндричним отвором й анкерної гайки;
- з'єднання смуги з циліндричним отвором, обробленої дорнуванням стінок отвору, й анкерної гайки;
- не навантажене на зріз поздовжнє рознімне болтове з'єднання;
- не навантажене на зріз поздовжнє рознімне болтове з'єднання, конструктивні елементи якого оброблені в зоні циліндричного отвору дорнуванням стінок отвору, а в зоні циліндроконічного отвору – обтисненням перехідних зон і бар'єрним коловим обтисненням.

Характер типового втомного руйнування зразків показано на рисунку 5.11.

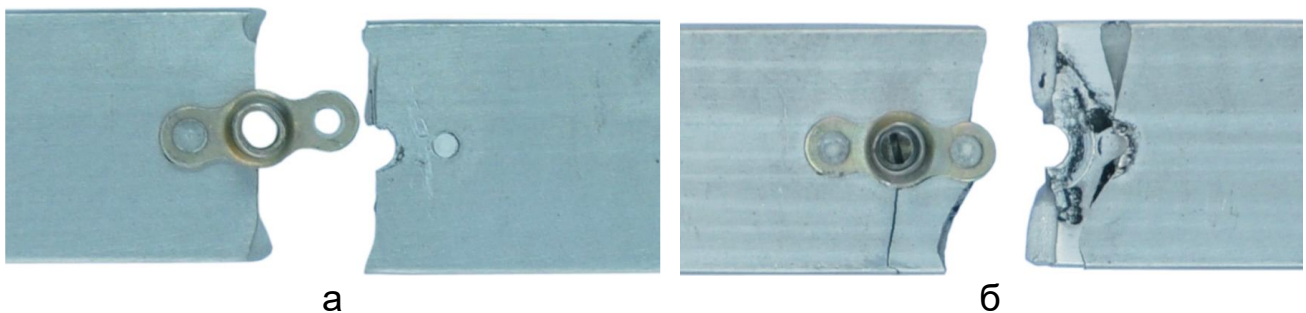


Рисунок 5.11 – Характер втомного руйнування зразків:

а – з'єднання смуги з циліндричним отвором й анкерної гайки; б – не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання, обробленого в зоні циліндроконічного отвору обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням

Аналіз характеру руйнування зразків свідчить про те, що втомне руйнування з'єднання смуги з циліндричним отвором й анкерною гайкою, не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання, обробленого в зоні циліндроконічного отвору обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням, відбувається в зоні циліндричного отвору. Втомне руйнування не навантаженого на зріз поздовжнього рознімного болтового з'єднання відбувається в зоні циліндроконічного отвору.

Зразки з'єднання смуги з циліндричним отвором, обробленої дорнуванням стінок отвору, й анкерною гайкою, а також зразки не

навантаженого на зріз поздовжнього рознімного болтового з'єднання, конструктивні елементи якого оброблені в зоні циліндричного отвору дорнуванням стінок отвору, а в зоні циліндроконічного отвору обтисненням перехідних зон і бар'єрним коловим обтисненням, досягши циклів навантаження, не руйнувалися, і для визначення зон втомного руйнування їх випробування були продовжені при  $\sigma_{0\text{бр max}} = 150$  МПа.

При цьому встановлено, що втомна довговічність моделей рознімних болтових з'єднань конструктивних елементів планера літака, оброблених в зоні отворів дорнуванням стінок циліндричного отвору та сумісним локальним обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору й бар'єрним коловим обтисненням, приводить до підвищення втомної довговічності більш ніж в 8,1 раза порівняно зі смугою з циліндричним отвором, більш ніж в 16 раз порівняно зі смугою з циліндроконічним отвором і більш ніж в 9,7 раза порівняно з моделлю поздовжнього не навантаженого на зріз рознімного з'єднання.

Результати втомних випробувань показані у вигляді номограми на рисунку 5.12 для зразків конструктивних елементів: 1 – смуги з циліндричним отвором;

2 – смуги з циліндроконічним отвором; 3 – смуги з циліндроконічним отвором, оброблені в зоні отвору обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору; 4 – смуги з циліндроконічним отвором, оброблені в зоні отвору коловим бар'єрним обтисненням; 5 – смуги з циліндроконічним отвором, оброблені в зоні отвору сумісним обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням; 6 – смуги з циліндричним отвором і приклепаною анкерною гайкою; 7 – смуги з циліндричним отвором, оброблені дорнуванням стінок отворів із відносним натягом  $\delta = 4\%$  і приклепаною анкерною гайкою; 8 – не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання; 9 – не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання (смуга з циліндричним отвором без дорнування стінок отвору, смуга з циліндроконічним отвором оброблена обтисненням перехідних зон отвору та коловим бар'єрним обтисненням); 10 – не навантаженого на зріз поздовжнього рознімного болтового з'єднання, конструктивні елементи якого оброблені в зоні циліндричного отвору дорнуванням стінок отвору, а в зоні циліндроконічного отвору – обтисненням перехідних зон і бар'єрним коловим обтисненням.

На номограмі також показано коефіцієнт збільшення втомної довговічності зразків:

$$K_{\text{втом}} = N_{\text{ел}} / N_{\text{пл з отв}}$$

де  $N_{\text{ел}}$  – втомна довговічність конструктивно-технологічних варіантів зразків;  $N_{\text{см з отв}}$  – втомна довговічність смуги із циліндричним отвором.



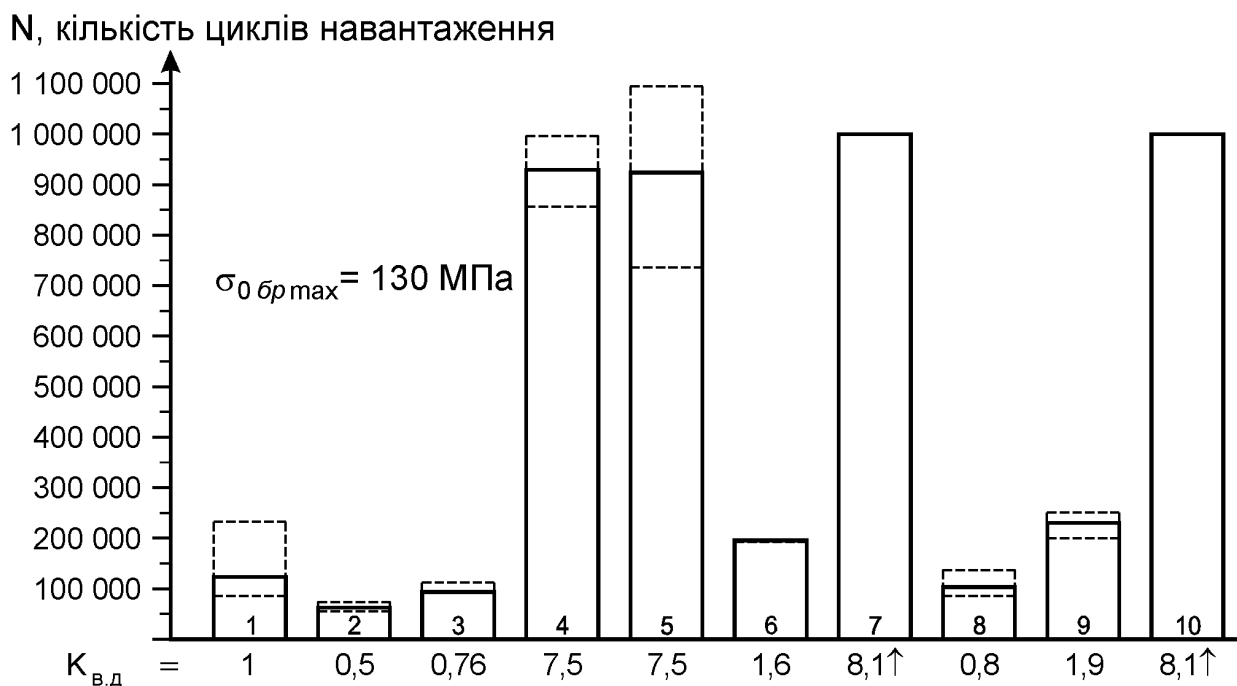


Рисунок 5.12 – Вплив способів оброблення конструктивних елементів у зоні рознімних болтових з'єднань на характеристики втомної довговічності зразків на експлуатаційному рівні навантаження  $\sigma_{0\text{брmax}} = 130 \text{ МПа}$

#### 5.4. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ МЕТОД ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ РОЗНІМНИХ БОЛТОВИХ З'ЄДНАНЬ

Однією з причин зниження втомної довговічності рознімних болтових з'єднань в два рази є пошкодження стінок отворів при встановленні анкерних гайок. Тому була розроблена технологія складання з'єднань знімних панелей крила, що виключає пошкодження стінок отворів нарізною частиною технологічних і робочих болтів.

Завдяки застосуванню спроектованого нового обтискача для одночасного клепаання заклепок, що приєднують гайку, яка сама контриться, до панелі, та конструкції технологічного болта, що дозволяє фіксувати гайку в робочому положенні в процесі утворення отворів під заклепки та їх розклепування, вдалося уникнути пошкодження стінок отворів. Схема взаємодії розроблених технологічних обтискачів і технологічного болта показана на рисунку 5.13.

Розроблений конструктивно-технологічний метод підвищення втомної довговічності рознімних болтових з'єднань містить:

- утворення отворів із призначеним допуском;
- дорнування стінок циліндричних отворів елементів рознімного болтового з'єднання;

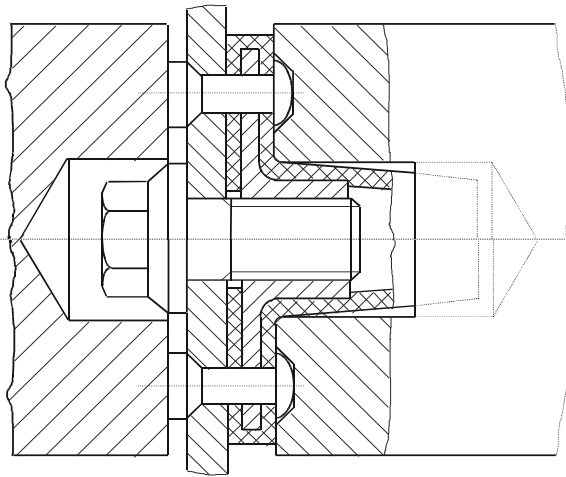


Рисунок 5.13 – Взаємодія технологічних обтискачів і болта при одночасному клепанні елементів в зоні циліндроконічних отворів сумісним обтисненням перехідних зон і коловим бар'єрним обтисненням;

– встановлення болтів кріплення та контроль стягування пакета.

Для підтвердження ефективності розробленого конструктивно-технологічного методу підвищення втомної довговічності рознімних болтових з'єднань проведені втомні випробування моделей рознімних не навантажених на зріз з'єднань на рівні навантаження  $\sigma_{0\text{бр max}} = 150$  МПа.

При цьому встановлено, що втомна довговічність не зміцнених моделей зразків становила 30 000 циклів навантаження. Втомна довговічність моделей зразків не навантаженого на зріз поздовжнього рознімного болтового з'єднання, конструктивні елементи якого оброблені в зоні циліндричного отвору дорнуванням стінок отвору з відносним натягом 4%, а в зоні циліндроконічного отвору обтисненням перехідних зон (глибина обтиснення – 0,5 мм) і бар'єрним коловим обтисненням (глибина обтиснення – 0,3 мм) становила 310 000 циклів навантаження. Таким чином, застосування розробленого конструктивно-технологічного методу привело до підвищення втомної довговічності більш ніж у 10 разів.

У результаті застосування розробленого конструктивно-технологічного методу підвищення втомної довговічності рознімних болтових з'єднань ресурс таких з'єднань отримуємо шляхом діленням числа циклів до руйнування ( $N$ ), отриманого в лабораторних умовах при експлуатаційному рівні навантаження, на коефіцієнт надійності, визначений відповідно до Норм льотної придатності:

$$T = N/\eta,$$

де  $\eta$  – коефіцієнт надійності, мінімальне значення якого при встановленні ресурсу за наслідками лабораторних випробувань зразків приймають таким, що дорівнює шести.

Тоді ресурс з'єднання при еквівалентному польотному циклі навантаження, відповідному  $\sigma_{0\text{бр max}} = 130$  МПа:

– встановлення за допомогою розроблених спеціальних технологічних болтів гайок, що самі конtringються, з гарантованим осьовим натягом;

– утворення отворів під заклепки для самозаконтрьювальних гайок і зняття задирок;

– виконання заклепувальних з'єднань самозаконтрьювальних гайок з елементами конструкції;

– зняття технологічних болтів;

– оброблення конструктивних

елементів в зоні циліндроконічних отворів сумісним обтисненням

$$T = N/\eta = 10^6 / 6 = 165\,000 \text{ еквівалентних польотів.}$$

Отримане значення перевищує проектний ресурс літака (50 тисяч польотів) більш ніж в три рази, що підтверджує досягнення мети дослідження даної роботи.

## 5.5. Висновки

1. На основі аналізу конструктивно-технологічних особливостей рознімних болтових з'єднань силових елементів планера літака, методик визначення характеристик локального НДС і втомної довговічності конструктивних елементів планера літака в зоні рознімних болтових з'єднань виконано наукове обґрунтування методу підвищення втомної довговічності з'єднань елементів шляхом визначення характеристик локального НДС у смугах із циліндричними і циліндроконічними отворами для анкерних потайних болтів з гайками, що самі контряться. Як критерій, що визначає довговічність, прийнята величина питомої енергії деформації, отримана з урахуванням технології оброблення деталей, що сполучаються, методами пружно-пластичного деформування.

2. Розроблено методику аналізу впливу сумісного локального та бар'єрного обтиснення на характеристики локального НДС смуги з циліндроконічним отвором. При цьому встановлено, що застосування локального та бар'єрного обтиснення приводить до зниження величини максимальної питомої енергії деформації еквівалентного віднульового циклу в зонах вірогідного втомного руйнування в 1,37 – 5,43 рази порівняно з її значенням для смуги з циліндроконічним отвором.

3. Досліджено вплив способів оброблення смуги в зоні циліндроконічного отвору на характеристики її втомної довговічності. Встановлено, що втомна довговічність смуги із циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору сумісним обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору та коловим бар'єрним обтисненням, вище в 7,5 рази втомної довговічності смуги з циліндричним отвором і в 14,9 рази більше за довговічність смуги з циліндроконічним отвором на експлуатаційному рівні циклічного навантаження ( $\sigma_{0\text{бр max}} = 130 \text{ МПа}$ ).

4. Застосування розробленого способу підвищення втомної довговічності шляхом дорнування стінок циліндричного отвору і сумісним обтисненням перехідних зон циліндроконічного отвору та коловим бар'єрним обтисненням приводить до підвищення втомної довговічності не навантаженого на зріз рознімного болтового з'єднання більш ніж в 9,7 рази на експлуатаційному рівні навантаження ( $\sigma_{0\text{бр max}} = 130 \text{ МПа}$ ).

5. Розроблено конструктивно-технологічний метод підвищення втомної довговічності і ресурсу рознімних болтових з'єднань елементів планера літака шляхом удосконалення технології складання з'єднань з одностороннім підходом, застосування дорнування стінок циліндричних

отворів, а також локального та бар'єрного обтиснення конструктивних елементів у зоні циліндроконічних отворів.

6. Застосування розробленого конструктивно-технологічного методу підвищення втомної довговічності забезпечує надійне досягнення заданих ресурсних характеристик елементів конструкції літака в зоні рознімних болтових з'єднань.

7. Результати досліджень впроваджені на ДП «АНТОНОВ», Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві та в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»

## КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ

### 6.1. НАУКОВЕ ОБҐРУНТУВАННЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ

Втомна довговічність конструктивних елементів ( $N$ ) з вільними отворами при експлуатаційних навантаженнях визначається величиною питомої енергії деформування ( $W = \sigma_{0екв} \cdot \varepsilon_{0екв}$ ) у локальних зонах її концентрації. Прогнозування зміни втомної довговічності проводиться за зміною характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування ( $N = C/W^m$ ).

Очевидно, що для підвищення втомної довговічності та ресурсу конструктивних елементів у зоні функціональних отворів (рисунок 6.1) необхідно конструктивними й технологічними методами зменшити величину пружної складової питомої енергії деформування в зонах ймовірного втомного руйнування.

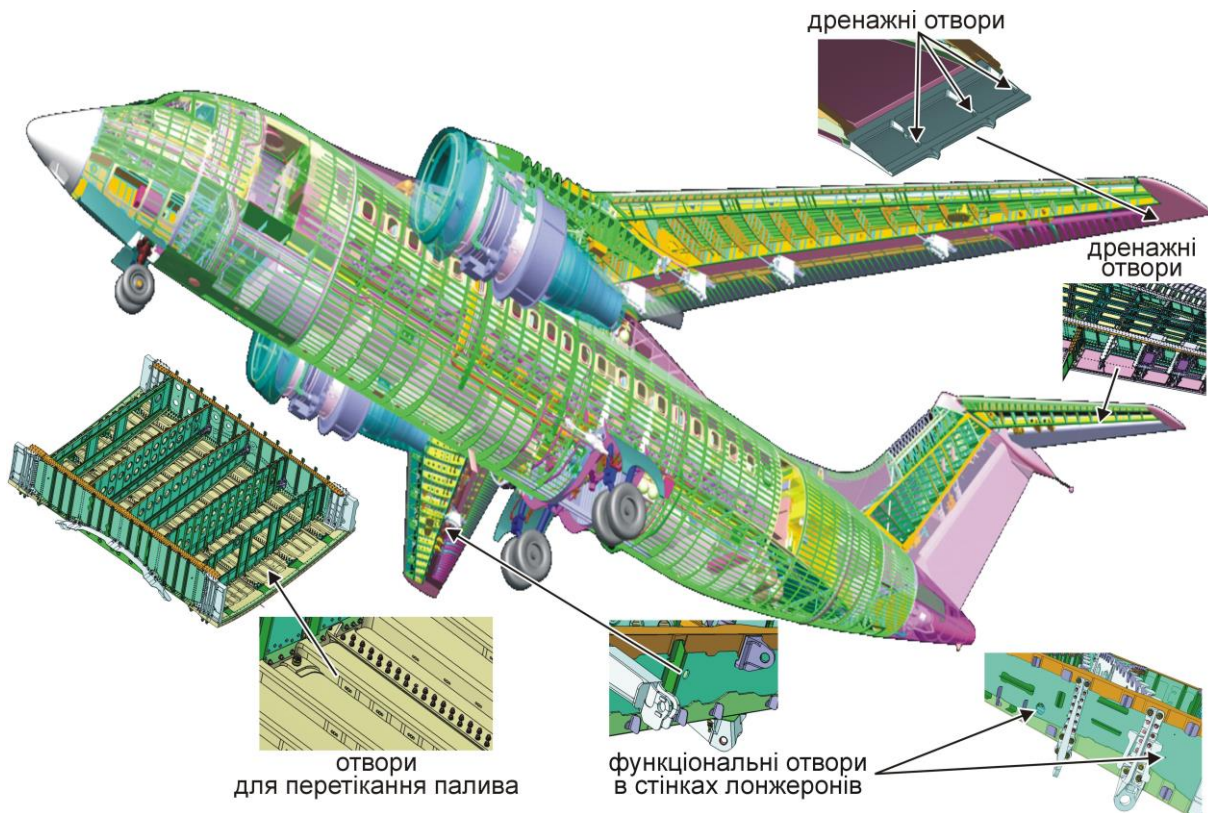


Рисунок 6.1 – Конструктивні елементи планера літака з функціональними отворами

Коефіцієнт зменшення питомої енергії деформування  $k_{W_{0екв}} = W_{0екв_i} / W_{0екв_{баз}}$  (де  $W_{0екв_i}$  – значення питомої енергії деформування в зонах функціональних отворів, оброблених методами локального пластичного деформування;  $W_{0екв_{баз}}$  – значення питомої енергії деформування базового зразка (смуга з вільним отвором)), визначає рівень зміни довговічності конструктивних елементів з функціональними отворами.

Розроблено метод (рисунок 6.2) потовщення, розкочування, дорнування, обтиснення на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів із урахуванням історії навантаження.

Досліджено вплив величини одностороннього потовщення (параметр  $thk$ ), яке варіюється в діапазоні від 1 до 3,5 мм [(0,2...0,7 та двостороннього потовщення (величина потовщення варіюється в діапазоні від 0,5 до 1,75 мм [(0,2...0,7)  $\delta_{пол}$ ]) у зоні отвору на характеристики локального НДС смуги товщиною  $\delta_{пол} = 5$  мм, шириною  $B = 48$  мм, довжиною 150 мм із отвором діаметром 8 мм при її розтягуванні. Величину розтяжних напружень у перерізі бруто приймали такою, що дорівнює: 0, 50, 100, 130, 150 і 200 МПа.

Геометричні параметри смуг з отвором, прийняті для аналізу, показані на рисунку 6.3. Розрахункові схеми смуг показані на рисунку 6.4, скінченно-елементні моделі – на рисунку 6.5.

Матеріал смуг – алюмінієвий сплав 1163Т. Модель поведінки матеріалу – полілінійна пружнопластична з кінематичним зміцненням.

На рисунку 6.6 показано результати дослідження впливу рівня навантаження та величини одностороннього стовщення, а на рисунку 6.7 – величини рівня навантаження та двостороннього потовщення в зоні отвору на величину питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу.

У результаті проведених досліджень встановлено, що одностороннє потовщення смуги в зоні отвору не приводить до істотної зміни (не більше 3%) величини максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в перерізі по осі отвору. Застосування двостороннього потовщення в зоні отвору в 1,2 – 1,7 раза сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 1,7 раза порівняно з напруженнями в смузі з отвором. При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій та максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,02 – 1,67 раза та 1,2 – 2,8 раза відповідно.

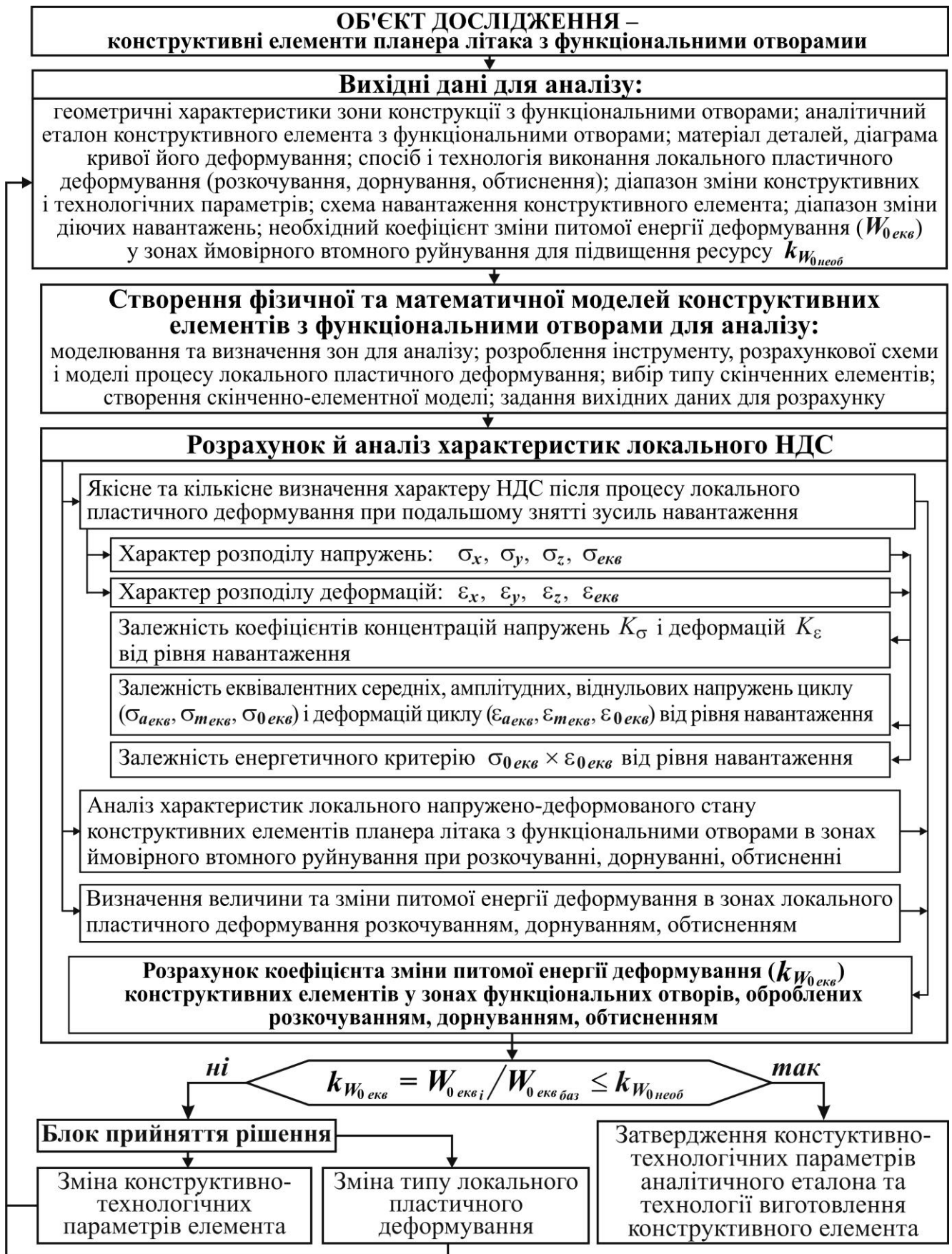


Рисунок 6.2 – Метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами

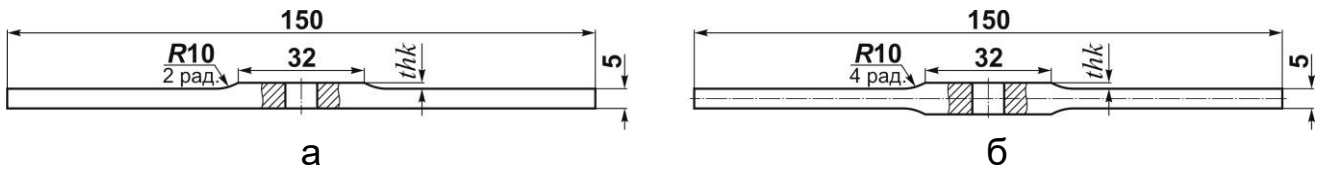


Рисунок 6.3 – Геометричні розміри смуги з отвором:  
а – з одностороннім; б – із двостороннім потовщенням

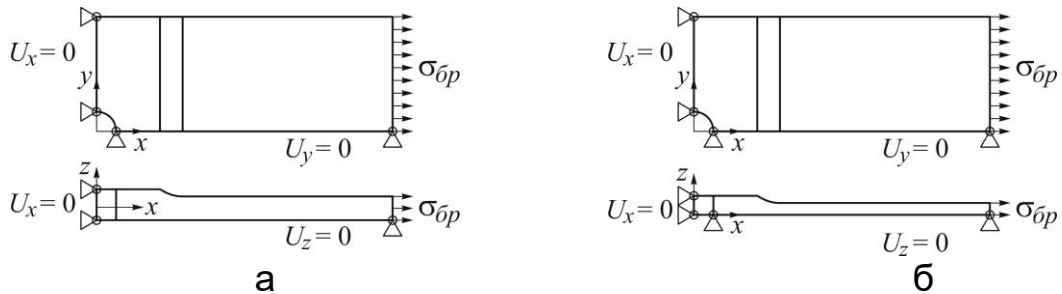


Рисунок 6.4 – Розрахункова схема: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

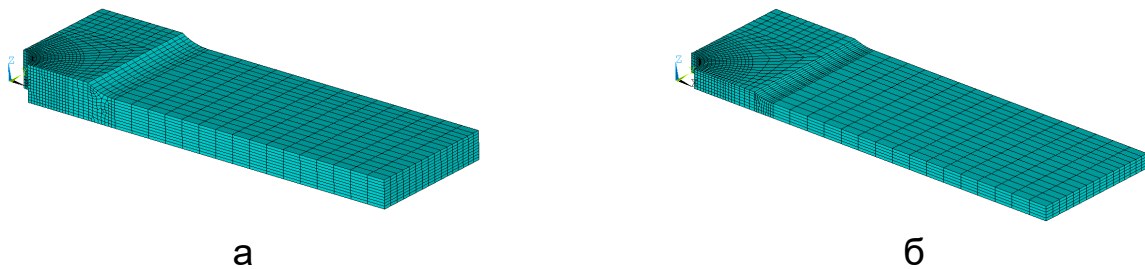


Рисунок 6.5 – Скінченно-елементна модель: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

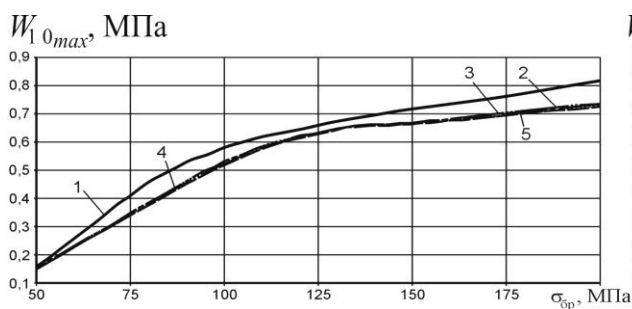


Рисунок 6.6 – Вплив рівня навантаження та величини одностороннього потовщення на зміну  $W_{10max}$  еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором: 1 – без потовщення; 2 – потовщення 1,0 мм; 3 – 1,5 мм; 4 – 2,5 мм; 5 – 3,5 мм

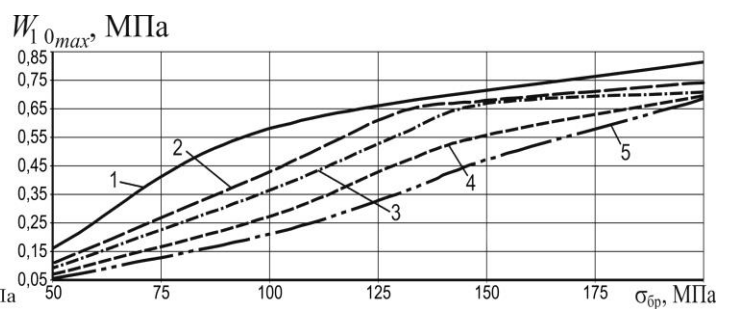


Рисунок 6.7 – Вплив рівня навантаження й величини двостороннього потовщення на зміну  $W_{10max}$  еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором: 1 – смуга з отвором; 2 – потовщення 0,5 мм; 3 – потовщення 0,75 мм; 4 – потовщення 1,25 мм; 5 – потовщення 1,75 мм



Досліджено вплив величини відносного радіального натягу при дорнуванні ( $\Delta = (d_{інст} - d_{отв}) / d_{отв}$ ), бар'єрного обтиснення та рівня навантаження при розтягуванні на характеристики локальної НДС смуги з отвором.

Геометричні розміри дорна показані на рисунку 6.8, обтискачі для виштамповування сегментних лунок – на рисунку 6.9.

У процесі аналізу досліджено такі значення відносного радіального натягу при дорнуванні: 0; 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5 і 3,0%, глибина обтиснення була прийнята такою,

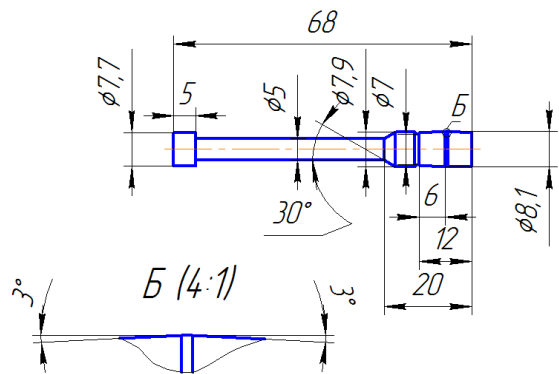
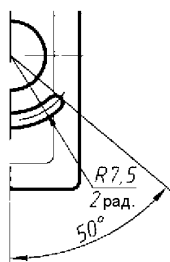


Рисунок 6.8 – Геометричні характеристики дорна

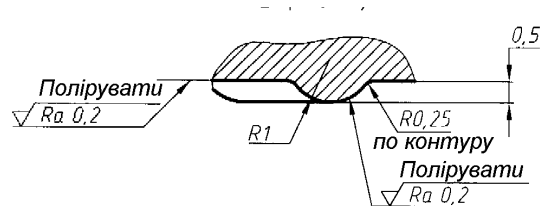


Рисунок 6.9 – Фрагмент креслення обтискача для виштамповування сегментних ямок

що дорівнює 0,3 мм. Величини розтяжних напружень у перерізі бруто дискретно були прийняті такими, що дорівнюють 0, 50, 100, 130, 150 і 200 МПа

Проведений аналіз показав, що при дорнуванні спостерігається зміщення матеріалу в зоні контакту дорна зі стінкою отвору в осьовому напрямку, в результаті чого на вільних поверхнях смуги утворюються напливи матеріалу. Це особливо чітко виражено при великих значеннях відносного радіального натягу (рисунки 6.10).

Вирішено задачу контактної взаємодії смуги з отвором і обтискача, в результаті отримано характер розподілу осьових переміщень й еквівалентних напружень за Мізесом (рисунки 6.11) у зоні отвору.

У результаті проведених досліджень встановлено, що для смуги з отвором у діапазоні значень напружень у перерізі бруто від 100 до 200 МПа застосування дорнування стінок отвору з відносним радіальним натягом від 1 до 3% сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 2,2 раза порівняно з

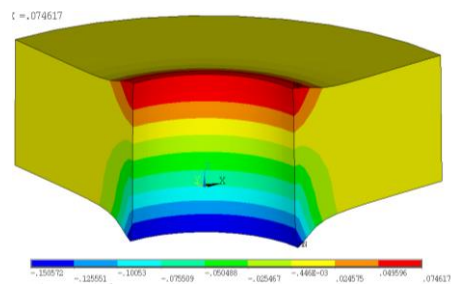


Рисунок 6.10 – Характер розподілу осьових переміщень  $U_z$ , мм у пластині в зоні отвору після дорнування (натяг – 3%)

напруженнями в смузі з отвором.

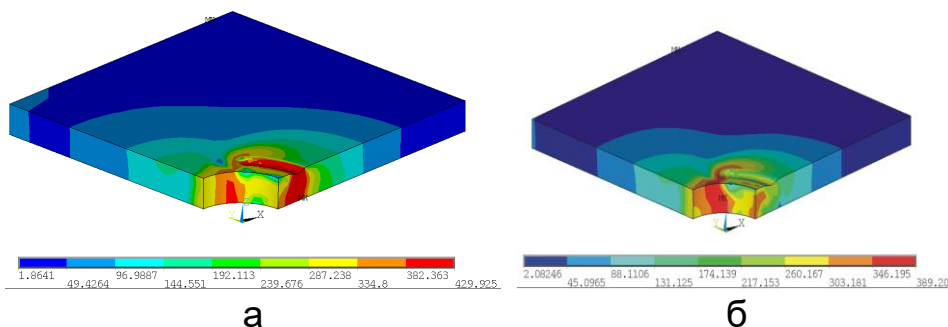


Рисунок 6.11 – Характер розподілу еквівалентних напружень за Мізесом ( $\sigma_{\text{екв}}$ , МПа) у смузі в зоні отвору: а – після обтиснення на глибину 0,3 мм; б – після відведення обтискача

При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,2 – 2 й 1,2 – 4,5 раза відповідно. Застосування бар'єрного обтиснення методом виштамповування сегментних лунок на глибину 0,3 мм сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,5 – 2,2 раза в перерізі по осі отвору та в 1,4 – 1,7 раза в зоні обтиснення відносно напружень для смуги з отвором.

У конструкції планера літака стінки лонжеронів, шпангоутів і нервюр навантажуються зсувом. У них виконують отвори різного діаметра та функціонального призначення, в зоні яких виникає концентрація напружень і деформацій.

Проведено дослідження впливу діаметра отвору та глибини двостороннього обтиску на характеристики локального НДС смуги з отвором в умовах зсуву. Встановлено, що для смуги з отвором при навантаженні її зсувом у діапазоні значень напружень у перерізі бруто від 50 до 200 МПа застосування кільцевого обтиснення на глибину 0,3 мм сприяє зменшенню мак-симальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,03 – 2,2 раза . При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,03 – 1,8 раза та 1,05 – 3,9 раза відповідно. Проведено експериментальні дослідження з визначення характеристик втомної довговічності базових зразків із матеріалу 1163Т: смуг з отвором ( $B/d=6$ ) і смуг з трьома отворами (відстань між центрами отворів  $l=12$  мм). За результатами втомних випробувань пластин (рисунок 6.12) розроблені аналітичні залежності для прогнозування довговічності:

$$\begin{aligned} & \text{– смга з одним отвором: } \sigma^{4,88317} N = 2,26879 \cdot 10^{15} \\ & \text{або } \sigma = 1,39521 \cdot 10^3 N^{-0,204785}; \end{aligned}$$

– смуга з трьома отворами:

$$\sigma^{5,35564} N = 3,77761 \cdot 10^{16}$$

або  $\sigma = 1,24532 \cdot 10^3 N^{-0,186719}$ .

Розроблені методи аналізу впливу ло-кального пластичного деформування в зоні функціональних отворів конструктивних елементів планера літака на характеристики локального НДС і проведені експериментальні дослідження є науковим обґрунтуванням конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів.

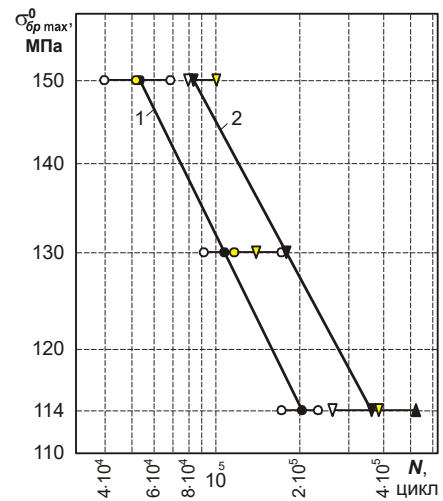


Рисунок 6.12 – Криві втоми:  
1 – смуга з отвором;  
2 – смуга з трьома отворами

## 6.2. ДОСЛІДЖЕННЯ З ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ МЕТОДІВ ЛОКАЛЬНОГО ПЛАСТИЧНОГО ДЕФОРМУВАННЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ НДС ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ

За допомогою системи Siemens NX були створені тривимірні геометричні моделі зразків смуг і технологічного інструмента (див. рисунки 6.13 – 6.14), призначеного для обробки смуги в зоні отворів.

Матеріал смуги – сплав Д16чТ. Матеріал дорна – сталь ХВГ ДСТУ 5950-73, матеріал обтискачів – сталь У8А ДСТУ 1345-90. Величина експлуатаційних напружень при числових дослідженнях  $\sigma_{бр} = 0; 100; 130; 150$  МПа.

На рисунку 6.15 показано результати числових досліджень

впливу методів оброблення смуги в зоні отворів на зміну максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу на рівні навантаження  $\sigma_{0\ бр} = 130$  МПа. Цифрами позначені такі варіанти смуги:

1 – з отвором  $\varnothing 8$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ ; 2 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,

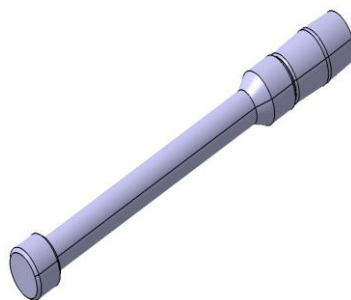


Рисунок 6.13 – Тривимірна модель дорна

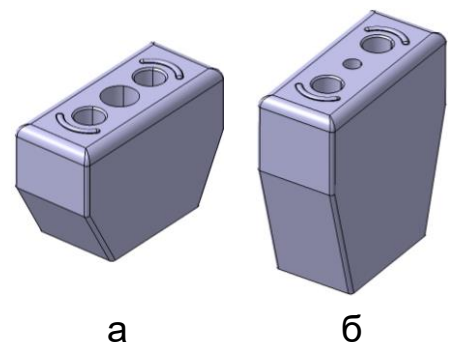


Рисунок 6.14 – Тривимірні моделі:  
а – верхнього обтискача;  
б – нижнього обтискача

відстань між центрами отворів  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ ; 3 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом розкочування з радіальним натягом  $0,2\%$ ; 4 – с трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом розкочування з радіальним натягом  $0,6\%$ ; 5 – із трьома отворами  $\varnothing 7,9$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом дорнування з радіальним натягом  $2\%$ ; 6 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиснення –  $0,3$  мм, кутом розхилу –  $60^\circ$  у зоні обтиснення; 7 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиснення –  $0,3$  мм, кутом розхилу –  $50^\circ$  у зоні обтиснення; 8 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиснення –  $0,3$  мм, кутом розхилу –  $60^\circ$  у зоні по осі крайнього отвору; 9 – із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм,  $l = 12$  мм, фасками  $0,5 \times 45^\circ$ , оброблена методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиснення –  $0,3$  мм, кутом розхилу –  $50^\circ$  у зоні по осі крайнього отвору.

У результаті чисельного дослідження НДС смуги з отворами встановлено, що застосування зазначених методів оброблення приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування в  $1,03$  –  $3,9$  рази порівняно зі смугою з одним отвором і в  $1,03$  –  $4,75$  рази порівняно зі смугою з системою отворів.

Досліджено вплив величини стовщення, форми отворів,

розташування отворів відносно один одного, розкочування, дорнування й бар'єрного обтиснення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на характеристики локального НДС.

При чисельному аналізі впливу методів і параметрів оброблення зони функціональних отворів стрингерів розглянуті такі варіанти:

1) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 40$  мм, фаски  $0,8 \times 45^\circ$ ) для перетікання палива, виконаними на вертикальному ребрі (рисунок 6.16);

2) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 40$  мм, фаски  $0,8 \times 45^\circ$ ) для перетікання палива, виконаними вертикальному ребрі, що оброблюється в зоні отворів:

– дорнуванням стінок отворів з відносним радіальним натягом  $\Delta = 1; 2; 3\%$ ;

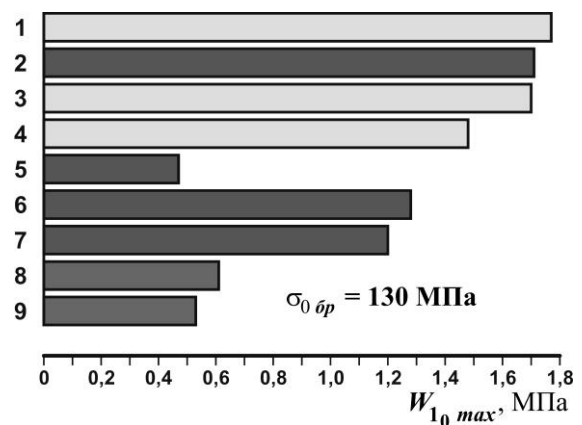


Рисунок 6.15 – Вплив методів оброблення смуг у зоні отворів на зміну максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу

- дорнуванням через технологічну втулку. Відносний радіальний натяг при дорнуванні (дорн-втулка)  $\Delta = 2; 3\%$ ;
- розкочуванням стінок отворів з відносним радіальним натягом  $\Delta = 0,4; 0,6\%$ ;

- виштамповуванням концентричної площадки навколо кромки отвору (діаметр виштамповування – 12 мм, глибина виштамповування  $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$  мм);

3) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 7,5; 9; 7,5$  мм (фаски  $0,5 \times 45^\circ$ ), оброблюваний у зоні отворів методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування  $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$  мм) (рисунок 6.17);

4) стрингер з отвором у вигляді овального вікна (фаски  $0,5 \times 45^\circ$ ), оброблюваний у зоні отвору методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування  $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$  мм) (рисунок 6.18);

5) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм, фаски  $0,5 \times 45^\circ$ ) (рисунок 6.19);

6) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм, фаски  $0,8 \times 45^\circ$ ), оброблюваний у зоні отворів (рисунок 6.19):

- методом дорнування отворів з відносним радіальним натягом  $3\%$ ;
- методом розкочування стінок отворів з відносним радіальним натягом  $0,6\%$ ;

7) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм, фаски  $0,5 \times 45^\circ$ ), оброблюваний методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування  $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$  мм) (рисунок 6.20);

8) стрингер із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм (фаски  $0,8 \times 45^\circ$ ) і перемичкою між отворами 4 мм, оброблюваний методом циліндричного обтиснення на глибину 0,2 мм (рисунок 6.19).

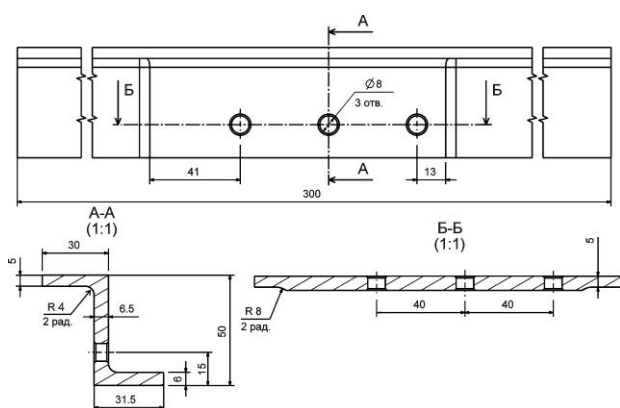


Рисунок 6.16 – Зразок стрингера із системою отворів

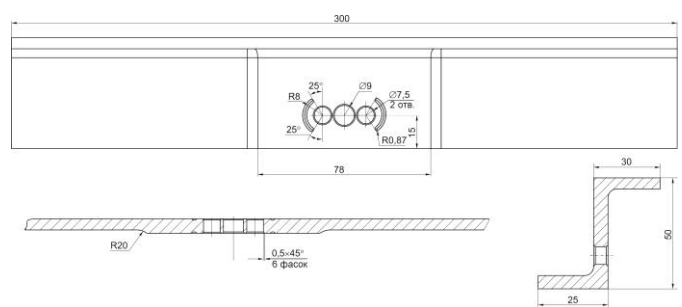


Рисунок 6.17 – Зразок стрингера із трьома отворами  $\varnothing 7,5-9-7,5$  мм, оброблюваного методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

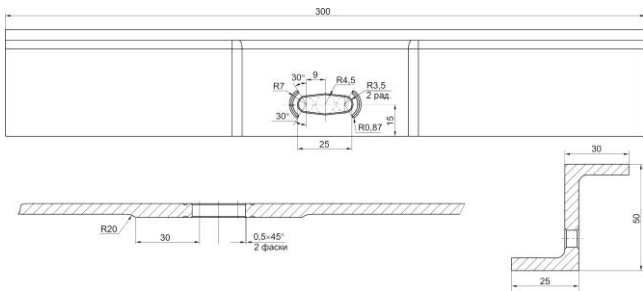


Рисунок 6.18 – Зразок стрингера з отвором у вигляді овального вікна, оброблюваного методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

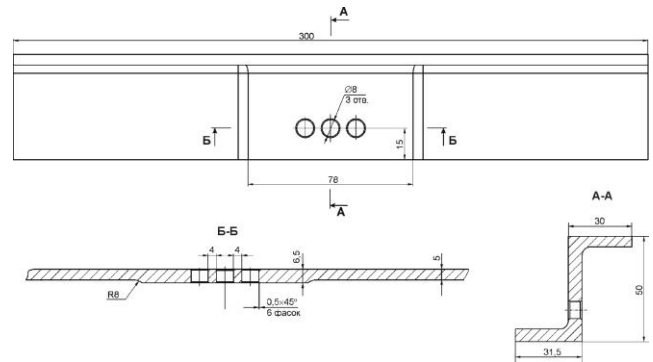


Рисунок 6.19 – Зразок стрингера із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм (відстань між центрами отворів – 12 мм)

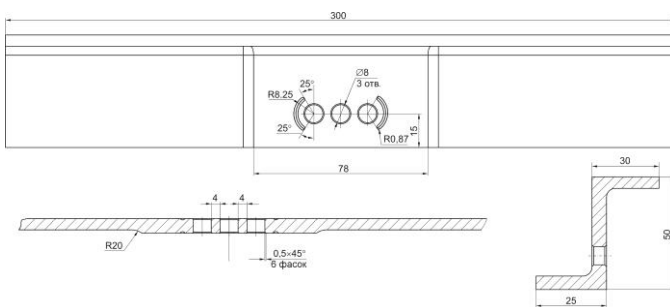


Рисунок 6.20 – Зразок стрингера із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм (відстань між центрами отворів – 12 мм), оброблюваного в зоні отворів методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

Матеріал стрингера – алюмінієвий сплав 1163Т.

У результаті аналізу отримані чисельні значення параметрів, що характеризують НДС стрингера в зоні функціональних отворів.

При аналізі НДС стрингерів установлено, що застосування зазначених конструктивних і технологічних методів приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 3,9 раза у порівнянні

з базовими варіантами ( $k_{W_{0\text{эке}}} = 0,9...0,26$ ).

У результаті чисельних досліджень конструктивно-технологічних параметрів смуг і стрингерів із системою функціональних отворів установлено:

- відносний натяг при дорнуванні стінок отворів має становити 2 ... 3%;
- відносний натяг при розкочуванні отворів має незначний вплив на зміну питомої енергії деформування і може становити 0,2...0,6%;
- глибина бар'єрного обтиснення в дослідженому діапазоні значень має незначний вплив на зміну питомої енергії деформування та при обробленні може становити 0,2...0,6мм.

За результатами числових досліджень як базовий конструктивний варіант виконання отворів прийнято варіант з трьома отворами діаметром 8 мм ( $l=12$  мм) і технологічні методи обробки конструктивних елементів у зоні отворів:

- розкочування отворів із відносним натягом 0,2 та 0,6%;
- дорнування стінок отворів із відносним радіальним натягом 2 та 3%;

– бар'єрне обтиснення методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиску 0,3 мм.

### 6.3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ З ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ МЕТОДІВ ОБРОБЛЕННЯ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ НА ЇХ СТАТИЧНУ МІЦНІСТЬ І ВТОМНУ ДОВГОВІЧНІСТЬ

Експериментальні дослідження здійснювали на установках для проведення втомних і статичних випробувань МУП-50, електромеханічній машині УММ-02 та на гідравлічній установці для втомних і статичних випробувань ЦДМ-10ПУ.

Випробування зразків проводили на експлуатаційних рівнях навантаження. Досліджено такі варіанти оброблення:

– розкочування стінок отворів з відносним радіальним натягом  $\Delta = 0,2$  та  $0,6$  %;

– дорнування стінок отворів з відносним радіальним натягом  $\Delta = 2$  та  $3$  %;

– дорнування стінок отворів ( $\Delta = 2$  %) та обтиснення фасок;

– оброблення смуги в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування лунок сегментної конфігурації;

– оброблення смуги в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування лунок сегментної конфігурації й обтиснення фасок;

– обтиснення фасок.

На рисунку 6.21 показано характер втомного руйнування зразків смуг із трьома отворами, оброблених у зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок й обтисненням фасок, з пресованого профілю (матеріал Д16Т).

Аналіз результатів втомних випробувань смуг із трьома функціональними отворами, оброблених в зоні отворів, дозволяє записати аналітичні вирази для кривих втоми:

– при обробленні стінок отворів розкочуванням,  $\Delta = 0,2$ %:

$$\sigma^{3.69299} N = 2,07643 \cdot 10^{13} \text{ або } \sigma = 4.03744 \cdot 10^3 N^{-0.270783};$$

– при обробленні стінок отворів розкочуванням з  $\Delta = 0,6$ %:

$$\sigma^{4.47043} N = 9,24922 \cdot 10^{14} \text{ або } \sigma = 2.22742 \cdot 10^3 N^{-0.223692};$$

– при обробленні стінок отворів дорнуванням з  $\Delta = 2$ %:

$$\sigma^{6.11416} N = 3.18877 \cdot 10^{18} \text{ або } \sigma = 1.06257 \cdot 10^3 N^{-0.163555};$$

– при обробленні стінок отворів дорнуванням з  $\Delta = 3$ %:

$$\sigma^{5.42147} N = 1.54531 \cdot 10^{17} \text{ або } \sigma = 1.48096 \cdot 10^3 N^{-0.184452};$$

– при обробленні смуг у зоні отворів бар'єрним обтисненням методом

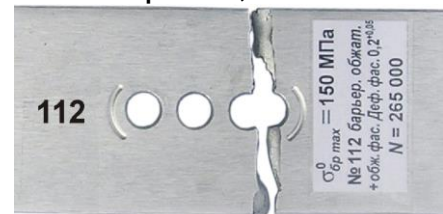


Рисунок 6.21 – Характер втомного руйнування зразків смуг із трьома отворами

виштамповування сегментних лунок:

$$\sigma^{5.14986} N = 5.39036 \cdot 10^{16} \text{ або } \sigma = 1.77396 \cdot 10^3 N^{-0.19418},$$

де  $\sigma = \sigma_{0 \text{ бр max}}$ , МПа.

За даними аналітичними залежностями побудовані графіки кривих втоми для смуг з отворами (рисунок 6.12).

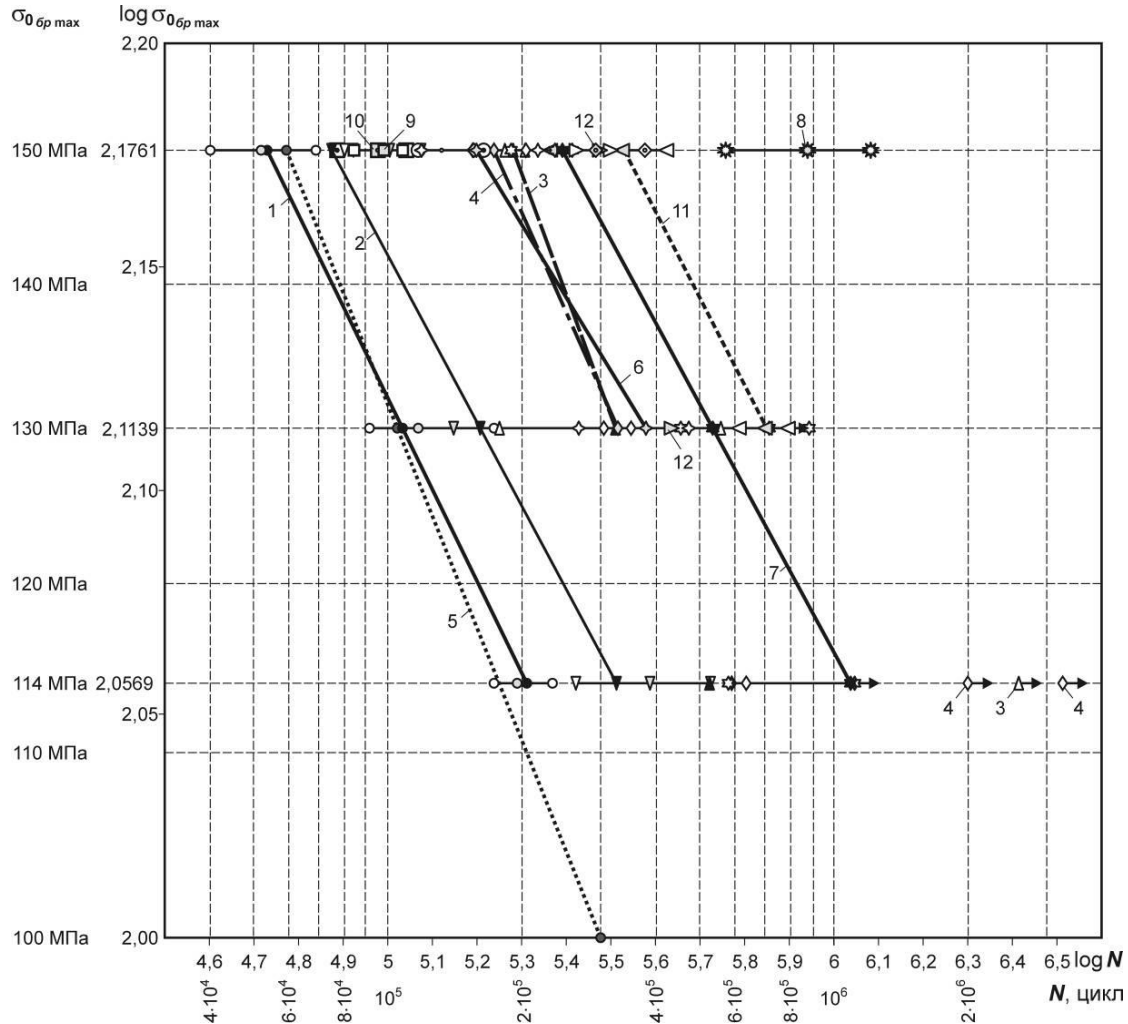


Рисунок 6.22 – Криві втоми смуг

На рисунку 6.22 цифрами позначено криві втоми смуги ( $B/d = 6$ ): 1 –  $\circ$  з одним отвором  $\varnothing 8$  мм із матеріалу Д16Т; 2 –  $\nabla$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм (відстань між центрами отворів  $l = 12$  мм); 3 –  $\Delta$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням з відносним натягом  $\Delta = 0,2\%$ ; 4 –  $\diamond$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням,  $\Delta = 0,6\%$ ; 5 –  $\bullet$  одним отвором із матеріалу Д16чТ, випробуваної в ЦАГІ; 6 –  $\diamond$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням з відносним натягом  $\Delta = 2\%$ ; 7 –  $\star$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням,  $\Delta = 3\%$ ; 8 –  $\star$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням ( $\Delta = 2\%$ ) і обтисненням фасок отворів; 9 –  $\square$  із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні



отворів обтисненням фасок; 10 – □ із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням і обтисненням фасок; 11 – ◁ із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів методом бар'єрного обтиснення у вигляді лунок сегментної конфігурації без обтиснення фасок; 12 – ▷ із трьома отворами  $\varnothing 8$  мм ( $l = 12$  мм), обробленої в зоні отворів методом бар'єрного обтиснення у вигляді лунок сегментної конфігурації й обтисненням фасок; ☆→ – руйнування зразків від фреттинг-корозії по захоплювачах.

Проведено експериментальні дослідження впливу методів оброблення на втомну довговічність конструктивно-подібних зразків стрингерів з функціональними отворами (рисунок 6.23).

Після виконання отворів і оброблення стрингерів у зоні функціональних отворів розкочуванням з

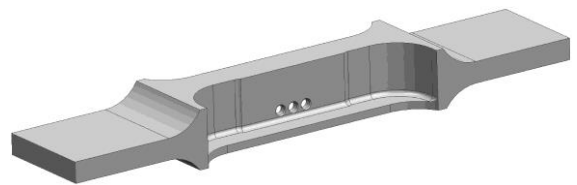


Рисунок 6.23 – Тривимірна модель конструктивно-подібного зразка стрингера із системою отворів

відносним радіальним натягом  $\Delta = 0,3\%$ , дорнуванням стінок отворів ( $\Delta = 3\%$ ), бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок зразки пройшли дробоструминну обробку стінки стрингера (з двох сторін) в зоні отворів. Після дробоструминної обробки на зразки було нанесено покриття Ан.Окс.нхр. за серійною технологією авіаційного підприємства.

Установлено, що при обробленні конструктивно-подібних зразків стрингерів в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок довговічність стрингера в зоні отворів для перетікання палива на рівні навантаження  $\sigma_{бр\ min} = -30$  МПа,  $\sigma_{бр\ max} = 100$  МПа перевищує  $10^6$  циклів навантаження й забезпечує досягнення проектного ресурсу.

Зони й характер втомних руйнувань досліджених зразків на рівні навантаження  $\sigma_{бр\ min} = -30$  МПа,  $\sigma_{бр\ max} = 100$  МПа показані на рисунку 6.24.

На рисунку 6.24 літерами позначені стрингери: а – оброблені в зоні отворів дорнуванням стінок отворів із відносним натягом 3%; б – оброблені в зоні отворів бар'єрним обтисненням у вигляді лунок сегментної конфігурації

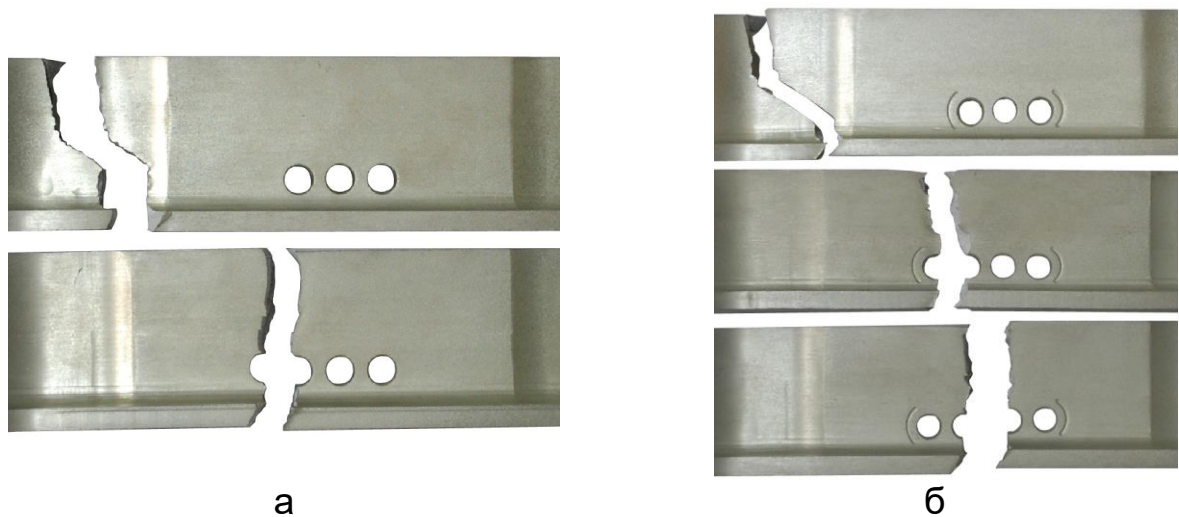


Рисунок 6.24 – Зони й характер утомного руйнування конструктивно-подібних зразків стрингерів з функціональними отворами

#### 6.4. Висновки

1. Науково обґрунтовано конструктивно-технологічні методи забезпечення втомної довговічності планера літака в зонах функціональних отворів шляхом аналізу характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування. Розроблено метод аналізу впливу локального потовщення, розкочування, дорнування, бар'єрного обтиснення на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами з урахуванням історії навантаження. Встановлено, що застосування розроблених методів приводить до зниження питомої енергії деформування в зоні одиночного функціонального отвору в 1,03 – 4,5 рази на експлуатаційних рівнях навантаження.

2. Експериментальні дослідження втомної довговічності базових зразків смуги з отвором і системою отворів показали, що втомна довговічність смуги з трьома отворами вище втомної довговічності смуги з одним отвором у 1,6 – 2 рази на експлуатаційних рівнях навантаження.

3. Проведені дослідження впливу розкочування, дорнування та бар'єрного обтиснення смуг з отвором і системою отворів на характеристики локального НДС показали, що застосування зазначених способів оброблення приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування в 1,03 – 3,9 рази порівняно з  $W_{0\text{ еке}}$  смуги з одним отвором і в 1,03 – 4,75 рази – порівняно з  $W_{0\text{ еке}}$  смуги із системою отворів.

4. Проведені дослідження впливу потовщення, форм отворів, розташування отворів, розкочування, дорнування та бар'єрного обтиснення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на характеристики локального НДС показали, що

застосування зазначених конструктивних і технологічних методів приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 3,9 раза порівняно з базовими варіантами.

5. Проведені експериментальні дослідження впливу способів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на втомну довговічність показали, що на експлуатаційних рівнях навантаження розкочування з відносним радіальним натягом від 0,2 до 0,6% підвищує втомну довговічність в 1,3 – 4,0 рази; дорнування стінок отворів з відносним радіальним натягом 2...3% – в 3,4 – 6,3 раза; бар'єрне обтиснення глибиною 0,2...0,3 мм методом виштамповування сегментних лунок – в 4,3 – 5,7 раза, що дозволяє забезпечити задані ресурсні характеристики планера літака в зоні функціональних отворів.

6. Розроблено технологію та засоби оснащення процесів оброблення конс-труктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням.

7. На основі комплексної оцінки показників техніко-економічної ефективності методів оброблення для забезпечення ресурсу конструктивних елементів планера літака з алюмінієвих сплавів у зоні функціональних отворів рекомендується ранжирувати методи таким чином:

- 1) дорнування з відносним радіальним натягом від 2,5 до 3,0%;
- 2) бар'єрне обтиснення методом виштамповування сегментних лунок глибиною від 0,2 до 0,4 мм;
- 3) розкочування з відносним радіальним натягом від 0,25 до 0,60%.

8. Результати роботи впроваджені у виробництво на ДП «АНТОНОВ», ХДАВП і в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

## АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ВСТАНОВЛЕННЯ РЕСУРСУ ТРАНСПОРТНИМ ЛІТАКАМ

Вимоги до встановлення призначеного ресурсу літака за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації визначаються Нормами льотної придатності цивільних літаків (НЛПЛ-3 [20]), Авіаційними Правилами АП-25 [2] і введеними в 1996 р. Методами визначення відповідності (МВВ) до Авіаційних Правил (АП-25.571) [21].

Безпека конструкції за умовами втомної міцності підтверджується на таких етапах експлуатації літака:

- перед початком регулярної експлуатації при встановленні початкового призначеного ресурсу;

- у процесі експлуатації відповідно до виробітку раніше встановленого ресурсу; при цьому проводять послідовне (поетапне) встановлення збільшених значень призначеного ресурсу (аж до ресурсу списання) на підставі підвищення вірогідності відомостей про умови навантаження конструкції та при характеристиках її втомної міцності, аналізу й урахування впливу умов експлуатації й відповідно до накопичення досвіду експлуатації.

Призначений ресурс – це сумарне напрацювання літака, при досягненні якого експлуатація має бути припинена незалежно від його стану. Безперебійна експлуатація літака забезпечується своєчасним продовженням чергового призначеного ресурсу. Призначений ресурс конструкції літака виражається кількістю льотних годин і числом польотів або кількістю циклів функціонування й не має перевищувати:

- або припустиме напрацювання в експлуатації за умовами витривалості конструкції;

- або припустиме напрацювання в експлуатації з урахуванням живучості (безпечного ушкодження).

Припустиме напрацювання в експлуатації за умовами витривалості конструкції визначається на основі результатів лабораторних випробувань на витривалість конструкції в цілому й (або) таких випробувань на витривалість, які за умовами навантаження й охопту можливих слабких місць наближаються до умов випробувань конструкції в цілому.

Припустиме напрацювання конструкції в експлуатації з урахуванням живучості (безпечного ушкодження) визначається на основі результатів лабораторних випробувань на витривалість і живучість конструкції в цілому, відповідних розрахунків витривалості, а також таких лабораторних випробувань на живучість, які за умовами навантаження й закріплення наближаються до умов випробувань конструкції в цілому.

При встановленні призначеного ресурсу за умовами витривалості (принципу безпечного ресурсу) у силовій конструкції планера не повинні

виникати ушкодження, що знижують міцність нижче припустимого рівня, і тому спеціального контролю в експлуатації не потрібно.

Використання принципу експлуатаційної живучості допускає появу тріщин у силовій конструкції планера або руйнування окремих елементів в експлуатації, але при цьому необхідно:

- заздалегідь знати, де вони можуть з'явитися (критичні місця);
- забезпечити повільний ріст тріщин від початкового розміру, що виявляється, до критичного, щоб вони були вчасно й надійно виявлені;
- знати, яким методом тріщини виявляються (візуально або інструментально);
- знати розміри критичного ушкодження.

Живучість – це властивість конструкції зберігати міцність за наявності ушкодження. Безпечне ушкодження – ушкодження конструкції, що не знижує залишкову міцність нижче припустимого рівня.

Під ресурсними характеристиками силової конструкції планера розуміють:

- здатність конструкції чинити опір появі утомних тріщин, що характеризується напрацюванням до появи втомних тріщин;
- здатність конструкції зберігати необхідну міцність з появою й ростом тріщин (це напрацювання від моменту появи тріщини до досягнення нею критичного розміру, при якому конструкція втрачає необхідну несучу здатність).

Обмеження за календарним терміном служби, пов'язані з можливим зниженням несучої здатності конструкції планера через корозійні процеси, визначаються такими вимогами Норм: «При встановленні ресурсу має враховуватися можливе зниження міцнісних характеристик конструкції, які викликані корозією. У процесі експлуатації повинен здійснюватися систематичний контроль стану конструкції, що забезпечує виявлення контрольованих чинників, що приводять до неприпустимого зниження втомної міцності конструкції (корозія, випадкові ушкодження...)».

Визначення ресурсних характеристик і встановлення призначеного ресурсу є складною й багатогранною проблемою. На доказ сказаного досить перелічити питання, які при цьому необхідно вирішувати:

#### 1. Визначення очікуваних умов експлуатації

Вся різноманітність можливого застосування літака необхідно звести до одного типового польоту або сукупності типових польотів разом із відносною часткою їхнього здійснення, використовуючи експертну оцінку й досвід застосування літаків близького по класу типу.

#### 2. Визначення навантажень, що відповідають цим типовим польотам:

- повторюваності навантажень, викликаних впливом атмосферної турбулентності, з урахуванням різних висот польоту й різних географічних районів, що відповідають трасам експлуатації літака;
- повторюваності навантажень на наземному етапі польоту, включаючи режими буксирування, вирулювання на старт, випробування

двигунів на землі, розбіг, пробіг після посадки, зарулювання на стоянку;  
– навантажень, пов'язаних з функціонуванням агрегатів протягом польоту.

На даному етапі використовують розрахункові методики, результати вимірювання навантажень під час льотних випробувань дослідних літаків і результати вимірювання навантажень на літаках аналогічної конструкції.

3. Розроблення програми утомних випробувань літака в цілому й окремих агрегатів.

Лабораторний політ має тривати не більше 10...15 хвилин, інакше такі випробування будуть дуже тривалими й вартісними. При розроблення програмного навантаження використовуються розрахункові методики еквівалентного переходу між навантаженнями, щоб весь спектр експлуатаційних навантажень звести до декількох циклів навантаження конструкції планера на повітряному й наземному етапах польоту.

У випадку використання програми навантаження типу «TWIST», коли застосовують майже весь спектр очікуваних навантажень за період експлуатації без перерахування навантажень, необхідно вирішувати питання відкидання малих і великих навантажень. Відсікання малих навантажень проводять тому, що вони здійснюють незначні пошкоджуючі впливи, але є численними й тому приводять до великої тривалості випробувань. Відкидання великих навантажень, що рідко зустрічаються, необхідно тому, що вони можуть привести до збільшення довговічності випробовуваної конструкції, але можуть не мати місця в реальній експлуатації для окремих зразків літаків. Для кожної конкретної конструкції варто вирішувати проблему, які навантаження є малими й ними можна зневажати, і які – більшими, що приводять до збільшення довговічності, а не до втрати циклів навантаження, що ушкоджують.

4. Проведення випробувань на витривалість і живучість

У ході випробувань необхідно контролювати процес появи втомних тріщин, досліджувати швидкість їхнього розвитку, відпрацьовувати способи інструментального контролю. Тріщини, що досягли більших розмірів, близьких до критичних, варто ремонтувати, й випробування продовжувати до виявлення якомога більшої кількості критичних місць і напрацювань, що відповідають двом – трьом проектним ресурсам. При випробуваннях перевіряють ефективність ремонтів. На цій стадії випробувань у критичні місця вносять штучні ушкодження, якщо вони не виникли там природним шляхом.

5. Проведення випробувань на залишкову міцність

Випробування на витривалість і живучість мають закінчуватися випробуваннями на залишкову міцність для визначення критичного розміру ушкодження. У випадку, якщо конструкція витримує максимальне експлуатаційне навантаження при першому навантаженні, необхідно послідовно демонтувати встановлені ремонтні накладки й щораз прикладати максимальне експлуатаційне навантаження. Якщо всі

ремонтні накладки зняті, а конструкція зберегла свою несучу здатність, то проводять навантаження до руйнування. При цьому фіксують розмір ушкодження, при якому відбудеться руйнування конструкції планера.

#### 6. Розбирання і дефектація

Після закінчення лабораторних випробувань на витривалість і живучість має бути проведена повна перевірка стану конструкції, у тому числі з використанням інструментальних методів контролю, з розбиранням (розклепуванням) нероз'ємних з'єднань для виявлення можливих утомних ушкоджень, виявлення яких у процесі випробувань є ускладненим або неможливим.

#### 7. Виконання фрактографічних досліджень

Після появи основних втомних тріщин проводять фрактографічні дослідження для визначення істинних значень швидкостей росту тріщин і критичних розмірів ушкодження.

8. Вивчення умов експлуатації. Аналіз та урахування відмінностей в умовах експлуатації окремих груп і зразків літаків

9. Вимірювання навантажень на конкретному типі літака за даними бортових самописів в умовах експлуатації.

10. Визначення еквівалентів на стадії як до появи утомних тріщин, так і їхнього розвитку. Використовують розрахункові методики.

11. Дослідження технічного стану в експлуатації. Уточнення еквівалентів на основі зіставлення результатів лабораторних випробувань і дослідних даних експлуатації.

12. Випробування на витривалість і живучість літаків з великим нальотом та ін.

Саме через складність і багатогранність проблема встановлення призначеного ресурсу залишається творчістю висококваліфікованих фахівців конструкторських бюро, ЦАГІ та інститутів цивільної й військової авіації. Сама система встановлення призначеного ресурсу і вимоги постійно вдосконалюються. Так, наприклад, якщо згідно з Нормами льотної придатності НЛПЛ-2 [22] при визначенні припустимого напруження в експлуатації використовували принцип безпечного ресурсу, то за Нормами НЛПЛ-3 допускається застосування принципу експлуатаційної живучості, а за АП-25 він є обов'язковим. Удосконалюється й система коефіцієнтів надійності в нормативних вимогах щодо втомної міцності й живучості.

Як видно з окреслених вище проблемних питань, які необхідно вирішувати при встановленні призначеного ресурсу, система встановлення ресурсу може й буде вдосконалюватися шляхом уточнення й розвитку окремих її ланок.

Удосконалюванню підлягають насамперед такі напрямки:

- закономірності нагромадження втомного ушкодження;
- методики еквівалентного переходу між навантаженнями як на стадії до появи тріщини, так і на стадії її розвитку;

- вплив на нагромадження ушкодження великих і малих навантажень;
- вплив на швидкість росту тріщини позитивних і негативних перевантажень, а також малих навантажень;
- вплив асиметрії циклів;
- визначення взаємного впливу циклів;
- визначення критичних розмірів ушкодження;
- методики визначення індивідуальної витрати ресурсу;
- розрахункові методики визначення швидкості росту утомних тріщин і критичних розмірів ушкодження тощо.

Основний внесок у розроблення основ науки про втому металів, методів і методик з виявлення й реалізації ресурсних характеристик силової конструкції планера літаків внесли вчені й фахівці ЦАГІ, Інституту проблем міцності НАН України, Інституту механіки НАН України, інститутів цивільної й військово-транспортної авіації – ДержНДІЦА, Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України, НДІЕРАТ, авіаційних інститутів і конструкторських бюро.

### **7.1. Виявлення ресурсних характеристик на стадії лабораторних випробувань**

Для підтвердження заданих у процесі проектування літака ресурсних характеристик силової конструкції планера відповідно до Норм льотної придатності [20] проводять лабораторні випробування на витривалість і живучість конструкції в цілому або такі лабораторні випробування, які за умовами навантаження й закріплення наближаються до умов випробувань конструкції в цілому.

Розробляють програму втомних випробувань. Вона враховує очікувані умови типової експлуатації, містить один або кілька типових польотів і охоплює за пошкоджуваністю весь спектр очікуваних навантажень.

У процесі випробувань при досягненні напрацювань, що відповідають одному (або більше) проектному ресурсу, у критичних місцях виникають втомні тріщини. За розвитком тріщин ведеться спостереження (візуальне, за допомогою сигналізаторів тріщин або інструментальних методів).

Максимальні ушкодження, близькі до критичних, накривають накладками, і випробування тривають до граничного стану конструкції у два й більше рази за напрацюванням, що перевищує проектний ресурс. Втомні випробування закінчуються випробуваннями на залишкову міцність, повним розбиранням і дефектацією всіх силових елементів планера. Далі втомні тріщини розвивають й проводять фрактографічні дослідження.

Це здійснюють через те, що, по-перше, важко вчасно виявити всі тріщини. Багато які з них зливаються з тріщинами, що розвиваються від сусідніх отворів, або зупиняються при влученні в отвори, тобто тріщина проходить складний шлях розвитку. По-друге, багато тріщин розвиваються



потай у важкодоступних для огляду місцях, наприклад, у пакеті або під накладками, і для їхнього виявлення й контролю потрібно часто зупиняти випробування, виконувати демонтаж агрегатів планера й елементів системи навантаження або застосовувати неруйнуючий контроль, наприклад, рентген з його обмеженими роздільними можливостями. Все це призводить до затримки випробувань та збільшує їхню трудомісткість. По-третє, можуть виникати й потай розвиватися до певних розмірів непрогнозовані тріщини, наприклад, від виробничих дефектів (підрізів, засверловок тощо). Тому фрактографічні дослідження часто є єдиною можливістю отримання даних про швидкість росту тріщин і послідовність їхнього розвитку. Виконання фрактографічних досліджень є можливим, якщо на поверхні зламів спостерігаються ознаки, які можна співвіднести з реалізованим навантаженням, наприклад, втомні борізки, що утворюються при циклічному навантаженні [23 – 25].

Дані про швидкість росту тріщин за допомогою фрактографії одержують шляхом виміру відстаней між спостережуваними борізками (див., наприклад, роботу [6]).

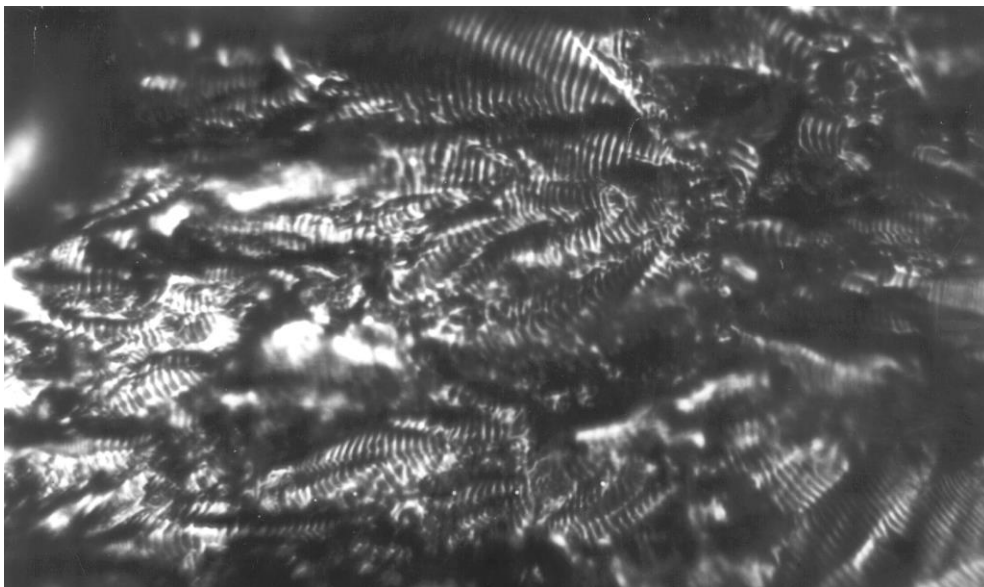


Рисунок 7.1 – Вигляд поверхні втомної тріщини в матеріалі Д16Т, який ілюструє факт, що втомні борізки не завжди розташовуються безперервним фронтом (оптична фрактограма, Х2000)

Однак незважаючи на цілу низку причин точність одержуваної інформації при використанні такої методики недостатня, а дослідження втомних зламів тривалі й дуже трудомісткі. Серед причин цього можна відзначити такі:

- борізки не завжди розташовуються безперервним фронтом, а спостерігаються ділянки, де руйнування відбувається шляхом злиття мікропорожнеч із утворенням ямкової структури (рисунок 7.1), причому число таких ділянок збільшується в міру росту тріщин;

- на окремих ділянках поверхні зламу орієнтація боріздов часто не

збігається з магістральним розвитком утомних тріщин;

- тріщина у своєму розвитку проходить через отвори, які можуть призводити до часткової її затримки тощо.

Процес фрактографічного дослідження може бути спрощеним, а достовірність одержуваних результатів підвищена, якщо на поверхні втомного зламу є ознаки, що дозволяють рахувати не окремими циклами, а більш-менш значними частинами програми навантаження. Для створення таких ознак у програмне навантаження періодично вводили навантаження, що перевищують всі інші рівні програми, так звані перевантаження. Однак спосіб маркування за допомогою періодичних перевантажень хоча й дає легко помітні ознаки, що маркують, у вигляді макроліній, проте має той недолік, що може приводити до збільшення довговічності. Крім того, якщо число макроліній у зламі з якоїсь причини не дорівнює числу перевантажень, виникає перешкода, перебороти яку можна лише шляхом підрахунку боріздох, що відповідають кожному циклу навантажень, а це, як показано вище, не завжди можливо. Тому в даній роботі вирішують завдання розроблення методики маркування програмного навантаження при випробуваннях на живучість, що дозволяє одержувати достовірну інформацію про кінетику тріщин при наступних фрактографічних дослідженнях і істотно, у кілька разів скоротити трудомісткість фрактографічних досліджень незалежно від місця розташування тріщин та історії їхнього розвитку (п. 8.1).

Відомо, що попередні позитивні перевантаження можуть приводити до збільшення втомної довговічності силової конструкції планера при наступному циклічному навантаженні. Однак залишається маловивченим питання про поділ цього впливу між стадіями до зародження тріщини та її розвитку, а також про вплив характеру наступного навантаження [24, 34 – 60].

Це питання особливо гостро встало після прийняття на ДП «АНТОНОВ» концепції поєднання втомних і статичних випробувань літака Ан-124 на одному зразку.

Ця концепція відзначалася такими чинниками:

- значною вартістю літака;
- строками й значною вартістю проведення випробувань, які, в свою чергу, визначалися великими розмірами літака;
- прагненням одержати якомога раніше інформацію про ресурсні характеристики планера, встигнути внести більшу частину необхідних змін у конструкцію літака на ранній стадії виробництва й, таким чином, уникнути виконання доробок на вже виготовлених літаках;
- статичними випробуваннями як більше представницькими, оскільки їх виконують не на зовсім новому літаку, а на літаку, що одержав напрацювання, що приблизно відповідає одному проектному ресурсу;
- проведеним аналізом типової програми льотних випробувань літака, який показав, що в 75 % всіх польотів, передбачених програмою льотних

випробувань, зовнішні навантаження за значенням не перевищують 50 % значення максимальних експлуатаційних навантажень, а в 90 % всіх польотів – не перевищують 70 % значення максимальних експлуатаційних навантажень; на підставі такого аналізу були визначені послідовність і строки проведення статичних випробувань для своєчасного зняття обмежень за льотними випробуваннями;

– можливістю асиметричного навантаження консолей крила при статичних випробуваннях, що забезпечувала мінімальне перевищення рівня наступних циклічних навантажень типового польоту для однієї з консолей крила тощо.

Виходячи із зазначеного, одним із завдань даної роботи є проведення досліджень впливу попередніх позитивних перевантажень на характеристики втомної довговічності на стадіях до появи й розвитку втомної тріщини з метою правильного планування випробувань на літаку Ан-124 і трактування отриманих результатів (п. 8.2).

Необхідність визначення співвідношення дії, що ушкоджує, циклічних навантажень (еквівалентного переходу між ними) виникає при здійсненні різних завдань в авіаційній практиці. До таких завдань належать, наприклад, такі:

– розроблення програм утомних випробувань силової конструкції планера, коли виникає необхідність зведення спектра експлуатаційних циклічних навантажень, що діють на різних етапах польоту, до їх певного числа, прийнятному з погляду тривалості випробувань;

– інтерпретація результатів утомних випробувань при переході до реальної експлуатації;

– інтерпретація результатів випробувань конструктивних зразків, випробуваних за простими програмами навантаження, наприклад, віднульовими циклами та ін.

Оскільки сучасні Норми міцності [20] передбачають можливість експлуатації літаків з використанням принципу експлуатаційної живучості, то необхідно також мати механізм переходу між навантаженнями й на стадії росту тріщин. Незважаючи на численні дослідження в даній області, питання про еквіваленти, як і раніше, є актуальним. Це зумовлено, насамперед, складністю й багатогранністю самої проблеми, а також трудомісткістю досліджень [51, 52].

Відомою є методика визначення еквівалентів дії циклічних навантажень, що ушкоджує, на стадії росту тріщини, яка оснований на знанні залежності

$$dL/dn = f(\Delta K, R),$$

де  $dL/dn$  – швидкість росту тріщин;  $\Delta K$  – розмах коефіцієнта інтенсивності напруг циклу;  $R = (\sigma_{min})/(\sigma_{max})$  – коефіцієнт асиметрії циклу;  $\sigma_{max}$ ,  $\sigma_{min}$  – максимальне й мінімальне напруження циклу.

Залежність  $dL/dn \sim f(\Delta K, R)$  одержують на підставі результатів випробувань зразків.

Для одного виду навантажень з параметрами  $\Delta\sigma_i$  и  $R_i$  виконуються такі операції::

- проводять циклічні випробування групи зразків (не менш шести) при даному виді навантаження;

- будують усереднені залежності швидкості росту тріщини від довжини тріщини  $L$  (за даними спостережень у процесі випробувань або за результатами фрактографічного дослідження).

Такі ж операції виконують для кожного виду порівнюваних навантажень.

Еквівалент  $\varepsilon$  між двома видами навантажень визначають як відношення швидкостей, що відповідають порівнюваним навантаженням при однакових довжинах тріщин.

Зазначена методика визначення еквівалентів дії навантажень, що ушкоджує, на стадії росту тріщин потребує проведення випробувань великої кількості зразків для одержання залежності швидкості росту тріщини від параметрів  $\Delta K$  і  $R$ .

Велика затребувана кількість випробовуваних зразків зумовлюється таким:

- випробування зразків потрібно проводити для кожного типу розглянутого навантаження;

- через явище втоми відбувається розсіювання результатів випробувань, тому для кожного типу навантаження необхідно проводити випробування декількох зразків.

У результаті подовжується цикл випробувань, збільшується трудомісткість, пов'язана з необхідністю виготовлення великої кількості зразків і їхніх випробувань.

Тому наступним завданням даної роботи є розроблення методики оцінювання дії, що ушкоджує, циклічних навантажень на стадії росту тріщини, яка дозволяє визначати еквіваленти між навантаженнями зі значно меншою трудомісткістю порівняно з відомими (див. п. 8.3).

Питання про еквіваленти й, зокрема, про вплив стискувальних навантажень на швидкість росту втомної тріщини, незважаючи на численні дослідження в даній області, через велику трудомісткість досліджень залишається маловивченим, тому одержання будь-якої додаткової інформації з даного питання є досить актуальним [64 – 77].

Діючі рекомендації з визначення еквівалентів на стадії росту тріщини полягають у такому.

У зв'язку з особливістю напруженого стану у вершині тріщини, обумовленої тим, що ріст напруг, пов'язаний з розкриттям тріщини, значно перевищує напруги, пов'язані з її змиканням, вважається, що останнім практично можна зневажити. При розгляді поля напруг на віддалі від тріщини (або зовнішніх навантажень, згинальних моментів, зусиль) це означає, що дві сукупності зхвних за часом навантажень – вихідна сукупність і сукупність, отримана з вихідної шляхом виключення тієї

частини навантаження, що призводить до виникнення навантажень стиснення у вершині тріщини, – є практично еквівалентними за величиною напругам, що визначають ріст тріщини.

Крім того, у зазначених рекомендаціях відзначається, що на стадії росту тріщини помітно більшу вагу здобувають змінні навантаження з відносно малою амплітудою, що проявляється в зменшенні величини показника ступеня  $m$  кривої витривалості виду

$$N\sigma^m = const,$$

де  $\sigma$  – напруга;  $N$  – довговічність;  $m$  – показник ступеня кривої витривалості.

У зв'язку із цим до нагромадження досить надійних експериментальних даних розрахунків еквівалентів на стадії розвитку втомної тріщини рекомендується проводити у два етапи. На першому етапі розрахунків еквівалентів виконують з метою порівняння за величиною втомного ушкодження двох вихідних сукупностей навантажень (наприклад, навантажень типового польоту літака й блоку навантажень лабораторних випробувань). При цьому порядок і методика розрахунку повністю відповідають методиці розрахунку еквівалентів на стадії до появи тріщини, за винятком величини показника ступеня  $m$  кривої витривалості.

Кожен одиничний цикл, що характеризується амплітудою  $2\sigma_a$  й середнім значенням  $\sigma_m$  (або максимальним  $\sigma_{max}$  і мінімальним  $\sigma_{min}$  значеннями), приводять до еквівалентного віднульового циклу з максимальним значенням циклу  $\sigma_0$  за співвідношенням

$$\sigma_0 = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_a\sigma_{max}} & \text{при } \sigma_m \geq 0, \\ \sqrt{2}(\sigma_a + 0,2\sigma_{max}) & \text{при } \sigma_{max} < 0, \\ 0 & \text{при } \sigma_m \leq 0 \text{ і } \sigma_{max}. \end{cases}$$

Показник ступеня кривої витривалості  $m$  приймають для конструкцій з алюмінієвих сплавів з геометричним концентратором напруг  $K_t = 2 \dots 6$  і з'єднань, який дорівнює  $m = 3$ .

На другому етапі еквіваленти розраховують із метою порівняння за величиною втомного ушкодження двох трансформованих сукупностей навантажень. Кожна із трансформованих сукупностей навантажень утворюється з відповідної вихідної сукупності шляхом виключення негативної частини навантаження. Трансформована сукупність навантажень утворюється за методом «повних циклів», після чого розрахунків проводять аналогічно I етапу. Як заліковий еквівалент на стадії росту тріщини приймають менше значення із двох, отриманих на I і II етапах розрахунку.

Очевидно, що застосування такого підходу викликано недостатньою вивченістю цього питання. Тому одним із завдань даної роботи є проведення досліджень щодо оцінювання впливу стискальних навантажень на стадії росту втомної тріщини й перевірка основного

допущення існуючих рекомендацій, а саме можливості неврахування негативної частини циклічних навантажень, що приводить до змикання тріщин (див. п. 8.4).

Необхідною умовою експлуатації планера літака за принципом живучості є знання припустимого розміру втомного ушкодження при заданому рівні експлуатаційного навантаження (як правило, максимальної експлуатаційної). Оскільки існуючі розрахункові методи визначення критичних розмірів ушкоджень реальних конструкцій не дають досить надійних результатів, то для визначення критичних розмірів або підтвердження отриманих розрахункових результатів проводять випробування натурної конструкції з імітацією відповідного втомного ушкодження.

Оскільки звичайно для проведення таких випробувань є тільки один зразок конструкції, то завжди існує небезпека одержання незадовільного результату у зв'язку з тим, що вибраний розмір ушкодження буде або занадто великим, або занадто малим. У першому випадку руйнування відбудеться при навантаженні нижче необхідного, а в другому – будуть занижені розміри припустимого ушкодження.

Додаткові труднощі виникають тоді, коли критичний елемент конструкції недоступний для спостереження в процесі випробувань, що унеможлиблює контрольоване зростання втомної тріщини в цьому елементі.

Відомим є спосіб (спосіб I) визначення критичної довжини втомної тріщини, що полягає в побудові залежності «руйнівне навантаження – критичний розмір ушкодження» ( $P = f(L)$ ).

Потім при заданому навантаженні ( $P_{кр}$ ) визначають критичну довжину тріщини ( $L_{кр}$ ) (рисунок 7.2).

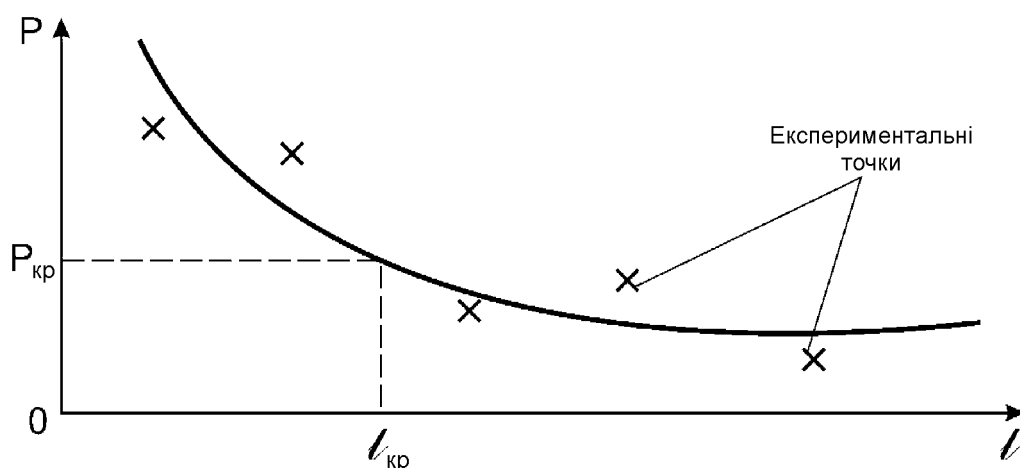


Рисунок 7.2 – Вигляд залежності «руйнівне навантаження – критичний розмір ушкодження»  $P = f(L)$ , одержуваної за способом I визначення критичного розміру ушкодження

Для побудови зазначеної залежності проводять циклічне навантаження декількох зразків до одержання втомних тріщин різних розмірів з наступним навантаженням кожного зразка статичним навантаженням до руйнування.

Циклічне навантаження проводять у межах звичайних польотних навантажень (для крила – у межах максимуму циклу «Земля - Повітря - Земля» (З-П-З)).

Розмір тріщини при дії руйнівного навантаження точно не відомий: його оцінюють за розміром, видимим на поверхні, якщо дозволяє тип зразка, або за числом циклів утомного навантаження, зумовленим попередніми випробуваннями.

Дійсний розмір тріщини визначається шляхом фрактографічного дослідження зламу. Визначення границь утомної зони не викликає утруднень при довільній програмі циклічного навантаження. Оскільки даний спосіб припускає аналіз принаймні декількох зразків, то його застосовують лише для простих зразків, що невірно подають реальну конструкцію. Навіть імітація з'єднання з навантаженим кріпленням потребує використання досить складних і дорогих зразків, а проведення експерименту ускладнюється тим, що контроль за ростом тріщин у процесі випробувань виявляється практично неможливим.

Очевидно, що для випробувань натурної конструкції цей спосіб непридатний. Разом із тим він має ті переваги, що, по-перше, тріщина вирощується в умовах навантаження, найбільш близьких до реальних (навантаження не перевищують максимуму циклу З-П-З), і, по-друге, через досить велику різницю між циклічними навантаженнями й навантаженням, що прикладається при доламуванні зразка, границя утомної зони виходить найбільш чіткої і її визначення являє собою найменші труднощі. Цей спосіб випробувань також дозволяє одержати дані про швидкість росту тріщин.

Відомий спосіб (спосіб II) [34] визначення критичної довжини утомної тріщини, який полягає в тому, що зразок циклічно навантажується до утворення втомної тріщини, а в процесі навантаження реєструються параметри акустичної емісії, за зміною яких судять про досягнення довжини тріщини критичного значення, після чого циклічне навантаження припиняється й для виміру критичної довжини тріщини зразок доламують статичним навантаженням. Рельєфна границя на зруйнованому перерізі розділяє зону циклічного навантаження (докритичного росту тріщини) і зону доламування (післякритичного росту тріщини).

Оскільки для застосування даного способу необхідно знати параметри акустичної емісії (інтенсивності, сумарної емісії, амплітудного розподілу), що відповідають критичній довжині тріщини, а вона в нашому випадку і є досліджуваною величиною, то очевидно, що цей спосіб не є придатним для вирішення поставленого завдання.

## 7.2. Установлення призначеного ресурсу на стадії експлуатації

Як зазначалося вище, відповідно до Норм льотної придатності [20] призначений ресурс конструкції літака виражається кількістю годин і числом польотів або кількістю циклів функціонування. При досягненні кожної із зазначених величин ресурсів (у льотних годинах, польотах, циклах функціонування) експлуатація літака має бути припинена незалежно від його технічного стану.

Вихідним матеріалом при визначенні припустимого напрацювання літака в експлуатації є результати втомних випробувань повнорозмірної конструкції літака.

Відповідно до Норм льотної придатності програма випробувань на витривалість кожної частини літака має відобразити всі режими навантаження, що мають місце в умовах експлуатації, для яких поєднання величин змінних навантажень і числа циклів навантажень може вплинути на ресурс.

Програма випробувань на витривалість має ґрунтуватися на типовому польоті (або сукупності типових польотів разом із відносною часткою їхнього здійснення). Припустиме напрацювання в експлуатації, що відповідає характеристикам витривалості, отриманим при лабораторних випробуваннях ідентичних конструкцій за однією і тією ж програмою, визначається розподілом на сумарний коефіцієнт надійності  $\eta$  середнього числа циклів (блоків) випробувань, які витримала конструкція.

Величина сумарного коефіцієнта надійності  $\eta$  середнього числа циклів (блоків) випробувань, яку витримала конструкція.

Величина сумарного коефіцієнта надійності  $\eta$  визначатися як добуток декількох коефіцієнтів надійності, в яких урахованні різні чинники:

$$\eta = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \eta_5 .$$

Величину коефіцієнта  $\eta_3$ , що враховує вірогідність даних про повторюваність навантажень, як діють на літак, приймають такою, що дорівнює:

–  $\eta_3 = 1,0$ , якщо використовують надійні експериментальні матеріали про повторюваність навантажень, отримані на даному типі літака (або для характеристик атмосферної турбулентності на літаках з параметрами, близькими до розглянутого за порівняно великий період експлуатації), і враховані можливі відхвності у навантаженні, пов'язані з особливостями експлуатації, географічними умовами, довжиною трас тощо;

–  $\eta_3 = 1,5$ , якщо використовують усереднені експериментальні матеріали про повторюваність навантаження без аналізу можливих відхилень у навантаженні окремих груп або зразків літаків.

Залежно від ступеня ураховання можливих відхилень у навантаженості величина  $\eta_3$  за результатами спеціального аналізу може бути прийнята в діапазоні  $1,0 < \eta_3 < 1,5$ .



Як слідує з наведеного визначення коефіцієнта  $\eta_3$ , він враховує рівень надійності оцінки типової навантаженості та є запасом для приведення до найбільш навантаженого зразка, тобто «відповідає» і за правильність визначення динамічних навантажень, і за правильність вибору типового польоту або їхньої комбінації.

Розглянемо схему зміни навантаженості крила літака під час польоту в кореновому перерізі (у місці з'єднання крила з фюзеляжем), де напруги є максимальними (рисунок 7.3).

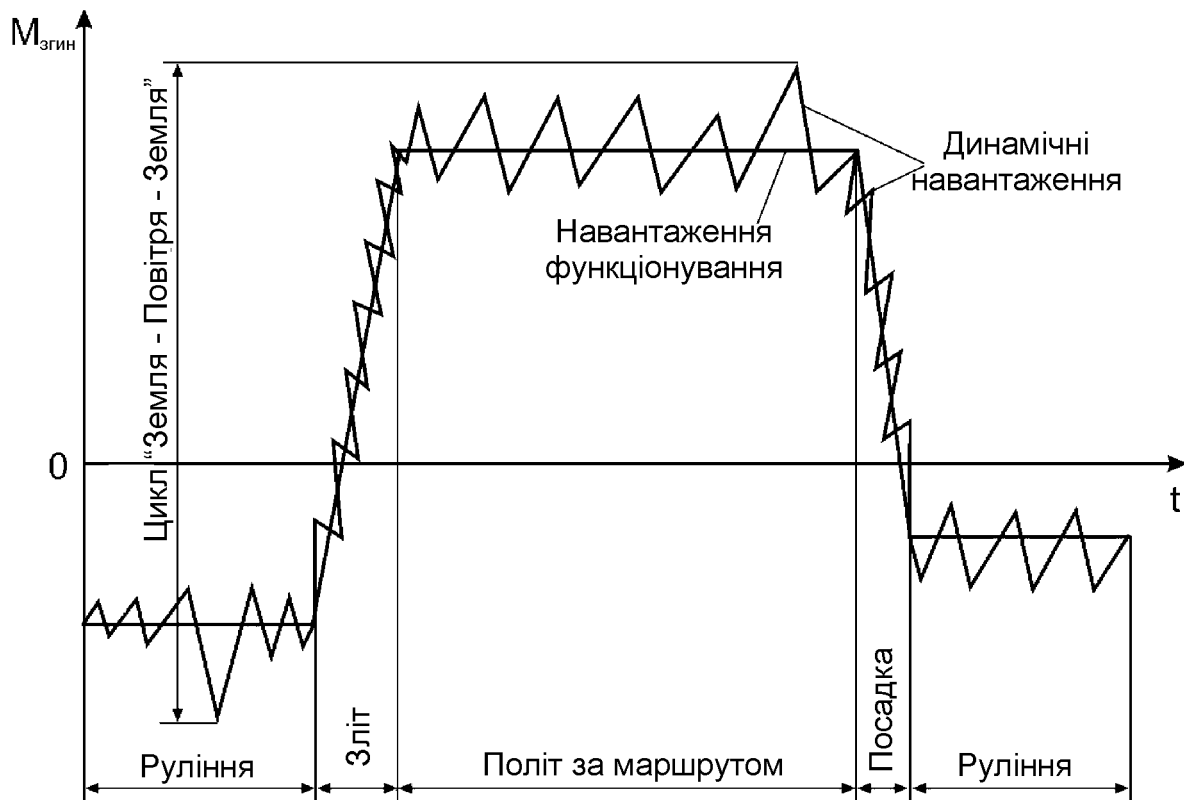


Рисунок 7.3 – Зміна згинального моменту крила в кореновому перерізі під час польоту

З неї видно, що сумарна пошкоджуваність крила за політ визначається як динамічними навантаженнями від атмосферної турбулентності, маневрів, нерівностей покриття ЗПС і т.д., так і навантаженням функціонування. Такий розподіл є умовним, оскільки пошкоджуваність від динамічних навантажень, наприклад, від турбулентності атмосфери, залежить як від інтенсивності турбулентності й тривалості польоту, так і від величини навантаження функціонування, на яку вони накладаються. Якби літак злітав і сідав на гранично гладку ЗПС і летів в абсолютно спокійній атмосфері, то практично вся пошкоджуваність визначалася б зміною навантаження функціонування, що у цьому випадку й була б циклом З-П-З.

Для літаків середнього класу, наприклад, Ан-24, Ан-26, Ан-32, правильно вибрати типовий політ або їхній набір не являє собою велику складність саме тому, що навантаження функціонування змінюється незначно від польоту до польоту й частка пошкоджуваності від циклу З-П-З, що формується в основному навантаженням функціонування, становить не більше 50 % від сумарної пошкоджуваності за політ. Так, для літака Ан-24 було вибрано типовий політ тривалістю 2 години із середнім комерційним навантаженням 3,45 тс. Досвід більш ніж 30-літньої експлуатації підтвердив правильність такого вибору. Середня тривалість польоту серед парку літаків і для окремих зразків за тривалий період експлуатації не перевищує 2 години.

Максимально досягнуті величини напрацювань для літаків Ан-24 країн СНД становлять 40000 польотів і 57000 льотних годин. Але зі збільшенням розмірів літаків росте й експлуатаційний діапазон зміни таких параметрів польоту, як злітна маса літака  $G_{зл}$ , маса палива в крилі  $G_{пал}$ , маса комерційного навантаження  $G_{ван}$ , висота  $H_{еш}$  і тривалість польоту  $T_{пол}$ , а саме їхнє поєднання визначає зміну навантаження функціонування.

Так, наприклад, для літака Ан-22 можливий діапазон зміни зазначених параметрів наведений у таблиці 7.1.

Таблиця 7.1 – Діапазон зміни параметрів польоту для літака Ан-22

Параметри польоту	Діапазон зміни
$G_{зл}$	(140...225) тс
$G_{пал}$	(10...80) тс
$G_{ван}$	(0...100) тс
$H_{еш}$	(300...10000) м
$T_{пол}$	10 хв ... 13 год

Навантаження функціонування залежно від сполучення цих параметрів може істотно відрізнятися від польоту до польоту як за розмахом, так і за асиметрією циклу (рисунок 7.4), а пошкоджуваність циклу З-П-З для таких літаків становить 50...80 % від загальної пошкоджуваності за політ.

Природно, що й пошкоджуваність конструкції крила важкого транспортного літака може істотно (у декілька разів) відрізнятися від польоту до польоту, із чим на ДП «АНТОНОВ» зіштовхнулися ще в 1975 р. [79]. Дійсно, наприклад, для польоту літака Ан-22 з параметрами  $G_{зл} = 225$  тс,  $G_{ван} = 60$  тс,  $H_{еш} = 7000$  м,  $T_{пол} = 5$  год пошкоджуваність крила буде більш ніж у п'ять разів перевищувати пошкоджуваність крила в тренувальних польотах без комерційного навантаження для відпрацювання зльотів-посадок з параметрами  $G_{зл} = 150...180$  тс,  $H_{еш} = 500$  м,  $T_{пол} = 10...30$  хв. Крім того, залежно від різного сполучення параметрів польоту, що визначають зміну навантаження функціонування,

а також від різного сполучення польотів з бетонованих і ґрунтових ЗПС, визначальними з погляду витрати ресурсу можуть стати нижня або верхня поверхні крила.

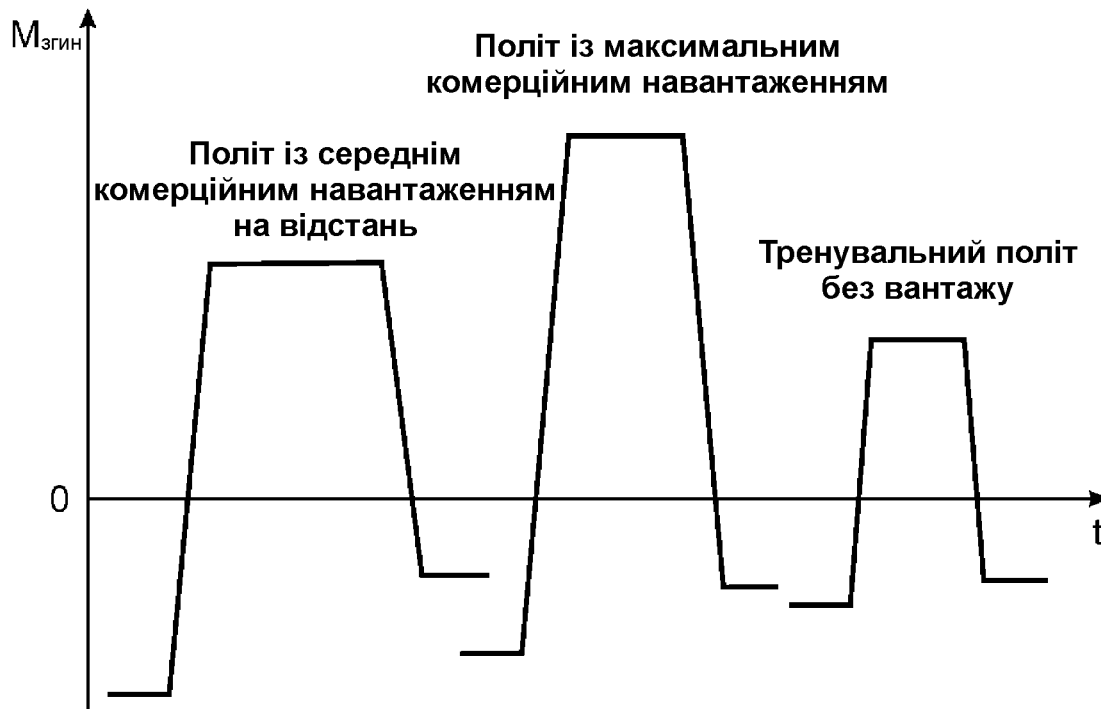


Рисунок 7.4 – Зміна навантаження функціонування (згинального моменту крила в кореневому перерізі) залежно від різного сполучення параметрів польоту

У цьому випадку важко правильно вибрати один типовий політ, як передбачали НППЛ-2, і навіть кілька типових польотів згідно з НППЛ-3, які були б усередненими за пошкоджуваністю для всіх польотів. Такий вибір при розробленні програми втомних випробувань і встановленні початкових призначених ресурсів ґрунтується на очікуваних умовах експлуатації, які можуть виявитися іншими для окремих груп літаків або окремих зразків. Тому величина коефіцієнта надійності  $\eta_3$ , дорівнює 1,5, що здавалася консервативною, може виявитися недостатньою або фактичне її значення може бути менше одиниці. Це означає, що визначення витрати ресурсу шляхом порівняння нальоту у фактичних польотах і годинах з ресурсом, установленим на базі типових польотів, може призвести в окремих випадках до вироблення ресурсу даного зразка літака до закінчення встановленого ресурсу або до припинення експлуатації працездатних з погляду витривалості літаків.

Норми льотної придатності передбачають при продовженні призначених ресурсів урахувати досвід експлуатації й вносити корективи в типові умови навантаження. Однак, якщо не вести цю роботу з

початку експлуатації літака, то потім відновити параметри польотів неможливо.

Необхідно для літаків з більшим експлуатаційним діапазоном зміни параметрів польотів, що визначають навантаження функціонування, ресурс установлювати не у фактичних польотах, а в типових і вказувати механізм переходу між ними. Витрату ресурсу варто вести з початку експлуатації для кожного літака або для окремих груп з однаковими умовами застосування. Тому одним із завдань даної роботи є розроблення методики урахування індивідуальної витрати ресурсу крила з урахуванням фактичних параметрів експлуатації літака (п. 11.1).

Програми льотної підготовки екіпажів літаків містять у собі навчально-тренувальні польоти щодо відпрацюванню техніки пілотування при виконанні зльотів-посадок. Так звані польоти по колу складаються з таких етапів:

- вирулювання на злітно-посадочну смугу (ЗПС);
- розбіг і зліт;
- політ по колу на малій висоті;
- посадка й посяпосадочний пробіг;
- рулювання з ЗПС і рулювання по рульожній доріжці (РД) до початку ЗПС.

Основним недоліком існуючої методики є наявність операцій керування – повного пробігу, рулювання й повного розбігу, що істотно впливають на міцнісний ресурс планера літака, витрата палива й накладають обмеження по експлуатації через велику потрібної довжини злітно-посадочної смуги.

Пошкоджуваність конструкції планера літака (і, зокрема, крила як агрегату, що в основному визначає міцнісний ресурс планера) може бути зменшена, якщо звичайні польоти по колу (з повним циклом етапів) замінити польотами з послідовними зльотами безпосередньо після приземлення (польоти «з конвеєра»). Зменшення пошкоджуваності планера буде досягатися за рахунок виключення проміжних рулювань, а для крила, додатково, внаслідок зменшення розмаху циклу Земля-Повітря-Земля.

### **7.3. Мета й завдання дослідження**

Виходячи із описаного аналізу проблем, які вирішуються при встановленні призначеного ресурсу транспортним літакам, метою є розроблення методу досягнення в експлуатації наявних ресурсних характеристик конструкції транспортних літаків шляхом виявлення їх у процесі лабораторних випробувань з урахуванням індивідуальної навантаженості в експлуатації.

Для реалізації поставленої мети сформульовані такі завдання:

- розробити методику виявлення наявних ресурсних характеристик

конструкції планера транспортних літаків за допомогою маркованих програм навантаження на етапі лабораторних випробувань;

- розробити методику визначення критичної довжини втомної тріщини при випробуванні на залишкову міцність одного зразка конструкції;

- розробити методику реалізації наявних ресурсних характеристик конструкції планера на етапі експлуатації з урахуванням індивідуальної навантаженості;

- впровадити методики й способи виявлення й реалізації наявних ресурсних характеристик у практику встановлення й продовження призначеного ресурсу транспортним літакам.

Дана робота є подальшим розвитком окремих складених елементів складної системи встановлення ресурсів силової конструкції планера з урахуванням індивідуальної навантаженості, які недостатньо розроблені й мають потребу в уточненні (пп. 7.1 і 7.2), а саме:

- розроблення методики маркування програмного навантаження при проведенні лабораторних випробувань на живучість для підвищення точності наступних фрактографічних досліджень і скорочення їхньої трудомісткості;

- дослідження впливу попередніх позитивних перевантажень на ресурсні характеристики елементів конструкцій АТ;

- розроблення визначення співвідношення шкідливої дії циклічних навантажень на стадії росту втомної тріщини;

- дослідження впливу стискаючих навантажень на швидкість росту утомної тріщини;

- розроблення рекомендацій з урахування впливу стискувальних навантажень при еквівалентному переході між навантаженнями на стадії росту втомної тріщини;

- розроблення методики індивідуального урахування витрати ресурсу крила важкого транспортного літака;

- розроблення методики виконання тренувальних польотів літаків з метою зменшення витрати міцнісного ресурсу конструкції крила.

## **РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИЯВЛЕННЯ НАЯВНИХ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ МАРКОВАНИХ ПРОГРАМ НАВАНТАЖЕННЯ НА ЕТАПІ ЛАБОРАТОРНИХ ВИПРОБУВАНЬ**

### **8.1. РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ МАРКУВАННЯ ПРОГРАМНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПРОВЕДЕННІ ЛАБОРАТОРНИХ ВИПРОБУВАНЬ НА ЖИВУЧІСТЬ**

Як відзначалося у п. 7.1, з огляду на цілу низку причин (утомні тріщини розвиваються у важкодоступних для спостереження місцях, наприклад, у пакеті перерізного з'єднання або під накладками зливаються в процесі розвитку, зупиняються на отворах тощо), фрактографічні дослідження втомних зламів часто являють собою єдину можливість одержання інформації про моменти зародження й тривалість росту тріщин. Однак такі дослідження досить трудомісткі, а їхня точність залежить від низки чинників, наприклад, поганого виявлення боріздок, що відповідають циклам навантаження, або розташування боріздок на поверхні зламу, коли вони розташовуються не безперервним фронтом, а спостерігаються ділянки, де руйнування відбувається шляхом злиття мікропорожнеч із утворенням ямкової структури й ін.

Процес фрактографічного дослідження буде спрощений, а вірогідність одержуваних результатів підвищена, якщо на поверхні втомного зламу є ознаки, що дозволяють проводити розрахунок за окремими циклами, а більш-менш великими частинами програми навантаження. За певних умов такими ознаками можуть слугувати зміни кроку боріздок або структури зламу, що виникають при зміні амплітуди й середнього рівня циклів навантаження. Сама програма навантаження може містити зміни навантажень, які залишають у зламі різні ознаки, що маркують. В інших випадках у програму з цією метою можуть бути внесені зміни послідовності навантаження або доповнення спеціальними циклами навантажень, які маркують. Як останні часто застосовували періодичний додаток навантажень, що перевищував всі інші рівні програми, або так званих перевантажень. Однак спосіб маркування за допомогою періодичних перевантажень, хоча й дає легко помітні ознаки, які маркують у вигляді макроліній, має той недолік, що може привести до збільшення довговічності. Крім того, якщо число макроліній у зламі з якоїсь причини не дорівнює числу перевантажень, виникають труднощі, перебороти які можна лише шляхом підрахунку боріздок, що відповідають кожному циклу навантажень, а це, як відзначалося вище, не завжди можливо. Тому було поставлено завдання розробити такі способи маркування програмного навантаження при проведенні лабораторних випробувань на живучість, щоб наступні фрактографічні дослідження були менш трудомісткими, а

їхня точність гарантована.

Спосіб утворення ознак, що маркують, має задовольняти таким умовам:

1. Він не має робити помітного впливу на характеристики, обумовлені при випробуваннях, наприклад, на довговічність і швидкість росту тріщин. Оскільки повністю усунути такий вплив не вдається, то перевагу потрібно надати такому способу маркування, коли зміна одержуваних характеристик іде в запас надійності або навіть дає деяке уточнення. Останній випадок може мати місце тоді, коли для цілей маркування вводять цикли, які в протилежному разі були б опущені заради спрощення програми й скорочення часу проведення випробувань.

2. Ознаки, що маркують, мають бути легко помітними, а помилки в розпізнаванні окремих ознак, що маркують, не мають спотворювати кінцевий результат дослідження.

З погляду особливостей використання ознак, що маркують, у практиці фрактографічного дослідження доцільно розрізняти два типи їхнього розташування в програмі навантаження:

1. Одна й та сама ознака, що маркує, багаторазово повторюється в межах деякої частини програми, наприклад, у кожному лабораторному польоті одного блока. Виявлення деякої ознаки, що маркує, у тому чи іншому пункті зламу свідчить про те, що в момент проходження фронту тріщини через цей пункт реалізовувався той блок програми навантаження, якому відповідає дана ознака, що маркує. На границях блоків відбувається зміна ознак, що маркують.

2. Одиночні або групові ознаки, що маркують, розміщують таким чином, що вони відзначають границі окремих частин програми навантаження.

Для одержання ознак, які маркують, можуть бути використані такі зміни навантаження:

- перехід від блока навантажень з однією постійною амплітудою до блока з іншою постійною амплітудою;
- вставки блоків навантажень малої амплітуди;
- зміна числа циклів малої амплітуди в лабораторному польоті;
- періодичні розвантаження й ін.

Вибір оптимальної ознаки, що маркує, або їхнього поєднання, а також типу розташування ознак, які маркують, у програмі залежить від матеріалу випробовуваної деталі, характеру програми навантаження й використовуваних рівнів напруг.

У даній роботі подані вперше розроблені способи маркування програмного навантаження [26-30] при вирішенні двох завдань:

- дослідження кінетики й тривалості розвитку втомних тріщин у крилі при циклічному навантаженні, що не перевищує рівень навантаження циклу Земля – Повітря – Земля;
- визначення критичної довжини тріщини в натурному крилі.

Для визначення умов, при яких борізки є різними, були випробувані прості плоскі зразки, виготовлені зі сплавів Д16 і В95. Програми випробувань зразків передбачали широкий діапазон змін рівня, розмаху й послідовності навантаження.

За допомогою методу фрактографії були отримані дані, що дозволили зіставити довжини тріщин і умови навантаження з виявленням боріздки. Ці ж дані дали можливість встановити зв'язок виявлення зі значеннями коефіцієнта інтенсивності напруг  $K_{max}$  і коефіцієнта асиметрії циклу  $R$ . Для наочного й узагальненого подання отримані дані наносилися на графік залежно від параметрів  $K_{max}$  і  $R$ . Приклад такої залежності для матеріалу В95, побудованої за результатами електронно-фрактографічного аналізу, показаний на рисунку 8.1.

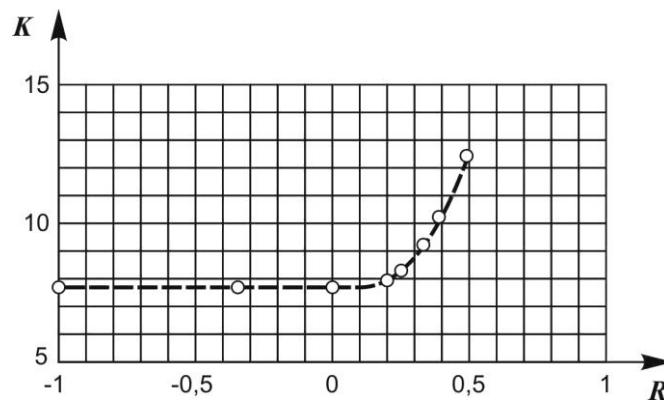


Рисунок 8.1– Залежність нижньої границі виявлення боріздки від параметрів  $K_{max}$  і  $R$  для зразків із пресованої панелі, матеріал В95Пч (за даними електронної мікроскопії)

Виконані роботи [27] дозволили відпрацювати низку способів маркування програмного навантаження, зосновану на розрізненні окремих боріздки.

Перший спосіб – маркування навантаження крила типу «політ-запольотом» зміною числа циклів у польоті від блоку до блоку.

Випробування конструктивних зразків креслення Е22-21-788, що імітують стик поясів лонжеронів і нижньої панелі з профілем роз'єму крила, виконувалися для визначення характеристик витривалості й тривалості росту тріщин у профілях роз'єму. Зразки склалися із двох пресованих профілів, виконаних зі сплав В93Пч, накладки із пресованої панелі Д16чТ і профілю таврового перерізу з матеріалу Д16чТ. Накладка імітувала обшивку нижньої панелі крила й була виконана у вигляді суцільної плити. Профіль імітував пояс середнього лонжерона. Накладка й пояс лонжерона зразка з'єднували з двома профілями роз'єму п'ятьома рядами сталевих болтів, причому перший і останній ряди мали  $\varnothing 10A3$ , а другий, третій і четвертий –  $\varnothing 12A3$ .

Руйнування профілю роз'єму відбувалося в перерізі, де товщина становила 28 мм і максимальне середнє наантаження нетто



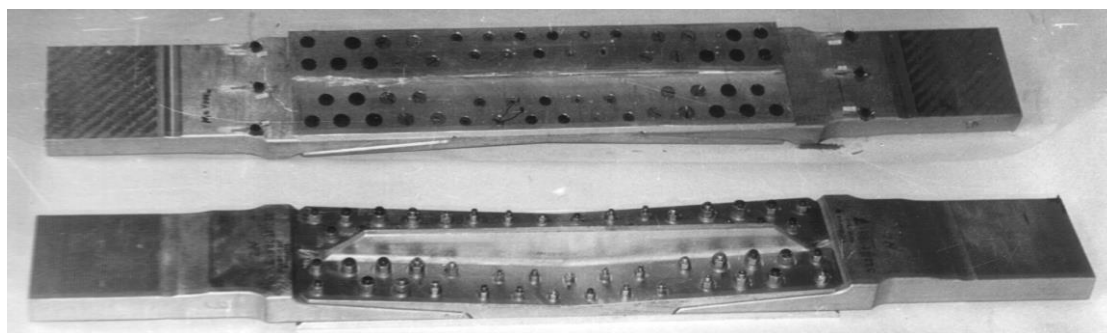
$\sigma_{розт} = 122$  МПа. Фотографії вихідного зразка й зразка після руйнування зображені на рисунку 8.2.

Навантаження здійснювали на іспитовій машині МТ-500 при частоті  $f = 0,5 \dots 1,5$  Гц. Досліджуваний переріз був недоступним для візуальних спостережень.

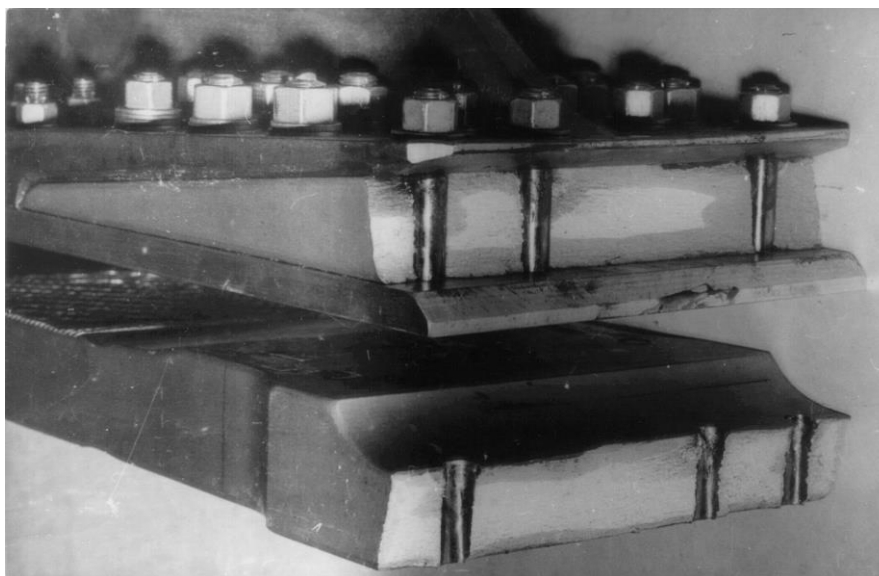
На рисунку 8.3 як приклад показано схему будови поверхні зламу зразка E22-21-788 №24.

Був застосований спосіб маркування, що полягає у варіюванні числа «циклів», що утворюють лабораторний політ, без введення в програму додаткових навантажень. Цей спосіб є прийнятним з погляду впливу на одержувані характеристики витривалості, якщо середнє число циклів у польоті зберігається постійним у межах деякого періоду програми навантаження, що має бути за можливістю коротким.

Використана програма навантаження показана на рисунку 8.2.



а



б

Рисунок 8.2 – Вигляд конструктивного зразка крелення E22-21-788, що імітує профіль роз'єму крила: а – до випробувань; б – зруйнованого за першим, найбільш навантаженим, рядом болтів після втомних випробувань

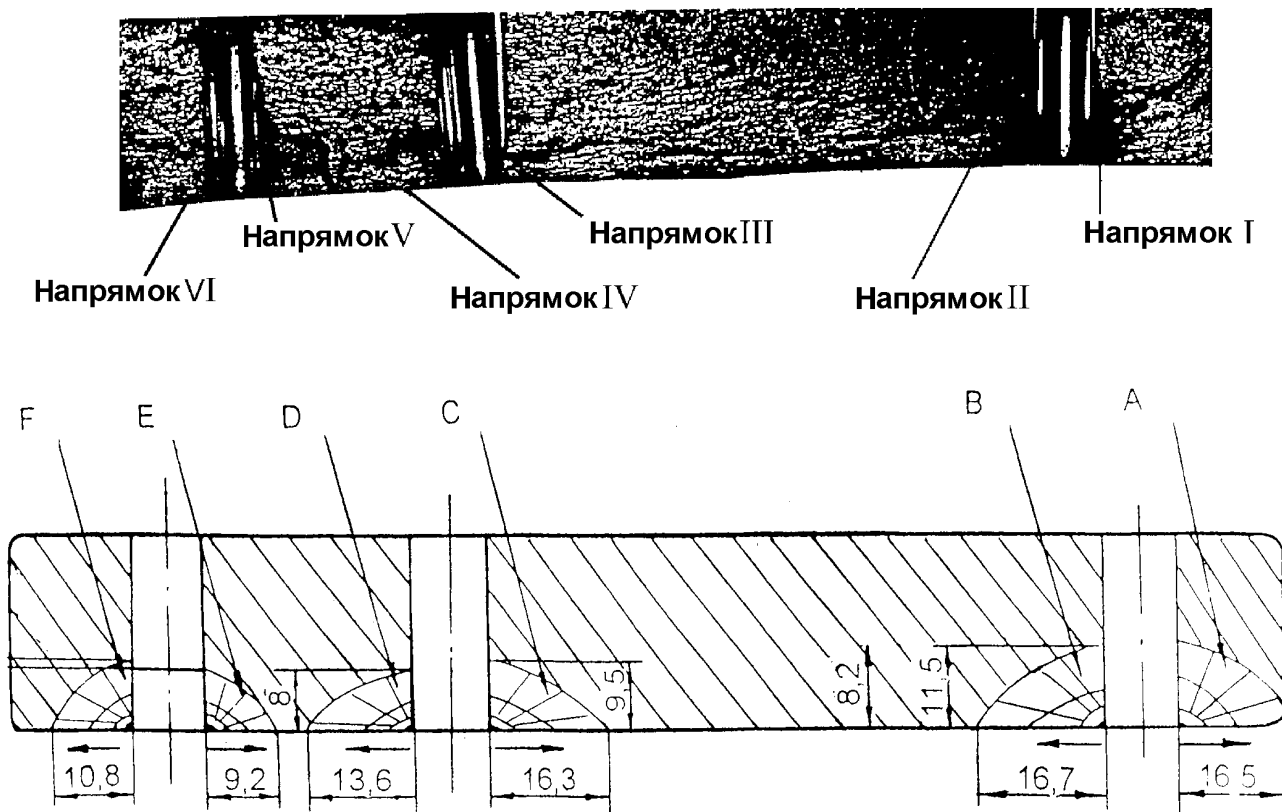




Рисунок 8.3 – Схема будови поверхні зламу зразка креслення E22-21-788 №24:  – зона втоми;  – зона статичного доламу; → – напрямок розвитку тріщини

Загальна площа втомного руйнування становить приблизно 600 мм<sup>2</sup>.

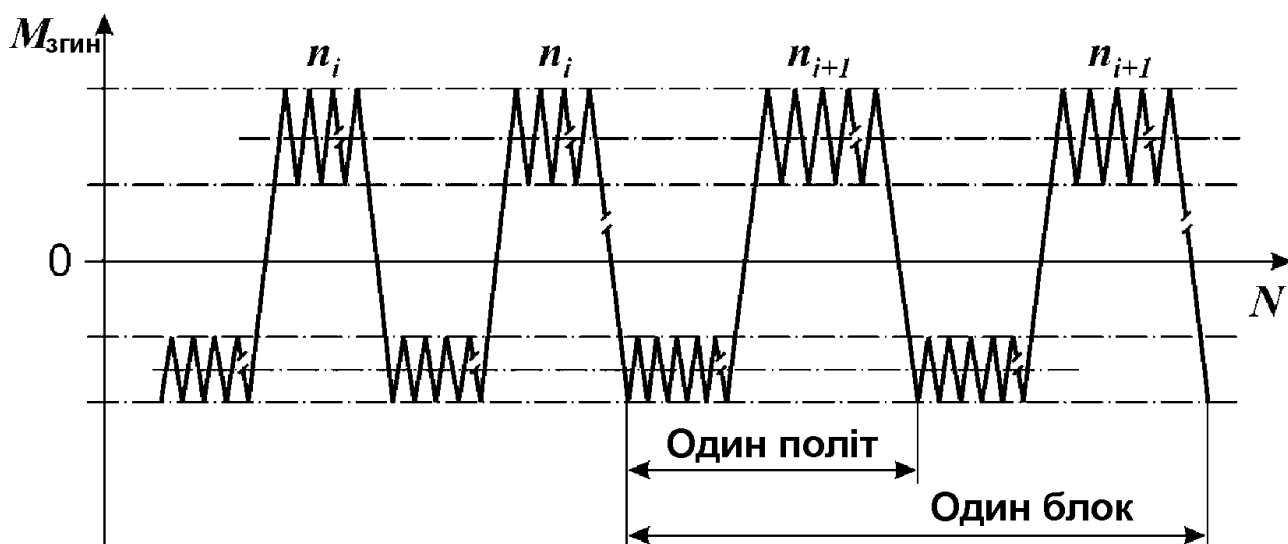


Рисунок 8.4 – Вид програми навантаження конструктивних зразків креслення E22-21- з варіюванням числа «динамічних» циклів, що утворюють лабораторний політ

Значення  $n_i$  повітряного етапу польотів на стадії росту тріщини представлені в таблиці 8.1.

Таблиця 8.1 – Значення  $n_i$  повітряного етапу польотів на стадії росту тріщини

Номер блока $i$	1	2	3	4	5	6
Число циклів $n_i$	8	5	10	7	9	6

Число «динамічних» циклів у польоті змінювалося через кожну тисячу польотів, що складала один блок, у такій послідовності:  $n_i = 5, 10, 7, 9, 6, 11, 5, 8, 12, 7$  при середньому значенні «типового» польоту  $n = 8$ .

Для створення сприятливих умов при фрактографічному аналізі послідовність зміни числа циклів «динаміки» вибирали таким чином, щоб у сусідніх блоках їхня різниця становила не менш двох. Через 10 блоків програма повторювалася.

Результати дослідження виявилися такими.

На поверхні зламів зруйнованих зразків уже поблизу фокусів спостерігалися борізки, що визначають просування тріщини за один політ. При збільшеннях електронного мікроскопа й у міру росту тріщини на оптичному мікроскопі між ними виявлялися більш дрібні борізки. Перша із цих боріздки була більш широкою. Вона відповідала просуванню тріщини при переході від стискувальних навантажень до таких, що розтягують (циклу З-П-З), інші – навантаженню циклами «динаміки» (рисунок 8.5).

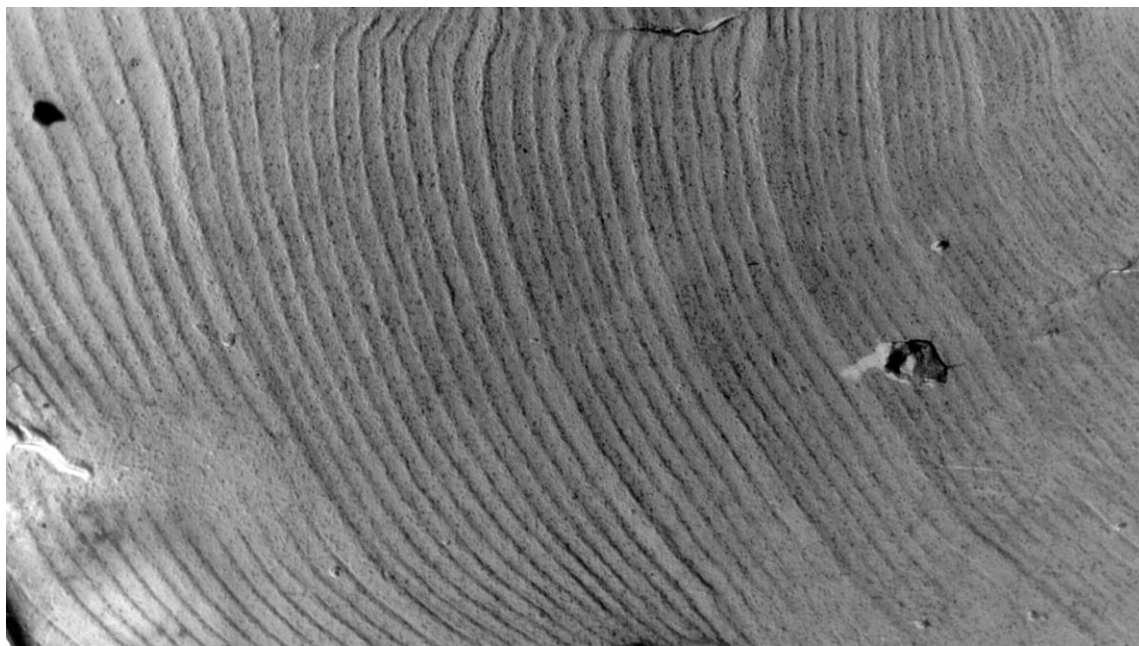


Рисунок 8.5 – Вид поверхні втомної тріщини зразка в зоні зміни блоків при випробуванні за програмою, рисунок 8.4 (електронна фрактограма, Х6000)

Щоб установити кінетику руйнування зразка, проводили послідовне вивчення зламу в напрямку розвитку тріщини й виявляли довжину, що визначає положення фронту в момент зміни числа циклів «динаміки» (місця переходів програмних блоків). Якщо борізки, що відповідають польотам, були настільки малі, що дрібні борізки в них при збільшеннях оптичного мікроскопа не розрізнялися, злами піддавали дослідженню на електронному мікроскопі.

За результатами фрактографічних досліджень будували графіки залежності «довжина тріщини – число польотів». Визначення напрацювання до першого й після останнього переходів робили шляхом розрахунку за результатами виміру кроку борізок або шляхом їхнього безпосереднього підрахунку.

На рисунку 8.6 як приклад показані оптичні електронні фрактограми, отримані при послідовному вивченні поверхні зламу, на рисунку 8.7 – побудовані за результатами визначення місць переходів блоків криві тривалості розвитку втомних тріщин в одному зі зразків.

При відпрацюванні програми (див. рисунок 8.4) були проведені випробування зразків при трьох різних параметрах навантаження (таблиця 8.2).

Таблиця 8.2 – Значення  $\sigma_{\text{нетто}}$  при трьох різних параметрах навантаження

$\sigma_{\text{нетто}}$ , МПа	Параметри навантаження		
	I	II	III
$\sigma_{\text{max}}$	134	122	134
$2\sigma_a$	49	68	82
$\sigma_{\text{min}}$	-75	-76	-75

Борізки, пов'язані із просуванням тріщини за політ, були завжди дуже чіткими. Однак дрібні борізки, пов'язані з «динамікою», у першому випадку випробувань дуже погано розрізнялися. Зі збільшенням розмаху динамічних циклів розрізнення борізок збільшувалася – у третьому випадку випробувань дрібні борізки були видні поблизу фокусів утомних тріщин навіть при збільшенні оптичного мікроскопа.

Таким чином, виявлення числа малих борізок у будь-якому місці поверхні зламу сприяло встановити зв'язок з певним блоком програми навантаження й тим самим визначити напрацювання для тріщин будь-якої довжини. Розроблений спосіб маркування дозволяв одержати інформацію, навіть якщо злам був частково ушкоджений.

Другий спосіб – маркування навантаження віднульовими або симетричними циклами вставками блоків польотів зі змінним числом циклів у польоті.

При випробуваннях балок кріплення пілонів силової установки літака

Ан-124 в умовах навантаження симетричними циклами постійної амплітуди (цикли З-П-З) для утворення ознак, що маркують, на поверхні зламу в програму були включені вставки програми зі змінною «динамікою», причому кожній вставці відповідало різне число циклів у польоті.

На поверхні зламів зруйнованих зразків при збільшеннях оптичного мікроскопа спостерігалися борізки, крок яких змінювався в місцях вставок. Установлення довжини, що відповідає фронту тріщини в момент змін програми, і виявлення числа динамічних циклів у польоті у вставках дозволяло визначити кінетику руйнування зразків. На рисунку 8.8 показана фотографія балки пілона із тріщиною, вид програми навантаження з маркерними вставками й схема типової електронної фрактограми в місці переходу від циклів до маркерної вставки.

Розроблений спосіб маркування може бути застосований і при інших програмах випробувань, наприклад, при випадковому навантаженні.

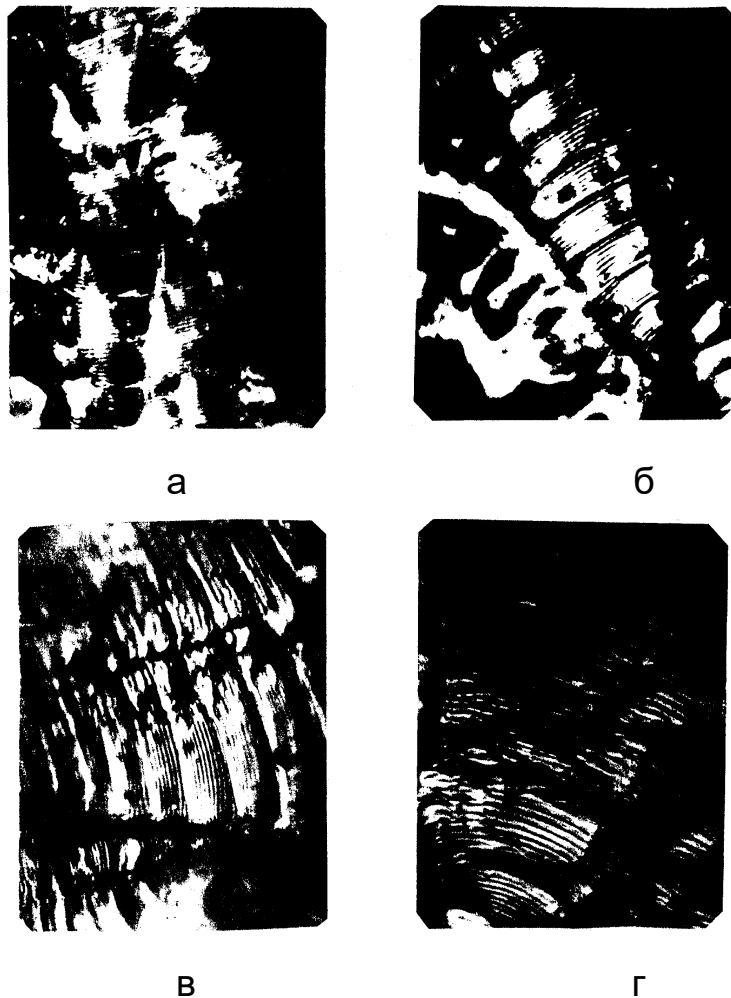


Рисунок 8.6 – Оптичні фрактограми поверхні зламу зразка креслення Е22-21-788 №24, зона А (напрямок 1): а –  $L = 0,5$  мм,  $n = 10$ , X2000; б –  $L = 7,6$  мм,  $n = 7$ , X2000; в –  $L = 9,4$  мм, X2000, перехід  $n = 7 - 9$ ; г –  $L = 11,6$  мм,  $n = 9$ , X2000

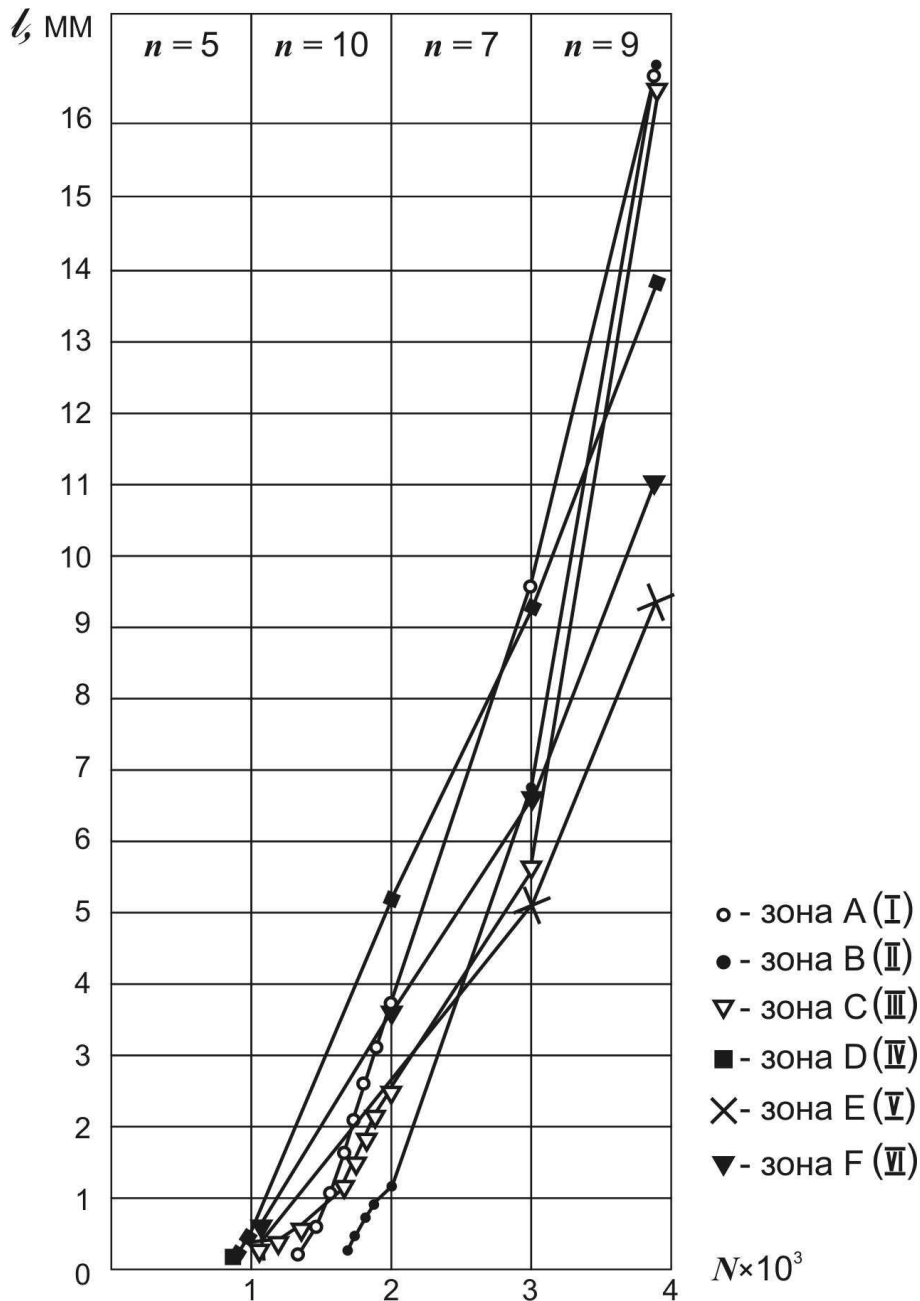
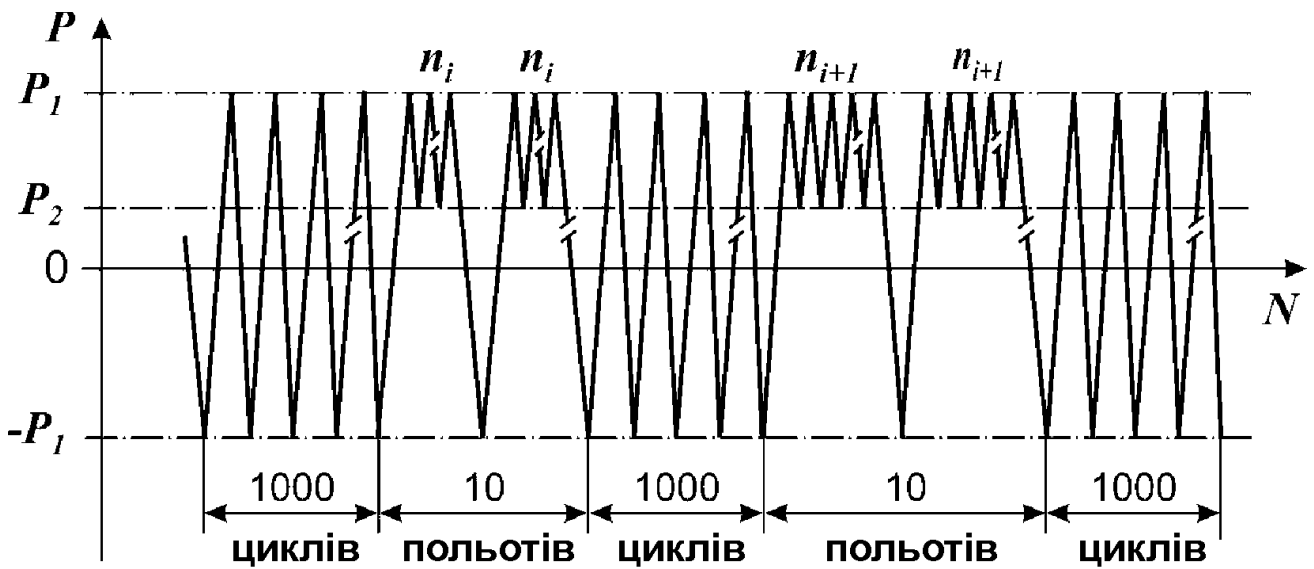
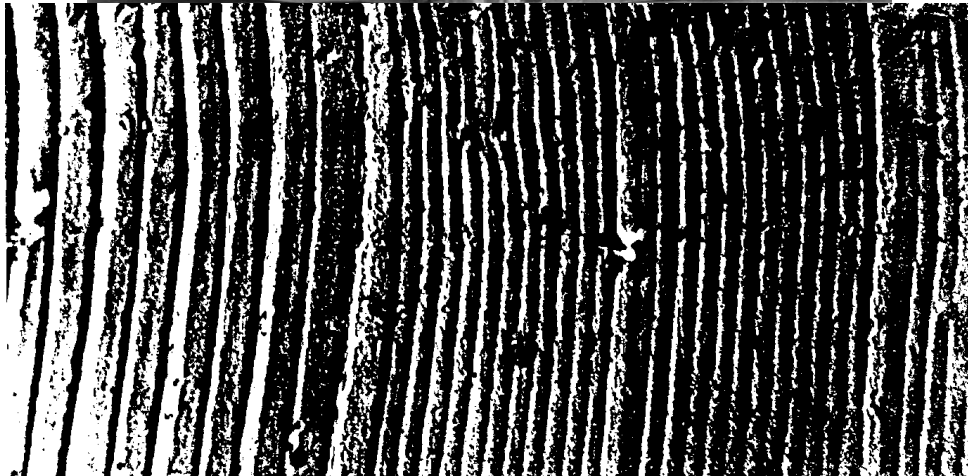


Рисунок 8.7 – Залежність довжини тріщини  $l$  від кількості лабораторних польотів  $N$  у напрямках I – VI зон ABCDE зразка E22.21. 788. №24:  
 $n$  – кількість боріздов у блоці

Третій спосіб – маркування навантаження при визначенні критичної довжини тріщини в натурному крилі вставками різних комбінацій із блоків навантажень малої амплітуди й періодичними розгрузками.

Випробування крила для визначення критичного розміру втомного ушкодження проводили шляхом вирощування тріщин при циклічному навантаженні з постійною амплітудою, верхній рівень якого відповідав максимальному експлуатаційному навантаженню, нижній –  $0,85 P^e$  ( $M_2$ , рисунок 8.9).



$$P_2 = 0,35P_1$$

Рисунок 8.8 – Вигляд балки пілона силової установки із тріщиною, вигляд програми навантаження балки з маркерними вставками й схема типової електронної фрактограми в місці переходу від циклів до маркерної вставки

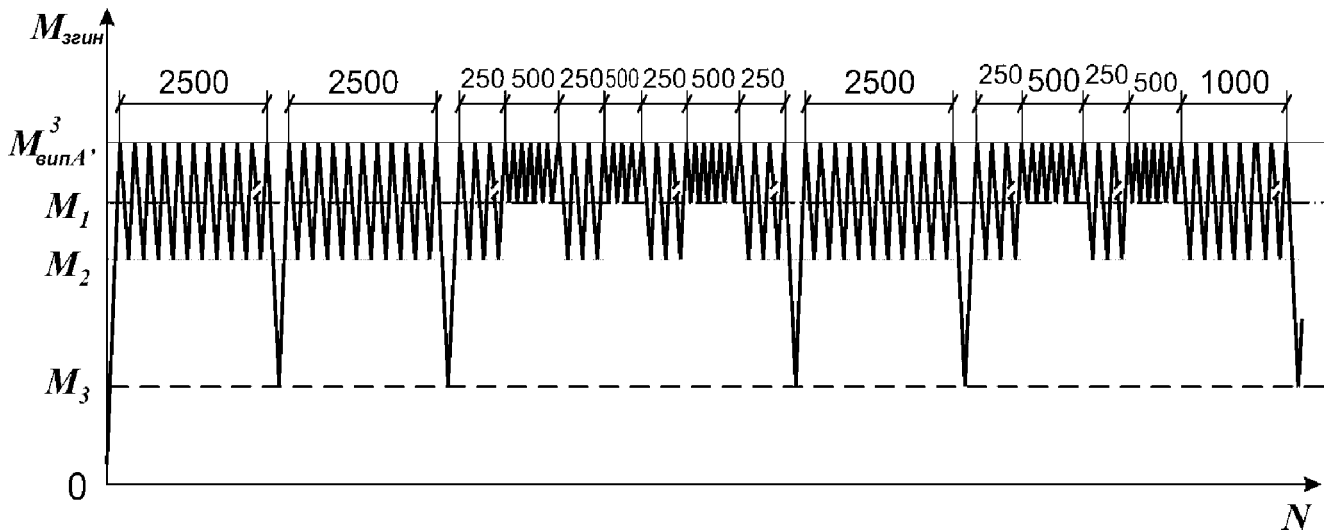


Рисунок 8.9 – Фрагмент програми випробування крила на залишкову міцність:  $M_1 = 0,05 M^e_{вип.А'}$ ;  $M_2 = 0,85 M^e_{вип.А'}$ ;  $M_3 = 0,5 M^e_{вип.А'}$

У цьому випадку для одержання ознак, що маркують, використовували:

- а) зменшення амплітуди навантаження  $M_1$ ;
- б) розвантаження  $M_3$  до  $0,5 P^e$ .

Максимальні середні напруги нетто в досліджуваному перерізі становили при випробуваннях  $\sigma \approx 250$  МПа. Блоки зменшеної амплітуди склалися з 500 циклів навантаження. У програмі випробувань обидва типи навантажень, що маркують, були об'єднані в п'ять відмінних один від одного груп, що маркують, таким чином, щоб одержати неповторювану систему маркерів. Навантаження, що маркують, у цих групах прикладалися через 250 циклів навантаження, між групами, що маркують, – 1000, 2000 і 2500 циклів навантаження з розмахом  $0,15 P^e$ .

Програма складалася з трьох етапів, що відрізняються один від одного послідовністю груп навантажень, що маркують. Після виконання цих етапів передбачалося повторення навантаження.

Як показали фрактографічні дослідження, додавання блока навантажень меншого розмаху й розвантажень залишало на поверхні зламу смуги-мітки шириною  $0,4...10$  мк, що відображають положення фронту тріщини в момент їхнього додавання, причому розвантаження приводили до утворення більше грубих міток.

На рисунку 8.10 показані електронні фрактограми поверхні зламу профілю роз'єму крила з мітками.

Сумарне просування, яке відповідає навантаженню, що маркує, становило  $1,5...2,0\%$  загальної довжини тріщини. Ця величина пов'язана з вибором програми навантаження, при якій переслідувалася мета отримання надійно помітних міток при мінімальній витраті випробувального часу.





а



б

Рисунок 8.10 – Електронні фрактограми поверхні зламу профілю роз'єму крила: а – на відстані 0,19 мм від фокуса зламу; б – на відстані 0,36 мм від фокуса зламу X7000

Вивчення макробудови поверхні зламу зруйнованого профілю роз'єму крила дозволило встановити вогнища утомної поразки й магістральні напрями розвитку тріщин. Після стадії рівномірно-прискореного розвитку тріщин у двох максимальних зонах утомний рельєф обривався й на поверхні зламу спостерігалася ямкова структура, характерна для однократного розриву. Цьому передувало різке збільшення швидкості розвитку тріщини на невеликій ділянці однієї із цих зон, виявлене при вимірі відстаней між мітками груп, що маркують. У ході випробувань був зафіксований сильний удар.

Як показали дослідження, напрацювання, при якому був виявлений у зламі ямковий рельєф, виявилася близька до напрацювання в момент удару, що свідчило про те, що в цей час відбулося проковзування тріщини. Таким чином, можна було вважати, що розмір утомного ушкодження, при якому мало місце швидке поширення тріщини, виявився критичним для досліджуваного перерізу.

При дослідженні поверхні зламу наприкінці інших утомних зон ділянок прискореного розвитку тріщин не спостерігалася, зони різко обривалися й виявлявся хвилеподібний рельєф, характерний для зламів зразків із тріщинами при однократному руйнуванні. Така будова зламу свідчила про те, що руйнування в цих місцях відбувалося при наближенні фронту основної тріщини й розмір утомного ушкодження в цих зонах не є критичним. Застосування програм навантаження, що маркують, й виявлення особливостей будови зламу дозволило визначити послідовність руйнування крила й установити розмір критичної величини тріщини.

За результатами виміру довжин тріщин, які відповідають фронту в момент додавання навантажень, що маркують, були побудовані графіки залежності «довжина тріщини – напрацювання». Таким чином, для одержання достовірної інформації про процес руйнування при втомних

випробуваннях і випробуваннях на залишкову міцність за допомогою фрактографічного аналізу й скорочення трудомісткості досліджень розроблені різні способи маркування програмного навантаження:

- зміною числа циклів у польоті в сусідніх блоках не менш, ніж на два цикли в програмному навантаженні крила типу «політ за польотом»;
- вставками блоків польотів зі змінним числом циклів у польоті від вставки до вставки не менше, ніж на два цикли при навантаженні віднульовими або симетричними циклами;
- вставками різних комбінацій з блоків малої амплітуди й періодичними розгрузками при випробуванні крила на залишкову міцність.

Розроблена методика маркування дозволила вирішити такі завдання:

- визначити моменти зародження й кінетику розвитку втомних тріщин, не доступних для візуальних спостережень, при випробуваннях конструктивних зразків і конструктивних елементів на живучість;
- визначити послідовність, кінетику руйнування й критичний розмір утомного ушкодження в нижньому профілі роз'єму крила літака Ан-22;
- значно (на порядок) зменшити трудомісткість фрактографічних досліджень.

Із застосуванням розробленої методики маркування програмного навантаження проведені (або проводяться) випробування на живучість літаків Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-32, Ан-28, Ан-72, Ан-124 і конструктивних зразків літаків Ан-22 і Ан-124.

## **8.2. Дослідження впливу попередніх позитивних перевантажень на ресурсні характеристики елементів конструкцій АТ**

Як відзначалося в підрозділі 7.1, попередні позитивні перевантаження можуть приводити до збільшення втомної довговічності силової конструкції планера при наступному циклічному навантаженні. Однак залишається невивченим питання про поділ цього впливу між стадіями до зародження тріщини і її розвитку, а також про вплив характеру наступного навантаження [24, 34 – 60].

Таке питання особливо гостро встало після прийняття на ДП «АНТОНОВ» концепції сполучення втомних і статичних випробувань літака Ан-124 на одному зразку. Тому було поставлено завдання провести дослідження впливу попередніх позитивних перевантажень на ресурсні характеристики при наступному навантаженні, що імітує навантаження крила літака Ан-124, і виконані експериментальні дослідження на зразках з отвором, виготовлених із пресованої панелі матеріалу Д16чт. Загальний вид зразка показаний на рисунку 8.11.

Випробування зразків проводили на випробувальній машині УИМ-25 блоками, що складаються з 20 польотів (рисунок 8.12) трьох типів (таблиця 8.3).

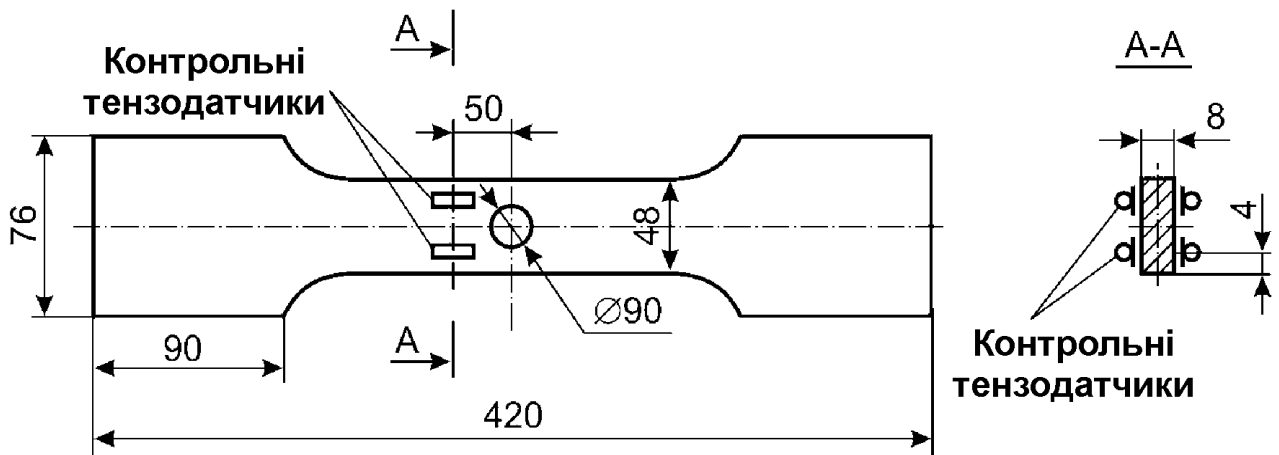


Рисунок 8.11 – Схема зразків і схема наклеювання тензодатчиків

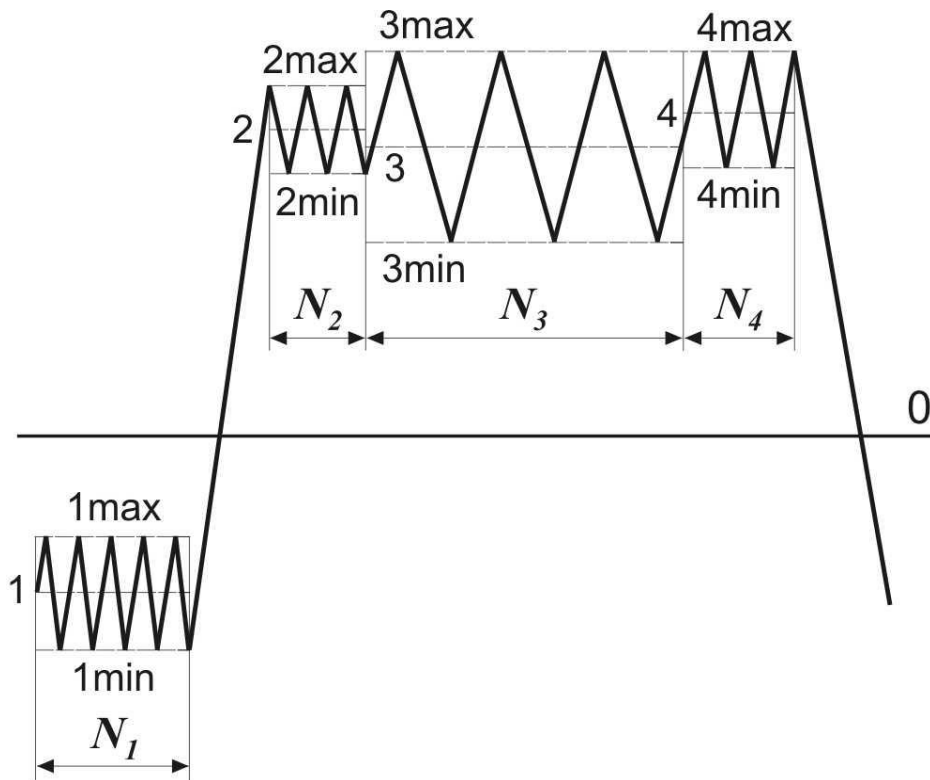


Рисунок 8.12 – Схема навантаження зразків

Частота навантаження при випробуваннях становила 5 Гц. Перед випробуваннями зразки піддавалися одиничним позитивним перевантаженням. Коефіцієнти попереднього перевантаження (відношення напруг при перевантаженні до максимальних напруг у програмному навантаженні) становили:  $K = 1,25; 1,53; 1,82; 2,12$ . При перевантаженнях навантаження відбувалося зі швидкістю 1 тс/с. Зразки витримувалися при заданому значенні перевантаження протягом 3 с, після чого їм забезпечувався «відпочинок» перед навантаженням повторними навантаженнями тривалістю не менш двох діб. Правильність установки

зразків у випробувальній машині контролювалася за допомогою тензодатчиків. Випробування проводили з витримуванням заданих навантажень до руйнування.

Таблиця 8.3 – Параметри навантаження типових польотів

Число польотів у блоці	Номер пункту	$\sigma_{br}$ , МПа	$\sigma_{br}$ , МПа
II	1	-53,8	-91,5
	2	67,5	56,3
	3	81,2	31,0
	4	81,2	55,1
8	1	-42,5	-89,4
	2	95,1	79,3
	3	112,0	48,4
	4	112,0	74,2
I	1	-40,2	-79,3
	2	116,7	98,2
	3	137,1	67,8
	4	137,1	91,9

Було випробувано також окрему групу зразків, до яких до виконання центрального отвору прикладалося навантаження з максимальним перевантаженням 2,12, після чого виконувалися отвори.

В основне навантаження через кожну тисячу типових польотів вводилися вставки маркерних навантажень. За допомогою фрактографічного методу виконували розшифровування зламів і будували залежності швидкості й довжини тріщин від напрацювання. У зв'язку з тим, що поблизу осередка утомні боріздки починали розрізнятися при довжинах тріщин більше 0,2 мм, за період до зародження тріщини був прийнятий напрацювання, що відповідає досягненню тріщиною зазначеної довжини.

На рисунках 8.13 – 8.15 і в таблиці 8.4 наведені зведені результати випробувань і досліджень.

Примітка:  $\bar{N}_{вих} (\bar{N}_K)$  і  $\Delta \bar{N}_{вих} (\Delta \bar{N}_K)$  – відповідно середнє значення загальної довговічності й тривалості розвитку тріщин у вихідних зразках (зразках з попереднім перевантаженням  $K$ ).

З отриманих даних слідує, що зі збільшенням перевантаження спостерігається монотонне збільшення довговічності як на стадії до зародження тріщини, так і на стадії її росту.

Попереднє перевантаження  $K = 1,25$  практично не впливало на втомні характеристики зразків. Перевантаження  $K = 1,5$  привело до збільшення довговічності зразків в 1,07 раза. При цьому тривалість росту тріщини зросла в 1,12 раза, а період до зародження – в 1,04 раза.

Таблиця 8.4 – Зведені результати випробувань і досліджень

Коефіцієнт збільшення	Коефіцієнт перевантаження (число випробуваних зразків)				
	1,00 (16)	1,25 (14)	1,53 (12)	1,82 (8)	2,12 (7)
Загальної довговічності $\eta_{довг} = N_K/N_{вих}$	1	1,02	1,09	1,41	1,93
Періоду до зародження тріщини $\eta_{зар} = (N_K - \Delta N_K) / (N_{вих} - \Delta N_{вих})$	1	1,02	1,05	1,32	1,83
Тривалості розвитку $\eta_{трив} = \Delta N_K / \Delta N_{вих}$	1	1,02	1,14	1,59	2,09

Подальше збільшення перевантаження приводило до більше значного підвищення довговічності. Так, при попередньому перевантаженні  $K = 2,0$  збільшення довговічності становило приблизно 1,7 раза (період до зародження й тривалість розвитку тріщини збільшилися відповідно в 1,6 і 1,9 раза).

З рисунку 8.14 видно, що зі збільшенням перевантаження швидкість росту тріщин зменшується, причому максимальне зменшення доводиться на зону, що безпосередньо прилягає до крайки отвору, тобто на зону максимальних напруг при перевантаженнях, де мала місце місцева плинність матеріалу.

Для наочності на рисунку 8.16 графік швидкості побудований у відносних координатах.

З рисунку 8.16 слідує:

1. Зі збільшенням попереднього перевантаження розмір області, на яку поширюється гальмування росту тріщини, зростає, що, мабуть, обумовлено збільшенням зони пластичності.

2. З віддаленням від концентратора при одному і тому ж перевантаженні вплив попереднього перевантаження на швидкість росту тріщини зменшується й при довжинах, більших  $L = 12$  мм, практично було відсутнє навіть при максимальній з досліджуваних перевантажень  $K = 2,12$ . Це означає, що зміна тривалості росту тріщини при додаванні попереднього перевантаження в основному обумовлено зміною швидкості росту тріщини в області концентратора, де при попередньому перевантаженні досягалися пластичні деформації.

Для перевірки цього висновку була випробувана група зразків, в якій до зразка без отвору прикладалося максимальне перевантаження 2,12, після чого виконувався центральний отвір. В іншому методика випробувань і фрактографічних досліджень не відрізнялася від викладеної вище.

Випробування показали, що довговічності до руйнування вихідних

зразків (без перевантаження) і зразків із максимальним перевантаженням 2,12, прикладеної до виконання отвору, практично збігалися. Збігалися також швидкості, а виходить, і тривалості росту тріщини. Це підтверджує висновок про те, що зміна тривалості росту тріщини при додаванні попереднього перевантаження було обумовлено в основному зміною швидкості росту тріщини в області концентратора.

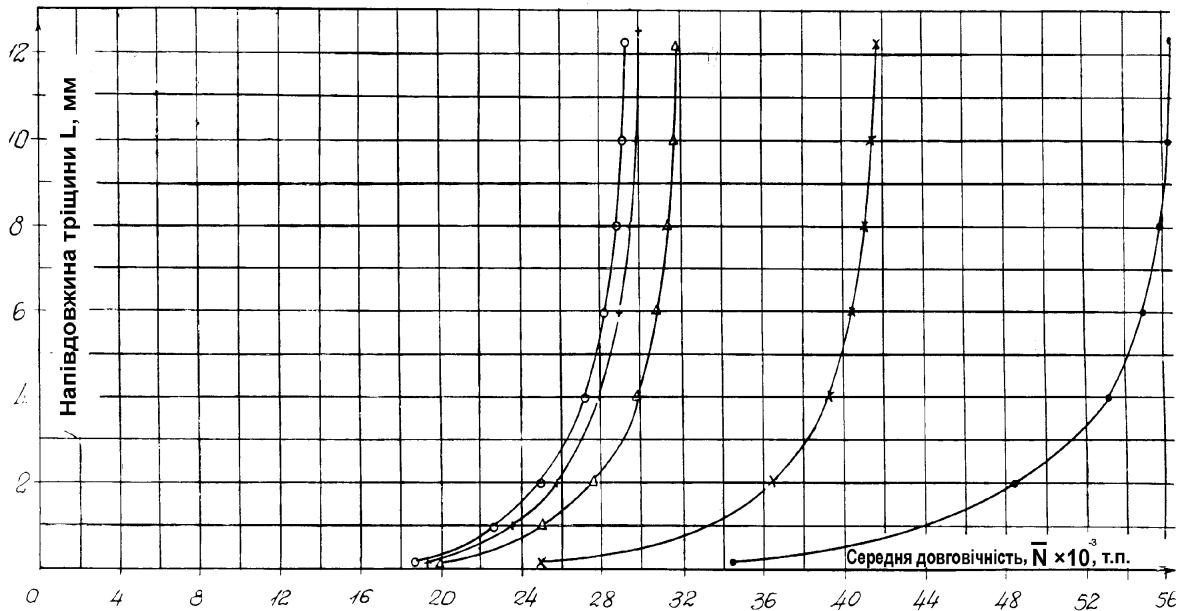


Рисунок 8.13 – Залежності  $L-N$  для вихідних зразків з попередніми перевантаженнями:  $\circ$  – вихідні зразки;  $+$  –  $K=1,25$ ;  $\Delta$  –  $K=1,53$ ;  $\times$  –  $K=1,83$ ;  $\bullet$  –  $K=2,12$

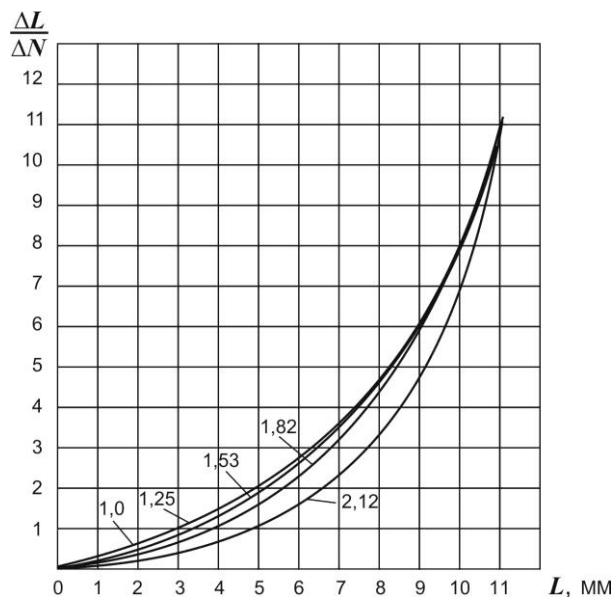


Рисунок 8.14 – Залежності середньої швидкості росту від напівдовжини тріщини у вихідних зразках ( $K = 1,0$ ) і в зразках з попередніми перевантаженнями ( $K = 1,25; 1,53; 1,82; 2,12$ )

Таким чином:

1. Виконано експериментальне дослідження закономірності впливу попередніх одиничних перевантажень на характеристики втомної довговічності зразків з отвором зі сплаву Д16ЧТ при навантаженні, що імітує навантаження крила транспортного літака.

2. Показано, що попереднє перевантаження приводить до збільшення втомної довговічності як на стадії до появи тріщин, так і на стадії їхнього росту.

3. Вплив попередніх перевантажень мав монотонний характер і зростав зі збільшенням їхнього значення.

Так, додавання навантаження з перевантаженням  $K = 1,25$  практично не впливало на втомні характеристики як на стадії до появи (до  $L_{mp} = 0,2$  мм), так і на стадії росту тріщин.

При перевантаженні  $K = 1,5$  загальна довговічність збільшилася в 1,07 рази. При цьому тривалість розвитку тріщин зросла в 1,12 рази, період до зародження – в 1,04 рази.

Перевантаження  $K = 2,0$  збільшувало довговічність приблизно в 1,7 рази, а період до зародження й тривалість росту тріщини – відповідно в 1,6 і 1,9 рази.

4. Збільшення довговічності на стадії росту тріщини в основному відбувалося за рахунок зниження швидкостей у зоні концентратора (отвору), що, мабуть, зумовлено утворенням зони пластичності внаслідок перевантаження.

5. З віддаленням від концентратора при одному і тому ж перевантаженні вплив попереднього перевантаження на швидкість росту тріщини зменшувався й при довжинах  $L \geq 12$  мм практично був відсутній навіть при максимальній з досліджуваних перевантажень  $K = 2,12$ .

6. Отримані результати досліджень впливу позитивних попередніх одиничних перевантажень на характеристики втомної довговічності використані при обґрунтуванні ресурсу силової конструкції планера літаків Ан-12, Ан-124 і Ан-124-100.

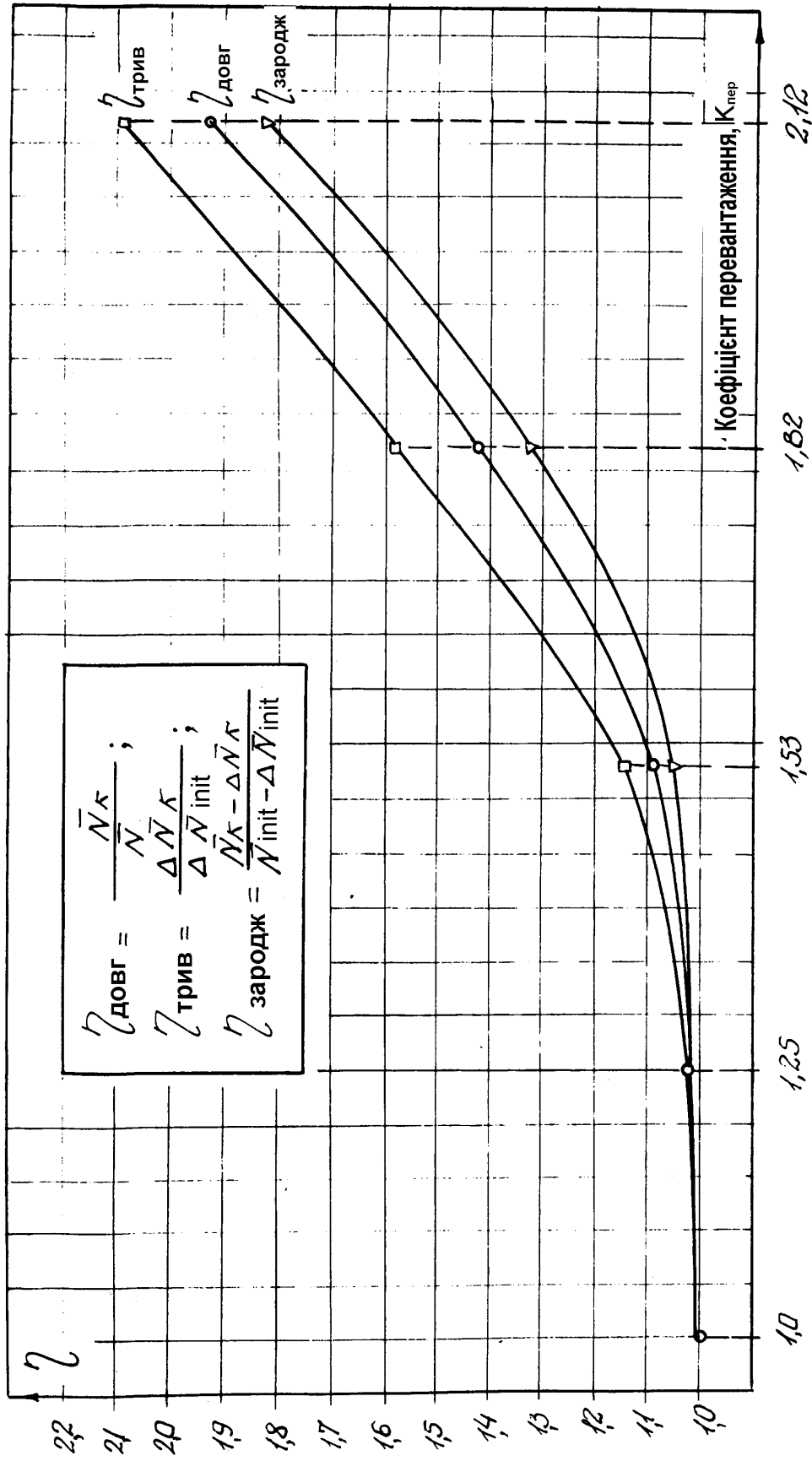


Рисунок 8.15 – Вплив коефіцієнта перевантаження  $K_{\text{пер}}$  на період до зародження, тривалість росту тріщин і на довговічність зразків



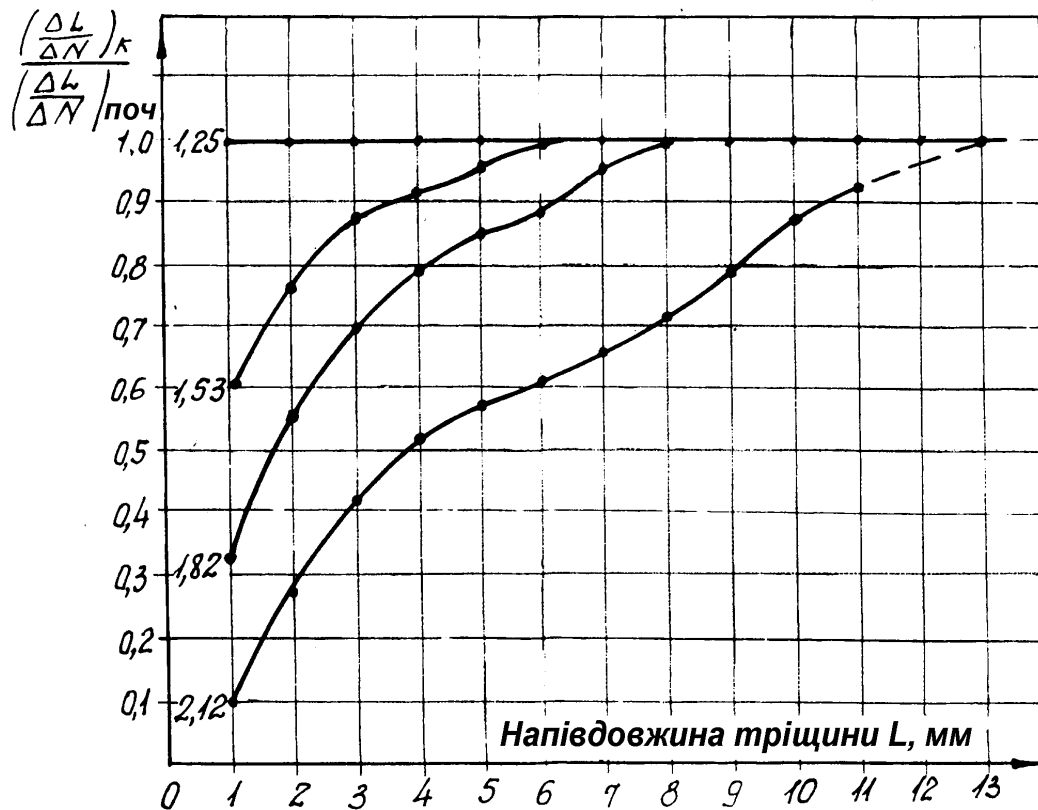


Рисунок 8.16 – Залежності відносних значень швидкості росту тріщин при різних перевантаженнях від напівдовжини тріщини

### 8.3. РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ СПІВВІДНОШЕННЯ ДІЇ, ЩО УШКОДЖУЄ, ЦИКЛІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА СТАДІЇ РОСТУ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ

Як відзначалося в підрозділі 7.1, відома методика визначення еквівалентів дії, що ушкоджує, навантажень на стадії росту тріщин потребує проведення випробувань великої кількості зразків для одержання залежності швидкості росту тріщини від параметрів навантажень  $\Delta\sigma$  і  $R$ .

Велика потрібна кількість випробовуваних зразків обумовлюється таким:

- випробування зразків потрібно проводити для кожного типу розглянутого навантаження;

- через властиве явищу втоми розсіювання результатів випробувань для кожного типу навантаження необхідно проводити випробування декількох зразків.

У результаті продовжується цикл випробувань, збільшується трудомісткість, пов'язана з потребою виготовлення великої кількості зразків і їхніх випробувань. Тому було поставлено завдання розробити методику оцінювання дій циклічних навантажень, що ушкоджують, на стадії росту втомної тріщини, що дозволяє визначати еквіваленти між навантаженнями зі значно меншою трудомісткістю порівняно з існуючою.

Істотне скорочення трудомісткості визначення еквівалентів дії навантажень, що ушкоджують, на стадії росту тріщини порівняно з відомою методикою досягається за допомогою розробленої методики (А.с. [63]), що містить у собі ті ж операції навантаження зразків порівнюваними циклічними навантаженнями й визначення швидкості росту тріщини для кожного порівнюваного навантаження й операцію визначення еквівалентів дії навантажень, що ушкоджують, відносно швидкостей росту тріщини. Однак у даній методиці порівнювані за видами навантажень дії, що ушкоджують, із різними параметрами  $\Delta\sigma$  і  $R$  включаються в одну реалізацію навантаження одного зразка, у той час як у відомій методиці в одну реалізацію включається тільки один вид навантажень.

Друга відмінність методики [63] полягає в тому, що при її використанні немає необхідності будувати залежності виду  $da/dn \sim f(\Delta\sigma, R)$  для кожного типу порівнюваних навантажень. Про дію навантажень, що ушкоджують, можна судити за шириною втомних боріздок, що виявляються за допомогою методів електронної фрактографії, які відповідають порівнюваним циклам навантаження. На локальних ділянках поверхні зламу через певні інтервали обчислюються середні значення кроку боріздок порівнюваних циклів навантаження й визначаються еквіваленти як відношення середніх значень кроку боріздок при різних довжинах тріщини. Для виключення явищ взаємодії навантажень виміри проводять на ділянках встановленого після зміни навантаження кроку боріздок.

Сутність даної методики пояснюється наступним прикладом конкретного застосування. Визначали еквіваленти дії, що ушкоджує, знакозмінних навантажень у зразку, виготовленому з алюмінієвого сплаву В95пч. Програма навантаження (рисунок 8.17) містила п'ять груп порівнюваних навантажень (I-V), що періодично повторюються в процесі навантаження. Середнє значення навантаження залишалось постійним і становило  $\sigma_m = 80$  МПа.

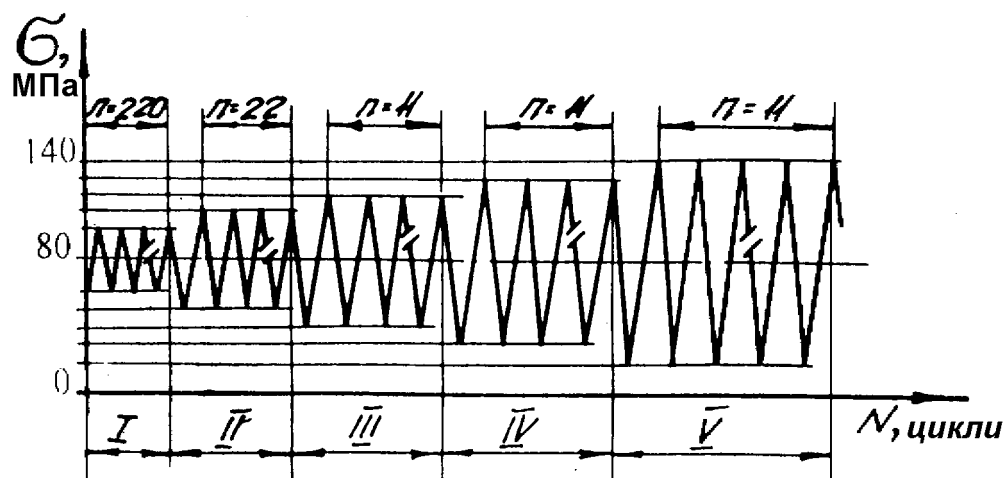


Рисунок 8.17 – Вид програми навантаження з п'ятьма типами порівнюваних навантажень. Цифри зверху вказують число циклів у групі

Амплітуда порівнюваних навантажень була такою:  $\sigma_{aI} = 20$  МПа,  $\sigma_{aII} = 30$  МПа,  $\sigma_{aIII} = 40$  МПа,  $\sigma_{aIV} = 50$  МПа,  $\sigma_{aV} = 60$  МПа.

Число циклів у групах було змінним – групи циклів із меншими амплітудами містили більше число циклів.

Для виявлення втомних боріздок злам зруйнованого при випробуваннях зразка піддавався фрактографічному дослідженню на електронному мікроскопі при збільшеннях 5000...10000 х.

На поверхні зламу виявляли групи боріздок, крок яких змінювався залежно від амплітуд циклів програмних навантажень (рисунок 8.18)

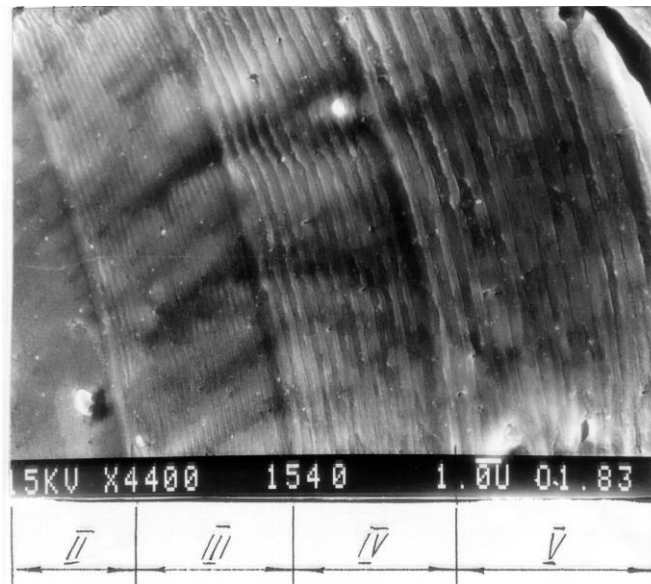


Рисунок 8.18 – Схема електронної фрактограми ділянки поверхні зламу з утомними боріздками, що відповідають групам циклів (див. рисунок 8.17)

При послідовному вивченні зламу в напрямку росту тріщини періодично проводили виміри кроку боріздок, що відповідають різним навантаженням, через інтервали, що забезпечують одержання досить показових вибірок значень.

На підставі отриманих даних кроку боріздок, осереднених за результатами не менш трьох вимірів в одному полі зору, обчислювали еквіваленти дії порівнюваних навантажень, що ушкоджують:

$$\varepsilon = b_i/b_j,$$

де  $\varepsilon$  – еквівалент дії, що ушкоджує, порівнюваних навантажень;  $b_i$  – крок боріздки, що відповідає одиничному циклу навантаження групи  $i$ ;  $b_j$  – крок боріздки, що відповідає одиничному циклу навантаження групи  $j$ .

На рисунку 8.19 як приклад показано графічну залежність зміни еквівалента  $\varepsilon$  від довжини тріщини для навантажень  $V_i$  / груп.

Розроблена методика визначення еквівалентів між навантаженнями на стадії росту тріщини має низку переваг:

1. Порівняння кроку боріздок (мікроскопічних значень швидкості росту

тріщини), що відповідають різним навантаженням, здійснюють на локальних ділянках поверхні зламу, що практично виключає вплив неоднорідності структури матеріалу.

2. Оскільки порівняння дії навантажень, що ушкоджують, виробляється на поверхні зламу того самого зразка, то виключається вплив діапазону властивостей матеріалу, технології виготовлення, установки зразка у випробувальній машині, умов випробувань та ін.

3. Виключення згаданих вище чинників, що впливають на розсіювання швидкості росту тріщини, приводить до значного скорочення трудомісткості й часу проведення експерименту за рахунок зменшення потрібної кількості випробовуваних зразків.

4. Для визначення еквівалентів можуть використовуватися утомні злами різних зразків, випробуваних для інших цілей за програмами навантаження, для яких вдається встановити однозначну відповідність навантажень і боріздов.

5. У зв'язку зі зменшенням числа чинників, що впливають на розсіювання результатів, а також шляхом об'єднання порівнюваних навантажень в одній реалізації навантаження при визначенні еквівалентів пропонованим способом потрібно значно менший обсяг експериментальних робіт. Так, у наведеному прикладі для визначення еквівалентів п'яти навантажень, що відрізняються, знадобився один зразок, а при описаному вище способі треба було б приблизно 30 зразків.

Застосування методу фрактографії для визначення еквівалентів між навантаженнями має низку обмежень, пов'язаних з умовами утворення боріздов і явищами взаємного впливу.

Таким чином, розроблено методику визначення співвідношень дії циклічних навантажень, що ушкоджують, на стадії росту втомної тріщини з використанням методу фрактографії та отримано авторське посвідчення на винахід [63].

#### **8.4. Дослідження впливу стискувальних навантажень на швидкість росту втомної тріщини**

Питання про вплив стискувальних навантажень на стадії росту втомної тріщини, незважаючи на численні дослідження в даній області, через велику трудомісткість досліджень залишається маловивченим (див. підрозділ 7.1), тому одержання будь-якої додаткової інформації з даного питання є досить актуальним [64-77]. Актуальність проблеми зростає у зв'язку з необхідністю розрахунку еквівалентів між циклічними навантаженнями на стадії росту втомної тріщини (див. підрозділ 8.5). Розроблені способи маркування програмного навантаження (див. підрозділ 8.1) дозволяють провести такі дослідження зі значно меншою трудомісткістю. У зв'язку з викладеним було поставлено завдання провести експериментальне дослідження впливу стискувальних

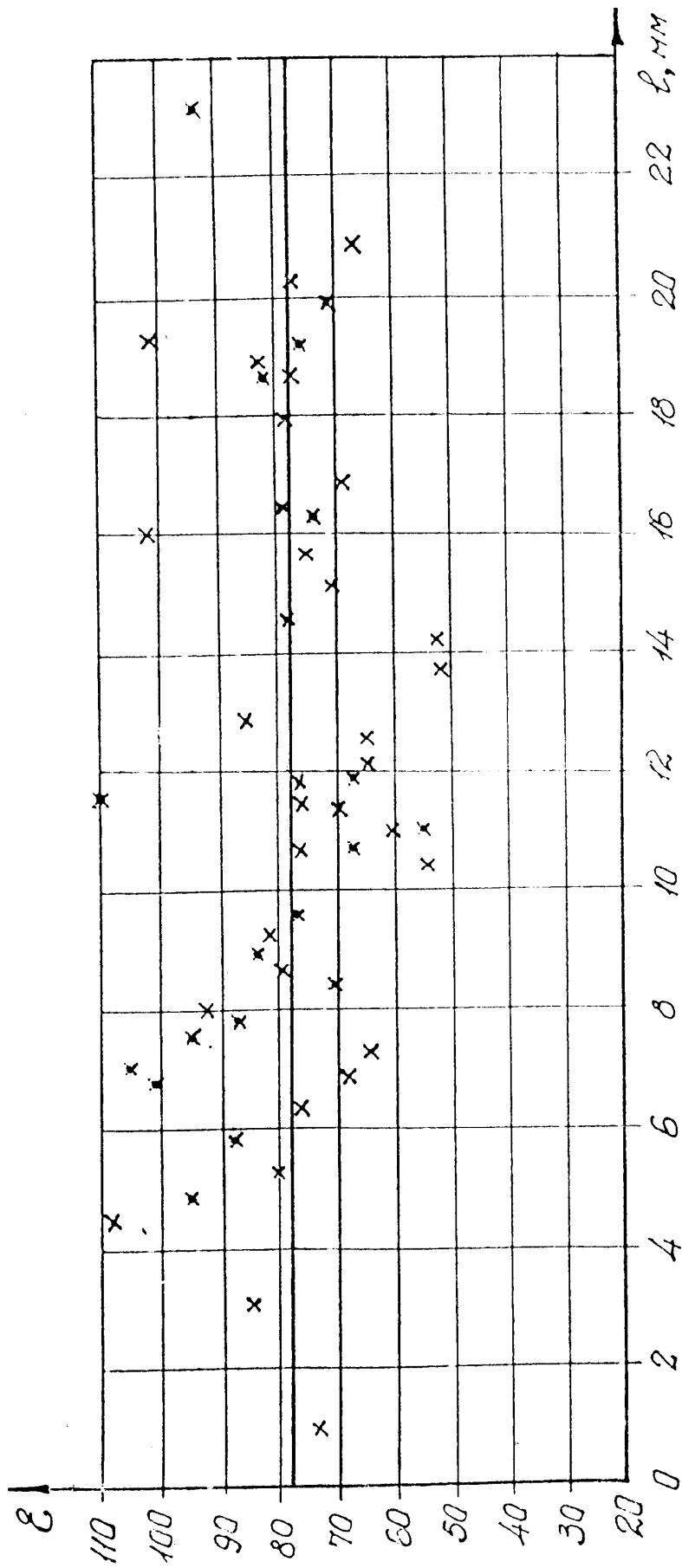


Рисунок 8.19 – Залежність еквівалентів  $\varepsilon$  між циклами з  $\sigma_a=60$  МПа й 20 МПа від довжини тріщини  $L_{mp}$  при постійному  $\sigma_m=80$  МПа, матеріал – В95пч

навантажень на стадії росту втомної тріщини.

Дослідження проводили за допомогою методики оцінки дії циклічних навантажень, що ушкоджують, [63] (див. підрозділ 8.3) на плоских зразках, вирізаних із пресованих крилових панелей ПК 0211 – матеріал Д16чТ і ПК 14755 – матеріал В95ПчТ1. Механічні властивості панелей наведені в таблиці 8.5.

Таблиця 8.5 – Механічні властивості панелей

Тип панелі	$\sigma_v$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta$ , %
Панель ПК 0211	Д 500...523	382...417	106...116
	П 512...528	373...400	120...134
Панель ПК 14755	Д 602...620	560...580	125...130
	П 615...621	575...578	105...125

Зразки вирізали з полотна панелі в повздовжньому напрямку й оброблялися фрезеруванням до товщини 10 мм. Форма й розміри зразків показані на рисунку 8.20, а.

Для прискорення страгування тріщин із двох сторін отвору зразків робили кутові надрізи. Надрізи виконувалися механічним шляхом.

Правильність установки зразків у випробувальній машині контролювалася за допомогою тензодатчиків напруг.

Зразки випробовувалися на електрогідравлічній випробувальній машині з керуючою ЕОМ на 40 тс.

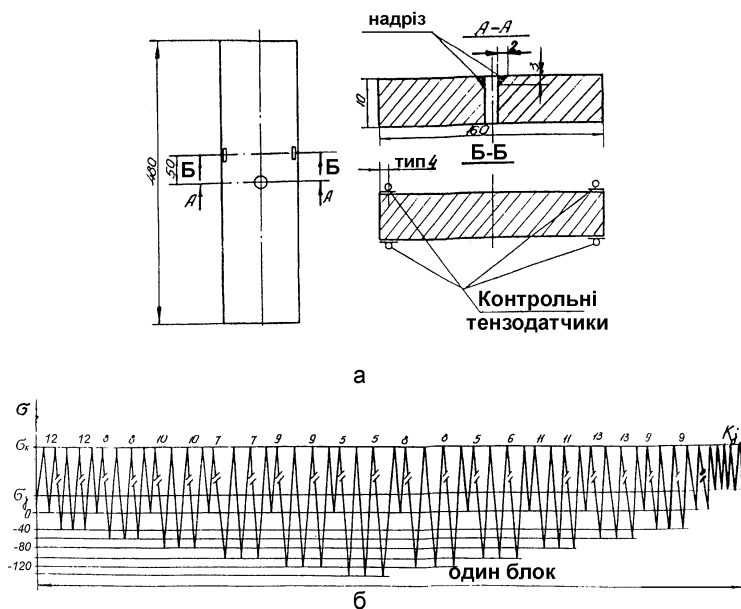


Рисунок 8.20 – Зразки зі сплавів Д16чТ і В95Пч (а) і програма навантаження (б) при визначенні впливу стискувальних навантажень на швидкість росту тріщини: а – випробовуваний зразок; б – програма навантаження I

Випробування проводили в лабораторних умовах навколишнього середовища при кімнатній температурі. Частота навантаження становила  $f = 0,5 \dots 1,5$  Гц. Випробування здушнювали до руйнування зразків. Використовували програми навантаження декількох типів. Вид програми навантаження типу I показано на рисунку 8.20, б.

Програма являла собою послідовність груп знакозмінних і віднульових циклів із постійним максимальним рівнем напружень для кожного випробовуваного зразка. При випробуваннях максимальні рівні становили:  $\sigma_{max} = 80, 100, 120$  і  $140$  МПа.

Мінімальні значення груп знакозмінних циклів послідовно убували від групи до групи із кроком  $\Delta\sigma = -20$  МПа (від рівня  $\sigma_{min} = -40$  МПа до рівня  $\sigma_{min} = -140$  МПа), а потім зростали з тим же кроком до вихідного мінімального рівня.

Зміна послідовності навантаження (убування – зростання) передбачалося з метою виключення (або виявлення) можливого взаємного впливу циклів. Для зручності фрактографічного аналізу програма навантаження була міченою (див. підрозділ 8.1).

Після відпрацювання 10 блоків значення  $K_j$  повторюються. Число циклів варто визначати за числом верхніх піків.

У блоці змінювалося число циклів від групи до групи; після кожного блоку навантажень у послідовність навантаження вставлявся один «лабораторний політ» зі змінним від блока до блока числом циклів динаміки в польоті (таблиця 8.6 і 8.7, рисунок 8.20, б).

Таблиця 8.6 – Значення для різних номерів зразків

Номер зразка	10	11	12	13
$\sigma_k$ , МПа	140	120	100	80
$\sigma_j$ , МПа	50	40	30	30

Значення  $K_j$  для різних блоків наведені в таблиці 8.7.

Таблиця 8.7 – Значення  $K_j$  для різних блоків

Номер блока j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Значення $K_j$	5	10	7	9	6	11	5	8	12	7

Це основна програма випробувань, за результатами якої й визначався вплив негативної частини циклічних навантажень.

Програма навантаження типу II (рисунок 8.21) являла собою послідовність симетричних циклів  $\sigma_a = \pm 100$  МПа, а програма навантаження типу III (рисунок 8.22) – послідовність віднульових циклів  $\sigma_{max} = +100$  МПа. Ці програми також були міченими. Через кожні 1000

циклів (блок) у послідовності навантаження II і III вводили мітки, що складаються з 10 «лабораторних польотів» зі змінним від блока до блока числом циклів динаміки в польоті.

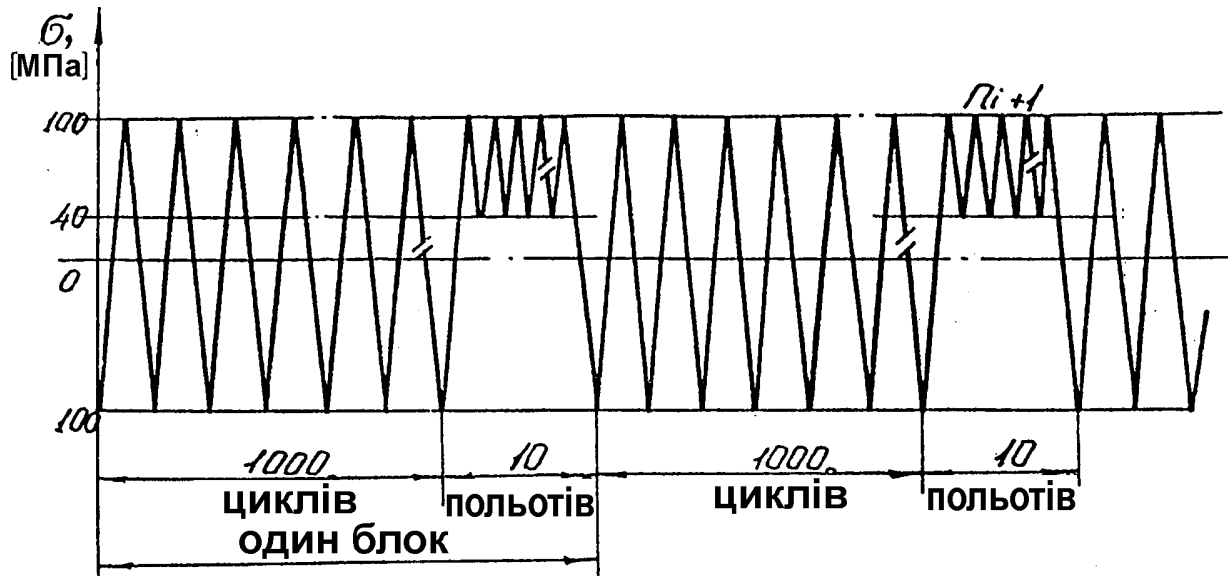


Рисунок 8.21 – Схема навантаження зразків (програма II)

Значення  $n_i$  для різних блоків наведені в таблиці 8.8.

Таблиця 8.8 – Значення  $n_i$  для різних блоків

Номер блока I	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Значення $n_i$	5	10	7	9	6	11	5	8	12	7

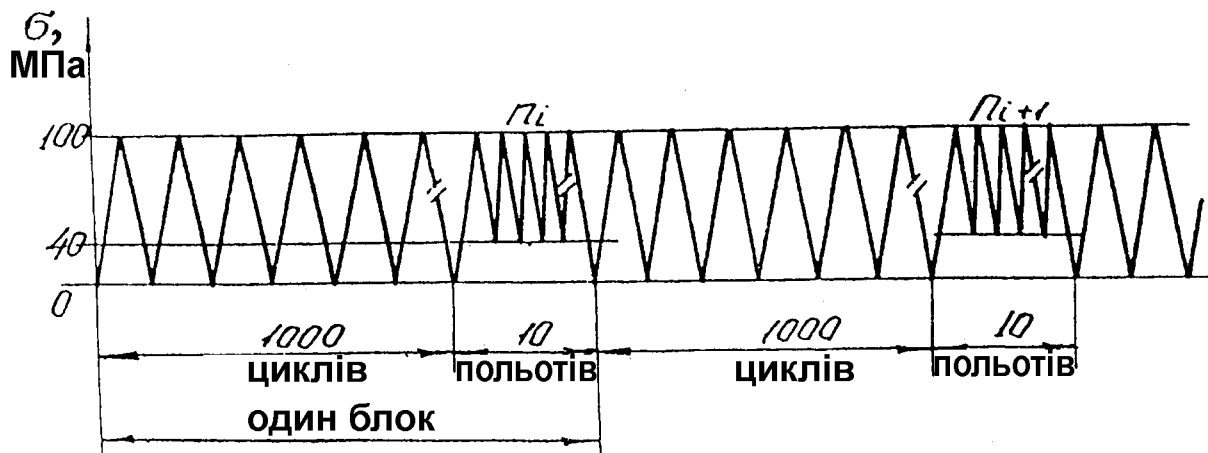


Рисунок 8.22 – Схема навантаження зразків (програма III)

Число циклів визначають по числу верхніх піків. Після відпрацювання 10 блоків навантаження повторюється.



Навантаження по програмах II і III відповідали існуючому способу визначення еквівалентів (див. підрозділ 8.4) і призначали для перевірки отриманих результатів за програмою I для одного значення симетричних і віднульових циклів ( $\sigma_a = \pm 100$  МПа й  $\sigma_m = + 100$  МПа відповідно).

За програмою I було випробувано вісім зразків (чотири – із матеріалу Д16чТ і чотири – із матеріалу В95пч). Максимальні рівні напруг і напрацювання до руйнування наведені в таблиці 8.9. Зміна стискувальних навантажень залишалася однаковою для всіх зразків.

Таблиця 8.9 – Максимальні рівні напруг і напрацювання до руйнування

Номер зразка	$\sigma_{max}$ , МПа	Напрацювання до руйнування (блоки + цикли)	
		Д16чТ	В95пч
1	80	220 бл. + 86 ц.	253 бл. + 91 ц.
2	100	130 бл. + 167 ц.	149 бл. + 75 ц.
3	120	61 бл. + 107 ц.	91 бл. + 15 ц.
4	140	43 бл. + 20 ц.	52 бл. + 156 ц.

За програмою II і III було випробувано 12 зразків – по 6 зразків з матеріалу Д16чТ і В95пч.

Напрацювання до руйнування наведені в таблиці 8.10.

Таблиця 8.10 – Напрацювання до руйнування

Номер зразка	Вид навантаження	Наробіток до руйнування (цикли + типові польоти)	
		Д16чТ	В95пч
5	Симетричний цикл $\sigma_a = \pm 100$ МПа	24437 ц. + 240 т.п.	24542 ц. + 240 т.п.
6		20114 ц. + 200 т.п.	21613 ц. + 210 т.п.
7		21855 ц. + 210 т.п.	28450 ц. + 280 т.п.
8	Віднульовий цикл $\sigma_{max} = +100$ МПа	29680 ц. + 290 т.п.	33189 ц. + 330 т.п.
9		39538 ц. + 390 т.п.	31519 ц. + 310 т.п.
10		31424 ц. + 310 т.п.	27737 ц. + 270 т.п.

Руйнування зразків відбувалося через тріщини, які розвинулися від надрізу біля центрального отвору.

Злами зруйнованих зразків піддавалися фрактографічному дослідженню за допомогою оптичного мікроскопа при збільшеннях 1500X, електронного просвічувального мікроскопа ЕОМ-100Л і скануючого мікроскопа JSM-35с. Злами фотографували, складали схеми їхньої будови. Напрямки дослідження вибирали паралельними бічний поверхні зразків на відстані 1 мм. Координати довжин тріщин на оптичному

мікроскопі вимірювали за допомогою індикатора годинного типу із ціною розподілу 0,01 мм.

При дослідженні на просвічувальному електронному мікроскопі використовували метод двоступінчастих пластико-вугільних реплік з відтіненням хромом у напрямку росту тріщин. Репліки вирізалися таким чином, щоб їхні центри були розташовані уздовж обраного напрямку дослідження. При вивченні реплік на електронному мікроскопі виявляли групи боріздок і встановлювали відповідність цих груп циклам різних навантажень програми. Орієнтуватися на репліці дозволяло наявність боріздок, що відповідають вставкам лабораторних польотів К<sub>і</sub> між блоками навантажень, а також та обставина, що перша боріздка, що відповідає пульсуючому циклу в кожній групі, відрізнялася за кольором.

Вивчення реплік проводили в області стабільного росту тріщин доти, поки зберігалася можливість прив'язки спостережуваних боріздок до програми випробувань. Ділянки реплік із групами боріздок фотографували при збільшеннях, що забезпечують чіткий обрис границь боріздок та їхні оптимальні розміри. При фотографуванні вибирали ділянки з безперервними борізтками, що не мають дефектів, які спотворюють розміри: розривів, деформацій, скривлень. Точність визначення координат на репліці становила  $\pm 0,1$  мм. З метою збільшення кількості даних і підвищення вірогідності результатів репліки багаторазово дублювали. При дослідженні на скануючому електронному мікроскопі злами піддавали попередньому ультразвуковому очищенню, іонному травленню й декоруванню. Злам виставляли в камері мікроскопа таким чином, щоб напрямок дослідження був паралельним напрямку одного з переміщень об'єктивного столика. Ціна розподілу барабанчика для виміру переміщення становила 2 мк. Використовували прискорювальні напруги 15...30 кВ.

Для одержання об'єктивних даних і можливості дублювання кроку боріздок вимірювали за електронними фрактограмами. Як приклад на рисунку 8.23 показані електронні фрактограми ділянок поверхні зламу зразка з матеріалу Д16чТ із групами віднульових і знакозмінних циклів, отримані на просвітчастому електронному мікроскопі. На фрактограмах видні групи боріздок, що відповідають віднульовим і знакозмінним циклам.

Розмітку фрактограми проводили перпендикулярно фронту тріщин у напрямку їхнього росту. Крок боріздок вимірювали за допомогою мікроскопа МБС-2, ціна розподілу становила 0,1 мм. Крок одиничної боріздки визначали як середнє значення кроку групи обмірюваних боріздок, віднесене до їхнього числа:

$$\delta = \Delta L/n.$$

Значення кроку боріздок віднульових  $\delta_n$  і знакозмінних  $\delta_s$  циклів, а також їхні відносини – еквіваленти  $\varepsilon$  – заносили в таблиці. На підставі отриманих даних будували графічні залежності швидкості росту тріщини від довжини тріщини, а також графіки для еквівалентів. Значення

еквівалентів визначали, починаючи з довжин тріщин  $L_{mp} \approx 2,0$  мм (з урахуванням надрізу).

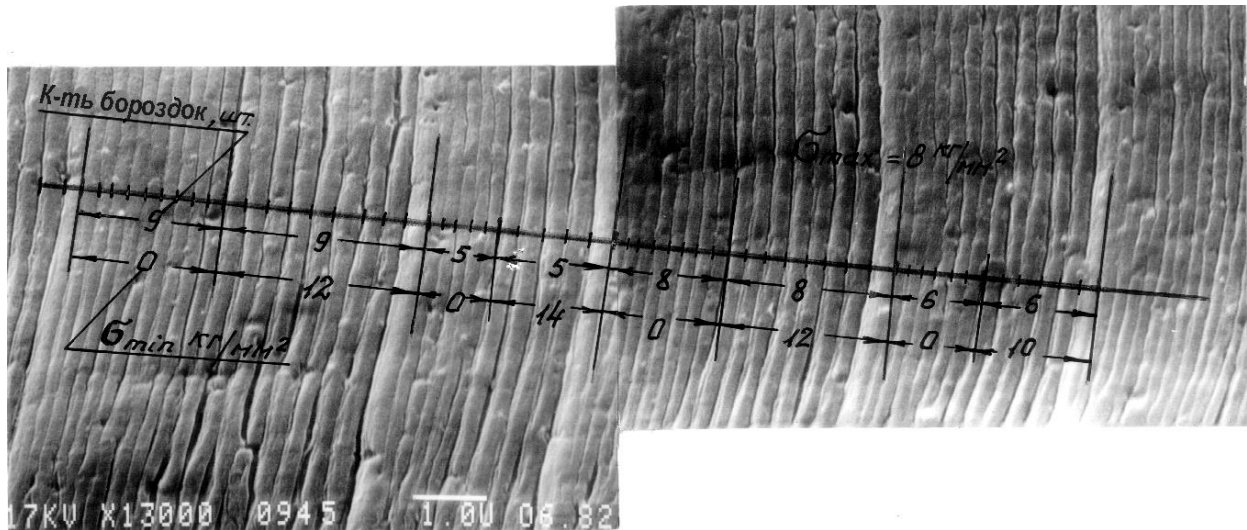


Рисунок 8.23 – Електронні фрактограми ділянок поверхні зламу зразка з матеріалу Д16чТ, випробуваного за програмою рисунка 8.20 (X 7000)

Апроксимація експериментальних результатів проводили методом найменших квадратів за лінійним законом і кривою другого порядку для еквівалентів (обидві залежності наносили на один графік) і за кривою другого порядку для швидкостей росту тріщин. Математична обробка даних і побудови графіків виконували за допомогою ЕОМ.

Зразки, випробувані за програмами II і III, аналізували на оптичному й електронному скануючому мікроскопі з метою побудови графіків швидкостей росту тріщин. При послідовному вивченні поверхні зламів у напрямку дослідження, що стоїть від бічної поверхні зразка на відстань 1 мм, виявили мітки-вставки лабораторних польотів.

Вимірювали збільшення довжини тріщини за інтервал навантаження між вставками (1000 циклів). Точність виміру переміщень становила 0,005 мм. За отриманим даними будували графічні залежності швидкості росту тріщини від довжини. Апроксимацію експериментальних результатів здійснювали за методом найменших квадратів. Еквіваленти  $\varepsilon$  між навантаженнями програм II і III визначали за відповідними кривими росту тріщин.

### Результати дослідження зразків, випробуваних за програмою I

Відповідно до описаної методики були досліджені зразки № 1, 2, 3, 4 (матеріал В95) і зразок № 1 (матеріал Д16), випробувані за програмою I. Використання мічених програм навантаження дозволяло знаходити чітку відповідність спостережуваних боріздок і циклів навантаження, що їх викликали.

При аналізі фрактограм зразків, випробуваних за програмою I, було встановлено, що борізки, які відповідають циклам знакозмінних навантажень, мають більший крок порівняно з борізками, що відповідають віднульовим циклам. Найбільше розходження в кроці спостерігалось при малих довжинах тріщин.

Проведені виміри кроку боріздов показали, що збільшення стискувальних напруг викликає ріст кроку боріздов, тобто сприяє збільшенню дії навантаження, що ушкоджує. Однак у міру росту тріщини різниця між борізками, що відповідають порівнюваним циклам, зменшувалася й борізки віднульових і знакозмінних циклів ставали сумірними. На рисунку 8.24 показано графік зміни кроку боріздов знакозмінних циклів по довжині тріщини залежно від  $\sigma_{min}$  у зразку №1 (матеріал В95). Максимальні напруги для цього зразка становили  $\sigma_{max} = 80$  МПа. З рисунка видно, що зі збільшенням ступеня стискання швидкості росту тріщин зростають.

При дослідженні інших зразків були виявлені аналогічні закономірності. Визначення співвідношень дії, що ушкоджує, знакозмінних і віднульових циклів у зразках №1 – 4 (матеріал В95пч) і зразку №1 (матеріал Д16чт) виконувалося двома способами:

1. За відношенням кроку боріздов різних циклів, вимірюваних на фрактограмах у локальних зонах. У цьому разі відпадала необхідність визначення істинних значень кроку боріздов, досить було виміряти їхні розміри на одній і тій же електронній фрактограмі. Отримані співвідношення за довжиною далі апроксимувалися за методом найменших квадратів лінійною залежністю.

2. За апроксимованими швидкостями росту тріщин для знакозмінних і віднульових циклів, визначеними з урахуванням збільшення фрактограм.

Перший спосіб визначення співвідношень дії навантажень, що ушкоджує, є менш трудомістким, тому що виключається необхідність визначення абсолютних значень швидкостей. Однак оскільки характер зміни еквівалентів за довжиною тріщини був заздалегідь не відомим, то виникла невизначеність в апроксимації отриманих даних.

Другий спосіб визначення еквівалентів шляхом зіставлення швидкостей росту тріщини за апроксимованими кривими у цьому разі був перевірочним, тому що загальний характер залежності швидкості від довжини тріщини відомий.

Цей спосіб є більше трудомістким, оскільки потребує побудови трьох кривих (двох швидкостей і однієї – еквівалентів) замість однієї – еквівалентів за першим способом. У даній роботі для відпрацювання методики були використані обидва описаних способи.

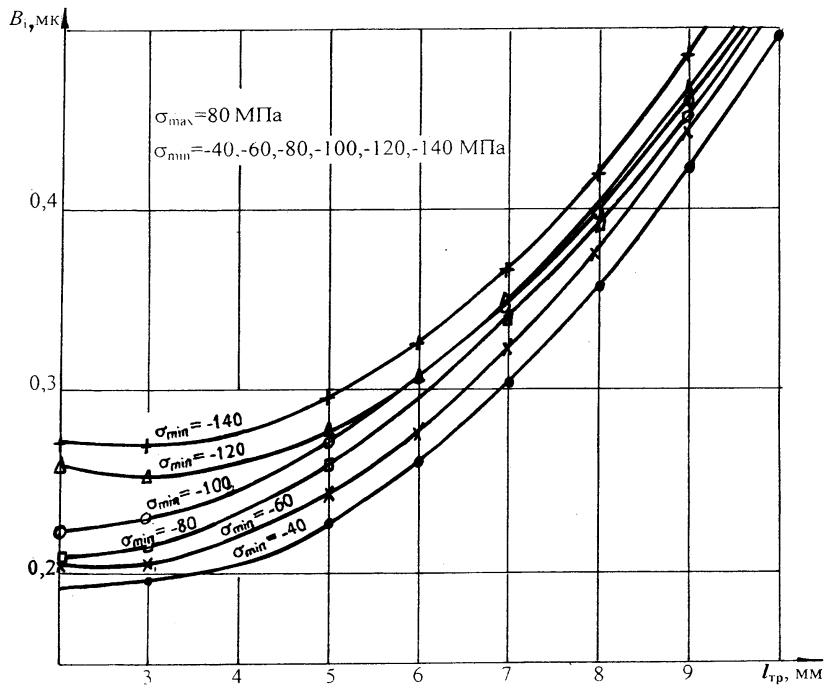


Рисунок 8.24 – Зміна кроку боріздок  $B_i$  по довжині тріщини  $L_{тр}$  залежно від  $\sigma_{min}$  у зразку № 1 з матеріалу В95 при знакозмінному навантаженні:  
 + – (-140);  $\Delta$  – (-120);  $\circ$  – (-100);  $\square$  – (-80); x – (-60);  $\bullet$  – (-40)

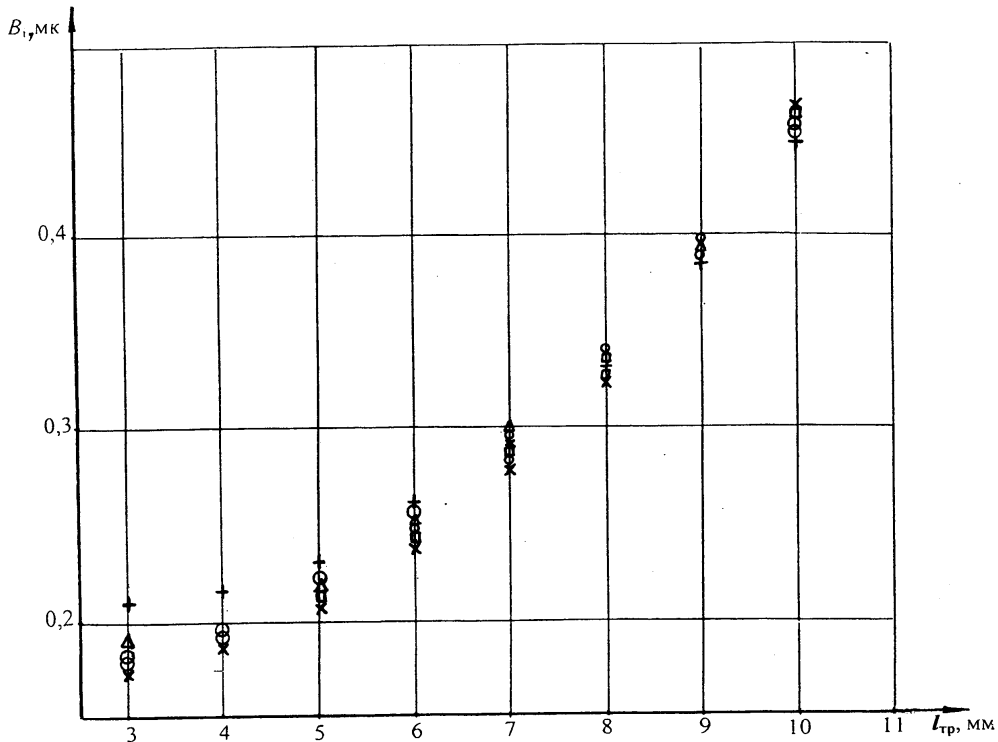


Рисунок 8.25 – Зміна кроку боріздок  $B_i$ , що відповідають віднульовим циклам, суміжним зі знакозмінними циклами різного ступеня стискання ( $\sigma_{min}$ ), зразок № 1, матеріал В95:  $\bullet$  – (-40); x – (-60);  $\square$  – (-80);  $\circ$  – (-100);  $\Delta$  – (-120); + – (-140)

Результати оброблення даних в обох випадках практично збігалися, і значення  $\varepsilon$  добре описувалися лінійною залежністю. Графічні залежності еквівалентів  $\varepsilon$  від довжини тріщини при різних параметрах навантажень  $\sigma_{max}$  і  $\sigma_{min}$  для матеріалів В95пч і Д16чТ показані на рисунках 8.26, 8.27.

На рисунку 8.28 показані розрізи цих залежностей для матеріалів В95Пч і Д16чТ для довжини тріщини  $L = 5$  мм. З наведених залежностей слідує, що знакозмінні навантаження здійснюють більшу дію, що ушкоджує, ніж віднульові навантаження того ж максимального рівня. Їхня дія, що ушкоджує, залежить від декількох параметрів – величини стискувальних і розтягальних навантажень і від довжини тріщини. Ця залежність виявляється в такий спосіб:

- при збільшенні стискувальних напруг дія навантажень, що ушкоджують, збільшується;
- при збільшенні напруг, що розтягальних, вплив стискувальних навантажень зменшується;
- зі збільшенням довжини тріщини дія стискувальних навантажень, що ушкоджує, також зменшується.

Проте навіть у разі найбільших із досліджених стискувальних напруг  $\sigma_{min} = -140$  МПа й найменшого з досліджених максимального навантаження  $\sigma_{max} = 80$  МПа вплив стискання не перевищував 40 % для обох матеріалів. Мінімальне значення впливу не було меншим 8 %. Необхідно відзначити, що з підвищенням максимальних рівнів навантаження й відповідним збільшенням швидкості росту тріщин зростає діапазон значень  $\varepsilon$  (у зразках №3 і 4). При цьому спостерігалися окремі відхилення від закономірності взаємного розташування графіків  $\varepsilon$ . Однак середні значення  $\varepsilon$  по довжині тріщини зберігали тенденцію монотонного збільшення з ростом стискувальних напруг.

#### **Перевірка відсутності взаємного впливу циклів**

Дія стискувальних навантажень, що ушкоджує, може зумовлюватися таким чином:

- безпосереднім їхнім впливом на розвиток тріщини;
- несприятливим ефектом взаємодії навантажень.

Відомо, що для циклів із постійним максимальним рівнем навантаження й позитивним коефіцієнтом асиметрії послідовність реалізації навантаження істотно не впливає на швидкість росту тріщини [62]. У даній роботі максимальний рівень залишався постійним протягом усього процесу навантаження. Однак оскільки програма містила стискувальні навантаження різної величини, виникла необхідність установити, чи мав місце взаємний вплив циклів.

Найбільший вплив можна було очікувати там, де віднульове навантаження розташовувалася поруч із циклами з максимальним стисканням, тобто де спостерігалася відмінність амплітуд. Тому було вибрано послідовність навантаження за принципом зростання-

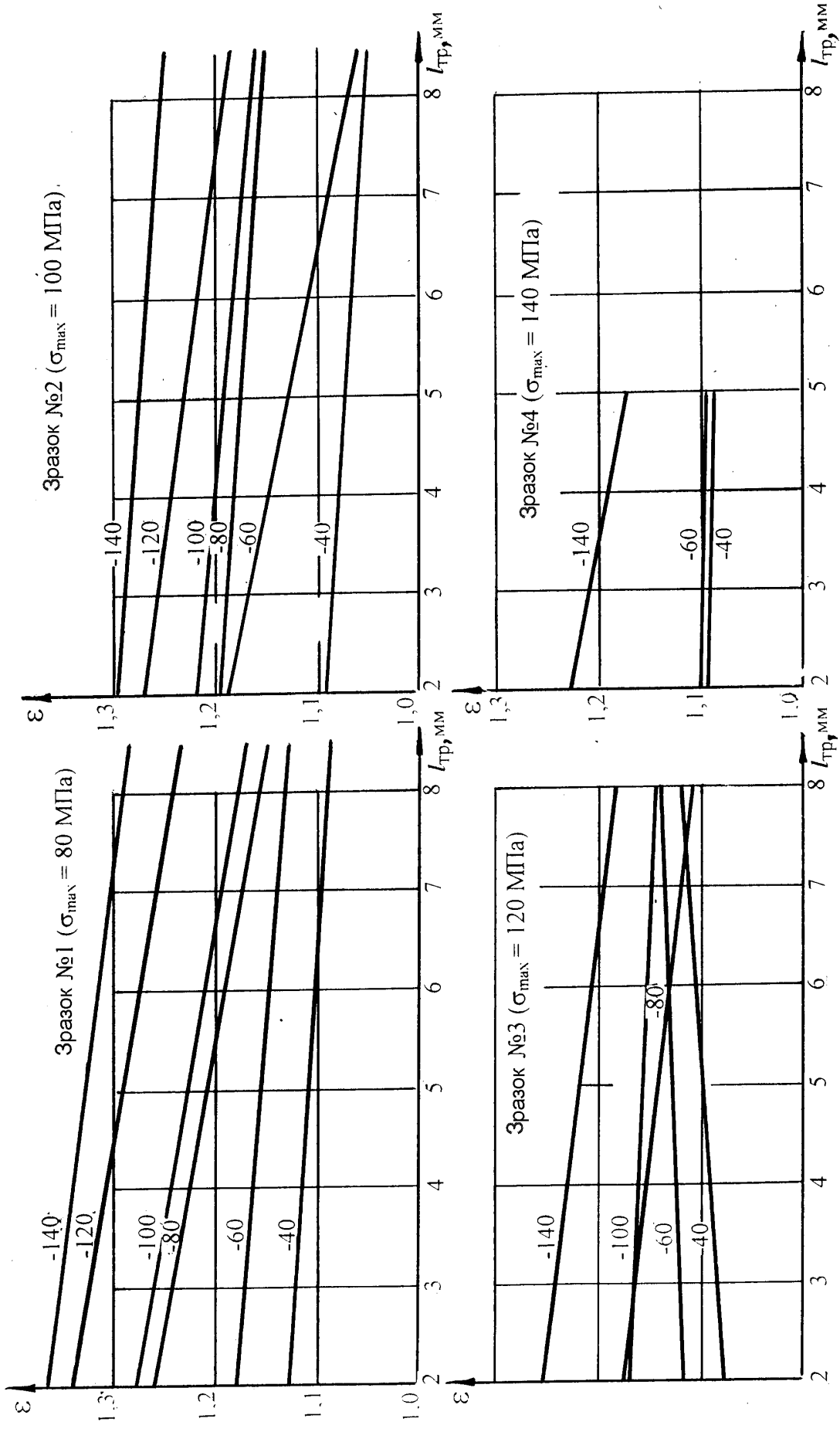


Рисунок 8.26 – Відношення дії, що ушкоджує, знакозмінних і віднульових циклів по довжині тріщини  $L_{тр}$  залежно від  $\sigma_{max}$  і  $\sigma_{min}$  у зразках матеріалу В95

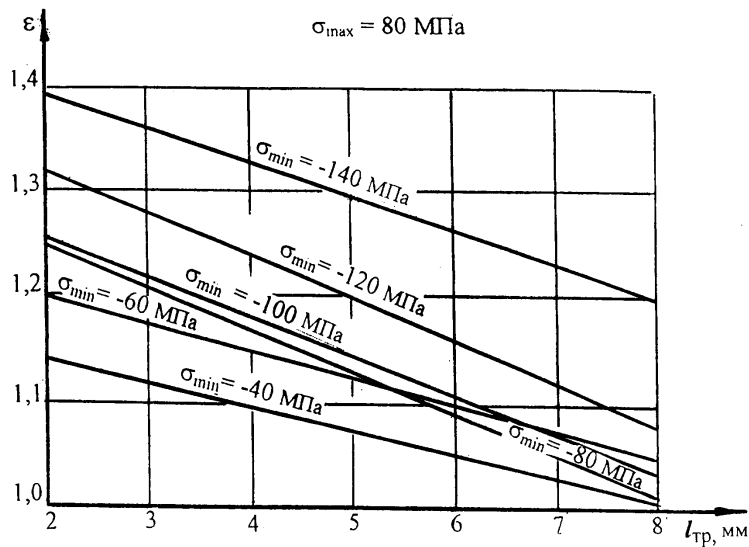
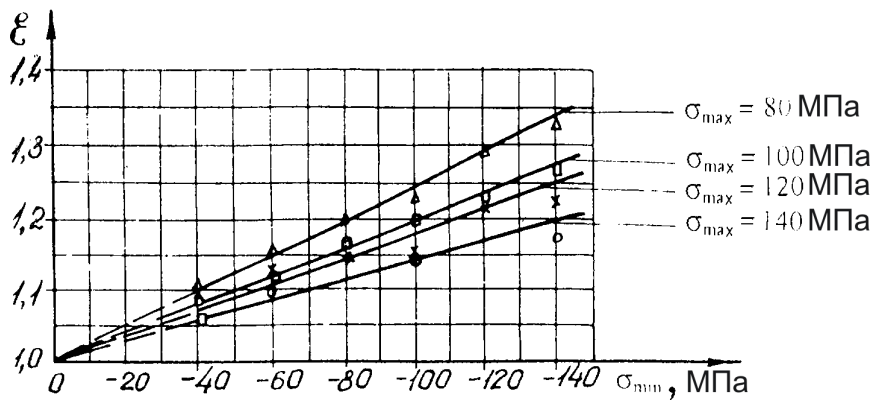
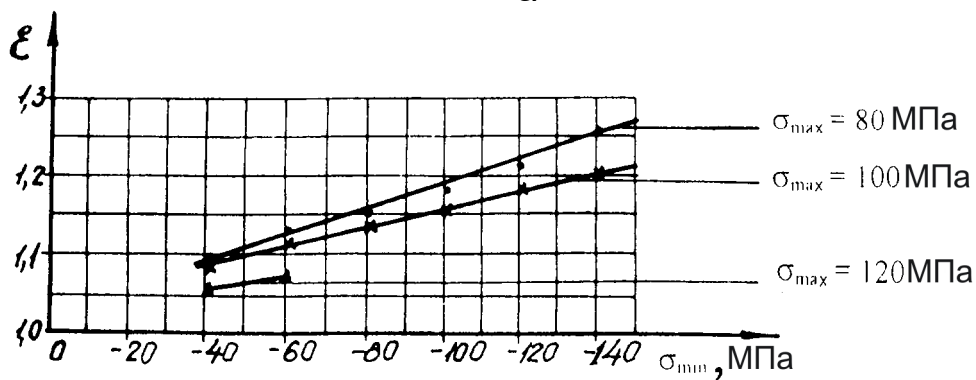


Рисунок 8.27 – Відношення дії, що ушкоджує, знакозмінних і віднульових циклів  $\varepsilon$  по довжині тріщини  $L_{tr}$  залежно від  $\sigma_{min}$ , зразок №1, матеріал Д16чТ



а



б

Рисунок 8.28 – Зміна відношення дії, що ушкоджує знакозмінних і віднульових циклів  $\varepsilon$  залежно від  $\sigma_{min}$  і  $\sigma_{max}$ ,  $L_{tr} = 5$  мм: а – матеріал В95; б – матеріал Д16

убування впливаючого чинника. У такій реалізації (див. рисунок 8.20, б) послідовне зростання стискувальних навантажень змінювалося таким же убунням. Тоді за наявності взаємного впливу можна було розглядати тільки швидкості росту тріщин, що відповідають етапам збільшення стискаючих навантажень, вважаючи, що при зворотних послідовностях



навантаження взаємний вплив попереднього етапу буде зніматися. І, навпаки, за відсутності взаємного впливу для оцінювання еквівалентів можна було б використати всю реалізацію.

Наявність або відсутність взаємного впливу можна було виявити шляхом порівняння кроку боріздок, що відповідають різним групам віднульових циклів на ділянці зростання й убубання стискувальних навантажень, а також по зміні їхнього кроку всередині груп.

Порівняння кроку боріздок груп віднульових циклів, що слідує за різними групами знакозмінних циклів, не виявило яких-небудь закономірностей, що свідчать про наявність взаємного впливу, у той же час для самих знакозмінних циклів, що відрізняються стискувальними навантаженнями, такі закономірності були очевидні.

Відношення кроку боріздок віднульових циклів до й після груп знакозмінних циклів були як більшими, так і меншими одиниці, незалежно від етапу зростання-убубання стискувальних навантажень. У середньому відмінність у кроці боріздок не перевищувала 4 %, що було сумірним з локальним розкидом і похибкою вимірів (см. рисунок 8.29, 8.31).

Аналіз фрактограм випробуваних зразків показав, що усередині груп боріздок віднульових циклів також не спостерігалось систематичної зміни їхнього кроку.

Таким чином, можна вважати, що у використаних програмах навантаження практично був відсутній взаємний вплив циклів.

### Перевірка отриманих результатів

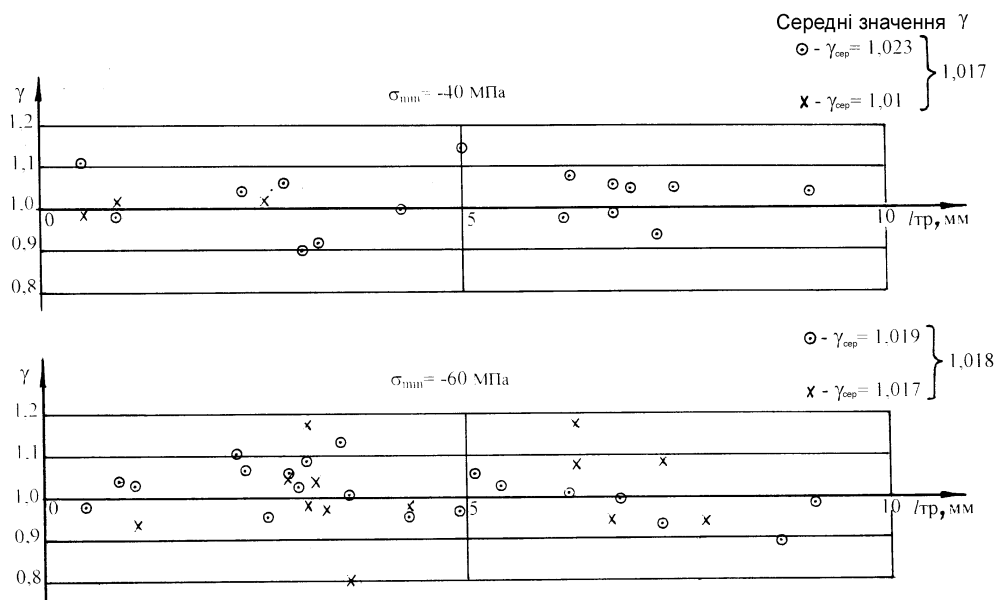


Рисунок 8.29 – Відношення кроку боріздок  $\gamma$  віднульових циклів, що слідує після груп знакозмінних циклів, до кроку боріздок попередніх віднульових циклів за довжиною тріщини, матеріал В95: ПРО – на ділянці зростання стискання, Х – на ділянці зменшення стискання

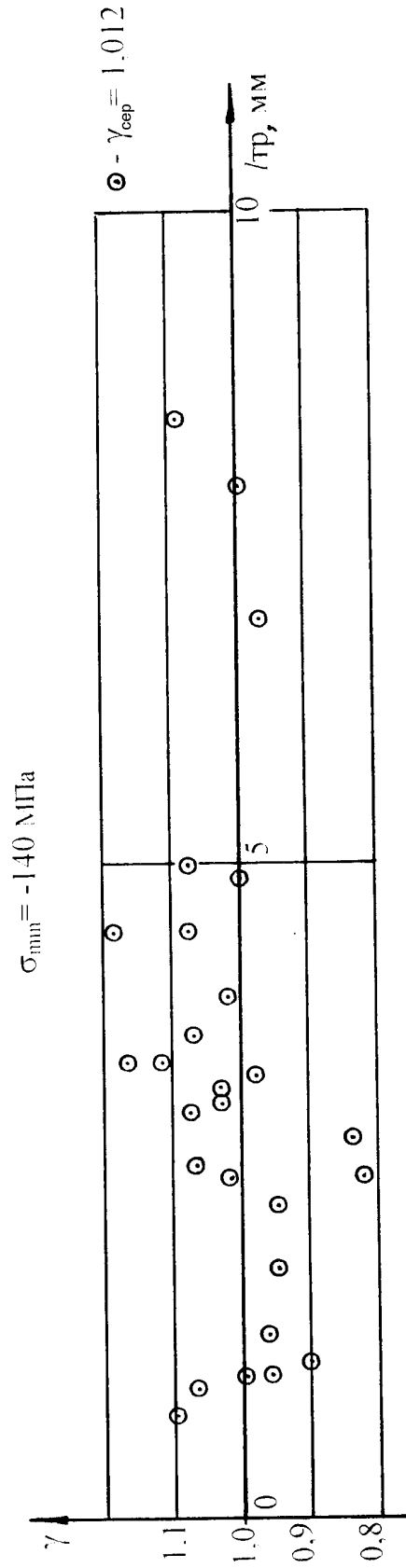
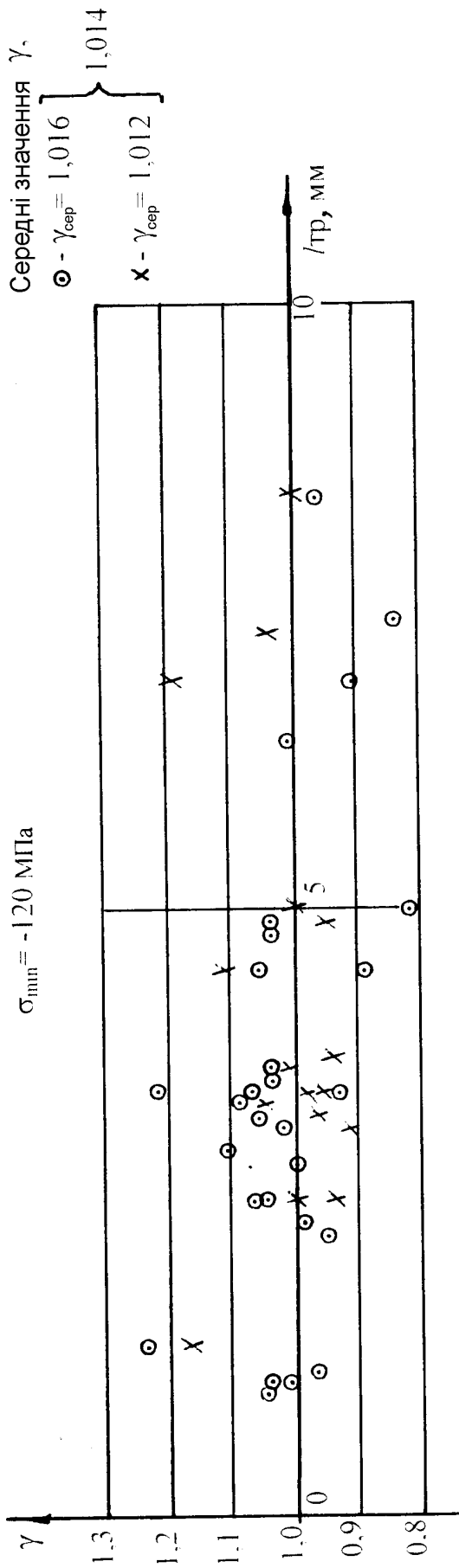


Рисунок 8.30 – Відношення кроку боріздки у віднульових циклів, що слідують після груп знакозмінних циклів, до кроку боріздки попередніх віднульових циклів по довжині тріщини, матеріал В95: ПРО – на ділянці зростання стискання, X – на ділянці зменшення стискання

Виконано перевірку отриманих результатів для одного зі значень циклічних навантажень, а саме: симетричних циклів з  $\sigma_a = \pm 100$  МПа й віднульових циклів з  $\sigma_a = 100$  МПа традиційним способом за програмами типу II і типу III.

Програма навантаження типу II являла собою послідовність симетричних циклів  $\sigma_a = \pm 100$  МПа, а програма навантаження типу III – послідовність віднульових циклів  $\sigma_a = + 100$  МПа.

Для маркування через кожні 1000 циклів (блок) у послідовності навантаження II і III вводилися мітки, що складаються з 10 «лабораторних польотів» зі змінним від блока до блока числом циклів динаміки в польоті.

Дослідженню піддавалися зразки № 5, 6, 7 і № 8, 9, 10 з матеріалів В95 і Д16, випробувані відповідно за програмами II і III. Як уже було відзначено, для програм II і III значення еквівалентів визначалися шляхом порівняння швидкостей росту тріщин у зразках, випробуваних із додатком симетричних і віднульових навантажень. Оскільки в цих програмах взаємний вплив циклів свідомо виключався, тому що кожна з них містила однотипні навантаження, порівняння отриманих даних із результатами за програмою I дозволяло додатково впевнитися в тому, що взаємний вплив циклів у програмі I не мав місця.

Слід зазначити, що при використанні методики із застосуванням програми I обсяг експериментальних досліджень за числом необхідних зразків на порядок нижче, ніж при порівняльних випробуваннях за програмами II і III. Дійсно, для одержання даних для  $\varepsilon$ , наведених на рисунку 8.26, при випробуваннях за програмою I треба було чотири зразки, тим часом як для одержання таких же даних за програмами II і III необхідні були б 84 зразка за умови – по три зразки на одне навантаження. Крім того, при випробуваннях за програмою I виключали розсіювання даних, пов'язаних з відмінностями в умовах випробувань. Все це підвищувало вірогідність отриманих даних.

За програмами II і III було випробувано 12 зразків – по шість зразків із матеріалу Д16чТ і В95пч.

Напрацювання до руйнування наведені в таблиці 8.11.

Таблиця 8.11 – Напрацювання зразків до руйнування

Номер зразка	Вид навантаження	Напрацювання до руйнування (цикли + лабораторні польоти)	
		Д16чТ	В95пч
5	Симетричний цикл $\sigma_a = \pm 100$ МПа	24437 ц. + 240 л.п.	24542 ц. + 240 л.п.
6		20114 ц. + 200 л.п.	21613 ц. + 210 л.п.
7		21855 ц. + 210 л.п.	28450 ц. + 280 л.п.
8	Віднульовий цикл $\sigma_{max} = 100$ МПа	29680 ц. + 290 л.п.	33189 ц. + 330 л.п.
9		39538 ц. + 390 л.п.	31519 ц. + 310 л.п.
10		31424 ц. + 310 л.п.	27737 ц. + 270 л.п.

Визначення швидкості росту тріщин у зразках, випробуваних за програмами II і III, проводилося на основі вимірів збільшень тріщин за інтервали навантаження між мітками. Відповідно до даних вимірів були побудовані графіки швидкості росту тріщин у зразках для симетричних і віднульових навантажень у матеріалах В95 і Д16, показані на рисунку 8.31.

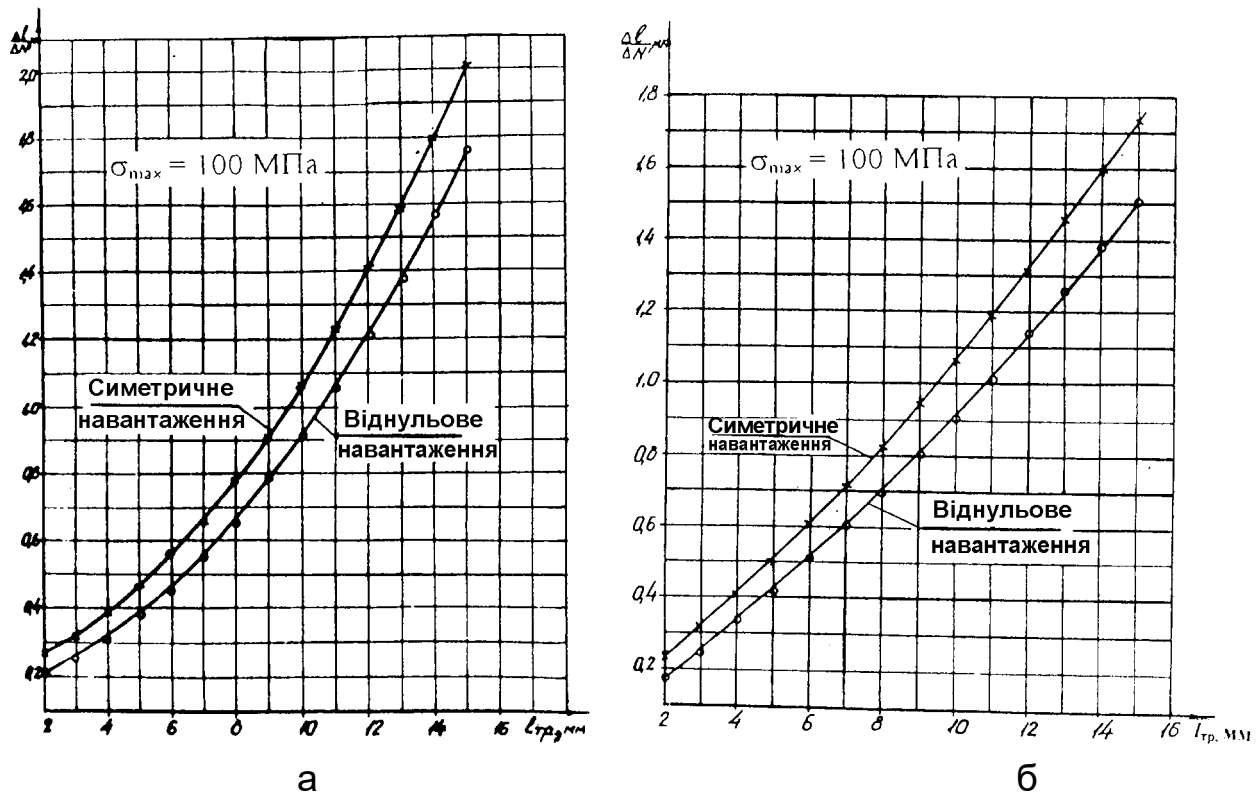


Рисунок 8.31 – Залежність швидкості росту тріщин ( $\Delta L/\Delta N$ ), мк, від довжини  $L_{тр}$  у зразках, випробуваних за програмами рисунків 8.25, 8.26:  
а – матеріал Д16; б – матеріал В95

Для кожного навантаження графіки будували на основі осереднення результатів дослідження трьох зразків (виміри швидкості росту тріщин проводили в шести втомних зонах на ділянках стабільного росту  $L_{тр} = 2 \dots 15$  мм). Із графіків видно, що швидкості росту тріщин для симетричних навантажень вище, ніж для віднульових. На підставі порівняння кривих були побудовані графіки зміни відношення дії навантажень, що ушкоджують,  $\varepsilon$  за довжиною тріщин для матеріалів В95 і Д 16 (рисунок 8.33). З рисунка слідує, що відношення дії, що ушкоджує, симетричних і пульсуючих циклів, що було максимальним при малих довжинах тріщин, становило при  $L = 2$  мм  $\varepsilon = 1,3$ . У міру росту тріщин аж до довжини  $L = 15$  мм воно зменшувалося.

Порівняння залежності  $\varepsilon$  (рисунок 8.33), отриманої при випробуванні зразків за програмами II і III, із залежністю для тих же умов навантаження, визначеної при випробуванні зразка № 2 за програмою I (див. рисунок 8.26), показало, що ці дані практично збігаються. Це підтверджує

правильність експериментальних результатів, отриманих за програмами типу I

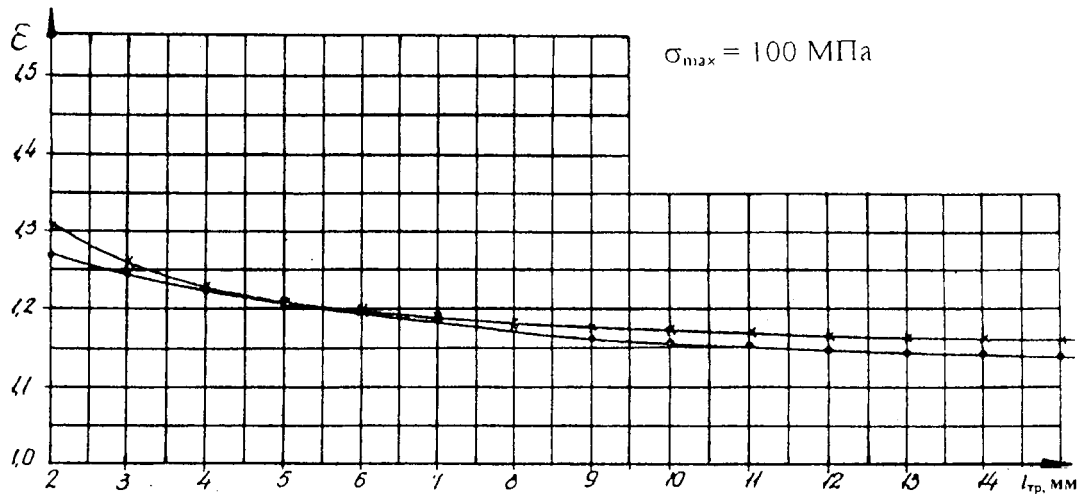


Рисунок 8.32 – Відношення дії, що ушкоджує, симетричних і віднульових циклів  $\epsilon$  по довжині тріщини  $L_{тр}$  у зразках, випробуваних за програмами рисунків 8.21, 8.22: х – матеріал В95; о – матеріал Д16

Таким чином, проведено дослідження впливу негативної частини циклічних навантажень на стадії росту втомної тріщини в зразках з алюмінієвих сплавів В95 і Д16 за допомогою методики [63] (див. підрозділ 8.3). Установлено таке:

- додаток напівциклу стискування збільшує дію навантаження, що ушкоджує, порівняно з віднульовим циклом однакового максимального рівня;
- зі збільшенням стискувальних напруг їхня дія, що ушкоджує, зростає;
- зі збільшенням розтягальних напруг при постійній стискувальній нарузі відносний вплив стискаючих навантажень зменшується;
- зі збільшенням довжини тріщини дія стискаючих напруг, що ушкоджує, зменшується;
- у досліджуваних умовах довжин тріщин ( $L_{тр} \leq 15$  мм) і співвідношень максимальних і мінімальних напруг ( $\sigma_{max} = 140$  МПа,  $\sigma_{min} = -40 \dots -140$  МПа) вплив стискувальних навантажень не перевищував 40 % і не був меншим 8 %.

### 8.5. РОЗРОБЛЕННЯ РЕКОМЕНДАЦІЙ З УРАХУВАННЯ ВПЛИВУ СТИСКУВАЛЬНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ПРИ РОЗРАХУНКУ ЕКВІВАЛЕНТІВ МІЖ ЦИКЛІЧНИМИ НАВАНТАЖЕННЯМИ НА СТАДІЇ РОСТУ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ

Діючі рекомендації з визначення еквівалентів на стадії росту втомної тріщини ґрунтуються на припущенні, що у зв'язку з особливістю напруженого стану у вершині тріщини, обумовленої тим, що ріст напруг, пов'язаний з

розкриттям тріщини, значно перевищує напруги, пов'язані з її змиканням, останнім практично можна зневажити. При розгляді поля напруг удалині від тріщини (або зовнішніх навантажень, згинальних моментів, зусиль) це означає, що дві сукупності змінних за часом навантажень – вихідна сукупність і сукупність, отримана з вихідної шляхом виключення тої частини навантаження, що приводить до виникнення навантажень стиску у вершині тріщини, – є практично еквівалентними за величиною напруг, що визначають ріст тріщини.

Сам підхід до розрахунку еквівалентів у два етапи, при якому як заліковий приймають менше значення із двох значень (див. підрозділ 8.1), зумовлений недостатнім розробленням питання. Тому в даній роботі поставлене завдання: після дослідження впливу на пошкоджуваність напівциклів стискання (див. підрозділ 8.4) уточнити існуючі рекомендації з розрахунку еквівалентів між циклічними навантаженнями на стадії росту втомної тріщини.

Розрахункові значення еквівалентів розглянутих у даній роботі знакозмінних і віднульових циклів, отримані за рекомендаціями I етапу (див. підрозділ 8.1), наведені в таблиці 8.11. Оскільки порівнювані знакозмінні й віднульові цикли мали однакові рівні  $\sigma_{max}$ , то розрахункові значення еквівалентів на II етапі для всіх навантажень у цьому випадку дорівнювали 1,0. У підсумку, відповідно до рекомендацій роботи має бути прийняте менше значення із двох, отриманих на I і II етапах, тобто значення, що дорівнює 1,0.

Експериментальні значення еквівалентів також наведені в таблиці 8.12. Оскільки експериментальні значення еквівалентів були змінними за довжиною тріщини, то в таблиці з огляду на нелінійне збільшення швидкості росту тріщини наведені їхні максимальні значення, які спостерігалися при малих довжинах тріщини ( $L_{mp} = 2$  мм).

Як виходить із таблиці, експериментальні значення еквівалентів були більше розрахункових в 1,1 – 1,4 рази, тобто припущення щодо відсутності впливу негативної частини циклічних навантажень на пошкоджуваність на етапі росту тріщини в розглянутому діапазоні довжин тріщин є некоректним.

Виходячи з умови збігу експериментальних і теоретичних значень еквівалентів при використанні описаної вище розрахункової методики були визначені значення показника ступеня кривої витривалості. Розрахунок виконували з урахуванням стискувальних навантажень (див. I етап, підрозділ 8.1). Отримані значення  $m_p$  наведено в таблиці 8.12. Ці значення змінювалися в діапазоні  $m_p = 0,5 \dots 0,7$ .

Враховуючи вузький діапазон зміни значень  $m_p$  (див. таблицю 8.11) при середньому значенні  $m_p = 0,6$ , а також характер зміни значень еквівалентів по довжині тріщини (див. рисунки 8.26 – 8.28, 8.33), як методика урахування впливу стискувальних навантажень на стадії росту втомної тріщини для алюмінієвих сплавів можна рекомендувати таку:

- розрахунок еквівалентів виконується відповідно до етапу I рекомендацій (див. підрозділ 8.1);
- показник ступеня кривої витривалості приймають таким  $m = 0,6$  замість  $m = 3$ .

Таблиця 8.12 – Значення  $m_p$

Параметри порівнюваних циклів навантаження			Розрахункові значення еквівалентів $\epsilon$		Експериментальне значення еквівалентів $\epsilon$ (L=2 мм)		Розрахункові значення показників ступеня кривої витривалості $M_p$  (з врахуванням стискувальних навантажень)
знакозмінні		віднульові	з урахуванням стискувальних навантажень $m=3$ (I етап)	без врахування стискувальних навантажень $m=3$ (II етап)	Матеріал В95	Матеріал Д16	
$\sigma_{max}$ , МПа	$\sigma_{min}$ , МПа	$\sigma_{max}$ , МПа					4
1	2	3	4	5	6	7	8
80	-40	80	1,84	1	1,13	1,14	0,6
	-60		2,32		1,18	1,20	0,59
	-80		2,83		1,26	1,24	0,67
	-100		3,77		1,28	1,25	0,61
	-120		4,89		1,34	1,32	0,64
-140	6,22	1,37	1,40	0,62			
100	-40	100	1,66	1	1,10	-	0,57
	-60		2,02		1,19	-	0,74
	-80		2,41		1,20	-	0,62
	-100		2,83		1,22	-	0,57
	-120		3,56		1,27	-	0,61
-140	4,41	1,30	-	0,60			
120	-40	120	1,54	1	1,08	-	0,54
	-60		1,84		1,12	-	0,56
	-80		2,15		1,17	-	0,61
	-100		2,48		1,17	-	0,52
	-120		2,83		-	-	-
-140	3,43	1,23	-	0,54			
140	-40	140	1,46	1	1,09	-	0,69
	-60		1,71		1,10	-	0,53
	-80		1,97		-	-	-
	-100		2,24		-	-	-
	-120		2,53		-	-	-
-140	2,83	1,23	-	0,60			

Отже, при розрахунку еквівалентів за величиною втомного ушкодження двох вихідних сукупностей циклічних навантажень, що містять негативну частину навантаження, кожний одиничний цикл, що характеризується амплітудою  $2\sigma_a$  і середнім значенням  $\sigma_m$  (або максимальним  $\sigma_{max}$  і мінімальним  $\sigma_{min}$  значеннями), приводиться до еквівалентного віднульового циклу з максимальним значенням циклу  $\sigma_o$ , як і в існуючих рекомендаціях, за співвідношенням

$$\sigma_o = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_a \cdot \sigma_{max}} & \text{при } \sigma_m \geq 0, \\ \sqrt{2}(\sigma_a + 0,2\sigma_m) & \text{при } \sigma_m \leq 0 \text{ и } \sigma_{max} \geq 0, \\ 0 & \end{cases}$$

а при еквівалентному переході за пошкоджуваністю між віднульовими циклами за кривою витривалості виду  $N\sigma_m = \text{const}$  показник ступеня приймають для конструкцій з алюмінієвих сплавів таким  $m = 0,6$  замість  $m = 3$  за існуючими рекомендаціями. Таким чином, показано, що існуючі рекомендації з урахуванням впливу стискувальних навантажень на стадії

росту тріщини знижують вплив стискувальних навантажень на пошкоджуваність. Запропоновано методику урахування впливу негативної частини циклічних навантажень на стадії росту втомної тріщини при розрахунку еквівалентів.

## Висновки

1. Для одержання достовірної інформації про процес руйнування при випробуваннях на живучість і залишкову міцність конструкції планера літака й конструктивних зразків за допомогою методу фрактографії й скорочення трудомісткості фрактографічних досліджень розроблені різні способи маркування програмного навантаження:

- зміною числа циклів у польоті в сусідніх блоках не менш ніж на два цикли в програмах навантаження крила типу «політ за польотом»;
- вставками програми зі змінною «динамікою» від вставки до вставки не менш ніж на два цикли при навантаженні симетричними або віднульовими циклами;
- вставками різних комбінацій блоків навантажень малої амплітуди й періодичними розвантаженнями при випробуванні крила на залишкову міцність.

Розроблена методика маркування програмного навантаження дозволяє вирішувати такі завдання:

- визначати моменти зародження й кінетику росту втомних тріщин, у тому числі й недоступних для візуальних спостережень, при випробуваннях конструкції планера літака й конструктивних елементів на живучість;
- визначати послідовність, кінетику руйнування й критичний розмір утомного ушкодження при випробуванні крила на залишкову міцність;
- значно (на порядок) зменшувати трудомісткість фрактографічних досліджень утомних зламів.

Із застосуванням розробленої методики маркування програмного навантаження проведені (або проводяться) випробування на живучість літаків Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-32, Ан-28, Ан-72, Ан-124 і їхніх конструктивних елементів.

2. Виконано експериментальне дослідження впливу попередніх одиничних позитивних перевантажень на ресурсні характеристики зразків з отвором зі сплаву Д16чт при навантаженні, що імітує навантаження крила транспортного літака.

Показано, що попереднє позитивне перевантаження приводить до збільшення втомної довговічності як на стадії до появи тріщин, так і на стадії їхнього росту.

Вплив попередніх перевантажень мав монотонний характер і зростав зі збільшенням їхнього значення:

- так, додаток навантаження  $K = 1,25$  практично не впливав на



втомні характеристики як на стадії до появи тріщини (до  $L_{mp} = 0,2$  мм), так і на стадії їх росту;

- при перевантаженні  $K = 1,5$  загальна довговічність збільшилася в 1,07 рази, при цьому тривалість росту тріщини зросла в 1,12 рази, період до зародження – 1,04 рази;

- перевантаження  $K = 2,0$  збільшувала довговічність приблизно в 1,7 рази, а період до зародження й тривалість росту тріщини – відповідно в 1,6 і 1,9 рази;

- збільшення довговічності на стадії росту тріщини в основному відбувалося за рахунок зниження швидкостей у зоні концентратора (отвору), що, мабуть, зумовлено утворенням зони пластичності внаслідок перевантаження.

Отримані результати досліджень впливу позитивних попередніх одиничних перевантажень на характеристики втомної довговічності використані при обґрунтуванні ресурсу силової конструкції планера літаків Ан-12, Ан-124 і Ан-124-100.

3. Розроблено методику оцінювання дії циклічних навантажень, що ушкоджують, (а. с. 1128768 СРСР від 08.08.1984 р.). Показано, що фрактографічний метод дозволяє визначати співвідношення дії циклічних навантажень, що ушкоджують, на стадії росту тріщин – еквіваленти.

Розроблена методика має такі переваги:

- порівняння «миттєвих» значень швидкостей росту тріщин, що відповідають різним навантаженням, проводять у локальних зонах, що практично виключає вплив неоднорідності структури матеріалу;

- оскільки порівняння кроку боріздов проводять на поверхні зламу того самого конструктивного елемента, то виключається вплив діапазону властивостей даного матеріалу, технології виготовлення, установки конструктивного елемента у випробувальній машині, умов випробувань;

- виключення перерахованих вище чинників, що впливають на розсіювання швидкості росту тріщин, приводить до значного скорочення обсягу цільового експерименту;

- для визначення еквівалентів можуть використовуватися втомні злами різних конструктивних елементів, випробуваних за програмами навантаження, для яких вдається встановити однозначну відповідність навантажень і боріздов, навіть якщо зони руйнування не були доступні для спостереження в процесі випробувань;

- на одному зразку можуть бути визначені еквіваленти для декількох навантажень.

4. Проведено дослідження впливу негативної частини циклічних навантажень на стадії росту втомної тріщини в зразках з алюмінієвих сплавів В95 і Д16 за допомогою способу, запропонованого в роботі [63] (а. с. 1128768 від 8.08.1984 р.). Установлено таке:

- додаток напівциклу стискання збільшує дію навантаження, що ушкоджує, порівняно з віднульовим циклом однакового максимального

рівня;

- зі збільшенням стискувальних напруг їхня дія, що ушкоджує, зростає;

- зі збільшенням розтягальних напруг при постійній стискувальній нарузі відносний вплив стискувальних навантажень зменшується;

- зі збільшенням довжини тріщини дія пошкоджуючих стискувальних напруг зменшується;

- у досліджуваних умовах довжин тріщин ( $L_{mp} \leq 15\text{мм}$ ) і співвідношень максимальних і мінімальних напруг ( $\sigma_{max} = 140 \text{ МПа}$ ,  $\sigma_{min} = -40 \dots -140 \text{ МПа}$ ) вплив стискувальних навантажень не перевищував 40 % і не був меншим 8 %.

5. Показано, що існуючі рекомендації з урахуванням впливу стискувальних навантажень на стадії росту тріщини занижують вплив стискувальних навантажень на пошкоджуваність. Запропоновано методику урахування впливу негативної частини циклічних навантажень на стадії росту тріщин при розрахунку еквівалентів.

## РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНОЇ ДОВЖИНИ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ ПРИ ВИПРОБУВАННІ НА ЗАЛИШКОВУ МІЦНІСТЬ ОДНОГО ЗРАЗКА КОНСТРУКЦІЇ

Як показано в підрозділі 8.1, була відсутня методика визначення критичного розміру втомної тріщини при випробуванні одного зразка конструкції. Тому у зв'язку з аналізом живучості профілю роз'єму крила важкого транспортного літака було поставлено завдання по розробленні такої методики [30, 32].

Роботу виконували у два етапи:

1. Випробування зразків різних типів, що тією чи іншою мірою представляють дійсну конструкцію.

Метою цих випробувань була попередня оцінка критичних розмірів тріщин, а також розробка методики випробувань натурної конструкції на залишкову міцність.

2. Підготовка й проведення випробувань натурної конструкції крила відповідно до розробленої методики для визначення критичних розмірів утомного ушкодження.

Результати попередніх утомних випробувань ресурсного крила показали, що критичним місцем, що визначає витривалість крила, є переріз профілів роз'єму за першим рядом болтів стикування профілів роз'єму з обшивкою і внутрішнім силовим набором (поясами лонжеронів і стикувальних стрингерів). Утомні тріщини виникали в профілях біля крайок навантажених отворів (кутові тріщини). Оскільки в досліджуваному перерізі знаходиться багато отворів, необхідно було також установити послідовність руйнування крила.

Профілі роз'єму крила виготовлені з алюмінієвого сплаву B93T1. Товщина деталі в критичному перерізі приблизно дорівнює 28 мм. У зв'язку із цим руйнування профілю роз'єму спостерігається в умовах, близьких до пласкодеформованого стану.

Конструктивно досліджуваний переріз профілів роз'ємів перебуває усередині пакета й недоступний для візуального контролю або контролю за допомогою сигналізаторів.

Для застосування методів неруйнівного контролю (струмовихрового або рентгеноконтролю) необхідно було виконувати трудомісткі роботи з демонтажу знімних панелей пристосувань, що навантажують, а також болтів першого ряду, що привело б до великої тривалості й трудомісткості випробувань.

Тому необхідно було провести випробування таким чином, щоб за допомогою наступних фрактографічних досліджень зламу можна було встановити кінетику руйнування й критичний розмір утомної тріщини.

### 9.1. Відпрацювання методики визначення критичного розміру втомного

## УШКОДЖЕННЯ ПРИ ВИПРОБУВАННІ НА ЗАЛИШКОВУ МІЦНІСТЬ НА ЗРАЗКАХ

Оскільки відомі методики визначення критичної довжини втомної тріщини (див. підрозділ 8.1) у цьому випадку не підходили, то відпрацювання програми випробувань крила проводили в кілька етапів за допомогою конструктивних зразків креслення Е-22-21-788, що імітують поперечний стик крила (див. підрозділ 8.1, рисунок 8.2).

На першому етапі було досліджено методику випробувань, що полягає в послідовному вирощуванні тріщини на рівні навантажень циклу З-П-З «типового польоту» з наступним додатком заданого навантаження. Ідея полягала в такому: на зразках підібрати таку періодичність приросту перевантажень, щоб руйнування зразка після останнього збільшення тріщини відбулося при навантаженні, близькому до заданого, тобто, щоб збільшення тріщини між перевантаженнями було невеликим.

Для визначення кінетики руйнування застосовували маркувальні програми навантаження. Принцип маркування полягав у тому, що певні блоки програми містили різне число динамічних циклів (див. підрозділ 8.1).

Оскільки імітувався нижній профіль роз'єму крила й завдання визначення швидкості росту тріщини не ставилося, то програма навантаження не містила негативної частини навантажень. Параметри програми навантаження показані на рисунку 9.1.

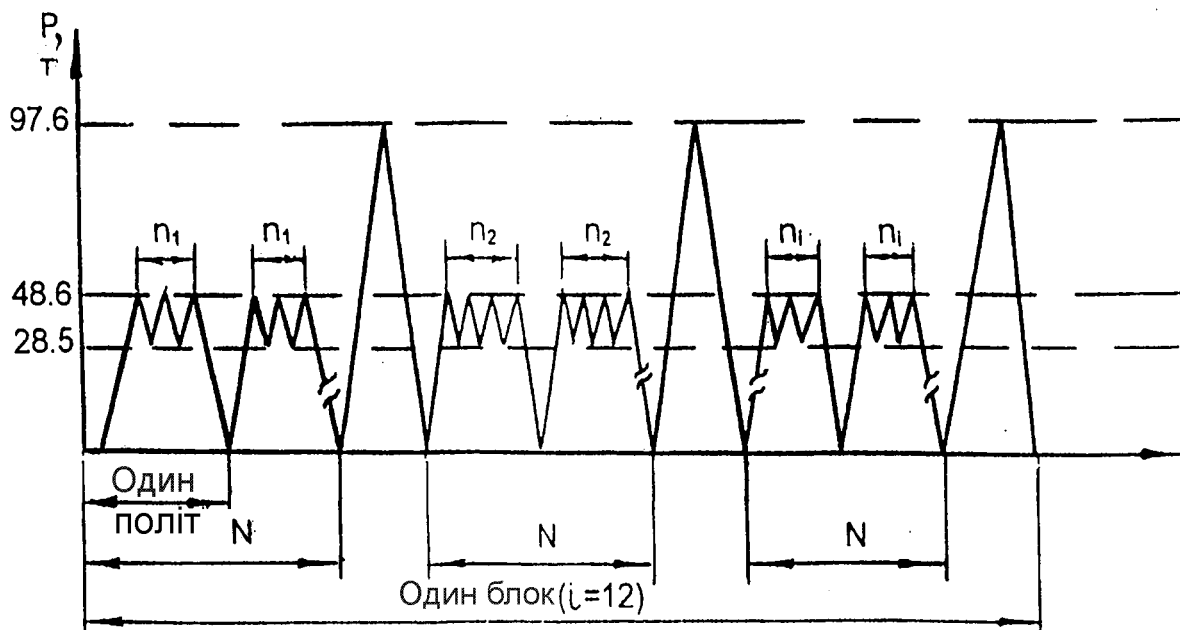


Рисунок 9.1 – Вид програми навантаження при відпрацюванні методики визначення критичного розміру ушкодження на першому етапі

Значення N:

1-й блок -  $N = 100$  польотів;  
2-й блок -  $N = 200$  польотів;  
3-й блок -  $N = 300$  польотів;  
4-й блок -  $N = 400$  польотів;  
5-й блок -  $N = 500$  польотів.

Значення  $n_i$  залишаються незмінними у всіх блоках:

$n_1 = 0; n_2 = 4; n_3 = 7; n_4 = 1; n_5 = 9; n_6 = 3; n_7 = 6; n_8 = 2; n_9 = 10; n_{10} = 5;$   
 $n_{11} = 8; n_{12} = 11.$

Для ініціювання тріщини на кромках отворів профілів роз'єму виконують кутові надрізи (3x2) за допомогою електроерозійного способу.

Два перших зразки зруйнувалися при першому перевантаженні, прикладеному після 600 польотів, причому в одному випадку руйнування зразка відбулося при 69%  $P^E$  випадку  $A'$ , а в іншому – при  $P^E$ . Вид поверхні зламу зразка й схема будови поверхні зламу аналогічні зображеним на рисунках 8.2, 8.3.

Фрактографічні дослідження показали, що зачіпання втомних тріщин від надрізів, виконаних електроерозійним способом, відбувалося через 50 – 70 лабораторних польотів.

Для визначення періодичності додатка перевантаження необхідно було, щоб перше перевантаження не приводило до руйнування зразка, тому напрацювання перед першим перевантаженням було зменшено до 400 лабораторних польотів.

Було випробувано два зразки. Руйнування одного зі зразків відбулося при першому перевантаженні, а руйнуюче зусилля становило 89%  $P^E$ .

Другий зразок витримав перше перевантаження, а руйнування його відбулося тільки після напрацювання 74900 лабораторних польотів у перерізі на кінці пояса лонжерона від тріщини, що зародилася від фреттинг-корозії. При цьому була прикладено 61 перевантаження, причому в процесі випробувань обсяг напрацювання між перевантаженнями постійно збільшувався й наприкінці становив 5000 польотів.

Оскільки руйнування зразка відбулося не в розглянутому перерізі, то переріз по першому ряду болтів було розкрито й виконано фрактографічне дослідження. Дослідження показали, що страгування тріщини від надрізу до застосування першого перевантаження відбулося. Після додатка перевантаження картину борізчастості визначити не вдалося. Збільшення тріщини почало спостерігатися тільки при збільшенні обсягу напрацювання між перевантаженнями до 3000 лабораторних польотів. Таким чином, якщо зразок після додатка перевантаження не зруйнувався, то відбувається затримка в розвитку втомної тріщини.

Стало очевидним, що такий вид навантаження не придатний для випробувань крила на залишкову міцність, тому що затримка в розвитку тріщини після додатка перевантаження може бути настільки великою, що

руйнування може відбутися в іншому місці конструкції при більших напруженнях.

Другим наближенням при виборі програми навантаження для визначення критичного розміру втомного ушкодження було застосування навантаження віднульовими навантаженнями, що змінюються від нуля до максимального рівня заданого навантаження (тут  $P^E$ , випадок А').

Припускалося, що при випробуванні руйнування відбудеться при навантаженні, близькому до заданого, а за допомогою фрактографічних досліджень буде визначено розмір ушкодження.

За цією програмою був випробуваний простий зразок із центральним незаповненим отвором, виготовлений з матеріалу В-93. Напруга  $\sigma_{br}$  у контрольному перерізі зразка при експлуатаційному навантаженні становила  $\sigma_{br} = 300$  МПа. Руйнування зразка відбулося в перерізі по отвору при напруженні 1200 циклів.

Фрактографічні дослідження показали, що при такому навантаженні неможливо встановити границю втомної зони, що відповідає моменту руйнування.

Тому такий вид програми навантаження не може бути рекомендований для випробувань натурної конструкції крила.

На третьому етапі випробувань був досліджений вид навантаження, що полягає в додатку циклів малої амплітуди на рівні експлуатаційного навантаження. Ідея цього навантаження полягає в тому, що при випробуванні руйнування конструкції відбудеться при заданому рівні навантаження (з точністю до одного циклу).

Оскільки навантаження буде вестися циклами малої амплітуди, то збільшення втомної тріщини за цикл має бути невеликим, що приведе до наявності чітких границь утомних зон, які відповідають моменту руйнування.

За такою програмою навантаження був випробуваний конструктивний зразок креслення Е-22-21-912, що імітує поперечний стик крила. Цей зразок конструктивно подібний до зразка креслення Е-22-21-788, описаному в підрозділі 8.1 і показаного на рисунку 8.2, з тією відмінністю, що накладка й пояс лонжерона з'єднувалися із двома профілями й чотирма рядами сталевих болтів, причому перший і другий від захватів ряди мали  $\varnothing 20$  А3, а болти третього й четвертого рядів –  $\varnothing 14$  А3 і  $\varnothing 10$  А3 відповідно. Зразки імітували той же стик, що й зразок крес. Е-22-21-788 з конструктивним виконанням у певній серії літаків.

Програма навантаження аналогічна програмі, зображеній на рисунку 8.9, за винятком розвантажень до  $0,5P^E$  і кількості циклів. Як видно з рисунка, у програмі застосовували два значення амплітуд динамічних циклів, що становлять 15 і 5 % від рівня максимального експлуатаційного навантаження. При випробуваннях зразка було виконано два розвантаження до нуля, пов'язані із закінченням змін. Чергування навантажень із різною амплітудою здійснювалося через 1000 циклів.

Руйнування зразка відбулося при напрацюванні 79180 циклів у перерізі по першому ряду болтів, де й були нанесені кутові надрізи.

Фрактографічні дослідження поверхні зламу показали, що на зламі чітко видно границі втомних зон. Збільшення втомної тріщини відбувається в основному при навантаженні циклами більшої амплітуди, а блоки навантажень зі зменшеною амплітудою (що становить 5 % від  $P^E$ ) практично збільшення тріщини не дають і залишають на поверхні зламу концентричні смуги, які відрізняються за кольором від концентричних смуг – збільшення тріщин при більших амплітудах. Отже, такі блоки навантажень можуть бути використані як маркери для складання міченої програми навантаження. Розвантаження до нуля з наступним виходом на рівень  $P^E$  приводили до затримки росту тріщин.

Стало очевидним, що така методика навантаження дозволяє визначати критичний розмір ушкодження при випробуванні одного зразка.

За аналогічною програмою навантаження були довипробувані незруйновані профілі роз'ємів декількох зразків креслення Е-22-21-912, що випробовувалися за різними програмами навантаження, випробування яких припинялися після руйнування одного профілю роз'єму. На всіх зламах чітко виявлялися розміри ушкодження в момент руйнування.

Застосування описаної вище методики випробувань забезпечує руйнування зразка будь-якого типу при заданому рівні навантаження, а використання програми навантаження з ознаками, що маркують, дозволяє порівняно просто виконати фрактографічний аналіз зламу, простежити процес розвитку тріщини й визначити її розміри перед руйнуванням.

Недоліком цієї методики є те, що максимальний рівень циклічних навантажень і руйнівного навантаження збігаються. У зв'язку із цим виникає необхідність оцінки цих умов навантаження на критичні розміри тріщини й надійності визначення фактичних границь тріщини безпосередньо перед руйнуванням.

З метою перевірки коректності результатів, отриманих за розробленою методикою, було проведено порівняння результатів випробувань зразків креслення Е-22-21-788 і креслення Е-22-21-912 за способом І (див. підрозділ 7.1) і розробленою методикою.

За способом І зразки випробовували на статичне навантаження до руйнування після випробувань на витривалість, описаних у підрозділі 8.1, які припинялися після руйнування одного із профілів роз'єму. Незруйновані частини поєднувалися (із двох зразків збирали один), і зразок навантажували до руйнування статичним навантаженням.

Результати випробувань (напрацювання до моменту навантаження статичним навантаженням, величини руйнівного навантаження й розміри тріщин, обмірюваних по поверхні профілю роз'єму за критерієм  $\Sigma L = L_1 + L_2 + d$ , де  $L_1$  і  $L_2$  – довжини тріщин, що розвилися в протилежні сторони від отвору,  $d$  – діаметр отвору) наведені в таблиці 9.1.

Таблиця 9.1 – Результати випробувань

№ п/п	Креслення й номер зразка	Напрацювання до додатка статичного навантаження, цикли	Руйнуюче навантаження $P_{руйн, тс}$	Довжина тріщини $L_{тр} = L_1 + L_2 + d$ , мм
1	E22-21-788-1 №2	12000	144,5	14,5
2	E22-21-788-1 №13	80700	57,5	35,3
3	E22-21-788-1 №14	18500	140	18
4	E22-21-788-1 №17	42500	72,5	23,2
5	E22-21-788-1 №18	17000	104,5	22,4
6	E22-21-788-1 №1	20000	98	16,7
7	E22-21-788-1 №13	40000	63	43,9
8	E22-21-788-1 №16	17500	149,5	16
9	E22-21-788-1 №10	30200	69	42,9
10	E22-21-788-1 №15	56600	109	25,7
11	E22-21-788-1 №24	3861	75,1	31
12	E22-21-912-3 №3	400	87,1	25,5
13	E22-21-912-3 №4	200	73,6	24,2
14	E22-21-912-1 №16	600	67,4	29,2
15	E22-21-912-1 №15	600	97,6	27

Результати випробувань зразків за розробленою методикою наведені в таблиці 9.2.



Таблиця 9.2 – Результати випробувань

№ п/п	Креслення й номер зразка	Напрацювання до додатка статичного навантаження, цикли	Руйнуюче навантаження $P_{руйн},$ тс	Довжина тріщини $L_{тр} = L_1 + L_2 + d,$ мм
1	E22-21-912-3 №6	79182	97,6	40,1
2	E22-21-912-1 №6Д	77241	97,6	27,7
3	E22-21-912-3 №6Д	79200	97,6	32,9
4	E22-21-912-3 №5Д	66161	97,6	26,8
5	E22-21-912-1 №15Д	4942	97,6	28,3
6	E22-21-912-3 №3Д	3900	97,6	31
7	E22-21-912-3 №4Д	203	97,6	26

Ці результати для порівняння зображені графічно (рисунок 9.2).

При цьому критичний розмір ушкодження  $L_{кр.фiкт}$  визначено як суму поверхневих довжин тріщин, що йдуть від одного отвору в протилежні сторони, скоректованих коефіцієнтом  $\theta$ , який враховує вплив форми тріщини й діаметра отвору [33].

Як видно з рисунку 9.2, результати випробувань зразків за способом I і за розробленою методикою добре апроксимуються однією кривою, що підтверджує придатність розробленої методики для випробувань натурної конструкції.

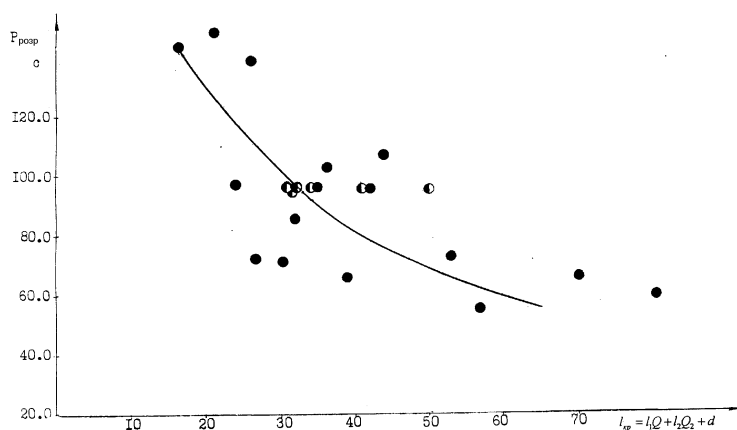


Рисунок 9.2 – Порівняння критичних розмірів ушкоджень, отриманих за способами I і III випробувань зразків на залишкову міцність: ● –

випробування за способом I; ○ – випробування за способом III.  $Q = f\left(\frac{a}{2l}\right)$

Таким чином, на підставі випробувань конструктивних зразків відпрацьовано методику навантаження натурної конструкції крила літака Ан-22 для визначення критичної довжини утомної тріщини в профілях роз'єму й проведено попереднє оцінювання її розмірів.

## 9.2. ВИПРОБУВАННЯ НАТУРНОЇ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА

Програма навантаження крила літака Ан-22 зі вказівкою прийнятих значень напруг показана на рисунку 9.3. Застосований спосіб маркування описаний у підрозділі 8.1.

Випробування крила були виконані за триточковою схемою навантаження, що спростило керування системою навантаження. У процесі підготовки крила до випробувань у болтових отворах першого ряду в профілі роз'єму були виконані надрізи. Для нанесення надрізів використали електроіскровий метод. Надрізи були виконані в чотирьох перерізах, і в кожному перерізі було зроблено по кілька надрізів. Кількість і розташування надрізів визначали на підставі результатів випробувань крила на витривалість. При цьому переслідувалася мета врахувати вплив мультифокальності на критичні розміри тріщин.

Повному руйнуванню крила передував сильний удар, після якого крило ще якийсь час витримувало циклічне навантаження. Момент, коли був зафіксований удар, відзначений на схемі програми навантаження (див. рисунок 9.3).

Повне руйнування крила (рисунок 9.4) настало відразу у двох перерізах: один переріз – з надрізами й один – без надрізів.

У результаті фрактографічного дослідження були отримані такі дані:

1. Первинне руйнування відбулося в перерізі з надрізами. Руйнування в перерізі без надрізів стало наслідком динамічного навантаження, що виникло в момент руйнування по першому перерізу.

2. Установлено вогнища зародження тріщин, які у своєму розвитку призвели до повного руйнування.

3. Визначено розміри втомного ушкодження, при якому почалося швидке поширення тріщин. Критичною величиною для дослідження перерізу є сумарна довжина тріщини  $L = 30,0$  мм (з урахуванням діаметра отвору), що спостерігалася перед моментом проковзування.

Розміри критичного втомного ушкодження за результатами випробувань натурної конструкції близькі до розмірів, отриманих на основі оцінок, зроблених у результаті випробувань зразків з використанням різних способів.

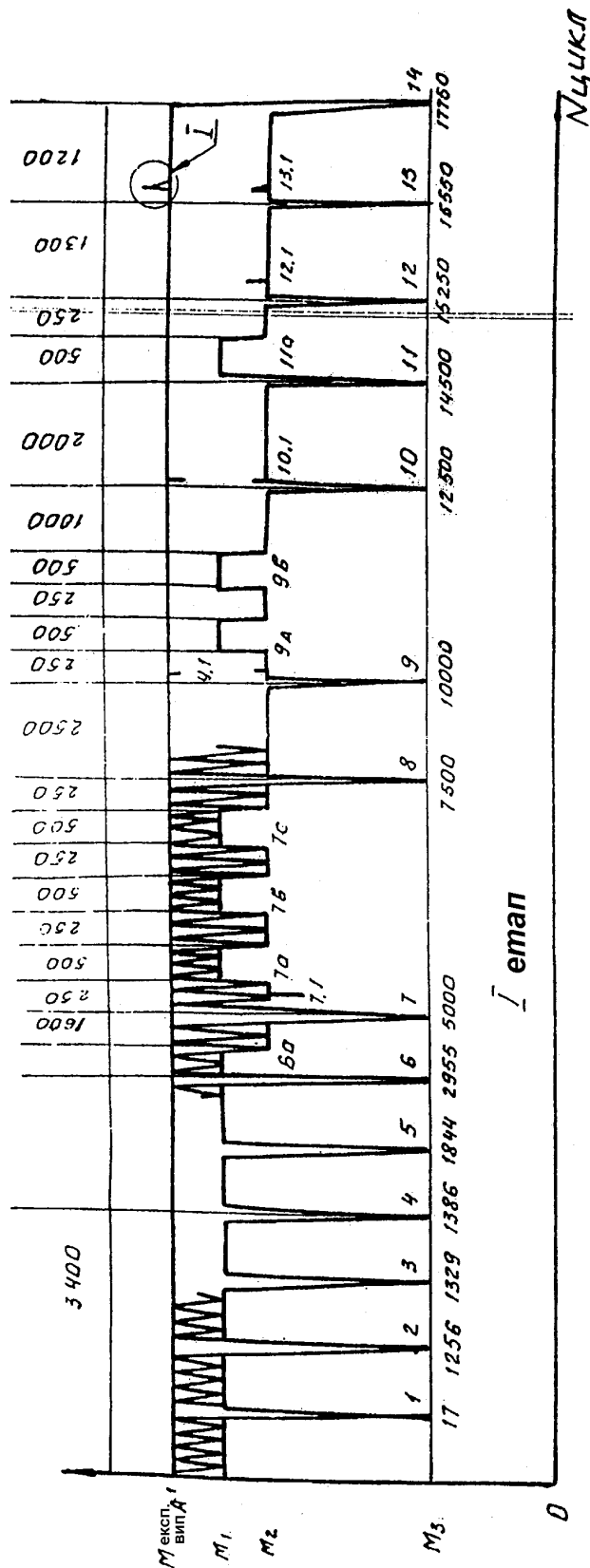


Рисунок 9.3 – Фактична реалізація програми навантажень крила літака Ан-22 №01-02 при випробуваннях на залишкову міцність: 1 – 39 – номери програмних розвантажень; а, в, с – мітки, що маркують; – - приклад умовної позначки перевитання експлуатаційного рівня. Перевантаження №13.1 (13 – номер розвантаження, 1 – номер перевантаження в інтервалі між 13-ю і 14-ю розвантаженнями); II – приклад умовної позначки недовантаження. Недовантаження №21.2 (21 – номер недовантажень, 2 – номер недовантаження в інтервалі між 21-ю і 22-ю розвантажнями); IV – приклад серії випадкових розвантажень; V – приклад серії випадкових недовантажень. Всі випадкові відхилення від програмних рівнів не перевищують 10%  $M_{\text{вип. А}}^{\text{Експл}}$

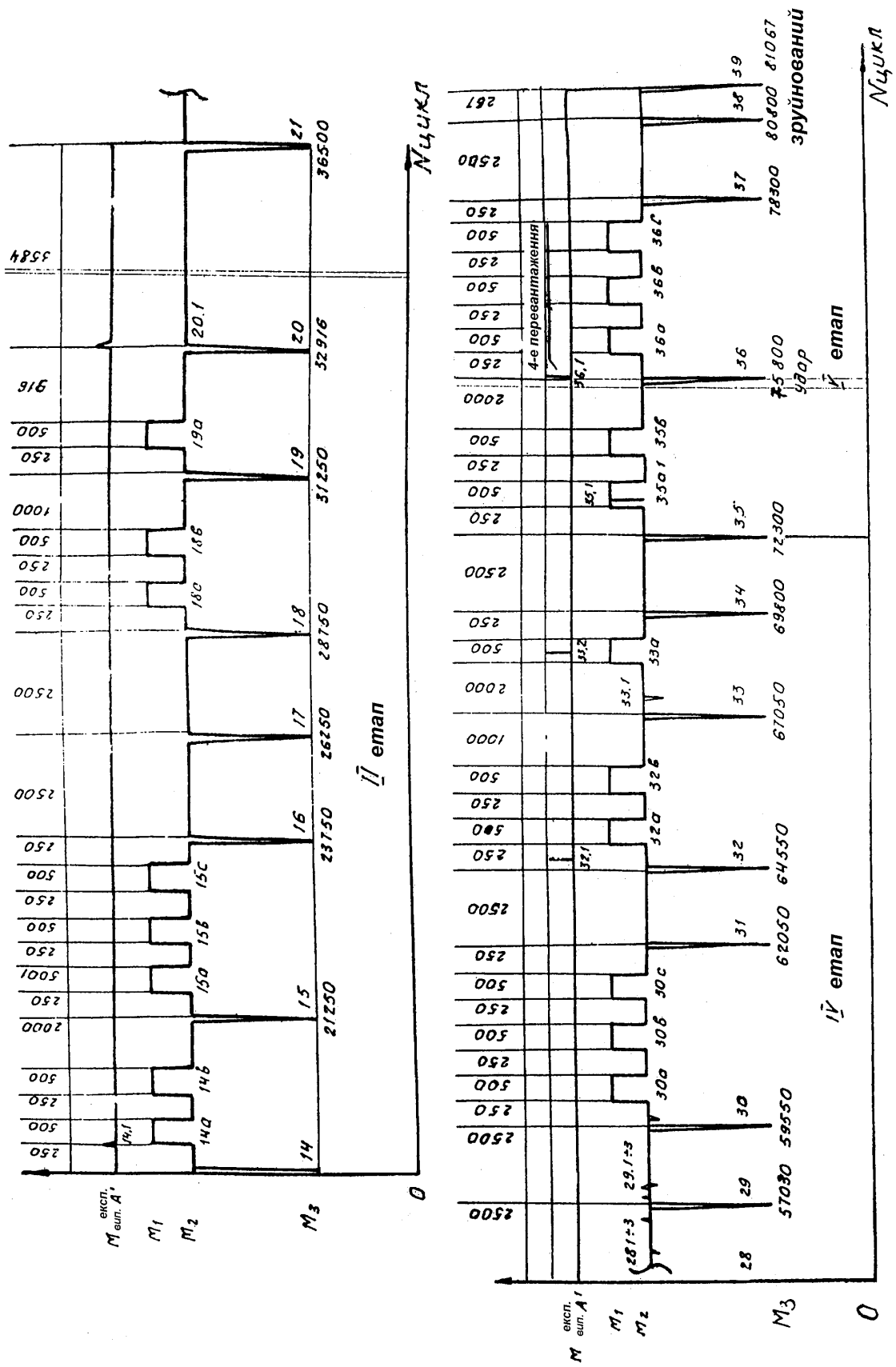


Рисунок 9.3 — Закінчення

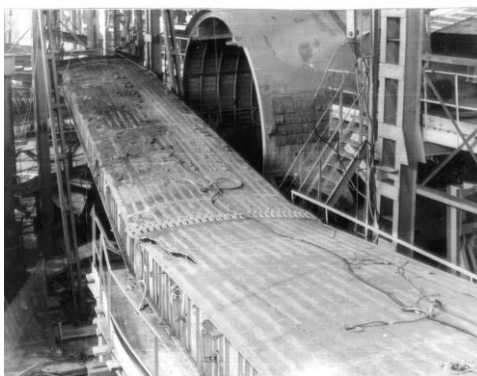


Рисунок 9.4 – Руйнування крила літака Ан-22 №01-02 при випробуваннях на залишкову міцність

4. Установлено, що перший період швидкого поширення тріщин не привів до повного руйнування, а закінчився зупинкою тріщин біля найближчих болтових отворів. Момент першого «просковзування» тріщини збігається з моментом удару, відзначеного в процесі випробувань.

5. Відзначено, що динамічний імпульс, що мав місце при першому швидкому збільшенні довжини тріщин, викликав утворення «міток» у зламах інших тріщин, що були в конструкції.

6. Моменту повного руйнування крила передував період циклічного навантаження, що викликав утворення й розвиток утомних зон біля болтових отворів, де відбулася проміжна зупинка тріщин.

7. Швидке поширення інших тріщин, що були в конструкції, наступало лише при наближенні фронту основної тріщини. У зв'язку з цим, а також з огляду на малі критичні розміри тріщин, можна вважати, що взаємний вплив тріщин був відсутній.

## Висновки

1. Розроблено методику експериментального визначення критичного розміру втомного ушкодження при випробуванні на залишкову міцність одного зразка конструкції.

2. Розроблену методику застосовано для визначення критичної довжини утомної тріщини в профілях роз'єму крила транспортного літака Ан-22 при випробуванні на залишкову міцність.

3. Включення в програму навантаження спеціальних навантажень, що маркують, дозволило визначити критичний розмір тріщини й простежити весь процес руйнування конструкції.

4. Критичний розмір утомної тріщини в нижньому профілі роз'єму крила, виготовленому з матеріалу В93Т1, становив  $L_{кр} = 30$  мм (з урахуванням діаметра отвору).

5. Отримані результати належать до масивних елементів конструкції зі сплаву В93Т1.

## РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ РЕАЛІЗАЦІЇ НАЯВНИХ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА НА ЕТАПІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ З УРАХУВАННЯМ ІНДИВІДУАЛЬНОЇ НАВАНТАЖЕНОСТІ

### 10.1. Розроблення методики урахування індивідуальної витрати ресурсу крила

Як показано в підрозділі 7.2, зі збільшенням злітної маси літака росте й експлуатаційний діапазон таких параметрів польоту, як злітна маса літака, маса палива в крилі, маса комерційного навантаження, висота й тривалість польоту. Сполучення цих параметрів визначає зміну навантаження функціонування, що вносить для таких літаків основну частку пошкоджуваності крила за політ. Пошкоджуваність конструкції крила важкого транспортного літака може істотно (у кілька разів) відрізнятись від польоту до польоту. Тому величина коефіцієнта надійності  $\eta_3$ , прийнята при визначенні призначеного ресурсу літака відповідно до вимоги Норм льотної придатності [20], яка дорівнює 1,5, може виявитися недостатньою або її фактичне значення може бути менше одиниці.

Це означає, що визначення витрати ресурсу літака шляхом порівняння нальоту у фактичних польотах і годинах з ресурсом, установленим на базі типових польотів, може призвести в окремих випадках до вироблення ресурсу конкретного зразка літака до закінчення призначеного ресурсу або до припинення експлуатації працездатних з погляду витривалості літаків.

Для вирішення цієї проблеми було розроблено методику оцінювання витраченого ресурсу крила літаків Ан-22 і налагоджено роботу із самого оцінювання для літаків парку.

#### Схема розрахунку пошкоджуваності крила

1. Визначають навантаженість крила – навантаження функціонування (згинальний момент  $M_{зг}$ , напруга  $\sigma$ ) уздовж розмаху на різних етапах кожного польоту (вирулювання, зліт, набір висоти, крейсерський політ, зниження, посадка, зарулювання) без урахування впливу динамічних навантажень у повітрі й на землі.

2. Обробляють статистику повторюваності перевантажень у центрі ваги літака в польоті за записами бортових самописців, або для кожного польоту (за наявності такої інформації), або за осередненими даними оброблення записів великої кількості польотів даного типу літака.

3. За результатами спеціального льотного експерименту визначають залежність повторюваності динамічних навантажень крила в польоті від повторюваності перевантажень у центрі ваги.

4. За результатами спеціального льотного експерименту визначають залежність повторюваності динамічних навантажень крила при наземних етапах експлуатації залежно від типу покриття аеродрому, злітної й посадкової маси літака, маси палива в крилі, тривалості й швидкості рулювання й т.д.

5. За матеріалами пп. 2, 3, 4 визначають максимальне значення динамічного навантаження в польоті й на землі й навантаженість крила ( $M_{зг}$ ,  $\sigma$ ) від циклу "Земля – Повітря – Земля" (З-П-З) для кожного польоту або для низки однотипних польотів.

6. За існуючою методикою виконують перерахування перевантажень кожного польоту (З-П-З і спектр динамічних навантажень) до віднульового циклу навантаження, що відповідає пошкодженості «типового польоту», взятого у висновку про ресурс.

У цих же одиницях визначають сумарну величину відпрацьованого ресурсу за пройдений етап експлуатації для кожного окремого літака й проводять порівняння з установленим ресурсом.

7. Розрахунок виконують за спеціальною програмою для ЕОМ, у числовий матеріал якої вводять вихідні параметри кожного польоту розглянутого зразка літака, або за номограмою, складеною для даного типу літака.

На розроблену методику отримано позитивний відгук ЦАГІ. У ньому вказано, що урахування індивідуальної навантаженості окремих зразків літака (або групи літаків) є, з одного боку, одним із важливих способів використання можливих резервів для збільшення ресурсів, а з іншого боку – спрямований на підвищення безпеки експлуатації за рахунок своєчасного виявлення підвищеної навантаженості літака.

Разом із тим відзначають, що оскільки не враховують розсіювання повторюваності навантажень, викликаних атмосферною турбулентністю, від зразка до зразка, не проводять аналогічне урахування розсіювання повторюваності навантажень при наземних режимах експлуатації, то при визначенні призначеного ресурсу варто частково зберегти коефіцієнт надійності  $\eta_3$  Норм льотної придатності порядку  $\eta_3 = 1,2$ .

Для розроблення програми індивідуальної витрати ресурсу крила літака Ан-22 були виконані такі роботи:

1. Статистична обробка параметрів експлуатації літаків у кількості 3693 польотів.

2. Статистична обробка записів самописців КЗ-63 літака Ан-22 у кількості 4505 годин.

3. Оброблення осцилографічних записів згинальних моментів у чотирьох перерізах крила для шести різних сполучень маси літака й маси палива в крилі при виконанні типових рулювань, розбігів і пробігів на трьох основних базових аеродромах у процесі спеціального льотного експерименту.

Урахування індивідуальної витрати ресурсу крила літака Ан-22 введено у практику експлуатації літаків.

Методика індивідуального урахування витрати ресурсу крила захищена авторським посвідченням на винахід [80].

Програма розрахунку індивідуальної витрати ресурсу крила літака Ан-22 передана Замовникові та з її допомогою оцінюють витрати ресурсу парком літаків Ан-22. За даною методикою також проводять урахування витрати ресурсу літаків Ан-12, Ан-124, Ан-124-100. Результати розрахунків використовують при встановленні призначених ресурсів літаків.

Результати розрахунку пошкоджуваності крила в експлуатації літаків Ан-22, Ан-124, Ан-124-100

Для літаків Ан-22 як типовий політ було вибрано політ, що виконувався з бетонованої ЗПС із параметрами:

злітна маса літака	– 205 тс;
злітна маса палива	– 60 тс;
комерційне навантаження	– 25 тс;
тривалість польоту	– 5 ч;
висота ешелону	– 7000 м;
тривалість рулювань	– 10 хв.

Пошкоджуваність цього типового польоту прийнято за одиницю вимірювання пошкоджуваності програм утомних випробувань. У цих же одиницях установлені призначений ресурс і ведеться урахування витрати ресурсу при експлуатації.

Результати розрахунку індивідуальної витрати ресурсу крила літака Ан-22 більш ніж за 30 років експлуатації показали, що, незважаючи на те, що в окремих польотах і на окремих етапах експлуатації пошкоджуваність крила може істотно відрізнятись від типової (до трьох і більше раз), за тривалий період відбувається перемішування умов експлуатації й середня величина стає стійкою.

Пошкоджуваність прийнятого типового польоту літака Ан-22 виявилася більше пошкоджуваності як середньостатистичного польоту по парку, так і найбільш навантаженого зразка.

У цілому співвідношення становило:

– для нижньої поверхні крила приблизно 60 % від пошкоджуваності типового польоту;

– для верхньої поверхні крила приблизно 85 % від пошкоджуваності типового польоту.

Для літака з максимальною інтенсивністю витрати ресурсу пошкоджуваність нижньої поверхні крила, що доводиться в середньому на один політ, становить 73 % від пошкоджуваності в типовому польоті. Для літаків Ан-124-100 як типову уже було прийнято комбінацію з 13 профілів польоту.

Для окремих літаків пошкоджуваність, що доводиться в середньому на один експлуатаційний політ, виявилася на 22...68 % вище



пошкодженості комбінації типових польотів, прийнятих за одиницю виміру пошкодженості.

Для літаків Ан-124-100, що є модифікацією літаків Ан-124 і використовуються для транспортних комерційних перевезень у цивільній авіації, як одиницю виміру пошкодженості прийнято комбінацію із чотирьох типових польотів. Результати розрахунків показали, що найбільш навантажені зразки цих літаків наближаються за пошкодженістю до типового польоту, залишаючись трохи нижче.

Пошкодженість же середньостатистичного польоту в експлуатації літака Ан-124-100 вище пошкодженості такого польоту літака Ан-124:

- на нижній поверхні крила – в 1,7 рази;
- на верхній поверхні крила – в 1,18 рази.

У такий спосіб для важких транспортних літаків ресурс за умовами витривалості необхідно встановлювати в так званих типових польотах, прийнятих за одиницю виміру пошкодженості, а напрацювання ресурсу визначати індивідуально для кожного зразка літака.

## **10.2. ОСОБЛИВОСТІ ВСТАНОВЛЕННЯ ПРИЗНАЧЕНОГО РЕСУРСУ ЛІТАКАМ, ЩО ПЕРІОДИЧНО ВИКОРИСТОВУЮТЬ ЯК ЛІТАКИ СПЕЦПРИЗНАЧЕННЯ**

Якщо умови експлуатації літака середнього класу кардинально не змінюються й він виконує свої основні функції, наприклад, як транспортний літак, то очікувані умови експлуатації можна визначити досить точно, тим більше не складно скорегувати їх надалі при подовженні ресурсів (див. підрозділ 7.2). Але якщо така зміна відбувається або може відбуватися періодично й тільки для окремих зразків, то необхідно визначити пошкодженість типового польоту для умов, що змінилися, і призначити механізм урахування напрацювання призначеного ресурсу, установленого для основних умов застосування [81].

Як приклади зміни умов експлуатації окремих зразків літаків можна навести такі:

- збільшення максимальної зльотної маси літака за заявкою експлуатанта;
- використання літаків як спецлабораторії зі спецапаратурою і додатковими паливними баками, наприклад, для патрулювання, розвідки риби й льоду, обльоту радіотехнічних засобів аеродромів та ін.;
- літаки-салони;
- літаки навчальних закладів та ін.

Умови застосування можуть змінюватися кілька разів за час експлуатації залежно від потреби або зміни власника літака. Наприклад, літаки спецпризначення або льотних училищ купуються комерційними компаніями, що використовують їх надалі в транспортному варіанті тощо.

Зміна умов урахування відпрацювання ресурсу в цьому випадку розглянемо на прикладі одного з літаків Ан-26 (і тут залежно від типу

апаратури є розходження), який використовується в змішаному варіанті застосування – як транспортний літак і з апаратурою для обльоту радіотехнічних засобів аеродромів.

Експлуатація літака в останньому випадку характеризується трьома типами польотів:

- польоти щодо обслуговування систем навігації аеродромів на малих висотах ( $H_{еш} = 600$  м), із заходами на друге коло приблизно 77 %; середня тривалість польоту  $T = 3$  години;

- польоти щодо обслуговування систем навігації змінного профілю, що містить польоти на малих висотах ( $H_{еш} = 600$  м) із заходами на друге коло й одноразовий вихід на висоту ешелону ( $H_{еш} = 4500$  м) – приблизно 3 %;

- перельоти на аеродром базування й в аеропорти щодо обслуговування систем навігації – приблизно 20 %; ці польоти відповідають типовій експлуатації літака Ан-26.

Всі заходи на друге коло при обльоті систем навігації виконують без випуску шасі й закрилків, у середньому – 15 заходів на друге коло за політ.

Результати розрахунку показали, що пошкоджуваність крила літака Ан-26 при виконанні такого спецпольоту значно вище пошкоджуваності крила в транспортному варіанті. Еквіваленти становили:

- по польотах  $K = 4,1$ ;

- по льотних годинах  $K = 2,9$ .

Рекомендовано відпрацювання призначеного ресурсу літака Ан-26 у польотах і годинах вести, використовуючи замість фактичного напрацювання в польотах і льотних годинах еквівалентну, що обчислюють за формулою

$$N_{екв} = N_{спец}K_{екв} + (N_{заг} - N_{спец}),$$

де  $N_{екв}$  – еквівалентне напрацювання у польотах або годинах;  $N_{спец}$  – кількість польотів по обльоту систем навігації або відповідне число льотних годин;  $N_{заг}$  – загальна кількість фактичних польотів або льотних годин з моменту виготовлення літака;  $K_{екв}$  – наведені вище значення еквівалентів.

Таким чином, із сказаного випливає, що для транспортних літаків середнього класу у випадку їхнього використання в змішаному варіанті (звичайному й спецпризначення) необхідно уточнювати порядок напрацювання призначених ресурсів залежно від змінених умов застосування. Передбачений Нормами льотної придатності принцип поетапного встановлення й продовження ресурсу до списання дає можливість і в цьому випадку вчасно враховувати такі зміни.

### 10.3. ОСОБЛИВОСТІ ПРОДОВЖЕННЯ РЕСУРСУ Й ТЕРМІНУ СЛУЖБИ СТАРИМ ЛІТАКАМ

Підтримка льотної придатності старіючих літаків, початок експлуатації яких припадає на 60-70-ті роки, залишається найважливішим завданням для України й країн СНД і аналогічних літаків за кордоном [82 – 84].

Як відзначається в роботі [83], основна особливість забезпечення безпеки експлуатації старих літаків полягає в тому, що вони експлуатуються понад проектні ресурси відповідно до вимог сучасних Норм за принципом живучості, що не була закладена в конструкцію при проектуванні, тобто використовують деяку «стихійну» живучість, яка міститься у кожному типі конструкції в тій або іншій мірі. При цьому за живучості експлуатуються, як правило, місця з відносно низькою довговічністю або ті місця, напрацювання для яких при натурних випробуваннях виявилось недостатньою з урахуванням коефіцієнтів надійності для «безпечного» ресурсу, а також місця конструкції, у яких можлива поява корозійних ушкоджень.

У роботах [83, 84] відзначається, що для забезпечення безпеки експлуатації старих літаків потрібно оформляти для них не тільки базовий висновок на експлуатацію парку, але й індивідуальний висновок на кожний борт літака із цього парку з обов'язковим оглядом цього борта перед продовженням ресурсу відповідно до спеціально розробленої для нього програми.

Необхідність такого висновку в перехідний період сучасних умов викликана такими обставинами:

- наявністю великої кількості незалежних експлуатантів, у яких типові польоти істотно відрізняються не тільки один від одного, але й від типового польоту, що використовують у базовому висновку;

- розбіжністю між конструкціями планера з тим самим нальотом за виконаному ресурсному бюлетню, проведеними допрацюваннями, кількістю ремонтів, що також може вплинути на умови відпрацювання ресурсу;

- можливістю збирання й аналізу даних щодо фактичного стану парку літаків в умовах припинення їхнього надходження централізованим способом;

- істотно різним рівнем технічного обслуговування, особливо за якістю контролю, у різних авіакомпаніях і авіатехнічних базах;

- деградацією властивостей матеріалів (тріщиностійкості й опори втоми) після тривалої експлуатації тощо.

До старих літаків ДП «АНТОНОВ», спроектованих у 50-70-ті роки, належать літаки Ан-8, Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30. Головні групи цих літаків на сьогодні у два й більше рази перевищили проектні ресурси. Крім того, з урахуванням нових економічних умов, коли для багатьох авіакомпаній, що є власниками всього декількох літаків, практично нереальне виконання дорогих капітальних ремонтів, вартість проведення

яких співрозмірна з вартістю самих літаків, проводять також подовження міжремонтних ресурсів і термінів служби. Таке подовження застосовується не тільки для старих літаків, але й для літаків наступного покоління Ан-32, Ан-72, Ан-74, Ан-28, Ан-124, Ан-124-100.

На ДП «АНТОНОВ» з початку 90-х років прийнято таку концепцію забезпечення експлуатації старих літаків:

1. Розробляють обґрунтування й базовий висновок про можливість і порядок індивідуального продовження ресурсів і термінів служби, міжремонтних ресурсів і термінів служби літака за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації. Так, наприклад, для літака Ан-24 до теперішнього часу обґрунтовано можливість експлуатації до напрацювання 42000 польотів, 60000 льотних годин протягом 40 років.

Для цього літака обґрунтовано також можливість експлуатації до чергового ремонту в межах 6000 польотів, 8000 льотних годин, 10 років замість діючих величин: 5000 польотів, 5000 льотних годин і 5 років.

Для літаків Ан-12 до теперішнього часу відповідні параметри становлять:

- призначені ресурс і термін служби – 16000 польотів, 43000 льотних годин протягом 40 років;

- міжремонтні ресурс і термін служби – 2500 польотів, 8000 льотних годин, 15 років замість діючих 2000 польотів, 4000 льотних годин, 6 років.

2. Для продовження ресурсу або терміну служби за кожним із параметрів – призначений ресурс, призначений термін служби, або міжремонтні ресурси, або термін служби – розробляють програму дослідження технічного стану літака, що враховує також його індивідуальні особливості:

- напрацювання у польотах або годинах і термін служби;
- виконання доробок за ресурсними бюлетенями;
- наявність ремонтних накладок і їхнє напрацювання;
- індивідуальні умови експлуатації, у тому числі і як літаки спецпризначення, і у вологому тропічному кліматі та ін.;

- час напрацювання після останнього капітального ремонту, при якому оглядалися всі закриті порожнини, наприклад кесони крила;

- інформація про грубі посадки або влучення в зони підвищеної турбулентності та ін.

Для літаків Ан-12, Ан-22, Ан-124, Ан-124-100 виконують розрахунок індивідуальної витрати ресурсу, як описано в підрозділі 9.1 даної роботи, з урахуванням польотів з «конвеєра» (див. підрозділ 9.4) і залежно від результатів розрахунку програма оглядів може уточнюватися.

Для літаків з меншою злітною масою й, відповідно, з меншим розкидом експлуатаційних параметрів, наприклад, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, проводиться порівняння осереднених параметрів за останній період експлуатації (після останнього продовження ресурсів або термінів служби), таких, як злітна маса літака, злітна маса палива, маса корисного

навантаження, тривалість польоту й висота ешелону, з параметрами типового польоту, прийнятого за одиницю виміру пошкоджуваності в базовому висновку.

На підставі такого порівняння може коректуватися також програма дослідження технічного стану.

3. Проводять дослідження технічного стану літака за участю фахівців ДП «АНТОНОВ», у тому числі й за неруйнівним контролем, зі складанням акту про виявлені дефекти і несправності.

4. Після усунення дефектів, що підтверджується актом експлуатуючої організації, розробляють висновок щодо конкретного літака із вказівкою умов відпрацювання встановлюваних ресурсів і термінів служби.

За такою схемою забезпечення експлуатації літаки Ан-24, наприклад, досягли до теперішнього часу напрацювань 40000 польотів (43000 польотів - літаки Болгарії), 57000 льотних годин і терміну служби 35 років при проектних значеннях 20000 польотів, 22000 льотних годин. Це є абсолютним рекордом серед літаків країн колишнього СРСР. Цьому літаку належить також рекорд за ресурсом шасі (передньої й головних ніг) – 35000 польотів (не враховуючи Ан-2).

Досягнуті для літака Ан-24 значення міжремонтних ресурсів і термінів служби становлять 6000 польотів, 7000 годин, 11 років.

Для літаків Ан-12 при проектному ресурсі 15000 льотних годин досягнуті напрацювання: 15000 польотів, 40500 льотних годин і термін служби 39 років. Досягнуті значення міжремонтних ресурсів і терміну служби становлять 3700 польотів, 6700 годин, 14 років.

З урахуванням ресурсних характеристик літаків, темпів їхньої експлуатації для літаків Ан-24, наприклад, прийняті такі величини поетапного збільшення ресурсів і термінів служби: 1000 польотів, 2000 льотних годин, 1 – 2 роки.

Для літаків Ан-12 цивільної авіації ці значення становлять: 500 польотів, 500 – 1000 льотних годин, 1 рік.

Для підвищення економічної ефективності літаків допускається їхня експлуатація зі збільшеними злітними масами (до 30 % польотів). Так, для літаків Ан-24РВ замість 21,5 тс за ТУ допускається збільшена злітна маса 22,5 тс.

Для літаків Ан-26 замість 24 тс допускається злітна маса 25 тс.

Для літаків Ан-12 замість 61 тс допускається злітна маса 64 тс.

Для літаків Ан-32 замість 27 тс допускається злітна маса 28,5 тс.

Додаткові умови експлуатації, у тому числі й за аеродинамікою, обумовлюються відповідними висновками щодо ресурсу. Для літаків Ан-24, Ан-12 та інших, що мають специфічні умови експлуатації, наприклад, літаків Ан-24 у варіанті з комплексами АСЛК, що використовують для тестування наземних радіотехнічних засобів посадки, або у варіанті «риба – лід» для рибної й льодової розвідки, або Ан-12 у варіанті постановника перешкод обумовлюються умови урахування

вироблення ресурсу як для літака в цілому, так і для окремих його агрегатів, наприклад, закрилків, шасі та ін.

З метою перевірки й підтвердження ресурсних характеристик літаків проводять утомні випробування літаків з нальотом. Випробування виконують за міченими програмами навантаження (див. гл. 7) з наступним розбиранням, дефектацією і фрактографічними дослідженнями.

У ДП «АНТОНОВ» випробовують літак Ан-12 № 11378, заводський №26-08, з нальотом в експлуатації 12376 польотів, 31633 льотних годин і терміном служби 27 років, і перебуває в стадії фрактографічних досліджень після розбирання й дефектації після закінчення утомних випробувань літак Ан-24 №46445, заводський № 44-07, 1968 року випуску, з напрацюванням в експлуатації 31102 польотів, 30407 льотних годин.

Напрацювання у лабораторії літака Ан-24 №46445 становило 55422 польоту з дослідженням характеристик живучості по критичних місцях. Випробування закінчилися перевіркою залишкової міцності в три етапи з послідовним зняттям ремонтних накладок із критичних місць.

На останньому етапі крило було доведено до руйнування. Після виконання фрактографічних досліджень цього літака буде підготовлене обґрунтування можливості відпрацювання ресурсів літаками Ан-24 до таких значень: 48000 – 50000 польотів, 80000 – 90000 льотних годин.

ДП «АНТОНОВ» проводить навчання фахівців АТБ і ремзаводів методам неруйнівного контролю критичних місць конкретно для кожного типу літаків і видає відповідний сертифікат строком на 1 рік. Необхідність такого навчання наочно демонструється таким прикладом.

При виконанні 7-го капітального ремонту на літаку Ан-24 №46635 (заводський №89-01) (напрацювання з початку експлуатації – 34639 льотних годин, 23966 польотів, після останнього ремонту – 5251 льотна година, 3309 польотів, що попередній ремонт виконувався на заводі № 412 ГА при напрацюванні з початку експлуатації 29388 льотних годин, 20660 польотів), було виявлено тріщину нижнього пояса другого лонжерона крила в другій нервюрі центроплана по радіусному переходу лапки кріплення петлі хвостової відкидної панелі центроплана. Тріщина повністю перерізувала горизонтальну полицю лонжерона, а її довжина у вертикальній полиці становила 75 мм. Крім того, у цьому ж місці була виявлена тріщина нижньої задньої панелі центроплана довжиною 54 мм. На ДП «АНТОНОВ» було виконано фрактографічне дослідження темплетів із тріщинами, вирізаними з нижнього пояса другого лонжерона й нижній задній панелі центроплана.

У результаті дослідження встановлене таке:

1. Тріщини, що розвилися в нижньому поясі другого лонжерона й в обшиванні нижньої задньої панелі, мають утомний характер. Зародження тріщини відбулося від радіусного переходу лапки кріплення петлі відкидної панелі в нижньому поясі. В обшиванні тріщина зародилося від крайки

отвору від першого ряду кріплення обшивання до горизонтальної полиці пояса.

2. Тріщина глибиною 1 мм у полці лонжерона була при напрацюванні 16740 польотів. Тривалість росту тріщини в поясі лонжерона від глибини  $L = 1$  мм до моменту виявлення становила 7230 польотів.

3. Тріщина виникла від виробничого дефекту – відхилення від вимог креслення. На літаку фактична величина радіусного переходу лапки кріплення петлі відкидної панелі становила 2,5 мм замість необхідного за кресленням радіуса не менше 10 мм.

Слід зазначити, що у формулярі літака був запис про виконання бюлетеня 837-ДК під час проходження ремонту на заводі при наробітку з початку експлуатації 24391 літна година, 17032 польотів. Цей бюлетень виконується при напрацюванні 15000 – 20000 польотів.

Відповідно до технології бюлетеня проводять перевірку відповідності радіусного переходу лапки нижнього пояса другого лонжерона вимогам креслення за величиною радіуса округлення не менше  $R = 10$  мм, чистотою оброблення й відсутності підрізів, у випадку відхилення від вимог креслення – дороблення радіусного переходу до  $R$  не менше 10 мм і необхідної чистоти поверхні. Крім того, при кожному капітальному ремонті після напрацювання 15000 польотів необхідним є вихрострумний контроль зазначеної зони за КНК 57.10.06 (згідно з вимогами бюлетеня №115-Р, уведеного в дію в червні 1985 р.). В експлуатації відповідно до пункту 2.04.03.19 РТО 1987 р. (пункт 4.04.65 РТО 1991 р.) проводить вихрострумний контроль зазначеної вище зони, починаючи з напрацювання 15000 польотів через 900 льотних годин, а з напрацювання 30000 польотів – через 300 льотних годин.

Розвиток тріщини від що виявляється вихрострумним контролем розміру  $L = 3$  мм до кінцевого напрацювання відбувався за  $N \cong 4500$  польотів, тобто зазначена тріщина маю бути виявлена в експлуатації не менше п'яти разів і один раз на капітальному ремонті.

ВТЕРАТ направив телеграму про виконання разового контролю літаків Ан-24 у зазначеній зоні за технологічною картою №90 пункту 2.04.03.19 РТО випуску 1987 року (пункт 4.04.65 РТО випуску 1991 року) і візуального контролю нижньої задньої панелі в другій нервюрі центроплана на відстані 200 мм у кожну сторону від осі нервюри.

За результатами виконання разового контролю дефектів виявлено не було.

При виконанні технічного обслуговування літака Ан-24 №47163, заводський №17-05 (напрацювання з початку експлуатації – 39791 літна година, 35839 польотів, після останнього ремонту – 4822 льотних години, 3839 польотів, останній, 7-й ремонт виконано 22.05.1989 року) виявлена тріщину нижнього пояса другого лонжерона правого напівкрила в зазначеній зоні. Довжина тріщини на горизонтальній полиці пояса лонжерона становила 44 мм, на вертикальній – 40 мм.

При виконанні капітального ремонту на літаку Ан-24 №46492 (заводський №82-05) (напрацювання з початку експлуатації – 39622 льотних години, 28773 польотів, що попередній ремонт виконувався в жовтні 1990 року при напрацюванні з початку експлуатації 34671 літна година, 25919 польотів), було виявлено тріщину нижнього пояса другого лонжерона в зазначеній зоні. Довжина тріщини на горизонтальній полиці пояса лонжерона становила 24 мм, по вертикальній полиці – 19 мм.

При виконанні разового контролю на літаку Ан-24 №46512 (заводський №84-08) (напрацювання з початку експлуатації - 38648 льотних годин, 32352 польоти, що попередній ремонт виконувався в серпні 1990 року), виявлено тріщину вертикальної полиці нижнього пояса другого лонжерона в зазначеній зоні. Довжина тріщини становила 14 мм.

За станом на 01.2001 р. виявлено всього 6 випадків тріщин нижнього пояса другого лонжерона центроплана в зазначеній зоні й 14 випадків тріщин в аналогічній зоні по четвертій нервюрі.

Крило літака Ан-24 тримає експлуатаційне навантаження при зруйнованому поясі заднього лонжерона в зазначеній зоні зі зруйнованим обшиванням по ширині пояса.

Випущено бюлетень, що потребує допрацювання доробки місць закінчення лапок кріплення хвостової частини на нижньому поясі другого лонжерону центроплана в зонах нервюр №2 і 4 і аналогічних місць по першому лонжероні в зонах нервюр № 2, 5 і 6 незалежно від стану радіусних переходів у період проведення чергового капітального ремонту. Допрацювання передбачає зсув радіусного переходу й збільшення радіуса до 20 мм із наступним виконанням вихрострумового контролю для виявлення відсутності тріщин.

Зазначений приклад переконливо демонструє необхідність періодичного навчання фахівців з неруйнівного контролю АТБ і ремзаводів фахівцями розроблювача по всіх критичних місцях кожного літака й особистої участі фахівців розроблювача як найбільш кваліфікованих фахівців при дослідженні технічного стану літаків при всіх продовженнях ресурсів і термінів служби. Найбільша кількість дефектів виявляється саме фахівцями ДП «АНТОНОВ» при дослідженні технічного стану літаків при продовженні ресурсів і термінів служби.

Крім підготовленості фахівців на якість робіт і безпека самих працівників впливають такі чинники:

1. Оснащеність фахівців сучасними засобами неруйнівного контролю (вихрострумового й ультразвукового, що дозволяє безупинно відслідковувати рельєф при контролі, наприклад, товщини панелей кесонів для виявлення корозії на внутрішніх поверхнях), гнучкими світловодами, лупами з убудованим підсвічуванням, зручними потужними ліхтариками в гумовій оболонці, набором зручних поворотних дзеркалец та ін.

2. Форма одягу (літня й зимова). Вона має бути зручною, зручними також мають бути взуття й головні убори.



3. Погодні чинники. У зимовий час роботи мають проводитися тільки в приміщеннях, що обігріваються, на ремзаводах або АТБ. Ця умова має обумовлюватися на стадії підписання договору з експлуатуючою організацією. Неможливо якісно й безпечно виконати роботу з дослідження техстану при мінусовій температурі.

Ці питання також вирішуються ДП «АНТОНОВ». Замовлено й надходять прилади неруйнівного контролю нового покоління (ультразвукового й вихрострумове), вирішено питання оснащення всіх фахівців, що беруть участь у дослідженні техстану, зручним фірмовим одягом і ін. Таким чином, застосування описаної вище концепції індивідуального продовження ресурсів і термінів служби літаків ДП «АНТОНОВ» дозволяє забезпечувати їхню безпечну експлуатацію з максимальним використанням ресурсних можливостей.

#### **10.4. РОЗРОБЛЕННЯ МЕТОДИКИ ВИКОНАННЯ ТРЕНУВАЛЬНИХ ПОЛЬОТІВ ЛІТАКІВ З КОНВЕЄРА ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ВИТРАТИ РЕСУРСУ КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА**

Як відзначалося в підрозділі 7.2, програми льотної підготовки екіпажів літаків містять у собі тренувальні польоти щодо відпрацювання техніки пілотування при виконанні зльотів-посадок. Відсоток таких тренувальних польотів досить високий. Зниження пошкоджуваності конструкції планера літака й, зокрема, крила як агрегата, що в основному визначає міцнісний ресурс планера, може бути досягнуто, якщо звичайні польоти з повним циклом етапів замінити польотами з послідовними зльотами безпосередньо після приземлення. Зменшення пошкоджуваності планера буде досягатися шляхом виключення проміжних рулювань, а для крила додатково – внаслідок зменшення розмаху циклу З-П-З.

Для відпрацювання зазначеної методики щодо зниження рівня навантаженості крила, а також визначення особливостей у техніці пілотування на спеціально обладнаному літаку Ан-22 №02-03 було виконано льотні випробування. Випробування проводили відділом льотних випробувань ЛІДБ підприємства. При льотних випробуваннях проведені виміри навантажень, що діють на крило у вигляді згинальних моментів у кореневих перерізах лівої й правої консолей. Випробування проведені на аеродромах Гостомель і Бориспіль. Результати випробувань показали, що виконання польотів «з конвеєра» по колу складності в пілотуванні не представляє й може бути рекомендовано для тренування льотного складу.

Навантаження досліджені при виконанні «конвеєрних» посадок із симетричної й несиметричної тягами двигунів, середнім і переднім центруваннями, а також при посадках по «Посібником з льотної експлуатації» (КПЕ) [85].

Для дослідження навантажень крила за відпрацюванні методики учбово-тренувальних польотів за методом «з конвеєра» на літаку Ан-22 №02-03 було виконано:

1. Суміщені посадки із центруванням  $X_T = 27 \%$ , вагою літака  $G_{л-ка} = 189...185$  тс, вагою палива  $G_{пал} = 60...56$  тс.

2. Суміщені посадки–зльоти із центруванням  $X_T = 22 \%$ , вагою літака  $G_{л-ка} = 180$  тс, вагою палива  $G_{пал} = 42$  тс.

3. Посадки за «КПЕ» із центруванням  $X_T = 27 \%$ , вагою літака  $G_{л-ка} = 177$  тс, вагою палива  $G_{пал} = 48$  т и  $X_T = 22 \%$ , вагою літака  $172$  тс, вагою палива  $G_{пал} = 34$  тс.

З метою оцінювання безпеки польоту при виконанні «конвеєра» із двигуном, що відмовив, а також для перевірки техніки пілотування при продовженому зльоті були виконані суміщені посадки-зльоти з несиметричною тягою двигунів при виключеній СУ №4; відмові СУ №4 після подачі режиму на двигун перед відривом (продовжений «конвеєр»); відмові СУ №4 у момент торкання (перерваний «конвеєр»).

У зазначених польотах центрування становило  $X_T = 27 \%$ , вага літака  $G_{л-ка} = 188$  тс, вага палива  $G_{пал} = 59$  тс.

Пілотування при сполучених посадках-зльотах здійснювалося в такий спосіб:

- передпосадкове планування із закрилками, відхиленими на  $25^\circ$  по стандартній глісаді зі швидкістю  $V_{пер} = 280$  км/год;

- торкання поверхні ЗПС колесами основних опор шасі на швидкості  $V_{пер} = 280$  км/год;

- збільшення режиму роботи двигунів (дача РУД) до злітного або номінального;

- відрив основних коліс від поверхні ЗПС на швидкості не нижче  $V_{пер} = 240$  км/год;

- перехід у набір висоти.

При виконанні «конвеєрних» посадок-зльотів із центруванням  $22 \%$  дача режиму двигуном проводилася на швидкостях польоту  $V_{пер} = 200$  і  $220$  км/год, відрив виконувався на злітному й номінальному режимах з піднятою й опущеною носовою стійкою на відміну від польотів із центруванням  $X_T = 27 \%$ , де швидкість при дачі РКД становила  $V_{пер} = 230...250$  км/год із піднятою носовою стійкою.

Польоти проводили із ґрунтовою ЗПС аеродрому Гостомель і бетонованої ЗПС аеродрому Бориспіль. Усього було виконано 17 суміщених посадок-зльотів і 4 посадки за «КПЕ». Для оцінювання характеристик навантаженості конструкції виробу проводили запис швидкості польоту, перевантаження в центрі ваги, згинального моменту в кореневому перерізі лівої й правої консолей крила. Тензодатчики на крилі розташовувалися на панелях між другим і третім лонжеронами за шостою нервюрою ( $Z = 3,695$  м). Як контрольно-вимірювальну апаратуру використовували осцилографи ДО20-21 з підсилювачем 8АНЧ-7М і К-10. Реєстрація перевантажень у центрі ваги виробу виконували датчиком МП-95. Наземне тарування вимірювальних каналів крила проведено методом навантаження.

У процесі виконання «конвеєрних» посадок-зльотів при записі навантажень на крило апаратура включалася на стоянці перед зльотом і вимикалася після збирання закрилків. Наступне включення на 10 ... 20 с проводили при польоті по колу на горизонтальній ділянці ( $H = 400$  м,  $n_y = 1,0$ ,  $\sigma_z = 0$ ), а потім перед випуском закрилків на посадці.

Всі записи навантажень на крило при льотних випробуваннях супроводжувалися інформацією про польотну вагу палива.

Зразки осцилограм записів навантажень на крило при сполучених посадках-зльотах («з конвеєра») і при посадці за КПЕ показані на рисунках 10.1 і 10.2. Оброблення записів навантажень на крило в польотах «із конвеєра» проводили для таких етапів:

- у момент торкання ЗПС колісьми основних опор шасі;
- при збільшенні режиму роботи двигунів;
- у момент відриву основних коліс від поверхні ЗПС;
- на горизонтальній ділянці польоту по колу, а при виконанні посадок по РЛЭ – тільки в момент торкання.

За умовний «нуль» відліку приймали навантаження на стоянці при роботі двигунів на земному малому газі.

Навантаження у вигляді збільшень згинальних моментів  $\Delta M$  до стоянкового значення визначали за формулою

$$\Delta M_i = (A_i - A_0)K,$$

де  $A_0$  – ордината запису на стоянці, мм;  $A_i$  – ордината запису в контрольованій точці розглянутого режиму, мм;  $K$  – тарувальний коефіцієнт, тм/мм.

Значення згинальних моментів на стоянці  $M_{cm}^{зп}$  визначали розрахунковим шляхом за допомогою програми розрахунку індивідуальної витрати ресурсу крила (див. підрозділ 10.1).

Проведений льотний експеримент щодо відпрацювання сполучених посадок-зльотів дозволив визначити навантаження крила при динамічному навантаженні в момент торкання головними опорами шасі ЗПС, у момент дачі режиму двигуном і в момент відриву.

Отримані дані показують, що при виконанні польоту «з конвеєра» крило на наземному етапі перебуває в положенні, близькому до врівноваженого, тобто зменшується розмах циклу З-П-З. Це відбувається внаслідок того, що швидкість літака в момент режиму «посадки-зльоту» – не нижче  $V = 200$  км/год.

Для оцінювання ступеня зменшення циклу З-П-З при виконанні польоту «з конвеєра» визначено співвідношення максимального розмаху згинального моменту крила в точках торкання й дачі РКД до максимального розмаху (циклу З-П-З) при виконанні посадки за КПЕ з тими ж параметрами польоту.

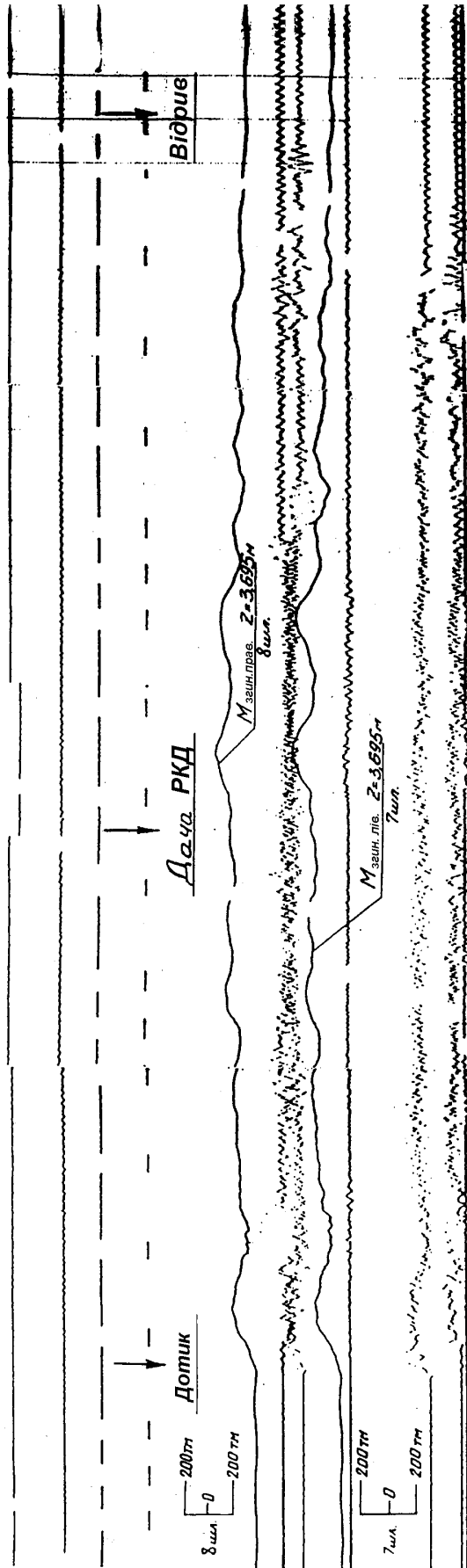


Рисунок 10.1 – Фрагмент осцилограми запису навантажень на крило літака. Ан-22 №02–03. Поле 29.01.08 р. аеродром Гостомель ґрунтової. Посадка, сполучена зі зльотом, – «Конвеєр»,  
 $G_{Л-ка}=177,8$  тс;  $G_{пал}=48,8$  тс;  $X_m=27\%$

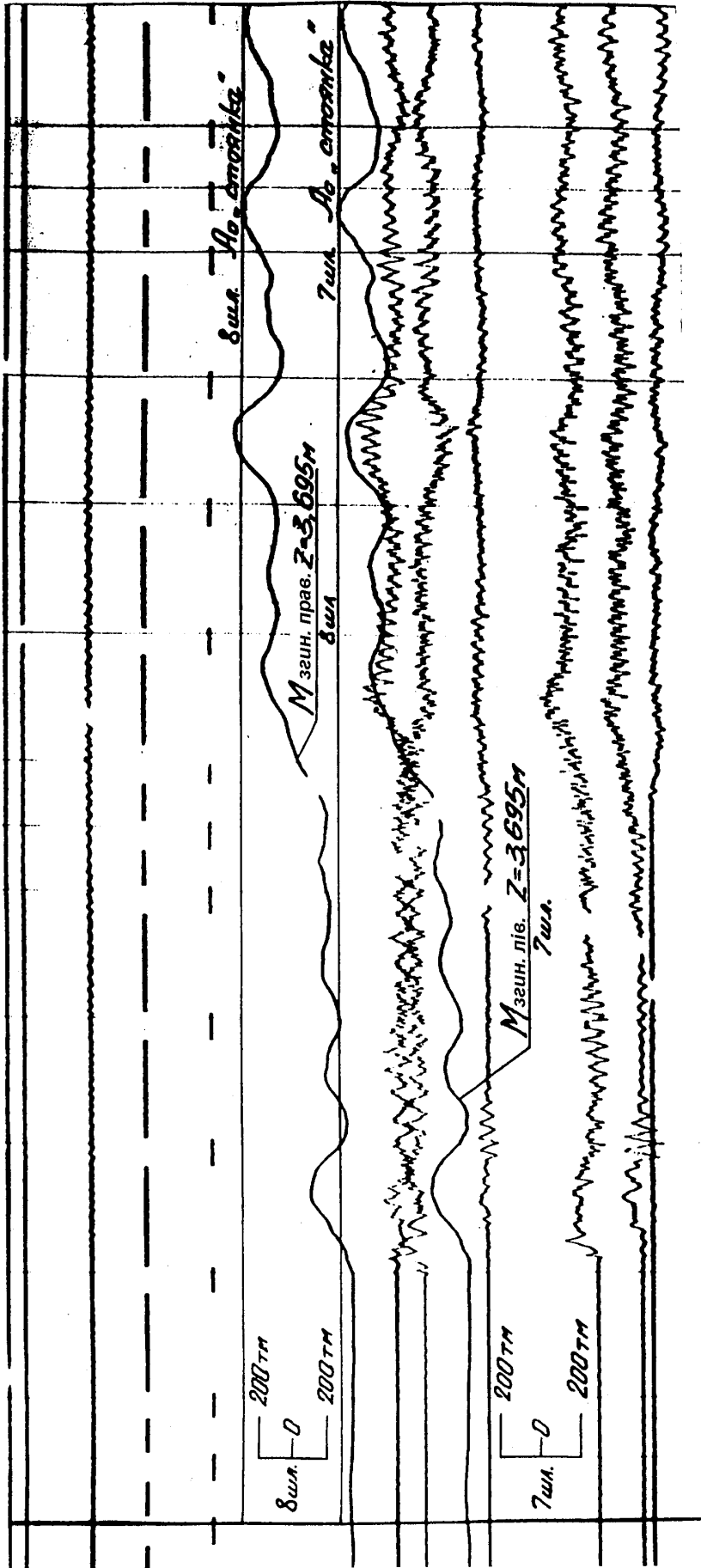


Рисунок 10.2 – Фрагмент осцилограми запису навантажень на крило при посадці літака по «КПЕ». Ан-22 №02-03. Поле 29.01.08 р., аеродром Гостомель Ґрентовий. Посадка за «Інструкцією екіпажу»,  $G_{л-ка}=177,8$  тс;  $G_{пал}=48,8$  тс;  $X_m=27\%$

Розмах циклу 3-П-3 при польоті за «КПЕ» визначали за програмою «Ресурс». Для польотів за методом «з конвеєра» мінімальне значення згинального моменту визначали за результатами льотного експерименту, а максимальне – приймалося таким же, як і для польоту по «КПЕ». Розмах циклу 3-П-3 при виконанні «конвеєра» у варіанті  $X_T = 27\%$ ,  $G_{л-ка} = 189...177$  тс,  $G_{пал} = 60...47$  тс становить 40... 78 % від повного розмаху циклу 3-П-3 звичайної посадки.

У варіанті «конвеєра»  $X_T = 22\%$ ,  $G_{л-ка} = 180...172$  тс,  $G_{пал} = 42...34$  тс становить 32...46 % від повного розмаху циклу 3-П-3.

При «конвеєрі» з несиметричною тягою двигуна  $X_T = 27\%$ ,  $G_{л-ка} = 188$  тс,  $G_{пал} = 59...22$  тс – 57 %.

Розмах згинального моменту при виконанні «конвеєра» по всьому обсягу випробувань у середньому становив 45 % від повного розмаху циклу 3-П-3 при звичайній посадці.

На рисунку 10.3 показано діапазон зміни згинального моменту крила при виконанні «конвеєрних» посадок-зльотів.

Вертикальне перевантаження в центрі ваги літака при виконанні «конвеєрних» посадок-зльотів у момент торкання становило  $n_y = (1,25...1,41)g$ , тобто перевантаження  $n_y$  при виконанні польоту з конвеєра й за КПЕ практично збігалися.

Припустиме експлуатаційне перевантаження при грубих посадках  $n^e = 2,5$ .

Як показано в підрозділі 7.2, при виконанні польоту «з конвеєра» крило на наземному етапі розвантажується не повністю й перебуває в положенні, близькому до розвантаженого. При цьому напруги в крилі не міняють знак, як при польоті, виконуваному за «КПЕ», а зменшуються від максимальних значень під час польоту (нижня поверхня розтягнута, верхня – стисла) до нуля.

На рисунку 10.4 схематично показано зміну згинальних моментів у кореновому перерізі крила в польоті за інструкцією й у польоті «з конвеєра».

Для розрахунку пошкоджуваності крила в польотах «з конвеєра» у даному експерименті використано програму розрахунку індивідуальної витрати ресурсу (див. підрозділ 10.1). Вихідними даними для розрахунку пошкоджуваності за зазначеною програмою є такі параметри польоту, виконуваного за «КПЕ»:  $G_{зл}$  – злітна маса літака;  $G_{зл}^{пал}$  – маса палива перед зльотом;  $H_{пол}$  – висота польоту;  $t_{пол}$  – час польоту.

При розрахунку пошкоджуваності для всіх польотів прийнято середнє центрування  $X_m = 25\%$  (внаслідок незначного впливу її на пошкоджуваність).

Пошкоджуваність крила в польоті «з конвеєра» визначають як суму пошкоджуваності від турбулентності атмосфери, прийнятої такою ж, як і у звичайному польоті, і пошкоджуваності циклу «3-П-3» при виконанні польоту «з конвеєра».

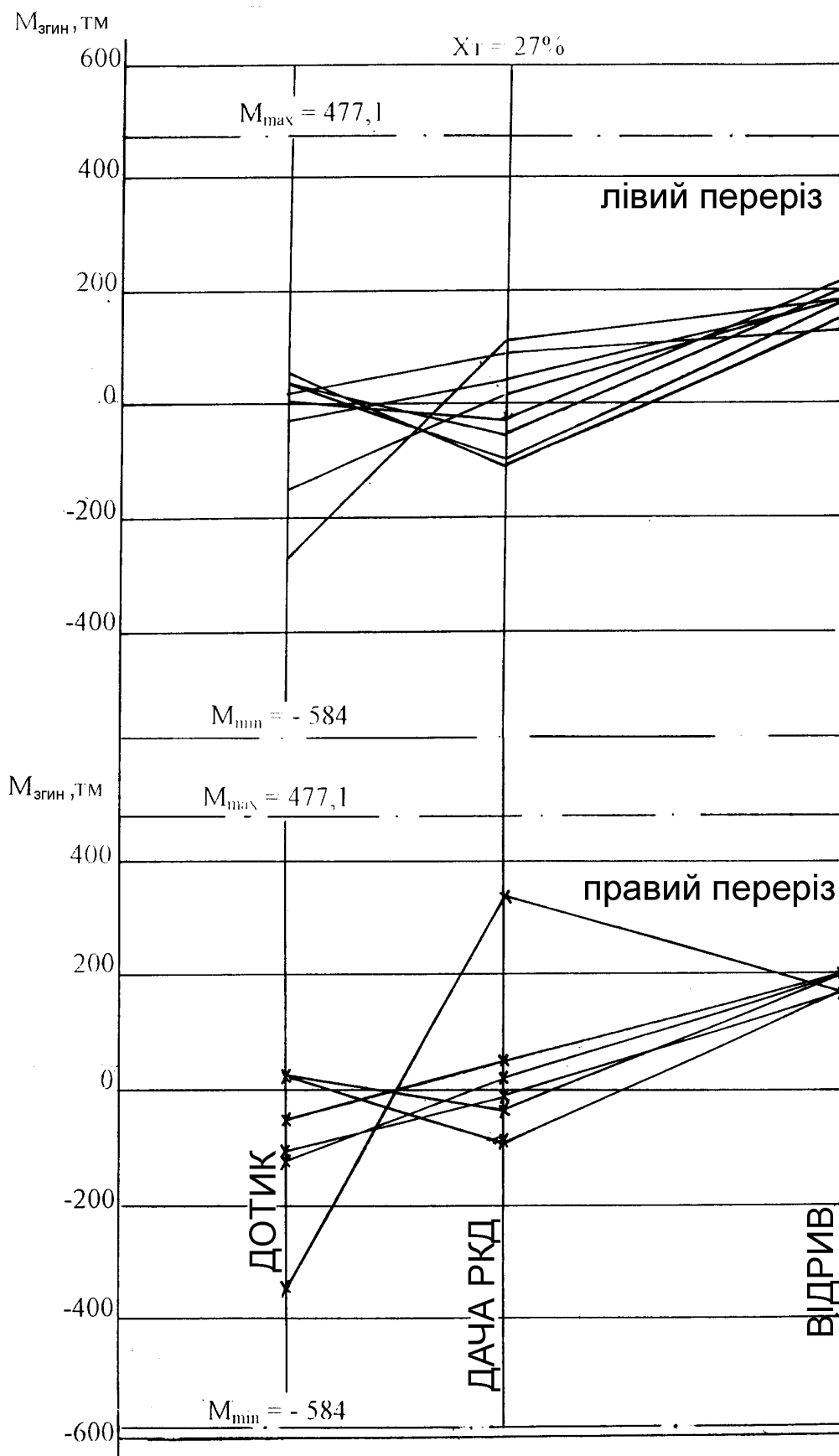


Рисунок 10.3 – Діапазон зміни  $M_{згин}$  у корневих перерізах крила  $Z= 3,695$  м при виконанні «конвеєрних» польотів

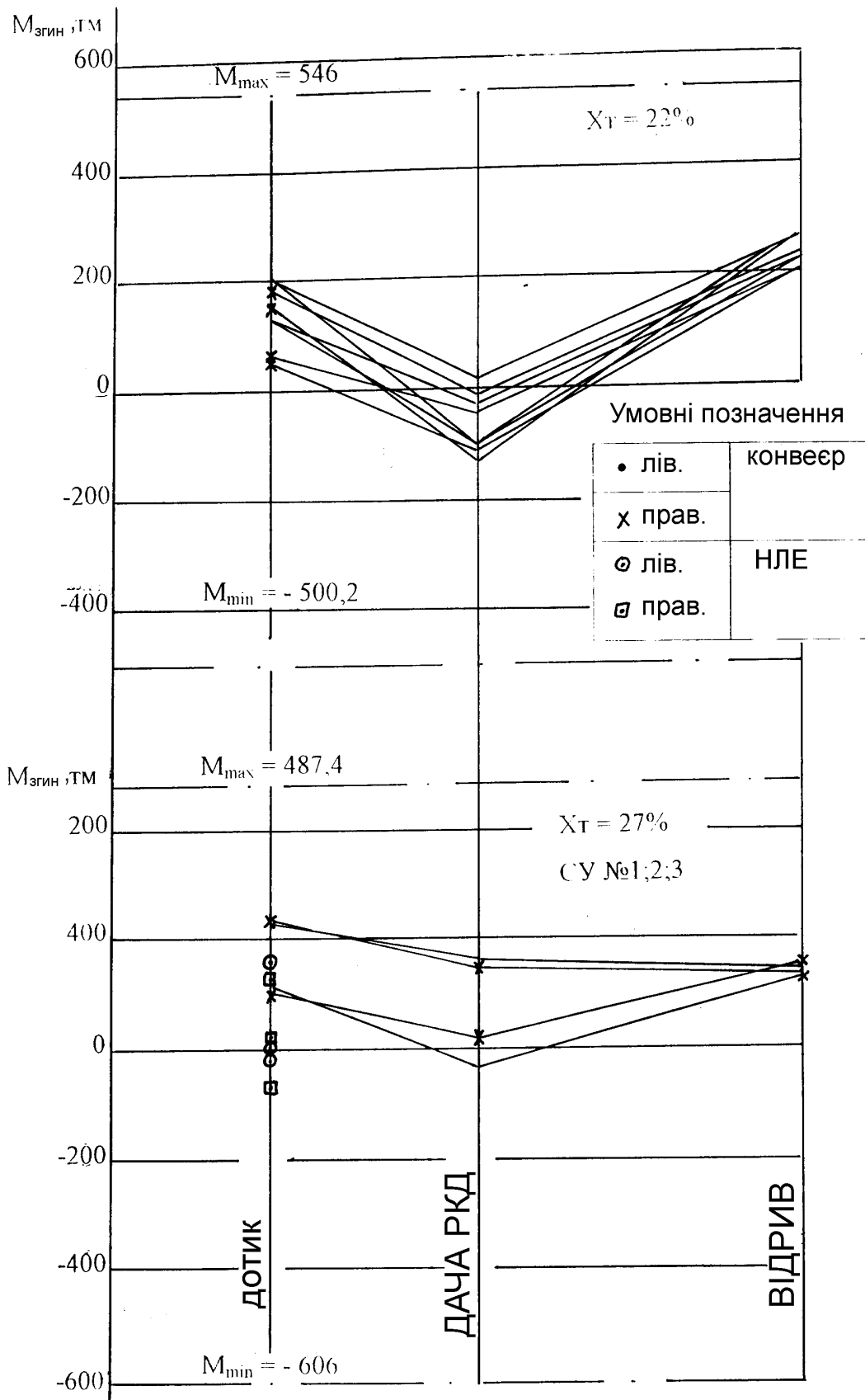


Рисунок 10.3 – Закінчення



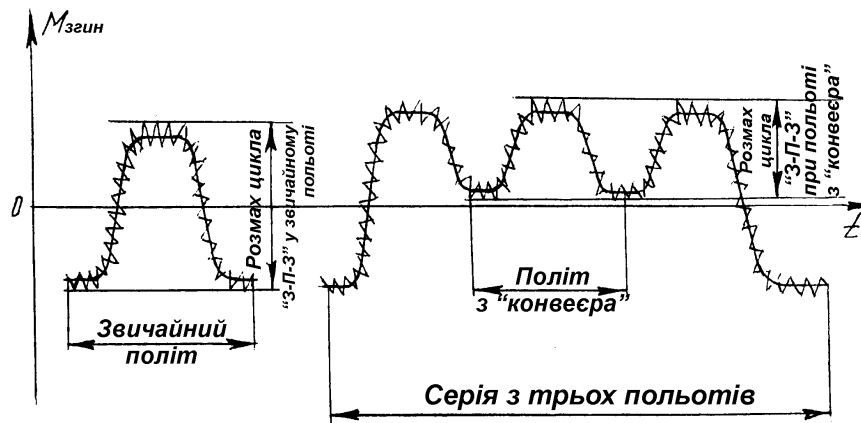


Рисунок 10.4 – Зміна згинальних моментів у кореневому перерізі крила у звичайному польоті й при польотах «з конвеєра»

Як одиницю виміру пошкоджуваності прийнято пошкоджуваність крила в «типовому» польоті. Результати розрахунку показали, що пошкоджуваність нижньої поверхні крила при виконанні одного польоту за методом «з конвеєра» у середньому за всім обсягом експерименту становила 27 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті. У випадку виконання польотів «з конвеєра» з торканням колеса передньої опори шасі поверхні ЗПС (виконано два польоти) середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила в конвеєрному польоті становила 38 % від пошкоджуваності крила в польоті за інструкцією. Оскільки в серії польотів «з конвеєра» перший зліт і останню посадку виконують так само, як і у звичайному польоті, то залежно від числа конвеєрних польотів у серії середня пошкоджуваність, що доводиться на один політ, міняється. Зміну пошкоджуваності нижньої поверхні крила в середньому за політ залежно від обсягу серії польотів «з конвеєра» показано в таблиці 10.1. При цьому пошкоджуваність одного польоту за інструкцією з тими ж параметрами прийнято за одиницю.

Оскільки при виконанні конвеєрного польоту верхня поверхня крила практично увесь час стиснута, тобто не ушкоджується, то її пошкоджуваність у серії польотів «з конвеєра» дорівнює пошкоджуваності одного звичайного польоту.

Як видно з таблиці 10.1, при збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила за політ падає з 64 до 34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті. Таким чином, заміна звичайних тренувальних польотів із повним циклом етапів польоту – рулювання – зліт – поле – посадка – рулювання, на польоти «з конвеєра», що виключають проміжні рулювання, приводить до істотної економії ресурсу.

На підставі результатів льотних випробувань випущено «Доповнення» до «Інструкції екіпажу літака Ан-22» [85] щодо питання «Послідовні польоти по колу «з конвеєра» і розпочато використання цієї методики при

навчанні екіпажів.

Таблиця 10.1 – Зміна пошкоджуваності нижньої поверхні крила

Число польотів у серії	Пошкоджуваність крила при польоті по КПЕ $\xi_{\text{КПЕ}}$	Пошкоджуваність нижньої поверхні крила за серію польотів «з конвеєра» $\xi_{\text{конв}}$	$K = \xi_{\text{конв}}/\xi_{\text{КПЕ}}$
1	1,0	-	-
2	2,0	1,271	0,64
3	3,0	1,542	0,51
4	4,0	1,813	0,45
5	5,0	2,084	0,42
6	6,0	2,355	0,39
7	7,0	2,626	0,38
8	8,0	2,897	0,36
9	9,0	3,168	0,35
10	10,0	3,439	0,34

Проведені дослідження навантаженості крила літака Ан-22 при виконанні польотів за методом «з конвеєра» показали, що внаслідок розвантаження крила на наземному етапі його пошкоджуваність значно зменшується. Так, при збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила за політ падає з 64 до 34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті (польоті за «КПЕ»).

#### **10.5. Розроблення рекомендацій для експлуатуючих підрозділів за раціональною витратою ресурсу літака Ан-22**

На підставі методики визначення витрати ресурсу крила літака в експлуатації (див. підрозділ 10.1) і методики виконання тренувальних польотів з «конвеєра» (див. підрозділ 10.4) розроблені рекомендації для експлуатуючих організацій за раціональною витратою ресурсу літака Ан-22.

Рекомендації з раціональної витрати ресурсу погоджені із ЦАГІ. Довідкову допомогу з раціональної витрати міцнісного ресурсу при експлуатації літаків Ан-22 затверджено Замовниками.

Вплив швидкості рулювання. Проведений аналіз умов експлуатації літаків Ан-22 показав, що при виконанні навчально-тренувальних польотів рулювання літаків проводять зі швидкостями, що змінюються в широкому діапазоні від 10 до 60 км/год.

Для визначення впливу швидкості рулювання на пошкоджуваність крила проведено спеціальний льотний експеримент щодо виміру динамічних навантажень крила при рулюваннях по бетонованих руліжних доріжках зі швидкостями  $V_{\text{рул}} = 15, 30, 45$  і  $60$  км/год. На підставі результатів експерименту за допомогою програми розрахунку

індивідуальної витрати ресурсу проведено порівняльний розрахунок пошкоджуваності верхньої поверхні крила (в яку на етапі рулювання вносять основну частку пошкоджуваності) для двох профілів польотів:

політ №1:  $G_{зл} = 175$  тс;  $G_{пал} = 50$  тс;  $H_{еш} = 500$  м;  $T_{пол} = 20$  хв;

політ №2:  $G_{зл} = 205$  тс;  $G_{пал} = 50$  тс;  $H_{еш} = 7000$  м;  $T_{пол} = 3$  год.

Результати розрахунку наведені в таблиці 10.2.

Криві залежності відносної пошкоджуваності від швидкості рулювання показані на рисунку 10.5.

Отримані результати свідчать про те, що швидкість рулювання впливає на пошкоджуваність крила. Зміна швидкості рулювання в діапазоні від 0 до 30 км практично не впливає на пошкоджуваність крила. При подальшому збільшенні швидкості рулювання пошкоджуваність починає істотно зростати. Так, при збільшенні швидкості рулювання до 45 км/год пошкоджуваність верхньої поверхні крила зростає приблизно на 20 %, при збільшенні до 60 км/год – приблизно на 30 %.

Таблиця 10.2 – Відносна пошкоджуваність верхньої поверхні крила при різних швидкостях рулювання

Параметри польоту	$V_{рул}$ , км/год	Відносна пошкоджуваність
Політ №1: $G_{зл} = 175$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H_{еш} = 500$ м; $T_{пол} = 20$ мин	15	0,99
	30	1
	45	1,23
	60	1,33
Політ №2: $G_{зл} = 205$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H_{еш} = 7000$ м; $T_{пол} = 3$ ч	15	0,99
	30	1
	45	1,19
	60	1,23

Найбільш раціональними швидкостями рулювання при виконанні навчально-тренувальних польотів є швидкості рулювання 20 ... 30 км/год.

Вплив зменшення швидкості польоту на етапі зниження й польоту по колу. Вплив зменшення швидкості польоту на етапі зниження й польоту по колу на пошкоджуваність крила (нижньої поверхні, на яку на повітряному етапі польоту припадає основна частка пошкоджуваності) розглянуто на прикладі польотів на висотах  $H = 7000$  м і  $H = 500$  м. Параметри польотів наведені в таблиці 10.3.

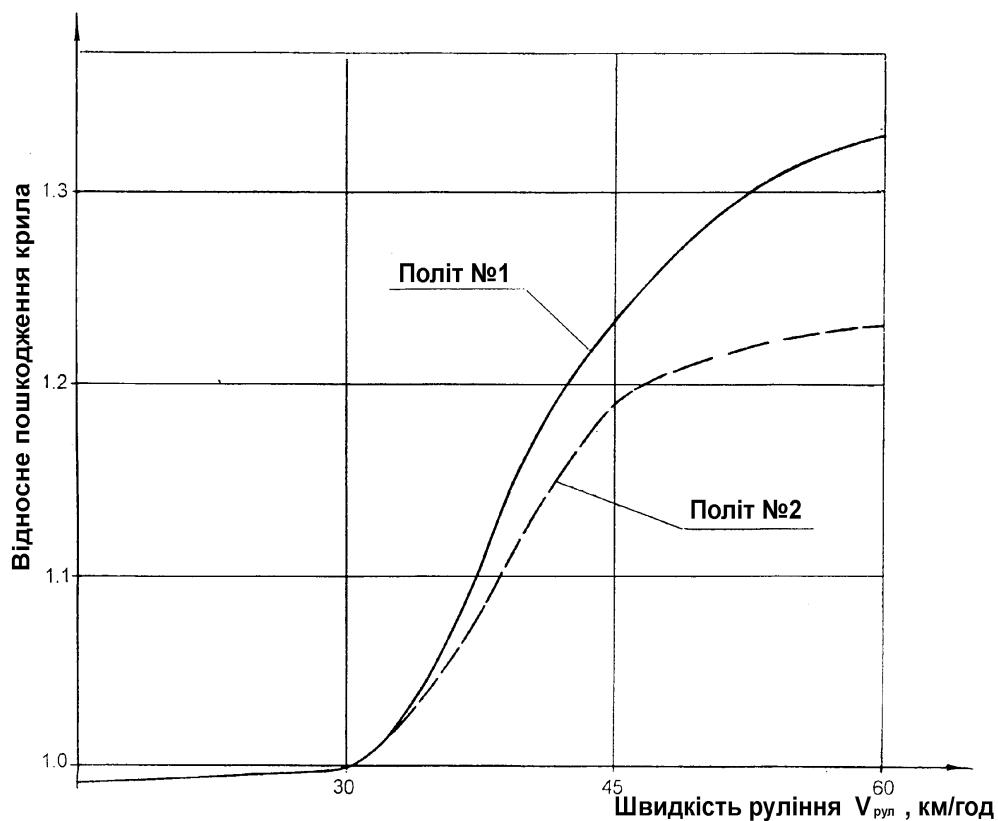


Рисунок 10.5 – Вплив швидкості рулювання на пошкоджуваність крила

Таблиця 10.3 – Швидкості польоту по колу

Етап польоту		До третього розвороту				Третій розворот			
Польотна вага, тс		160	180	200	220	160	180	200	220
Швидкість польоту $V_{пр}$ , км/год	найвигідніша	380	380	380	400	350	370	380	380
	мінімально припустима	315	335	355	375	315	335	355	375

Зменшення швидкості польотів проводили в такий спосіб. Для польотів з висотою ешелону  $H = 7000$  м швидкості зниження з висоти ешелону до висоти 3000 м зменшені з  $V_{пр} = 460$  км/год за інструкцією [85] до  $V_{пр} = 420$  км/год. Швидкості польоту по колу перед посадкою й польоту на висоті  $H = 500$  м зменшені до мінімально припустимих інструкцією [85] значень (див. табл. 10.3). На ділянці зниження з висоти 3000 м до висоти кола швидкість польоту плавно міняється до величини, що відповідає швидкості початку заходу на посадку.

При порівнянні пошкоджуваності крила в польотах зі швидкостями зниження відповідно до інструкції [85] і польотах зі зменшеними

швидкостями пройдений шлях як на ділянці зниження, так і на висоті кола приймають таким же.

Отримані оцінки пошкоджуваності розглянутих профілів польотів наведені в таблиці 10.4.

Таблиця 10.4 – Порівняльні оцінки пошкоджуваності крила

№ п/п	Параметри польотів	Пошкоджуваність, тип. пол.		Відносна пошкоджуваність $K(^*)$
		Швидкості польоту за інструкцією $V_{зниж.пр} = 460$ км/год $V_{кол.пр} = 380$ км/год	Зменшені швидкості польоту $V_{зниж.пр} = 420$ км/год $V_{кол.пр} = 315$ км/год	
1	$G_{зл} = 175$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 500$ м; $T_{пол} = 10$ хв	0,307	0,259	0,84
2	$G_{зл} = 175$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 500$ м; $T_{пол} = 20$ хв	0,381	0,300	0,80
3	$G_{зл} = 175$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 500$ м; $T_{пол} = 30$ хв	0,438	0,336	0,77
4	$G_{зл} = 205$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 7000$ м; $T_{пол} = 1$ год	0,996	0,862	0,87
5	$G_{зл} = 205$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 7000$ м; $T_{пол} = 2$ год	1,155	1,010	0,875
6	$G_{зл} = 205$ тс; $G_{пал} = 50$ тс; $H = 7000$ м; $T_{пол} = 3$ год	1,360	1,197	0,88

Примітка:  $K(^*)$  – відношення пошкоджуваності крила при польоті зі зменшеними швидкостями й пошкоджуваності крила при польоті за інструкцією [85].

Як слідує з таблиці 10.4, зменшення швидкості польоту на етапі зниження й польоту по колу приблизно на 40...60 км/год порівняно з інструкцією [85] приводить до зменшення пошкоджуваності крила на 15...25 %.

Польоти «з конвеєра». Зниження пошкоджуваності крила може бути досягнуто шляхом заміни звичайних навчально-тренувальних польотів по

колу польотами з послідовними зльотами безпосередньо після приземлень (див. підрозділ 10.2).

При збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила за політ падає до 64...34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті (за інструкцією), а пошкоджуваність верхньої поверхні в серії польотів «з конвеєра» практично дорівнює пошкоджуваності одного звичайного польоту.

Вплив висоти ешелону й тривалості польоту. Вплив висоти польоту на пошкоджуваність крила (нижньої поверхні) є найбільш значним на малих висотах польоту, менших за 1500 метрів. Наприклад, пошкоджуваність півгодинного польоту на висоті 400 м на 60...80 % вище пошкоджуваності відповідного польоту на висоті 4000 метрів.

Отже, необхідно прагнути до зменшення тривалості польоту на малих висотах.

Вплив вихідного заправлення паливом. Більше заправлення паливом призводить до істотного збільшення пошкоджуваності крила (верхньої поверхні). Так, наприклад, збільшення заправлення палива від 30 до 80 тс призводить більш ніж до дворазового збільшення пошкоджуваності.

Тому польоти, зокрема тренувальні, доцільно виконувати при малому й середньому заправленнях паливом (30...60 тс).

Вплив аеродромного покриття. Аеродромне покриття впливає на пошкоджуваність крила (верхньої поверхні). Пошкоджуваність крила при зльоті й посадці, що виконуються з ґрунтового аеродрому, в 1,5 – 2 рази більше пошкоджуваності крила при зльоті й посадці з бетонованого аеродрому.

Комплексування вправ. Можливість зниження пошкоджуваності крила при комплексуванні вправ розглянуто на прикладах польоту з параметрами:  $G_{зл} = 175$  тс;  $G_{пал} = 50$  тс;  $H = 3000$  м;  $T_{пол} = 30$  хв.

До запасу надійності приймають допущення про те, що об'єднання вправ, що виконуються в окремих польотах, в одному польоті приводить до збільшення тривалості польотів в  $n$  раз, де  $n$  – число поєднаних вправ.

Результати розрахунку пошкоджуваності крила при комплексуванні двох і трьох вправ в одному польоті (з урахуванням прийнятих вище допущень) наведені в таблиці 10.5. На підставі результатів, отриманих у таблиці 10.5, може бути зроблений такий висновок. Порівно з пошкоджуваністю некомплексного польоту пошкоджуваність, що доводиться на одну вправу при комплексуванні двох і трьох вправ в одному польоті, зменшується й становить:

- по нижній поверхні крила – відповідно 57 і 42 %;
- по верхній поверхні – відповідно 49 і 32 %.

Таким чином, комплексування вправ в одному польоті дозволяє істотно понизити інтенсивність витрати ресурсу крила. Комплексування вправ в навчально-тренувальних польотах є одним з найбільш

ефективних шляхів вирішення питання щодо раціональної витрати ресурсу при експлуатації літаків.

Оцінювання можливого зниження пошкоджуваності крила. Оцінювання можливого зниження пошкоджуваності крила шляхом оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів виконано на підставі таких допущень:

1. Частку тренувальних польотів в експлуатації літаків Ан-22 відповідно до результатів оброблення статистики експлуатації приймають такою, що дорівнює 70 %.

2. Відповідно до курсу підготовки екіпажів літаків приймають такий розподіл навчально-тренувальних польотів:

- 40 % всіх навчально-тренувальних польотів становлять польоти по колу або  $0,7 \times 40 \% = 28 \%$  від загального числа польотів в експлуатації;
- 60 % польотів у зону або  $0,7 \times 60 \% = 42 \%$  від загального числа польотів в експлуатації.

Таблиця 10.5 – Пошкоджуваність крила при комплексуванні двох і трьох вправ в одному польоті

№ п/п	Параметри польоту	Кількість вправ в одному польоті ( $n_i$ )	Нижня поверхня			Верхня поверхня		
			Пошкоджуваність $N_{екв, пол}^{н.п.}$ ["тип". пол]	Пошкоджуваність $N_{екв, i}^{н.п.}$ ["тип". пол]	Пошкоджуваність $N_{екв, i}^{н.п.}$ , $n_i$	Пошкоджуваність $N_{екв, пол}^{в.п.}$ ["тип". пол]	Пошкоджуваність $N_{екв, i}^{в.п.}$ ["тип". пол]	Пошкоджуваність $N_{екв, i}^{в.п.}$ , $n_i$
1	$G_{зл}=175$ тс; $G_{пал}=50$ тс; $H_{еш}=3000$ м; $T_{пол}=30$ хв;	1	0.4143	1.0	1.0	0.7628	1.0	1.0
2	$G_{зл}=175$ тс; $G_{пал}=50$ тс; $H_{еш}=3000$ м; $T_{пол}=1.0$ год;	2	0.4732	1.14	0.57	0.7500	0.98	0.49
3	$G_{зл}=175$ тс; $G_{пал}=50$ тс; $H_{еш}=3000$ м; $T_{пол}=1.5$ год;	3	0.5657	1.27	0.42	0.7359	0.96	0.32

3. Приймають, що 80 % польотів по колу можуть бути виконані «конвеєрним» способом – по п'ять у серії ( $0,28 \times 80 \% = 22,4 \%$  від загального числа експлуатаційних польотів) і 50 % польотів у зону за рахунок більш широкого комплексування вправ в одному польоті – по три вправи в одному польоті ( $0,42 \times 50 \% = 21 \%$  від загального числа експлуатаційних польотів).

Окрім того приймають, що всі навчально-тренувальні польоти можуть бути виконані зі зменшеними швидкостями польоту на етапах зниження й польоту по колу.

Прийнятий на підставі аналізу статистики експлуатації й відповідних теоретичних розрахунків розподіл пошкоджуваності рейсових і тренувальних польотів наведено в таблиці 10.6.

Таблиця 10.6 – Пошкоджуваність рейсових і навчально-тренувальних польотів

№ п/п	Вид поверхні	Пошкоджуваність рейсових польотів («тип».пол.)	Пошкоджуваність навчально-тренувальних польотів	
			пльотів по колу«тип».пол.	пльотів у зону «тип».пол.
1	Нижня поверхня	1,0	0,3	0,5
2	Верхня поверхня	1,0	0,8	0,8

Розподіл пошкоджуваності крила в експлуатації без оптимізації й з оптимізацією режимів і профілів навчально-тренувальних польотів відповідно до прийнятих вище допущень має такий вигляд:

1. Без оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів.

Еквівалент експлуатації (інакше – середня пошкоджуваність одного польоту в експлуатації)  $N_{\text{екв.}\Sigma}$  визначиться у вигляді суми складових пошкоджуваності від рейсових польотів ( $N_{\text{екв}}^{\text{рейс.пол}}$ ) і навчально-тренувальних польотів – польотів по колу ( $N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр. пол. по колу}}$ ) і польотів у зону ( $N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр.пол. в зону}}$ ):

$$N_{\text{екв.}\Sigma} = N_{\text{екв}}^{\text{рейс.пол}} + N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр. пол. по колу}} + N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр. пол. в зону}}$$

Величина даного еквівалента в одиницях пошкоджуваності «типового» польоту становить:

– для нижньої поверхні

$$N_{\text{екв.}\Sigma}^{\text{н.п}} = 0,3 \times 1,0 + 0,28 \times 0,3 + 0,42 \times 0,5 = 0,3 + 0,084 + 0,21 = 0,594 \text{ (тип. пол.)};$$

– для верхньої поверхні

$$N_{\text{екв.}\Sigma}^{\text{в.п}} = 0,31 \times 1,0 + 0,28 \times 0,8 + 0,42 \times 0,8 = 0,3 + 0,224 + 0,336 = 0,86 \text{ (тип. пол.)}.$$

2. З оптимізацією режимів і профілів навчально-тренувальних польотів.

Еквівалент експлуатації ( $N_{\text{екв.}\Sigma}^1$ ) визначиться у вигляді суми складових пошкоджуваності від рейсових польотів ( $N_{\text{екв}}^{\text{рейс.пол}}$ ), навчально-тренувальних польотів – звичайних польотів по колу, виконуваних за інструкцією [85] ( $N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр.пол. по колу}}$ ), польотів по колу, перекладних «на конвеєр» ( $N_{\text{екв}}^{\text{«конвеєр»}}$ ), польотів у зону без комплексування вправ в одному польоті ( $N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр.пол в зону}}$ ) і польотів у зону з комплексуванням вправ в одному польоті ( $N_{\text{екв}}^{\text{«комплекс»}}$ ):

$$N_{\text{екв.}\Sigma}^1 = N_{\text{екв}}^{\text{рейс.пол}} + N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр.пол. по колу}} + N_{\text{екв}}^{\text{«конвеєр»}} + N_{\text{екв}}^{\text{навч-тр.пол в зону}} + N_{\text{екв}}^{\text{«комплекс»}}$$



Величина еквівалента експлуатації в розглянутому випадку оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів з урахуванням зниження швидкості польоту на етапах зниження й польоту по колу становитиме:

– для нижньої поверхні

$$N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{H.П}} = 0,3 \times 1,0 + 0,056 \times 0,3 \times 0,8 + 0,224 \times 0,3 \times 0,42 \times 0,8 + 0,21 \times 0,5 \times 0,875 + 0,21 \times 0,5 \times 0,42 \times 0,875 = 0,3 + 0,013 + 0,023 + 0,092 + 0,039 = 0,467 \text{ (тип. пол.)};$$

– для верхньої поверхні

$$N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{B.П}} = 0,3 \times 1,0 + 0,056 \times 0,8 + 0,224 \times 0,8 \times 0,2 + 0,21 \times 0,8 + 0,21 \times 0,8 \times 0,32 = 0,3 + 0,045 + 0,036 + 0,168 + 0,054 = 0,603 \text{ (тип. пол.)}.$$

Звідси зниження пошкоджуваності крила за рахунок розглянутої вище оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів становитиме:

– по нижній поверхні крила

$$K_{\text{H.П}} = N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{H.П}} / N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{H.П}} = 0,467 / 0,594 = 0,79;$$

– по верхній поверхні крила

$$K_{\text{B.П}} = N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{B.П}} / N_{\text{екв}\Sigma}^{\text{B.П}} = 0,603 / 0,86 = 0,7.$$

На підставі отриманих вище результатів може бути зроблений висновок про те, що оптимізація режимів і профілів навчально-тренувальних польотів дозволить істотно знизити пошкоджуваність крила й, отже, продовжити експлуатацію літаків парку. Відповідно до отриманих оцінок раціональне використання дозволить продовжити експлуатацію літаків не менш ніж на 20...30 % від величини ресурсу без додаткових конструктивних заходів.

На підставі отриманих вище результатів може бути зроблено висновок про те, що оптимізація режимів і профілів навчально-тренувальних польотів дозволить істотно знизити пошкоджуваність крила й, отже, продовжити експлуатацію літаків парку. Відповідно до отриманих оцінок раціональне використання дозволить продовжити експлуатацію літаків не менш ніж на 20...30 % від величини ресурсу без додаткових конструктивних заходів.

В навчально-тренувальних польотах по колу, виконуваних за методикою «з конвеєра», виключаються проміжні рулювання. Частку тренувальних польотів по колу, перекладних «на конвеєр», прийнято такою, що дорівнює 22,4 %. Відповідно до інструкції [85] годинна витрата палива одного двигуна на рулюванні становить 1615 кгс/год. Тривалість типового рулювання – 8 хв. Економія палива для чотирьох двигунів при польоті «з конвеєра» у розглянутому вище випадку п'яти польотів у серії з урахуванням частки польотів даного типу становили:

$$\Delta G_{\text{пал1}} = 0,224 \times 4 \times 8 / 60 \times 1615 \times 4 / 5 = 154,4 \text{ кгс}.$$

Для тренувальних польотів у зону у випадку комплексування трьох вправ в одному польоті виключаються два проміжних рулювання, два проміжних набори висоти й дві проміжні посадки. Економія палива для розглянутого вище профілю польоту визначається на основі інструкції [85]:

на наборі висоти	– 1450 кгс;
на зниженні К висоти кола	– 180 кгс;
на колі й посадці	– 1350 кгс;
на рулюванні	– $4,1615 \times 8/60 = 860$ кгс.

З урахуванням прийнятої вище частки тренувальних польотів у зону з комплексуванням вправ в одному польоті (21 %) економія палива в польоті розглянутого типу

$$\Delta G_{\text{пал}2} = 0,21(1540 + 180 + 1350 + 860)2/3 = 537,6 \text{ кгс/пол.}$$

Отже, сумарна економія палива на один експлуатаційний політ така:

$$\Delta G_{\text{пал}\Sigma} = \Delta G_{\text{пал}1} + \Delta G_{\text{пал}2} = 154,4 + 537,6 = 692 \text{ кгс/пол.}$$

Якщо прийняти середньорічний наліт літака Ан-22 таким, що дорівнює 150 польотам, то середньорічна економія палива для одного літака становитиме таку величину:

$$G_{\text{топл}} = 150 \times 692 = 103,8 \text{ тс.}$$

На підставі проведеного вище аналізу можливого зниження пошкоджуваності крила шляхом оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів можуть бути зроблені такі висновки:

1. Найбільш раціональними швидкостями рулювання при виконанні навчально-тренувальних польотів є швидкості рулювання в діапазоні 20...30 км/год.

Перевищення швидкості рулювання 30 м/год (максимальної згідно «Інструкцією екіпажу літака Ан-22» [85]) призводить до істотного збільшення пошкоджуваності крила. Так, при рулюванні зі швидкістю 60 км/год пошкоджуваність крила збільшується приблизно на 30 % порівняно з пошкоджуваністю при рулюванні зі швидкістю 30 км/год.

2. Зменшення швидкості польоту на етапах зниження й польоту по колу є значущим з погляду зниження пошкоджуваності крила. Так, зменшення швидкостей зниження й польоту по колу на 40...60 км/год порівняно з «Інструкцією, що рекомендується, екіпажу літака Ан-22 » [85], дає зниження пошкоджуваності 15...25%.

3. Заміна звичайних навчально-тренувальних польотів по колу польотами з послідовними зльотами безпосередньо після приземлень («з конвеєра») дозволяє істотно зменшити пошкоджуваність крила.

При збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність крила за політ зменшується до 64...34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті (за інструкцією [85]), а пошкоджуваність верхньої поверхні в серії польотів «з конвеєра» практично дорівнює пошкоджуваності одного звичайного польоту.

4. Вплив висоти польоту на пошкоджуваність крила (нижньої поверхні) є найзначнішим на малих висотах польоту, менших 1500 метрів. Наприклад, пошкоджуваність півгодинного польоту на висоті 400 м на 60...80 % вище пошкоджуваності відповідного польоту на висоті 4000 м. Отже, необхідно прагнути до зменшення тривалості польоту на малих висотах.

5. Більше заправлення паливом призводить до істотного збільшення пошкоджуваності крила (верхньої поверхні). Так, наприклад, збільшення заправлення палива від 30 до 80 тс призводить більш ніж до дворазового збільшення пошкоджуваності. Тому польоти, зокрема тренувальні, доцільно виконувати при малому й середньому заправленнях паливом (30...60 тс).

6. Вид покриття аеродрому впливає на пошкоджуваність крила (верхньої поверхні). Пошкоджуваність крила при зльоті й посадці, що виконуються з ґрунтового аеродрому, приблизно в 1,5 – 2 рази більше пошкоджуваності крила при зльоті й посадці з бетонованого аеродрому.

7. Комплексування вправ у навчально-тренувальних польотах є одним із найбільш ефективних шляхів вирішення питання раціональної витрати ресурсу крила. Ефект зниження пошкоджуваності крила за рахунок комплексування вправ – дуже значний. Так, наприклад, комплексування трьох вправ в одному польоті приводить до зниження пошкоджуваності нижньої поверхні крила приблизно на 60 %, верхньої поверхні – близько 70 %.

8. Оцінювання можливої економії витрати ресурсу крила шляхом описаної вище оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів (з урахуванням реальної частки навчально-тренувальних польотів в експлуатації літаків парку) свідчить про можливість продовження експлуатації літаків парку в межах 20...30 % величини ресурсу без додаткових конструктивних заходів.

9. Оптимізація режимів і профілів навчально-тренувальних польотів також дозволяє заощаджувати значну кількість палива. Відповідно до проведеної оцінки середньорічна економія палива для одного літака становитиме не менше 100 тонн.

## **Висновки**

1. Проведені дослідження показали, що для важких транспортних літаків ресурс за умовами витривалості необхідно встановлювати в так званих типових польотах, що приймають за одиницю виміру пошкоджуваності, а напрацювання ресурсу визначати індивідуально для кожного зразка літака.

2. Розроблено методику визначення витрати ресурсу крила транспортного літака (а.с. 308038 СРСР від 04.07.1988 р.), що дозволяє визначати напрацювання ресурсу кожним літаком залежно від конкретних умов його експлуатації, вчасно вносити корективи в експлуатацію, а також розробляти заходи щодо раціональної витрати ресурсу літаками.

3. Для транспортних літаків середнього класу у випадку їхнього використання в змішаному варіанті (звичайному й спецпризначення) необхідно уточнювати порядок напрацювання призначених ресурсів залежно від умов застосування, що змінилися. Передбачений Нормами

льотної придатності принцип поетапного встановлення й продовження ресурсу до списання дає можливість і в цьому випадку вчасно враховувати такі зміни.

4. Застосування індивідуального продовження ресурсів і термінів служби літакам ДП «АНТОНОВ» дозволяє забезпечувати їхню безпечну експлуатацію з максимальним використанням ресурсних можливостей конструкції. Показано необхідність навчання фахівців АТБ і ремзаводів фахівцями ОКБ неруйнівним методам контролю стосовно кожного типу літаків і кожного критичного місця, а також участь фахівців ОКБ у Дослідженнях технічного стану літаків.

5. Розроблено методу виконання послідовних зльото-посадок літака (а.с. 1320993 СРСР від 01.03.1987 р.). Проведені дослідження навантаженості крила літака Ан-22 при виконанні польотів за даною методикою показали, що внаслідок розвантаження крила на наземному етапі його пошкоджуваність значно зменшується. Так, при збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила за політ падає з 64 до 34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті (польоті за «КПЕ»). Оскільки при виконанні польоту «з конвеєра» верхня поверхня крила практично увесь час знаходиться в стисломому стані, тобто не ушкоджується, то її сумарна пошкоджуваність у серії польотів «з конвеєра» дорівнює пошкоджуваності одного звичайного польоту.

На підставі результатів льотних досліджень до «Інструкції екіпажу літака Ан-22» [85] складено «доповнення», що передбачає виконання тренувальних польотів за відпрацюванням зльото-посадок за методом «з конвеєра».

Методика польотів «з конвеєра» рекомендована для виконання навчально-тренувальних польотів для всіх типів транспортних літаків і застосовується, зокрема, на літаках Ан-32, Ан-124 і Ан-124-100.

6. Розроблено «Рекомендації для експлуатації» і «Довідкова допомога з раціональної витрати ресурсу літака Ан-22».

Розглянуто вплив на пошкоджуваність планера при виконанні тренувальних польотів таких чинників:

- швидкості рулювання;
- зменшення швидкості польоту на етапі зниження й польоту по колу;
- польотів «з конвеєра»;
- висоти ешелону й тривалості польоту;
- заправлення паливом;
- виду покриття аеродрому;
- комплексування навчальних вправ.

Показано таке:

А. Найбільш раціональними швидкостями рулювання при виконанні навчально-тренувальних польотів є швидкості рулювання в діапазоні 20...30 км/год. Перевищення швидкості рулювання 30 км/год

(максимальної згідно з «Інструкцією екіпажу літака Ан-22» [85]) приводить до істотного збільшення пошкоджуваності крила. Так, при рулюванні зі швидкістю 60 км/год пошкоджуваність крила збільшується приблизно на 30 % порівняно з пошкоджуваністю при рулюванні зі швидкістю 30 км/год.

Б. Зменшення швидкості польоту на етапах зниження й польоту по колу є значущим з погляду зниження пошкоджуваності крила. Так, зменшення швидкостей зниження й польоту по колу порядку на 40...60 км/год порівняно з рекомендованою «Інструкцією екіпажу літака Ан-22» [85] дає зниження пошкоджуваності 15...25 %.

В. Вплив висоти польоту на пошкоджуваність крила (нижньої поверхні) є найзначнішим на малих висотах польоту, менших 1500 метрів. Наприклад, пошкоджуваність півгодинного польоту на висоті 400 м на 60...80 % вище пошкоджуваності відповідного польоту на висоті 4000 м. Отже, необхідно прагнути до зменшення тривалості польоту на малих висотах.

Г. Більше заправлення паливом призводить до істотного збільшення пошкоджуваності крила (верхньої поверхні). Так, наприклад, збільшення заправлення палива від 30 до 80 тс призводить більш ніж до дворазового збільшення пошкоджуваності. Тому польоти, зокрема тренувальні, доцільно виконувати при малому й середньому заправленнях паливом (30...60 тс).

Д. Вид покриття аеродрому впливає на пошкоджуваність крила (верхньої поверхні). Пошкоджуваність крила при зльоті й посадці, що виконують з ґрунтового аеродрому, приблизно в 1,5 – 2 рази більше пошкоджуваності крила при зльоті й посадці з бетонованого аеродрому.

Е. Комплексування вправ у навчально-тренувальних польотах є одним з найбільш ефективних шляхів вирішення питання раціональної витрати ресурсу крила. Ефект зниження пошкоджуваності крила шляхом комплексування вправ – дуже значний. Так, наприклад, комплексування трьох вправ в одному польоті приводить до зниження пошкоджуваності нижньої поверхні крила порядком на 60 %, верхньої поверхні – приблизно на 70 %.

Є. Можлива економія витрати ресурсу крила шляхом оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів (з урахуванням реальної частки навчально-тренувальних польотів в експлуатації літаків парку) може становити 20...30 % без додаткових конструктивних заходів, а середньорічна економія палива для одного літака – приблизно 100 тонн.

Ж. Розроблені методики й прийнята на ДП «АНТОНОВ» концепція індивідуального встановлення ресурсів і термінів служби дозволяють максимально виявляти ресурсні можливості конструкції планерів літаків при забезпеченні необхідного рівня безпеки, про що свідчать, наприклад, досягнуті до теперішнього часу літаками Ан-24 напрацювання 40000 польотів (43000 польотів – літаками Болгарії), 57000 льотних годин і термін служби 35 років.

## ВПРОВАДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МЕТОДИК І СПОСОБІВ ВИЗНАЧЕННЯ Й РЕАЛІЗАЦІЇ НАЯВНИХ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Описані в роботі методики й способи визначення й реалізації розташовуваних ресурсних характеристик транспортних літаків розробляли на ДП «АНТОНОВ» протягом більш ніж 20 років і впроваджувалися в практику роботи ДП «АНТОНОВ» у міру їхнього розроблення.

1. Розроблені способи маркування програм навантаження при лабораторних випробуваннях, викладені в підрозділі 8.1, застосовують на ДП «АНТОНОВ» з 1979 року при втомних випробуваннях крил літаків Ан-12, Ан-22 (у тому числі при випробуванні на залишкову міцність крила з метою визначення критичного розміру втомної тріщини в профілі роз'єму), Ан-24, Ан-28, Ан-32, Ан-72, Ан-124 і конструктивних зразків, що підтверджується актом про впровадження.

Застосування маркованих програм навантаження дозволило за допомогою наступних фрактографічних досліджень одержати достовірну інформацію про кінетику втомних тріщин у критичних елементах конструкції зазначених літаків і використати її при встановленні призначених ресурсів.

Розроблена методика маркування дозволила значно (на порядок) зменшити трудомісткість фрактографічних досліджень.

2. Розроблена методика експериментального визначення критичного розміру утомного ушкодження при випробуванні одного зразка конструкції (див. підрозділ 8.2) дозволила визначити критичний розмір втомної тріщини в нижньому профілі роз'єму крила літака Ан-22, виготовленого з матеріалу В93Т1, і визначити весь процес руйнування. Критична довжина тріщини в профілі роз'єму становила  $L_{кр} = 30$  мм (з урахуванням діаметра отвору).

Отримані результати використані при встановленні призначеного ресурсу літака Ан-22.

Розроблена методика експериментального визначення критичного розміру втомної тріщини дозволяє визначити цей розмір при випробуванні на залишкову міцність одного «зразка».

3. Отримані результати дослідження закономірностей впливу одиничних попередніх позитивних перевантажень на характеристики втомної довговічності зразків з отвором зі срлаву Д16чТ при навантаженні, що імітує навантаження крила транспортного літака Ан-124 (див. підрозділ 8.3.), використані при обґрунтуванні ресурсу силової конструкції літаків Ан-124 і Ан-124-100.

Проблема впливу попередніх позитивних перевантажень на

характеристики втомної довговічності при наступних випробуваннях на витривалість і живучість була особливо актуальною після прийняття на ДП «АНТОНОВ» концепції сполучення втомних і статичних випробувань літака Ан-124 на одному зразку, що дозволило заощадити один літак.

Проведені дослідження дозволили визначити ступінь впливу попередніх позитивних перевантажень на ресурсні характеристики на стадії до появи тріщини й стадії її росту.

4. Розроблення методика оцінювання дії циклічних навантажень, що ушкоджує, на стадії росту тріщини (а.с. 1128768 від 8.08.1984 р.) дозволило застосувати її при дослідженні закономірностей впливу стискувальних навантажень на стадії росту втомної тріщини й уточнити існуючу методику урахування впливу негативної частини циклічних навантажень на стадії росту тріщин при розрахунку еквівалентів [78].

5. Розроблену методику визначення витрати ресурсу крила транспортного літака (а. с. 308038 від 01.02.1990 р., див. підрозділ 8.1) використовують при встановленні призначених ресурсів літакам Ан-12, Ан-22, Ан-124, Ан-124-100.

Застосування такої методики дозволяє визначати напрацювання ресурсу кожним літаком залежно від конкретних умов його експлуатації, вчасно вносити корективи в експлуатацію, а також розробляти заходи щодо раціональної витрати ресурсу літаками.

Економічний ефект від використання методики індивідуального урахування витрат ресурсу крила тільки для літаків Ан-22 становив  $\approx$  \$360 млн.

6. На ДП «АНТОНОВ» з початку 90-х років прийнято концепцію індивідуального підходу до подовження ресурсів і термінів служби літаків Ан, описану в підрозділі 9.3.

Суть концепції полягає в тому, що для забезпечення безпеки старих літаків потрібно оформляти для них не тільки базові висновки на експлуатацію парку, але й індивідуальні висновки на кожний літак із цього парку з обов'язковим оглядом цього борту перед подовженням ресурсу відповідно до спеціально розробленої для нього програми. Дослідження технічного стану конкретного літака мають виконувати фахівці, атестовані ДП «АНТОНОВ», за участю фахівців ДП «АНТОНОВ». Надалі такий підхід рекомендований до застосування літакобудівним фірмам ЦАГІ [83, 84].

Застосування описаного вище підходу ДП «АНТОНОВ» щодо індивідуального подовження ресурсів і термінів служби літаків ДП «АНТОНОВ» дозволяє забезпечувати їхню безпечну експлуатацію з максимальним використанням ресурсних можливостей силової конструкції планера.

7. Розроблену методику виконання тренувальних польотів літаків із конвеєра з метою зменшення витрати ресурсу крила (а. с. 1320993 від 01.03.1987 р., див. підрозділ 9.4) застосовують при виконанні навчально-тренувальних польотів на літаках Ан-22, Ан-32, Ан-124 і Ан-124-100. Така

методика рекомендована для навчання екіпажів при виконанні навчально-тренувальних польотів на всіх типах транспортних літаків.

Застосування зазначеної методики зменшує витрату ресурсу конструкції планера й витрату палива.

8. Розроблено рекомендації (див. підрозділ 9.5) для експлуатації за раціональною витратою ресурсу літака Ан-22. Виконано аналіз можливого зниження пошкоджуваності крила й економії палива шляхом оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів літаків Ан-22.

Таким чином, всі розроблені методики й способи визначення й реалізації наявних ресурсних характеристик транспортних літаків, описані в даній роботі, впроваджені в практику встановлення й подовження призначених ресурсів літакам ДП «АНТОНОВ».

## Висновки

На підставі проведених теоретичних і експериментальних досліджень можна констатувати таке:

1. Розроблено різні способи маркування програмного навантаження при випробуваннях на живучість і залишкову міцність:

– зміною числа циклів «динаміки» у сусідніх блоках не менш ніж на два цикли в програмах типу «поле за польотом»;

– вставками програми зі змінною динамікою від вставки до вставки не менше ніж на два цикли при навантаженні симетричними або віднульовими циклами;

– вставками різних комбінацій блоків навантажень малої амплітуди й періодичними розвантаженнями в навантаження при випробуваннях конструкції на залишкову міцність.

Розроблена методика маркування дозволяє визначати моменти зародження й кінетику розвитку втомних тріщин, у тому числі й у недоступних для візуальних спостережень зонах, критичний розмір утомного ушкодження й значно (на порядок) зменшувати трудомісткість фрактографічних досліджень.

Розроблені способи маркування програмного навантаження використовувались або використовуються при випробуваннях на живучість і залишкову міцність літаків Ан-24, Ан-28, Ан-12, Ан-22, Ан-32, Ан-72, Ан-124 і конструктивних зразків літаків Ан-22, Ан-124, Ан-70.

2. Розроблено методику експериментального визначення критичних розмірів утомного ушкодження при випробуванні одного зразка конструкції на залишкову міцність.

Методику використано для визначення критичного розміру втомної тріщини в профілях роз'єму крила літака Ан-22 при випробуванні натурального зразка. Критичний розмір утомної тріщини в нижньому профілі роз'єму крила, виготовленому з матеріалу В93Т1, становив  $L_{кр} = 30$  мм з урахуванням діаметра отвору.



3. Виконано експериментальне дослідження закономірності впливу попередніх одиничних позитивних перевантажень на характеристики втомної довговічності зразків з отвором зі сплаву Д16чт при навантаженні, що імітує навантаження крила транспортного літака.

Установлено таке:

А. Показано, що попереднє позитивне перевантаження приводить до збільшення втомної довговічності на стадії як до появи тріщин, так і на стадії їхнього росту.

Б. Вплив попередніх позитивних перевантажень має монотонний характер і зростає зі збільшенням їхнього значення. Так, додаток навантаження з перевантаженням  $K = 1,25$  практично не впливав на втомні характеристики як на стадії до появи (до  $L_{тр} = 0,2$  мм), так і на стадії росту тріщин. При перевантаженні  $K = 1,5$  загальна довговічність збільшилася в 1,07 раза. При цьому тривалість розвитку тріщин зросла в 1,12 раза, період до зародження – в 1,04 раза. Перевантаження  $K = 2,0$  збільшувала довговічність приблизно в 1,7 раза, а період до зародження й тривалість росту тріщини – відповідно в 1,6 і 1,9 раза.

В. Збільшення довговічності на стадії росту тріщини в основному відбувалося за рахунок зниження швидкостей у зоні концентратора (отвору), що, мабуть, зумовлено утворенням зони пластичності внаслідок перевантаження.

Г. З віддаленням від концентратора при одному і тому ж перевантаженні вплив попереднього перевантаження на швидкість росту тріщини зменшується й при довжинах  $L \geq 12$  мм практично відсутній навіть при максимальній з досліджуваних перевантажень  $K = 2,12$ .

Проведені дослідження впливу попередніх перевантажень на характеристики втомної довговічності дозволили врахувати цей вплив на результати сполучених (утомних і статичних) випробувань літака Ан-124 і розділити цей вплив на стадіях до появи тріщини та її розвитку

Д. Отримані результати досліджень впливу позитивних попередніх одиничних перевантажень на характеристики втомної довговічності використані при обґрунтуванні ресурсу силової конструкції планера літаків Ан-12, Ан-124 і Ан-124-100.

4. Розроблено методику оцінювання дії циклічних навантажень, що ушкоджують (а. с. 1128768). Показано, що фрактографічний метод дозволяє визначати співвідношення дії циклічних навантажень, що ушкоджують, на стадії росту тріщин – еквіваленти.

Розроблена методика має такі переваги:

– порівняння «миттєвих» значень швидкостей росту тріщин, що відповідають різним навантаженням, проводять у локальних зонах, що практично виключає вплив неоднорідності структури матеріалу;

– оскільки порівняння кроку боріздок здійснюють на поверхні зламу того самого конструктивного елемента, то виключається вплив розсіювання властивостей даного матеріалу, технології виготовлення,

установки конструктивного елемента у випробувальній машині, умов випробувань;

- виключення перерахованих вище чинників, що впливають на розсіювання швидкості росту тріщин, приводить до значного скорочення обсягу цільового експерименту;

- для визначення еквівалентів можуть використовуватися втомні злами різних конструктивних елементів, випробуваних за програмами навантаження, для яких вдається встановити однозначну відповідність навантажень і боріздок, навіть якщо зони руйнування не були доступними для спостереження в процесі випробувань;

- на одному зразку можуть бути визначені еквіваленти для декількох навантажень.

5. Проведено дослідження закономірностей впливу стискувальних навантажень на стадії росту тріщини в зразках з алюмінієвих сплавів В95 і Д16 за допомогою способу (а. с. 1128768). Установлено таке:

- додаток напівциклу стискання збільшує дію навантаження, що ушкоджує, порівняно з віднульовим циклом однакового максимального рівня;

- зі збільшенням стискувальних навантажень їхня дія, що ушкоджує, зростає;

- зі збільшенням розтягальних навантажень при постійній стискаючій напрузі відносний вплив стискувальних навантажень зменшується;

- зі збільшенням довжини тріщини дія стискувальних ушкоджувальних навантажень зменшується;

- у досліджуваних умовах довжин тріщин ( $L_{тр} \leq 15$  мм) і співвідношень максимальних і мінімальних навантажень ( $\sigma_{max} = 140$  МПа,  $\sigma_{min} = -40 \dots -140$  МПа) для матеріалів Д16 і В95 вплив стискувальних навантажень не перевищував 40 % і не був меншим 8 %.

6. Виявлено, що існуючі рекомендації з урахування впливу стискувальних навантажень при розрахунку еквівалентів на стадії росту тріщини занижують вплив стискувальних навантажень. Запропоновано методику урахування впливу стискувальних навантажень при розрахунку еквівалентів на стадії росту тріщини.

7. Установлено, що для важких транспортних літаків ресурс за умовами витривалості необхідно призначати в так званих «типових польотах», прийнятих за одиницю виміру пошкоджуваності, а напрацювання ресурсу варто визначати індивідуально для кожного зразка літака.

8. Розроблено методику визначення витрати ресурсу крила транспортного літака (а.с. 308038), що дозволяє визначати напрацювання ресурсу кожним літаком залежно від конкретних умов його експлуатації, вчасно вносити корективи в експлуатацію, а також розробляти заходи щодо раціональної витрати ресурсу літаками.

Методику індивідуальної витрати ресурсу крила застосовують при встановленні призначених ресурсів літакам Ан-12, Ан-22, Ан-124, Ан-124-100.

Економічний ефект від використання методики індивідуальної витрати ресурсу тільки для літаків Ан-22 становив  $\approx$  \$360 млн.

9. Показано, що для транспортних літаків середнього класу у випадку їхнього використання в змішаному варіанті (звичайному й спецпризначення) необхідно уточнювати порядок напрацювання ресурсів залежно від умов застосування, що змінилися. Передбачений Нормами льотної придатності принцип поетапного встановлення й подовження ресурсу до списання дає можливість вчасно враховувати такі зміни.

10. Розроблено методику виконання послідовних польотів літака «з конвеєра» (а.с. 1320993) для виконання тренувальних польотів екіпажів. Проведені дослідження навантаженості крила літака Ан-22 при виконанні польотів за даною методикою показали, що внаслідок розвантаження крила на наземному етапі його пошкоджуваність значно зменшується. Так, при збільшенні серії польотів «з конвеєра» із двох до десяти середня пошкоджуваність нижньої поверхні крила за політ падає з 64 до 34 % від пошкоджуваності крила у звичайному польоті (польоті за КПЕ).

Оскільки при виконанні польоту «з конвеєра» верхня поверхня крила практично весь час стиснута, тобто не ушкоджується, то її сумарна пошкоджуваність у серії польотів «з конвеєра» дорівнює пошкоджуваності одного звичайного польоту. Спосіб виконання послідовних зльотів-посадок літака («з конвеєра») використовують для навчання екіпажів на літаках Ан-32, Ан-22, Ан-124, Ан-124-100.

11. Розроблено «Рекомендації для експлуатації» і «Довідкова допомога з раціональної витрати ресурсу літака Ан-22», які затверджені або погоджені із ЦАГІ.

Розглянуто вплив на пошкоджуваність планера при виконанні тренувальних польотів таких чинників:

- швидкості рулювання;
- зменшення швидкості польоту на етапі зниження й польоту по колу;
- польотів «з конвеєра»;
- висоти ешелону й тривалості польоту;
- вихідного заправлення паливом;
- виду покриття аеродрому;
- комплексування навчальних вправ.

Можлива економія витрати ресурсу крила за рахунок оптимізації режимів і профілів навчально-тренувальних польотів (з урахуванням реальної частки навчально-тренувальних польотів в експлуатації літаків парку) може становити 20...30 % без додаткових конструктивних заходів, а середньорічна економія палива для одного літака – 100 тонн.

12. Розроблені методики й способи виявлення й реалізації наявних

ресурсних характеристик і прийнята на ДП «АНТОНОВ» концепція індивідуального встановлення ресурсів і термінів служби дозволяють максимально виявляти ресурсні можливості конструкції планерів літаків при забезпеченні необхідного рівня безпеки, про що свідчать, наприклад, досягнуті до теперішнього часу літаками Ан-24 рекордні для країн СНД напрацювання 40000 польотів (43000 польотів – літаками Болгарії), 57000 льотних годин і термін служби 35 років.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – Москва: Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – МАК, 2004.
3. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А. К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
4. Уголок неба – большая авиационная Энциклопедия [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>. – 24. 04. 2014.
5. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие: в 2 ч. / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч. 1. – 454 с.; – Ч. 2. – 390 с.
6. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст]: учеб. пособие. – Т. 1 / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – Москва: Машиностроение, 1977. – 344 с.
7. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров [и др.]. – Москва: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
8. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: моногр. / А.Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
9. Grebenikov, A. Methodology of integrated designing and modelling of aircraft assembly structures: training guide / A. G. Grebenikov. – Kharkov: National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», 2010. – 427 p.
10. Гребеніков, О. Г. Методологія інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій регламентованої довговічності [Електронний ресурс]: навч. посіб. / О.Г. Гребеніков. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2015. – 538 с. / Режим доступу: [http://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/Grebenikov\\_Metodologija.pdf](http://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/Grebenikov_Metodologija.pdf).
11. Principles of designing of airplanes with gas turbine engines: study guide / P.V. Balabuyev, S.A. Bichkov, A.G. Grebenikov and etc. – Kharkiv: National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», 2013. – 731 p.
12. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне

- функциональных отверстий [Текст] / Д. С. Кива, Г. А. Кривов, А. Г. Гребеников и др. – Киев: КВИЦ, 2015. – 188 с.
13. Гребеников, В.А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений [Текст]: монография / В. А. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 188 с.
  14. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета [Текст]: монография / А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. А. Матвиенко и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 192 с.
  15. Конструкционные материалы в самолетостроении / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. – Киев : КВИЦ, 2015. – 396 с.
  16. Наукові основи та методи проектування високоресурсної авіаційної техніки за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем [Текст] / О. А. Коцюба, О. Г. Гребеніков, Є. Т. Василевський, А. М. Гуменний // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп., 20-21 квіт. 2017 р. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2017. – С. 35 – 36.
  17. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.; – Ч. 2. – 326 с.; – Ч. 3. – 376 с.
  18. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории [Текст]: учебник: в 3 ч. / А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко, В. А. Урбанович и др.; под ред. В. А. Богуслаева. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Запорожье: изд. АО «МОТОР СИЧ», 2016. – Ч. 1. – 411 с.; – Ч. 2. – 454 с.; – Ч. 3. – 419 с.
  19. Единые Нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЕВ (ЕНЛГ - С). – 1985 .
  20. Методы определения соответствия к АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации». 30.12.1996.
  21. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР (НЛГС-2): 2-е изд. – 1974.
  22. D. M. Anderson and W. M. Mc Jee. Development and Application of Marker Loads for Fatigue Crack Growth Study on a Full-Seal Test Article.

- AIAA/ASME/SAE 17 th Structures Structural Dynamics and Materials Conference, 1976, P. 126 - 132.
23. J. Schijve. The significance of fractography for investigations of fatigue crack growth under variable-amplitude loading. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, v. 22, Number 2, 1999. – P. 87 - 99.
  24. Екименков, Л. Н. Разработка циклограмм маркерного нагружения крыла транспортного самолета применительно к условиям квазислучайного нагружения полетными блоками различных типов [Текст] /Л. Н. Екименков, Ю. М. Стойда // Прочность авиационных конструкций. Тр. ЦАГИ. – М., 1998. – С. 189 - 195.
  25. Шахатуни, Е. А. Ускорение фрактографического анализа усталостных изломов [Текст] / Е. А. Шахатуни, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин // *Авиационная промышленность*. –1979. – №7.
  26. Применение «меченых» программ нагружения при усталостных испытаниях конструкций из алюминиевых сплавов [Текст] / Е. А. Шахатуни, С. И. Емельянов, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин // Тез. докл. VI науч.-техн. конф. по выносливости и ресурсу авиационных конструкций. – Москва, ЦАГИ, 6-8 июня 1979.
  27. Шахатуни, Е. А. Практика маркирования усталостных программ нагружения [Текст] / Е. А. Шахатуни, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин // Тез. докл. VIII науч.-техн. конф. по ресурсу авиаконструкций. – Жуковский, 1986.
  28. Применение «меченых» программ нагружения при усталостных испытаниях образцов и натуральных конструкций [Текст]/ Е. А. Шахатуни, С. И. Емельянов, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин. // Тез. докл. III науч.-техн. конф. – Новосибирск, 1981.
  29. Экспериментальное определение критической длины трещины в натурной конструкции при заданном уровне остаточной прочности / С. И. Емельянов, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин, В. Д. Иньков // Тез. докл. VI науч.-техн. конф. по выносливости и ресурсу авиационных конструкций – Москва, ЦАГИ, 6-8 июня 1979.
  30. Способ определения критической длины усталостной трещины: А.с. 693143 / Ю. Б. Дробот, А. М. Лазарев. – Кл: G01 №3/32, 1978.
  31. Еретин, А. П. Определение критического размера усталостного повреждения при испытании одного «образца» [Текст] / А. П. Еретин // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Харьков: ГАКУ, 2001. – Вып. 9. – С. 70 - 81.
  32. L. R. Holl, R. C. Shah, W. L. ENGSTROM. Fracture and Fatigue Crack Growth Behaviour of Surface Flaws and Flaws Originating at Fastener Holes. Technical Report AFFDL-TR-74-47, Volume I, May 1974.
  33. Влияние предварительных перегрузок на характеристики

- усталостной долговечности / Е. А. Шахатуни, А. П. Еретин, В. Ф. Опанасенко, Л. М. Бурченкова // *Авиационная промышленность*. – 1990. – №12. – С. 9 – 10. ДСП.
34. SURESH S. Micromechanisms of Fatigue Crack Growth Retardation Following Overloads. *Engineering Fracture Mechanics*. – 1983.V. 18. – P. 577 – 593.
  35. Probst E. P., Hillberry B. M. Fatigue Crack Delay and Arrest Due to Single Peak Tensile Overloads. *A JAA JOURNAL*1974. – V. 12. – №3. – P. 330 – 335.
  36. Bathias C., Vancon M. Mechanisms of Overload Effect an Fatigue Crack Propagation in Aluminium Alloys. *Engineering Fracture Mechanics*, 1978, №2. – P. 409-423.
  37. Bertel J .D., Clerivet A., Bathias C. Ratio Influence and Overload Effects on Fatigue Crack Mechanisms. «Advanced Fracture Reseach» Conference Proccedings, Cannes, 1986. – P. 943 - 951.
  38. J. Schijve. Accumulation of Fatigue Damage in Aircraft Materials and Structures AGARD – P – 118, 1974.
  39. M. Lang and Marci. The influence of single and multiple overloads on fatigue crack propagation. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, – V. 22.– Number 4, April 1999. – P. 251 – 271.
  40. Hammouda M. M. I., Ahmad S. S., Seleem M. H. and Sallam H. E. M.. Fatigue crack growth due to two successive single overloads. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, – V. 22.– Number 12, December 1998. – P. 1537 – 1547.
  41. Trebules V. W., Roberts Jr. R. and Hertzberg R. W. (1973). Effect of multiple overloads on fatigue crack propagation in 2024-T3 aluminum alloy. In: *ASTM STP 536*. – P. 115 – 146.
  42. Amzallag C., Le Duff J. A., Ribin C. and Motter G. (1994). Crack closure measurements and analysis of fatigue crack propagation under variable amplitude loading. In: *ASTM STP 1231*. – P. 311 – 333.
  43. Bernard P.J., Lindley T.C. and Richards C.E. (1976). Mechanisms of overload retardation during fatigue crack propagation. In: *ASTM STP 595*. – P. 78 – 97.
  44. Brown R. D. and Weertmann J. (1978). Effects of tensile overloads on crack closure and crack propagation rates in 7050 aluminum. *Engng Fracture Mech.*10. – P. 867 – 878.
  45. Damri D. and Knott J. F. (1976). Fatigue crack growth retardation affer single peak and block overloads in a structural steel. In: *Proc. of the 4th Int. Conference on Fatigue and Fatigue Thresholds*, 15-20 July. – P. 1505 – 1510.
  46. Marci G. (1979). Effects of the active plastic zone on fatigue crack growth



- rates. In: ASTM STP 677. – P. 168 - 186.
47. Doker H. and Bachmann V. (1988). Determination of crack opening load by use of threshold behavior. In: ASTM STP 1982. – P. 247 – 259.
  48. Matthews W. T., Baratta F. I. and Driscoll G. W. (1971). Experimental observation of a stress intensity history effect upon fatigue crack growth rate.
  49. Marci G. (1980). The effects of the plastic wake zone on the conditions for fatigue crack propagation. *Int. J. Fracture Mech.* 16. – P. 133 – 153.
  50. Park Y., de Vadder D. and Francoir D. (1992). In situ mid-width and near-surface measurements of the retardation of the propagation of a crack on overload. *Proceedings of the 9th European Conference on Fracture.* – P. 357 – 364.
  51. Darvish M. and Johansson S. (1995). Fatigue crack growth studies under combination of single overload and cyclic condensation environment. *Engng Fracture Mech.* 52. – P. 295 – 319.
  52. Welsch E., Eifeer D., B. Scholtes and Macherauch E. (1986). Residual stress distribution caused by overloading in the neighborhood of crack tips and their influence on the propagation of fatigue cracks. In: *Residual Stresses in Science and Technology* (E. Macherauch and Hauk, eds). DGM, Oberursel. – P. 785 – 792.
  53. Homma H., Koksaka H. and Nakazawa H. (1984). Numerical analysis of fatigue striations after a single overload. In: *Fatigue 84, Proceedings International Conference on Fatigue Thresholds.* EMAS. – P. 927 – 936.
  54. Hommouda M. M. I., Ahmad S. S. E., Seleem M. H. and Sallam H. E. M.. Fatigue crack growth due to two successive single overloads. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures.* – 1998. – V. 21. – P. 1537 – 1547.
  55. Shuter D. M. and Geary (1996). Some aspects of fatigue crack growth retardation behaviour following tensile overloads in a structural steel. *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.* 19(2/3) . – P. 185 – 199.
  56. Tur Y. K. and Vardar O. (1996). Periodic tensile overloads in 2024-T3 Al-alloy. *Engng Fracture Mech.* 53(1). – P. 69 – 77.
  57. Fleck N. A. (1985). Fatigue crack growth due to periodic underloads and overloads. *Acta Metall.* 33. – P. 1339 – 1354.
  58. Lu Y. and Li K. (1993). A new model for fatigue crack growth after a single overload. *Engng Fracture Mech* 46. – P. 849 – 859.
  59. Hommonda M. M. I. , Ahmad S. S. E. , Sberbini A. S. and Sallam H. E. M. Deformation behaviour at the tip of a physically short fatigue crack to a single overload. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures.* V. 22, Number 2, 1999.
  60. Шахатуни, Е. А. Определение соотношения повреждающего

- действия нагрузок методом фрактографии [Текст] / Е. А. Шахатуни, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин // Тез. докл. VII науч.-техн. конф. по ресурсу самолетов. – Мjcrdf, ЦАГИ, 15 – 18 марта 1983.
61. Mc Millan J. C., Pelloux R. M. Fatigue Crack Propagation Under Program and Rondon Loads, ASTM STP 415, 1967.
  62. Способ оценки повреждающего действия циклических нагрузок: А. с. 1128768 / Е. А. Шахатуни, Л. М. Бурченкова, А. П. Еретин. - №3630861; Приоритет изобретения 29. 07. 1983.
  63. Hsu TM and Lassiter L. M.. Effects of Compressive Overloads on Fatigue Crack Growth. Journal of Aircraft, v. 12, Number 2, 1975. – P. 100 – 104.
  64. Bertel J. D., Clerivet A., Bathias C. R.Ratio Influence and Overload Effects on Fatigue Crack Mechanisms. Advanced Fracture Reseach. Conference Proccedings, Cannes, 1981. – P. 943 – 951.
  65. Takeshi Kanazawa, Susumu Mahida, Kougu Stoga. On the Effect of Cyclic Stress Ratio on the Fatigue Crack Propagation. Engeneering Fracture Mechanics. – 1975. Vol. 7. – P. 445 – 455.
  66. Albertin L., Hudak S. Effect of Compressive Loading on Fatigue Crack Growth Rate and Striation Spacing in Type 2219 - T851 Aluminum Alloy. Fractography and Materials Science, ASTM STP 733 1981. – P. 187 – 201.
  67. Marissen R. The Influence of Compression Loads and of  $dk/da$  on the Crack Propagation under Variable Amplitude Loading. Engineering Fracture Mechanics. – 1984. V. 5, №5. – P. 863 –879.
  68. Land M. (1998). The influence of compressive loads on fatigee crack propagation in metals. Fatigue Fract. Engng Mater. Struct. 21. – P. 65-84.
  69. Land M. and Huang. The influence of compressive loads on fatigue crack propagation in metals. Fatigue Fract. Engng Mater. Struct. V. 21, Number 1, 1988.
  70. Pippan R. (1987). The growth of short cracks under cyclic compressions. Fatigue Fract. Engng Mater. Struct 1. – P. 267 – 270.
  71. Dill H. D. and Saff C. R. (1977). Analysis of crack growth following compressive high loads based on crack surface displacements and contact analysis. ASTM STR 673. – P. 141 – 152.
  72. Zaikren E. and Ritchie R. O. (1985). On the role of compression overloads in influencing crack closure and the theshold condition for fatigue crack growth in 7150 aluminum alloy. Engng Fract. Mech.22. – P. 35 – 48.
  73. Corlson R. L. and Kardometeas G. A. (1993). Effects of compressive load excursions on fatigue crack growth. Int. J. Fatigue 16. – P. 141 – 146.
  74. Stephens R. I., Mc Burney G. W. and Oliphant L. J. (1974). Fatigue crack growth with negative R-ratio following tensile overloads. Int. J. Fract 10. –

- P. 587 – 589.
75. Alzos W. X., Skat A. C. and Hillberry B. M. (1976). Effect of single overloads/underload cycles on fatigue crack propagation. ASTM STP 959. – P. 41 – 60.
  76. Marissu R., Trautmann K. H. and Nowack H. (1984). The influence of compression loads and of  $dk/da$  on the crack propagation under variable amplitude loading. Engng Fract. Mech. 21. – P. 453 – 463.
  77. Еретин, А. П. Методика учета отрицательной части циклических нагрузок при определении Эквивалентов на стадии роста усталостной трещины [Текст] / А. П. Еретин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 8.–Харьков–2000.– С. 102 – 117.
  78. Учет индивидуального расходования ресурса крыла / Е. А. Шахатуни, В. М. Никитин, А. П. Еретин, С. И. Мельников // Тез. докл. VI науч.-техн. конф. по выносливости и ресурсу авиационных конструкций. – Москва, ЦАГИ, 6 – 8 июня 1979.
  79. Способ определения расхода ресурса конструкции транспортного самолета: А. с. 308038. / А. И. Фролков, В. Л. Райхер, Е. А. Шахатуни, А. П. Еретин и др. №3206153/40-23; Заявлено 4.07.88; Опубл. 01.02.1990.
  80. Еретин, А. П. Учет индивидуальной нагруженности планера самолета в эксплуатации при установлении назначенных ресурсов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 9.– Харьков –2001 – С. 50 – 57.
  81. Методология и опыт обеспечения безопасности конструкции стареющих самолетов / А. Ф. Селихов, В. Г. Лейбов, Г. И. Нестеренко, В. Л. Райхер // Прочность авиационных конструкций. Тр. ЦАГИ. – Москва, 1998. – С. 21 – 29.
  82. Поддержание летной годности конструкций аттестованных самолетов по условиям ресурса / В. С. Дубинский, Г. И. Нестеренко, В. Л. Райхер, Ю. А. Стучалкин // Прочность авиационных конструкций. Тр. ЦАГИ. – Москва, 1998. – С. 73 – 75.
  83. Нестеренко, Г. И. Усталость и живучесть конструкций стареющих самолетов [Текст] / Г. И. Нестеренко // Прочность авиационных конструкций// Тр. ЦАГИ. – М., 1998. – С. 67 – 72.
  84. Инструкция экипажу самолета Ан-22 .– Изд. 2-е. Ч. II, 1975.
  85. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций в системе ANSYS [Текст]: учеб. пособие / В. Н. Анпилов, А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес и др. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», АНТО «КНК», ANSYS Inc.,

2008. – 410 с.

86. Механіка руйнування і міцність матеріалів: довід. пос. / під заг. ред. В.В.Панасюка. Т.15: Осташ О.П. Структура матеріалів і втомна довговічність елементів конструкцій. – Львів: СПОЛОМ, 2015. – 312 с.
87. Механіка руйнування і міцність матеріалів: довід. пос. / під заг. ред. В.В.Панасюка. Т.9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О.П. Осташ, В.М. Федірко, В.М. Учанін, С.А. Бичков, О.Г. Моляр, О.І. Семенець, В.С. Кравець, В.Я. Дереча. Під ред. О.П. Осташ, В.М. Федірка. – Львів: СПОЛОМ, 2007. – 1068 с.

Наукове видання

**В'ячеслав Олександрович Богуслаєв**  
**Олександр Григорович Гребеніков**  
**Микола Іванович Москаленко**  
**Андрій Михайлович Гуменний**  
**Євген Тимофійович Василевський**  
**Анатолій Петрович Єретін**  
**Олександр Дмитрович Донець**  
**Віктор Федорович Семенов**  
**Вадим Олександрович Гребеніков**  
**Ольга Михайлівна Столярчук**

**НАУКОВІ ОСНОВИ  
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ  
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Редактор Т. Г. Кардаш  
Комп'ютерне верстання Т. А. Гамануха, С. М. Шаповалов

Підготовка до друку: О. М. Столярчук

Зв. план, 2020

Підписано до друку

Формат 60×84 1/8. Папір офс № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 15,3. Обл. - вид. арк. 17,25.

Наклад 100 пр. Замовлення № 3066.

Ціна вільна

Видавець

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи до Державного реєстру  
видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001

Виготовлювач

Видавництво АТ «МОТОР СІЧ»

69068, м. Запоріжжя, пр. Моторобудівників, 15

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 4213 від 22.11.2011