

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

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**

Завідувач кафедри  
канд. техн. наук, доц.

\_\_\_\_\_ О. В. Попов  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2022 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**  
**ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**  
**«МАГІСТР»**

**Тема: «Основні принципи забезпечення довгострокової експлуатації літаків»**

**Виконав:** \_\_\_\_\_ **М.О. Керекеша**

**Керівник:** канд. техн. наук, доц. \_\_\_\_\_ **С.Є. Сікорський**

**Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:**

**охорона праці: ст.викладач.** \_\_\_\_\_ **О. О. Козлітін**

**охорона навколишнього**

**середовища: канд. біол. наук, доц.** \_\_\_\_\_ **А.О. Падун**

**Нормоконтролер:** \_\_\_\_\_

**Київ 2022**

## НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

Освітній ступень «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

### ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

О. В. Попов

« \_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2022 р.

### ЗАВДАННЯ

#### на виконання кваліфікаційної роботи КЕРЕКЕШИ МИКОЛИ ОЛЕГОВИЧА

1. Тема роботи: «**Основні принципи забезпечення довгострокової експлуатації літаків**» затверджено наказом ректора від 29 вересня 2022 року № 1786/ст
  2. Термін виконання роботи: з 26 вересня 2022 року по 30 листопада 2022 року.
  3. Вихідні дані до роботи: експериментальні дані з еволюції деформаційного рельєфу сплаву Д16АТ в умовах консольного вигину, статичні дані про розвиток втомних тріщин за допомогою аналізу деформаційного матеріалу, як індикатора пошкодження.
  4. Зміст пояснювальної записки: визначення принципів забезпечення тривалої експлуатації повітряних суден, основні фактори, що визначають ресурс авіаційних конструкцій, обґрунтування сучасних моделей формування і розвитку втомних тріщин, методи прогнозування кінетики втомних тріщин, виділення критеріїв втомної пошкоженості, прогнозування живучості алюмінієвого сплаву по параметрам деформаційного рельєфу у концентратора напружень, розробка заходів з охорони праці та охорони навколишнього середовища.
  5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: граничні пошкодження крила і фюзеляжу, розвиток втомної тріщини, розподіл видів дефектів на елементах конструкції фюзеляжу і крила ПС, еволюції параметрів та деформаційного рельєфу сплаву Д16-АТ при навантаженнях, схеми навантажень конструкції та зразки втоми на поверхні сплавів, види електрохімічної корозії.
- Графічний (ілюстративний) матеріал виконано за допомогою Microsoft Office Excel, Power Point, САПР КОМПАС та AutoCad та представлено у вигляді презентацій.

## 6. Календарний план–графік

№ п/п	Етапи виконання дипломної роботи	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Робота над першим розділом наукової частини пояснювальної записки	26.09.2022-30.09.2022	
2	Робота над другим розділом наукової частини пояснювальної записки	01.10.2022 – 15.10.2022	
3	Робота над третім розділом наукової частини пояснювальної записки	16.10.2022 – 21.10.2022	
4	Виконання окремої частини пояснювальної записки з охорони праці	21.10.2022 – 27.10.2022	
5	Виконання окремої частини пояснювальної записки з охорони навколишнього середовища	27.10.2022 – 10.11.2022	
6	Оформлення пояснювальної записки і креслень	10.11.2022 – 14.11.2022	

## 7. Консультанти по окремих розділах

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Ст. викладач Козлітін О. О.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. біол. наук, доц. Падун А.О.		

8. Дата видачі завдання: « \_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2022 року.

Керівник кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_ С.Є. Сікорський

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ М.О. Керекеша

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи: «Основні принципи забезпечення довгострокової експлуатації літаків»:

125 с., 47 рис., 6 табл., 21 джерело.

Об'єкт дослідження – конструктивний матеріал Д-16АТ.

Предмет досліджень – зразки з матеріалу Д-16АТ, та елементи конструкції планеру літака.

Мета кваліфікаційної роботи – визначення основних факторів, що впливають на довгострокову експлуатацію літаків та розробка методу прогнозування граничного стану конструктивних елементів літальних апаратів з втомних тріщин за параметрами деформаційного рельєфу.

Метод дослідження – для вирішення поставлених завдань використовувалися методи аналізу експлуатації повітряних суден для виявлення причин виникнення та розвитку втомних тріщин, експериментальні дані літературних джерел щодо властивостей сплаву Д-16АТ.

У кваліфікаційній роботі проведено науково-дослідницька робота – щодо прогнозування живучості алюмінієвого сплаву по параметрам деформаційного рельєфу як індикатора накопиченого втомного пошкодження.

Результати магістерської роботи рекомендується використовувати в навчальному процесі і практичній діяльності фахівців конструкторських бюро.

**ПЛАКОВАНІЙ ШАР, АЛЮМІНІЄВІ СПЛАВИ, ЦИКЛИ НАВАНТАЖЕННЯ, ДЕФОРМАЦІЙНИЙ РЕЛЬЄФ, ВТОМЛЮВАНА ТРІЩИНА, КОНЦЕНТРАТОР НАПРУЖЕНЬ, ВТОМА.**

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ .....	8
ВСТУП.....	9
<b>1. ОСНОВНІ ПРИНЦИПИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДОВГОСТРОКОВОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКІВ .....</b>	<b>10</b>
1.1 Принципи забезпечення тривалої експлуатації повітряних суден .....	10
1.2 Ресурс конструкцій старіючих транспортних літаків .....	17
1.3 Деградація характеристики опору втомі і тріщиностійкості конструкцій старих літаків.....	22
1.4 Великі (WFD) і багато-осередкові (MSD) пошкодження конструкцій літаків.....	25
Висновок до розділу 1 .....	29
<b>2. ФАКТОРИ, ЦО ВИЗНАЧАЮТЬ РЕСУРС АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ.....</b>	<b>30</b>
2.1 Циклічне навантаження конструкції літака .....	30
2.2 Конструктивні та технологічні чинники .....	34
2.3 Вплив зовнішнього середовища. Корозія.....	42
Висновок до розділу 2.....	56
<b>3. ДОСЛІДЖЕННЯ ВИНИКНЕННЯ ТА РОЗВИТКУ ВТОМНИХ ТРІЩИН .....</b>	<b>57</b>
3.1 Сучасні моделі формування і розвитку втомних тріщин .....	57
3.2 Методи прогнозування кінетики втомних тріщин .....	67
3.3 Кількісна оцінка пошкоджуваності металів при циклічному навантаженні .....	80
3.3.1 Критерії втомної пошкодженості .....	81
3.3.2 Деформаційний рельєф як індикатор накопиченого втомного пошкодження .....	84
Висновок до розділу 3 .....	91
<b>4. ОХОРОНА ПРАЦІ.....</b>	<b>92</b>
4.1 Інструкції з охорони праці .....	92
4.2 Небезпечні та шкідливі виробничі фактори.....	94

4.3	Організація робіт при виконанні ТО ПС та зниження шкідливих факторів при обслуговуванні ПС.....	96
4.4	Освітлення приміщень і робочих місць.....	99
4.5	Методика й алгоритм розрахунку освітлення ангару.....	101
4.5.1	Вихідні дані для розрахунку.....	101
4.5.2	Вибір рівня нормованого загального освітлення $E_n$ .....	101
4.5.3	Вибір типу світильника.....	101
4.5.4	Визначення ступеню захисту світильників IP.....	102
4.5.5	Оцінка коефіцієнту запасу $k_z$ освітленості.....	102
4.5.6	Розрахунок кількості рядів світильників у приміщенні $N_r$ .....	102
4.5.7	Визначення максимально припустимої відстані між рядами світильників $L_{max}$ .....	103
4.5.8	Розрахунок висоти підвісу світильника над робочою поверхнею $h$ .....	103
4.5.9	Визначення висоти звисання світильника від стелі з $h_z$ .....	103
4.5.10	Визначення значення індексу приміщення $i$ .....	104
4.5.11	Визначення значення коефіцієнта використання світлового потоку $\eta$ ....	104
4.5.12	Визначення сумарного світлового потоку освітлювальної установки у даному приміщенні $\Phi_{\Sigma}$ .....	104
4.5.13	Визначення умовної загальної кількості світильників у приміщенні.....	105
4.5.14	Розрахунок світлового потоку умовного джерела світла.....	105
4.5.15	Вибір типу стандартної лампи з найближчим значенням фактичного світлового потоку лампи $\Phi_l$ .....	106
4.5.16	Визначення оптимальної (фактичної) кількості світильників у приміщенні $N_{св}$ .....	106
4.5.17	Визначення фактичної кількості ламп у приміщенні $N_l$ .....	107
4.5.18	Визначення загальної розрахункової освітленості $E_p$ у приміщенні.....	107
4.5.19	Розрахунок загальної потужності освітлювальної установки.....	108
4.6	Оснащення приміщень первинними засобами пожежогасіння.....	108
	Висновок до розділу 4.....	110

5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА .....	111
5.1 Негативні чинники впливу функціонування аеропорту на стан довкілля .....	111
5.2 Оцінка якості атмосферного повітря в зоні впливу аеропорту .....	112
5.3 Види забруднення довкілля при обслуговуванні та експлуатації повітряного судна .....	114
5.3.1 Забруднення стічними водами .....	114
5.3.2 Оцінка шумового навантаження в зоні впливу аеропорту .....	115
5.4 Вплив емісії авіаційних двигунів на екологічний стан .....	119
Висновок до розділу 5 .....	122
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ .....	123
СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ	
ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	124

## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ

ПС - повітряне судно;

ЛА - літальний апарат;

АП – авіаційні правила;

ППД - поверхнєве пластичне деформування;

ЛФП - лакофарбове покриття;

ЦАГІ - центральний аерогідродинамічний інститут;

ВП – втомне пошкодження;

КМ - композиційний матеріал;

ВВП - великі втомні пошкодження;

БОП - багато-осередкові пошкодження;

АС – алюмінієві сплави;

ЦН - циклічні навантаження;

ДН - динамічні навантаження;

ВН - вібраційні навантаження;

КН – концентратор напружень;

ПШ – плакований шар;

ВСАR – (анг. British Civil Airworthiness Requirements) - Британські цивільні льотні вимоги;

ІСАО - (анг. International Civil Aviation Organization) - Міжнародна організація цивільної авіації.



## ВСТУП

Повітряний транспорт є одним з основних компонентів транспортної інфраструктури сучасної цивілізації, найважливішою ланкою єдиної світової транспортної системи.

Основною метою діяльності авіаційної транспортної системи цивільної авіації є забезпечення потреб громадян і економіки в сфері надання послуг по здійсненню повітряних перевезень і виконання авіаційних робіт.

Нові підвищені вимоги в області безпеки польотів ускладнюють конструкцію літаків, викликають необхідність впровадження нового і вдосконаленого бортового і наземного обладнання, що збільшує трудовитрати на пошук несправностей в складних бортових системах, а це істотно впливає на регулярність польотів.

В умовах гострої необхідності швидкого зростання обсягу авіаперевезень та інших видів робіт, пов'язаних із застосуванням авіації в народному господарстві, зростанням ролі ЦА в транспортній системі країни, в той же час ускладнення авіаційної техніки і технологічних процесів її застосування, всебічного підвищення ефективності авіатранспортного виробництва, інтенсифікації використання авіатехніки, вміння економічно грамотно її експлуатувати набувають особливої актуальності.

Якщо не враховувати вплив "людського фактора" (помилки екіпажу при керуванні літаком, невиконання або неналежне виконання регламентних робіт технічним персоналом), то всі випадки руйнування деталей або агрегатів літака обумовлені трьома основними причинами - корозією, втомою і зносом металів та сплавів.

Мета цієї дипломної роботи – визначення основних факторів, що впливають на довгострокову експлуатацію літаків та розробка методу прогнозування граничного стану конструктивних елементів літальних апаратів з втомних тріщин за параметрами деформаційного рельєфу.

# 1. ОСНОВНІ ПРИНЦИПИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДОВГОСТРОКОВОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКІВ

## 1.1. Принципи забезпечення тривалої експлуатації повітряних суден

Ресурс сучасних цивільних літаків складає 40-60 тис. льотних годин при тривалості експлуатації не менше 30 років.

Тонкостінні елементи конструкції планера літака, спроектовані за принципом допустимого ушкодження і експлуатовані за технічним станом, повинні мати достатні живучість і ресурс при наявності в них втомних тріщин докритичних довжин [6].

В даний час застосовуються два підходи до експлуатації повітряних суден: а) експлуатація за призначеним ресурсу; б) експлуатація за технічним станом.

Експлуатація за призначеним ресурсу передбачає реалізацію принципу безпечного ресурсу (safe life), експлуатація за технічним станом реалізується при проектуванні повітряного судна за принципами безпечного руйнування (fail safe) і допустимого ушкодження (damage tolerance). Ці ж підходи відображені і в концепціях забезпечення ресурсу на стадії створення літака.

У 1950-1970 рр. відповідно до норм льотної придатності застосовувався принцип безпечного ресурсу. У 1976 р. на додаток до принципу безпечного ресурсу була запропонована концепція експлуатаційної живучості. Згодом, після прийняття Авіаційних правил (АП-25.571) цей підхід, який отримав назву «принцип допустимого ушкодження», був визнаний основним і отримав розвиток у вигляді рекомендацій по його реалізації [7].

У сучасному літаку повинні бути реалізовані всі три принципи [6].

Принцип безпечного (призначеного) ресурсу заснований на тому положенні, що експериментом або розрахунком, а також з урахуванням результатів випробувань і експлуатації раніше створених конструкцій, встановлюють термін, протягом якого в авіаційній конструкції не повинно

з'являтися руйнувань. термін служби - календарна тривалість експлуатації об'єкта від її початку до настання граничного стану, що характеризується непереборним порушенням вимог безпеки. В роботі [11] автор пропонує наступне визначення конструкції, розрахованої на безпечний ресурс (заданий безпечний термін служби): «Конструкція, розрахована на заданий безпечний термін служби, є конструкція, для якої необхідна мала ймовірність руйнування за встановлений вихідний термін служби визначена незалежно від оглядів або застосування автоматичних пристроїв, що сигналізують про часткове руйнування - належним урахуванням розкиду механічних характеристик матеріалу конструкції, умов середовища і інших невизначених факторів »

На етапі проектування літака визначається призначений ресурс, заснований на інформації: а) про навантаження в умовах експлуатації; б) про втомних характеристиках використовуваних конструктивних елементів або матеріалів.

Призначений ресурс - гранична тривала напрацювання на робочому режимі, після досягнення якої конструкція знімається з експлуатації незалежно від її стану. Під призначеним ресурсом літака мається на увазі мінімум з призначених ресурсів окремих частин літака, що не підлягають заміні в процесі експлуатації. У зв'язку з тим, що частина силових елементів конструкції літака навантажуються в основному в польоті, а інша - при посадці, в даний час призначений ресурс обчислюється числом годин нальоту, числом посадок, тривалістю експлуатації, виражена в роках.

Після закінчення безпечного терміну служби конструкцію знімають з експлуатації або замінюють елементи, які впливали на встановлення цього терміну.

Початковий ресурс, виражений в кількості льотних годин і числі польотів, встановлюється перед початком експлуатації літака на основі випробувань основних його частин, а також інших випробувань на витривалість, які за умовами навантаження і охопленням можливих слабких

місць конструкції наближаються до умов випробування основних частин конструкції літака [2]. На основі випробувань встановлюють періодичність оглядів і початковий призначений ресурс літака.

У таблиці 1.1 наведені дані про продовження ресурсів деяких літаків [6].

Принцип створення конструкції з заданим безпечним терміном служби має ряд істотних недоліків:

- 1) необхідність обважнення конструкції для виключення появи тріщин, що пов'язано з погіршенням економічності літака;
- 2) збільшення капітальних витрат через необхідність замінювати будь-якої елемент конструкції, хоча в ньому немає ніяких руйнувань;
- 3) необхідність проведення тривалих втомних випробувань;
- 4) можливість появи непрогнозованих тріщин втоми;
- 5) відсутність надійної методики розрахунку безпечного терміну служби конструкції.

Таблиця 1.1 - Результати заходів з продовження ресурсів цивільних літаків

Літак	Відношення фактичного продовженого ресурсу до проектного ресурсу		
	По польотам	По льотним годинам	По рокам
Ан-24	2,10	2,72	2,00
Іл-76	0,80	1,00	1,50
Ту-154Б	1,20	1,50	1,66

Початковий призначений ресурс літака послідовно уточнюється. В процесі експлуатації проводиться система заходів для забезпечення безпеки польотів за умовами витривалості. Ці заходи включають в себе використання:

- спеціальних періодичних оглядів;
- головних літаків, що здійснюють перевезення пасажирів, але мають випередження по нальоту в порівнянні з основним парком і знаходяться під більш строгим контролем стану конструкції;

- різні види індикаторів, лічильників навантажень, що дозволяють оцінювати втомну напруженість конструкції [6].

На думку автора роботи [11] «... абсолютно неможливо в даний час розрахувати термін служби в годинах польоту. Звісно ж, що це твердження буде справедливо завжди ».

Конструкції повітряних суден відчують різноманітні за величиною і повторюваності навантаження.

Програма випробувань на витривалість кожної частини літака повинна включати всі режими навантажень, які мають місце в умовах нормальної експлуатації і для яких сукупність величини повторних навантажень і числа циклів навантажень може вплинути на ресурс літака.

Питання витривалості і живучості повинні бути розглянуті вже при проектуванні конструкції. Експлуатаційна живучість - це властивість конструкції зберігати протягом ресурсу (або його певної частини) необхідну статичну міцність при частковому або повному руйнуванні окремих силових елементів в слідстві втомних, корозійних і випадкових пошкоджень (тріщин) в процесі експлуатації або виробництва і ремонту [8].

Принцип «безпечного руйнування» або створення «конструкції підвищеної живучості» (КПЖ), а також принцип «допустимого ушкодження» припускають такий спосіб проектування, при якому втомні тріщини можуть виникати і досягати розмірів, що дозволяють легко їх виявити. Але при цьому залишкова міцність конструкції повинна гарантувати неможливість катастрофічного руйнування.

У вимогах льотної придатності до англійських цивільних літаків (BCAR, глава D1-2) дано таке визначення такої конструкції: «Конструкція повинна бути спроектована так, щоб після руйнування в експлуатації частини основної конструкції, міцність і жорсткість решти конструкції повинна бути достатньою для того, щоб можна було продовжувати експлуатацію літака протягом обмеженого проміжку часу ».

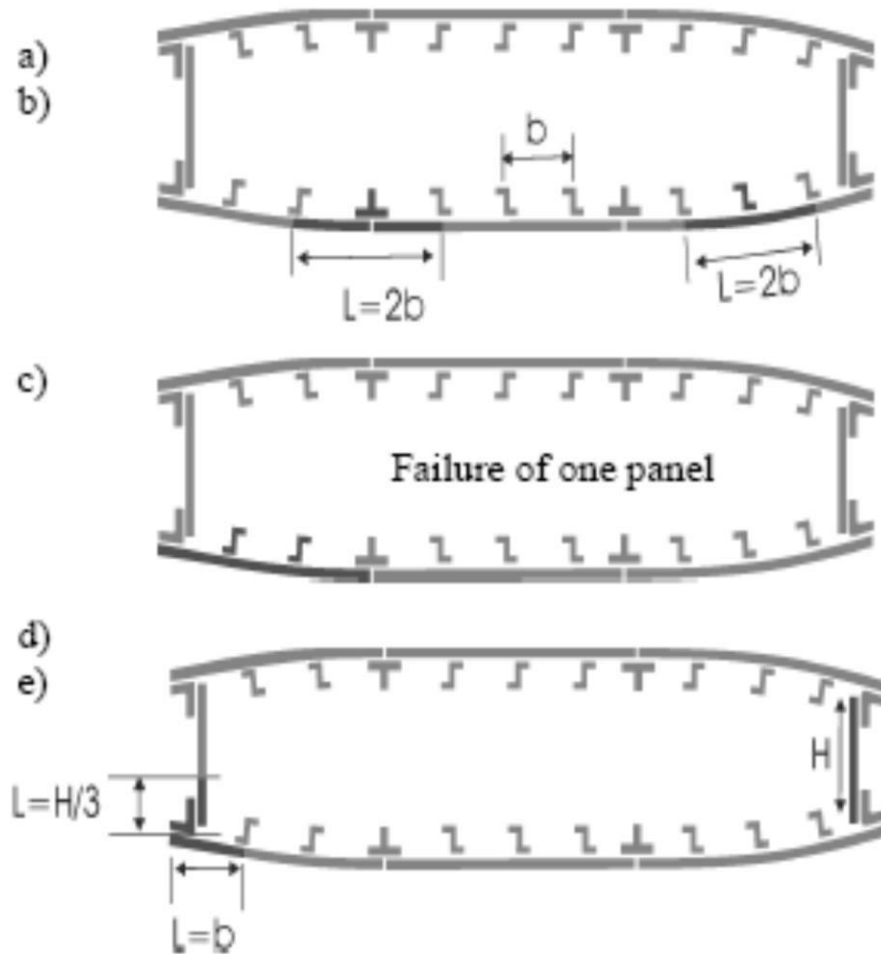
Для досягнення цієї мети застосовуються спеціальні конструктивні заходи:

- 1) застосування матеріалів з малою швидкістю поширення тріщини і великою залишковою міцністю;
- 2) раціональне проектування конструктивних елементів, які забезпечують хороші втомні характеристики;
- 3) вибір досить низького рівня напруги, що забезпечує тривалий термін експлуатації без виникнення тріщин;
- 4) застосування статично невизначених конструкцій для створення декількох «шляхів» передачі навантажень;
- 5) використання пристосувань, що обмежують поширення тріщин;
- 6) забезпечення хорошого доступу для огляду конструкції.

Крім цього, існують і експлуатаційні заходи:

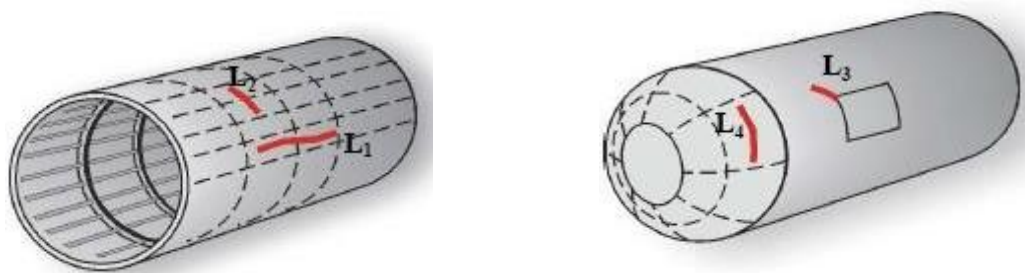
- 1) диференційовані строки періодичного обслуговування з урахуванням очікуваного моменту появи тріщини;
- 2) знання місць ймовірної появи тріщин;
- 3) застосування сучасних методів контролю стану конструкції;
- 4) застосування автоматичних пристроїв, що сигналізують про виникнення втомних пошкоджень.

На рисунках 1.1 - 1.2 представлені стандартні граничні пошкодження, що забезпечують реалізацію принципу допустимого ушкодження [2].



a - одночасні тріщини в двох панелях; b - одночасні тріщини в двох панелях; c - руйнування панелі обшивки; d - руйнування пояса лонжерона, стінки лонжерона і обшивки; e - руйнування стінки лонжерона

Рисунок 1.1 - Граничні пошкодження крила [2]



a)

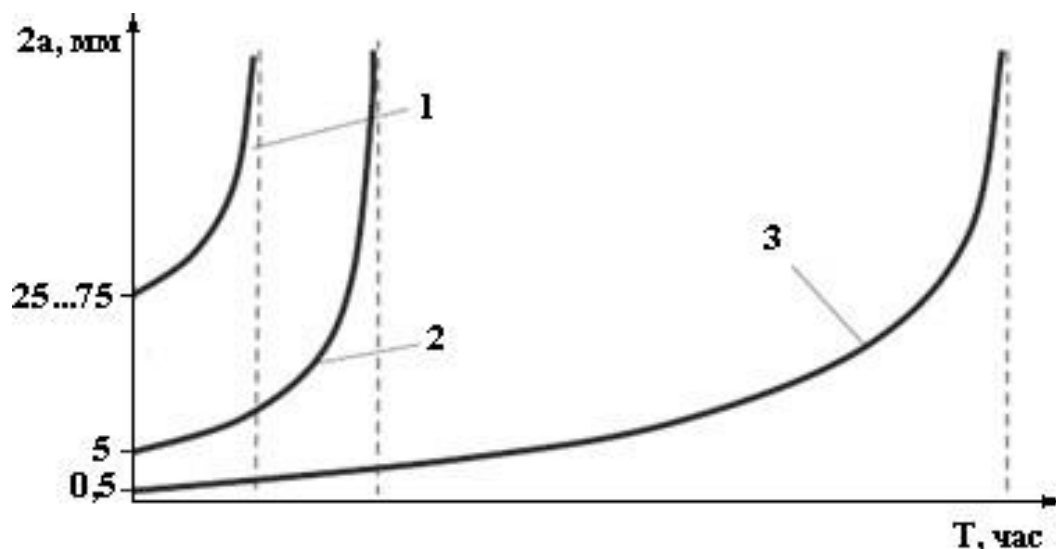
б)

a - поздовжні і поперечні тріщини в обшивці фюзеляжу;

б - тріщини в гермошпангоуті та у вирізу

Рисунок 1.2 - Граничні пошкодження фюзеляжу [2]

Допустима швидкість розвитку тріщини визначається можливістю її моніторингу (рисунок 1.3) [2].



- 1 - при наявності постійного контролю в процесі експлуатації;
- 2 - при наявності періодичного неруйнівного контролю;
- 3 - при відсутності контролю

Рисунок 1.3 - Допустимі швидкості розвитку тріщини [2]

Прагнення максимального використання ресурсного потенціалу кожного повітряного судна визначає необхідність експлуатації при наявності тріщин в силових елементах, а необхідність гарантувати безпеку польотів, привело до нового підходу у визначенні терміну служби конструкції і експлуатації - принципу допустимого ушкодження.

Необхідною умовою реалізації принципу допустимого ушкодження є можливість раннього виявлення дефектів і прогнозування їх подальшого розвитку.

Розвиток методів лінійної механіки руйнування і їх практичне використання при проектуванні створили передумови для практичного використання концепції допустимого ушкодження.



Швидкість поширення втомних тріщин визначає живучість літакових конструкцій, яку можна розуміти як здатність конструкції сприймати діючі в експлуатації навантаження, коли в ній поширюються тріщини втоми [3].

Методи механіки руйнування не завжди забезпечують адекватне рішення проблеми прогнозування втомних тріщин.

У зв'язку з цим очевидна необхідність доповнення існуючих аналітичних методів прогнозування тривалості стадії розвитку тріщин інструментальними методами, розробленими на основі експериментально-аналітичних підходів.

## **1.2 Ресурс конструкцій старіючих транспортних літаків**

Проблема ресурсу конструкцій літака є однією з основних в сучасній авіації. Особливо актуальною є проблема старіючих (які тривалий час експлуатуються) літаків. До теперішнього часу багато типів літаків виробили проектні ресурси (польоти, години) і терміни служби (роки). Але так як такі старіючі літаки практично неможливо замінити новими типами в зв'язку з високою ціною літаків, то авіаційні компанії змушені продовжувати ресурси і терміни служби старіючих літаків понад проектних значень.

Така ситуація склалася як в країнах СНД, так і за кордоном (США, Європа). В СНД експлуатується близько 70% вітчизняних цивільних літаків, термін служби і ресурси яких перевищують в 1,5-2,5 рази проектні значення. Ці літаки були випущені в 60-і роки минулого століття. Проектувалися вони на термін служби 20-25 років, а до цього часу терміни служби таких літаків, як, наприклад, Іл-18, Ан-12, складають більше 50 років. Таких же термінів служби досягли і зарубіжні літаки-аналоги, наприклад, Lockheed "Electra" та С-130 відповідно. Американському бомбардувальнику В-52, створеного в кінці 40-х-початку 50-х років минулого століття, призначений термін служби близько 80 років. Отже, терміни служби деяких типів літаків будуть досягати середньої тривалості життя людини[16].

Старіючим літаками СНД є літаки, вихід яких на авіалінії почався до 1974 року. До цих старіючим (атестованим) літакам відносяться (рисунок 1.4) [16]: Іл-18, Іл-62, Іл-76, Ту-134, Ту-154Б, Як-40, Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32.

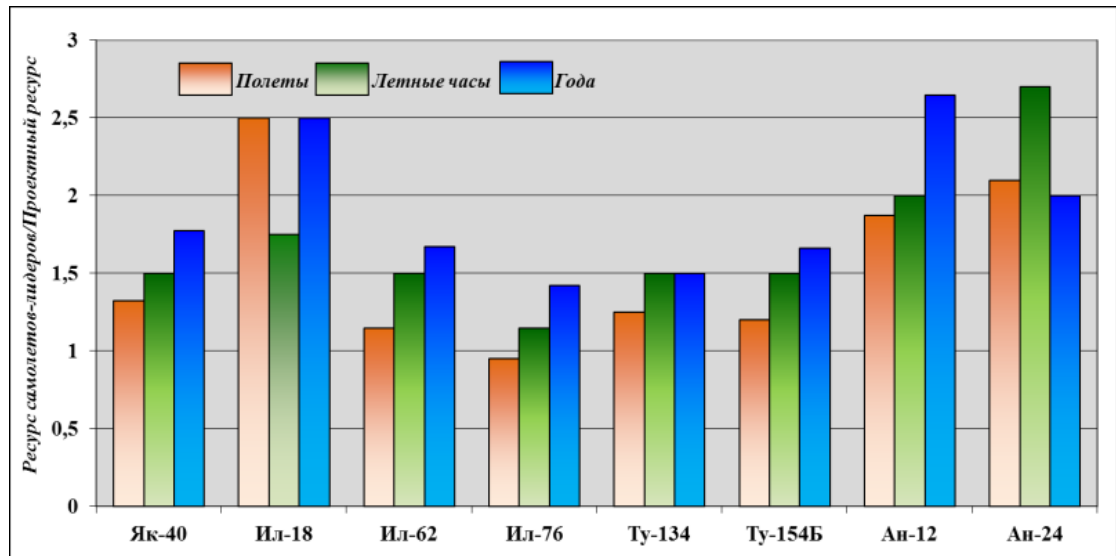


Рисунок 1.4 - Збільшені ресурси і терміни служби тривало експлуатованих транспортних літаків [16]

Створений в 1992 році Авіареєстра Міждержавного авіаційного комітету не стосується атестованих літаків. Він видає сертифікат типу на основі Авіаційних правил АП 25.571 наступним новим літакам Іл-86, Іл-96, Іл-476, Ту-204, Ту-214, Ту-334, Як-42, Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-140, Ан-148, Ан-158.

Проблема старіння зарубіжних літаків вирішувалася в два періоди, розділених одна тисяча дев'ятсот вісімдесят вісім роком, коли сталася катастрофа літака Boeing-737-200 компанії Aloha.

За кордоном старіючим вважаються літаки, термін служби яких перевищує 15 років. За цей період можуть змінюватися характеристики конструкції планера, незмінної електропроводки і т.д.

Фірма Boeing вважала, що при правильному обслуговуванні і виконанні необхідних оглядів термін служби транспортних літаків обмежується швидше економічними, а не технічними міркуваннями. Передбачалося, що

конструкції літаків, спроектовані за принципом безпеки руйнування (fail-safe) абсолютно надійні. Але в 1977 році в місті Лусака (Замбія) зазнав катастрофи вантажний літак Boeing 707-321C, розроблений з безпечно руйнівною конструкцією. У зв'язку з цим було поставлено під сумнів принцип безпечного руйнування (fail-safe). Іншою причиною широкої уваги до цієї катастрофи з'явився великий наліт літака.

Перед цією катастрофою Управління цивільної авіації Англії (CAA) почав виявляти неспокій у зв'язку з випадками серйозних втомних і корозійних руйнувань конструкцій, які володіли властивостями безпечного руйнування. У зв'язку з катастрофою в Лусаці знову постало питання про граничний термін служби літака, після якого він підлягає списанню, і про заходи забезпечення безпеки старих літаків.

Іншим подією, що сприяла загостренню проблеми надійності літаків з великим терміном служби, була катастрофа літака AVRO-748 в Аргентині в 1976 році, спроектованого також за принципом безпечного руйнування (fail-safe). Катастрофа в Лусаці в 1977 році виявилася в історії розвитку авіаційних конструкцій за кордоном таким же етапною подією, яким з'явилися руйнування реактивних літаків "Comet-1" в 1954 році з тією лише різницею, що проблема "дитячої смертності" реактивних літаків змінилася "геронтологічною" проблемою [18].

У зв'язку з катастрофами літаків Boeing 707-200 і AVRO-748 Федеральне авіаційне агентство США (FAA) включило в 1978 році в Норми по втомі і безпечному руйнуванні FAR25.571 принцип допустимості ушкодження (damage tolerance) [7]. У новій редакції FAR25.571 потрібно виключити можливість катастрофічного руйнування конструкції в результаті втомного, корозійного або випадкового пошкодження протягом терміну служби літака.

Органи сертифікації США прийняли два важливих рішення:

1) обов'язкові випробування на втому і живучість натурних конструкцій планера літака (при цьому фірми почали проводити також випробування конструкцій з нальотом);

2) введення в регламент контролю старих літаків додаткових місць оглядів на основі MSG-3, розроблених для широкофюзеляжних літаків.

Управління цивільної авіації (FAA) США і Великобританії (CAA) випустили керівні документи по розробці програм додаткових оглядів старіючих літаків. Фірма Boeing розпочала програму досліджень з метою отримання даних про стан конструкції літаків з великим нальотом, в тому числі шляхом спеціальних досліджень, які раніше не проводилися. Для забезпечення надійності експлуатації старих літаків фірма Boeing розробила "Інструкцію по додатковому огляду конструкцій". З метою отримання більш повного уявлення про старіння літаків фірма Boeing закупила у авіакомпаній старі літаки Boeing-737 і Boeing-747, щоб провести втомні випробування за програмами, що відтворює всі експлуатаційні впливи на протязі життєвого циклу літаків. У процесі випробування герметичного фюзеляжу літака Boeing-737, знятого з експлуатації в 1987 році, в ньому були виявлені великі втомні пошкодження (WFD) [16].

Спеціаліст Федерального авіаційного агентства (FAA) США з досліджень в області механіки руйнування Том Свіфт писав в 1987 році, що можлива втрата верхній частині фюзеляжу як наслідок рідкісного випадку ефекту "застібки - блискавки". Він підкреслював, що тріщини можуть одночасно існувати в багатьох місцях (WFD) і, об'єднуючись, викликати катастрофічне руйнування. Саме таке велике (багато-осередкове) пошкодження верхньої частини фюзеляжу і призвело до катастрофи літака Boeing-737-200 компанії Aloha в 1988 році.

За твердженням Авіаційного управління безпечних перевезень США (NTSB) аварія літака Boeing-737-200 авіакомпанії Aloha з'явилася катастрофою національної системи технічного обслуговування літаків.

Через два тижні після льотної події з літаком Boeing-737-200 відбувся форум з проблем старіння літаків, організований під егідою Федерального авіаційного агентства (FAA) США. Була організована міжнародна промислова група для розгляду питань технічного обслуговування літаків. Конгрес США прийняв спеціальний акт з авіаційної безпеки, за яким доручалося FAA розробити довгострокову дослідницьку програму з проблем старіння літака. У роботі по програмі брали участь NASA, Міністерство оборони (DoD) і університети [18].

Було виділено 11 моделей старіючих літаків [13]: Airbus A-300, British Aerospace BAC 1-11, Boeing B 707 / 720, B-727, B-737, B-747, Fokker F-28, Lockheed L-1011, McDonnell Douglas DC -8, DC-9 / MD-80, DC-10. Для цих старіючих літаків розроблені нові Норми і рекомендаційні циркуляри.

Програма по старіючим літакам охоплює наступні питання [7]:

- додаткові огляди конструкцій;
- ремонти конструкцій;
- конструктивні модифікації;
- програми по захисту від корозії;
- програми усунення WFD;
- обмеження ресурсу (LOV).

З метою всебічного аналізу результатів рішення задач ресурсу старіючих літаків за кордоном проведено в 90-і роки ряд міжнародних конференцій з питань ресурсу старіючих літаків [13].

Катастрофа літака Boeing-737-200 компанії Aloha на Гавайях прискорила зміна Норм FAR25.571. В 1998году була опублікована поправка 96 до FAR25.571, підтверджена рекомендаційний циркуляром AC 25.571-1C [7].

Три найбільш важливих зміни в цих Нормах:

- вимога включити виробничі дефекти в якості джерела ушкоджень;
- вимога встановити порогові значення початку оглядів;

- вимога наочного підтвердження достатньою кількістю натурних втомних випробувань того, що великого втомного пошкодження (WFD) [3] не відбудеться протягом розрахункового ресурсу літака.

У 2008 році Федеральне авіаційне агентство (FAA) США опублікувало Норми щодо забезпечення безпеки старіючих літаків FAR26.

У даній роботі викладені результати досліджень в ЦАГІ за участю авторів запитань живучості конструкцій старіючих літаків.

### **1.3 Деградація характеристики опору втомі і тріщиностійкості конструкцій старих літаків**

При забезпеченні безпеки експлуатації старіючих літаків необхідно враховувати можливу зміну характеристик втоми і тріщиностійкості конструкцій в процесі тривалої експлуатації.

У літературі є ряд публікацій з експериментального дослідження деградації (погіршення) втоми і тріщиностійкості обшивальних матеріалів з алюмінієвих сплавів після тривалої експлуатації літаків, в яких містяться суперечливі висновки [4]. Одні автори роблять висновки, що є деградація властивостей матеріалів обшивки, інші заперечують її. Суперечливий характер таких висновків обумовлений складністю проведення коректного експерименту по визначенню деградації.

Як показав аналіз результатів різних досліджень, експериментальне розв'язання даної проблеми необхідно проводити двома різними методами. Для визначення зміни характеристик втоми доцільно випробовувати повномасштабні нові конструкції і конструкції після тривалої експлуатації. Обумовлено це тим, що втома конструкції визначається локальними напруженнями в з'єднаннях елементів конструкції.

Відтворити це локальне напруження з урахуванням впливу технології складання конструкції практично неможливо на простому прикладі, вирізаному з обшивки, а зміна характеристик тріщиностійкості доцільно проводити на широких зразках, вирізаних з нових листів зі складу та з

обшивки літаків, що знаходилися в експлуатації. Результати таких досліджень представлені в даній роботі.

На рисунку 1.5 представлено зменшення опору втоми за рахунок деградації конструкцій планера різних типів старіючих літаків [5]. Тут:  $N_0$ -довговічність нової конструкції;  $N_{oper}$ -напрацювання в експлуатації;  $\Delta N$ -напрацювання конструкції в лабораторії, знятої з експлуатації після напрацювання  $N_{oper}$ . Як впливає з рисунка 1.5, опір втоми конструкції зменшується за рахунок деградації приблизно на 50%.

На рисунку 1.6 представлено зменшення тріщиностійкості обшивки конструкцій цих літаків [5]. Тріщиностійкість визначалася на широких зразках.

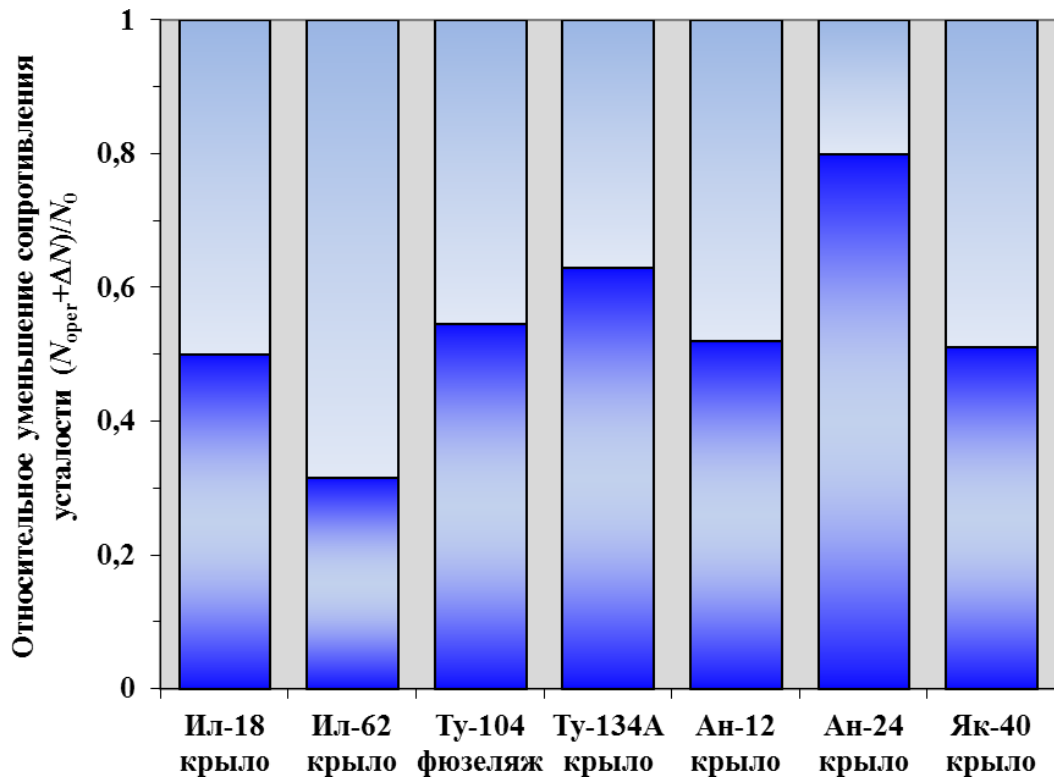


Рисунок 1.5 - Зменшення опору втоми за рахунок деградації конструкцій тривало експлуатованих транспортних літаків [5]

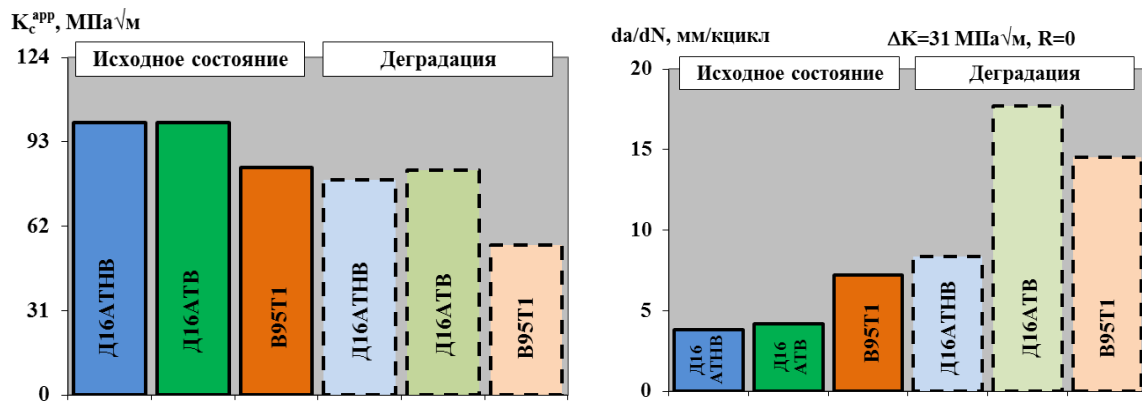


Рисунок 1.6 - Деградація тріщиностійкості алюмінієвих сплавів з підвищеним вмістом кремнію і заліза [5]

Як випливає з рисунка 1.6, за рахунок деградації проявляється зменшення статичної тріщиностійкості  $= K_{capp}$  приблизно на 30% і збільшення швидкості росту тріщини  $da / dN$  до трьох разів. Слід зазначити, що представлені на рисунку 1.6 алюмінієві сплави Д16АТ і В95Т1, застосовані в старіючих літаках СНД, мають підвищений процентний вміст домішок кремнію (Si) і заліза (Fe) до 0,4%. В сучасних удосконалених алюмінієвих сплавах 1163Т і В95очТ2 процентний вміст цих домішок менш 0,1% [5].

У нових удосконалених алюмінієвих сплавах досягнуте значне підвищення статичної та циклічної тріщиностійкості за рахунок зменшення домішок кремнію і заліза, а також за рахунок поліпшення технології виробництва матеріалів (рисунок 1.7).

Ефект погіршення тріщиностійкості обшивки конструкцій старих літаків підтверджений також методом застосування термообробки (відпалу) при порівнянні швидкостей росту втомних тріщин в листах обшивки до експлуатації і після експлуатації [18].



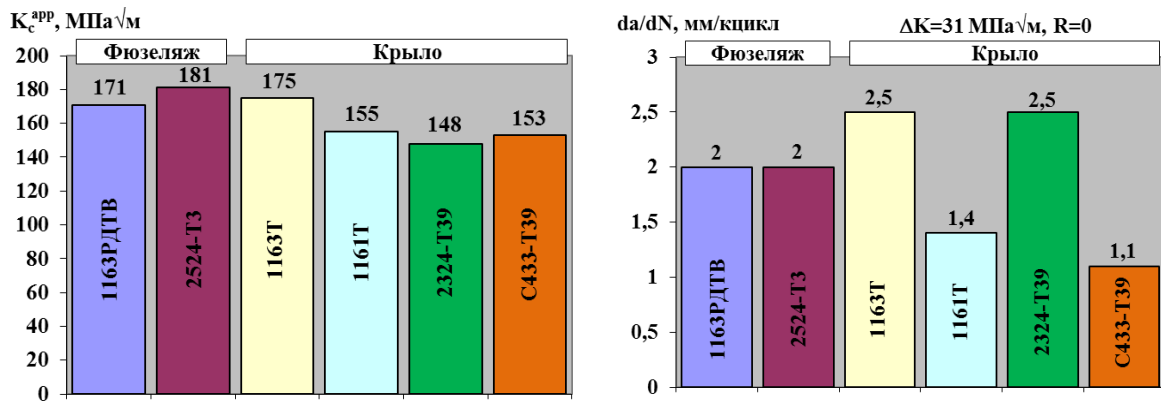


Рисунок 1.7 - Тріциностійкість вдосконалених алюмінієвих сплавів зі зниженим вмістом кремнію і заліза [18]

При тривалій експлуатації літаків в ряді випадків спостерігається збільшення меж плинності матеріалу обшивки  $\sigma_{0,2}$ . У більшості випадків значення межі міцності  $\sigma_b$ , межі текучості  $\sigma_{0,2}$  відносного подовження при розриві стандартних зразків  $\delta$  знаходяться в межах значень, що задаються технічними умовами на відповідний напівфабрикат алюмінієвого сплаву [18].

#### 1.4 Великі (WFD) і багато-осередкові (MSD) пошкодження конструкцій літаків

Великі втомні пошкодження (Widespread Fatigue Damage - WFD) характеризуються наявністю в одній або декількох суміжних деталях багатьох тріщин таких розмірів і з такою високою щільністю, що конструкція не може відповідати вимогам допустимості пошкодження (damage tolerance), тобто зберігати необхідну залишкову міцність після часткового руйнування. Багато-осередкові пошкодження (Multiple Site Damage - MSD) - окремий випадок обширного втомного пошкодження, що характеризується одночасною наявністю в одному і тому ж елементі конструкції таких втомних тріщин, які в разі об'єднання з участю (або без нього) іншого ушкодження приведуть до втрати залишкової міцності.

У авіапромисловості рішення проблеми WFD почалося після катастрофи пасажирського літака Ан-10А в 1972 році. У ЦАГІ був

розроблений метод розрахунку залишкової міцності конструкцій, пошкоджених WFD [10].

На рисунку 1.8 представлена схема розрахунку залишкової міцності конструкції, що складається з чотирьох послідовно руйнуються елементів зі ставленням площ в поперечних перетинах  $F_1: F_2: F_3: F_4 = 1: 5: 1: 3$  [10]. В даній схемі розрахунку залишкова міцність складовою конструкції змінюється східчасто в залежності від відносної площі пошкодження, на відміну від загальноприйнятого монотонного зміни.

Відповідно до представленої на рисунку 1.8 схемою було проведено розрахунки залишкової міцності двох крил літаків Ан-10А, в яких утворилися в процесі тривалої експлуатації великі втомні пошкодження. З цими ушкодженнями крила були випробувані на залишкову міцність в лабораторії.

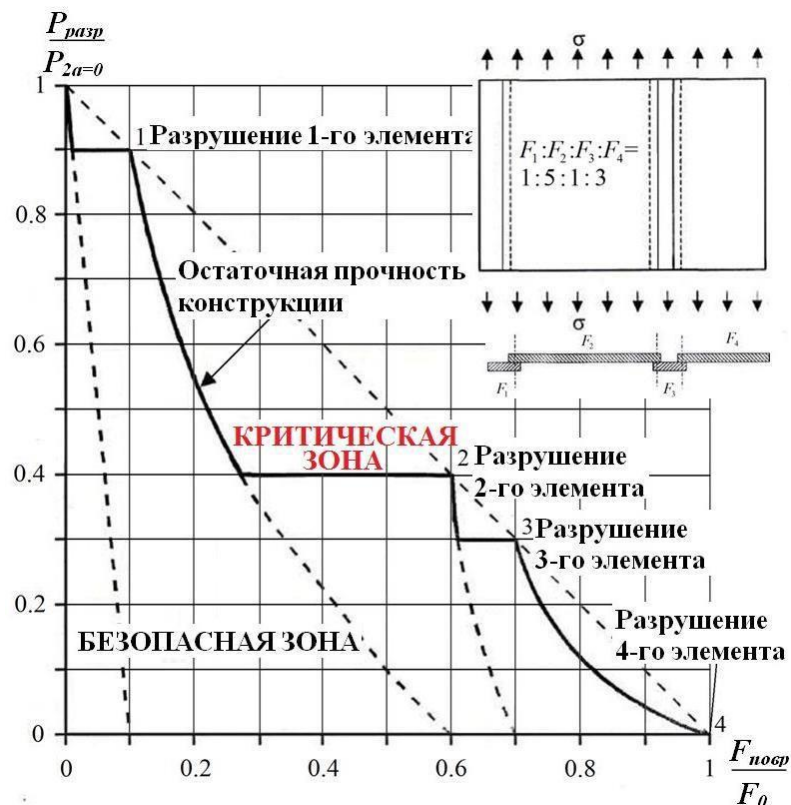


Рисунок 1.8 - Залишкова міцність складових конструкцій, пошкоджених великими втомних тріщин (WFD) [10]

На рисунку 1.9 показані втомні пошкодження стрингерів, лонжеронів і обшивки в випробуваних крилах.

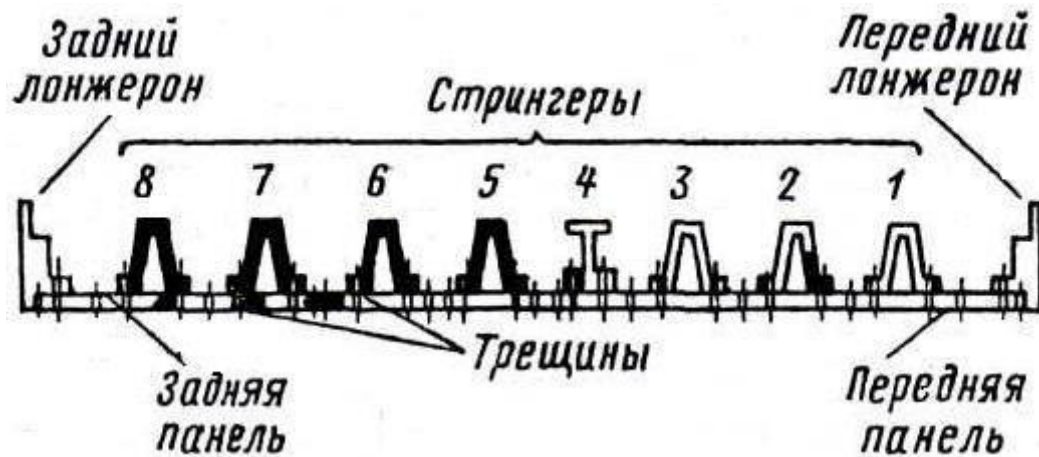


Рисунок 1.9 - Обширні втомні пошкодження (WFD) центроплана крила літака Ан-10А [10]

На рисунку 1.10 представлено порівняння розрахункових і експериментальних значень залишкової міцності крил [10]. Отримано гарний збіг розрахунків з експериментами.

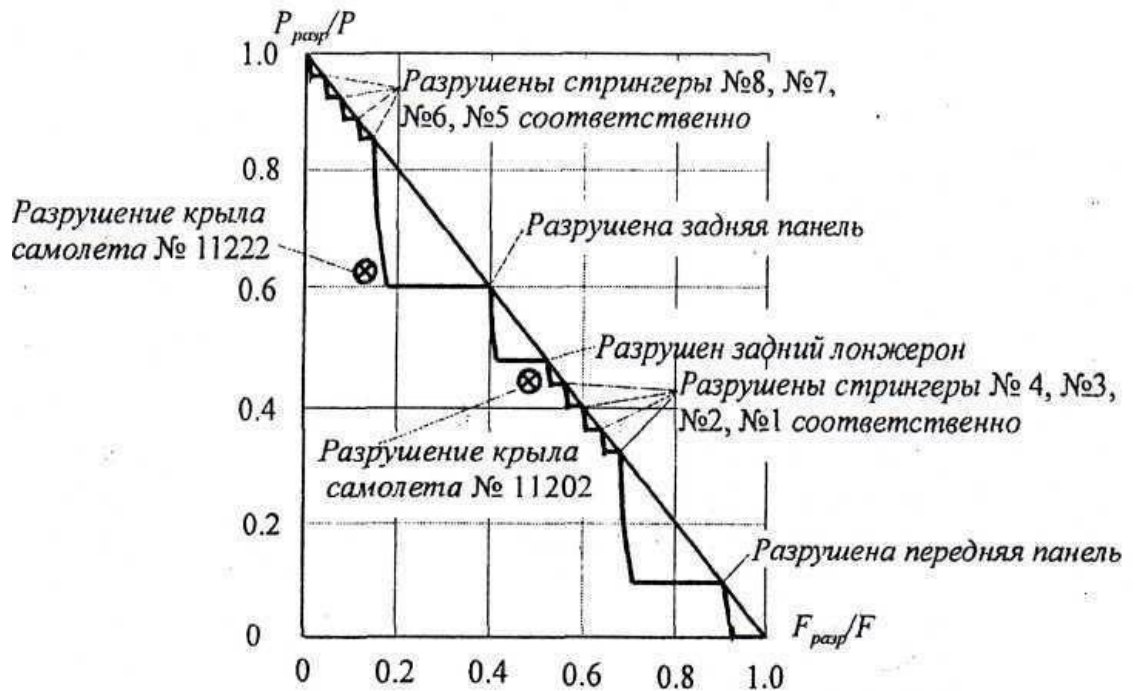


Рисунок 1.10 - Порівняння розрахункових і експериментальних значень залишкової міцності крила літаків Ан-10А з великими втомними пошкодженнями (WFD) [10]

Проведений експеримент показав, що в умовах експлуатації і при випробуванні натурних конструкцій літаків великі втомні пошкодження

виникають в конструкціях крила. Багато-осередкові пошкодження (MSD) виникають в конструкціях герметичних фюзеляжів в поздовжніх стиках обшивки.

У СНД дослідження питань WFD і MSD проводилися, в основному, на основі результатів випробувань натурних конструкцій літаків.

У ЦАГІ спільно з Airbus були проведені також розрахунково-експериментальні дослідження характеристик живучості (damage tolerance) широких зразків поздовжніх стиків внахліст обшивки фюзеляжів [13].

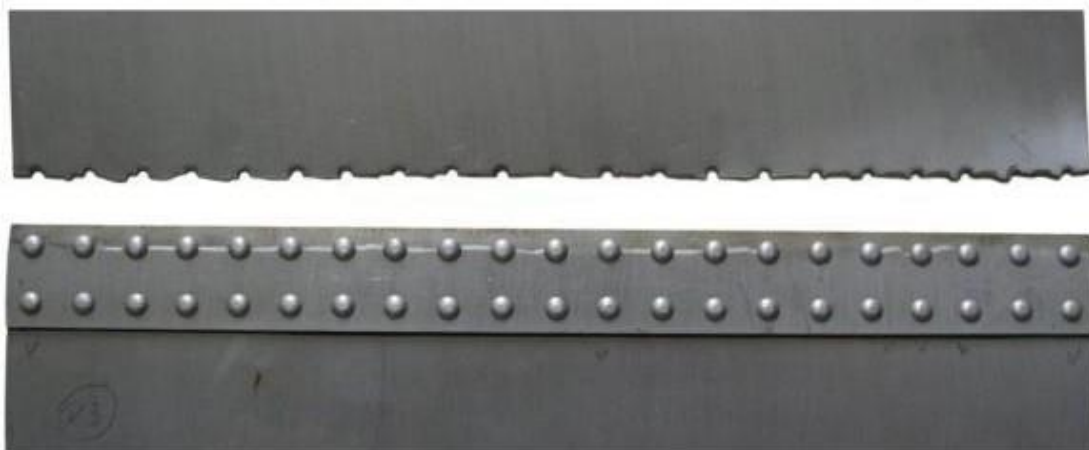


Рисунок 1.11 - Руйнування плоскої панелі при розтягуванні поздовжнього стику внахліст обшивки фюзеляжу, пошкодженої багато-осередковими тріщинами (MSD) [13]

З'єднання листів обшивки здійснювалося за прийнятою виробничою технології при серійній зборки фюзеляжів двома рядами заклепок (рисунок 1.11).

Зразки зі сплаву 2024-T3 випробовувалися розтягують навантаженнями з максимальною напругою  $\sigma_{max} = 120\text{МПа}$ , коефіцієнтом асиметрії  $R = 0,1$ , частотою навантаження 1 Гц.

В експериментах отримано такі основні результати. Тривалість зростання багато-осередкових тріщин становить приблизно 35% від сумарної довговічності зразків до руйнування. Руйнують напруги нетто складають (0,47-0,54) від межі текучості  $\sigma_{0,2}$ .

## **Висновок до розділу 1**

Наведений в розділі матеріал дозволяє зробити наступні висновки:

- Тривалий ресурс сучасних літаків забезпечується застосуванням трьох принципів: безпечного ресурсу, безпечного руйнування і допустимого ушкодження;
- Принцип допустимого ушкодження відповідно до Норм льотної придатності літаків транспортної категорії (Авіаційні правила, частина 25) застосовується для значного числа елементів авіаційних конструкцій;
- Реалізація зазначеного принципу в тонкостінних конструкціях планера визначає необхідність надійного прогнозування процесу поширення втомних тріщин. В даний час такий прогноз здійснюється на основі підходів лінійної механіки руйнування;
- За рахунок деградації конструкції літака проявляється зменшення статичної тріщиностійкості приблизно на 30% і збільшення швидкості росту тріщини до трьох разів.

## 2. ФАКТОРИ, ЩО ВИЗНАЧАЮТЬ РЕСУРС АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ

### 2.1 Циклічне навантаження конструкції літака

Циклічні навантаження, що діють на планер літака, діляться на три групи:

1) Навантаження функціонування. До них відносяться:

- зміна підйомної сили крила під час польоту;
- зміна тиску в герметичній кабіні;
- навантаження, що виникають при виконанні маневрів. Як правило, це

низькочастотні навантаження.

2) Динамічні навантаження від зовнішнього середовища - як наслідок:

- неспокійного повітря;
- нерівностей аеродромів.

Хоча ці навантаження є динамічними, частоти їх зазвичай складають одиниці герц, що дозволяє розглядати їх як квазістатичні.

3) Вібраційні навантаження.

До цієї групи належать всякого роду вібрації з частотами від десятків до тисяч герц. Частота циклів змінних напружень і в цьому випадку залежить не тільки від частоти зовнішніх впливів, але і від характеристик жорсткості елементів конструкцій.

Циклічні навантаження, що впливають на ресурс планера, можуть також класифікуватися за характером повторення. це:

1) Регулярні навантаження, величини і повторюваність яких протягом польоту стабільні і можуть бути визначені.

2) Випадкові навантаження, величина і повторюваність яких носять хаотичний характер.

До регулярних навантажень відносяться:

- аеродинамічні сили при усталених (стабільних) режимах польоту;
- навантаження при відхиленні закрилків, випуск і прибирання шасі;

- навантаження від надлишкового тиску в герметичній кабіні. До випадкових навантажень відносяться:

- навантаження від маневрених перевантажень;

- повітряні навантаження;

- динамічні дії: ударні навантаження і вібрації. Цей тип навантажень фактично визначає міцність конструкції планера.

Розглянемо їх більш детально.

Перевантаження від маневрів. Всі літаки здійснюють певні види маневрів. Але лише для маневрених літаків навантаження при маневрах є визначальними для міцності.

Повітряні навантаження. Крім маневрених навантажень на елементи конструкції планера діють повітряні навантаження - навантаження від поривів вітру. Величини навантажень, які виникають від поривів вітру, невеликі, проте вони зустрічаються досить часто, а для транспортних літаків вони можуть дістати максимальних експлуатаційних величин [20].

Ударні навантаження і вібрації відносяться до динамічних впливів.

Динамічні впливу на ВС можна розділити на разові (динамічний удар при посадці, потрапляння сторонніх предметів і т.д.) і постійно діючі обурення, внаслідок яких виникають пружні коливання - вібрації конструктивних елементів.

Внаслідок удару виникають коливання деталей з затихає амплітудою і власною частотою. Ударні навантаження на агрегати при посадці можуть досягати 20g. При цьому в елементах конструкції виникають злами і тріщини, внутрішня напруга, які призводять до зміни міцності.

На відміну від ударних, вібраційні навантаження є порівняно постійними на певних режимах польоту і режимах роботи двигунів. На різних режимах їх частота змінюється і може потрапити в резонанс із власною частотою вузлів і елементів конструкції, що може привести до резонансу і руйнування конструкції.

Вібрації елементів конструкції викликаються:

- рухом ЛА по нерівній поверхні аеродрому;
- роботою гвинтів і двигунів;
- аеродинамічними коливаннями.

Амплітуди вібраційних коливань залежать від величини амплітуд і частот власних коливань частин літака, а також від величин амплітуд і частот збуджуючих сил.

Вібрації від руху ЛА по поверхні аеродрому визначаються нерівностями поверхні і його швидкістю руху.

Від роботи двигунів і гвинтів виникають два типи вібрацій:

- механічні, які передаються по конструкції;
- звукові коливання, які передаються через повітряне середовище.

Шум викличе навантаженість елементів конструкції, перш за все обшивки (акустичні навантаження). Під дією змінних звукових тисків виникають акустичні вібрації. Акустичні тиску характеризуються дуже широким спектром частот ( $f = 10 \dots 2 \cdot 10^5$  Гц). Тому, якщо викликані ними змінні напруги близькі до межі витривалості, то досить швидко може настати втомлююче руйнування. Навіть якщо змінні напруги від акустичних тисків виявляються нижче витривалості, вони можуть істотно скоротити допустимий термін служби [13].

Аеродинамічними коливаннями умовно називають коливання, викликані нерівномірністю обтікання зовнішніх поверхонь літака або його окремих частин. Потік, який обтікає літак, завжди є турбулентним, тобто в ньому завжди існують загальні або місцеві флуктуації тиску і швидкостей. Внаслідок цього виникають аеродинамічні коливання конструкції літака. Вони завжди мають місце в польоті. Їх частоти близькі до власних частот пружних коливань конструкції, що дуже небезпечно.

Для літаків з герметичними кабінами характерні циклічні навантаження конструкції надлишковим тиском повітря в кабіні. Також циклічним є вплив



температури на конструкцію і агрегати - за рахунок різниці температур біля поверхні землі і на висоті; аеродинамічного нагріву і роботи двигунів.

Втома багатьох елементів авіаконструкцій визначається всією сукупністю навантажень як польотних, так і наземних. Спектр експлуатаційних навантажень відбивається в так званому польотному циклі.

Типовий польотний цикл зображений на рисунку 2.1 у вигляді схеми зміни напружень в елементах нижньої поверхні крила транспортного літака за час польоту.

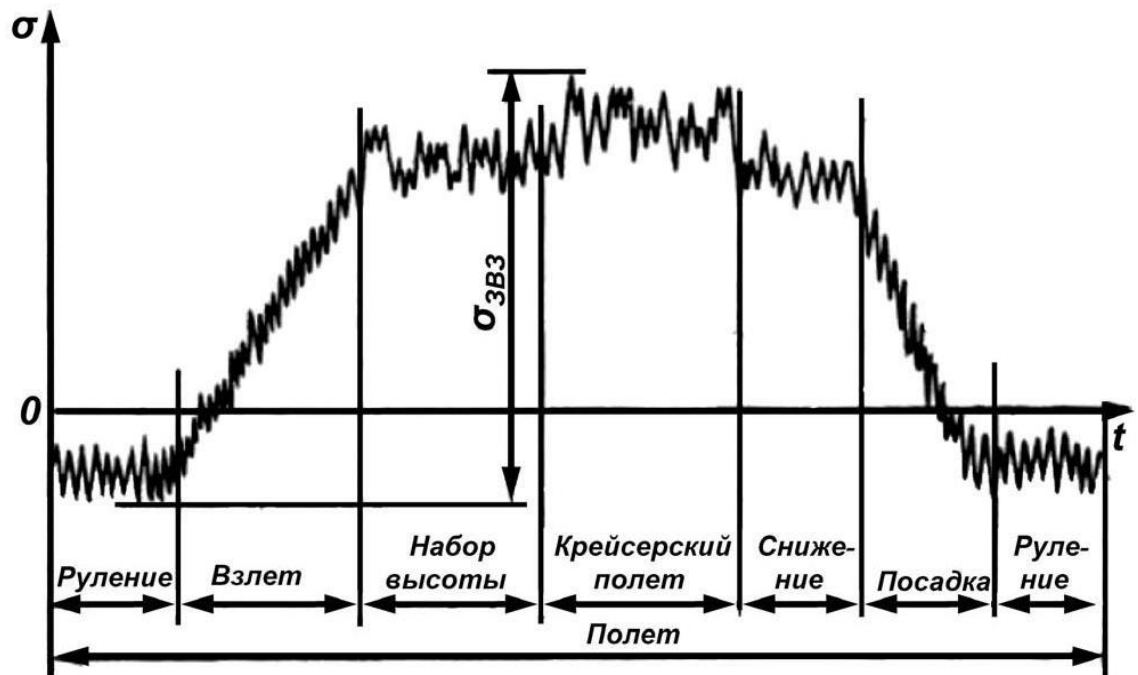


Рисунок 2.1 - Схема навантаження елемента нижньої поверхні крила транспортного літака [13]

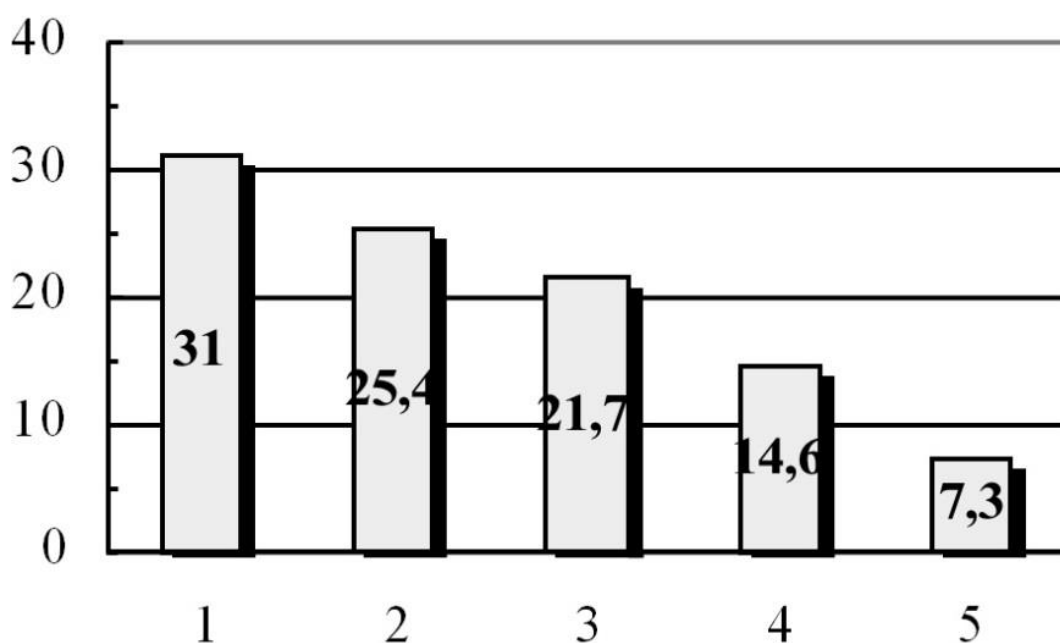
Як правило, політ починається з запуску двигунів і закінчується їх зупинкою, включаючи всі операції рулювання.

На початку і наприкінці польоту діють випадкові напруги від нерівностей аеродрому, що накладаються на напругу стиснення, обумовлене дією маси крила, наповненого паливом. Різке збільшення рівня напружень відповідає дії підйомної сили. У міру вигорання палива середній рівень напруги, відповідний горизонтального польоту, дещо знижується. У польоті

відзначені цикли від маневру (прибирання закрилків) і випадкові цикли навантажень від дії неспокійного повітря.

## 2.2 Конструктивні та технологічні чинники

Згідно зі статистичними даними по дефектності великого парку ПС більшість виробників авіаційної техніки та авіакомпаній віднесли втомлююче руйнування до найбільш значимого експлуатаційного пошкодження (31% від загального числа дефектів в металевих конструкціях літака) (рисунок 2.2). Тому обґрунтування ресурсу ПС при проектуванні і його забезпечення в процесі виробництва має базуватися на обліку конструктивних і технологічних факторів, що визначають опір втомного руйнування найбільш відповідальних (критичних) елементів конструкції.



1 - втомні тріщини; 2 - корозія; 3 - порушення з'єднань; 4 - корозійне розтріскування; 5 - ударні ушкодження [13]

Рисунок 2.2 - Гістограма розподілу ушкоджень по частоті в експлуатації

Конструктивні фактори. Аналіз конструкцій, які мали втомні пошкодження, показує, що втомна міцність залежить не тільки (а іноді навіть

не стільки) від рівня діючих номінальних напруг. Напрацювання до освіти втомних тріщин в окремих деталях безпосередньо пов'язана з наявністю нерегулярності їх геометричних параметрів - в місцях різкої зміни форми або розмірів деталей. Такі нерегулярності (отвори, галтелі, вирізи і надрізи і т.п.) зазвичай обумовлюють локальне (місцеве) підвищення напруг і їх називають концентраторами напружень. Ступінь підвищення напруг зазвичай характеризується коефіцієнтами концентрації і визначається співвідношенням розмірів, яке характеризує цю геометричну нерегулярність. Чим гостріше концентратор, тим більше підвищення напруг він може викликати.

Для більшості видів нерегулярностей коефіцієнти концентрації напружень вдається отримати розрахунковим шляхом. Проте, наприклад, для клепаних з'єднань через різноманітність їх форм та складності взаємодії сполучних елементів коефіцієнти концентрації отримані тільки для окремих, найпростіших видів. Тому велике значення мають експериментальні дослідження впливу на міцність від втоми конструктивних елементів різного роду концентраторів, експериментальні дослідження натурних елементів конструкції, а також різні розрахункові методи визначення місцевих напружень в деталях складної форми (наприклад, метод кінцевих елементів).

Показовим випадком впливу конструктивного фактора на ресурс є втомне руйнування двох реактивних літаків Comet в 1954 році після двох років експлуатації. Руйнування ініціювалося в зоні концентрації поблизу кута квадратного ілюмінатора (рисунок 2.3).

Конструкція ілюмінатора з досить малим радіусом у вершини сприяла досить значної концентрації напружень. Напряга в обшивці від перепаду тиску в герметичній кабіні 0,569 МПа і маневреної перевантаження 1,3 g на достатньому видаленні від кута ілюмінатора становило 68 МПа. Однак, в безпосередній близькості від ілюмінатора через ефект концентрації цю напругу збільшувалася до 197 МПа (рисунок 2.3) [6]. У зоні концентрації розташовувалися кріпильні отвори під заклепки, які, своєю чергою, також є

ефективними концентраторами напружень. Всі ці фактори при циклічному навантаженні (від польоту до польоту) конструкції від надлишкового тиску в герметичній кабіні привели до зародження втомних тріщин, їх поширенню з переходом на інші конструктивні елементи і, як результат, до великого втомного руйнування всієї конструкції літака.

Раціональне конструювання в літакобудуванні з точки зору забезпечення довговічності пов'язано, перш за все, з практичною реалізацією максимально можливого зниження рівня концентрації напружень в силових елементах, які навантажуються циклічно.

Для цього необхідно не допускати:

- різких змін площі перетину силових елементів;
- малих радіусів переходів;
- гострих кромek деталей;
- низької чистоти поверхні.

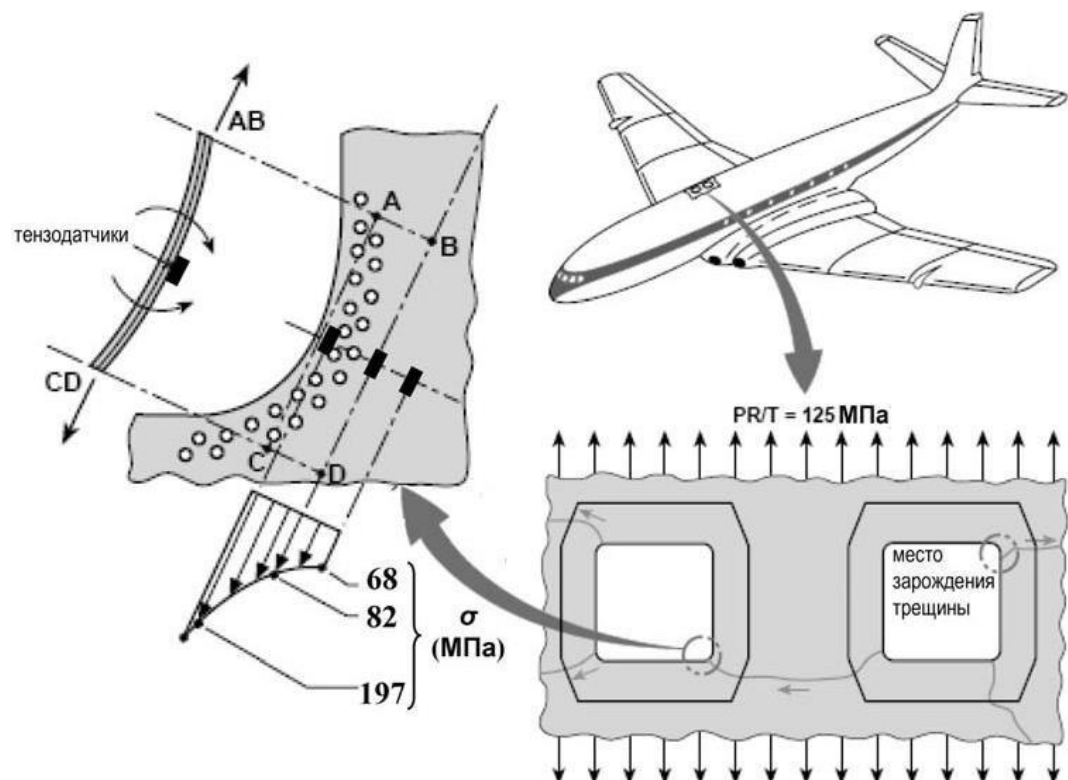


Рисунок 2.3 - Схема появи і поширення втомного руйнування пасажирського літака Comet [6].

А також необхідно прагнути до зменшення місцевих згинів розтягнутих поясів і монтажних напружень розтягу, уникати з'єднання декількох концентраторів напружень в одному перерізі.

Джерелами концентрації напружень в деталі служать отвори під болти і заклепки, вирізи під люки та ін. В експлуатації можуть виникати додаткові джерела підвищеної концентрації напружень. Зокрема, значну концентрацію напружень можуть створювати ризики, подряпини, забоїни і вм'ятини. Концентрація напружень може виникати також в районі болтових і клепаних з'єднань при зменшенні їх натягу [8].

До важливої групи факторів, що впливають на довговічність і, отже, на ресурс авіаційних конструкцій можна віднести конструктивні особливості клепаних з'єднань. Це: вид матеріалів, що з'єднуються і сполучних елементів, число площин зрізу, число рядів заклепок, конструкція кріплення, відстань між кріпильними елементами в напрямку дії сили і перпендикулярно цьому напрямку, відстань від крайніх кріпильних елементів до краю аркуша і т.д. Досвід показує, що шляхом раціонального конструювання елемента вдається помітно збільшити його втомну довговічність. Щоб цього досягти, конструктор повинен чітко уявляти роль і вплив окремих факторів, знати, в якому напрямленні слід змінювати кожен фактор з метою підвищення втомної довговічності без зниження рівня номінальних напруг.

Технологічні чинники. Технології, які використовуються при виробництві та відновленні авіаційної техніки, дозволяють підвищити характеристики витривалості матеріалу конструкції, зменшити ефект концентрації напружень від конструктивних і виробничих факторів.

Роль технологічних засобів забезпечення ресурсу зводиться до зменшення діючих напружень від зовнішніх навантажень і підвищення здатності матеріалу конструкції чинити опір їх впливу [8].

Вплив шорсткості поверхні. Можна досягти значного підвищення опору втомі деталей машин, і відповідно підвищення їх ресурсу,

застосуванням відповідної обробки поверхні. Сучасні технології обробки поверхні забезпечують підвищення опору втоми шляхом:

- поліпшення стану поверхні (виведення або видалення ушкоджень на поверхні, зменшення шорсткості - джерел мікроконцентрації напруг);
- зміни механічних властивостей матеріалу поблизу поверхні (поверхневий наклеп, покриття та ін.);
- створення залишкових напружень в поверхневому шарі, що підвищують втомну довговічність.

Істотний вплив на опір деталей втоми надає мікрорельєф поверхні, що характеризується шорсткістю поверхневого шару.

Встановлено, що:

- межа втоми зростає зі збільшенням чистоти поверхні, а також в разі, коли напрямок обробки здійснюється паралельно напрямку дії напруги.
- вплив шорсткості поверхні найбільш виражено для високоміцних сталей.

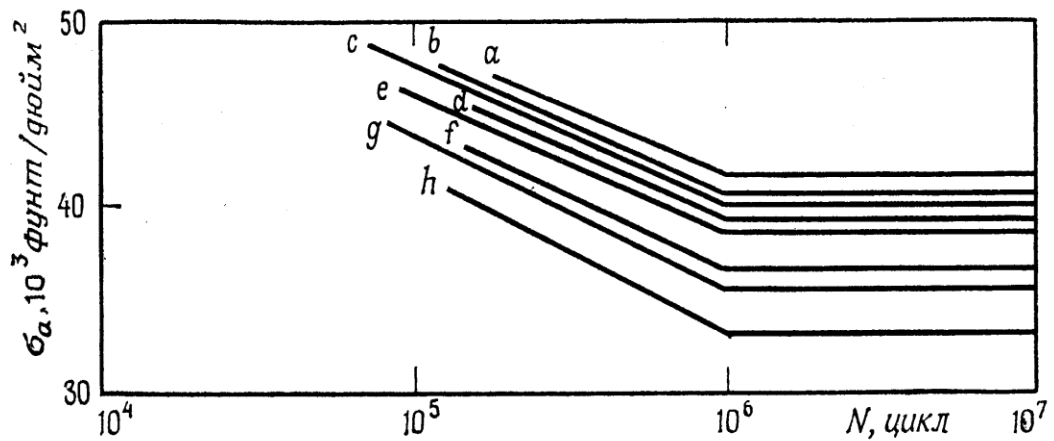
Відношення межі витривалості зразка з даної шорсткістю поверхні  $\sigma_{-1n}$  до межі витривалості зразка зі стандартною обробкою поверхні  $\sigma_{-1}$ , яка відповідно до ДСТУ 2789-73, називається коефіцієнтом впливу шорсткості поверхні:

$$K_F = \frac{\sigma_{-1n}}{\sigma_{-1}} \leq 1. \quad (2.1)$$

Значення коефіцієнта впливу шорсткості поверхні визначається за таблицями або графіками, які наводяться в довідковій літературі.

Слід зазначити, що при втомі негативну роль шорсткою поверхні визначає не висота нерівностей, а «гострота» западин мікронерівностей, які є мікроконцентраторами напружень.

На рисунку 2.4 показано вплив на витривалість методів обробки поверхні зразків з вуглецевої сталі.



а - дзеркальна поліровка в поздовжньому напрямку; б - обробка дрібним наждаком; с - обробка наждаком № 1; d - обробка грубим наждаком; е - обробка напилком з дрібною насічкою; f - без обробки; g - обробка напилком з крупною насічкою; h - обробка драчовим напилком

Рисунок 2.4 - Вплив видів обробки поверхні на втому вуглецевої сталі (0,33% С) при консольному згині з обертанням [8].

Вплив залишкових напружень. Стискові залишкові напруги в поверхневому шарі сприяють підвищенню втомної міцності, а розтягують, навпаки, знижують довговічність (рисунок 2.5).

Вплив залишкових напружень на опір втоми визначається тим, що чинне (ефективне) напруга в деталі одно алгебраїчній сумі залишкової напруги і напруги від зовнішнього навантаження. Тому зовнішнє розтяжне напруга зменшується при підсумовуванні з внутрішнім (остаточним) стискає напругою і, навпаки, збільшується при залишковому розтягується.

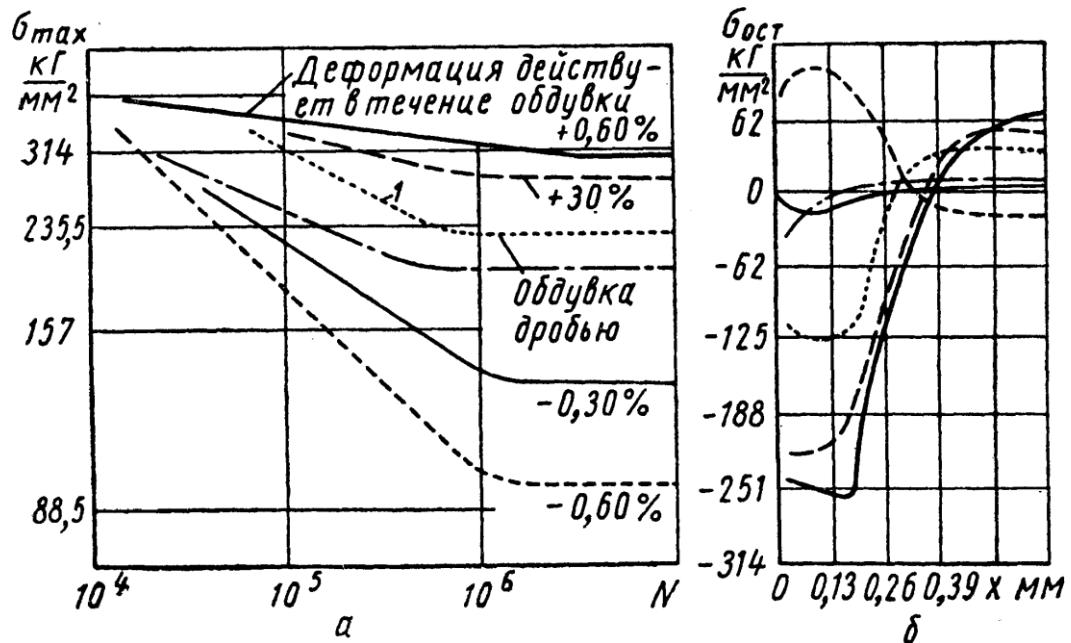


Рисунок 2.5 - Криві втоми листових ресор, обдутий дробом (а), і відповідні їм епюри розподілу залишкових напружень по глибині поверхні  $x$  (б) [8].

Однак вплив залишкових напружень на опір втоми не завжди однозначний, так як вони змінюються по величині в процесі тривалого навантаження, і, крім того, в залежності від способу отримання остаточних напруг їх вплив може залежати від властивостей матеріалу.

Способи наведення залишкових напруг різноманітні. До найбільш розповсюджених відносяться технології, спрямовані на поверхневе пластичне деформування (ППД) деталей.

Обдування дробом. Обдування дробом або мікрокульками значно підвищує межу втоми. Дробеструйну обробку можна також застосовувати для підвищення межі втоми деталей з кольорових металів і сплавів.

Поверхнева обкатка. Обкатка поверхні металу роликками (вигладжування) значно покращує його опір втоми. Цей процес може бути більш ефективним, ніж обдування дробом, тому що при належному тиску, можна досягти більшого ступеня зміцнення та більш високих залишкових



напружень стиску у поверхні. При поверхневій обкатці матеріал може зміцнити на велику глибину, причому шорсткість поверхні не збільшується.

Попереднє пластичне деформування. Було експериментально визначено, що попереднє навантаження і деформування зібраного крила літака може помітно підвищити його довговічність.

Підвищення межі втоми залежить в першу чергу від залишкових напружень. Великий ефект виходив при високих середніх напруженнях і для матеріалів з високим відношенням меж плинності і міцності -  $\sigma_T / \sigma_B$ .

До технологічних факторів управління ресурсом конструктивних елементів відносяться технології, пов'язані з підвищенням твердості поверхні (як правило, виробів зі сталі). Це технології цементації і азотування.

Підвищення твердості поверхні використовується головним чином для підвищення опору зносу поверхонь сталевих деталей, а також для підвищення опору втоми, особливо при корозії і фретинг-корозії.

При цементації зміцнення виходить в результаті насичення поверхні металу вуглецем і подальшого гарту.

При азотуванні метал нагрівається в атмосфері аміаку.

Зміцнення досягається поглинанням азоту без гарту.

Межа втоми підвищується при будь-якому з цих процесів як внаслідок високої межі втоми твердого поверхневого шару, так і внаслідок стискає залишкового напруження, яке виникає в цьому шарі при термохімічних обробках. Комбінованого впливу цих факторів зазвичай досить, щоб опір втоми поверхневого шару стало більше, ніж серцевини [18].

Для захисту від корозії кольорових металів і сплавів застосовуються технології нанесення поверхневих покриттів. Листові матеріали з алюмінієвих сплавів, що застосовуються в авіаційних конструкціях, зазвичай мають тонкі шари плакіровки з обох сторін (товщина 5% з кожного боку).

У сплавів 2024 і Д16АТ шар плакіровки складається з чистого алюмінію. У матеріалу 7075 він складається зі сплаву Al-1% Zn.

Шари плакіровки є анодами по відношенню до матеріалу серцевини і тому забезпечують захист від корозії. Це головна мета цих шарів.

Межа витривалості після плакіровки може знизитися (в окремих випадках навіть на 50%). Причина полягає в тому, що в плакуючому шарі тріщини виникають відносно легко. Після їх зародження вони проникають в шар серцевини матеріалу і прискорюють руйнування.

Покриття чистим алюмінієм алюмінієвих сплавів помітно знижує межа втоми лабораторних зразків, але мало впливає на межу втоми з'єднань деталей.

Оксидні плівки зазвичай мало впливають на втому алюмінієвих сплавів.

Фактором, що ускладнює умови роботи елементів авіаційних конструкцій, є циклічні температурні напруги. Так, температурні напруги 20 ... 50 МПа в елементах, виготовлених з алюмінієвих сплавів, підсилюють дію механічних напружень так, що довговічність зменшується в 1,5 ... 3 рази [18].

### **2.3 Вплив зовнішнього середовища. корозія**

Корозія повітряних суден впливає, як на економічну ефективність експлуатації, так і безпеку. При цьому, слід зазначити, що незважаючи на важливість проблеми, вона так і знайшла свого досить ефективного вирішення - відомі випадки вкрай несприятливих наслідків корозії, в тому числі авіаційних катастроф.

Імовірність виникнення корозії залежить від умов експлуатації повітряних суден - особливо несприятливими є регіони з високим ступенем забруднення промисловими газами, місцевості, в яких висока вологість поєднується з підвищеною температурою.

У більш жорстких умовах працюють літаки і вертольоти сільськогосподарської авіації. Застосовувані отрутохімікати дуже агресивні. У процесі завантаження і при розпилуванні вони потрапляють на зовнішні і

внутрішні поверхні конструкцій віз задушливих судів, викликаючи значне корозійне пошкодження.

Особливість шкідливої дії корозії конструкцій повітряних суден полягає в тому, що дія агресивного середовища завжди поєднується з дією механічних навантажень. Така взаємодія посилює шкідливу дію обох чинників: навантаження підсилюють процес корозії, корозія сприяє руйнуванню, внаслідок дії експлуатаційних навантажень.

Корозія є електрохімічне руйнування металу внаслідок його хімічної взаємодії з навколишнім середовищем [18].

Неможливою радикального вирішення проблеми обумовлена очевидною закономірністю: зі створенням нових, більш стійких до корозії матеріалів, способів і засобів попередження корозії, умови використання конструкцій стають важчими.

Корозія авіаційних конструкцій може приймати різні форми, проте у всіх випадках для корозійного процесу необхідні такі умови:

1. Наявність кородуючого матеріалу (анода).
2. Наявність матеріалу, який менше схильний до корозії (Катода).
3. Наявність електроліту.
4. Електричний контакт між анодом і катодом. Невиконання будь-якого із зазначених умов призводить до зупинки процесу корозії.

Електроліт. Електролітом може бути будь-який розчин, який проводить електричний струм і містить позитивні і негативні іони. Такими розчинами є вода, що містить солі, кислоти, лужні розчини будь-якої концентрації.

Відкладення газових потоків, бруд, сіль можуть розчинятися на вологих і сирих поверхнях, збільшуючи провідність електролітів, підсилюють процес корозії.

Процес корозії може бути представлений таким чином.

При зіткненні двох металів з різними окислювально-відновними потенціалами і зануренні їх в розчин електроліту, наприклад, дощової води з розчиненим вуглекислим газом  $\text{CO}_2$ , утворюється гальванічний елемент, так

званий корозійний елемент. Він являє собою не що інше, як замкнуту гальванічну осередок. У ній відбувається повільне розчинення металевого матеріалу з більш низьким окислювально-відновним потенціалом; другий електрод в парі, як правило, не кородує. Цей вид корозії особливо притаманний металам з високими негативними потенціалами. Так, зовсім невеликої кількості домішки на поверхні металу з великим електродним потенціалом вже досить для виникнення корозійного елемента. Особливо схильні до ризику місця зіткнення металів з різними потенціалами, наприклад, зварювальні шви або заклепки [20].

Якщо розчиняється електрод корозійностійкий, процес корозії сповільнюється. На цьому заснована, наприклад, захист залізних виробів від корозії шляхом оцинковки - цинк має більш негативний потенціал, ніж залізо, тому в такій парі залізо відновлюється, а цинк повинен кородувати. Однак у зв'язку з утворенням на поверхні цинку оксидної плівки процес корозії сильно сповільнюється.

Слід зазначити чинники, які впливають на швидкість корозії:

1. Тип металу.
2. Термообробка металу.
3. Текстура (форма і напрямки зерен).
4. Різниця властивостей пари металів.
5. Площа анода і катода.
6. Температура.
7. Наявність кисневої середовища.
8. Присутність областей різної концентрації електроліту.
9. Наявність біоорганізмів.
10. Дія механічних навантажень.
11. Тривалість дії корозійного середовища.

Корозія може виникнути практично в будь-якому місці конструкції, проте є місця, що представляють особливу небезпеку, саме тут, в першу чергу, повинен виконуватися контроль технічного стану.

Зони впливу газових потоків. Це потенційно небезпечні ділянки як реактивних, так і поршневих двигунів. Незгорілі компоненти палива є надзвичайно корозійно-активними. Будучи розчиненими в дощовій воді, атмосферної вологи, вони створюють електроліти, що забезпечують інтенсивне протікання корозійного процесу.

Однією з найбільш добре відомих зон корозійного пошкодження є місце установки акумуляторів.

Проблема не вирішується, незважаючи на інтенсивне провітрювання зазначених місць, герметизацію, лакофарбове покриття відсіків. Особливо небезпечні випари кислот і лугів, які можуть проникати в незахищені від корозії області і викликати корозію найближчих до акумуляторних відсіках елементів конструкції.

Проблемною зоною є туалети і кухні. Різні рідини, відходи продуктів, волога, створюють відмінні умови для протікання процесу корозії. Тому, підпільна частина фюзеляжу вимагає обов'язкового контролю технічного стану. Підпільна частина фюзеляжу є потенційно небезпечною зоною не тільки в області туалетів і кухонь. В цьому місці збираються конденсат, вода, бруд, проникаючи в зазори і щілини конструктивних з'єднань. Проблема може посилюватися порушенням вентиляції і дренажу в підпільному просторі.

Корозійна активність конденсату визначається його складом. Як правило, конденсат містить: нітрати, фториди, хлориди, сульфати, сульфідиди, амонійний азот.

Велика ймовірність корозії і в відсіках шасі. Тут, несприятливими факторами є бруд, вода, солі, тверді частинки, які потрапляють в відсіки при русі по ВПП і ушкоджують захисне покриття.

Карбонові композиційні матеріали не усувають проблему корозії, тому що, маючи контакт із металами в умовах вологості, утворюють катод, забезпечуючи умови для гальванічної корозії. В такому випадку, необхідно забезпечувати ізоляцію між металевими і композитними деталями.

Корозія деталей повітрязабірників двигунів ініціюється головним чином механічними пошкодженнями поверхонь: аеродромний пил, дрібні камені - руйнують лакофарбові покриття, оголюючи метал для руйнівного впливу навколишнього середовища.

Відомо, що клеєзварні з'єднання обшивки мають ряд істотних переваг. Однак, при розгляді проблеми корозії, необхідно відзначити їх високу чутливість до впливу корозійно-активного середовища. Це пояснюється руйнуванням клейового прошарку і заповненням утворилися порожнин вологою, структурними змінами в металі при виконанні точкового зварювання [20].

Важливість проблеми корозії і складність виявлення вогнищ корозії визначають необхідність застосування методів неруйнівного контролю. В першу чергу слід відзначити можливості методу вихрових струмів, ультразвукової діагностики, радіографічного контролю.

Існує значна різноманітність видів корозії.

За механізмом протікання корозійних процесів відзначають хімічну і електрохімічну види корозії.

Хімічної називається корозія, при якій метал піддається руйнуванню тільки через окислення, тобто втрати атомами зовнішніх валентних електронів.

Хімічної також називають газовий вид корозії, коли метал стикається з сухими газами при високій температурі. Газовому виду корозії частенько піддаються сопла, вихлопні патрубки, лопатки газових турбін, елементи реактивних двигунів і т.д. Головний спосіб боротьби з газовою корозією - це вибір сплаву, на поверхні якого в агресивному середовищі і при високій температурі утворюється плівка, що зупиняє руйнування. Процес хімічної корозії не супроводжується перетіканням електричного струму між металом і агресивним середовищем, а продукти корозії з'являються безпосередньо на тій області поверхні металу, де відбувається взаємодія агресивного середовища і металу.

Електрохімічна корозія виникає при взаємодії металу з електролітами - розчинами різних солей, лугів, кислот, водними розчинами. Даний вид корозії найбільш поширеним. Якщо потенціали ділянок кородуючої поверхні різні, то виникає електрохімічна корозія. Різниця потенціалів з'являється з багатьох причин - це може бути наявність плям фарби, карбідів, графіту, іншими словами неметалічних включень, контакт різнорідних металів або мікронапруги.

Деякі види корозії, класифіковані відповідно до характеру ушкодження, представлені на рисунках 2.6 - 2.12.

В авіаційних конструкціях поширена розшаровуюча корозія (рисунок 2.6).

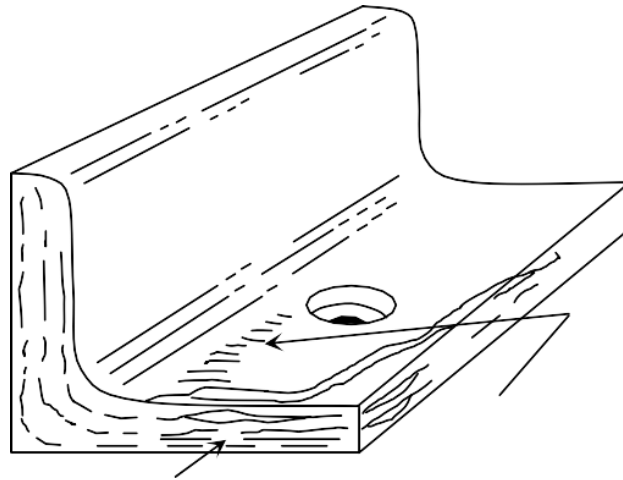


Рисунок 2.6 - Розшаровуюча корозія [20]

Ознаками даного виду корозії є відшаровування металу, втрата товщини елементів конструкції. Найчастіше можна спостерігати на стрингерах, виготовлених з пресованого сплаву.

Виразкова корозія (рисунок 2.7) [4] є локалізованим видом корозійного пошкодження. Виразкова корозію можна спостерігати на алюмінієвих сплавах, нержавіючих сталях і інших металах при порушенні тонкої оксидної плівки. Залежно від умов протікання процесу пітінгов можуть бути різної форми і глибини.

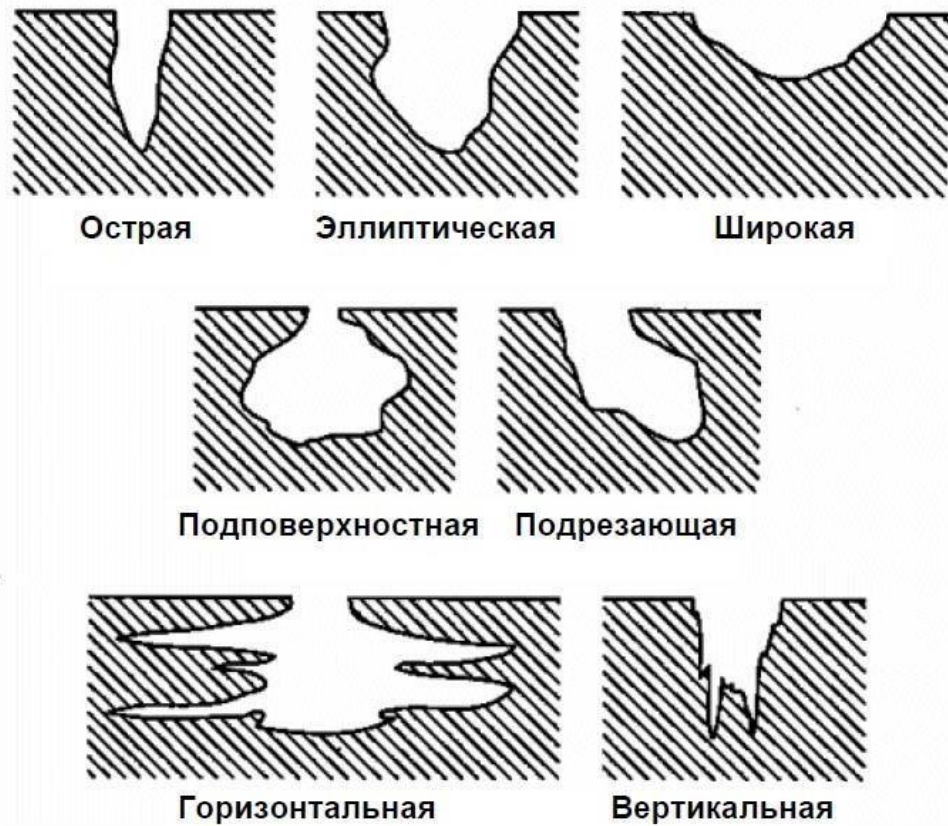


Рисунок 2.7 - Выразкова (пітінгова) корозія [4]

Ниткоподібна корозія є формою корозії, що протікає під тонкими покриттями у вигляді безладно розподілених ниток (рисунок 2.8) [4]. Нитки представляють собою локалізовані продукти корозії під «роздутим» покриттям. У багатьох випадках ниткоподібна корозія виявляється без допомоги спеціальних пристроїв. Спостерігається така корозія на сталі, магнії, алюмінієвих сплавах.



Рисунок 2.8 - Ниткоподібна корозія сталі під прозорим лаком [4].



Щілинна корозія (рисунок 2.9) становить особливу небезпеку для конструкцій повітряних суден [4]. Характеризується цей вид корозії локальним пошкодженням в області з'єднань. З огляду на кількість таких місць в конструкції сучасного повітряного судна, слід передбачити можливість їх автоматизованого контролю та методи попередження щілинної корозії.

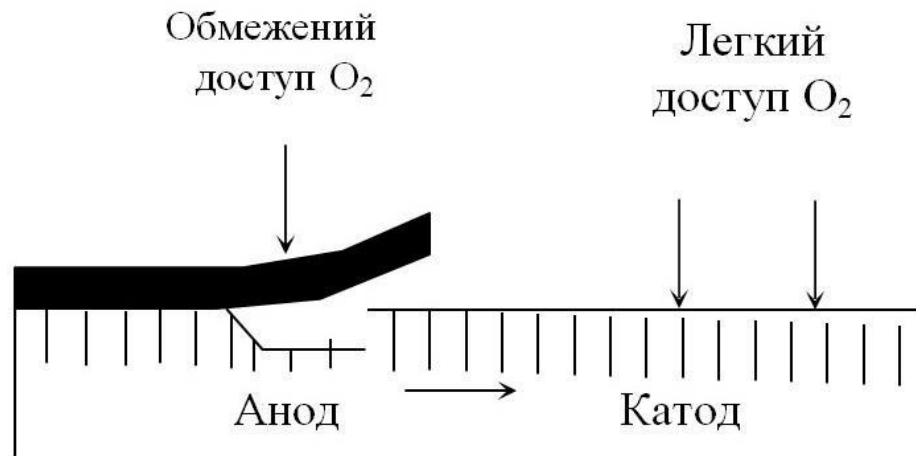


Рисунок 2.9 - Щілинна корозія [4]

При малої корозійної втрати маси руйнування матеріалу може проникати на велику глибину і супроводжуватися зниженням міцності і пластичності матеріалу, що швидко призводить до виходу з ладу всієї конструкції.

Межкристалітна корозія (рисунок 2.10) відноситься до електрохімічним процесам, і обумовлена тим, що твердий розчин при певних умовах може розшаруватися з утворенням на межі зерен фаз, збагачених одним з компонентів матеріалу, а ділянки, що безпосередньо прилягають до кордонів зерен, виявляються збідненими цим компонентом [4]. Під дією тієї чи іншої агресивного середовища відбувається виборче анодне розчинення або збагачених, або сусідніх з ними збіднених зон.

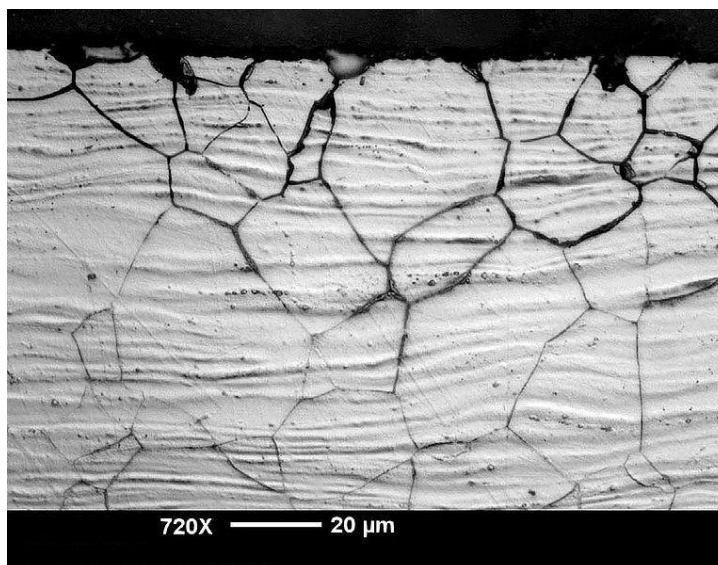


Рисунок 2.10 - Перетин металу з ознаками міжкристалітної корозії [4].

Фреттінг-корозія може виникнути на суміжних високонавантажених поверхнях з'єднань в результаті їхнього взаємного переміщення внаслідок дії навантажень або вібрацій. Взаємне переміщення призводить до зносу поверхонь. Відомий феномен, спостережуваний в експлуатації повітряних суден, коли поруч з заклепками утворюється темний слід у напрямку проти польоту, обумовлений фреттінг-корозією («smoking rivets») (рисунок 2.11). Виникнення фреттінг-корозії не вимагає присутності електроліту.

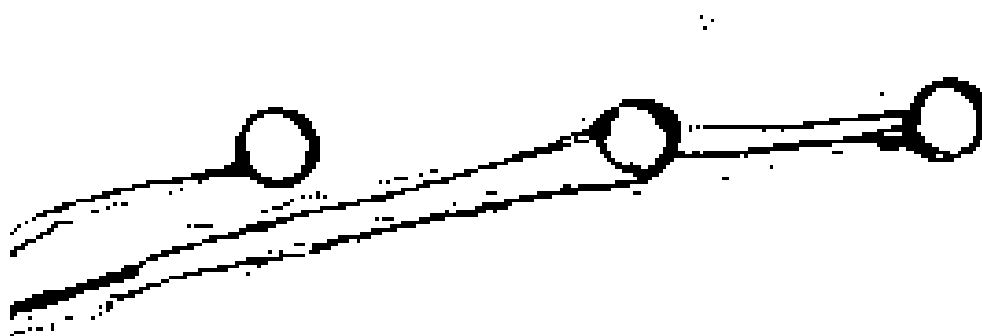


Рисунок 2.11 - Сліди фреттінг-корозії у заклепувального шва [4].

Корозія під напругою викликається одночасною дією напруг, що розтягують і корозійного середовища. Напруги можуть бути викликані доданими навантаженнями або остаточними напруженнями (рис.2.12.).

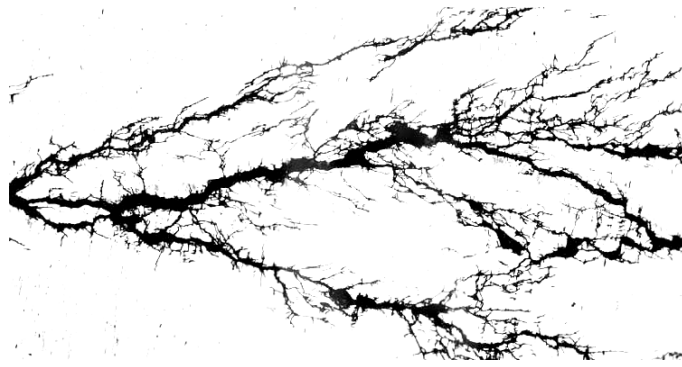


Рисунок 2.12 - Перетин деталі з ознаками корозії під напругою [4].

Корозійне розтріскування металів - це один з видів корозії, при якому в металі зароджується і розвивається безліч тріщин. Виникає корозійне розтріскування при одночасному впливі на метал агресивного корозійного середовища і напруг, що розтягують. характерною особливістю корозійного розтріскування є практично повна відсутність пластичної деформації металевого виробу.

На поверхні елементів авіаційних конструкцій, наприклад на обшивці, можна спостерігати рівномірну корозію. На алюмінієвих сплавах така корозія виглядає як білий або сірий наліт. Рівномірна корозія невеликої глибини може усуватися зачисткою абразивними матеріалами, наприклад, наждачним папером. Після зачистки поверхню покривається необхідними лакофарбовими матеріалами.

Мікробіологічна корозія найчастіше зустрічається в паливних системах повітряних суден. Обумовлено це тим, що практично всі палива, в тому числі і авіаційні гас, не стійкі до впливу мікроорганізмів і є досить сприятливим середовищем для розвитку ряду видів мікроскопічних грибів і бактерій. Зростання мікроорганізмів може призводити до накопичення в паливних системах великої кількості біомаси і агресивних продуктів життєдіяльності (органічних кислот, амінокислот, ферментів і т. д.). Накопичення в паливних системах продуктів зростання і життєдіяльності мікроскопічних грибів і бактерій може викликати засмічення фільтрів і інших агрегатів, порушення роботи датчиків паливо-вимірювальної апаратури, пошкодження внутрішніх захисних покриттів і корозійні поразки матеріалів паливних систем [5].

При вивченні продуктів корозії слід враховувати, що для кожного металу характерний свій зовнішній вигляд продуктів корозії.

Алюмінієві сплави - при постійному контакті з вологою і порушення ЛКП через 1-2 тижні темніють (потемніння оксидної плівки), потім поверхня стає темно сірою. Через 5-6 тижнів впливу вологи поверхню сплаву стає темною і покривається сірим матовим нальотом. Ознакою корозії алюмінієвих сплавів є поява на поверхні деталі великої кількості білих або сірих плям або окремо ізольованих один від одного, ледве помітних язвин, іноді з'являються на обшивці у вигляді чорних крапок. З розвитком корозійного процесу ці ознаки посилюються: з'являються глибокі корозійні вогнища, виразки або відбувається розшарування матеріалу деталі.

Продукти корозії алюмінію і алюмінієвих сплавів складаються в основному з  $Al_2O_3$  і  $Al(OH)_3$ , а також з солей металів, що входять до складу даного сплаву.

Магнієві сплави - в атмосферних умовах на них з'являються світло-сірі плями і крапки, їх колір не змінюється протягом тривалого часу, колір оксидної плівки зберігається. При постійному контакті з вологою поверхня стає сірою. Через 3-4 тижні (при порушеному ЛФП) на деталі з магнієвого сплаву розвиваються глибокі корозійні виразки з жовто-сірими продуктами корозії. Корозія магнієвих сплавів з наявністю антикорозійного захисту виявляється по спучуванню ЛФП і появи пухкого вологого сольового нальоту брудно-білого кольору.

Продукти корозії магнію представляють собою суміш магнію з його вуглекислої сіллю.

Сталь - при знаходженні сталевих деталей в атмосферних умовах спочатку на них утворюються дрібні яскраво помаранчеві точки, які через 5-6 тижнів темніють і поверхня покривається щільним бурим шаром іржі.

Підвищення температури впливу конденсату призводить до більш швидкого зростання кількості продуктів корозії від чорно-бурого до чорного кольору. Продукти корозії складаються з оксидів і гідроксидів заліза.

Мідні сплави - при 95% -ної вологості перші три тижні мають райдужну плівку, потім через 5-6 тижнів поверхня стає чорною з наявністю на ній білого нальоту.

Продукти корозії цинкових і кадмієвих покриттів мають сіру або темне забарвлення. Вони складаються з  $ZnO$ ,  $CdO$ ,  $Zn(OH)_2$ ,  $Cd(OH)_2$ ,  $ZnCO_3$ .

Запобігання корозії повітряних суден є комплексним завданням, що вимагає виконання умов, показаних на рисунку 2.13 [10].

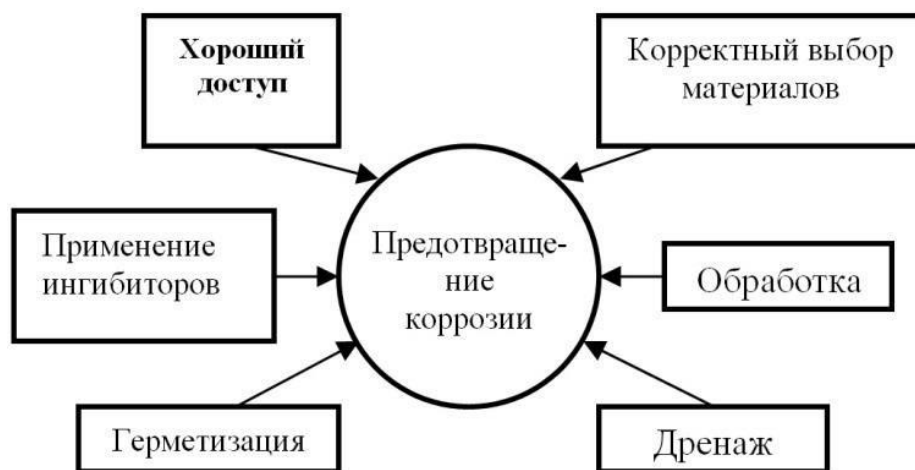


Рисунок 2.13 - Шляхи вирішення проблеми корозії повітряних суден [10]

Найбільш поширеними методами запобігання металів і сплавів від корозії є створення на їх поверхні захисних покриттів. По виду матеріалів, з яких складаються захисні покриття, їх можна розділити на наступні групи: а) металеві (гальванічні); б) неорганічні неметалеві (окисні, фосфатні і т.п.); органічні.

Розглянемо докладніше один із сучасних способів захисту від корозії - застосування плівкоутворюючих захисних покриттів (Corrosion Preventive Compounds, CPC).

Основна їхня відмінність від ЛФП - їх легкоз'ємність. Ефективність плівкоутворюючих захисних покриттів обумовлюється рядом наступних властивостей:

- уповільнення корозії;

- змочуваність захищаємої поверхні;
- здатність витіснити воду;
- проникнення в щілини і тріщини;
- утворення легкоз'ємних захисних плівок невеликої товщини (до 100 мкм).

Плівкоутворювальні антикорозійні засоби не є самостійним видом покриття, вони доповнюють стандартні загальноприйняті засоби - анодування, застосування лакофарбових покриттів і ін., Але, володіючи вище згаданими властивостями, можуть ліквідувати небезпеку корозії при пошкодженні існуючого, виконаного при виробництві літака, покриття [10].

Існує дуже багато різноманітних покриттів, що мають досить високі антикорозійні властивості. У той же час, необхідно враховувати, що багато антикорозійні покриття є поверхнево-активними речовинами і тому, можуть впливати на процес втомного пошкодження і руйнування. Як показали дослідження, проведені в Національному авіаційному університеті, в ряді випадків можна очікувати прояв негативних побічних ефектів: прискорення процесу накопичення втомних пошкоджень в поверхневому шарі, прискорення втомних тріщин, зміна несучої здатності клепаных з'єднань. Це підкреслює необхідність комплексного аналізу функціональних властивостей покриттів при ухваленні рішення про їх використання.

Проблеми забезпечення безпеки експлуатації конструкцій з корозійними пошкодженнями вирішуються на основі досвіду експлуатації. Залишкова міцність конструкцій з корозійними пошкодженнями визначається розрахунком, в якому корозійні пошкодження замінюються еквівалентної втомної тріщиною. На випадок корозійних пошкоджень рекомендується забезпечувати нормовану залишкову міцність конструкцій з регламентованими ушкодженнями в тих зонах, де імовірна корозія.

Таблиця 2.1 - Розподіл видів дефектів на елементах конструкції фюзеляжу ПС

Тип ВС	Вид дефекта					
	коррозія	тріщини	пробоїни, деформації	утяжка, ослаблення, обривы и отсутствие заклепок и винтов	нарушение ЛКП и других покрытий	прочие
	распределение дефектов, %					
Ан-24	54,3	7,6	0,5	17,8	—	19,8
Ан-12	55,1	33,5	—	11,0	—	0,4
Ан-74	53	24	23	—	—	—
Ил-18	92,3	1,0	—	4,7	2,0	—
Ил-62, Ил-62М	35,5	22,5	—	6,5	13,0	—
Ил-86	52,7	5,4	—	7,2	5,4	30,0
Ту-134	71,5	1,3	2,8	10,3	9,7	4,4

Таблиця 2.2 - Розподіл видів дефектів на елементах конструкції крила ПС

Тип ВС	Вид дефекта						
	коррозія	тріщини	пробоїни, деформації	утяжка, ослабление, обривы и отсутствие заклепок и винтов	нарушение ЛКП и других покрытий	прочие	
	распределение дефектов, %						
Ан-24	10,7	12,5	7,1	—	—	69,8	
Ан-12	32,4	59,1	—	6,5	—	9,2	
Ан-74	36	9	26	—	—	29,0	
Ил-18	0,9	7,2	0,46	87,8	0,46	—	
Ил-62, Ил-62М	44,1	14,7	—	5,9	5,9	29,4	
Ту-134	51,2	7,2	4,5	7,8	17,3	12,0	

Слід зазначити, що основними економічними витратами для підтримки льотної придатності конструкцій старіючих літаків є витрати на усунення корозійних пошкоджень. Це підтверджується статистичними даними про розподіл видів дефектів в конструкціях старіючих літаків, представлених в роботі [10], (таблиці 2.1 - 2.2). На фюзеляжі частка корозійних пошкоджень в залежності від типу повітряного судна становить 35,5-92,3%. Найбільше число корозійних поразок зафіксовано в підпільному просторі фюзеляжів. Частка корозійних пошкоджень елементів конструкції крила становить 0,9-51,2% від загальної кількості дефектів.

## Висновок до розділу 2

У розділі детально розглянуті питання циклічних навантажень літака що виникають під час польоту, конструктивні та технологічні чинники що впливають на його ресурс та негативний вплив зовнішнього середовища і корозії.

Підсумовуючи написане вище відзначимо що циклічні навантаження, що діють на планер літака, діляться на три групи: навантаження функціонування, динамічні та вібраційні навантаження, а найбільше навантаження літак зазнає під час крейсерського польоту.

Втомлююче руйнування є найбільш поширене експлуатаційне пошкодження та займає до 31% від загального числа дефектів в металевих конструкціях літака. Особливість втомного руйнування - відсутність деформацій в зоні руйнування. Подібні явища спостерігаються навіть в таких матеріалах, як м'які стали, які високо-пластичні при статичному руйнуванні. Зароджуються втомні ознаки зазвичай дуже дрібні і їх важко виявити, поки вони не досягнуть макроскопічного розміру. Далі вони швидко поширюються і за короткий проміжок часу настає повне руйнування. Таким чином, своєчасне виявлення втомних тріщин - складне завдання, але дуже важливе для безпечної експлуатації літака.

Також встановлено, що корозія, як і втомлююче пошкодження, в тій же мірі визначає термін служби авіаційної конструкції. Часто джерелами корозії є пошкодження конструкції під час завантаження ПС на землі і подряпини обшивки. Тож зробимо висновок що корозійні пошкодження конструкції цілком залежать від умов експлуатації ПС і якості технічного обслуговування.



### 3. ДОСЛІДЖЕННЯ ВИНИКНЕННЯ ТА РОЗВИТКУ ВТОМНИХ ТРІЩИН

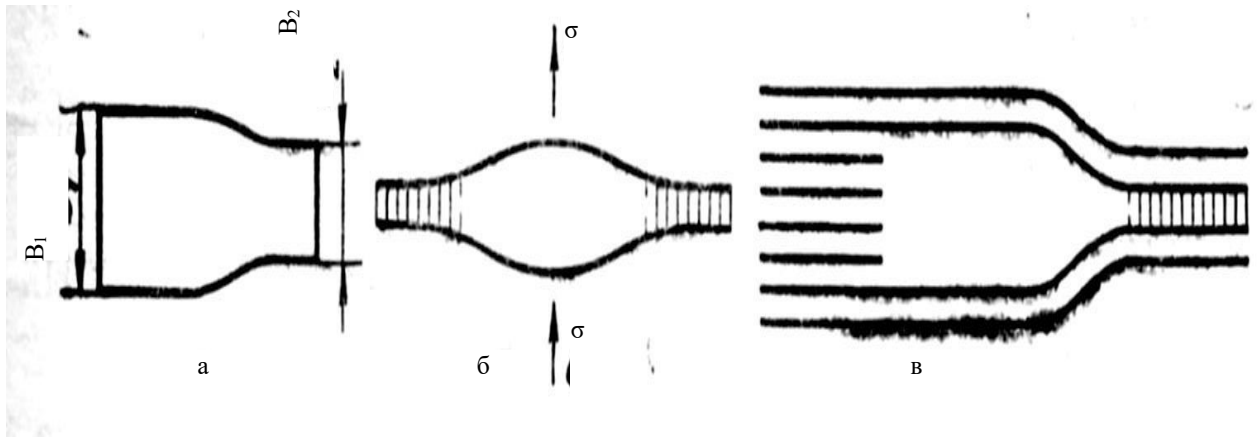
#### 3.1 Сучасні моделі формування і розвитку втомних тріщин

В основі представленої роботи і нового методу прогнозування процесу поширення втомних тріщин в плакованих алюмінієвих сплавах лежить ідея про вплив локальних деформаційних пошкоджень, що сформувались на інкубаційній стадії втоми, на процес поширення тріщини і про можливість оцінки пошкодженості по деформаційному рельєфу поверхні.

Однією з підстав для запропонованого в представленій роботі методу прогнозування тривалості стадії поширення тріщини є феноменологічна спільність процесу пошкодження на інкубаційній стадії і стадії формування тріщини.

Освіта тріщин є механізмом релаксації локальних напружень в умовах, коли релаксація напружень шляхом пластичної деформації виявляється неможливою. В роботі [12] дана наступна класифікація тріщин: 1) пора, яка представляє собою обсяг, обмежений вільними поверхнями зі ставленням  $V_1/C \approx V_2/C$ , де  $C$  - довжина пори (рисунок 3.1, а). В окремому випадку  $V_1 = V_2 = C$ ; 2) пружна тріщина, яка являє собою розріз тіла кінцевої довжини уздовж якийсь площині (рисунок 3.1, б) з відношенням параметрів тріщини  $V_1/C \approx V_2/C \leq 1$ , де  $C$  - довжина тріщини; 3) дислокаційна тріщина, яка представляє собою один з можливих видів ядра дислокацій з великим вектором Бюргерса (рисунок 3.1, в)  $V = V_1 - V_2$ .

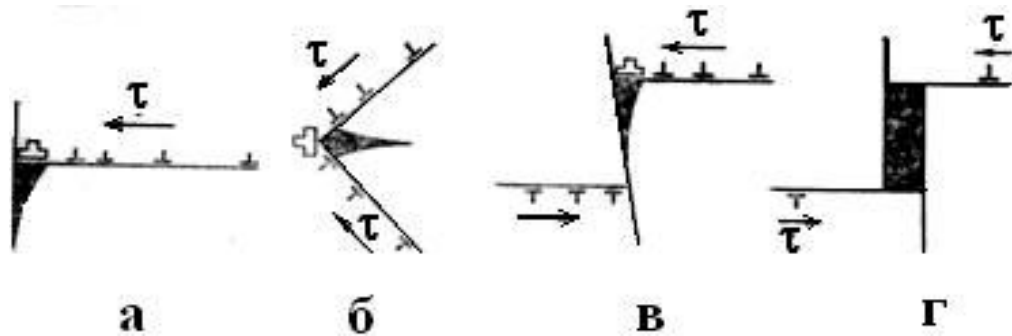
Дислокаційна тріщина може трансформуватися в стінку з крайових дислокацій, а пори розпадаються на дислокаційні петлі.



а - пора; б - пружна тріщина; в - дислокаційна тріщина

Рисунок 3.1 - Схема основних форм тріщини [12]

Запропоновано ряд моделей зародження дислокаційних тріщин. Найбільш відомі з них узагальнені в роботі [12] і показані на рисунку 3.2. Модель Зинера - Стро пов'язана з утворенням плоского скупчення у перешкоди і злиттям дислокацій у голові скупчення (рисунку 3.2, а). Ця модель вимагає наявності міцних перешкод. Відповідно до моделі Коттрелла (рисунку 3.2, б), скупчення дислокацій може відбуватися і без фізичного бар'єру - при перетині активних площин ковзання. Тріщина при цьому утворюється в місці зустрічі площин ковзання, які перетинаються. В.І.Владіміров, Ш.Х.Хананнов розглянули більш складні схеми зародження тріщин і їх затушення (рисунку 3.2, в, г) при наявності декількох скупчень дислокацій, розташованих в паралельних площинах ковзання. Роль теплових флуктуацій в зародженні дислокаційних тріщин на прикладі моделі зародження тріщин шляхом об'єднання двох головних дислокацій в плоскому скупченні (рисунку 3.2, а) проаналізовано в роботі В.І.Владімірова, А.Н.Орлова [12].



а - модель Зинера - Стро; б - модель Коттрелл; в - зародження;

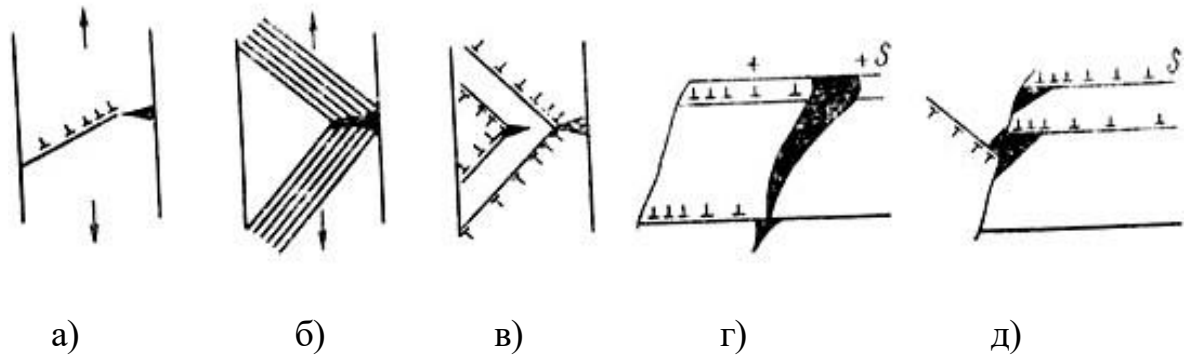
г - затушення мікротріщини в моделі зустрічних скупчень

Рисунок 3.2 - Дислокаційні моделі зародження мікротріщин [12]

Вважається, що утворення мікротріщин розміром  $10^{-5}$  см є елементарним актом процесу руйнування в кристалах. Поведінка мікротріщин залежить від характеру дислокаційної структури, яка визначає механізм росту дислокаційних тріщин. При цьому істотні наступні характеристики дислокаційної структури: повна щільність дислокацій; розмір області з надлишком дислокацій одного знака; число дислокацій в скупченні або число дислокацій, які визначають розорієнтацію сусідніх блоків; відстань між сусідніми ефективними скупченнями з надлишком дислокацій різних знаків.

Деякі приклади механізмів зростання дислокаційних тріщин, розглянуті в роботі [12], показані на рисунку 3.3.

Відповідно до механізму Орована (рисунок 3.3, а) зростання тріщини, яка існувала раніше, ініціюється наближається смугою ковзання. Коли відстань між смугою і тріщиною стане досить малим, виникає сколювання. При наявності багатьох близько розташованих смуг ковзання тріщина буде подовжуватися, поки не досягне розмірів, які задовольняють умові Гріфітса. В основі моделі Паркера лежить зустріч двох пачок ковзання поблизу поверхневої тріщини (рисунок 3.3, б). Третій механізм (рисунок 3.3, в) передбачає можливість злиття тріщини, генерованої за механізмом Коттрелла, з поверхневою тріщиною.



а - механізм Орована; б - механізм Паркера; в - модель, яка синтезує механізм зародження тріщин по Коттрелл з механізмом Орована; г, д - механізми А.Н.Орлова

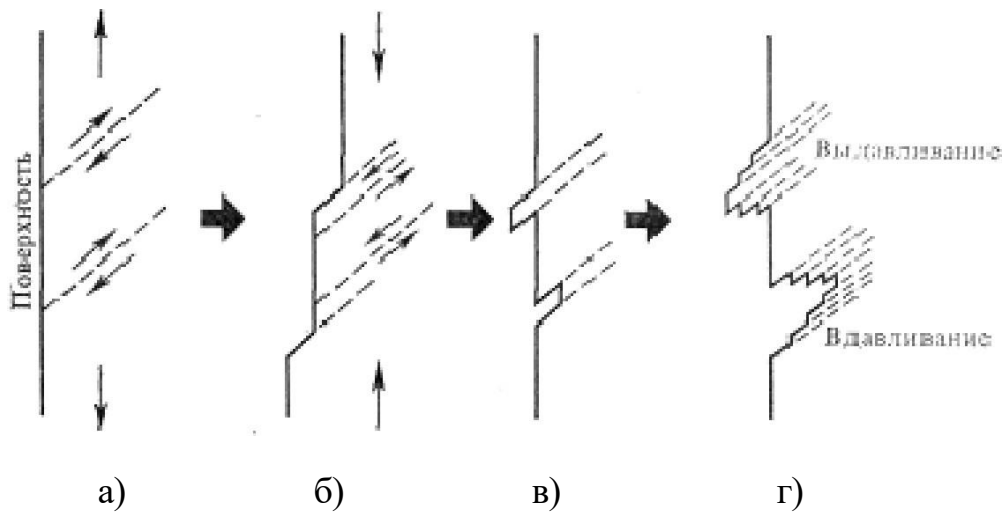
Рисунок 3.3 - Механізми критичного підростання мікротріщин [12]

А.Н.Орловим [12] запропоновано механізм підростання мікротріщин, при якому серія смуг ковзання заблокована кордоном або будь-яким бар'єром (рисунок 3.3, г).

У роботах [11, 12] розглянуто кілька близьких за феноменології моделей, в яких ключову роль відіграють локальні пластичні деформації. У моделі Вуда, (рисунок 3.4) розглядається наступна послідовність елементарних актів: а) початковий зсув по площині ковзання; б) зворотна дія навантаження - зсув по першій площині утруднений механічним зміцненням і окисненням щойно утвореної вільної поверхні; в) видавлювання або вдавлення поверхні металу; г) посилення процесу формування екструзії і інтрузій.

Подальше навантаження відповідно до моделі Вуда призводить до формування тріщини (рисунок 3.4).

Зазначений механізм реалізується і при дії пульсуючого циклу навантаження з позитивною асиметрією, тому що при розвантаженні можуть виникнути стискають напруги [13].



а) початковий зсув по площині ковзання;

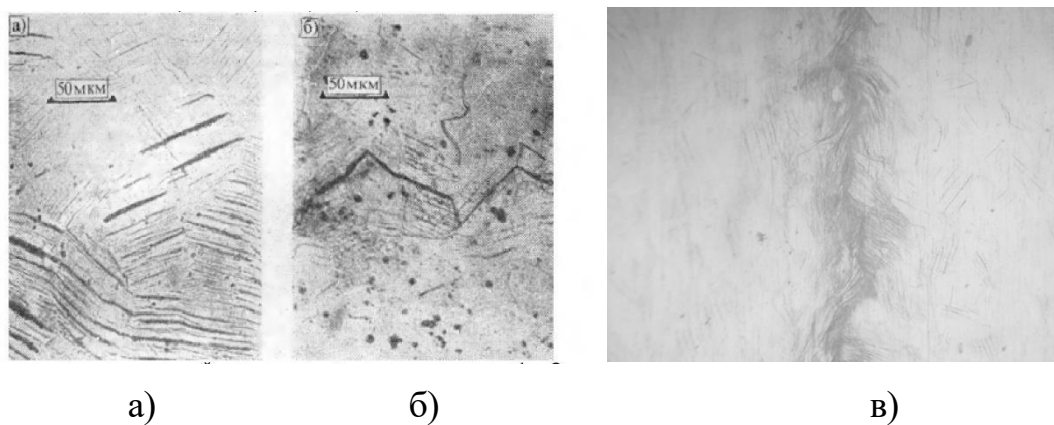
б) зворотна дія навантаження - зсув по першій площині утруднений механічним зміцненням і окисленням щойно утвореної вільної поверхні;

в) видавлювання або вдавнення поверхні металу; г) посилення процесу формування екструзії і інтрузій

Рисунок 3.4 - Модель зародження втомної тріщини,  
запропонована Вудом [13]

На рисунку 3.5 (а і б) показано формування втомної тріщини в алюмінієвому сплаві, що спостерігається автором роботи [13], а на рисунку 3.5, (в) показано формування тріщини в алюмінієвому сплаві Д16АТ, що спостерігається в ході виконання представленого дослідження.

У загальному випадку в залежності від умов навантаження і вихідного стану матеріалу зростання макроскопічної тріщини може здійснюватися різними механізмами, які визначають вид зламу.



а) - смуги ковзання, екструзії, інтрузії; б) - тріщина сформувалася на тлі деформаційного рельєфу [18];

в) - тріщина на поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ

Рисунок 3.5 - Зародження втомної тріщини в алюмінієвому сплаві

В роботі [18] показано етапи росту втомної тріщини за механізмом зворотного зсуву (рисунок 3.6).

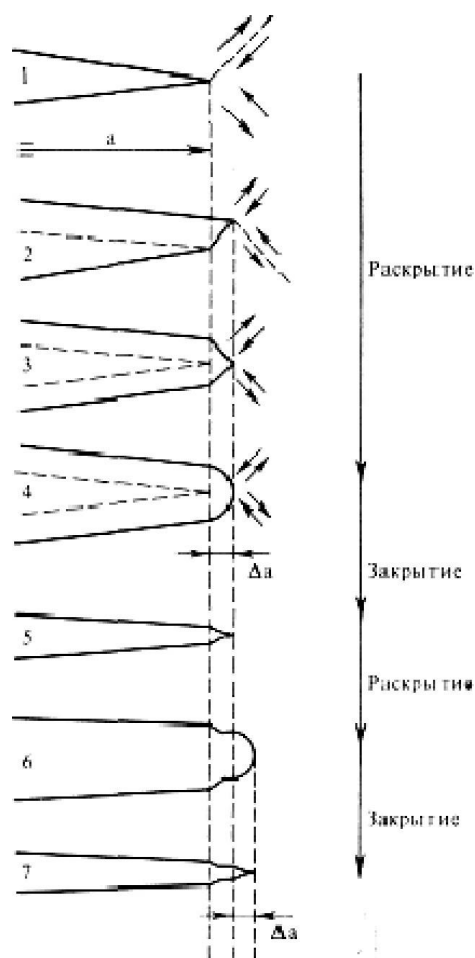


Рисунок 3.6 - Одна з можливих моделей зростання втомної тріщини

В.І.Владіміровим і А.Н.Орловим [18] виділені механізми: 1) крихкий - шляхом роз'єднання атомних площин у вершини тріщини; 2) пластичний - в результаті корельованого поглинання дислокацій різних систем ковзання; 3) квазікрихкого - за рахунок поглинання дислокаційних мікротріщин; 4) в'язкий - завдяки поглинанню мікроскопічних пір.

Всі ці фактори впливають на локальний напружений стан біля вершини розповсюджується тріщини, яке визначає еволюцію дислокаційної структури в зоні впливу тріщини.

У разі циклічного навантаження при певних амплітудах напруги реалізуються умови зростання тріщини, які відповідають умовам плоскої деформації (тобто коли розмір зони пластичної деформації малий у порівнянні з довжиною тріщини). У цих умовах попереду тріщини формується повторна чарункова структура на тлі первинної пористої структури. Остання утворюється в інкубаційний період втомних до виникнення тріщини (при досягненні щільності дислокацій  $10^{10}$  см<sup>-2</sup>).

Ймовірна реалізація механізму стрибкоподібного зростання тріщини шляхом зародження попереду втомної тріщини (в її площині) дислокаційної тріщини, як показано на рисунку 3.7. При цьому передбачається крихкий розрив перемички з в момент стрибка дислокаційної тріщини  $d$  назустріч магістральної тріщини.

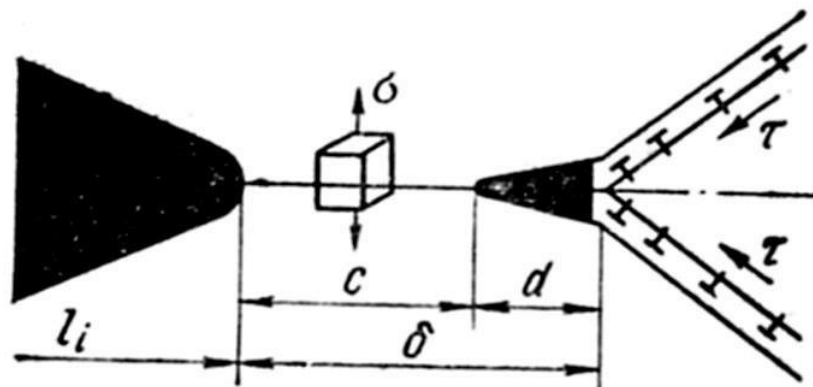


Рисунок 3.7 - Механізм утворення втомних уривчастих борозенок при зростанні втомної тріщини [10].

Тривалість періоду розвитку втомної тріщини істотно залежить від властивостей досліджуваних матеріалів: у металів з об'ємноцентрованої кристалічними решітками ця стадія мінімальна, у металів з гранецентрованих кубічних кристалічними решітками ця стадія може становити більшу частину довговічності [18].

В роботі [11] на підставі вивчення поширення втомних тріщин в алюмінієвих сплавах, був зроблений висновок про наявність двох стадій росту втомних тріщин. На стадії I тріщина поширюється уздовж площин ковзання. Необхідною умовою для цього є можливість реалізації одиничного ковзання. Перехід до множинного ковзання означає початок стадії II, при якій тріщина поширюється в площині, перпендикулярній осі навантаження.

Відмінності в характері поширення втомної тріщини в залежності від рівня циклічних напружень виявлено в роботі [12]. При високих рівнях напружень (вище розриву на кривій втоми) втомна тріщина в міді поширюється як по тілу зерна, так і по кордонах зерен. При низьких амплітудах (довговічність більше ніж  $2 \times 10^5$  циклів) зародження тріщини відбувається в основному в стійких смугах ковзання при транскристалітному поширенні.

У багатоцикловій області втоми руйнування від втоми відбувається по площинах ковзання, в малоцикловій - в основному шляхом відриву. Руйнування в зоні доломіт незалежно від рівня напружень відбувається в'язко - за механізмом злиття мікропор.

Можливість зародження втомної тріщини в площинах  $\{111\}$  і  $\{001\}$  показана при багатоциклових випробуваннях при вигині і при крученні стовпчастих монокристалів Ni-сплаву, які зміцнені  $\gamma$ - фазою і містять карбонітриди..

Розкид швидкостей росту малих втомних тріщин в чому визначається взаємодією кристалографічного і не кристалографічного зростання втомної тріщини [21].



Велика увага при аналізі зародження втомних тріщин приділяється нестабільності, пов'язаної з утворенням (на ранній стадії втомного навантаження) каналів легкого руху дислокацій в місцях рівномірного розподілу дипольних рядів. Легкий рух дислокацій в цих областях призводить до виходу дислокацій на поверхню з утворенням надрізоподібних нерівностей, які ініціюють утворення стійких смуг ковзання. Особливий інтерес представляє також явище сколювання. Відповідно до концепції А.В.Степановим руйнування завжди передують пластична деформація. Це означає, що і сколювання має контролюватися пластичною деформацією, тобто зародження тріщини критичної довжини, яка ініціює сколювання, має бути термічно активованим процесом. Питання кристалографії сколювання розглянуті в роботі [21].

Циклічне розширення і стиснення тріщини викликає появу борозенок і утворення типового малюнка, причому кожен новий цикл додає нову борозенку. На рисунку 3.8 показані борозенки втоми сплаву Al - Cu - Mg, видимі за допомогою електронного мікроскопа.

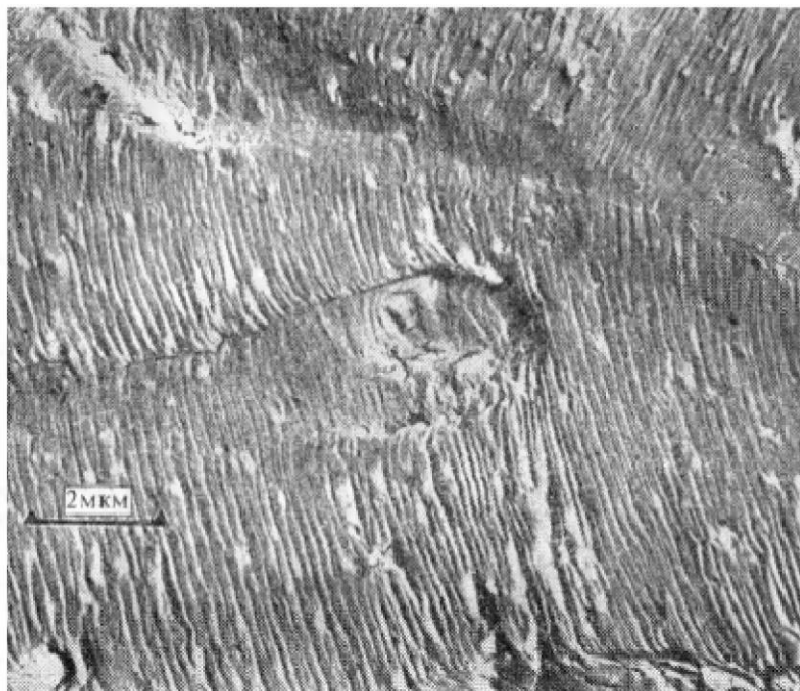


Рисунок 3.8 - Борозенки втоми на поверхні сплаву Al - Cu - Mg, зруйнованого при циклічному навантаженні [21].

Ця модель синтезує різні моделі і пропонує механізм росту втомних тріщин.

Нейман запропонував модель, що дозволяє в обмежених межах проводити чисельний аналіз. Процес поширення втомної тріщини може відбуватися з використанням механізму руйнування сколом. В цьому випадку утворюються крихкі борозенки [21]. Борозенки є послідовними положення фронту тріщини при її поширенні. Підтверджує це електронна мікрофотограма зразка, підданого програмованому випробуванню на міцність від втоми (рисунок 3.9).

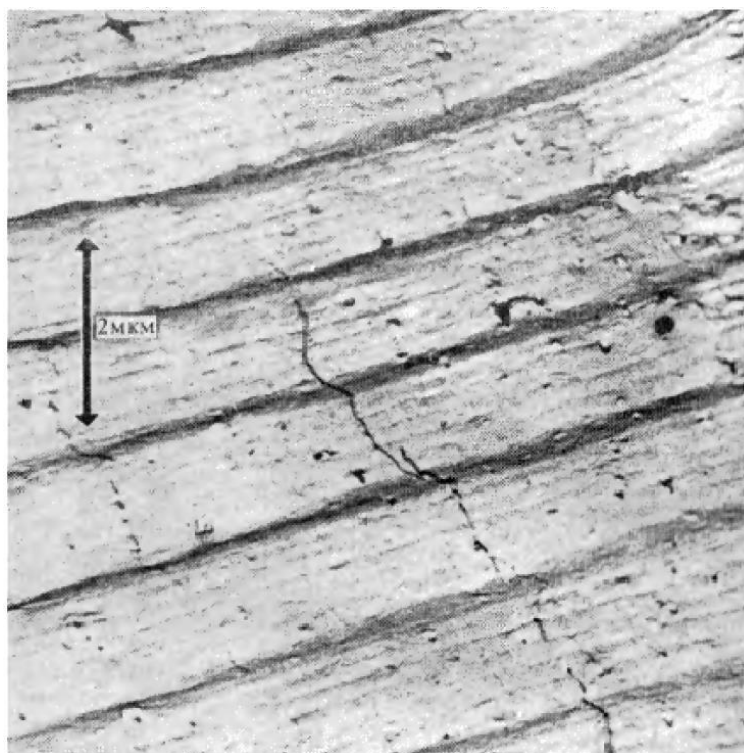


Рисунок 3.9 - Борозенки втоми в сплаві Al - Zn- Mg [21]

Руйнування сколом відбувається завдяки простому розриву атомних зв'язків при безпосередньому відділенні кристалографічних площин. Його головною відмітною особливістю є те, що він пов'язаний з певною кристалографічною площиною.

Проведений аналіз показує, що зародження тріщин в конструкційних алюмінієвих сплавах в даний час трактується на основі дислокаційних уявлень про міцність кристалічних матеріалів.

### 3.2 Методи прогнозування кінетики втомних тріщин

Методи прогнозування кінетики втомних тріщин в авіаційних конструкціях ґрунтуються на підходах лінійної механіки руйнування, нелінійної механіки руйнування, мікроструктурної механіки руйнування, описаної в роботах [11-12]. Використовується так само метод еквівалента початкового якості.

Розглянемо сучасні уявлення про процес поширення втомних тріщин і можливості прогнозування кінетики втомних тріщин.

Втомне руйнування - це сукупність двох різних процесів - накопичення пошкодження в матеріалі, що завершується утворенням втомної тріщини, і процесу поширення втомної тріщини (рисунок 3.10) [8].

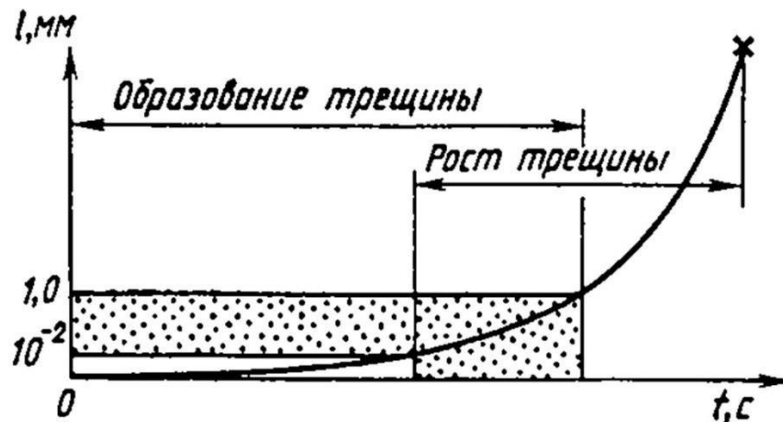


Рисунок 3.10 - Стадії втомного руйнування [8]

Перша стадія втомного процесу завершується утворенням мікротріщин. Далі відбувається зростання втомної тріщини, при цьому зі зміни розміру втомної тріщини можна оцінити розвиток цього процесу.

Оцінка зростання втомних тріщин в елементах авіаконструкцій здійснюється з використанням досить близьких математичних моделей, які діляться на лінійні і нелінійні моделі поширення тріщини.

Лінійні моделі - це моделі, які не враховують ефекти взаємодії навантажень. Основними припущеннями лінійної механіки руйнування є:

1) матеріал є ідеально-пружним, тобто у всьому діапазоні напруг дотримується лінійний закон Гука;

2) деформації є малими в порівнянні з розміром деталі і довжиною тріщини;

3) приймається, що матеріал є суцільним.

Ще в 1921 р Гріффітс [8] сформулював певну умову, при якому місцеве руйнування в вершині тріщини може перейти в мимовільне. З енергетичних міркувань Гріффітс вивів таку умову крихкого руйнування для самовільного поширення одиночної тріщини в лінійно пружному тілі: руйнування відбудеться, коли при звичайно малому подовженні тріщини буде виділятися більше пружної енергії, ніж це потрібно для питомої енергії утворення нових поверхонь (поверхонь тріщини). Умова, необхідне для росту тріщини, наступне:

$$\frac{dU}{da} = \frac{dW}{da} \quad (3.1)$$

де  $U$  - пружна енергія, а  $W$ -енергія, необхідна для росту тріщини.

Енергію, що витрачається на поширення тріщини, позначають через  $R = dW / da$  і називають опором росту тріщини. У першому наближенні можна вважати, що енергія, необхідна для утворення тріщини (для розриву атомних зв'язків), однакова для будь-яких збільшень  $da$ . Це означає, що  $R$  - константа і визначається тільки поверхневою енергією. Теорія Гріффітса пояснює катастрофічний характер крихкого руйнування, величезні прискорення при русі тріщин, неможливість зупинити процес зростання тріщини, якщо він вже пройшов критичну точку.

Періс і Ердоган [13] запропонували залежність, що визначає швидкість росту тріщини при циклічному навантаженні, яка є лінійною моделлю швидкості поширення тріщини:

$$\frac{dl}{dN} = C (\Delta K)^m, \quad (3.2)$$

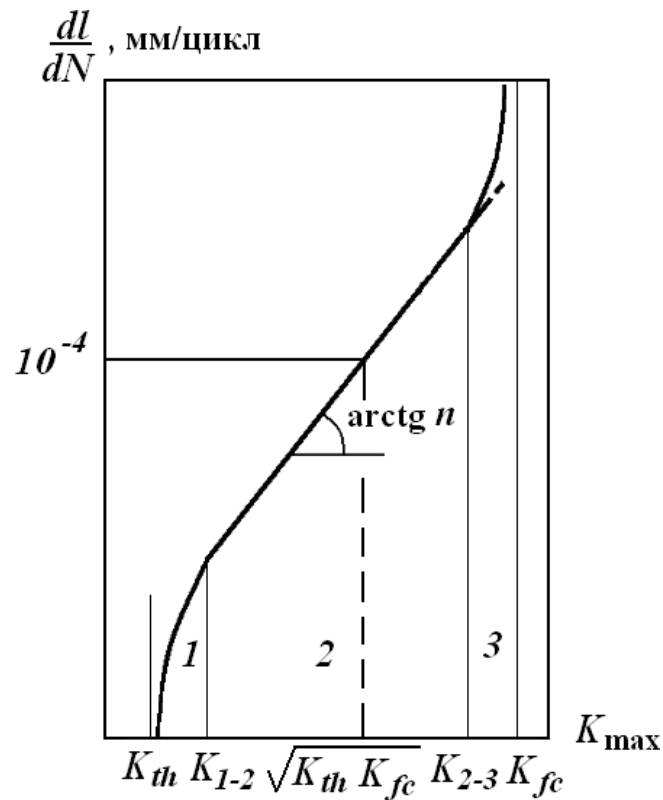
де  $\Delta K$  – розмах коефіцієнта інтенсивності напружень у вершині тріщини;

$C$  і  $m$  - коефіцієнти рівняння Періс і є константами (параметрами тріщиностійкості) матеріалу. Для матеріалів з алюмінієвих сплавів типові значення  $m$  лежать в діапазоні 2-8. Значення  $C$  знаходяться в діапазоні  $10^{-8}$ - $10^{-10}$  при розмірності швидкості росту тріщин (мм / цикл) і коефіцієнт інтенсивності напружень (кг / мм<sup>3/2</sup>).

Коефіцієнт інтенсивності напружень є мірою напруг і деформацій навколо вершини тріщини і характеризує ступінь поширення тріщини за цикл. Якщо дві різні тріщини мають однаковий розподілом напружень, тобто мають один і той же коефіцієнт інтенсивності напружень, то вони поведуться однаково і поширюються з однаковими швидкостями. На графіку залежності  $dl / dN$  від  $\Delta K$ , побудованому в логарифмічному масштабі, по обох осях експериментальні точки часто лягають на пряму лінію.

Періс, Гомез і Андерсен першими прийшли до цього висновку і перевірили його на практиці. Як виявилось графік залежності  $dl / dN$  від  $\Delta K$  погано узгоджується з даними випробувань. На практиці графік має форму літери S або, принаймні, складається з ділянок різного нахилу [13].

Першими основними моделями, яких враховували ефекти взаємодії навантажень різної амплітуди, є моделі Уїллера (1971р.), Уїлленборга (1972р.) Та Елбера (1971). Моделі Уїллера і Уїлленборга оперують з розмірами зони пластичності у кінця тріщини. У моделі Елбера розглядається механізм закриття тріщини (crack closure) при розтягуючих напруг. Закриття тріщини відбувається через пластичних деформацій, які залишаються в області фронту тріщини. Зазначені моделі базуються на концепціях лінійної механіки руйнування, зростання тріщин визначається коефіцієнтами інтенсивності напружень.



1, 3 - області низьких і високих швидкостей росту тріщини; 2 - область справедливості формули Періс

Рисунок 3.11 - Діаграма втомного руйнування в логарифмічних координатах [13]

Якщо циклічні навантаження змінюються від нуля до деякої величини, то коефіцієнт інтенсивності напружень змінюється в інтервалі  $\Delta K = K_{max} \div K_{min}$ , де  $K_{min} = 0$ . Отже, швидкість поширення тріщини за один цикл при циклічному процесі навантаження є величиною, що залежить від амплітуди  $S_a$  зміни інтенсивності напружень  $\Delta K$ . Відстань, на яке втомна тріщина поширюється за один цикл, визначається діапазоном зміни коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K$ . Циклічне напруження визначається двома параметрами: амплітудою  $S_a$  і середнім напруженням  $S_m$  .. Якщо  $S = S_a$ , то мінімальна напруження за цикл дорівнює нулю. Це означає, що максимальна інтенсивність напружень за цикл  $K_{max} = \Delta K$ . Якщо  $S_m > S_a$ , то максимальна інтенсивність напружень перевищує значення  $\Delta K$ . Швидкість зростання

тріщин залежить від максимальної інтенсивності напружень. Тому більш загальною формою рівнянь є співвідношення [4]:

$$\frac{dl}{dN} = f_1(K_{\max}, \Delta K) = f_2(R, \Delta K) \quad (3.3)$$

$$R = \frac{K_{\min}}{K_{\max}} = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} = \frac{S_m - S_a}{S_m + S_a}$$

Рівняння Періс не враховує величину асиметрії циклу  $R$ , в той час як відомо, що з ростом  $R$  швидкість росту втомної тріщини зростає [4]. Уолкер [87] вів модифікацію рівняння Періс за рахунок введення параметра  $n$  для обліку зміни  $dl/dN$  в залежності від  $R$ :

$$\frac{dl}{dN} = C \left| \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-n}} \right|^m \quad (3.4)$$

Формен [5] запропонував рівняння для визначення швидкістю зростання тріщини в залежності від інтенсивності напружень з урахуванням високих значень  $\Delta K$ , що наближаються до:

$$\frac{dl}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (3.5)$$

Для рівняння Формена потрібно експериментальне визначення трьох констант матеріалу:  $C$  і  $m$  (залежних від  $R$ ), а також критичного коефіцієнта інтенсивності напружень  $K_c$ . Було відмічено, що при наближенні максимального коефіцієнта інтенсивності напружень до його критичного значення  $K_c$  швидкість росту тріщини збільшуються.

Якщо умови навантаження відомі, то розрахунок кількості циклів до руйнування може бути зведений до інтегрування виразу:

$$n = \int_{a_d}^{a_c} \frac{da}{f(\Delta K, K_{\max})} \quad (3.6)$$

де:  $a_d$  - мінімальний розмір тріщини, піддається виявленню;

$a_c$  - критична довжина тріщини.

Для визначення коефіцієнта інтенсивності використовують інтегральні характеристики переміщень уздовж прямої на поверхні тріщини в середовищі пакету 3-D SPACE [12], який реалізує змішану варіаційну схему методу скінченних елементів в деформаціях і переміщеннях.

З метою вирішення практичних завдань прогнозування кінетики втомних тріщин розроблено значну кількість підходів, методик, моделей, в яких вирішуються конкретні проблеми прогнозування кінетики втомних тріщин. Огляд основних результатів таких досліджень наведені в роботах. [11-12].

В роботі [11] знаходили різницю локальної і однорідної деформацій в процесі навантаження і про тріщиностійкості судили за величиною зусилля зсуву тріщини і зазначеної різниці деформації. Це дозволяло врахувати однорідну складову деформації, обумовлену пружністю матеріалу.

Для підвищення достовірності оцінки залишкового ресурсу деталі при невідомій величині експлуатаційного навантаження і мінімальній кількості вимірювань глибини тріщини на деталі в роботі [12] запропоновано визначати остаточний ресурс в два етапи. На першому етапі методами неруйнівного контролю визначають характерну глибину тріщини і фіксують кількість циклів навантаження деталі. Поставивши значеннями глибини тріщини в межах від характерної глибини до граничної глибини, підраховують кількість циклів до зазначеної глибини тріщини. На другому етапі навантажують деталь до зазначеної кількості циклів і вимірюють фактичну глибину тріщини. Поставивши собі за граничною глибиною тріщини, визначають ресурс як гранично допустиму кількість до появи тріщини граничної довжини.

У роботі [21] визначені наступні критерії втомного руйнування: 1) максимальне головне розтяжне напруження; 2) максимальне дотичне напруження; 3) максимальна енергія деформації зсуву (по Мизесу); 4) максимальна головна деформація.



Були проведені дослідження і розроблені аналітичні вирази для прогнозування втомної довговічності на етапах ескізного і робочого проектування моделей конструктивних елементів з отворами, обробленими в зоні отворів розкочуванням, дорнування стінок отворів, бар'єрним обтисненням у вигляді лунок сегментної конфігурації.

Отримання статистичних даних про розвиток втомних тріщин на основі стендових випробувань конструкцій пов'язано з великими труднощами як технічного, так і матеріального характеру. Тому для оцінки кінетики втомного руйнування застосовуються розрахункові методи, побудовані на теоретичних моделях. Така методика є розвитком теоретичного підходу до вирішення завдань кінетики втомного руйнування, заснованого на спільному розгляді концепцій лінійної механіки руйнування і механіки безперервної пошкодження [10].

У таких матеріалах, як вуглецеві і леговані сталі, алюмінієві сплави, полімери, композити, в околиці вістря тріщини виникають значні обсяги пластичного деформування. Для розвитку тріщини в металі необхідна енергія, яка набагато перевершує енергію, потрібну для утворення нових вільних поверхонь в тендітних матеріалах. Ця відмінність вперше відзначили Ірвін і Орован [18]. В металах перед тріщиною утворюються пластичні деформації, і під час поширення тріщини енергія витрачається на утворення зони пластичності при вершині розповсюджується тріщини. Лінійна механіка руйнування зі своїми припущеннями стає неприйнятною, тому використовується нелінійна механіка руйнування.

Визначення умов руйнування в матеріалах, які одночасно зазнають пружну і пластичну деформацію, можливо одним з методів нелінійної механіки з використанням  $J$ -інтеграла - енергетичного контурного інтеграла. Цей метод характеризує стан тіла з тріщиною кількістю енергії, яку віддає тіло при збільшенні тріщини на одиницю довжини. Для вирішення цього завдання Рейс [18] використовував лінійний інтеграл, що описує розподіл енергії в області розташування тріщини.

$$J = \int_{\vec{a}} \left( W dy - T \frac{\partial U}{\partial x} dS \right) \quad (3.7)$$

де  $x, y$ - прямокутні координати, розташовані перпендикулярно фронту тріщини;  $dS$ - збільшення уздовж контуру  $\Gamma$ ;  $W$  - щільність енергії деформування, тобто величина енергії на одиницю об'єму;  $\vec{T}$  - поверхнева сила;  $\vec{U}$  - вектор переміщень;  $\Gamma$  - область інтегрування.

При виконанні умов, що тіло повинно бути однорідним, об'ємні сили дорівнюють нулю, берега тріщини вільні від навантажень, деформування має бути пружним або пружно-пластичним і описуватися теорією малого пружно деформування,  $J$ -інтеграл не буде залежати від контуру інтегрування. Незалежність  $J$ -інтеграла від траєкторії дозволяє визначити його з аналізу напружень і має важливе значення для обґрунтованого застосування як запобіжного руйнування в тому сенсі, що руйнування відбуватиметься в двох різних зразках в тому випадку, якщо вони піддані впливу напружень, обумовлених однакою критичним рівнем  $J$ .

Значення  $J$ -інтеграла обчислюються методами Біглі і Ландеса, Райса [20] або методами кінцевих елементів.

Для обліку відмінних характеристик поширення тріщини в пластичних матеріалах вводиться також поняття  $R$ -кривої, яка представляє собою енергію, необхідну для росту тріщини. В металах ця енергія складається з роботи, необхідної для утворення нової зони пластичності при вершині розвивається тріщини, і роботи, необхідної для утворення, росту і злиття мікропорожнин. Енергія, необхідна для освіти, зростання і злиття мікропорожнин в порівнянні з енергією зони пластичності, мала за величиною. Тому  $R$ -крива починається з нульової точки (рисунок 3.12.).

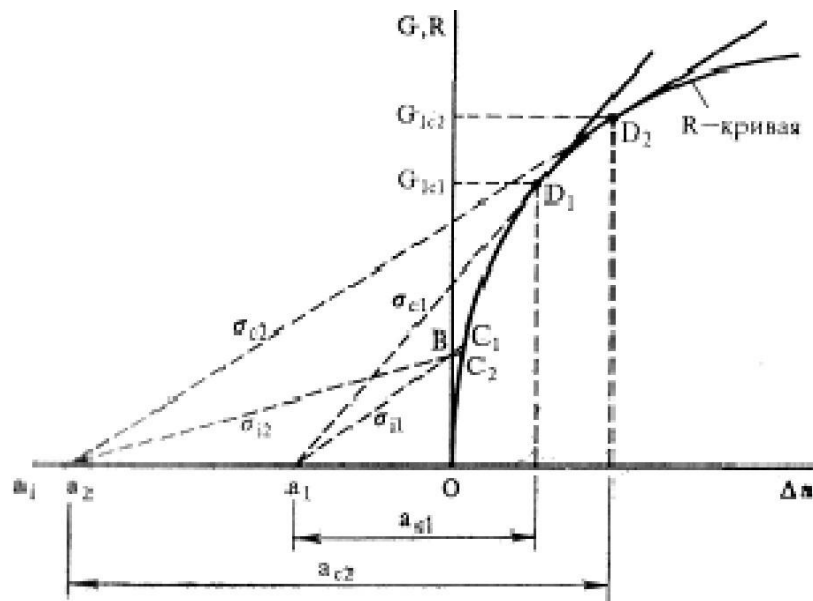


Рисунок 3.12 - Інваріантна R- крива [18]

Енергетичний критерій є критерієм необхідним, але недостатнім. Поки напруги і деформації не стануть досить великі для злиття пустот, до тих пір тріщина не буде просуватися. Тому до моменту розвитку тріщини утворюється досить велика зона пластичності.

При однаковій напрузі тріщина поширюється на невелику відстань і зупиняється. Для підтримки процесу зростання тріщини необхідно подальше збільшення напруги. Одночасне збільшення розміру тріщини і напруги буде тривати до тих пір, поки тріщина не досягне критичного розміру, після якого відбувається руйнування.

Перспективним підходом до вирішення завдань прогнозування кінетики втомних тріщин є сформована останніми роками мікроструктурна механіка руйнування, яка об'єднує підходи механіки суцільних середовищ з аналізом фізичних процесів на різних масштабних рівнях. В даний час провідними науковими школами [21] та ін. Активно виконуються роботи по дослідженню впливу структурних факторів і температури на мікромеханічними поведінку, по моделюванню в'язко-крихкого переходу, знаходженню термоактиваційних параметрів цих процесів для малопластичних матеріалів різної природи. У більшості досліджень з даної

тематики, виконаних переважно для заліза і вуглецевих сталей, були зроблені спроби зв'язати в'язкість руйнування матеріалів із структурними параметрами і звичайними механічними властивостями.

Як зазначено в роботі [12] руйнування металів відбувається на нано-, мікро- і макрорівнях.

Розвиток нанотріщин відбувається при зростанні кількості розірваних міжатомних зв'язків, що отримали назву «накопиченні ушкодження».

Розвиток тріщини на мікрорівні (коли довжина тріщини менше розміру зерна полікристалічного матеріалу) і на макрорівнях (коли поширення макротріщини може призводити до руйнування матеріалу) характеризується збільшенням кількості розірваних «елементарних осередків» кристалічної решітки в вістрі по всьому фронту тріщини.

Таким чином, втомне руйнування обумовлено процесами розвитку і накопичення циклічної пластичної деформації, масштаби якої залежать від складу, структурного стану, ступеня гетерогенності матеріалу і його запасу пластичності. Прояв циклічної пластичної деформації можна характеризувати трьома частково перекриваються процесами, що відрізняються типом і локальністю розвитку. Це - зміцнення і знеміцнення, що визначаються структурним станом всього об'єкта; зародження тріщин в локальній області, контрольовані характером структурної будови в мікрооб'ємах; просування тріщин в середовищі з властивостями, відмінними від вихідних. Довговічність матеріалу, що знаходиться під навантаженням, вимагає вивчення еволюції його структури, аналізу взаємозв'язку елементарних актів пластичної деформації і руйнування, встановлення закономірностей накопичення пошкоджень. Дефектність матеріалу - це зміна механічних властивостей, яке може мати різну природу [13]. Феноменологічно цей процес інтерпретується як процес утворення і зростання різного роду мікропорожнин і тріщин внаслідок розриву міжатомних зв'язків. В металах це відбувається шляхом переміщення і концентрації дислокацій. Руйнування на ранніх етапах деформації

обумовлюється різними механізмами ковзання; дифузійної повзучістю, пов'язаної з направленим перенесенням атомів через напруженого стану; накопиченням розривів атомних зв'язків внаслідок теплових флуктуацій; структурних змін з плином часу. Структурні дефекти можуть бути у вигляді елементарних вакансій, пор, дислокацій, мікротріщин, розривів молекулярних ланцюгів і т.д.

Перевірка моделей швидкості росту тріщин при навантаженнях, що імітують політ, проводилися в США, в Європі, в Росії і в Україні. Дві великі програми перевірки моделей розрахунку були виконані: в США Американським товариством з випробувань матеріалів (ASTM), в Європі групою науково-технічних досліджень в галузі авіації (GARTEUR). Аналіз результатів цих двох програм виконав Дж. Схайве.

В обох програмах виконувалися розрахунки по лінійної моделі, яка не враховує взаємодію навантажень різної амплітуди. Розрахунки по лінійної моделі повинні виконуватися завжди, тому що вони показують ступінь ефективності взаємодії навантажень. Пізніше в Європі тривали дослідження моделей ONERA, CORPUS, PREFAS, що базуються на концепції закриття тріщини.

У ЦАГП також були виконані розрахунково-експериментальні дослідження по перевірці розглянутих вище моделей [16].

У концерні Airbus були виконані розрахунково-експериментальні дослідження тривалості росту втомних тріщин в крилі літака A320. Досліджувалося явище уповільнення зростання тріщин під дією нерегулярного спектра навантажень. Визначалося вплив високих і низьких навантажень при бовтанки, вплив наземних навантажень [18].

На фірмі Messerschmitt-Bölkow-Blohm були проведені розрахунково-експериментальні дослідження швидкості росту тріщин при нерегулярних навантаженнях в конструкції винищувача.

На фірмі McDonnell Douglas проведені розрахунково-експериментальні дослідження швидкості росту тріщин в зразках обшивки нижньої поверхні

крила транспортного літака [20]. Отримані відносини розрахункових значень тривалості зростання тріщин до експериментальних становлять 0,98 для лінійної моделі і 1,57 для узагальненої моделі Уілленборга.

На фірмі Lockheed-Georgia проведені розрахунково-експериментальні дослідження швидкості росту тріщин в нижній поверхні крила транспортного літака С-5А. Отримані відносини розрахункових значень тривалості зростання тріщин до експериментальних складають  $0,26 \div 0,92$  для лінійної моделі і  $0,62 \div 1,55$  для моделі Уілленборга.

У Національному аерокосмічному університеті ім. Н.Є. Жуковського досліджувалися процеси формування і розвитку тріщин втомних в зразках тютюнових і алюмінієвих сплавів, що застосовуються в українській авіаційній промисловості [16].

Крім проблеми моніторингу тріщин, які є магістральними з моменту їх формування, важливим і поширеним видом руйнування є руйнування в результаті злиття розсіяних тріщин. Так, в роботі [12] розроблено імітаційну модель множинного руйнування, яка імітує одночасно реалізуються процеси випадкового зародження, поширення і поєднання поверхневих мікротріщин. В основу моделі покладено метод статистичного моделювання (Метод Монте-Карло). Такий підхід знайшов застосування в дослідженнях множинних поверхневих розтріскувань матеріалів [12].

Застосовується останнім часом метод еквівалента початкового якості заснований на використанні кривих росту втомних тріщин. Стан конструкції, залежне від різного роду дефектів у концентраторів напружень визначає так зване початкове якість [18], що ініціює поширення втомної тріщини при навантаженні (рисунок 3.13).

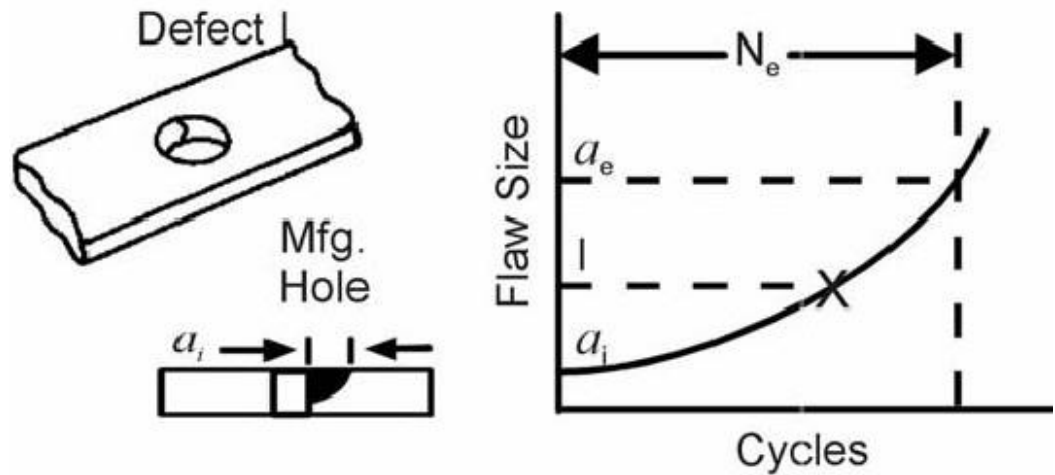


Рисунок 3.13 - Визначення еквіваленту початкової якості [18]

Зазначений показник не є дійсним фізичним дефектом, а представляє деяку умовну величину. Для оцінки величини еквівалента початкової якості проводять зворотну екстраполяцію кривих зростання спостерігаються тріщин [18], в результаті якого визначають умовний розмір дефекту, відповідний початковому моменту експлуатації.

На рисунку 3.14 показаний приклад визначення еквівалента початкової якості для крила літака А-7А [18].

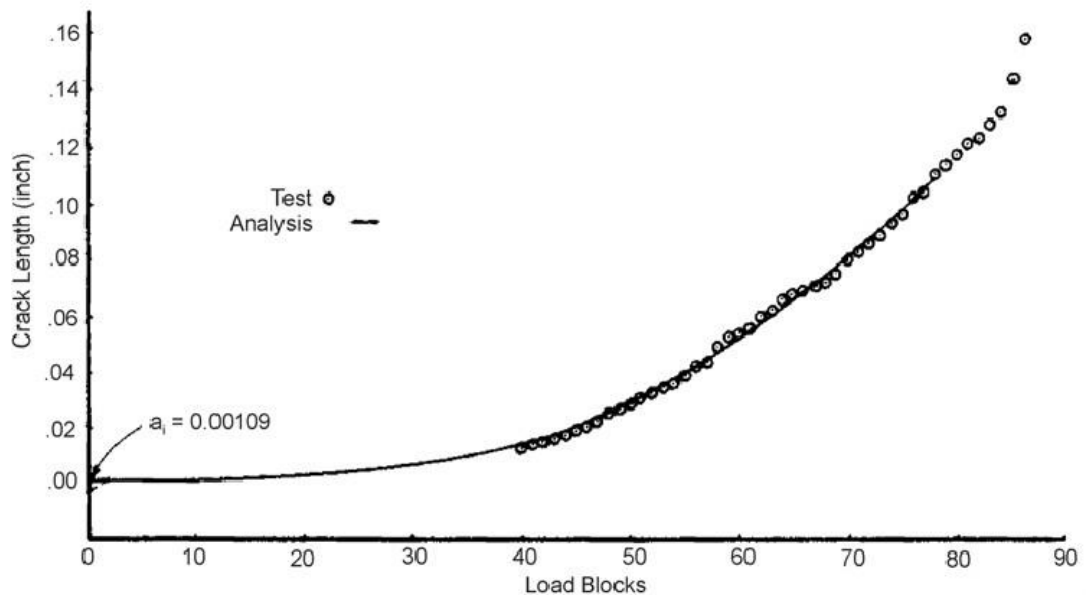


Рисунок 3.14 - Результати визначення еквівалента початкової якості

Проведені раніше експерименти вказують на наявність кореляційної зв'язку між величиною початкового дефекту і швидкістю поширення тріщини.

На початковій стадії пошкодження необхідно враховувати розсіювання розмірів дефектів, тому що це пов'язано з випадковим процесом їх зростання і з випадковим часом утворення тріщин.

Отже, наведені вище результати досліджень швидкостей росту тріщин виявляють ряд проблем: а) застосовуються в даний час рівняння швидкості росту втомної тріщини наближено описують кінетику розвитку тріщини; б) не існує універсальної моделі, що дозволяє розраховувати з допустимою точністю швидкості росту тріщин в різних матеріалах при різних спектрах навантаження.

Факторами, що ускладнюють розрахунок, є: а) вплив частоти навантаження і навколишнього середовища; б) розкид характеристик матеріалів; в) недоліки методики випробувань; г) відсутність точних даних про спектр навантаження.

Таким чином, конструктивні особливості елементів повітряних суден і фізико-механічні властивості відповідних конструкційних матеріалів визначають можливість і необхідність пошуку додаткових методів і методик прогнозування процесу поширення втомних тріщин. При цьому, нові підходи до вирішення завдання прогнозування зростання тріщини повинні враховувати сучасні уявлення про природу накопичення втомних пошкоджень і руйнування металів при дії циклічно повторюваних навантажень.

### **3.3 Кількісна оцінка пошкоджуваності металів при циклічному навантаженні**

З огляду на те що циклічне навантаження викликає деградацію механічних властивостей металу, а втомна тріщина може з'явитися після різної кількості циклів навантаження, тобто при різній локальній



пошкодження, очевидно, що точність прогнозу процесу поширення тріщини може бути підвищена на основі врахування фактичної пошкодження в зоні формування втомної тріщини.

Розглянемо можливості оцінки пошкоженості матеріалу при його циклічному навантаженні.

### 3.3.1 Критерії втомної пошкоженості

Пошкоженість металу при його циклічному навантаженні визначається формуванням і розвитком дефектних субструктур.

У роботах [11, 12] для кількісної оцінки матеріалів були запропоновані двомірні і об'ємні параметри пошкодження і відповідні моделі пошкодження:

1) модель механіки континуальних ушкоджень, в якій вводиться геометричне визначення параметра пошкодження  $D$  у вигляді:

$$D = \frac{\delta S_D}{\delta S}, \quad (3.8)$$

де  $\delta S$  - площа перетину зразка;  $\delta S_D$  - загальна площа спостережуваних пустот, пропорційна пошкодження;

2) модель прогресуючої пористості, в якій розглядається об'ємна щільність дефектів:

$$c = \frac{V_D}{V}, \quad (3.9)$$

де  $V$  - загальний обсяг елементарної комірки матеріалу;  $V_D$  - обсяг пір в ній.

Запропоновані в моделях характеристики пошкодження можна оцінювати поруч непрямих методів, серед яких можна виділити:

1) вимір падіння модуля пружності - використовується гіпотеза еквівалентності пружних деформацій пошкодженого і неушкодженого матеріалу:

$$D = 1 - \frac{E^*}{E_0}, \quad (3.10)$$

де  $E^*$  - ефективний пружний модуль матеріалу з дефектом, який визначається в період розвантаження [11];  $E_0$  - початковий модуль Юнга матеріалу;

2) вимірювання швидкості поширення ультразвуку - є різновидом вимірювання падіння модуля пружності, тому що заснований на зміні модуля пружності. Швидкість поздовжньої хвилі, що розповсюджується в лінійному ізотропному пружному циліндрі обчислюється за формулою [12]:

$$u^2 = \frac{E(1-\nu)}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)}, \quad (3.11)$$

где  $E$ - модуль Юнга,  $\nu$ - щільність;

3) вимір падіння мікротвердості - заснований на зміні критерію пластичності-плинності під впливом дефектів. Визначається параметр пошкодження  $D$ :

$$D = 1 - \frac{H^*}{H}, \quad (3.12)$$

де  $H^*$  - вимірювальна індикатором мікротвердість матеріалу з дефектом,  $H$  мікротвердість бездефектного матеріалу, яка визначається з урахуванням лінійної залежності між мікротвердістю і межею плинності [11];

4) вимір зменшення щільності - тому що в разі чисто в'язкою пошкодження дефекти представляються у вигляді сферичних пір, то методика вимірювання ґрунтується на зміні щільності між пошкодженим станом матеріалу і початковим;

5) вимір відхилення електричного опору або різниці потенціалів - заснований на відомих законах фізики визначення напруги в ланцюзі неушкодженого елемента і пошкодженого елемента:

$$D = 1 - \frac{U}{U^*} \quad (3.13)$$

б) вимір падіння амплітуди напруги при циклічному навантаженні - використовується вплив дефектів на пластичність матеріалів при вимірюванні циклічної пошкодження:

$$D = 1 - \frac{\Delta\sigma}{\Delta\sigma^*} \quad (3.14)$$

7) вимір характеристик прискореної повзучості - використовується принцип еквівалентності деформацій. Накопичення пошкоджень внаслідок повзучості відбувається в металах при температурі близько 1/3 температури плавлення:

$$D = 1 - \left( \frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_p^*} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (3.15)$$

де  $\varepsilon_p$  - мінімальна швидкість повзучості;  $\varepsilon_p^*$  - швидкість повзучості в пошкодженому матеріалі;  $n$  - параметр матеріалу, що залежить від температури;

8) метод акустичної емісії - використовується вимір інтенсивності акту акустичної емісії в процесі мікродеформування і мікроруйнування для дослідження кінетики накопиченого пошкодження, що визначає якісний характер результату [12]. Кількісна оцінка забезпечується за рахунок методу відновлення дійсних характеристик джерела по реєструється сигналам.

Серед методів оцінки деформаційного пошкодження, в тому числі втомної, що знайшли практичне застосування в авіації, можна також відзначити: магнітний, віхрострумний, що проникають складів, радіохвильової, радіаційний, оптичний, теплової.

При проведенні досліджень закономірностей втомного пошкодження металів використовуються: контактна і безконтактна профілометрія, склерометри, метод екзоелектронної емісії, метод внутрішнього тертя і інші [18].

Вибір найбільш ефективного методу кількісної оцінки накопиченого пошкодження ґрунтується на фізико-механічних особливостях контрольованого матеріалу, необхідної періодичності контролю, вимоги до чутливості методу і ін.

Важливою вимогою до діагностичного параметру є обов'язкове монотонне зміна контрольованого параметра в процесі втоми, що забезпечує однозначне визначення ступеня вичерпання несучої здатності.

### **3.3.2 Деформаційний рельєф як індикатор накопиченого втомного пошкодження**

Деформаційний рельєф поверхні циклічно деформованих металів досліджувався в Національному авіаційному університеті (НАУ), Інституті металофізики ім. Г.В.Курдюмова НАН України, в Томському політехнічному університеті та інших дослідницьких центрах і лабораторіях.

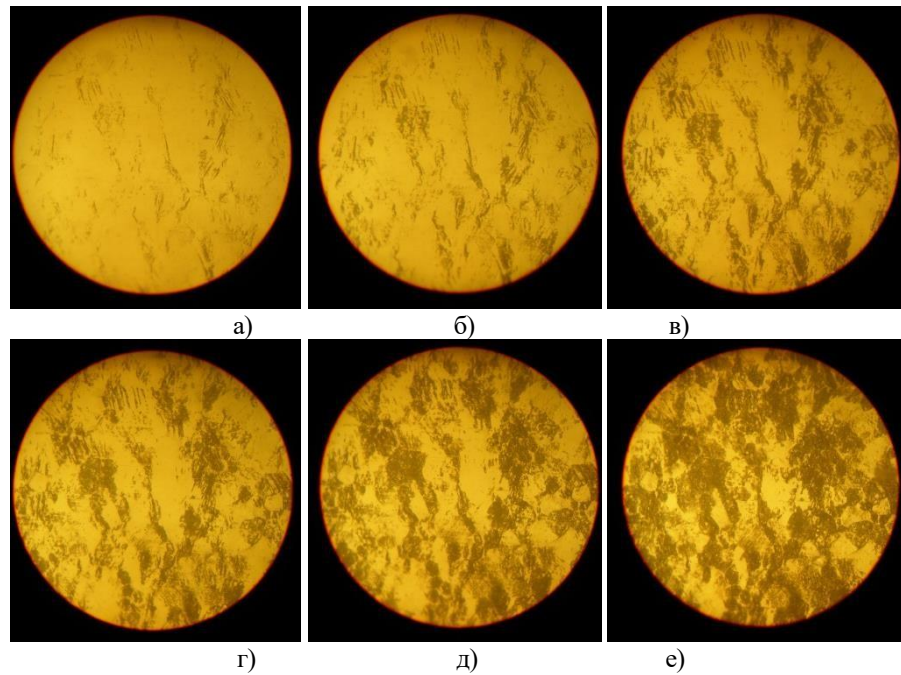
Дослідження деформаційного рельєфу поверхні монокристалів алюмінію проводилися в НАУ в рамках розробки монокристалічних сенсорів втоми [11]. Було показано, що оптичний метод контролю дозволяє визначати щільність смуг ковзання, що формуються на поверхні монокристалів при їх циклічному навантаженні. Кількісним показником накопиченого втомного пошкодження при цьому була щільність смуг ковзання.

У роботах [11,12] була доведена фрактальна природа деформаційного рельєфу поверхні монокристалів, що визначило можливість застосування додаткового кількісного параметра - фрактальної розмірності.

Дослідження деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару конструкційних алюмінієвих сплавів Д16АТ, В95, 2024Т3, 7075Т6 методами оптичної мікроскопії, електронної скануючої і трансмісійної мікроскопії, безконтактної інтерференційної профілометрії, проведені в НАУ, довели можливість кількісної оцінки накопиченого втомного пошкодження по деформаційному рельєфу поверхні.

Був запропонований параметр пошкодження, який визначається за насиченістю деформаційного рельєфу поверхні, встановлені закономірності його еволюції при різних режимах циклічного навантаження.

На рисунку 3.15 показані оптичні зображення зміни насиченості деформаційного рельєфу при циклічному навантаженні зразків сплаву Д16АТ [11].



- а) 15000 циклів,  $N\% = 0,95\%$ ; б) 30000 циклів,  $N\% = 1,89\%$ ;  
 в) 60000 циклів,  $N\% = 3,79\%$ ; г) 100000 циклів,  $N\% = 6,3\%$ ;  
 д) 330000 циклів,  $N\% = 20,8\%$ ; е) 711000 циклів,  $N\% = 44,86\%$

Рисунок 3.15 - Еволюція деформаційного рельєфу Д16АТ в умовах консольного вигину при  $\sigma_{\max} = 147$  МПа,  $R = 0$  [11]

Представлені на рисунку 3.15 фотографії деформаційного рельєфу отримані при збільшенні 400х. Діаметр контрольованої ділянки при цьому становив 0,35 мм.

Застосування фрактальної розмірності рельєфу, як показника форми його кластерів, дозволило істотно підвищити точність прогнозу залишкової довговічності зразків сплаву Д16АТ по деформаційному рельєфу. На рисунках 3.16 - 3.18 показані залежності фрактальної розмірності, яка визначається з відношення периметра кластерів рельєфу до їх площі від числа циклів навантаження.

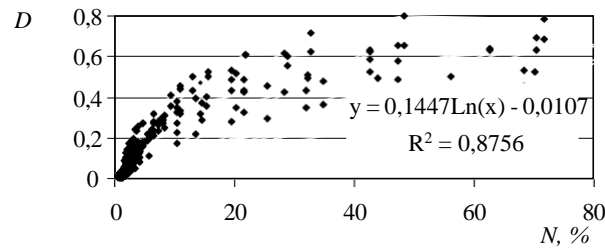


Рисунок 3.16 - Еволюція параметра пошкодження  $D$  в процесі циклічного навантаження при  $\sigma_{\max} = 173,2\text{МПа}$  [11]

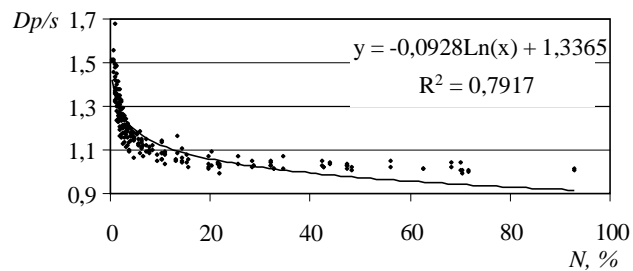
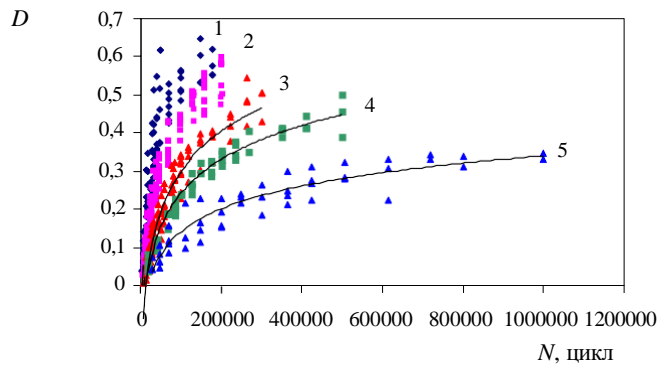


Рисунок 3.17 - Еволюція фрактальної розмірності  $D_{p/s}$  в процесі циклічного навантаження при  $\sigma_{\max} = 173,2\text{МПа}$  [11]



1 - при коефіцієнті асиметрії  $R = 0$ ; 2 - при  $R = 0,3$ ;

3 - при  $R = 0,42$ ; 4 - при  $R = 0,5$ ; при  $R = 0,6$

Рисунок 3.18 - Еволюція параметра пошкодження  $D$  в умовах асиметричного навантаження [11]

В роботі [12] була представлена математична імовірнісна модель, в якій процес формування і розвитку деформаційного рельєфу описується з позицій освіти і об'єднання кластерів вторинної фази на плоских решітках з заданим координаційним числом.

У роботах [11, 12] була запропонована тривимірна модель формування і розвитку деформаційного рельєфу поверхні при циклічному навантаженні. Було показано, що зміна рельєфу за рахунок пластичної деформації (при умові постійних вихідної шорсткості) обумовлено виходом дислокацій на поверхню. Енергія, що йде на утворення нової поверхні, повинна бути порівнянна з енергією анігіляції дислокації при її виході на поверхню. Очевидно, що формування рельєфу супроводжується збільшенням площі поверхні, на якій він формується. Енергетичне підживлення цього процесу забезпечується кількістю рухомих дислокацій, які виходять на поверхню в процесі циклічного деформування матеріалу. У роботі [12] розглядається ділянка поверхні площею  $A$ , на якому утворилася обмежена зона деформаційного рельєфу площею  $S$  (рисунок 3.19). Висота рельєфу характеризується середнім значенням  $h$ , а його поширення обмежується областю з периметром  $p$ . В даному випадку приріст площі поверхні дорівнюватиме:

$$\Delta A = ph, \quad (3.16)$$

а пластична деформація визначиться як:

$$\varepsilon_a = \frac{\Delta A}{A} = \frac{ph}{A}. \quad (3.17)$$

З виразів випливає:

$$D = \frac{S\varepsilon_a}{ph}. \quad (3.18)$$

На рисунку 3.19 показана схема формування деформаційного рельєфу на поверхні матеріалу.

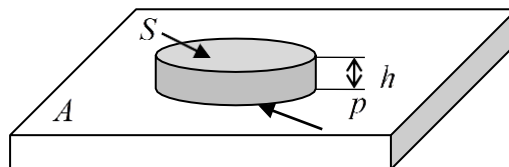


Рисунок 3.19 - Схема формування деформаційного рельєфу площею  $S$  із середньою висотою  $h$  і периметром  $p$  на поверхні площею  $A$  [12].

Дослідження рельєфу поверхні проводилося також з використанням інтерференційного нанопрофілометра, розробленого в НАУ [11].

В процесі циклічного навантаження визначалося зміна площі поверхні контрольованої майданчика. Площа розраховувалася по масиву точок ( $320 \times 240$ ), отриманих при скануванні поверхні профілометри. У кожній точці визначалося значення висоти рельєфу поверхні (рисунок 3.20). За значеннями сусідніх розраховувалися площі елементарних фігур - трикутників, на які розбивається площа зони контролю. Площа поверхні визначається підсумовуванням площ трикутників.

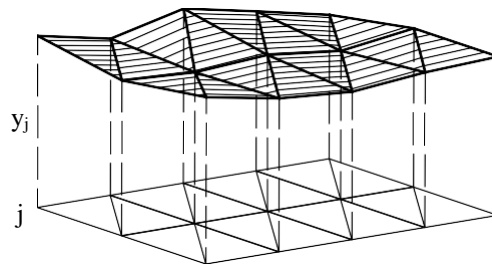


Рисунок 3.20 - Схема вимірювання площі поверхні [12]

Через суттєвої відмінності значень меж плинності сплаву Д16 і формуючого плакуючий шар технічно чистого алюмінію деформування плакуючого шару в значній мірі відрізняється від основного матеріалу (модулі пружності цих матеріалів практично однакові). Навіть при пружному розтягуванні і розвантаження сплаву Д16 деформування плакуючого шару здійснюється по знакозмінному циклу зі значним розмахом пластичної деформації (рисунок 3.21).



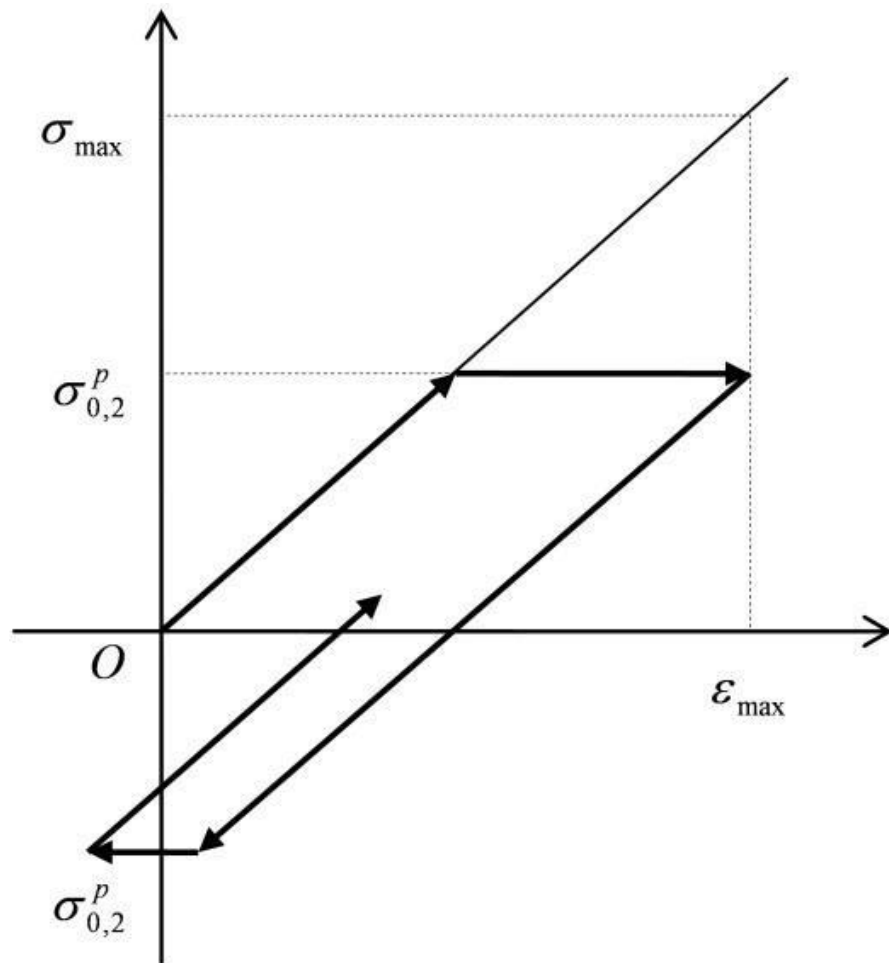


Рисунок 3.21 - Схема циклічного деформування плакуючого шару [12]

Такий процес супроводжується зміною рельєфу поверхні, який кількісно описується параметром, що характеризує шорсткість:

$$R_a = \frac{1}{L} \int_0^L |y(x)| dx \cong \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |y_i|, \quad (3.19)$$

де  $y(x)$  - координата відхилення від середньої лінії профілю шорсткостей в точці  $x$ , розташованій на досліджуваній довжині  $L$  ( $0 \leq x \leq L$ ). Розвиток рельєфу в трьох вимірах характеризується залежністю пластичної деформації поверхні від параметра насиченості рельєфу  $D$ .

Дослідження природи формування деформаційного рельєфу на основі принципів багаторівневої механіки деформованого твердого тіла, яка отримала назву фізичної мезомеханіки виконувалися в Томському політехнічному університеті.

Поверхневі шари і внутрішні кордони розділу мають важливе значення у створенні концентраторів напружень при навантаженні зразка. Накопичено великий обсяг експериментальних даних і проведені дослідні роботи, що стосуються впливу стану поверхні на фізико-механічні властивості металевих матеріалів [20]. Було показано, що поверхневий шар, будучи ослабленим за своєю природою, втягується в процес пластичної течії раніше, ніж обсяг матеріалу. В результаті поверхневий шар відчуває вищі ступені деформації, ніж в середньому по зразком. В складках поверхневого шару локалізується сильно виражена кривизна кристалічної решітки, яка обумовлює виникнення концентраторів напружень різного масштабу. Тому поверхневий шар в навантаженому твердому тілі подібний "насосу", який безперервно закачує деформаційні дефекти в обсяг матеріалу.

Розглянуті результати досліджень деформаційного рельєфу поверхні дозволили розробити методологію визначення вироблення ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів і зразків-свідків [11]. При цьому критичним станом матеріалу вважалось формування втомної тріщини довжиною 1,0 мм, а стадія поширення тріщини не досліджувалася.

У представленому дослідженні було показано, що деформаційний рельєф, який сформував на поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ до моменту появи втомної тріщини, будучи індикатором стану матеріалу, дозволяє прогнозувати початковий процес поширення тріщини. У той же час, з огляду на, що початковий момент розвитку тріщини є найбільш тривалим, можна стверджувати, що стан матеріалу у концентратора напружень корелює із загальною тривалістю стадії живучості.

### **Висновок до розділу 3**

На основі виконаного огляду раніше проведених досліджень, що розвивають сучасні принципи забезпечення тривалої експлуатації повітряних суден, аналізу сучасних моделей формування та розвитку втомних тріщин, методів прогнозування кінетики втомних тріщин і критеріїв втомної пошкодженості можна зробити висновок що формування і розвиток деформаційного рельєфу на поверхні плакуючого шару алюмінієвих сплавів визначає можливість кількісної оцінки накопиченого втомного пошкодження за параметрами рельєфу. Найбільш інтенсивно деформаційний рельєф розвивається у концентраторів напружень - в областях формування втомних тріщин. Облік фактичної деградації несучої здатності матеріалу до моменту формування тріщини станом деформаційного рельєфу поверхні відкриває можливість уточнення прогнозу живучості матеріалів.

## 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

**Охорона праці** — це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних заходів та засобів, спрямованих на збереження життя, здоров'я і працездатності людини під час трудової діяльності;

Законодавство про працю містить норми і вимоги з техніки безпеки і виробничої санітарії, норми, що регулюють робочий час і час відпочинку, звільнення та переведення на іншу роботу, норми праці щодо жінок, молоді, гігієнічні норми і правила тощо.

Загальний нагляд за додержанням норм охорони праці покладено на прокуратуру, спеціальний — на професійні спілки. Контроль за безпекою праці здійснюють також, державні й відомчі спеціалізовані інспекції.

### 4.1 Інструкції з охорони праці

Інструкції з охорони праці - це нормативний акт, що містить обов'язкові для дотримання працівниками вимоги з охорони праці при виконанні ними робіт певного виду або за певною професією на робочих місцях, у виробничих приміщеннях, на території підприємства або в інших місцях, де за дорученням роботодавця виконуються ці роботи, трудові чи службові обов'язки.

Інструкції з охорони праці поділяються на:

- інструкції, що належать до нормативно-правових актів з охорони праці;
- примірні інструкції;
- інструкції, що діють на підприємстві.

Інструкції, що належать до нормативно-правових актів з охорони праці, розробляються для персоналу, який проводить вибухові роботи, обслуговує електричні установки та пристрої, вантажопідіймальні машини та ліфти, котельні установки, посудини, що працюють під тиском, і для інших працівників, правила безпеки праці для яких установлені міжгалузевими

нормативно-правовими актами з охорони праці, затвердженими Держгірпромнаглядом. їх дотримання є обов'язковим для працівників відповідних професій на всіх підприємствах незалежно від їх підпорядкованості, форми власності та виду діяльності.

Примірні інструкції затверджуються міністерствами чи виробничими, науково-виробничими та іншими об'єднаннями підприємств, які мають відповідну компетенцію, за узгодженням з Держгірпромнаглядом та Національним НДІ промбезпеки та охорони праці. Дані інструкції використовуються як основа для розробки інструкцій, що діють на підприємстві. Останні ж розробляються з урахуванням конкретних умов виробництва та вимог безпеки, викладених у експлуатаційній і ремонтній документації підприємств-виготовлювачів обладнання, що використовується на даному підприємстві.

Інструкції, що діють на підприємстві, розробляються (переглядаються) керівниками робіт (начальник виробництва, цеху, дільниці, відділу та ін.) і затверджуються роботодавцем. Служба охорони праці реєструє в спеціальному журналі всі інструкції, які запроваджуються на даному підприємстві. Безпосередній керівник робіт видає працівникам на руки інструкції з охорони праці (під розписку) під час первинного інструктажу або вивішує на їхніх робочих місцях.

Перегляд інструкцій, що належать до нормативно-правових актів з охорони праці, та примірних інструкцій здійснюється в міру потреби, але не менше одного разу на 10 років, а інструкцій, що діють на підприємстві, - не менше одного разу на 5 років, причому для професій або видів робіт з підвищеною небезпекою - не менше одного разу на 3 роки.

Кожній інструкції з охорони праці надається назва та скорочене позначення (код, порядковий номер), і вона повинна містити такі розділи: загальні положення; вимоги безпеки перед початком роботи; вимоги безпеки під час виконання роботи; вимоги безпеки після закінчення роботи; вимоги безпеки в аварійних ситуаціях [15].

## 4.2 Небезпечні та шкідливі виробничі фактори

Відповідно до ГОСТ 12.0.003.74-ССБТ сукупність чинників трудового процесу і виробничого середовища, які впливають на здоров'я і працездатність людини під час виконання нею трудових обов'язків складають умови праці. Люди, знаряддя праці, оточуюче середовище та завдання, що вирішуються в процесі трудової діяльності, являють собою динамічну систему, зміна в якій будь-якого з компонентів веде до зміни інших, а результируючий вплив на безпеку інколи буває важко оцінити заздалегідь. Під безпекою розуміється стан захищеності особи та суспільства від ризику зазнати шкоди.

Реальне виробництво супроводжується шкідливими та небезпечними чинниками (факторами) і має певний виробничий ризик.

**Шкідливий виробничий фактор** – небажане явище, яке супроводжує виробничий процес і вплив якого на працюючого може призвести до погіршення самопочуття, зниження працездатності, захворювання, виробничо зумовленого чи професійного, і навіть смерті, як результату захворювання.

**Захворювання** – це порушення нормальної життєдіяльності організму, зумовлене функціональними та/або морфологічними змінами.

**Виробничо зумовлене захворювання** – захворювання, перебіг якого ускладнюється умовами праці, а частота якого перевищує частоту його у працівників, які не зазнають впливу певних професійних шкідливих факторів.

**Професійне захворювання** (профзахворювання) – це захворювання, що виникло внаслідок професійної діяльності та зумовлюється виключно або переважно впливом шкідливих речовин і певних видів робіт та інших факторів, пов'язаних з роботою.

**Небезпечний виробничий фактор** – небажане явище, яке супроводжує виробничий процес і дія якого за певних умов може призвести

до травми або іншого раптового погіршення здоров'я працівника (гострого отруєння, гострого захворювання) і навіть до раптової смерті.

**Виробнича травма** – пошкодження тканин, порушення анатомічної цілісності організму людини або його функцій внаслідок впливу виробничих факторів. Як правило, виробнича травма є наслідком нещасного випадку на виробництві.

**Нещасний випадок на виробництві** – це обмежена в часі подія або раптовий вплив на працівника небезпечного виробничого фактора чи середовища, що сталися у процесі виконання ним трудових обов'язків, внаслідок яких заподіяно шкоду здоров'ю або настала смерть.

Наслідком дії несприятливим виробничих факторів може бути і професійне захворювання - патологічний стан людини, обумовлених робот и пов'язаний з надмірним напруженням організму або несприятливим дією шкідливих виробничих факторів.

Діагноз професійного захворювання ставиться у кожному випадку з урахуванням характеристики умов праці, тривалості роботи працюючий за даною професією, професійного маршруту робітника, даних попередніх періодичних медичний оглядів, результатів клініко-лабораторних та діагностичних досліджень.

Під час роботи на обслуговуючий персонал можуть впливати в основному такі небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- рухомі по території аеродрому ПС, автотранспорт і самохідні механізми;
- струменя відпрацьованих газів авіадвигунів, а також камені, пісок та інші предмети, що потрапили в них;
- повітряні усмоктувальні потоки, що рухаються з великою швидкістю (зона сопел авіадвигунів);
- обертові гвинти стоять на стоянках літаків і вертольотів;
- виступаючі частини літака і його обладнання (гострі кромки антен, незакриті стулки люків, лючків і т.п.);

- підвищене ковзання (внаслідок обмерзання, зволоження і замасливання поверхонь літака, трапа, драбин, місця стоянки і покриття аеродрому);
- предмети, що знаходяться на поверхні місця стоянки літака (шланги, кабелі, троси заземлення та ін.);
- виконання роботи поблизу від неогороджених перепадів по висоті (на стрем'янці, драбині, площині літака, у незакритий люк, вхідних дверей тощо);
- електричний струм, який в разі замикання може пройти через тіло людини;
- гострі кромки, задирки, шорсткість на поверхні обладнання, вантажів, канатів і т.д.;
- переміщувані вантажі під час навантаження-розвантаження літака;
- падаючі вантажі, обвалюються конструкції вантажопідйомних механізмів;
- підвищений рівень шуму від працюючих авіадвигунів і ДСУ;
- підвищена або знижена температура і вологість повітря;
- розряди статичної електрики;
- недостатня освітленість робочої зони, місця стоянки літака, перону;
- пожежа або вибух [19].

#### **4.3 Організація робіт при виконанні ТО ПС та зниження шкідливих факторів при обслуговуванні ПС.**

Перед початком робіт слід одягнути спецодяг і спецвзуття та інші засоби індивідуального захисту відповідно до характеру виконуваної роботи і погодними умовами, потрібно отримати необхідний інструмент, пристосування або прилади, провести перевірку і справність.



Перед зустріччю прибуває ПС слід виконати:

- підготувати місце стоянки, прибрати аеродромний інвентар, який заважає зарулювання літака на МС, поверхня покриття стоянки повинно бути чисте, без замасливання, без сміття, а в зимовий час і очищено від льоду і снігу, особливу увагу звернути на місця де будуть знаходитися колеса шасі і місця установок заземлення;

- перевірити наявність засобів пожежогасіння, їх справність і терміни повірки;

- підготувати до використання необхідні засоби наземного обслуговування - драбини, піддони, сходи тощо;

- перевірити жезли, сигнальні ліхтарі, необхідні при керівництві зарулювання літака;

- перевірити стан наземного джерела електроживлення.

При зустрічі ПС на місце стоянки, фахівець повинен знаходитися попереду керма літака на відстані не менше 10 метрів від його крайньої точки і в поле зору командира ПС. Спеціаліст при зарулювання ПС повинен подавати умовні сигнали для маневру літака за допомогою палиць або сигнальних ліхтарів. Після зарулювання ПС на стоянку встановлювати заземлення і наполегливі колодки під колеса основних і (або) передніх коліс в залежності від типу ПС слід тільки після виключення двигунів (повного припинення обертання лопатей гвинтів). На маршруті огляду ПС слід обережно, щоб уникнути травмування від виступаючих або рухомих частин літака. При використанні, драбини слід розміщувати таким чином щоб виключити її падіння, падіння інструменту, засоби наземного обслуговування або падіння самого фахівця, при знаходженні на драбині або сходами.

Для уникнення пожежі або вибуху необхідно стежити за тим, щоб на елементи кисневої системи не потрапляли промаслені предмети, включаючи одяг. При підключенні наземного джерела електроживлення до мережі ПС, переконатися у відсутності сторонніх предметів, вологи, снігу або льоду в

роз'ємах, переконається в щільності з'єднання при підключенні і виключити мимовільне випадання вилки з роз'єму ПС.

При заправці ПС паливом особливу увагу приділяти на заземлення літака, паливозаправники, установці заземлення між ПС і ТЗ, між шлангом ТЗ і заправної горловиною ПС. При виконанні робіт, пов'язаних із застосуванням гасу, бензину або інших ПММ (відкритий спосіб заправки) фахівця слід користуватися засобами індивідуального захисту органів дихання, зору і шкірного покриву.

Під час буксирування і (або) запуску двигунів, переконатися, що всі фахівці беруть участь в процесі, знаходяться на своїх місцях, сторонні предмети драбини, сходи прибрані, двері, люки закриті, для захисту органів слуху від впливу високого рівня шуму при запуску при запуску і роботі двигунів слід використовувати засоби індивідуального захисту. Також підвищену обережність і обачність слід дотримуватися при знаходженні і при переміщенні фахівця на поверхні крила.

При огляді ВС в недостатньо освітлених місцях або місць ПС з недостатнім штучним освітленням слід використовувати переносні лампи з джерелом ел/живлення не більше 12В для постійного токи і не більше 27В для змінного струму.

Спеціаліст, який бере участь в операціях з наземного обслуговування повинен звертати увагу на те, що застосовувані протизаморожувальні рідини є шкідливими для людини хімічними речовинами і при попаданні всередину організму може викликати отруєння зі смертельним результатом. Тому слід виконувати такі вимоги безпеки:

- уникати попадання рідини на шкіру рук, обличчя;
- працювати в засобах індивідуального захисту;
- при обробці ВС слід перебувати від ПС таким чином, щоб вітер відносив від людини розпорошеного крапельно-повітряну суміш.

Після закінчення наземного обслуговування необхідно ретельно перевірити, чи не залишилося на місці робіт деталей, інструменту або інших

сторонніх предметів. Забороняється зливати відстій палива на землю. Після закінчення робіт слід закрити кришки, стулки, люки, двері, капоти. Відключити наземне джерело живлення, прибрати драбини, сходи, трап [19].

#### **4.4 Освітлення приміщень і робочих місць**

Практично всю інформацію із зовнішнього світу людина отримує за допомогою зору. Тому роль світла і кольору для людської діяльності величезна. Сприйняття світла є найважливішим елементом нашої здатності діяти, оскільки дозволяє оцінювати місцезнаходження, форму і колір оточуючих нас предметів.

Всякий світний предмет випромінює енергію, яка у формі електромагнітних хвиль поширюється в різні боки. Для оцінки зорового сприйняття потоку світлової енергії використовуються поняття: світловий потік, сила світла, яскравість, освітленість.

Світловим потоком називають потік світлової енергії, оцінений щодо його впливу на око людини. Силою світла називають просторову щільність світлового потоку, тобто відношення світлового потоку точкового джерела світла до величини тілесного кута, у якому цей потік поширюється. Яскравістю (або фотометричною яскравістю) називають силу світла в певному напрямку (в око спостерігача), віднесено до одиниці площі видимої світної поверхні, розташованої перпендикулярно до напрямку поширення світла. Освітленістю називають поверхневу щільність світлового потоку, тобто світловий потік, віднесений до одиниці площі освітлюваної поверхні. Контрастом називають різницю яскравостей об'єкта спостереження та його оточення (тла) або між різними частинами об'єкта.

До функцій зору, особливо необхідним для безпеки та результативності праці, відносяться: контрастна чутливість, гострота зору, швидкість розрізнення деталей, стійкість ясного бачення, колірна чутливість.

Контрастна (розбіжна) чутливість – це здатність ока розрізняти мінімальні значення різниці яскравості об'єкта (деталі) і фону. Встановлена

залежність контрастної чутливості від умов освітлення об'єкта і яскравості, до якої очей гранично адаптувався.

Гострота зору – це максимальна здатність розрізняти окремі об'єкти. Великий вплив на гостроту зору надає освітленість. Із зростанням освітленості до певного рівня зростає і гострота зору.

Для успішної зорової роботи в умовах мінливості освітленості велике значення має так звана зорова адаптація, тобто пристосування ока до умов освітлення. Завдяки процесу адаптації зоровий аналізатор має здатність працювати в широкому діапазоні освітленості. Розрізняють світлову і темнову адаптації.

Світлова адаптація - пристосування ока до роботи в умовах високої яскравості поля зору. Світлова адаптація при підвищенні яскравості у полі зору відбувається швидко - протягом 5 - 10 хв.

Темнова адаптація - пристосування ока до більш низьким яркостям поля зору. Темнова адаптація розвивається повільніше - від 30 хв до 2 год.

Освітлення як світло від будь-якого джерела, що створює освітленість поверхонь предметів і забезпечує зорове сприйняття цих предметів, буває:

- Природне;
- Штучне;
- Поєднане.

Проведемо розрахунок освітлення в ангарі, де буде проведено ряд дослідів щодо деформації рельєфу сплаву металів, як індикатора накопиченого втомного пошкодження методом оптичної мікроскопії. Досліди будуть проводитися на літаку Ан-148. Дослідження які будуть проводитися належать до 1 розряду зорових робіт, тому слід застосовувати суміщений вид освітлення в ангарі. Огляд проводимо мікроскопом SIGETA Vizio 10x-200x 1080P.

Основним завданням розрахунку є визначення величини необхідного світлового потоку світильників для забезпечення нормованого значення мінімальної освітленості робочої площини.

## 4.5 Методика й алгоритм розрахунку освітлення ангару

### 4.5.1 Вихідні дані для розрахунку

З'ясуємо вихідні дані для розрахунку.

Приміщення: Ангар

Габарити:  $A \times B \times H$ , м.: 150x60x20

$h_p$  – висота робочої поверхні, м.: 2

Колір стелі, стін: сірий (незначне пиловиділення)

$\rho_{ст} = 50\%$

$\rho_c = 30\%$

$\rho_n = 10\%$

Розряд зорової роботи: I(в) розряд

### 4.5.2 Вибір рівня нормованого загального освітлення $E_n$

Вибираємо рівень нормованого загального освітлення  $E_n$  відповідно вихідних даних згідно з таблицею вимог до освітлення приміщень виробничих підприємств, приймаємо  $E_n = 600$  лк.

### 4.5.3 Вибір типу світильника

Вибираємо тип світильника виходячи з того, де він буде використовуватись згідно з таблицею 4.1.

Таблиця 4.1 – Характеристика та призначення окремих типів світильників

Л а м п и л ю м і н е с ц е н т н і							
ЛПО	Розсіяний (косинусна)	2 x(18+80Вт) 4 x(18+80Вт)	$\geq 2,5$ м	Ангари ПС, конструкторські, креслярські, машинописні бюро, учбові кабінети, лабораторії	18;20 Вт – 650мм 30 Вт – 950 мм 36;40 Вт – 1250мм 58; 65 Вт – 1550мм 80 Вт – 1600мм	20	14

Обираємо тип світильника з 4 лампами.

#### 4.5.4 Визначення ступеню захисту світильників IP

Визначаємо ступінь захисту світильників  $IP(1)(2)$  (International Protection) від пилу (*перша цифра*) та вологи (*друга цифра*) та числове значення коефіцієнта світильника  $[L/h]$  – відношення відстані  $L$  між рядами або сусідніми світильниками у ряду до висоти  $h$  їхнього підвісу над робочою поверхнею. Приймаємо світильник зі ступенем захисту IP 10, захищений від твердих часток розміром понад 50 мм і не має захисту від вологи.

#### 4.5.5 Оцінка коефіцієнту запасу $k_3$ освітленості

Оцінюємо коефіцієнт запасу  $k_3$  освітленості, який враховує зниження рівня освітленості з часом в результаті забруднення та старіння ламп, світильників і поверхонь приміщення.

Коефіцієнт запасу ( $k_3$ ) для люмінесцентних ламп (ЛЛ) складає  $1.4 \div 1.7$ .  
Приймаємо  $k_3=1.5$

#### 4.5.6 Розрахунок кількості рядів світильників у приміщенні $N_p$

Розраховуємо кількість рядів світильників у приміщенні  $N_p$ :

$$N_p = \frac{B}{(H - h_p) \cdot [L/h]}, \text{шт.};$$

$$\frac{\quad}{(\quad)}, \text{ округлюємо до } N_p=3 \text{ (шт.)}. \quad (4.1)$$

де:  $B$  – ширина приміщення, м;

$H$  – висота приміщення, м;

$h_p$  – висота робочої поверхні, м;

$[L/h]$  – числове значення коефіцієнта світильника.

#### 4.5.7 Визначення максимально припустимої відстані між рядами світильників $L_{\max}$

Визначаємо максимально припустиму відстань між рядами світильників  $L_{\max}$  :

$$L_{\max} = \frac{B}{N_p}, \text{ м};$$

$$— \quad ( ) \quad (4.2)$$

де:  $B$  – ширина приміщення, м;

$N_p$  – кількість рядів світильників у приміщенні, шт.

#### 4.5.8 Розрахунок висоти підвісу світильника над робочою поверхнею $h$

Розраховуємо висоту підвісу світильника над робочою поверхнею  $h$  :

$$h = \frac{L_{\max}}{[L/h]}, \text{ м};$$

$$— \quad ( ) \quad (4.3)$$

де:  $L_{\max}$  – максимально припустима відстань між рядами світильників, м;

$[L/h]$  – числове значення коефіцієнта світильника.

#### 4.5.9 Визначення висоти звисання світильника від стелі з $h_3$

Знайдемо висоту звисання світильника від стелі з  $h_3$  за формулою:

$$h_3 = H - h_p - h, \text{ м};$$

$$( ) \quad (4.4)$$

де:  $H$  – висота приміщення, м;

$h_p$  – висота робочої поверхні, м;

$h$  – висота підвісу світильника над робочою поверхнею, м.

#### 4.5.10 Визначення висоти звисання світильника від стелі з $h_3$

Визначаємо значення індексу приміщення  $i$ , що характеризує співвідношення розмірів освітлювального приміщення і висоти розміщення світильників:

$$i = \frac{A \cdot B}{h \cdot (A + B)}; \quad (4.5)$$

де:  $A$  – довжина приміщення, м;

$B$  – ширина приміщення, м;

$h$  – висота підвісу світильника над робочою поверхнею, м.

#### 4.5.11 Визначення значення коефіцієнта використання світлового потоку $\eta$

Визначаємо значення коефіцієнта використання світлового потоку  $\eta$ , створюваного світильниками вибраного типу. Він обирається в залежності від виду джерела світла, типу обраного світильника, коефіцієнтів відбиття поверхонь приміщення та індексу приміщення:  $\eta = 54\%$ .

#### 4.5.12 Визначення сумарного світлового потоку освітлювальної установки у даному приміщенні $\Phi_{\Sigma}$

Визначаємо сумарний світловий потік освітлювальної установки у даному приміщенні  $\Phi_{\Sigma}$ :

$$\Phi_{\Sigma} = \frac{E_H \cdot A \cdot B \cdot k_3 \cdot z}{\eta}, \text{ лм}; \quad (4.6)$$

де:  $E_H$  – рівень нормованого загального освітлення, лк;

$A$  – довжина приміщення, м;

$B$  – ширина приміщення, м;

$k_3$  – коефіцієнт запасу;



$z$  – коефіцієнт нерівномірності (мінімальної) освітленості (відношення середньої освітленості до мінімальної освітленості), як правило дорівнює:

$z = 1,1$  – для люмінесцентних ламп низького тиску;

$z = 1,15$  – для ламп розжарювання;

$\eta$  – коефіцієнт використання світлового потоку.

#### 4.5.13 Визначення умовної загальної кількості світильників у приміщенні

Визначаємо умовну загальну кількість світильників у приміщенні :

$$N_{св}^* = \frac{A \cdot B}{L_{\max}^2}, \text{ шт};$$

$$\text{—————}, \text{ округлюємо до } = 24 \text{ (шт)}. \quad (4.7)$$

де:  $A$  – довжина приміщення, м;

$B$  – ширина приміщення, м;

$L_{\max}$  – максимально припустима відстань між рядами світильників, м.

(результат обчислення округлюємо до цілого значення, кратного кількості рядів  $N_p$ )

#### 4.5.14 Розрахунок світлового потоку умовного джерела світла

Розраховуємо світловий потік умовного джерела світла :

$$\Phi_{л}^* = \frac{\Phi_{\Sigma}}{N_{л}^*}, \text{ лм};$$

$$\text{—————} \quad ( \quad ) \quad (4.8)$$

де:  $\Phi_{\Sigma}$  – сумарний світловий потік освітлювальної установки, лм;

– загальна кількість ламп у світильниках, яка розраховується за формулою:

$$N_{л}^* = N_{св}^* \cdot n, \text{ шт},$$

$$( \quad ) \quad (4.9)$$

де:  $n$  – кількість ламп у світильнику (пункт 4.5.3), шт.

#### 4.5.15 Вибір типу стандартної лампи з найближчим значенням фактичного світлового потоку лампи $\Phi_l$

Вибираємо тип стандартної лампи з найближчим значенням фактичного світлового потоку лампи  $\Phi_l$ , і знаходимо коефіцієнт  $m$  (співвідношення між розрахунковим світловим потоком лампи та фактичним світловим потоком вибраної стандартної лампи  $\Phi_l$ ):

$$m = \frac{\Phi_l^*}{\Phi_l}$$

(4.10)

Обираємо лампу типу ЛД, потужністю 30 Вт, зі світловим потоком лампи 1800 лм та довжиною 0,9 м.

#### 4.5.16 Визначення оптимальної (фактичної) кількості світильників у приміщенні $N_{св}$

Визнаємо оптимальну (фактичну) кількість світильників у приміщенні  $N_{св}$ :

$$N_{св} = N_{св}^* \cdot m, шт;$$

, округлюємо до  $N_{св} = 24$  (шт.). (4.11)

де: – умовна загальна кількість світильників у приміщенні, шт.

$m$  – співвідношення між розрахунковим світловим потоком лампи та фактичним світловим потоком вибраної стандартної лампи.

(результат обчислення округлюємо до цілого значення, кратного кількості рядів  $N_p$ )

#### 4.5.17 Визначення фактичної кількості ламп у приміщенні $N_l$

Визнаємо фактичну кількість ламп у приміщенні  $N_l$ :

$$N_l = N_{ce} \cdot n, \text{ шт};$$

$$( ) \quad (4.12)$$

де:  $N_{ce}$  – оптимальна (фактична) кількість світильників у приміщенні, шт;

$n$  – кількість ламп у світильнику, шт.

#### 4.5.18 Визначення загальної розрахункової освітленості $E_p$ у приміщенні

Визначаємо загальну розрахункову освітленість  $E_p$  у приміщенні, що створюється при застосуванні стандартних ламп:

$$E_p = \frac{\Phi_l \cdot N_l \cdot \eta}{A \cdot B \cdot k_3 \cdot z}, \text{ лк};$$

$$\text{—————} ( ) \quad (4.13)$$

де:  $\Phi_l$  – фактичний світловий потік вибраної стандартної лампи, лм;

$N_l$  – фактична кількість ламп у приміщенні, шт;

$\eta$  – коефіцієнт використання світлового потоку;

$A$  – довжина приміщення, м;

$B$  – ширина приміщення, м;

$k_3$  – коефіцієнт запасу;

$z$  – коефіцієнт нерівномірності (мінімальної) освітленості.

При правильному виборі типу і кількості стандартних ламп повинна виконуватись умова:

$$E_p = (-10\% \dots + 20\%) \cdot E_n, \text{ лк};$$

$$( ) \quad (\text{лк}) \quad (4.14)$$

де:  $E_n$  – рівень нормованого загального освітлення, лк.

Умова виконується.

#### 4.5.19 Розрахунок загальної потужності освітлювальної установки

Розраховуємо загальну потужність освітлювальної установки :

$$P_{\Sigma} = N_{л} \cdot P_{л}, Вт;$$

$$( ) \quad (4.15)$$

де:  $N_{л}$  - фактична кількість ламп у приміщенні, шт;

$P_{л}$  - потужність вибраної стандартної лампи (пункт 4.5.15), Вт.

#### 4.6 Оснащення приміщень первинними засобами пожежогасіння

До первинних засобів пожежогасіння належать: вогнегасники, кошма (покривало з негорючого теплоізоляційного полотна), ящики з піском, бочки з водою, пожежні відра, багри, ломи, сокири тощо. Попри обладнання будівель будь-якими типами установок пожежогасіння, пожежної сигналізації або внутрішніми пожежними кранами, ангари також мають бути забезпечені первинними засобами пожежогасіння. В кожній організації наказом або розпорядженням керівника повинна бути призначена особа, відповідальна за експлуатацію вогнегасників. Це може бути особа відповідальна за дотримання вимог пожежної безпеки на об'єкті або спеціаліст відповідної категорії з іншої організації, наприклад, пункту технічного обслуговування вогнегасників.

Успішне гасіння пожежі залежить від правильного вибору типу та виду вогнегасника. Вибір типу та необхідна кількість вогнегасників здійснюється відповідно до Правил експлуатації та типових норми належності вогнегасників. Згідно з Правилами, на кожному поверсі повинні мати не менше двох переносних (порошкових, водопінних або водяних) вогнегасників з масою заряду вогнегасної речовини 5 кг і більше.

Крім того, на 20 м<sup>2</sup> площі підлоги в приміщеннях з електричною технікою, слід передбачати по одному газовому вогнегаснику з величиною заряду вогнегасної речовини 3 кг і більше. Приміщення, у яких розміщено

техніку, слід оснащувати переносними газовими вогнегасниками з розрахунку один вогнегасник ВВК-1,4 чи ВВК-2, але не менше ніж один вогнегасник зазначених типів на приміщення. Додатково будинки та приміщення можуть оснащуватися пристроєм вогнегасним водопінним аерозольним (ВВПА), з масою заряду вогнегасної речовини 400 г і більше.

Перед розміщенням вогнегасників на об'єкті особі, відповідальній за пожежну безпеку, необхідно обов'язково провести їх огляд. Особі, відповідальній за пожежну безпеку на об'єкті, необхідно вести журнал обліку вогнегасників встановленого зразка. Не рідше одного разу на місяць особою, відповідальною за пожежну безпеку має проводитись огляд вогнегасників при їх експлуатації [15].

#### **Висновок до розділу 4**

Слід зробити висновок, що охорону праці слід розглядати як єдину категорію, яка є складною, багатоаспектною системою, що вбирає в себе специфічні цілі, завдання і засоби їх досягнення. Важливою передумовою щодо забезпечення сприятливих умов праці є об'єктивна оцінка їх реального рівня. У кожній установі проводяться організаційні, технічні та інші заходи, спрямовані на зниження рівня факторів, що призводять до ризику пошкодження здоров'я, і приведення значень шкідливих і небезпечних виробничих факторів до нормованих величин.

В розділі були дані практичні рекомендації щодо норм в охороні праці, а також проведено розрахунок освітлення в ангарі, який було проведено згідно вимог ДБН В.2.5-28-2018.

## 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

### 5.1 Негативні чинники впливу функціонування аеропорту на стан довкілля

Основними проблемами розвитку повітряного транспорту в Україні є застарілий парк літаків, фактична відсутність внутрішньодержавних перевезень, невідповідність технічних та екологічних можливостей аеропортів України сучасним міжнародним вимогам. Тому авіаційний транспорт є джерелом порушення акустичного режиму на значній території, стану атмосферного повітря та підземних вод. Небезпеку для довкілля становлять і нафтові сховища в аеропортах.

Проблема регіонального забруднення атмосферного повітря аеропортів ЦА є актуальною для України у зв'язку із дедалі більшим наближення житлових районів до аеропортів (зокрема для аеропортів Київ (Жуляни), Львів, Одеса, Харків, Запоріжжя) та подальшого застосування застарілих типів повітряних суден.

Викиди газів від літаків містять дві головні складові: двоокис вуглецю  $\text{CO}_2$  та водяну пару. Крім того, до їхнього складу належать оксиди азоту. І  $\text{CO}_2$ , і водяна пара, і озон - гази, які здатні активно поглинати інфрачервоне випромінювання, а потім віддавати його назад, в атмосферу. Тож, авіатранспорт також зумовлює нагрівання атмосфери.

Аеропорти встановлюють структури контролю розливів і відповідне обладнання (наприклад, вакуумні вантажівки, переносні берми, абсорбенти) для запобігання хімічних розливів і пом'якшення наслідків розливів, які дійсно відбуваються. У холодному кліматі використання протиобмерзних рідин також може викликати забруднення води, так як більшість рідин, застосовуваних до літаків, згодом падають на землю і можуть перевозитися через зливної стік в довколишні річки, або прибережні води. Авіакомпанії використовують протиобмерзлі рідини на основі етиленгліколю або пропіленгліколю в якості активного інгредієнта [19].

## 5.2 Оцінка якості атмосферного повітря в зоні впливу аеропорту

Інтерес до забруднення повітря в аеропортах почав зростати з початку 1970-х років, коли різко активізувалися комерційні перевезення з використанням турбогвинтових літаків. Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю ( $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$ ), азоту ( $\text{NO}$ ), сірки ( $\text{SO}$ ), вуглеводнями ( $\text{HC}$ ) і зваженими частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива.

Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик суспільному здоров'ю і навколишньому середовищу, оскільки можуть викликати збільшення концентрації приземного озону, приводити до випадання кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. Особливу увагу також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище, пов'язаного з якістю води, прибиранням відходів, споживанням енергії, і впливу на локальну екологію поблизу аеропортів (особливо актуально запобігання витокам палива).

Очевидно, що викид шкідливих речовин (емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи й тривалості роботи на цьому режимі. На рисунку 5.1 показано зміну емісії трьох згаданих компонентів забруднень від режиму роботи авіадвигуна [19].

Емісія буде неоднаковою в зоні аеропорту і під час польоту по маршруту, адже двигуни в цих випадках працюють на принципово різних режимах.



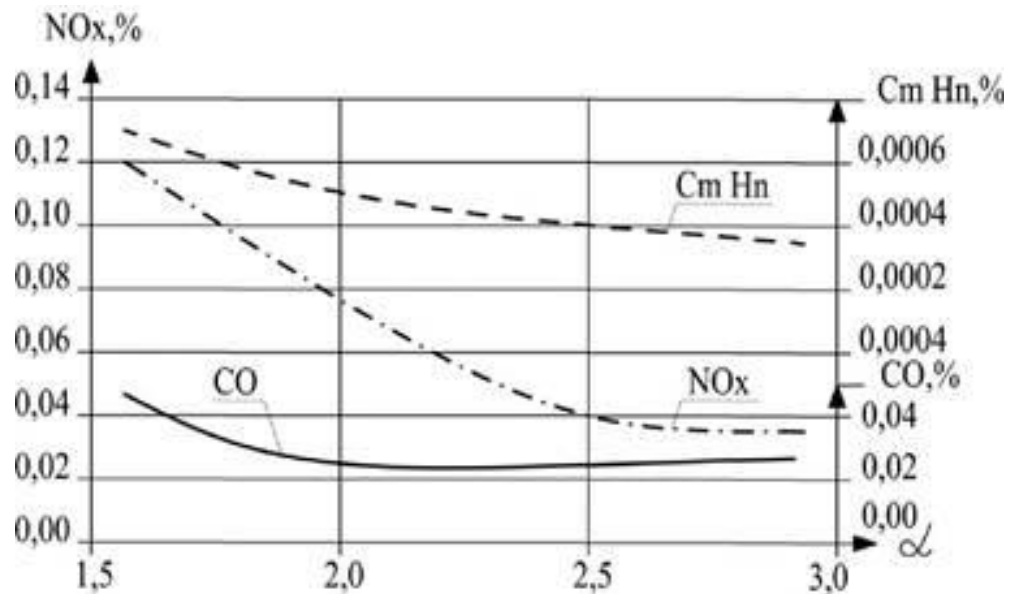


Рисунок 5.1 - Залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи г типового двигуна

Як видно з малюнка, забруднення в зоні аеропорту є більшим (на маршруті значення відносної тяги коливається в межах 0.6 - 0.8). Крім того, локальні забруднення приземного шару повітря в зоні аеропорту, де працює багато людей, є більш концентрованим й стійким, чим загальне забруднення верхніх шарів тропосфери на маршруті польоту, позаяк робота двигунів є стабільною на великих швидкостях, а забруднюючі речовини швидко розсіюються. Під зоною аеропорту розуміють простір, обмеження висоти 1000 м. й розмірами аеродрому [19].

Створений ICAO банк даних про емісії двигунів (EEDB - ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значення для сертифікованих двигунів (в грамах забруднювача на кілограм палива для  $\text{NO}_x$ , CO та HC), а також про витрату особливих видів палива (в кілограмах в секунду) для різних режимів роботи різних типів двигунів. Крім того, тут вказується число димності безрозмірний параметр, який обчислюється за 10-бальною шкалою і характеризує емісію диму як «непрозорість» вихлопного струменя.

## **5.3 Види забруднення довкілля при обслуговуванні та експлуатації повітряного судна**

### **5.3.1 Забруднення стічними водами**

Небезпечні матеріали можуть потрапити в воду із виробничих майстерень, металообробних цехів, або в результаті мийки корпусу повітряного судна та технічних мийок. До основних видів забруднювачів відносяться: нафтопродукти, токсичні метали, важкі метали, реагенти і поверхнево-активні засоби, кадмій, органічні розчинники. До рекомендованих заходів по запобіганню, зведення до мінімуму та рідких стоків відноситься наступне:

- Поділ потоків високотоксичних відходів що містять ціанід та шестивалентний хром, кадмій та інші токсичні матеріали. Інші приклади потоків стічних вод, що вимагають розділення, включають в себе концентровані розчини для попередньої обробки поверхні та нанесення покриття; стоки з ванн для обезжирення та травлення; Стоки з ванн для нанесення хімічного відновлення та ванн для нанесення гальванічного покриття; промивна вода, яка містить ціанід, шестивалентний хром гіпофосфіт, та стоки від мийки та видалення лакофарбового покриття.

- Загальні і розділені потоки необхідно піддавати попередній обробці з використанням технологій коагуляції, флокуляції, та методів осадкоутворення до їх потрапляння до місцевих каналізаційних систем [17].

Небезпечні або потенційно небезпечні відходи, які утворюються в ході капітального та простого ремонту повітряних суден, можуть включати в себе відпрацьоване масло, масляні емульсії і не відпрацьоване паливо; органічні розчинники і гліколії та ін.

### 5.3.2 Оцінка шумового навантаження в зоні впливу аеропорту

Основним джерелом шуму при технічному обслуговуванні двигуна являються гонка двигунів. Випробування повинні проводитись в спеціально відведених районах, бажано розташованих подалі від міських кварталів, або в місцях які оснащені спеціальними шумопоглинаючими панелями. Додатковими заходами по контролю рівня шуму може бути обмеження на проведення робіт в нічний та денний час. Рівень шуму в найближчій точці не повинен перевищувати рекомендовані показники.

Заходи, спрямовані на зменшення рівня шуму в аеропорту та поблизу нього на основі збалансованого підходу до регулювання авіаційного шуму, можуть включати: просторове зонування території навколо аеропорту з урахуванням умов авіаційного шуму та інших несприятливих екологічних факторів; запровадження експлуатаційних заходів під час зльоту і посадки повітряних суден; відповідну організацію повітряного руху з метою зменшення впливу авіаційного шуму тощо.

Шум сучасних дозвукових літаків з реактивними двигунами регламентується в першу чергу міжнародним стандартом ІСАО, а також національними стандартами. Діючі нормативи з шуму чітко регламентують не тільки допустимі рівні шуму, а й методики його вимірювання, режими польотів при сертифікаційних випробуваннях, а також обробку результатів та їх приведення до вихідних умов з метою захисту екологічних прав громадян та попередження правопорушень у сфері використання повітряного простору авіаційним транспортом.

В результаті роботи силових установок повітряних суден і обслуговуючих їх засобів наземного забезпечення польотів (СНП) створюються несприятливі умови на стартовому ділянці злітно-посадкової смуги і технічної позиції. Емісія шкідливих газоподібних речовин літакових двигунів особливо велика на холостому режимі роботи і під час рулювання (малий газ) при виході на старт, посадці і подальшому рулінні повітряного судна до місця після-польотного обслуговування. Викид шкідливих речовин

відбувається на обмеженій площадці обслуговування (час руху літака по льотному полю майже в 4 рази перевищує час зльоту, набору висоти і посадки). Засоби аеродромно-технічного забезпечення польотів (САТОП), що використовують в якості силових установок приводу спецобладнання дизельні і карбюраторні двигуни, в процесі роботи на технічній позиції створюють концентрації продуктів згоряння автомобільного палива значно перевищують гранично допустимі [17].

Мірою оцінки шуму служить ефективний рівень сприйманого шуму EPNL, (англійське - effective perceive noise level), виражений в одиницях EPN дБ, що дає оцінку суб'єктивного сприйняття дії авіаційного шуму на людину. Система оцінки в EPN дБ враховує частотний склад шуму, що розповсюджується, наявність дискретних складових в спектрі і тривалість дії шуму. В якості параметру нормування у всіх стандартах використовується значення максимальної злітної маси літального апарату. Крім того, в нових стандартах для дозвукових реактивних літаків допустимі рівні шуму при зльоті, що залежать від кількості двигунів, встановлених на літаку.

Стандарти регламентують і методику проведення сертифікації випробувань шуму літальних апаратів, вживану апаратуру, систему обробки результатів випробувань і приведення до атмосферних умов: температура 25°C, тиск 1013,25 гПа, відносна вологість повітря 70%. Відповідно до стандартів рівні шуму великих літаків (з масою  $m > 5700$  кг) нормуються в трьох контрольних точках на місцевості, розташованих при посадці на відстані 2 км від торця злітно-посадкової смуги (ВПС), при зльоті — збоку від осі ЗПС на відстані 450 м, при наборі висоти — під траєкторією на відстані 6,5 км від місця старту зображено в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1 – Максимальні рівні шуму в точках виміру для ПС залежно від максимально сертифікованої злітної маси

Точка виміру шуму	Максимальний рівень шуму EPN, дБ
У точці виміру шуму збоку від ЗПС	Від 102 до 108
У точці виміру пролітного шуму	Від 93 до 108
У точці виміру шуму при заході на посадку	Від 102 до 108

Стандарт допускаю перевищення рівнів шуму в одній або двох точках (при відповідному зниженні в інших), але не більше 3 EPN, дБ в одній точці і сумарне перевищення не більше 4 EPN, дБ відповідно до вимог розділу 2 (відповідно 2 і 3 EPN, дБ за розділом 3). Такі літаки, як Як-40, Ту-134А, Ту-154Б, Іл-76Т, Іл-86 задовольняють вимогам за шумом на місцевості розділу 2, а Як-42, Ту-154М, Іл-62М — вимогам розділу 3.

Норми шуму для важких гвинтових літаків практично співпадають з вимогами розділу 3 для дозвукових реактивних літаків при зльоті і посадці, а при прольоті для гвинтових літаків застосовуються вимоги розділу 3 для літаків з чотирма двигунами. Для нових надзвукових літаків норм шуму поки що немає, але рекомендується орієнтуватися на вимоги розділу 2 стандарту Міжнародної організації цивільної авіації.

Шум, що створюється на місцевості невеликими літаками, які й використовуються переважно в АХР (масою  $m < 5700$  кг), нормується в одній контрольній точці при горизонтальному прольоті літака на висоті 300 м. За стандартом граничний рівень шуму обмежений 68 дБ(А) для літака масою до 600 кг і 80 дБ(А) з масою  $1500 \text{ кг} < m < 5000$  кг.

При масі літака  $600 \text{ кг} < m < 1500$  кг гранично допустимий рівень шуму пропорційний його масі. Переконливішою одиницею є сприйманий шумовий децибел — PN дБ, що враховує не лише інтенсивність шуму, але і чутливість до нього вуха людини.

У Додатку 16 ІСАО обумовлені рівні шуму в точках ЗПС (таблиця 5.2). Контрольна точка при посадці розташовується на відстані 1,85 км від торця ЗПС по її осьовій лінії. При трьох градусній глісаді літак пролітає над цією точкою на висоті близько 113 м. Контрольна точка на злеті розміщена на відстані близько 6,5 км від точки початку розгону по осьовій лінії ЗПС. Бічний шум контролюється в нефіксованій, будь-якій точці на лінії, паралельній ЗПС і що знаходиться від неї на 460 м для літаків, які мають до чотирьох двигунів і на 650 м для літаків, що мають чотири двигуни.

Таблиця 5.2 - Рівні авіаційного шуму (EPN дБ) у точках контролю

Тип ПС	Набирання висоти		Зниження перед посадкою	
	модель	вимірювання	модель	вимірювання
Ту - 154	99,2	100,1±1,2	105,8	106,0±0,9
Ту - 154 М	98,3	98,4±0,9	100,7	102,1±3,5
Ту - 204	97,0	96,0±2,6	102,2	99,9±2,7
Як - 40	91,2	90,3±3,9	98,7	97,2±3,8
Як - 42	93,8	93,4±0,7	103,7	102,4±1,6
Іл - 62 М	100,2	102,9±2,5	100,0	103,5±3,8
Іл - 86	107,6	107,4±0,6	105,7	105,1±0,3

Аналізуючи результати досліджень можна зробити висновок про дратівливу і шкідливу фізіологічну дію авіаційного шуму на людину. Тому шум не випадково розглядається нині як один з найважливіших експлуатаційних характеристик сучасного літака.

Виділяють основні чинники, що є причиною генерування і поширення психологічної дії шуму літака на людину. Їх можна класифікувати за групами:

- зниження на посадку;
- набір висоти;
- ЗПС;

- відстань населених пунктів від аеропорту;
- характеристики шуму літака;
- інтенсивність руху літаків;
- особливості навколишнього середовища (наявність зелених зон тощо).
- випробування авіадвигунів їх прогрівання;
- технологічне устаткування ремонтних і експлуатаційних авіапідприємств цивільної авіації.

#### **5.4 Вплив емісії авіаційних двигунів на екологічний стан**

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат (рисунок 5.2).

Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону (його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери) та збільшення кількості гідроксильних радикалів (ОН), основного атмосферного окислювача. Збільшення ОН призводить до скорочення часу життя метану  $\text{CH}_4$ , результатом чого може стати охолодження, паралельно - на масштабах десятиліть – скорочення тропосферного озону. Оксиди сірки і сажа призводять до утворення аерозолів. Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність у формі лінійних контрейлів (конденсаційних слідів) і перистих хмар. Залежно від стану навколишньої атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді – годинник, розтікаючись у ширину на кілька кілометрів і нагадуючи перисті або висококупчасті хмари [19].

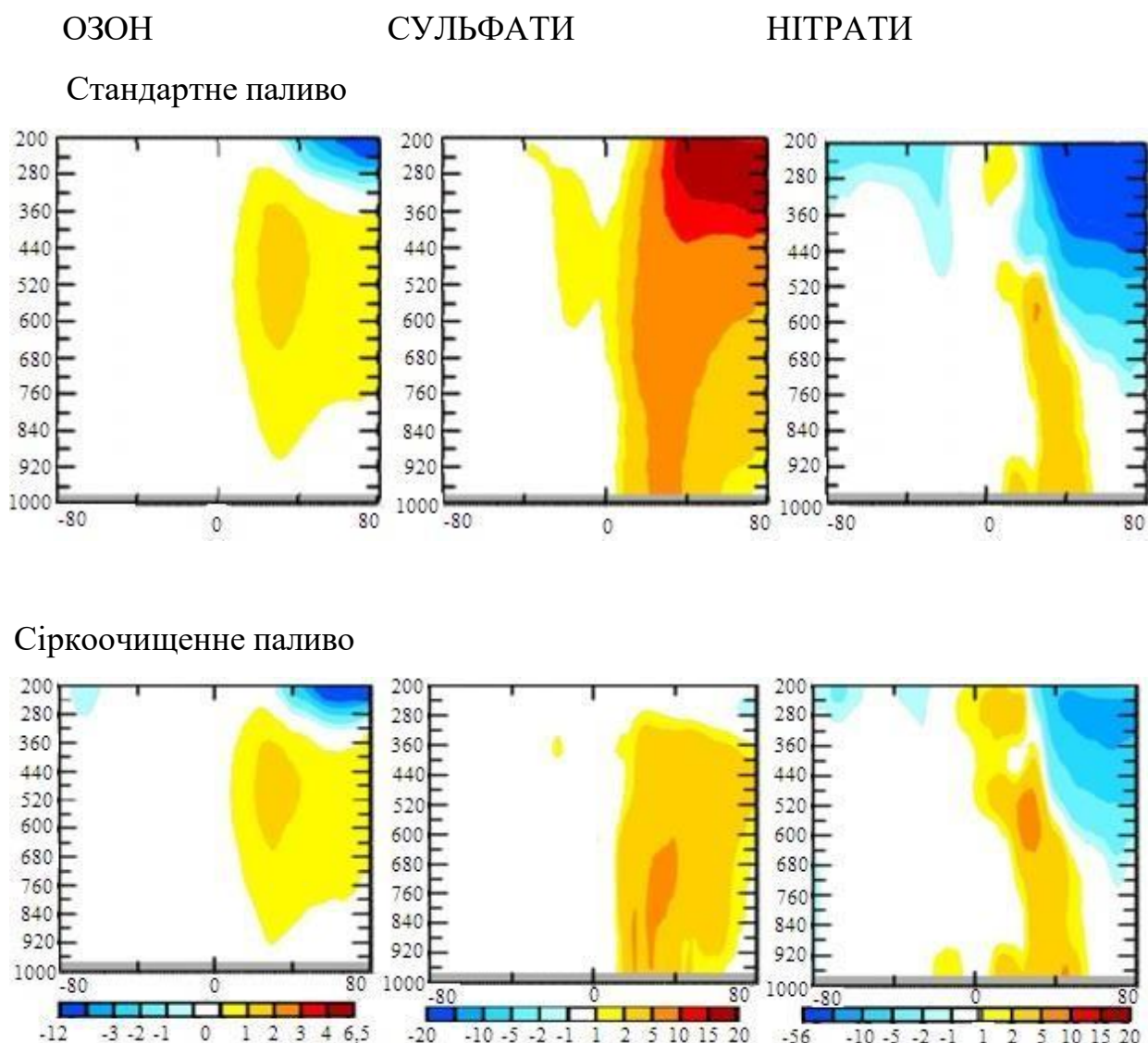


Рисунок 5.2 - Вплив авіаційних емісій на середньорічні і  
середньозональні концентрації озону, сульфатів і нітратів  
для стандартного і сірководородного палива.

Вертикальна вісь - тиск в гПа, горизонтальна - широта в градусах.

Досить значний вплив на радіаційний баланс слід очікувати в результаті викидів частинок сажі твердотільних продуктів неповного згоряння палива, які відіграють роль ядер конденсації. У верхній тропосфері сажеві аерозолі мають розмір 0,1-0,5 (мкм) і складаються з агломератів первинних частинок з діаметром 20-40 (нм). Їх середня концентрація змінюється в межах від 0,004 до 0,5 (см<sup>3</sup>). Раніше, при оцінках кліматичних наслідків емісії сажових аерозолів основна увага приділялася зміни складу



атмосфери, обумовленого протіканням гетерогенних хімічних реакцій на поверхні сажових часток. Однак помітного впливу емісії цих частинок на газовий склад атмосфери досі не виявлено.

Нині вважається, що вплив емісії сажових частинок на клімат обумовлено головним чином формуванням довгоіснуючих конденсаційних слідів (прямий ефект) і ініціюванням освіти перистих хмар (вторинний ефект).

Радіаційний ефект від таких хмар оцінити вкрай важко – не визначено з упевненістю навіть знак цього впливу. Модельні оцінки глобального впливу авіаційної сажі на радіаційний баланс (ефект великомасштабних перистих хмар, в утворенні яких частинки сажі грали роль ядер конденсації), виконані із застосуванням хіміко-транспортних моделей при різних припущеннях і параметризаціях, виявили відмінності від мінус 110 до плюс 260 МВт/м<sup>2</sup>

Дійсно, відсутність детального опису процесів в моделях та повноти даних спостережень обмежує довіру до кількісної оцінки внеску радіаційного форсинга. За розрахунками, загальний радіаційний форсинг за рахунок авіаційних емісій (крім індуковані перисті хмари) у 2019 році становив ~ 55 МВт/м<sup>2</sup> з урахуванням перистих хмар ~ 78 МВт/м<sup>2</sup>. Спрощені прогностичні оцінки радіаційного примушення клімату під впливом авіації, наведені у тій же роботі, показують, що до 2050 р. ці цифри зростуть приблизно в 3 рази. Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чії емісії можуть вносити вклад в процес глобального потепління. Для їх зменшення у авіакомпаній є по суті лише дві можливості. Перша – збільшення зростання паливної ефективності (тобто питомої витрати палива). Друга – використання альтернативних палив: синтетичного пального з кам'яного вугілля, природного газу або біомаси. Природне паливо не містить сірку і ароматичні вуглеводні, що значно скорочує емісії летких аерозолів і хмарних ядер конденсації, послаблюючи таким чином вплив на радіаційний баланс [19].

## **Висновок до розділу 5**

Вплив авіації на клімат та довкілля є відчутним через постійне зростання повітряного руху ПС, що викликає забруднення у верхніх шарах тропосфери.

В світі розробляють нові стандарти, що посилюють вимоги до експлуатованих літаків з авіаційного шуму та емісій, а також розширюється список авіаційних емісій, за якими проводиться сертифікація двигунів ПС.

Найбільш ефективним є комплексний підхід до вирішення даної проблеми, який дозволяє досягти значного зменшення негативного впливу на навколишнє середовище в більш короткі терміни і з меншими витратами. Комплексний підхід передбачає зменшення шкідливих впливів в джерелі їх виникнення, застосування спеціальних прийомів пілотування, раціональну організацію повітряного руху, впровадження будівельно-планувальних заходів, обмеження шкідливих впливів поблизу аеропортів, вдосконалювати методи технічного обслуговування і контроль за їх дотриманням.

Необхідність комплексного підходу до вирішення проблеми охорони навколишнього середовища зумовлена насамперед необхідністю зменшення шкідливих впливів існуючого парку літаків.

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В ході виконання кваліфікаційної роботи отримані наступні результати:

- розглянуті принципи забезпечення тривалої експлуатації повітряних суден;
- проведено аналіз факторів, що визначають ресурс авіаційних конструкцій;
- проведено дослідження деформаційного рельєфу як індикатора накопиченого втомного пошкодження.

Розглянуті результати досліджень деформаційного рельєфу поверхні дозволили розробити методологію визначення вироблення ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів і зразків-свідків. При цьому критичним станом матеріалу вважалось формування втомної тріщини довжиною 1,0 мм, а стадія поширення тріщини не досліджувалася.

У представленому дослідженні було показано, що деформаційний рельєф, який сформував на поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ до моменту появи втомної тріщини, будучи індикатором стану матеріалу, дозволяє прогнозувати початковий процес поширення тріщини. У той же час, з огляду на, що початковий момент розвитку тріщини є найбільш тривалим, можна стверджувати, що стан матеріалу у концентратора напружень корелює із загальною тривалістю стадії живучості.

Було проведено дослідження щодо прогнозування живучості алюмінієвого сплаву на основі результатів проведених експериментів можна стверджувати, що тріщини втомлюваності в плакованих алюмінієвих сплавах зароджуються в плакованому шарі біля концентратора напружень, що дає нам можливість вчасно їх виявляти та усувати.

## СПИСОК БІБЛОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ

### ДЖЕРЕЛ

1. Методичні вказівки щодо виконання та оформлення кваліфікаційної магістерської роботи. - Київ: НАУ, 2021 р.
2. Проектування конструкцій літака: підручник Е.С. Войт, А.І. Ендогур, З.А. Мелик-Саркісян. – М.: Машинобудування, 1987 р.
3. Гімельфарб А.Л. Основи конструювання в літакобудуванні: учбов. пос. А.Л. Гімельфарб. – М.: Машинобудування, 1990 р.
4. Зайцев В.Н. Конструкція та міцність літаків/ В.Н. Зайцев В.Л. Рудаков.- К.: Вища школа, 1998 р.
5. Конструкція та міцність повітряних суден (ч.2): підр. пос./ В.В. Гараж, І.П. Челюканов, Н.Г. Сабітов.- К.: КНИГА, 1998 р.
6. Проектування літаків/ С.М. Егер, В.Ф. Мішин, Н.К. Лісейцев, А.А. Бадягін.- М.: Машинобудування 1983 р.
7. Авіаційні правила. Ч. 25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. - М. ; МАК. 1993 р.
8. Розробка авіапроекту літака: підр. посіб./ А.К. М्याлица, Д.А. Малишенко, А.Г. Гребенніков.- Х.: Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», 2010 р.
9. Оцінка льотно-технічних характеристик і оформлення дипломного проекту: Методичні вказівки. -К. : КИИГА, 1989 р.
10. Гвинтовкін І.Ф./ Довідник по ремонту літальних апаратів./ І. Гвинтовкін, О. Стояненко. - К. : Наукова думка, 2007 р.
11. Щепак С.В. Прогнозівніе живучості алюмінієвого сплаву по параметрам деформаційного рельєфу у концентратора напружень / С.В.Щепак, Д.Н.Костенюк, Г.С.Сейдаметова, М.ВЛісовська // Вісник двигунобудування №2 2011.Научно-технічний журнал. (Запоріжжя АТ «Мотор Січ»).-К.: 2011 р.
12. Щепак С.В. Вплив локальної пошкодження на поширення втомної тріщини в плакованому сплаві Д16АТ/ С.В.Щепак // Вісник інженерної академії наук.- К.: 2013 р.

13. Житомирський Г.І. Конструкція літака.- К.: Наукова думка 2005 р.
14. ДБН В.2.5-28:2018. Природне та штучне освітлення. Посібник: проблеми природного і штучного освітлення, 2018р.
15. Охорона праці в галузі. Навчальний посібник П.С. Атаманчук, В.В Мендерецький, О.П. Панчук, Р.М. Білик 2017р.
16. Ю.С. Скороход. Міжнародна організація ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ // Українська дипломатична енциклопедія: У 2-х т. / Редкол.: Л. В. Губерський (голова) та ін. - К.: Знання України, 2004 р.
17. Охорона навколишнього середовища. Том 1 Авіаційний шум: Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. ІСАО, Видання 3:2008 р.
18. Проектування цивільних літаків. Теорія та методи/ під ред. Г.В. Новожилова.- К.: Наукова думка, 2011 р.
19. Старий А.М. Фаворський «Авіація і атмосферні процеси» // Актуальні проблеми авіаційних і аерокосмічних систем.- К.: 2015 р.
20. Клименко В.Н. Приблизне визначення основних параметрів літака: підр. посіб./ В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко.- Х.: Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», 2019 р.
21. Оцінка накопиченого втомного пошкодження по насиченості і фрактальної розмірності деформаційного рельєфу / М. В. Карускевіч, Е. Ю. Корчук, Т. П. Маслак [и др.] // Проблеми міцності - 2008. - № 6 (396).