

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
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 МАГІСТРА**

**ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І
АВІАДВИГУНІВ»**

**Тема: «Контроль відпрацювання втомного ресурсу конструктивних
елементів ПС за станом їх поверхні»**

Виконав: _____ П.А. Саченко

Керівник: д. техн. наук, проф. _____ С.Р. Ігнатович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: ст. викладач _____ О.О. Козлітін

**охорона навколишнього
середовища: _____ А.О.Падун
канд.б.н., доц.**

Нормоконтролер

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет (заочна форма навчання)

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

Освітній ступінь «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****Саченка Павла Андрійовича**

1. Тема роботи «Контроль відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні» затверджено наказом ректора від з № 1785/ст від 29.09.2022, р.

2. Строк виконання роботи: з 26.09.2022 р. по 30.10.2022 р.

3. Вихідні дані до роботи: аналіз дефектів та існуючі технології ремонту деталей літальних апаратів з композиційних матеріалів.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки: дослідження втома як визначаючий фактор ресурсу авіаційних конструкцій ПС; ; визначення параметрів об'єкта дослідження; аналіз та обґрунтування втомного випробування матеріалів, конструктивних елементів та авіаційних конструкцій; аналіз охорони праці та навколишнього середовища при роботі з композиційними матеріалами.

5. Перелік графічного матеріалу: схема представлення основних концепцій проектування авіаційних конструкцій на прикладі кривих втоми; періоди та стадії багаточиклічної втоми; зразки-свідки з різною геометрією та площею перерізу робочої зони.

6. Графічний (ілюстративний) матеріал виконано з використанням Microsoft Office Excel, Power Point та представлено у вигляді презентацій.

7. Календарний план-графік.

Завдання	Строк виконання	Відмітка про виконання
Видача завдання на дипломне магістерське досліджування	26.09.22-02.10.22	
Пошук матеріалу до кваліфікаційної магістерської роботи	03.10.22-06.10.22	
Дослідження онтролю відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні	06.10.22-09.10.22	
Забезпечення охорони праці при виконанні дослідження	10.10.22-12.10.22	
Дослідження багатоосередкового втомного пошкодження літаків старіючого парку	13.10.22-16.10.22	
Обробка результатів дослідження	17.10.22-19.10.22	
Оформлення кваліфікаційної магістерської роботи:	20.10.22-23.10.22	
Охорона праці та навколишнього середовища	24.10.22-26.10.22	
Основні висновки та рекомендації	27.10.22-30.10.22	

8. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Ст. викладач Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Доцент Падун А.О.		

9. Дата видачі завдання: « ___ » _____ 2022 року.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ **С.Р. Ігнатович**
 Завдання прийняв до виконання _____ **П.А. Саченко**

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Контроль відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні» містить:

101 сторінка, 18 рисунків, 6 таблиць, 35 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – літаки, що поступають у ремонт з дефектами експлуатаційного походження.

Предмет дослідження – відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні.

Мета дипломної роботи – аналіз контролю відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні.

Метод дослідження – для вирішення поставлених завдань використовувалися методи дослідження навантаження, експериментальні дані літературних джерел щодо властивостей системи захисних покриттів, методи дослідження плакувального шару авіаційних конструкцій планера.

Встановлено, умови підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати як основу для проведення наступних, більш широких наукових досліджень. Існуючими результатами та рекомендаціями необхідно скористатися при обслуговуванні та відновленні працездатності планера літака.

РЕСУРС, ПАРК СТАРІЮЧИХ ЛІТАКІВ, БАГАТООСЕРЕДКОВЕ ПОШКОДЖЕННЯ, ЕКСПЛУАТАЦІЯ, ВТОМА, СПЛАВ, БАГАТООСЕРЕДКОВОГО ВТОМНОГО УШКОДЖЕННЯ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. ВТОМА ЯК ВИЗНАЧАЮЧИЙ ФАКТОР РЕСУРСУ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПС.....	11
1.1 Основи забезпечення ресурсу авіаційних конструкцій при експлуатації.....	11
1.2 Фактори, що впливають на характеристики міцності різних елементів конструкції літака.....	18
1.3 Проблема втоми в авіації.....	25
Висновки до розділу 1.....	30
РОЗДІЛ 2. ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ.....	31
2.1 Призначення і область застосування проектного літака.....	31
2.2 Компонування літака.....	33
2.2.1 Розрахунок геометричних характеристик і конструювання крила.....	33
2.2.2 Вибір компоновки фюзеляжу.....	33
2.2.3 Компоновка кабіни екіпажу.....	35
2.2.4 Кухні та буфети.....	37
2.2.5 Туалетні приміщення.....	38
2.2.6 Нормальні і аварійні виходи та аварійні засоби.....	38
2.2.7 Розрахунок основних параметрів і компоновка шасі.....	39

2.2.8 Компоновка і розрахунок основних параметрів оперення..	41
2.2.9 Підбір двигуна.....	44
2.3 Центрування літака.....	45
2.3.1 Визначення центру мас спорядженого крила.....	47
2.3.3 Розрахунок центрування літака для різних варіантів завантаження.....	49
Висновки до розділу 2.....	51

РОЗДІЛ 3. ВТОМНІ ВИПРОБУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ, КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ТА АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ.....

3.1 Місце втомних випробувань у процесах експлуатації ПС.....	52
3.2 Розміщення зразка-свідка, способи його виготовлення та кріплення на елементах конструкції літака.....	57
3.3 Оптимізація чутливості зразка-свідка втомного ушкодження з використанням методу кінцевих елементів.....	63
3.4 Моніторинг виробітку втомного ресурсу ПС.....	67
Висновки до розділу 3.....	70

РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ.....

4.1 Особливості пожежної небезпеки при пуску та зупинці технологічного обладнання.....	71
4.2 Пожежна безпека виходу горючих речовин із нормально працюючого технологічного обладнання.....	73
4.3 Порядок пожежогасіння під час експлуатації періодичних пристроїв.....	77
4.4 Небезпека виходу горючих речовин через сальникові ущільнення та фланцеві з'єднання. Заходи пожежної безпеки.....	78

Висновки до розділу 4	80
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА....	81
5.1 Вплив цивільної авіації на навколишнє середовище.....	81
5.2 Роль ІКАО у регулюванні захисту довкілля.....	86
5.3 Вплив міжнародних конференцій на захист довкілля у цивільній авіації	92
Висновки до розділу 5.....	93
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	94
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	96
ДОДАТОК.....	100

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ

АК – авіаційна конструкція
АП – авіаційні правила
АТ – авіаційна техніка
ВО – вертикальне оперення
ГО – горизонтальне оперення
ДР – деформаційних рельєф
ДСТУ – державний стандарт України
ДСУ – допоміжна силова установка Е
ПЗ – земля-повітря-земля
ЗПС – злітно-посадкова смуга
КМ – композиційні матеріали
ЛА – літальний апарат
МПС – місцеві повітряні сполучення
ОП – охорона праці
ОТК – оптико-телевізійний комплекс
ПВП – правила візуальних польотів
ППП – правила польотів за приладами
ПС – повітряне судно
РК – робоче колесо
СА – сопловий апарат
ТГВД – турбогвинто-вентиляторні двигуни
ТГД – турбогвинтовий двигун

ВСТУП

Актуальність дослідження. Проблеми забезпечення цілісності повітряних суден (ПС) під час проектування та збереження їх льотної придатності в експлуатації є актуальною з урахуванням тенденції збільшення ресурсів авіаційних конструкцій. Зростаючий парк літаків з великим нальотом (старіючий парк) особливо схильний до прояву деградаційних процесів (втомни та корозії), і є особливою категорією авіаційної техніки (АТ), до обслуговування та відновлення якої необхідні спеціальні підходи.

В авіації проблема втомного ресурсу - напрацювання в експлуатації до граничного стану, що визначається критеріями втомної міцності, пов'язана з накопиченням втомних ушкоджень і руйнуванням конструкцій від втомних тріщин.

Наприклад, руйнація в 1988 р. верхньої панелі обшивки фюзеляжу Boeing 737-200 авіакомпанії Aloha Airlines (понад 80000 польотних циклів) відбулося вздовж ряду заклепки з'єднання через наявність втомних тріщин біля отворів під заклепки. Ця подія окреслила проблему багатоосередкового пошкодження (multiple site damage – MSD).

Суть полягає в тому, що залишкова міцність конструкції з наявністю великої кількості концентраторів напруги (отвори під заклепки) не визначається довжиною одиначної, ізольованої тріщини, а залежить від сукупності дефектів заклепки [14].

В даний час у світовій практиці заходів щодо збереження льотної придатності ПС старіючого парку за критеріями втомної міцності позначилися основні напрямки вирішення проблеми MSD [14].

Одним із ключових напрямів є прогнозування руйнування конструкцій із заклепочними з'єднаннями з урахуванням процесів освіти, поширення та поєднання втомних тріщин.

Найпоширенішими формами пошкоджень є всі види тріщин або зламів, які виникають внаслідок перевищення граничної міцності елемента ПС. Значний обсяг пошкоджень зумовлений в основному характером механічних і теплових навантажень (статичних, динамічних та їх комбінацій). Є фактори, на які людина не може вплинути. Неодноразово літаки були збиті ракетами противника через недостатню кількість палива літаки не досягли кінцевої точки, при зльоті на двигунах були птахи, які виводили його з ладу. Важливу роль відіграють погодні умови, в які потрапляє літак, 15 адже сильний бічний вітер, дощ, град, сніг, блискавка можуть пошкодити обшивку, вивести з ладу системи, прилади та двигуни. Неодноразово в результаті попадання літака в зону турбулентності обшивка літака покривалася тріщинами, що призводило до катастрофи літака.

Актуальність обраної теми в тому, що кожне пошкодження планера повинно ремонтуватися в мінімальні строки (це пов'язано з постійним нальотом судна) та головне якісним.

Об'єкт дослідження – літаки, що поступають у ремонт з дефектами експлуатаційного походження.

Предмет дослідження – відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні.

Мета дипломної роботи – аналіз контролю відпрацювання втомного ресурсу конструктивних елементів ПС за станом їх поверхні.

Метод дослідження – для вирішення поставлених завдань використовувалися методи дослідження навантаження, експериментальні дані літературних джерел щодо властивостей системи захисних покриттів, методи дослідження плакувального шару авіаційних конструкцій планера.

Встановлено, умови підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.

РОЗДІЛ 1

ВТОМА ЯК ВИЗНАЧАЮЧИЙ ФАКТОР РЕСУРСУ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПС

1.1 Основи забезпечення ресурсу авіаційних конструкцій при експлуатації

Втома металів є однією з найпоширеніших причин руйнування машин. Для авіаційних конструкцій (АК) проблема втоми є особливо актуальною. Зумовлено це тим, що вимоги мінімізації маси АК не дозволяють забезпечити необхідну здатність, що несе, найпростішим шляхом – за рахунок збільшення запасів міцності. Необхідність аналізу втомної міцності АК визначається нормативними документами міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО).

Ресурс літака визначається двома групами факторів:

- а) факторами, що впливають на міцність конструкції;
- б) економічні причини.

До факторів, що впливають на міцність конструкції, належать: статична міцність; вплив на навколишнє середовище; стомлююче пошкодження; реалізація принципу допустимої шкоди; рівень обслуговування; забезпечення засобами неруйнівного контролю. Економічні чинники визначають: наскільки ефективна робота літака з точки зору ККД двигуна; наскільки ефективна експлуатація літака з точки зору зростання витрат на технічне обслуговування; наскільки застарілі моделі літаків привабливі для пасажирів

Проблема втомного ресурсу в авіації набула особливої гостроти в п'ятдесяті роки минулого століття з початком експлуатації літаків, розрахованих на великі терміни служби. Для сучасних повітряних суден (ВС) з міркувань економічної ефективності необхідно забезпечувати термін експлуатації не менше 30 років, а ресурс – 40...80 тисяч годин нальоту без зниження несучої здатності конструкції та досягнення граничного стану.

Запобігання руйнуванню конструкції ПС внаслідок втоми забезпечується комплексом заходів, що передбачають розрахункове оцінювання та експериментальне підтвердження ресурсних характеристик конструктивних елементів (КЕ), інструментальне виявлення моніторингу їх розвитку до граничного стану, що виникають з напрацюванням втомних пошкоджень, прогнозування залишкового ресурсу. Ці заходи реалізуються як у етапі створення нового зразка літака, зокрема під час проведення натурних випробувань, і на стадії експлуатації.

Сучасні літаки та авіаційні двигуни – це складні високотехнологічні машини, які проектуються та виготовляються для тривалого та інтенсивного використання, і до яких висуваються підвищені вимоги безпеки. АК піддаються інтенсивному навантаженню в експлуатації через діючі силові, температурні та хімічні впливи. Широкий спектр пошкоджувальних факторів викликає деградацію матеріалів деталей конструкції, розвиток якої в часі зазвичай описується процесом накопичення пошкоджень (пошкоджуваністю), а рівень такої деградації (накопичених пошкоджень), що допускається, характеризується тим чи іншим критерієм граничного стану. Напрацювання об'єкта від початку чи відновлення експлуатації до настання граничного стану називають ресурсом [1].

Залежно від цього, як вибирають початковий час, у яких одиницях вимірюють тривалість експлуатації і що розуміють під граничним станом, поняття ресурсу отримує різне тлумачення. Основні існуючі концепції забезпечення ресурсу авіаційних конструкцій при проектуванні та експлуатації спрямовані на реалізацію одного з фундаментальних принципів безпечного функціонування авіаційної техніки – безпека конструкції за умовами міцності (БУМ).

Відповідно до нормативних вимог БУМ – це властивість (якість) конструкції та спосіб підтримки її міцності в експлуатації, які дозволяють з високою ймовірністю зберігати міцність конструкції на рівні не нижче за допустиме. Це стосується випадків зниження вихідної міцності, викликаного

деградаційними процесами та/або їх комбінацією (втомна, корозія та ін), а також через випадкові пошкодження або пошкодження від дискретних джерел [2].

Під час створення конструкції розрізняють три основні принципи забезпечення її БУМ [2]:

1. Безпечний ресурс (термін служби);
2. Безпека руйнування (пошкодження);
3. Допустимість ушкодження.

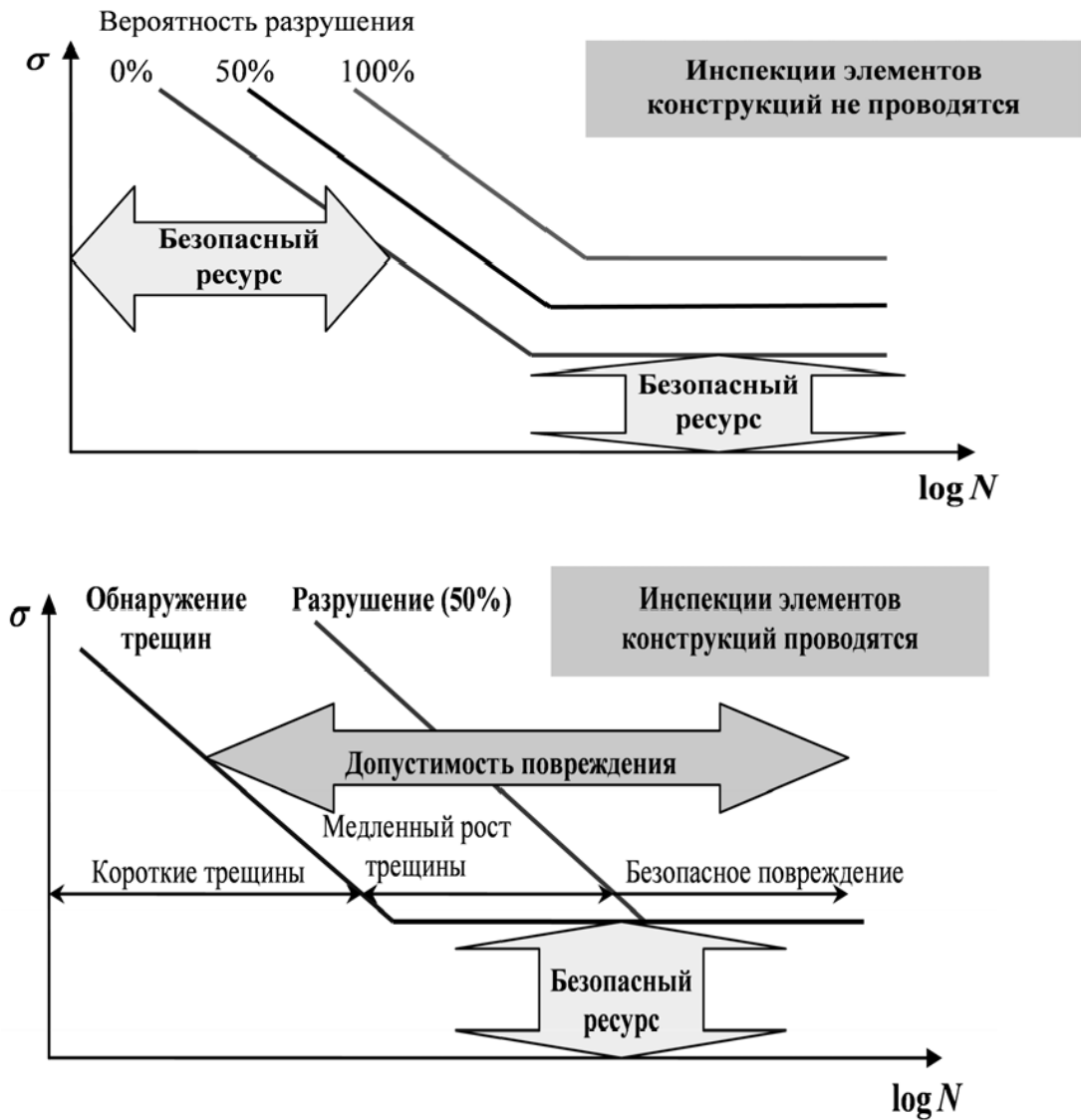
Реалізація цих принципів визначає ту чи іншу концепцію взаємовідносин між організаціями, що займаються проектуванням авіаційної техніки, її виготовленням, експлуатацією та державними органами, що регулюють діяльність авіації.

Безпечний ресурс. Концепція проектування з безпечного ресурсу (Safe Life), що широко використовується протягом багатьох років, бере свій початок з 50-х років минулого століття, коли починався бурхливий розвиток цивільної авіації, а військова авіація в США та Європі переорієнтувалася на післявоєнне функціонування [3].

Для забезпечення безпеки польотів та недопущення втомного руйнування АК в експлуатації їх термін служби суттєво обмежувався з поетапною пролонгацією в області малоймовірної появи втомних ушкоджень, що не вимагало проведення ретельного контролю ушкоджень (рис. 1.1 а). За такої концепції проектування певною мірою забезпечувалася безпека втомного руйнування, проте суттєве обмеження напрацювання для багатьох справних конструкцій, передчасне припинення їх використання суперечило комерційним аспектам експлуатації АТ [3].

Концепція безпечного ресурсу, згідно з нормативними документами, визначається як властивість конструкції та спосіб забезпечення її БУМ, за якого не потрібен спеціальний контроль в експлуатації. Її реалізація здійснюється шляхом встановлення допустимого напрацювання (у числах польотів, посадок, льотних годин, циклів функціонування, роках

використання), що характеризує темп зниження міцності за рахунок деградаційних процесів (втома, корозія та ін.), і протягом якої у конструкції не будуть виникати пошкодження, що знижують міцність нижче за допустимий рівень [2].



а - концепція безпечного ресурсу;

б - концепції допустимості пошкоджень та безпечного пошкодження

Рисунок 1.1 - Схема представлення основних концепцій проектування авіаційних конструкцій на прикладі кривих втоми

Допустимість пошкодження. Концепція допустимості пошкодження (Damage Tolerance) бере свій початок з 1958 року, коли у ВПС США була введена в дію програма ASIP (Aircraft Structural Integrity Program), в якій наголошувалося на проблемі ініціювання втомних пошкоджень у конструкціях [3].

Безпека руйнування (пошкодження). Більшість проблемних аспектів у рамках концепції безпечного ресурсу було знято завдяки впровадженню наприкінці 50-х років минулого століття нової концепції проектування літакових конструкцій – безпеки руйнування (пошкодження) (Fail-Safe) [2]. При цьому основний акцент робився на понятті багатоелементної конструкції із встановленими вимогами міцності для відмови одного елемента конструкції або часткової відмови.

Незважаючи на певні недоліки, концепція безпеки руйнування є однією з визначальних при проектуванні АТ і формулюється як властивість конструкції та спосіб забезпечення її БУМ шляхом створення такої конструкції, що після можливого її суттєвого пошкодження або руйнування одного з основних силових елементів залишкова міцність, незважаючи на невідремонтований стан, не знизиться більш ніж до допустимого рівня, за інтервал часу, протягом якого пошкодження (руйнування) буде свідомо виявлено [2].

До середини 70-х років минулого століття експерти в галузях проектування, експлуатації та нормативного забезпечення льотної придатності АТ, ґрунтуючись на двадцятирічному досвіді її конструювання та використання, дійшли висновку про необхідність удосконалення стратегії проектування та експлуатації авіаційних конструкцій. Важливим фактором, що спонукає, при цьому стала нова і актуальна проблема прогнозування втомного ресурсу для старіючого парку літаків з урахуванням MSD – багатоосередкового пошкодження. В основу нової концепції, яка отримала назву допустимість ушкодження, закладався принцип здійснення ретельного

контролю ТЗ конструкції з метою своєчасного та надійного виявлення ушкоджень, що розвиваються в часі (втома, корозія).

Розвиток і вдосконалення положень програми ASIP призвело до того, що до 1975 року у ВПС США замість концепції безпечного ресурсу почав використовуватися підхід, заснований на механіці втомного руйнування, і який по суті охоплював концепцію ушкодження, але з акцентом на припущення, що дефекти присутні на ранній стадії служби літака. Базовими принципами нової концепції були положення про «повільне зростання тріщини» (slow crack growth) та безпечне ушкодження (рис 1.1 б).

Положення про передбачувані початкові дефекти використовується визначення тимчасових обмежень щодо оглядів та інспекційних інтервалів. Положення про зупинення розповсюдження тріщин (crack-arrest) у концепції безпечного пошкодження конструкцій компенсоване вимогами щодо граничних навантажень, що ґрунтуються на можливостях виявлення пошкоджень.

Концепція допустимості пошкоджень охоплює дуже широкий спектр понять та принципів, що закладаються при проектуванні АК та реалізуються в процесі їх експлуатації згідно з нормативними вимогами щодо забезпечення льотної придатності АТ. У нормативних документах суть даної концепції формулюється так: «Припустимість пошкодження – властивість конструкції та спосіб забезпечення її БУМ шляхом встановлення термінів першого та подальших оглядів конструкції в експлуатації з метою виявлення можливого пошкодження та подальшого ремонту конструкції або заміни пошкодженого елемента, до настання того стану, коли зниження міцності виявиться неприпустимим» [2].

Дане визначення фактично узгоджує концепцію допустимості пошкоджень при проектуванні із забезпеченням довговічності в експлуатації – здатністю конструкції зберігати працездатний стан за наявності втомних, корозійних ушкоджень або деградації через вплив довкілля доти, доки

станом конструкції можна керувати економічно прийнятним обслуговуванням та інспекційними програмами [3].

Таким чином, положення концепції допустимості пошкоджень та характеристики довговічності конструкції, які, у своєму взаємозв'язку, спрямовані на безпеку польотів та ефективність експлуатації повинні бути присутніми при проектуванні, виготовленні, обслуговуванні та нормативному регулюванні льотної придатності сучасних ЗС.

Практична реалізація концепції безпечного пошкодження з метою забезпечення втомної довговічності літакових конструкцій вимагає вирішення цілого комплексу проблемних завдань [3-7].

Одна група таких завдань відноситься до галузі механіки втомного руйнування і включає:

- 1) визначення напрацювання до утворення тріщини втоми початкової довжини;
- 2) прогнозування кінетики зростання втомної тріщини в умовах експлуатаційного навантаження;
- 3) обґрунтування граничних станів критичних елементів конструкції із тріщинами;
- 4) визначення залишкової міцності як функції довжини тріщини. Інша група завдань позначає проблему контролю ТЗ АК в експлуатації та включає:
 - 5) забезпечення максимальної контролепридатності конструкції, особливо її критичних елементів;
 - 6) обґрунтування методології неруйнівного контролю ТЗ конструкції, у тому числі питання надійності та достовірності виявлення пошкоджень;
 - 7) вибір стратегії контролю ТЗ конструкції – обґрунтування кордонів та інтервалів для періодичного контролю та методології безперервного контролю (моніторинг).

Цілком очевидно, що ці завдання не є ізольованими в рамках зазначених груп. Вони взаємопов'язані та доповнюють один одного. Завдання першої групи спрямовані на вирішення проблем прогнозування виникнення

та розвитку ушкоджень, прогнозування граничних станів та залишкового ресурсу конструкцій.

Друга група завдань – на вирішення проблем виявлення таких ушкоджень, проблем оцінки поточного ТЗ та, на підставі методичного забезпечення від рішень завдань першої групи, на вироблення керуючих рішень щодо забезпечення безпечної експлуатації АТ до оптимального рівня вироблення втомного ресурсу.

1.2 Фактори, що впливають на характеристики міцності різних елементів конструкції літака

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

Навантаження функціонування. До них належать: зміна підйомної сили крила під час польоту; зміна тиску у герметичній кабіні; навантаження, що виникають під час виконання маневрів. Як правило, це низькочастотні навантаження.

Динамічні навантаження від довкілля - як наслідок: неспокійного повітря; нерівностей аеродромів.

Хоча ці навантаження є динамічними, частоти напруження їх зазвичай вібраційні навантаження. До цієї групи належать різноманітні вібрації з частотами від десятків до тисяч герц. Частота циклів змінної напруження і в цьому випадку залежить не тільки від частоти зовнішніх впливів, але і від характеристик жорсткості елементів конструкцій.

Циклічні навантаження, що впливають ресурс планера, можуть також класифікуватися за характером повторення. Це: регулярні навантаження, величини та повторюваність яких протягом польоту стабільні та можуть бути визначені. Випадкові навантаження, величина та повторюваність яких носять хаотичний характер.

До регулярних навантажень відносяться: аеродинамічні сили при усталених (стабільних) режимах польоту; навантаження при відхиленні закрилків, випуску та прибиранні шасі; навантаження від надлишкового тиску у герметичній кабіні.

До випадкових навантажень відносяться: навантаження від маневрених навантажень; повітряні навантаження; динамічні впливи: ударні навантаження та вібрації. Цей тип навантажень фактично визначає міцність конструкції планера. Розглянемо їх докладніше.

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

Повітряні навантаження. Окрім маневрених навантажень на елементи конструкції планера діють повітряні навантаження – навантаження від поривів вітру. Величини навантажень, що виникають від поривів вітру, невеликі, проте вони зустрічаються досить часто, а для транспортних літаків можуть дістати максимальних експлуатаційних величин.

Ударні навантаження та вібрації відносяться до динамічних впливів.

Динамічні впливи на ПС можна розділити на разові (динамічний удар при посадці, попадання сторонніх предметів і т.д.) і обурення, що постійно діють, внаслідок яких виникають пружні коливання - вібрації конструктивних елементів.

Внаслідок удару виникають коливання деталей із затихаючою амплітудою та власною частотою. Ударні навантаження на агрегати під час посадки можуть досягати 20g. При цьому в елементах конструкції виникають надломи та тріщини, внутрішні напруження, які призводять до зміни міцності.

На відміну від ударних, вібраційні навантаження є порівняно постійними на певних режимах польоту та режимах роботи двигунів. На різних режимах їх частота змінюється і може потрапити в резонанс із

власною частотою вузлів та елементів конструкції, що може призвести до резонансу та руйнування конструкції.

Втома багатьох елементів авіаконструкцій визначається всією сукупністю навантажень як польотних, і наземних.

Спектр експлуатаційних навантажень відбивається у так званому польотному циклі. Типовий польотний цикл зображено на рис. 1.2 у вигляді схеми зміни напруження в елементах нижньої поверхні крила транспортного літака за час польоту.

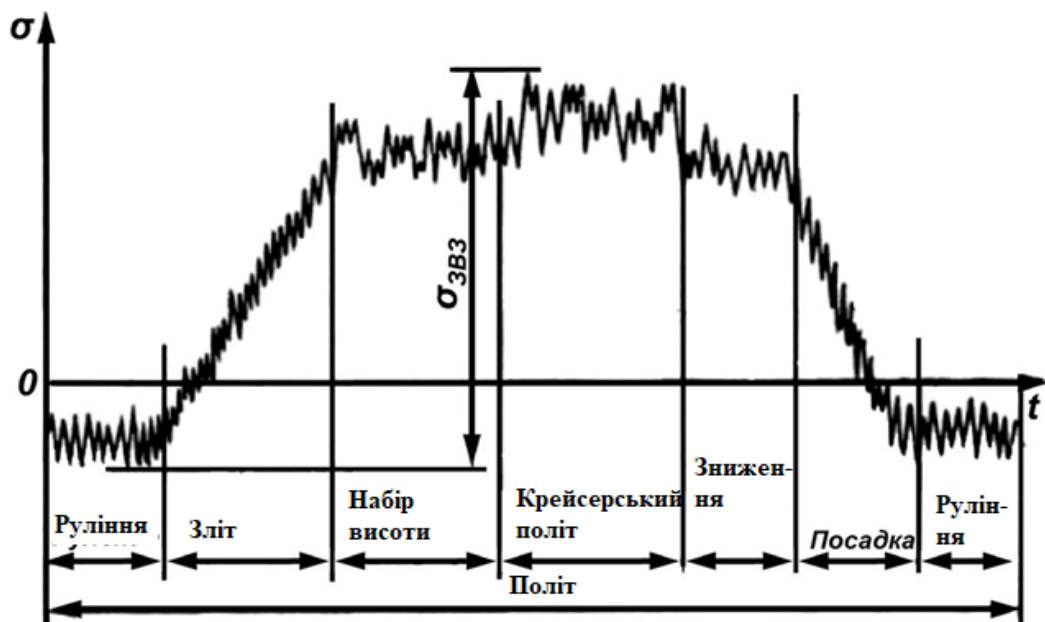


Рисунок 1.2 - Схема навантаження елемента нижньої поверхні крила літака

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

На початку і наприкінці польоту діють випадкові напруження від нерівностей аеродрому, що накладаються на напругу стиснення, зумовлене дією маси крила, наповненого паливом.

Різде збільшення рівня напруження відповідає дії підйомної сили. У міру вигорання палива середній рівень напруження, що відповідає

горизонтальному польоту, дещо знижується. У польоті відмічені цикли від маневру (прибирання закрилки) та випадкові цикли навантажень від дії неспокійного повітря.

Конструктивні чинники. Аналіз конструкцій, які мали втомні ушкодження, показує, що втомна міцність залежить не тільки (а іноді навіть не стільки) від рівня діючих номінальних напруг. Напрацювання до утворення втомних тріщин в окремих деталях безпосередньо пов'язане з наявністю нерегулярності їх геометричних параметрів - у місцях різкої зміни форми або розмірів деталей. Такі нерегулярності (отвори, жолобники, вирізи і надрізи тощо) зазвичай зумовлюють локальне (місцеве) підвищення напруг і називають концентраторами напруг. Ступінь підвищення напруг зазвичай характеризується коефіцієнтами концентрації та визначається співвідношенням розмірів, що характеризує цю геометричну нерегулярність. Чим гостріший концентратор, тим більше підвищення напруження він може викликати.

Раціональне конструювання в літакобудуванні з метою забезпечення довговічності пов'язане, передусім, з практичною реалізацією максимально можливого зниження рівня концентрації напруг у силових елементах, які навантажуються циклічно. Для цього необхідно не допускати: - різких змін площі перерізу силових елементів; малих радіусів переходів; гострих кромek деталей; низька чистота поверхні. А також необхідно прагнути зменшення місцевих згинів розтягнутих поясів і монтажних напруг розтягування, уникати з'єднання декількох концентраторів напруг в одному перерізі.

Джерелами концентрації напруження в деталі служать отвори під болти та заклепки, вирізи під лючки та ін. В експлуатації можуть виникати додаткові джерела підвищеної концентрації напруження. Зокрема, значну концентрацію напруг можуть створювати ризики, подряпини, вибоїни та вм'ятини. Концентрація напруг може виникати також у районі болтових та заклепувальних з'єднань при зменшенні їх натягу.

До важливої групи факторів, що впливають на довговічність і, отже, ресурс авіаційних конструкцій можна віднести конструктивні особливості заклепувальних сполук. Це: вид матеріалів, що з'єднуються і з'єднувальних 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 листа і т.д. Особливості впливу даних конструктивних факторів на опір втомних сполук є темою інших дисциплін і в даному курсі не розглядаються.

Показовим випадком впливу конструктивного фактора на ресурс є втомне руйнування двох реактивних літаків Comet в 1954 після двох років експлуатації. Руйнування ініціювалося в зоні концентрації поблизу кута квадратного ілюмінатора (рис. 1.3).

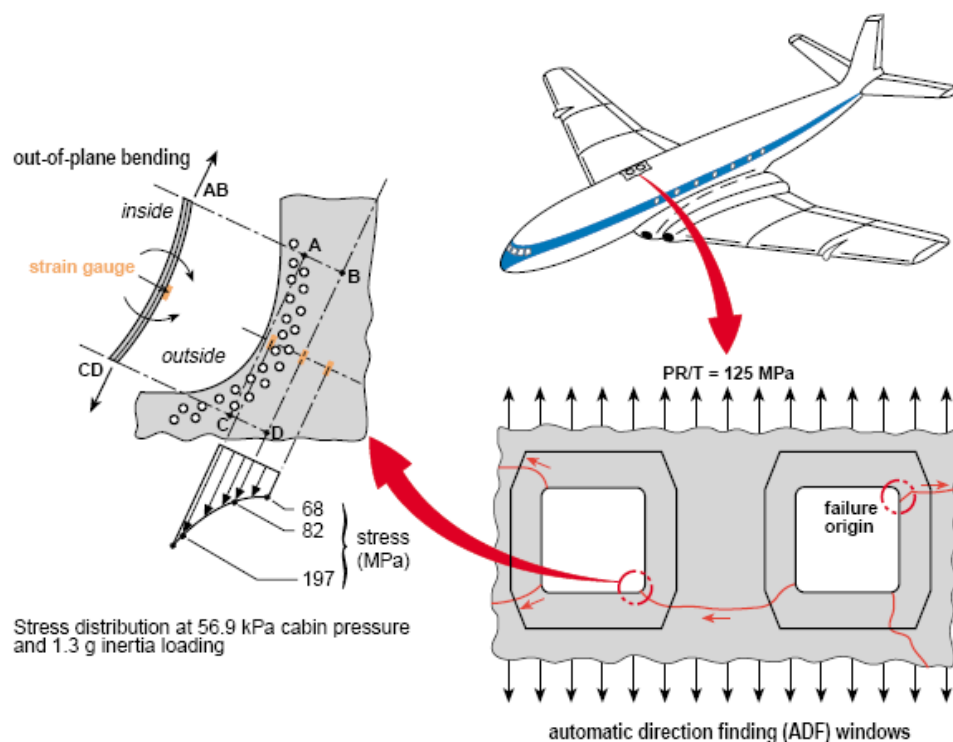


Рисунок 1.3 - Схема появи та поширення втомного руйнування пасажирського літака Comet

Технологічні чинники. Технології, що використовуються під час виробництва та відновлення авіаційної техніки, дозволяють підвищити характеристики витривалості матеріалу конструкції, зменшити ефект концентрації напруг від конструктивних та виробничих факторів.

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

Фактором, що ускладнює умови роботи елементів авіаційних конструкцій, є циклічна температурна напруження. Так, температурна напруження 20...50 МПа в елементах, виготовлених з алюмінієвих сплавів, посилюють дію механічних напруг так, що довговічність зменшується в 1,5...3 рази.

Вплив довкілля. 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 своє досить ефективне рішення - відомі випадки вкрай несприятливих наслідків корозії, у тому числі авіаційних катастроф.

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

У виключно жорстких умовах працюють літаки та гелікоптери сільськогосподарської авіації. Отрутохімікати, що застосовуються, дуже агресивні. У процесі завантаження і при розпиленні вони потрапляють на зовнішні та внутрішні поверхні конструкцій повітряних суден, викликаючи значне корозійне пошкодження.

Особливість шкоди корозії конструкцій повітряних суден полягає в тому, що дія агресивного середовища завжди поєднується з дією механічних навантажень. Така взаємодія посилює шкідливу дію обох факторів:

навантаження посилюють процес корозії, корозія сприяє руйнуванню, внаслідок дії експлуатаційних навантажень.

Корозія є електрохімічним руйнуванням металу внаслідок його хімічної взаємодії з навколишнім середовищем.

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

Корозія авіаційних конструкцій може набувати різних форм, однак 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 та катодом. Невиконання будь-якої із зазначених умов призводить до зупинення процесу корозії.

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

Один із сучасних способів захисту від корозії | застосування плівкоутворюючих захисних покриттів (Corrosion Preventive Compounds, CPC).

Основна їхня відмінність від ЛКП - їхня легкознімність. Ефективність плівкоутворювальних захисних покриттів обумовлюється низкою таких властивостей: уповільнення корозії; змочуваність поверхні, що захищається; здатність витіснити воду; проникнення в щілини та тріщини; утворення легкознімних захисних плівок невеликої товщини (до 100 мкм).

Плівкоутворювальні антикорозійні не є самостійним видом покриття, вони доповнюють стандартні загальноприйняті засоби - анодування,

застосування лакофарбових покриттів та ін, але, володіючи вищезгаданими властивостями, можуть ліквідувати небезпеку корозії при пошкодженні існуючого, виконаного при виробництві літака, покриття.

Існує значна кількість різноманітних покриттів, що мають досить високі антикорозійні властивості. У той же час, необхідно враховувати, що багато антикорозійних покриття є поверхнево-активними речовинами і тому можуть впливати на процес втомного пошкодження і руйнування.

Проведені в Національному авіаційному університеті, у ряді випадків очікується прояв негативних побічних ефектів: прискорення процесу накопичення втомних ушкоджень у поверхневому шарі, прискорення втомних тріщин, зміна несучої здатності заклепувальних сполук. Це наголошує на необхідності комплексного аналізу функціональних властивостей покриттів при прийнятті рішення про їх використання.

1.3 Проблема втоми в авіації

Втома є одним із основних факторів, що визначають ресурс авіаційних конструкцій.

Втома металів - це процес поступового накопичення пошкоджень, утворення та розвитку тріщин у матеріалі під дією циклічного навантаження.

Втома є проблемою величезної кількості конструкцій, проте найактуальнішою вона залишається для конструкцій літаків.

Перші систематичні експериментальні дослідження опору втомному руйнуванню сталевих зразків при дії змінних навантажень були проведені німецьким ученим А. Велером, який опублікував результати досліджень у вигляді підсумкових таблиць в 1870 р. Графічне подання цих результатів у вигляді кривих втоми вперше було здійснено Л. Шпангенбергом в 1875 р., хоча у світовій практиці ці криві пов'язуються лише з ім'ям А. Велера.

Криві втоми для сталі та алюмінієвого сплаву показані на рис. 1.4. У сталей крива втоми має плоску ділянку, що визначає межу втоми. При

напруженнях нижче цієї межі втоми матеріал ніколи не зруйнується. Більшість алюмінієвих сплавів, як і інші кольорові метали, не мають такої межі і крива йде похило невизначено довго. Тому для більшості алюмінієвих сплавів завжди в результаті циклічного навантаження буде відбуватися руйнація, хоча в діапазоні великих значень довговічності нахил кривих стає невеликим.

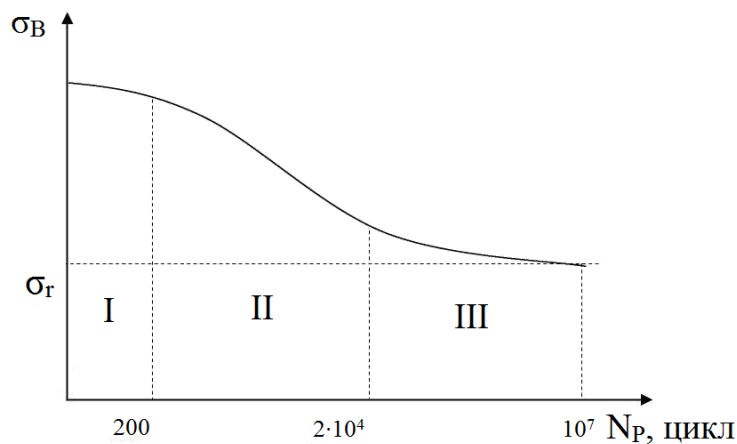


Рисунок 1.4 - Крива втоми (крива Велера)

Слід зазначити, що більшість матеріалів не має меж витривалості, руйнування відбувається при деякому, досить великому числі циклів навантаження. У разі можна говорити межі обмеженої витривалості, тобто. про напругу, при якому зразок матеріалу витримує наперед задану кількість циклів навантаження, зване базою випробувань.

Однією з найбільш навантажених частин літака є крило. Як очевидно з рис.1.5 крило навантажується у повітря, а й у землі, а зміна навантаження носить випадковий характер.

Специфіка втоми авіаційних конструкцій визначається як складними умовами навантаження, і конструктивними особливостями.

Високий рівень механічної напруженості, що діє в елементах авіаційних конструкцій, обумовлений вимогою масової ефективності. Мінімізація маси

пов'язана як з економією конструкційних матеріалів, а й, переважно, з необхідністю льотно-технічних характеристик.

Масова ефективність вимагає використання всіх резервів міцності, передбачає високу навантаженість за всіх умов експлуатації.

З вимогою мінімізації маси пов'язано використання матеріалів підвищеної міцності. Для таких матеріалів характерна висока чутливість до концентрації напруження, внаслідок чого їх опір втоми нижче, ніж для матеріалів середнього рівня характеристик міцності.

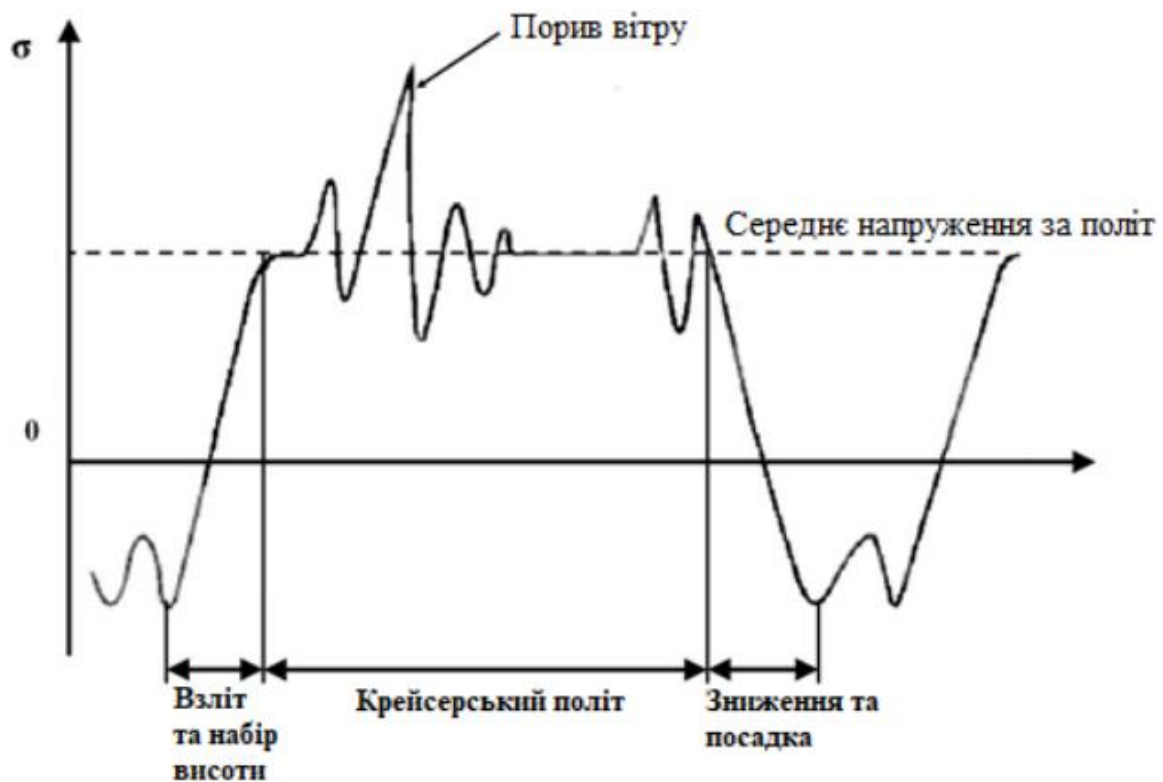


Рисунок 1.5 - Спектр навантаження нижніх панелей крила транспортного літака в польоті та на землі

Аналіз втомої пошкодженості відповідно до вимог міжнародних та національних організацій цивільної авіації є необхідною складовою оцінки міцності авіаційних конструкцій.

Перелік елементів конструкцій, для яких необхідно визначати втомні характеристики, є уніфікованим і дозволяє використовувати загальні підходи.

Міжнародна організація цивільну авіацію (ІКАО) визначає основні конструктивні елементи літака, тобто. ті, які сприймають суттєві навантаження у польоті, землі, і руйнація яких може призвести до катастрофи.

У конструкції крила та оперення такими елементами є: керуючі поверхні, передкрилки, закрилки, шарніри, підвіски та кріплення, елементи кріплення та стикування, обшивка та її підкріплення в районі вирізів, з'єднання «обшивка-стрінгер», полиці та стінки лонжеронів.

У конструкції фюзеляжу виділяють: шпангоути та обшивку, окантовку вікон та дверей, каркас ліхтаря кабіни екіпажу та ін.

Особливістю процесу накопичення ушкоджень при втомі є його поетапність. Зазвичай виділяють два основних періоди - період накопичення дифузне пошкодження, що закінчується утворенням втомної тріщини, і період поширення втомних тріщин (рис. 1.6) [9].



Рисунок 1.6 – Періоди та стадії багатocyклическої втоми [13]

Розглянемо явище втоми пошкодження на передтріщинній стадії.

Період до зародження втомних тріщин умовно поділяють на три етапи (рис. 1.6) [13]:

1. Стадія циклічної мікротекучості, на якій відбуваються процеси, подібні стадії течії при статичній деформації.

2. Циклічна стадія течії, де спостерігається неоднорідність пластичної течії матеріалу, аналогічної штамові Чернівці-Людерса при статичній деформації [4]. В алюмінієвих сплавах, які не мають фізичних обмежень пластичності при статичній деформації відсутня фаза циклічної пластичності [23].

3. Стадія циклічного посилення (ослаблення), яка завершується формуванням ліній необоротного ураження (французьких ліній) [22]. Циклічна стадія зміцнення спостерігається у пластичних металів і сплавів, а циклічна стадія ослаблення спостерігається у високоміцних металевих матеріалів [26].

Як і при статичній деформації, на цій стадії поряд з процесами деформаційного зміцнення спостерігається розвиток пошкоджень у вигляді субмікротріщин. Дослідження показали, що перша стадія втоми характеризується вже процесом мікропластичної деформації металу, яка найбільш інтенсивно відбувається в поверхневих шарах з глибиною, близькою до розміру зерна [25].

Надмірна (по відношенню до об'єму кристала) деформація поверхневого шару призводить до появи деформаційного рельєфу (ДР) [5]. Оскільки місце деформації є результатом неоднорідного розподілу дислокацій у кристалі, особливо на його поверхні, поверхня ДР відображає характер цього розподілу в кристалі на макро-, мез- та мікрорівні [15]. Коротко розглянемо основні механізми дислокаційних процесів, пов'язаних із поверхневою пластичною деформацією та утворенням ДР на поверхні матеріалів під час втоми.

Наведений перелік показує, наскільки насичена конструкція літака елементами, руйнація яких може призвести до катастрофічних наслідків.

Висновки до розділу 1

Сучасні літаки та авіаційні двигуни – це складні високотехнологічні машини, які проектуються та виготовляються для тривалого та інтенсивного використання, і до яких висуваються підвищені вимоги безпеки. АК піддаються інтенсивному навантаженню в експлуатації через діючі силові, температурні та хімічні впливи.

Основи забезпечення ресурсу авіаційних конструкцій при експлуатації розглянуто основні фактори, що впливають на характеристики міцності різних елементів конструкції літака. Досліджено проблему втоми в авіації.

РОЗДІЛ 2

ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ

2.1 Призначення і область застосування проектного літака

Проектований літак призначений для здійснення транспортування різних вантажів в сфері діяльності цивільної авіації. В основі проекту закладено виконання таких основних вимог: забезпечення необхідної економічності перевезень; забезпечення необхідної дальності перевезень; забезпечення можливості виконання польотів в умовах поганої видимості і в умовах польоту за приладами.

В процесі проектування необхідний обсяг виконання даних вимог повинен відповідати нормам, які визначені в Авіаційних Правилах і документах ІКАО.

Основними прототипами для проектного літака стали наступні літаки: Ан-124, Airbus A380-800F, Boeing 747-8. Їх дані наведені в таблиці 1.1 і таблиці 1.2.

Схема літака визначається взаємним розташуванням агрегатів, їх кількістю і формою. Від схеми і аеродинамічної компоновки літака залежать його аеродинамічні і техніко-експлуатаційні властивості. Вдало вибрана схема дозволяє підвищити безпеку та регулярність польотів, економічну ефективність літака. Вибору схеми проектного літака передують вивчення і аналіз схем літаків, прийнятих в якості прототипів. Обґрунтуванню підлягають:

1. розташування крила і оперення щодо фюзеляжу, а також вибір їх форми;
2. розташування двигунів, їх кількість і тип;
3. тип і розташування опор шасі;

Обґрунтування схеми літака слід виконувати на підставі інформації, наведеної в літературі.

Таблиця 2.1

Експлуатаційно-технічні дані літаків прототипів

Параметр	Літаки				
	Ан-124	А380-800F	В747-8	Ан-225	Проектований літак
Призначення літака	грузовий	грузовий	грузовий	грузовий	грузовий
Екіпаж / бортпровідники, чоловік	6/7	2/2	2/2	6/88	6/4
Комерційне навантаження, кг	120000	150000	70000	250000	200000
Крейсерська швидкість $V_{кр. эк.}$, км / ч	830	900	1040	850	800
Висота польоту $V_{кр. эк.}$, м	11600	13000	12200	12000	9800
Дальність польоту $m_{к-мах}$, км	3200	6300	5500	4000	4000
Тягоозброєність, Н / кг	0,41	2,4	2,7	2,15	2,15
Взлітна маса літака, кг	392000	560000	442000	640000	621977
Кількість тип двигунів	4хТРДД	4хТВЛДД	4хТРДД	6хТРДД	6хТРДД
Взлітна тяга, кН	4х229,8	4х340	2х296	6х229,5	6х222,73
Питома витрата палива, кг / Н × ч	0,0557	0,0631	0,0582	0,0546	0,0546
Ступінь підвищення тиску	27,5	45,6	43	23	29,5

Таблиця 2.2

Основні геометричні параметри літаків прототипів

Параметр	Літаки				
	Ан-124	А380-800F	В747-8	Ан-225	Проектований літак
Форма поперечного перерізу фюзеляжу	кругла	кругла	кругла	кругла	кругла
Розмах крила, м	73,3	79,75	68,5	88,4	108,2
Довжина літака, м	69,1	72,75	76,3	84	70,4
Висота, м	21,08	24,09	19,4	18,1	17
Площа крила, м ²	628	845	554	905	1246

2.2 Компоновка літака

Процес компоновки об'єднує в собі такі взаємопов'язані процеси: аеродинамічну, об'ємно-масову і конструктивно-силову компоновку, центрувальний розрахунок. Виконання кожної з цих умов направлено на отримання високої економічної ефективності літака.

Аеродинамічна компоновка повинна забезпечувати виконання аеродинамічних вимог, яке зводиться до вирішення завдань щодо забезпечення:

- великого діапазону швидкостей V від злітно-посадочних до максимальних V_{max} з мінімальним часом переходу від однієї до іншої швидкості на первинному і кінцевому режимах польоту літака;
- максимальної аеродинамічної якості літака в крейсерському польоті із заданою швидкістю. Ця вимога передбачає забезпечення мінімального опору літака і, зокрема, мінімальних витрат на балансування;
- при зльоті та посадці можливо більшої величини C_y літака;
- на всіх режимах польоту літака нормованих (необхідних) запасів стійкості і керованості;
- на літаку найбільш сприятливих умов для роботи силової установки, що визначаються оптимально можливими витратами на вході повітря в двигуни і на виході газів з вихідних сопел двигунів;
- безпечного виходу літака на граничні режими польоту (великі швидкості або великі кути атаки), що не приводять до флатеру, бафтингу, штопору, глибоких зривів і інших вкрай небезпечних явищ.

2.2.1 Розрахунок геометричних характеристик і компоновка крила

Геометричні характеристики крила визначають, виходячи з злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 .

Знаходимо площу крила:

$$S_{KP} = \frac{m_0 \cdot g}{P} = \frac{621977 \cdot 9.8}{4,895 \cdot 10^3} \approx 1246 \text{ м}^2$$

Розраховуємо розмах крила:

$$L_{kr} = \sqrt{S_{kr} \cdot \lambda_{kr}} = \sqrt{1246 \cdot 9,4} = 108,2 \text{ м} ;$$

Визначаємо кореневу хорду крила:

$$b_0 = \frac{2 \cdot S_{kr} \cdot \eta}{(1 + \eta) \cdot L_{kr}} = \frac{2 \cdot 1246 \cdot 2,35}{(1 + 2,35) \cdot 108,2} \approx 16,1 \text{ м}$$

Визначаємо кінцеву хорду крила:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{16,1}{2,35} \approx 6,8 \text{ м}$$

Бортова хорда:

$$b_d = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{D_\phi}{L_{kr}} \right) = 16,1 \cdot \left(1 - \frac{2,35 - 1}{2,35} \cdot \frac{6,4}{108,2} \right) = 15,6 \text{ м}$$

Де D_ϕ приймають по попереднім розрахункам.

При виборі силової схеми крила визначають кількість лонжеронів і їх положення, а також місця членування крила.

На сучасних літаках застосовується кесонне двох- або трьохлонжеронне крило.

Після визначення геометричних характеристик крила переходять до оцінки геометрії елеронів і механізації крила.

Геометричні параметри елерона визначають в наступній послідовності:

- розмах елерона

$$l_{ел} = (0,3 \dots 0,4) L_{кр} / 2 = 0,3 \cdot 108,2 / 2 = 16,2 \text{ м};$$

- площа елерона

$$S_{el} = (0,05 \dots 0,08) S_{кр} / 2 = 0,06 \cdot 1246 / 2 = 37,4 \text{ м}^2.$$

Збільшення l_{el} і b_{el} більше рекомендованих значень не раціонально. При збільшенні l_{el} вище вказаних величин зростання коефіцієнту моменту елерона розмах механізації зменшується. Збільшення b_{el} призведе до зменшення товщини кесона.

На літаках третього покоління виявилася тенденція до зменшення відносного розмаху і площі елеронів. За рахунок цього розмах і площа механізації можуть бути збільшені, що покращує злітно-посадочні характеристики літака.

2.2.2 Компоновка фюзеляжу

При виборі форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки (обтічність і площа поперечного перерізу).

Стосовно до дозвукових транспортних літаків ($V < 800$ км / ч) хвильовий опір майже не виникає.

Тому форму слід вибирати з умови забезпечення найменших значень відповідно опору тертя $C_{хтр}$ і профільного опору $C_{хпр}$.

Для біязвукових літаків носова частина фюзеляжу повинна становити:

$$l_{nc} = (1 \dots 3) D_{\phi} = 1,2 \cdot 6,4 = 7,68 \text{ м},$$

де D_{ϕ} - діаметр фюзеляжу.

Крім врахування вимог аеродинаміки при виборі форми перетину слід враховувати умови компонування і вимог міцності.

Для забезпечення мінімальної ваги найбільш доцільною формою поперечного перерізу фюзеляжу слід визнати круглий переріз. В цьому випадку товщину обшивки фюзеляжу отримують найменшу. Як різновид

такого перетину можна використовувати поєднання двох або декількох кіл як по вертикалі, так і по горизонталі.

Для транспортних літаків при виборі форми поперечного перерізу фюзеляжу питання аеродинаміки не стають першорядними і форму перетину можна виконувати прямокутною або близькою до неї.

До геометричних параметрів фюзеляжу відносяться:

Діаметр фюзеляжу D_ϕ ; довжину фюзеляжу L_ϕ ; подовження фюзеляжу, подовження носової частини фюзеляжу, подовження хвостової частини фюзеляжу, відповідно довжина носової і хвостової частин фюзеляжу.

Довжину фюзеляжу визначають з урахуванням схеми літака, особливостей компоновки і центрування, а також за умови забезпечення посадкового кута атаки $\alpha_{нос}$.

Визначаємо наступні параметри фюзеляжу:

$$L_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 11 \cdot 6,4 = 70,4 \text{ м}$$

$$l_{nc} = \lambda_{nc} \cdot D_\phi = 1,2 \cdot 6,4 = 7,68 \text{ м}$$

$$l_{xc} = \lambda_{xc} \cdot D_\phi = 4 \cdot 6,4 = 24,6 \text{ м}$$

При визначенні діаметра фюзеляжу прагнуть забезпечити мінімальний мідельний розріз S_{MP} з одного боку і забезпечення компоновальних вимог з іншого.

Для пасажирських і транспортних літаків мідель фюзеляжу насамперед обумовлений габаритами пасажирського салону або вантажної кабіни.

З конструктивної точки зору раціонально мати круглий поперечний переріз фюзеляжу, так як в цьому випадку він буде найбільш міцним і легким. Однак для розміщення вантажів така форма не завжди може виявитися оптимальною.

Часто виявляється раціональніше сформувати поперечний переріз фюзеляжу у вигляді овалу або перетину двох кіл. Необхідно пам'ятати, що овальна форма незручна у виробництві.

Крок нормальних шпангоутів в конструкціях фюзеляжів знаходиться в межах 360...600 мм і залежить від розмірів фюзеляжу.

2.2.3 Компоновка кабіни екіпажу

Кабіна екіпажу повинна займати якомога менший обсяг, але в той же час забезпечувати нормальні умови для роботи та відпочинку льотного екіпажу. Найбільш суворі вимоги висувають до робочих місць пілотів. Крім зручності вони повинні забезпечувати ще хороший огляд. Розмір службової кабіни залежить від складу екіпажу. На міжконтинентальних і далеких магістральних лініях екіпаж складається з 3...5 осіб, на середніх і ближніх магістральних лініях 3...4, на місцевих лініях 2...3 чоловік.

До складу екіпажу входять: командир корабля (перший пілот), другий пілот, бортінженер (бортмеханік), штурман, бортрадист. На вантажному літаку передбачається 1...2 оператора по завантаженню.

Залежно від маршруту польоту склад екіпажу може змінюватися.

Наприклад, на трасах, обладнаних радіомаяками і системою спостереження за повітряним рухом, штурман і бортрадист можуть не призначатися. Пілоти розміщуються в кріслах поруч, бортінженер найчастіше розташований позаду крісла другого пілота, щоб між ним і командиром корабля був зоровий зв'язок. До робочих місць інших членів льотного екіпажу вимог не висувають.

Кабіна льотного екіпажу відділяється від інших приміщень жорсткою перегородкою із дверима які закриваються.

2.2.4 Кухні та буфети

Для забезпечення харчування екіпажу на міжконтинентальних і далеких магістральних лініях залежно від кількості пасажирів передбачають 1...2 кухні.

Міжнародні норми передбачають, що якщо на літаку зроблена змішана компоновка, то обов'язково роблять дві кухні. При тривалості польоту менше 3-х годин на даний час харчування не видається, в цьому випадку передбачаються буфети для води і чаю. На літаках з часом польоту менше однієї години буфети і туалети можуть не робитися. Кухні і буфети повинні розміщуватися обов'язково біля дверей або мати окремі вантажні двері.

Буфети і кухні проектуються подібно прототипу.

2.2.5 Туалетні приміщення

Кількість туалетних приміщень визначається кількістю екіпажу та тривалістю польоту.

Площа одного туалету: $S_{туал} = 1,5... 1,6 \text{ м}^2$ при ширині не менше одного метра. Туалет проектуємо подібно прототипу.

2.2.6 Нормальні і аварійні виходи та аварійні засоби

Нормальні двері для входу і виходу екіпажа виконують по лівому борту літака. Висота дверей залежить від діаметра фюзеляжу і дорівнює 1400...1830 мм. Ширина дверей повинна бути не менше 860 мм. На широкофюзеляжних літаках для скорочення часу входу і виходу часто двері роблять такої ширини, щоб в них могли одночасно заходити по 2 людини. Поріг у двері не допускається, дверний отвір знизу обмежується площиною підлоги.

Для екстреного покидання літака в обох бортах літака роблять аварійні виходи, основні двері зараховуються до числа аварійних. Число аварійних виходів залежить від кількості екіпажу.

Згідно з вимогами кількість і розмір аварійних люків повинні бути такі, щоб при тренуванні на землі (перевірці покидання літака), при відкритих на 50% всіх виходах, в тому числі і основних, або окремо всіх лівих і всіх

правих виходів, евакуація здійснювалася за 90 сек. На літаках низкопланах бажано мати не менше двох аварійних люків для виходу на крило. Для забезпечення виходу з кабіни при посадці літака на воду обов'язково роблять не менше двох аварійних люків для виходу на верх фюзеляжу. На літаках високопланах повинні бути верхні аварійні виходи. Норми льотної придатності передбачає мати не менше одних легкодоступних зовні дверей. Згідно з нормами ІКАО розмір аварійного люка повинен бути таким, щоб всередині нього можна було вписати еліпс розміром не менше 483х660 мм.

У зоні розташування екіпажу має бути або по одному виходу з кожного боку фюзеляжу розміром не менше 480х510 мм, або один верхній люк розміром не менше 500...700 мм.

Основні двері - 900х1650 мм (1 шт. по лівому борту в носовій частині фюзеляжу).

Аварійні двері - 510х1000 мм (2 шт. по правому і лівому борту).

Всі двері можуть використовуватися як аварійні.

2.2.7 Розрахунок основних параметрів і компоновка шасі

При проектуванні вибирається схема шасі, кількість коліс на опорах, визначаються основні параметри шасі (база, винос головних і носової опор, колія) і характерні кути, а також підбираються пневматики шасі.

Особливістю такої схеми шасі є розташування головних стійок всередині діапазону центровок таким чином, що всі польотні положення центрів мас знаходяться попереду осей головних стійок, а центр мас порожнього і спорядженого літака - ззаду.

На початковому етапі проектування, коли ще не виконане центрування і немає креслень загального вигляду літака, визначається лише частина параметрів шасі.

Винесення головних коліс шасі становить:

$$e = (0,1...0,2)B = 2,1 \text{ м}$$

При занадто великому виносі ускладнюється відрив передньої опори під час зльоту, а при дуже малому можливе перекидання літака на хвіст, коли завантажуються спочатку задня частина вантажної кабіни. Крім того, навантаження на носову опору буде занадто мале і літак буде нестійкий при русі по слизькій злітно-пасадковій смузі (ЗПС) і бічному вітрі.

База шасі визначається з виразу:

$$B = (0,3 - 0,4) L_{\phi} = 25,3 \text{ м}$$

Вінос передньої опори буде дорівнювати:

$$d = B - e = 25,3 - 2,1 = 23,1 \text{ м}$$

Колія шасі обчислюється за формулою:

$$K = (0,7...1,2) B \leq 12 \text{ м}$$

Приймаємо колію шасі - 7,68 м.

З умови запобігання бічного капотування $K > 2H$. Тут H - відстань від ЗПС до центру мас (ЦМ) літака. Положення ЦМ можна прийняти за висотою. Для низькопланів ЦМ знаходиться нижче будівельної горизонталі фюзеляжу на відстані:

$$Y_{цм} = (0,18...0,20) D_{\phi}$$

Колеса шасі підбираються за величиною стояночного навантаження на них від злітної маси літака; при підборі коліс носової опори враховуються динамічні навантаження.

Тип пневматиків (балонні, напівбалонні, абочні) і тиск в них визначаються покриттям ЗПС, на якому призначається експлуатувати літак. На головних, а іноді і на носовій опорі встановлюють гальмівні колеса.

Навантаження на колеса визначається:

$$P_{осн} = \frac{(B-e)m_0 \cdot 9,8}{B \cdot n \cdot z} = \frac{(25,3 - 2,1) \cdot 621977 \cdot 9,8}{25,3 \cdot 14 \cdot 28} = 14260H$$

$$P_{нос} = \frac{e \cdot m_0 \cdot 9,8 \cdot K_\delta}{B \cdot z} = \frac{2,1 \cdot 621977 \cdot 9,8 \cdot 2}{25,3 \cdot 4} = 25571H$$

де n и z - число стоек і коліс на одній опорі відповідно;

$K_\delta = 1,5 \dots 2,0$ - коефіцієнт динамічності.

По обчисленому значенню навантаження на колеса $P_{осн}$ и $P_{нос}$ і по величині взлітної $V_{взл}$ і посадочної $V_{нос}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики виконуючи умови:

$$P_k > P_{осн} ; P_k > P_{нос} ; V_{к нос} > V_{нос} ; V_{к взл} > V_{взл}$$

За таблицею вибираємо наступні колеса:

- оснона опора - 1270x510 мм (гальмівні);
- носова опора - 1120x450 мм (негальмівні).

Після визначення центрування літака і виконання креслення виду літака збоку і спереду, графічно визначають інші параметри шасі. Шасі повинні бути встановлені так, щоб забезпечувалися умови:

$$\varphi^0 > \alpha_{нос} - \alpha_{уст} - \alpha_{ст}$$

$\varphi > 10 \dots 18^\circ$ - кут перекидання на хвіст.

2.2.8 Компонівка і розрахунок основних параметрів оперення

Однією з найважливіших завдань аеродинамічної компоівки є вибір розташування горизонтального оперення, для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака.

Для нормальної схем літака (оперення ззаду крила) фокус комбінації "крило-фюзеляж" при установці горизонтального оперення зсувається назад.

Зазвичай площі горизонтального S_{z0} і вертикального $S_{\nu 0}$ оперень складають:

$$S_{z0} = (0,18 \dots 0,25) S_{кр} = 268 \text{ м}^2;$$

$$S_{\nu 0} = (0,12 \dots 0,20) S_{кр} = 199,5 \text{ м}^2.$$

Більш точно можна визначити:

$$S_{BO} = \frac{b_{сах} \cdot S_{КР}}{L_{BO}} \cdot A_{BO} = 267 \text{ м}^2$$

$$S_{ГО} = \frac{b_{сах} \cdot S_{КР}}{L_{ГО}} \cdot A_{ГО} = 200 \text{ м}^2$$

де L_{z0} , $L_{\nu 0}$ - плече горизонтального і вертикального оперень, S - площа крила, A_{z0} , $A_{\nu 0}$ - коефіцієнти статичних моментів.

Значення L_{z0} і $L_{\nu 0}$ залежить від ряду факторів. Перш за все на їх величину впливають: довжина носової і хвостової частин фюзеляжу, стріловидність і розташування крила, а також умови забезпечення стійкості і керованості літака.

У першому наближенні можна вважати, що $L_{ГО} \approx L_{BO}$ і в залежності від конструктивних ознак знайти їх з співвідношень:

- для важких літаків

$$L_{z0} = (3,2 \dots 3,3) b_{сах}$$

Визначення площ рулів висоти і напрямку:

$$S_{PB} = (0,3 \dots 0,4) S_{z0} = 93,8 \text{ м}^2.$$

$$S_{PH}=(0,35...0,45) S_{\text{го}} = 79,8 \text{ м}^2.$$

Визначення розмаху горизонтального оперення:

Розмах крила і оперення літака пов'язані статичною залежністю:

$$l_{\text{го}}=(0,32...0,5) l_{\text{кр}} = 37,885 \text{ м}.$$

Висота вертикального оперення $h_{\text{во}}$ визначається в залежності від розміщення крила щодо фюзеляжу і розташування двигунів на літаку. З урахуванням викладеного, приймають:

- для літаків високопланів з розміщенням двигунів на крилі:

$$h_{\text{во}}=(0,13...0,16) l_{\text{кр}} = 17 \text{ м}$$

Звуження горизонтального і вертикального оперення слід вибирати:

- для літаків

$$\text{з } M < 1 \quad \eta_{\text{го}} = 2...4 \text{ и } \eta_{\text{во}} = 2...5.$$

Приймаємо:

$$\eta_{\text{го}} = 2,5; \quad \eta_{\text{во}} = 2.$$

Подовження оперення можна рекомендувати:

- для дозвукових літаків

$$\lambda_{\text{го}} = 3,5...4,5 \quad \text{и} \quad \lambda_{\text{во}} = 0,8...1,5;$$

Визначення хорд оперення

$$b_{\text{кінц}}, b_{\text{сах}}:$$

Для ГО:

$$b_{\text{кінц}} = 4 \text{ м}; \quad b_{\text{сах}} = 7,4 \text{ м}.$$

Для ВО:

$$b_{кілі} = 7,7 \text{ м}; b_{сак} = 11,9 \text{ м.}$$

Відносна товщина профілю для горизонтального або вертикального оперення в першому наближенні $\bar{C}_{проф} \approx 0,08$.

Більш точно з урахуванням особливостей літаків: $\bar{C}_{проф} \approx 0,8C_{кр}$

У разі кріплення стабілізатора на кілі необхідно значення $\bar{C}_{проф}$ брати за верхньою межею для забезпечення бази кріплення стабілізатора на кілі.

Стріловидність оперення приймаємо:

$$\chi_{го} = 37,5^\circ; \chi_{во} = 45^\circ$$

2.2.9 Підбір двигуна

Для проєктованого літака вибираємо двигун Д-18Т – турбореактивний двоконтурний двигун, розроблений в Запорізькому машинобудівному конструкторському бюро «Прогрес» під керівництвом головного конструктора В. А. Лотарева. Призначений для установки на надважкі транспортні літаки Ан-124 «Руслан» і Ан-225 «Мрія». Технічні характеристики наведені в табл. 2.3.

Таблиця 2.3

Технічні характеристики двигуна Д-18Т

Тяга на взлітному режимі	222,73 кН
Питома витрата палива	0,0347 кг/Н·год
Тяга на крейсерському режимі	47,68 кН
Довжина	4531 мм
Діаметр	2330 мм
Ступінь двоконтурності	5,6
Суха маса	4100 кг
Міжремонтний ресурс	6000 годин

2.3 Центрування літака

Для забезпечення бажаного ступеня статистичної стійкості і керованості літака його центр ваги повинен знаходитися в певному діапазоні по довжині САХ крила. В процесі експлуатації літака положення його центра ваги може змінюватися: в даному конкретному польоті - в міру вироблення палива, а також за рахунок різниці в варіантах завантаження літака.

Основні вимоги до компоновки літака зводяться до наступного:

- кожен агрегат (вантаж) літака повинен бути розташований так, щоб він найуспішніше виконував свої функції;
- компоновка літака повинна забезпечувати зручності контролю та обслуговування цих основних систем агрегатів, а також зручність зняття і установки знімних частин і агрегатів;
- технологічне членування конструкції має передбачати широкий фронт робіт при виробництві та зручність загальної збірки літака;
- силова схема повинна забезпечувати (при можливо повному виконанні попередніх вимог) меншу вагу конструкції при достатніх міцності і твердості.

Експлуатаційно-технічні вимоги при компоновці літака висвітлюються за ступенем їх важливості для проєктованого літака. В першу чергу виконуються найбільш важливі вимоги, а інші - по мірі можливості. Протиріччя у вимогах вирішуються шляхом прийняття компромісних рішень.

Крім цього, в силову схему літака закладається ще ряд принципів:

- передача і урівноваження всіх основних силових чинників по елементах силової схеми має виконуватись по можливості найкоротшим шляхом;
- передачу зосереджених сил переважно здійснювати розтягуванням або стисненням силових елементів, ніж вигином;

- передачу згинальних моментів доцільно здійснювати на якомога більшій будівельній висоті, а крутних моментів - по замкнутому контуру можливо більшої площі.

Основні завдання компоновки літака:

- розміщення агрегатів і вантажів всередині літака за умови забезпечення необхідного діапазону центровок;
- розробка і взаємне пов'язування силових схем частин літака (крила, оперення, фюзеляжу, гондол двигунів, пілонів, шасі).

При розміщенні агрегатів і вантажів всередині літака необхідно враховувати, що всі вантажі, що підлягають розміщенню, можна розбити на дві основні групи: 1). вантажі, які потребують певного місця на літаку; 2). вантажі, розташування яких не пов'язано жорсткими вимогами з яким-небудь певним місцем на літаку.

При компоновці літака в першу чергу необхідно розмістити вантажі, що витрачаються в польоті (паливо) і вантажі, вага яких може змінюватися від польоту до польоту (пасажирів, багаж, пошта та інше). При цьому центри тяжкості цих вантажів при їх витрачанні або зміні завантаження літака повинні залишатися поблизу бажаного положення центра ваги всього літака. Потім розміщують інші вантажі першої групи: екіпаж з пілотажно-навігаційним обладнанням, антени радіоелектронних станцій і т.д. При цьому керуються вимогами створення найкращих умов для роботи екіпажу і найбільш повного використання технічних можливостей обладнання.

При розміщенні вантажів другої групи, прагнуть до найбільш раціонального використання обсягу фюзеляжу і інших частин планера, до зменшення довжини комунікацій, забезпечення зручностей експлуатації.

В процесі ряду послідовних наближень компоновка і центрування коригуються з метою найкращого виконання економіко-технічних вимог до проєктованого літака.

В даний час розрахунок центрування літака проводиться методом проб і помилок до отримання позитивного результату або шляхом зміни

компоновки, або шляхом перестановки об'єктів маси або використовуючи одночасно і перший і другий шлях.

2.3.1 Визначення центру мас спорядженого крила

У масу спорядженого крила входить маса його конструкції, маса обладнання, розміщеного в крилі, і маса палива. Незалежно від місця кріплення (до крила або фюзеляжу) основних опор шасі, а також оперення вони включаються у відомість мас спорядженого крила. У відомість мас вносяться найменування об'єктів, мас, самі маси і координати їх центрів ваги. Початок вказівки координат центрів тяжіння мас, вибирається в проекції точки початку CAx на площу xOy .

Позитивні значення координат центрів ваги об'єктів приймаються у бік хвостової частини літака. Вісь X утворює з CAx установочний кут крила. Паливо, залишене як аеронавігаційний запас, доцільно розмістити в одній парі (або одному) баків.

Координати центру маси спорядженого крила визначаються за формулою:

$$X'_k = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i}.$$

Центрувальна відомість мас спорядженого крила наведена в таблиці 2.4.

Центрувальна відомість мас спорядженого крила

№ п/п	Найменування об'єкта	Маса m'_i		Координата центра ваги x_i	Момент маси, $m_i \cdot x_i$, кг · м
		Відносна	Загальна, кг		
1	Крило (конструкція)	0,10647	66221,89	5,0255	332796,264
2	Паливна система	0,0079	4913,62	4,7499	23339,557
3	Управління літаком, 30%	0,00072	447,82	7,9166	3445,249
4	Електрообладнання	0,0016	995,16	1,2139	1208,011
5	Протиобліднювальна система, 70%	0,00846	5261,93	1,3194	6942,779
7	Силова установка	0,08103	50398,79	1,2139	61178,198
8	Паливо яке витрачається	0,19623	122050,55	3,9583	483113,062
9	Носова опора шасі	0,008976	5582,86	-18,9	-105516,16
10	Основна опора шасі	0,035904	22331,46	7,4	165252,820
11	Паливо навігаційного запасу	0,003178	19766,43	4,6180	380833,078

2.3.2 Визначення центру мас спорядженого фюзеляжу

Початок координат вибирається в проекції носка фюзеляжу на горизонтальну вісь. За вісь X приймається будівельна горизонталь фюзеляжу. Координати центру мас спорядженого фюзеляжу визначаємо за формулою:

$$X'_\phi = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i} ;$$

Визначивши центри ваги спорядженого крила і фюзеляжу, складаємо рівняння рівноваги моментів щодо носка фюзеляжу:

$$m_{\text{сн.ф}} \cdot X_\phi + m_{\text{сн.сп}} \cdot (X_{\text{сак}} + X'_\kappa) = m_o \cdot (X_{\text{сак}} + C);$$

З цього рівняння визначаємо положення носка САХ крила щодо носка фюзеляжу, тобто величину X_{cax} за формулою:

$$X_{cax} = \frac{m_{cn.ф} \cdot X_{\phi} + m_{cn.кр} \cdot X'_{\kappa} - m_o \cdot C}{m_o - m_{cn.кр}};$$

де: $m_{cn.ф}$ - маса спорядженого фюзеляжу;

$m_{cn.кр}$ - маса спорядженого крила;

C – відстань від носка САХ до центру ваги літака (вибирається конструктором);

$C = (0,22 \dots 0,25) \cdot b_{cax}$ - для високопланів;

Центр мас спорядженого фюзеляжу - 23,57 м.

Об'єкти літака які використовувались для знаходження центровки наведені в додатку Б.

Розрахунки центру мас спорядженого фюзеляжу представлено в таблиці Д. 1 Додатку.

2.3.3 Розрахунок центрування літака для різних варіантів завантаження

Знаючи положення крила відносно фюзеляжу на компоновочном кресленні, узгоджують силові елементи крила і фюзеляжу. Після компоновки крила і фюзеляжу розробляється розрахунок центровок. Центруванням називається відносне положення центру маси літака від носка САХ, виражене у відсотках:

$$\bar{X}_m = \bar{X}_c = \frac{X_{um} - X_{cax}}{b_A} \cdot 100\% = \frac{C}{b_A} \cdot 100\% ;$$

Розрахунок варіантів центрувань наведений в таблицях 2.4 і 2.5.

Таблиця 2.5

Зведена центральна відомість

Назва об'єкту	Маса, кг	Координата, м	Момент маси, кг·м
Споряджене крило (без палива і шасі)	301540,6694	4,618029884	380833,0777
Переднє шасі (випущено)	5582,865552	-12	-105516,159
Основне шасі (випущено)	22331,46221	7,4	165252,8203
Паливо	141816,9758	3,958311329	561355,7419
Споряджений фюзеляж (без комерційного навантаження і екіпажу)	75519,55728	23,57349856	1780260,175
Комерційне навантаження	200000	16,6	3320000
Екіпаж	400	19,1	7640
Продукти харчування	8	29,4	235,2
Переднє шасі (прибрано)	5582,865552	7,8	43546,35131
Основне шасі (прибрано)	22331,46221	-13	-290309,009

Таблиця 2.6

Варіанти центрування літака

№ п/п	Назва об'єкту	Маса m_i , кг	Момент маси $m_i X_i$	Центр мас X_{cm}	Центрування $X_c, \%$
1	Злітна маса (шасі випущено)	621977	15913729,34	25,5857	0,3
2	Злітна маса (шасі прибрано)	621977	15902563,61	25,5677	0,2985
3	Посадковий варіант (шасі випущено)	499926,45	12753832,86	25,5114	0,2939
4	Перегінний варіант (без комерційного навантаження, шасі прибрано)	421974,07	10435896,94	24,7311	0,2296
5	Стояночний варіант (без комерційного навантаження, палива, екіпажу, шасі випущено)	299923,53	7276000,46	24,2595	0,1907

Передня центровка - 19,07 %.

Задня центровка - 30 %.

Діапазон центровок - $(19,07 \div 30)$ %.

Висновки до розділу 2

В даному розділі було отримані основні геометричні параметри основних частин проектованого літака для авіаліній середньої протяжності; виконано підбір двигунів, а саме Д-18Т; виконана компоновка літака; виконане центрування літака.

В результаті виконання певного обсягу порівняльних обчислювальних, розрахункових і дослідних робіт спроектований літак, який відповідає поставленим вимогам авіабудування, безпеки польотів, практичності та економічності.

РОЗДІЛ 3.

ВТОМНІ ВИПРОБУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ, КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ТА АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ

3.1 Місце втомних випробувань у процесах експлуатації ПС

Незважаючи на розвиток та вдосконалення розрахункових методів визначення міцності та ресурсу авіаційних конструкцій, експериментальні дослідження залишаються важливою та необхідною складовою процесів створення повітряного судна, забезпечення його тривалої ефективної експлуатації, попередження катастрофічної руйнації.

Міцні випробування зразків матеріалів, конструктивних елементів та цілих конструкцій літаків проводяться на стадії розробки, виробництва та експлуатації повітряних суден. Випробування також є невід'ємною частиною процесу сертифікації.

На етапі проектування випробовуються зразки матеріалів та конструктивні елементи. При виробництві вузлів та агрегатів контролюються їх характеристики довговічності та живучості. На стадії виробництва та на початковому етапі експлуатації один або кілька зразків літаків загалом проходять натурні ресурсні випробування.

Для проведення лабораторних стендових втомних випробувань використовуються різноманітні випробувальні машини. Історія створення та використання випробувального обладнання почалася з досліджень Велера. У другій половині XIX століття вперше виникла потреба у втомних випробуваннях, саме в цей час Велером була розроблена машина для випробувань на втому. Завданням Велера було дослідження витривалості залізничних осей, це призвело до появи першої машини на вигин із обертанням.

Найчастіше втомні випробування є прискореними, т.к. тривалість випробувань, виражена в годинах, значно менша від фактичного терміну

служби. Прискорення втомних випробувань досягається підвищенням частоти, підвищенням напруг і виключенням тих напруг у спектрі, які практично не позначаються на процесі втоми. Так, у деяких випадках використовуються пульсатори резонансного типу для малих зразків із частотою понад 50 000 Гц. Сучасні високочастотні пульсатори скорочують час випробування окремих деталей, наприклад лопаток турбомашин, до десятків хвилин. Таке високочастотне навантаження прийнятне лише за невеликих пружних деформацій.

Випробування на малоциклову втому проводять із частотою кілька циклів на хвилину. Найбільш істотною відмінною характеристикою втомних випробувальних машин є метод створення навантаження.

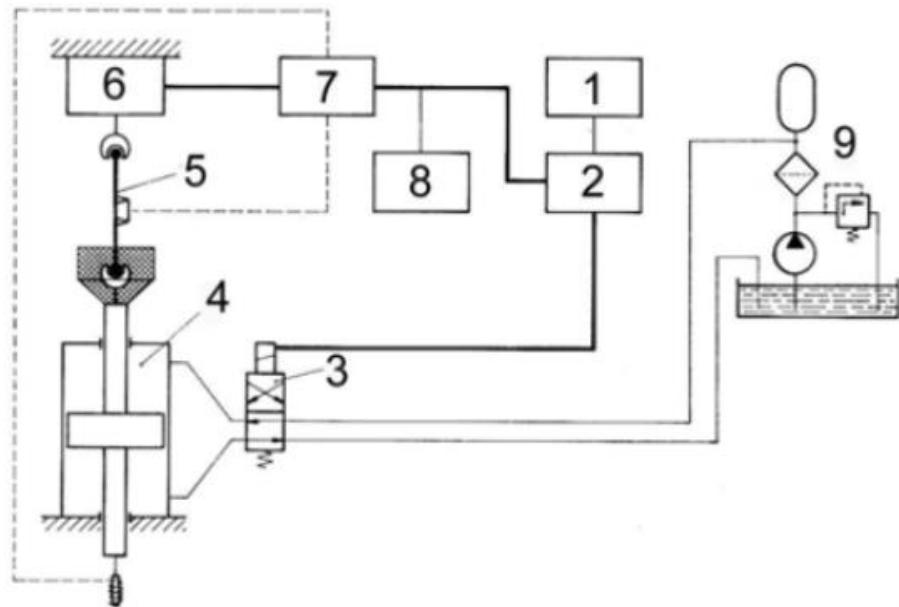
Найбільшими функціональними можливостями має сервогідравлічна система створення навантаження. Тим не менш, втомні випробувальні машини, що використовують інші принципи створення навантаження, мають свої специфічні області застосування.

Найчастіше використовуються сервогідравлічні випробувальні машини із замкненою петлею керування (рис.3.1). Управління із замкнутим контуром дозволяє оцінити навантаження, деформацію, переміщення, швидкість, прискорення, енергію та тиск як безпосередні параметри керування та створює автоматичну систему, яка підтримує задані умови на зразку. Майже будь-який тип випробувань можна виконати, згенерувавши електричний сигнал, який відповідає необхідним умовам навантаження.

Сервогідравліка стала можливою лише після розробки сервоклапанів, які керують потоком олії до актуатора пропорційно до вхідного електричного сигналу.

Сервогідравлічна машина працює в такий спосіб (рис.2.1). Потік олії, що створюється енергетичним блоком з вихідним тиском 210 або 280 бар, підводиться через сервоклапан до актуатора подвійної дії, який прикладає задане навантаження до зразка. Актуатор, показаний з гідростатичними підшипниками. Вони мають деякі переваги в порівнянні з підшипниками

ковзання: відсутність тертя, яке може заважати системі керування, здатність сприймати без зношування високі бічні навантаження, самоцентрування при дії бічних навантажень.



- 1 - генератор заданого значення; 2- контролер; 3-сервоклапан;
 4- актуатор; 5- зразок; 6 - динамометр; 7 - нормалізатор сигналу;
 8-осцилограф; 9-енергоблок високого тиску

Рисунок 3.1 - Основні елементи сервогідравлічної випробувальної машини

Сигнал зворотного зв'язку, вимірюється або як навантаження за допомогою електронного динамометра (управління навантаженням), або як деформація за допомогою екстензометра на зразку (управління по деформації), або як переміщення за допомогою диференціального перетворювача, вбудованого в шток поршня (управління по переміщенню).

Вимірне значення порівнюється із заданим значенням. Різниця між вимірним значенням і заданим значенням сигнал помилки посилюється в сервоконтролері і виробляють коригуючий сигнал, який використовується

для приводу сервоклапану. Вся система відома як замкнутий контур керування.

Найбільш повне використання всіх можливостей сервогідравлічної втомної випробувальної машини або системи можливе лише за наявності керуючого комп'ютера. Комп'ютер служить як збору даних, так управління випробуваннями.

Сервогідравлічна випробувальна машина з програмованим керуванням у лабораторії кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету показана на рисунку 3.2.

Форма та розміри зразків, призначених для визначення характеристик витривалості різних металів та сплавів, регламентовані стандартами.



Рисунок 3.2 - Сервогідравлічна випробувальна машина у лабораторії кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету

Зразки складаються з робочої частини та потовщених головок, призначених для закріплення зразків у захватах випробувальних машин. Робоча частина зразків є стрижнем круглого ($d = 5...25$ мм) або прямокутного (товщина $h=3...10$ мм, ширина $b = 15...30$ мм) перерізів з полірованою поверхнею (рис. 3.3).

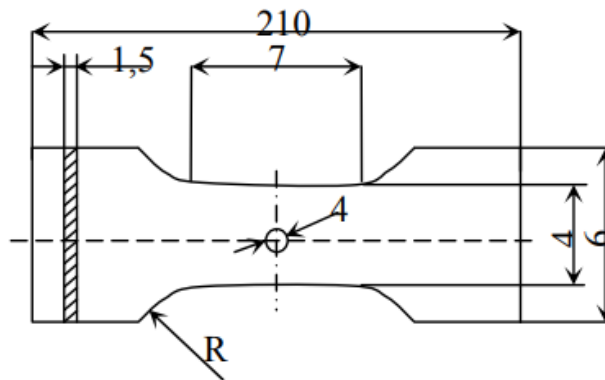
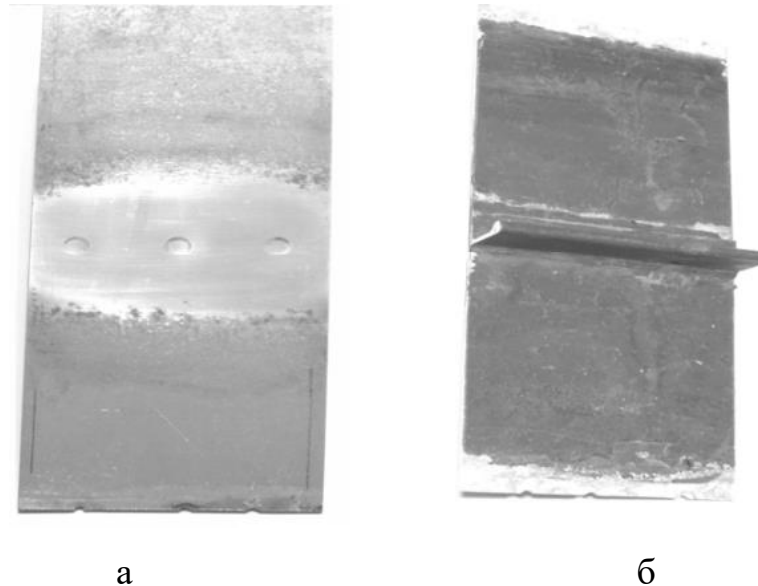


Рисунок 3.3 - Зразок для втомних випробувань



а – зовнішня поверхня; б – внутрішня поверхня

Рисунок 3.4 - Конструктивний елемент, препарований із обшивки фюзеляжу літака

Для оцінки накопиченої втомної ушкодження в умовах дії

багатовісного навантаження розроблено значну кількість теорій і методів.

Прогноз довговічності в таких умовах значно покращується завдяки точній оцінці напружено-деформованого стану, для чого ефективно використовується метод кінцевих елементів (МКЕ). Проте, остаточне вирішення завдання прогнозування неможливе без проведення випробувань втоми. Крім стандартних випробувань на втому проводяться спеціальні випробування, наприклад, корозійно-втомні.

Для корозійної втоми характерною ознакою є відсутність межі міцності втоми, тобто зі збільшенням числа циклів навантаження напруження руйнування монотонно зменшуються. Тому для характеристики корозійно-втомної міцності металів зазвичай використовують таке поняття, як умовна межа корозійно-втомної міцності, тобто максимальну величину циклічної напруження, яка не викликає руйнування при заданому кінцевому числі циклів навантаження.

В якості корозійного середовища при проведенні корозійно-втомних випробувань найчастіше застосовується 3% розчин NaCl, в який поміщають зразки, що циклічно навантажуються.

3.2 Розміщення зразка-свідка, способи його виготовлення та кріплення на елементах конструкції літака

Ключовими елементами систем контролю транспортного засобу літака в експлуатації є спеціальні датчики (датчики-сенсори), що реєструють ушкоджувальні впливи експлуатаційної навантаженості або виникнення дефектів у конструкції. У сучасних авіаційних системах SHM застосовуються датчики-сенсори, заснованих на реєстрації різних фізичних процесів – реакції матеріалу на шкідливі дії [16,17].

Такі датчики за класифікацією Airbus відносяться до пасивних або офлайнних датчиків. Найбільшого поширення набули датчики-сенсори

акустичної емісії, оптоволоконні датчики (решітки Бреґга), реєстратори хвиль Лемба, акустичні ультразвукові датчики [18].

Датчики – сенсори втоми кріпляться на поверхні контрольованого елемента авіаційної конструкції. Сприймаючи разом з ним весь спектр експлуатаційних циклічних навантажень, датчик за рахунок зміни своїх вихідних характеристик при накопиченні втомних ушкоджень є своєрідним індикатором історії експлуатаційного навантаження та накопиченої пошкодженості.

З існуючих датчиків втоми як окремий клас слід виділити датчики-сенсори, які працюють за принципом зміни шорсткості поверхні у процесі циклічного навантаження [16].

Ефект зміни шорсткості істотно посилюється, якщо на поверхні таких датчиків нанесений шар легко пластично деформованого матеріалу, наприклад з технічно чистого алюмінію. При навантаженні датчика разом із контрольованим конструктивним елементом лежить на поверхні відбувається інтенсивне циклічне пластичне деформування, що супроводжується формуванням виразного деформаційного рельєфу (ДР).

Реєстрація параметрів ДР оптичними засобами з цифровим обробленням зображення дозволяє кількісно оцінити насиченість ДР на контрольованій ділянці поверхні в процесі експлуатаційного навантаження. Датчики-сенсори втоми даного принципу роботи можна розділити на два типи: фольгові та з плакувальним шаром із технічно чистого алюмінію. ВІСНИК Фольгові датчики-сенсори виготовляють у вигляді тонкої плівки з алюмінію, що наклеюється на контрольований елемент конструкції літака [19–22].

До недоліків фольгових датчиків можна віднести трудомісткість виготовлення та складність технології їх приклеювання із заданим ступенем надійності з'єднання в процесі експлуатаційного навантаження.

У Національному авіаційному університеті запропоновано використовувати як індикатор навантаженості та накопичення втомних

ушкоджень параметр насиченості ДР на поверхні плакувального шару з технічно чистого алюмінію, яким у стані постачання покриваються авіаційні конструкційні сплави на основі алюмінію (Д16АТ, В907) [23-27].

При цьому в якості датчика втоми може виступати безпосередньо ділянка поверхні конструктивного елемента з шаром, що плакує, або спеціально виготовлений зразок-свідок з плакованого сплаву, який жорстко закріплюється на контрольованій конструкції і сприймає разом з нею весь спектр експлуатаційного навантаження [28, 29].

Розглянутий сенсор втоми виготовляється із плакованого алюмінієвого сплаву Д16АТ. Такий вибір обумовлений такими причинами:

- до теперішнього часу доведено можливість кількісної оцінки накопиченого втомного ушкодження за параметрами деформаційного рельєфу, який формується на поверхні плакованого шару в процесі циклічного навантаження;

- алюмінієвий сплав Д16АТ є основним конструкційним матеріалом, що визначає феноменологічну спільність процесів ушкодження в сенсорі та у значній частині матеріалу конструкції літака.

Геометрія сенсора втоми обрана з умови забезпечення локального посилення напруження. Необхідність такого посилення визначена тим, що при експлуатаційних навантаженнях напруження у багатьох відповідальних елементах конструкції недостатньо для формування деформаційного рельєфу при невеликих циклічних напрацюваннях. Це не дозволяє виконувати ранню діагностику втомного ушкодження. У той же час, надмірне локальне посилення напруження може призвести до накопичення незворотної деформації в робочій частині сенсора, його подовженню, «спучування» і втрати працездатності сенсора. У розробленому сенсорі, базова модель якого показано на рис. 3.5, необхідне підвищення чутливості відбувається за рахунок перерозподілу напруг внаслідок відповідного розподілу.

Локальне підвищення напруг у робочій частині сенсора визначається співвідношенням ширини робочої зони та габаритного розміру. Робоча зона

сенсора не контактує із поверхнею елемента конструкції. Довжина сенсора визначена головним чином умовами його установки на конструкції. При цьому сенсори втомі повинні кріпитися з використанням отворів, що є в конструкції.

При визначенні місця та способу встановлення сенсора використовувався досвід розробки зразків-свідків втомного пошкодження в авіації. У роботі [3] було показано, що зразки-свідки на літаках Ан-24 та Ан-26 можуть бути встановлені в зоні заднього лонжерону з відстанню між болтами кріплення 40 мм. Аналіз сучасних конструкцій регіональних літаків показав доцільність виготовлення базової моделі сенсора з такою самою відстанню між точками кріплення. Необхідна для аналізу деформаційного рельєфу якість поверхні сенсора досягається послідовним застосуванням попереднього механічного полірування та електролітичного полірування.

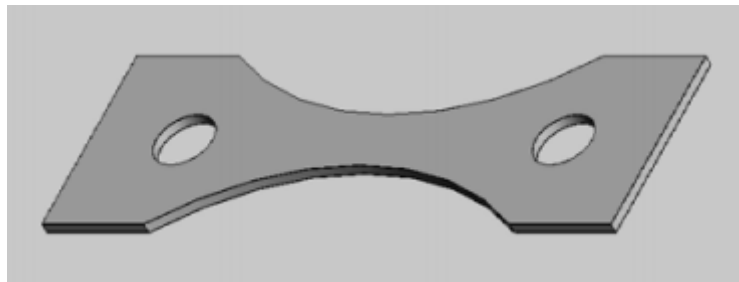


Рисунок 3.5- Сенсор втомі (зразок-свідок)

Серед необхідних етапів моделювання слід відзначити моделювання спільної роботи алюмінієвого плакувального шару та конструкційного сплаву, що є важливим та складним завданням, враховуючи, що матеріал плакувального шару та основного сплаву мають суттєво різні механічні характеристики, зокрема межу пропорційності.

Деяке підвищення чутливості можна досягти за рахунок термомеханічної обробки. Однак термомеханічна обробка зразків-свідків призведе до таких змін їх фізико-механічних властивостей, які не забезпечать відповідності між процесами накопичення втомного ушкодження в

елементах конструкції та у зразках-свідках. У зв'язку з цим найбільш прийнятним підходом до забезпечення необхідної чутливості та адекватності показань зразків-свідків є реалізація необхідного рівня пластичного деформування контрольованої ділянки на поверхні зразка-свідка. Локальне підвищення рівня деформацій у зразку-свідку досягається особливою конфігурацією самого зразка-свідка. Так, ефект посилення деформації ділянки контролю (зони для оптичного контролю стану поверхні) залежить від геометрії зразка-свідка [35].

Необхідний перерозподіл деформацій забезпечується різницею жорсткостей перерізів за загальної деформації зразка-свідка, відповідної деформації елемента конструкції. Диференціація жорсткості досягається призначенням необхідних розмірів робочих перерізів.

Зразок-свідок встановлювався на КЕ, який відчував втому в лабораторних умовах.

Шляхом зміни геометрії зразка-свідка можна керувати значенням коефіцієнта посилення деформації відповідно до вимог чутливості. В якості додаткового заходу підвищення чутливості може бути використання концентраторів напруження, наприклад отворів і бічних надрізів на робочій частині зразка-свідка.

Питання способу кріплення зразків-свідків до елементів конструкції одна із найскладніших розробки методики індикації втомних ушкоджень.

Окрім загальних вимог до зразків-свідків, наведених вище, виділимо спеціальні вимоги до систем їх кріплення: умови передачі зусиль, що діють у КЕ, зразок-свідок не повинен змінюватися в часі; наявність зразка-свідка та його кріплення не повинні впливати на напружений стан конструкційного елемента, на якому він встановлений. Це вимагає застосування обмежень на габарити зразка-свідка та застосування кріплення, що не порушує конструкцію силового елемента; можливість кріплення зразка-свідка до елементів конструкції з одностороннім підходом; після встановлення на

конструкцію через певний час - експлуатації зразок-свідок повинен мати можливість демонтажу без порушення його втомних характеристик.

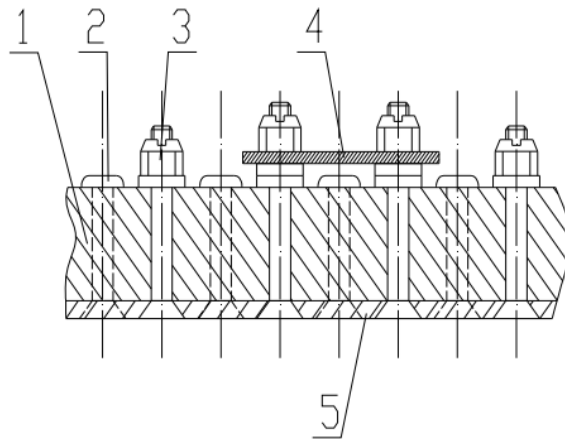
З можливих способів кріплення розглядалися наступні: кріплення зразків-свідків за допомогою гвинтів; кріплення за допомогою заклепок; клейове кріплення; комбіноване клейгвинтове кріплення.

Відповідність деформацій зразка-свідка та елемента конструкції, а також забезпечує стабільні умови передачі зусиль від основного елемента на зразок-свідок у динамічних умовах навантаження.

Таким чином, варіації геометрії сенсорів обмежуються конструктивними особливостями вузлів літака, де вони встановлюються. Схема кріплення нижньої технологічної панелі до лонжерону показано на рис. 3.6. Відстань між болтами кріплення становить 40мм. Цей розмір є ключовим щодо розміру зразка-свідка. Використання штатних отворів дозволяє виключити необхідність використання спеціального кріплення, що порушує цілісність конструкції та вносить додаткові концентратори напруження.



Рисунок 3.6 - Зовнішній вигляд кріплення зразка-свідка втомного пошкодження



1 - нижня полиця лонжерону; 2 - заклепування, 3 – болт кріплення нижньої технологічної панелі до лонжерону; 4 – зразок-свідок;
5 – нижня технологічна панель

Рисунок 3.7. Схема кріплення зразка-свідка втомного пошкодження

Оскільки накопичене втомне ушкодження визначається за показниками ДР, обробка поверхні при виготовленні зразка свідка має важливе значення. До основних операцій при підготовці поверхні відносяться механічне полірування та електрохімічне полірування. У результаті комбінованої обробки досягається необхідна спостереження якість поверхні зразків-свідків.

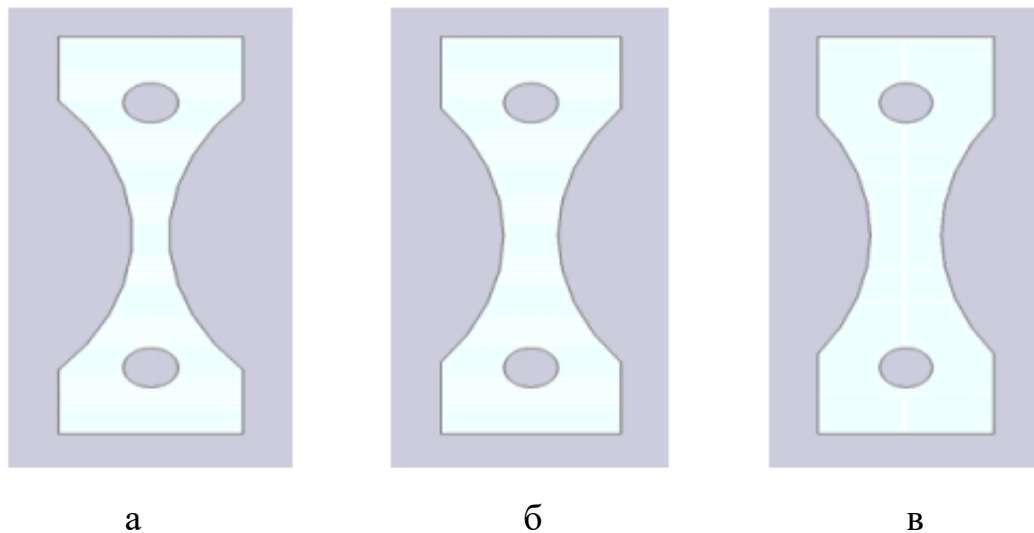
3.3 Оптимізація чутливості зразка-свідка втомного ушкодження з використанням методу кінцевих елементів

Діапазон зміни експлуатаційних навантажень досить широкий. У зв'язку з цим, при використанні зразків-свідків втомного пошкодження можуть виникати такі проблеми: посилення деформації на зразку-свідку може бути недостатнім для обліку всіх навантажень, що діють, тобто. не всі експлуатаційні навантаження залишають «сліди» на поверхні у вигляді відповідних деформаційних проявів; деякі навантаження через їх надмірне

посилення можуть викликати залишкові деформації зразка-свідка, що призводить до втрати його функцій.

Для усунення зазначених проблем виконується оптимізація чутливості сенсорів шляхом обґрунтованого вибору їхньої геометрії з використанням методу кінцевих елементів (МКЕ).

Розглянемо фрагмент типового аналізу за впливом геометрії зразків-свідків на їх напружено-деформований стан. Аналізуються три зразки-свідки однакової форми, але з відмінними розмірними параметрами (рис.3.8). Відстань між отворами під кріплення для всіх зразків однакова і дорівнює 40 мм.



площа перерізу робочої зони: 4,6 мм² (а); 7,2 мм² (б); 9,6 мм² (в)

Рисунок 3.8 - Зразки-свідки з різною геометрією та площею перерізу робочої зони

Так як зразок з двох сторін покритий шаром плакувального, механічні властивості якого істотно відрізняються від базового сплаву, то такий зразок слід представляти як виготовлений з композиційного матеріалу. Тому здійснювався етап моделювання плакувального шару на зразках-свідках певної геометрії. У цьому враховувалося, що у композиції «сплав алюмінію,

міді, магнію – технічний алюміній» межа текучості сплаву Д16АТ становить $\sigma_{Т}^{Д16АТ} = 280$ МПа, а технічного алюмінію А $\sigma_{Т}^{АД1} = 10$ МПа.

У процесі випробувань при заданих режимах навантаження основний матеріал (сплав Al-Cu-Mg) працює в пружній області, а шар, що плакує (Al) працює за межами плинності і пластично деформується.

Механічне полірування зразка-свідка виконується ручним способом із застосуванням алмазної пасти. Електролітичне полірування проводилося в електроліті, який включає: 50% H₃PO₄, 39% H₂SO₄, 3% CrO₂, 8% H₂O. Щільність струму 15-20 А/дм²; температура розчину при поліруванні 75-85 °С; тривалість полірування 7-10 хвилин.

Дослідження роботи сенсорів проводилося при його кріпленні на зразок, який моделює КЕ. Габаритні розміри модельного зразка складають 250x70x5мм, ширина робочої частини 40мм. При моделюванні роботи зразків-свідків використовувалися роз'ємні болтові з'єднання (рис.3.9).

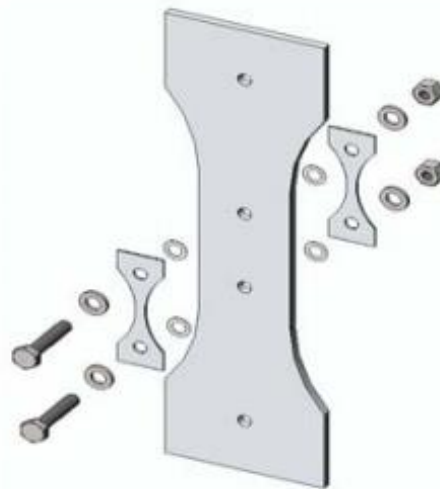
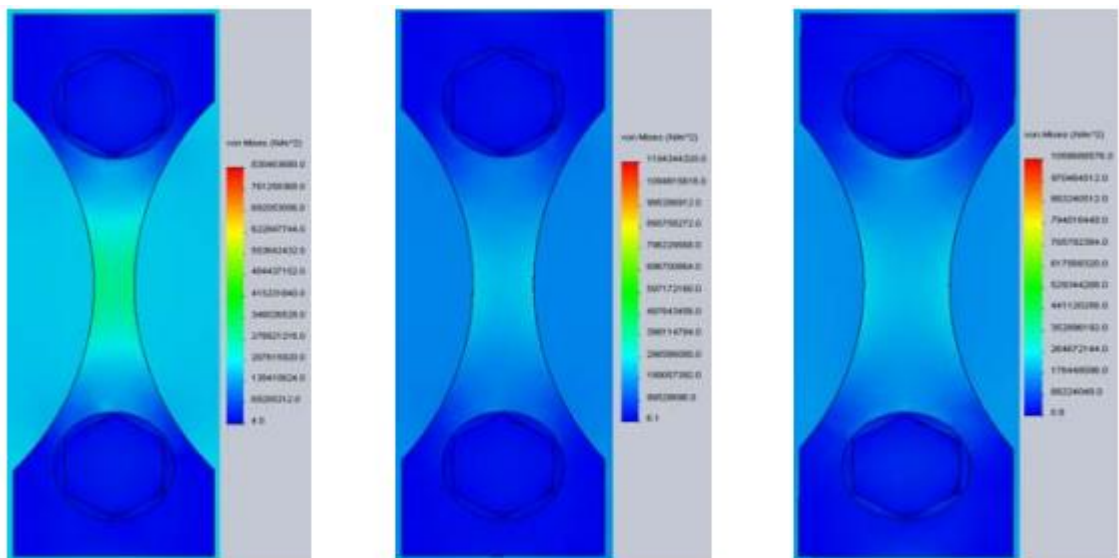


Рисунок 3.9 - Схема з'єднання зразків-свідків та модельного зразка конструктивного елемента

Зразки-свідки встановлювалися з обох боків КЕ, що давало додаткову інформацію про еволюцію ДР на їх поверхні та сприяло запобіганню напруження вигину внаслідок певної асиметрії навантаження. Конструкція кріплення розроблена так, що зразок-свідок не контактує з поверхнею КЕ у

робочій зоні. Це забезпечує диференціацію деформації КЕ та зразка-свідка вздовж його робочої зони за рівної загальної деформації між вузлами кріплення. Відстань між поверхнею робочої частини зразка-свідка та поверхнею КЕ становить 0,2мм.

Кріплення зразків-свідків на КЕ здійснювали болти М6, виготовлені з легованої сталі. Епюри розподілу напруження в зразках-свідках різної чутливості представлені на рис. 3.10.



ширина робочої частини: 4 мм (а); 6 мм (б); 8 мм (в)

Рисунок 3.10 - Епюри розподілу напруг, що діють у зразки-свідки з різною шириною робочої частини

Вибрані режими випробувань переважно відображають режими експлуатаційного навантаження нижньої полиці лонжерону крила літака. При напруженнях у модельному зразку 40 МПа (напруження, при якому ДР на поверхні плакувального шару не формується), за рахунок локального перерозподілу напруг можна досягти умов, які забезпечують можливість спостереження зміни ДР та проведення кількісної оцінки його показників.

Необхідність комплексного підходу до вирішення проблеми моніторингу втомного ушкодження обумовлена наявністю об'єктивних

факторів. Це широкий спектр навантаженості КЕ літаків, особливості їх розмірів та форми, типи матеріалів, різні можливості засобів контролю та інші фактори. Тому метод прогнозування залишкового ресурсу АК повинен ґрунтуватися на комплексі підходів, які відображають різні аспекти формування та розвитку ДР на поверхні шару, що плакує, і передбачають використання відповідних регресійних моделей з розвитку ДР. На підставі таких підходів отримані експериментальні результати, які дозволяють визначати локалізоване втомлюване ушкодження критичних місць конструкції, а також проводити інтегральну оцінку історії експлуатаційного навантаження і вичерпання ресурсу конструкції ВС. При цьому запропоновані методологічні підходи доповнюють один одного та спрямовані на підвищення точності результатів прогнозу.

3.4 Моніторинг виробітку втомного ресурсу ПС

Отримані результати з розробки методології створення сенсорів втоми, реєстрації деформаційного рельєфу на їх поверхні, кількісної оцінки історії експлуатаційної навантаженості та накопиченої пошкодженості контрольованих елементів ЗС за параметрами ДР дозволяють перейти до розробки дослідного зразка бортової автоматизованої системи моніторингу вироблення втомного ресурсу літака (БАСМУС) (рис. 3.11).

Досліджуваний зразок БАСМУС доцільно апробувати на реальній конструкції літака під час проведення стендових випробувань натурі для забезпечення наступних вимог до системи.

1. Наявність зразків-свідків (сенсорів втоми), що кріпляться до контрольованих елементів конструкції та адекватно реагують зміною ДР поверхні на навантаженість у процесі циклічного напрацювання при стендових випробуваннях та експлуатації.

2. Забезпечення можливості монтажу сенсорів та їхньої надійної фіксації на об'єктах контролю, особливо у місцях, недоступних для огляду в експлуатації.

3. Наявність автономної бортової оптоелектронної системи реєстрації (АБОЕС) ДР на сенсорах та передачі в бортовий комп'ютер.

4. Забезпечення надійної роботи АБОЕС на борту, забезпечення реєстрації постійної ділянки контролю сенсорів.

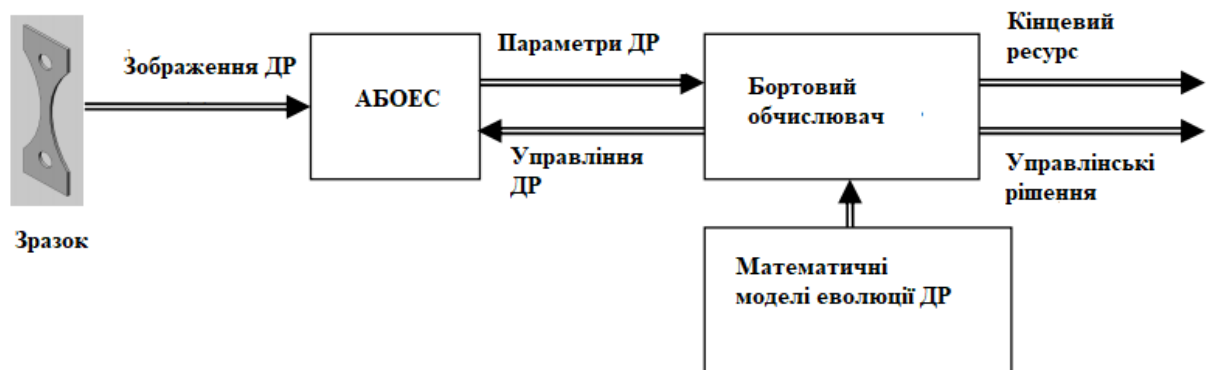


Рисунок 3.11 - Схема функціонування БАСМУС

Досліджуваний зразок БАСМУС доцільно апробувати на реальній конструкції літака під час проведення стендових випробувань натурі для забезпечення наступних вимог до системи.

1. Наявність зразків-свідків (сенсорів втоми), що кріпляться до контрольованих елементів конструкції та адекватно реагують зміною ДР поверхні на навантаженість у процесі циклічного напруження при стендових випробуваннях та експлуатації.

2. Забезпечення можливості монтажу сенсорів та їхньої надійної фіксації на об'єктах контролю, особливо у місцях, недоступних для огляду в експлуатації.

3. Наявність автономної бортової оптоелектронної системи реєстрації (АБОЕС) ДР на сенсорах та передачі в бортовий комп'ютер.

4. Забезпечення надійної роботи АБОЕС на борту, забезпечення реєстрації постійної ділянки контролю сенсорів.

5. Наявність апробованого програмного забезпечення для обробки інформації від сенсорів про стан ДР, реалізацію вбудованих математичних моделей та видачі керуючих рекомендацій.

З перерахованих вимог до БАСМУС впливає, що одним із її ключових елементів є АБОЕС (рис. 3.12).

Дана система повинна бути компактною та забезпечувати надійну реєстрацію параметрів ДР як у двох, так і в тривимірному просторі (насиченість ДР на площині поверхні та шорсткість у нормальному до площині напрямку). У зв'язку з цим конструктивно АБОЕС можна виконати у вигляді комплексної системи, що поєднує функції мікроскопа та інтерференційного профілометра. Роздільна призма поділяє світловий потік від світлодіода на два напрямки, один з яких спрямовується на поверхню сенсора втоми (зразок-свідок).

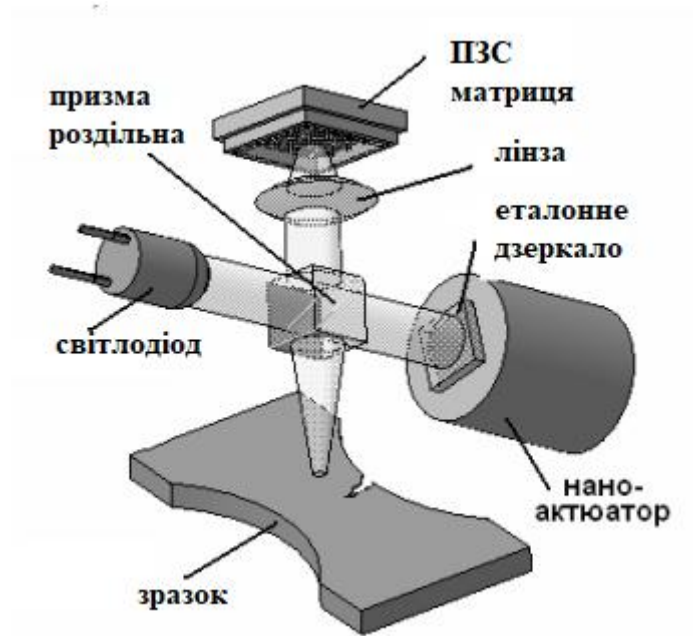


Рисунок 3.12 - Схема АБОЕС, яка працює у режимах мікроскопа та профілометра

Інший відбивається від еталонного дзеркала, яке може переміщатися наноактиватором на задану відстань, змінюючи у своїй довжину траси світлового променя. Відбиті від поверхні сенсора і від еталонного дзеркала промені приймаються через лінзу ПЗЗ-матрицею, що забезпечує цифрове представлення досліджуваної поверхні. Різниця ходу променів створюють інтерференційну картинку, якою визначаються кількісні характеристики топографії поверхні. Працездатність цієї системи, виконаної як лабораторного інтерференційного профілометра, підтверджена попередніми дослідженнями [30].

Отже, на сьогоднішній день є всі необхідні передумови для практичної реалізації, принаймні при наземних випробуваннях ЗС, систем контролю вироблення втомного ресурсу у вигляді БАСМУС. Розвиток цього напрямку в науковому та конструкторському напрямах, впровадження подібних систем на нових зразках вітчизняного АТ дозволить суттєво підвищити її надійність та ефективність експлуатації, а також забезпечити конкурентоспроможність на світовому авіаційному ринку.

Висновки до розділу 3

Оцінка нагромадженого втомного пошкодження проводиться як за безпосереднім оглядом стану матеріалу конструкції, так і за станом зразків-свідків (датчиків втоми). Застосування датчиків втоми має низку переваг, серед яких варто виділити можливість керування їх чутливістю відповідно до особливостей процесу пошкодження досліджуваних елементів конструкції. Процес втоми металів супроводжується зміною їхніх властивостей на мікро-, мезо- та макрорівнях, що дає змогу використовувати низку фізичних методів для кількісної оцінки відмов сенсора та відповідного розробки ресурсу конструкції.

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Особливості пожежної небезпеки при пуску та зупинці технологічного обладнання

Запобігання утворенню горючого середовища в технологічному обладнанні Під час оцінки пожежовибухонебезпечного середовища всередині технологічного обладнання необхідно визначити, які пристрої під час роботи можуть викидати назовні горючі речовини з утворенням горючих навколишнє середовище. Горючі гази, пари і рідини виділяються з апаратів і трубопроводів у виробничі приміщення або на відкриті майданчики не тільки при пошкодженнях і аваріях, але і при нормальній роботі апаратів, які мають свої конструктивні особливості.

До таких апаратів належать апарати з відкритою поверхнею випаровування, апарати з дихальними апаратами, апарати періодичної дії та ін. Слід також зазначити, що незначні витоки виникають навіть із герметично закритих пристроїв, що працюють під високим тиском, через течії у прокладках, ущільнювачах і зварних швах. Під час роботи зазначених пристроїв вибухові суміші можуть утворюватися не тільки в місцях виділення парів і газів, а й у виробничих приміщеннях та на відкритих майданчиках.

При цьому розміри пожежовибухонебезпечних зон визначаються властивостями речовин, що циркулюють у технологічному процесі, кількістю їх, які можуть вийти назовні за певний проміжок часу, умовами виділення, поширення та розсіювання в середовищі. Пожежна небезпека пристроїв з відкритою поверхнею випаровування рідини На практиці цей вид випаровування має місце при проливанні рідини на підлогу, а також при зберіганні рідини у відкритих резервуарах, при фарбуванні виробів, просочуванні тканин і паперу розчиненими смолами, пранні. сушіння частин

розчинниками тощо. Кількість горючої рідини, яка випаровується з відкритої поверхні випаровування, буде залежати від її фізичних властивостей, температурних умов випаровування, площі поверхні випаровування, часу випаровування та рухливості повітря.

При визначенні пожежної небезпеки велике значення має вид випаровування рідини. Розрізняють випаровування в нерухоме і рухоме середовище. При випаровуванні в нерухоме середовище (молекулярна дифузія) диспергування парів ускладнюється, створюються більш сприятливі умови для накопичення парів у місцях їх виходу з утворенням локальних пожежонебезпечних концентрацій. Практичний інтерес представляє закон розподілу концентрації пари по висоті над поверхнею рідини в залежності від температури і тривалості випаровування, можливих розмірів вибухових зон і кількості рідини, що випаровується.

Характер випаровування в рухоме середовище (конвективна дифузія) істотно відрізняється від випаровування в нерухоме середовище (молекулярна дифузія). При конвективній дифузії відбувається переміщення маси з однієї фази в іншу не тільки в результаті руху молекул, а й у результаті руху повітря, а також більш інтенсивного теплообміну. Завдяки цьому збільшується кількість рідини, що випаровується. У цьому випадку над поверхнею рідини утворюється невеликий прикордонний шар з концентрацією насиченої пари, потім відбувається різке падіння концентрації. У шарах над прикордонним шаром (внаслідок інтенсивного перемішування середовища під час руху) концентрація пари буде приблизно однаковою.

Зниження пожежовибухонебезпеки виробництв за наявності пристроїв з відкритою поверхнею випаровування забезпечується наступними технічними рішеннями:

- розробкою (або заміною) технологічних схем таким чином, щоб весь процес, включаючи завантаження і вивантаження матеріалу, проводиться ізольовано від навколишнього середовища (апарати з відкритою поверхнею

випаровування у всіх випадках, коли це дозволяє технологія, слід замінити на закриті);

- заміна легко займистих речовин на негорючі або менш горючі рідини. Наприклад, використання лужних і синтетичних мийних засобів, хлористого метилену, трихлоретилену в процесах миття і знежирення вузлів і деталей, а також застосування ультразвукового методу знежирення і очищення та ін.;

- вибір найбільш раціональної форми відкритого апарату, що дозволяє мати мінімальний розмір поверхні випаровування;

- влаштування систем відсмоктування та уловлювання парів рідини, що виділяються при випаровуванні, безпосередньо біля апаратів;

- наявність спеціальних засобів захисту на випадок пожежі (заглушок для запірних пристроїв, аварійного зливу рідини, локальної системи пожежогасіння);

- підтримання робочої температури рідини нижче температури спалаху рідини.

4.2 Пожежна безпека виходу горючих речовин із нормально працюючого технологічного обладнання

Апарати з дихальними пристроями являють собою закриті ємності, внутрішній об'єм яких сполучається з атмосферою за допомогою дихальних пристроїв (дихальних трубок, відкритих люків, клапанів тощо). Такі апарати застосовуються в тих випадках, коли робота приладу за технологічними умовами вимагає зміни рівня рідини. До них відносяться баки та інші місткі пристрої для прийому і зберігання легкозаймистих та горючих речовин, вимірювальні прилади, дозатори та ін. Пожежна небезпека апаратів з дихальними пристроями визначається кількістю парів горючої рідини, які виходять в атмосферу або в приміщення при диханні. клапани або відкриті люки в результаті так званих «малих і великих вдихів».

Велике дихання - виштовхування парів рідини назовні або всмоктування повітря всередину апарату при зміні рівня рідини в ньому.

Мале дихання - виштовхування парів або всмоктування повітря всередину пристрою при зміні температури в його газовому просторі під впливом зміни температури навколишнього середовища.

Слід зазначити, що повітря, що потрапляє в пристрій під час його «дихання», може призвести до розрідження багатой суміші парів до вибухонебезпечної концентрації. При малих і великих вдихах поблизу дихальних пристроїв може утворюватися горюча пароповітряна суміш, якщо температура рідини дорівнює або перевищує нижню температурну межу поширення полум'я.

За потужністю одноразового викиду та розміру зовнішніх пожежонебезпечних зон, що утворюються при цьому, більш небезпечними є великі вдихи.

Розмір зовнішньої небезпечної зони залежить від кількості парів, що виходять, їх властивостей, конструкції ємності та її дихального пристрою, а також від стану навколишнього середовища (головним чином швидкості руху і вертикального розподілу повітря). температура).

Кількість парів горючої рідини, що виділяються з апаратів при їх диханні, можна визначити розрахунковим шляхом, якщо прийняти, що концентрація парів рідини при даній температурі у всіх точках пароповітряного простору ємності або апарату однакова. і дорівнює концентрації насичених парів.

Найбільш пожежонебезпечними пристроями з дихальними пристроями є нафтовидобувні резервуари, резервуари нафтопроводів, проміжні резервуари, а також резервуари змішування бензину на нафтопереробних заводах, робота яких супроводжується великою загазованістю території. При цьому найбільш небезпечними технологічними режимами є заповнення резервуарів нафтопродуктами, які легко випаровуються після їх тривалого простою, і заповнення резервуарів гарячим нафтопродуктом або нафтою, що

містить велику кількість газу. Пожежна безпека при експлуатації апаратів з дихальними пристроями з метою зменшення втрат парів рідини та підвищення рівня пожежної безпеки під час експлуатації апаратів з дихальними пристроями доцільно здійснити такі технічні та організаційні заходи:

1. Ліквідація пароповітряного простору в баках. Це досягається використанням резервуарів з понтонами або з плаваючим дахом.

2. Забезпечувати сталість об'єму газового простору. За допомогою газорівняльної газової обв'язки двох і більше резервуарів з однаковими рідинами за умови синхронізації операцій спорожнення або наповнення обв'язаних резервуарів.

3. Провести теплоізоляцію резервуарів. Для цього використовуються підземні резервуари.

4. Фарбування ємностей світловідбивними фарбами. Срібна (алюмінієва) фарба зменшує втрати майже вдвічі порівняно з чорною.

5. Зрошувати резервуари водою за допомогою спринклерів. Охолодження даху і стінок резервуарів в районах з жарким кліматом призводить до зменшення втрат в два рази.

6. Впровадити системи для уловлювання та утилізації парів. Застосування сорбційних процесів, холодильних і компресорних установок.

7. Винести дихальні трубки за межі приміщення.

Герметизація газового простору резервуарів дихальними клапанами. Це дозволяє зменшити втрати від великих вдихів, різко зменшити втрати від малих вдихів і навіть повністю виключити їх. Переривчасті пристрої.

Пожежна небезпека пристроїв переривчастої роботи. Пристрої переривчастої дії часто використовуються у виробничих процесах. До таких апаратів належать змішувачі, екстрактори, ксантогенізатори, клейозмішувачі та ін.

За всіма іншими параметрами апарати періодичної дії становлять велику пожежну небезпеку порівняно з апаратами безперервної дії, що в

основному пов'язано з нестабільністю параметрів процесу, їх недостатньою механізацією та автоматизацією. Переривчасті пристрої завантажуються легкозаймистими речовинами перед початком робочого циклу, під час роботи необхідно відібрати проби оброблюваних речовин для аналізу, а після закінчення процесу пристрій слід розвантажити та підготувати до наступного циклу.

Робота таких пристроїв передбачає необхідність відкриття люків, кришок, вантажно-розвантажувальних пристроїв і при цьому викид певної кількості легкозаймистих речовин зі створенням горючого середовища в приміщенні або на відкритому просторі. Крім того, здійснення процесів в пристроях, що працюють з перебоями, як правило, пов'язане з численними змінами світильників, під час яких висока ймовірність помилкових дій персоналу, що призводять до аварій і аварійних ситуацій.

Аналіз пожеж і вибухів показує, що під час виконання періодичних процесів часто допускаються помилки при підготовці сировини та її завантаженні. Надлишок сировини часто стає причиною переповнення обладнання легкозаймистими та горючими рідинами, що призводить до вибухів і пожеж на виробництві. Вибух або пожежа можливі також внаслідок неправильного розвантаження обладнання під час незавершеного процесу або за наявності значної кількості горючої сировини. Типовим періодичним пристроєм є міксер для приготування гумового клею (розчину каучуку в бензині) з робочою температурою близько 30 ° C і робочим тиском 0,1 МПа.

Під час процесу розчинення концентрація парів розчинника в апараті буде вище верхньої межі концентрації поширення полум'я, оскільки робоча температура набагато вища за верхню межу температури поширення полум'я бензину. Готову масу вивантажують, перевертаючи прилад з відкритою кришкою. Відкриття кришки змішувача призведе до вивільнення легкозаймистих парів рідини назовні, до утворення локальних небезпечних концентрацій поблизу пристрою, а також усередину пристрою, коли повітря потрапляє в пристрій.

Пожежна небезпека таких пристроїв визначається не тільки пожежними властивостями використовуваних речовин, але і кількістю парів ЛЗР і ГР, що виділяються з пристроїв за нормальних умов експлуатації. Кількість парів рідини, що виходять з пристрою, визначається залежно від характеру виконуваної операції.

Так, операція завантаження апаратів супроводжується видавлюванням парів, відкриттям люків (кришок) - скиданням надлишкового тиску або потраплянням повітря в апарат (якщо апарат працював у вакуумі), вивантаженням в ємності - випаровування з відкритої поверхні. Викид продуктів з обладнання в ємності (іноді з розливом рідини) також супроводжується виділенням парів або газів, величину якого можна визначити, припускаючи, що випаровування відбувається з вільної поверхні на нерухому і рухоме середовище.

Процес завантаження горючих речовин у апарати супроводжується виштовхуванням певної кількості газоповітряної суміші, яка може бути визначена як для апаратів, де можливі втрати, так і для великих вдихів. Так, під час роботи апаратів з переривчастою роботою під час їх розвантаження або при відборі проб через люки і кришки (виділення парів або газів в об'єм приміщення), а також при їх завантаженні (видавлювання газу) створюється горюче середовище. - повітряна суміш).

4.3 Порядок пожежогасіння під час експлуатації періодичних пристроїв

При організації та здійсненні періодичних процесів пожежогасіння особливу увагу слід приділяти підготовці пристроїв і сировини до процесів, а також якості та надійності систем завантаження та розвантаження. З метою зниження пожежо- та вибухонебезпеки періодичних пристроїв доцільно застосовувати наступні технічні рішення. Заміна періодично працюючих пристроїв.

У разі можливості за умовами технологічного процесу безперервній пристрої замінювати герметичними з безперервною роботою. Герметизація вантажно-розвантажувальних пристроїв. Вивантажувати апарати з готової продукції краще не відкрито, а через розвантажувальні труби в приймальні бункери або в закриту тару. Оснащення апаратів системами відсмоктування пари та газу.

На апаратах з відкритим завантаженням і розвантаженням - системи відсмоктування пари і газу з їх внутрішнього об'єму, а потім відсмоктування вакууму через подачу інертного газу. Захист внутрішнього об'єму пристрою інертним газом. Якщо прилади розряджаються відкрито, необхідно протягом усього терміну служби захищати внутрішній об'єм приладу інертним газом. При тривалій зупинці ненавантажених апаратів очистити їх від залишків продукту, продути інертним газом або залити водою. Забезпечте точки відведення парів і газів (кришки, що відкриваються, люки для відбору проб тощо) місцевими системами відсмоктування.

Стаціонарні локальні установки пожежогасіння слід розміщувати в місцях встановлення періодичних пристроїв (особливо для відкритого розвантаження та завантаження легкозаймистих речовин).

Основні заходи протипожежного захисту, спрямовані на зниження ризику виникнення пожежі та вибуху в заповнених виробничих приміщеннях:

- перехід на технологічні процеси з меншими виділеннями пилу;
- використання знепилювальних пристроїв;
- регулярне прибирання приміщень від пилу.

4.4 Небезпека виходу горючих речовин через сальникові ущільнення та фланцеві з'єднання. Заходи пожежної безпеки

Виділення горючих парів або газів при нормальній герметичності приладів, як правило, не викликає реальної пожежної небезпеки внаслідок швидкого розсіювання парів (газів) при повітрообміні. Проте в місцях

тривалого виділення парів і газів можуть виникати локальні концентрації небезпечних пожеж.

Невеликі витоки горючих газів можуть призвести до пожеж, що в свою чергу призводить до ослаблення болтів, деформації або займання прокладок, втрати тиску на прокладки та поширення вогню під час виробництва. Це стосується, зокрема, фланцевих з'єднань на лініях рідини та легкозаймистих газів.

Слід зазначити, що невеликі витоки горючих газів можуть призвести до пожеж, що в свою чергу призводить до ослаблення болтів, деформації або займання прокладок, втрати тиску на прокладки та поширення вогню під час виробництва. Це стосується, зокрема, фланцевих з'єднань на лініях рідини та легкозаймистих газів.

Фланцеві (вставні) з'єднання використовуються для з'єднання окремих ділянок трубопроводів, а також для монтажу арматури, приладів контролю і автоматики і забезпечують достатню герметичність з'єднань, легкість затягування, надійну міцність, можливість використання широкого діапазону тисків, а також можливість багаторазового розбирання і складання. Витікання горючих речовин через ущільнювальні поверхні запірних пристроїв може бути викликано також потраплянням твердих часток, накипу тощо.

Пожежну небезпеку створюють також пристрої з рухомими механізмами (колеса насосів і компресорів, лопаті мішалок, гвинтові гвинти тощо), вали або штоки, що проходять через корпус апарата з відповідними сальниковими ущільненнями. Створити належну герметичність таких пристроїв дуже важко, тому при їх експлуатації завжди відбувається витік горючих речовин назовні.

Для підвищення герметичності технологічних пристроїв, що працюють під тиском:

- при нероз'ємних з'єднаннях застосовують зварювання, паяння, розвальцювання;

- забезпечити герметичність фланцевих з'єднань з прокладками. Герметичність фланцевих з'єднань, що працюють при номінальному тиску до 4 МПа, забезпечується плоскими або гофрованими прокладками з пароніту, картону, азбесту, фторопласту і полімерних матеріалів;

- для зменшення втрат при перекачуванні легкозаймистих рідин і зріджених газів вали насосів повинні бути ущільнені як звичайними ущільненнями з м'яким ущільненням, так і торцевими (особливо при перекачуванні зріджених газів);

- використовувати машини з мокрим ротором (наприклад, мембранні насоси, рідинні та газові ежектори, пристрої з екранованими електродвигунами).

Висновок до розділу 4

Горюче середовище на території промислових об'єктів і місць може виникати не тільки при пошкодженнях і аваріях, а й при нормальній експлуатації пристроїв, які мають свої конструктивні особливості і супроводжуються виділення горючих газів, пари та рідин. При цьому особливу увагу слід звернути на апарати з відкритою поверхнею випаровування, апарати з дихальним апаратом, апарати з періодичним спрацьовуванням.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Вплив цивільної авіації на навколишнє середовище

Основними екологічними проблемами, пов'язаними з цивільною авіацією, є: зміна клімату; виснаження озонового шару в стратосфері, що призводить до збільшення поверхневого УФ-випромінювання;

- регіональне забруднення – зміни хімічного складу тропосфери на десятки-сотні кілометрів в районі аеропортів. Зокрема, викиди оксидів азоту в повітря збільшують озон;
- локальне забруднення – як шум, так і погіршення якості повітря, спричинене повітряними судами та пов'язаним з ними наземним транспортом.

Багато різних газів сприяють зміні клімату. CO₂ широко вважається найбільш проблемним парниковим газом. Він має довгий життєвий цикл і відіграє ключову роль у глобальному потеплінні. В авіації це в основному генерується в результаті спалювання багатого вуглецем «вікопного палива» в двигунах.

Про вплив інших газів відомо менше. Деякі дослідники передбачають, що ці гази мають набагато більший вплив, ніж CO₂, коли потрапляють у верхні шари атмосфери [1].

Багато викидів літаків змінюють поглинання сонячного та теплового випромінювання. Важливими аспектами таких змін клімату можуть бути локальні зміни середньої кількості опадів або частоти та інтенсивності теплових хвиль. Тут, як і в інших оцінках потенційного впливу людської діяльності на клімат, обговорення впливу повітряного транспорту буде в основному обмежено розглядом можливих змін у середньому глобальному

середня температура поверхні. Однак слід зазначити, що цей показник зміни клімату обмежений за масштабом. Крім того, важливість регіональних і

місцевих відмінностей у впливі клімату може бути особливо недооцінена за цим глобальним показником. Вплив викидів літаків може змінюватися залежно від того, у верхній чи нижній стратосфері вони знаходяться. Як велика кількість мікроелементів, так і домінуючий хімічний склад і пов'язана з ним хімічна реакція значно відрізняються в двох регіонах. Зокрема, вміст водяної пари відносно високий у тропосфері та низький у стратосфері, тоді як рівень озону набагато вищий у стратосфері. Стратосферний озон поглинає сонячне випромінювання. Це призводить до нагрівання профілю в стратосфері, що визначає його характер, а також захищає життя на поверхні від шкідливого впливу УФ-випромінювання [2].

Оскільки авіація розширюється, щоб задовольнити зростаючий попит, особливо на ринках, що швидко розвиваються, загальні викиди, ймовірно, зростуть.

Збільшення вуглецевого сліду є неприйнятним для будь-якої галузі, тому авіація, від авіакомпаній до управління повітряним рухом, наполегливо працює над скороченням викидів парникових газів.

CO₂ - не єдиний парниковий газ, який викидають літаки. Вихлопні гази авіаційних двигунів складаються з 7-8% CO₂ і водяної пари, приблизно 0,03% оксидів азоту, незгорілих вуглеводнів, монооксиду вуглецю та оксидів сірки, слідових кількостей гідроксильних сполук і азоту, а також невеликої кількості частинок сажі (хоча сажа майже виключена). викиди за останні кілька десятиліть). Від 91,5% до 92,5% вихлопних газів літака складають нормальний атмосферний кисень і азот [4].

Нещодавні дослідження показують, що викиди CO₂ від авіації слід помножити на коефіцієнт 1,9, щоб врахувати додатковий вплив цих інших газів на висоті. Однак важливо розуміти, що більшість інших викидів також викидає гази, відмінні від CO₂, і потребує множника для визначення їх загального впливу на зміну клімату (також відомий як радіаційний вплив). Наприклад, швидкість автомобільного транспорту в 1,5 рази перевищує викиди CO₂.

Якщо врахувати ці викиди, не пов'язані з CO₂, і мультиплікатор, то Міжурядова група експертів зі зміни клімату (IPCC) оцінює, що на авіацію припадає приблизно 3% від загального поточного впливу на клімат. Однак деякі експерти стверджують, що використання множника при розрахунку індивідуальних викидів у польоті є недоречним, оскільки це інструмент для опису довгострокових впливів. Інші сектори не мають тенденцій, жодних впливів, які не додаються, вони додаються при розрахунку їхніх викидів вуглецю [5].

Кольорові траси, створені літаками, також впливають, але дослідження не визначили, чи це пов'язано з потеплінням чи охолодженням Землі. За певних метеорологічних умов вони можуть залишатися в атмосфері та утворювати «перисті» хмари, які можуть впливати на зміну клімату. Наприклад, деякі дослідження показують, що ці хмари можуть мати різні ефекти охолодження та зігрівання залежно від того, вдень чи вночі відбуваються польоти. Цей тип дослідження може визначити, чи є потенційна користь від зміни операційної поведінки. У цій сфері ведеться більше роботи, і аерокосмічна промисловість допомагає в дослідженні впливу зміни клімату, зокрема розміщує на деяких авіалайнерах обладнання для випробування атмосфери на великій висоті.

Також дуже важливими є локальні та регіональні проблеми забруднення. Існує конфлікт між заходами щодо їх вирішення та масштабними екологічними проблемами, пов'язаними з польотами. Зокрема, як технологічні заходи, так і заходи на маршруті, спрямовані на зниження шуму під час зльотів і посадок, а також технологічні заходи щодо зменшення викидів оксидів азоту під час зльотів і на землі, можуть призвести до збільшення радіаційного впливу, пов'язаного з двоокисом вуглецю. викиди протягом усього польоту та викиди оксидів азоту на крейсерській висоті.

Забруднення повітря та шум, спричинені авіацією, можуть негативно вплинути на здоров'я мешканців поблизу аеропортів та злітно-посадкових смуг.

У ХХІ столітті увага світової громадської думки до проблем екологічної безпеки Центральної Азії прикута до такої важливої проблеми для населення, що проживає поблизу аеропортів, як вплив авіаційного шуму в нічний час. Це стало ще одним новим пріоритетним напрямком захисту від впливу авіації. На загальний стан здоров'я людини впливає зниження якості відпочинку під час сну та інші фактори, пов'язані з рівнем шуму, створюваного літальними апаратами під час зльоту і посадки. Підвищення ризику серцево-судинних захворювань населення, яке проживає поблизу аеропортів, є наслідком впливу повітряного шуму на певну територію залежно від його рівня (наприклад, великі аеропорти).

За прогнозами ІСАО кількість людей у світі, які зазнають впливу авіаційного шуму, планомірно зростатиме за всіма сценаріями використання нових досягнень у виробництві техніки та вдосконалення процесу її експлуатації в майбутньому [6].

У перспективі найближчих 10-15 років для аеропортів, в умовах відносної стабільності наявного парку повітряних суден, одним із пріоритетних напрямів зниження негативного впливу авіатранспорту ЦА на навколишнє середовище буде зниження рівня шуму, що заважає населенню, завдяки екологічно раціональному підбору повітряних суден, що експлуатуються вночі. Останніми роками багато європейських аеропортів застосовують різноманітні обмеження на нічні рейси – вводять екологічні збори або обмежують кількість вильотів чи посадок літаків у певний час. Авіаційний шум негативно впливає на здоров'я мешканців, погіршує якість їхнього життя, шкодить дикій природі та освітнім можливостям дітей. Авіаційний шум може призвести до високого кров'яного тиску, втрати слуху та розладів сну.

Дослідження 1997 року показало, що дві третини тих, хто живе поблизу аеропорту, відверто дратуються шумом літаків, мають проблеми зі сном і мають гірше здоров'я, ніж група, яка живе в тихій місцевості. На додаток до цього, Європейська комісія виявила, що проживання поблизу аеропортів

піддає мешканців ризику ішемічної хвороби серця та інсульту через підвищення артеріального тиску внаслідок впливу шуму.

Було також встановлено, що шум в аеропорту впливає на здоров'я та розвиток дітей. Дослідження 1980 року показало, що діти, які живуть ближче до аеропорту Лос-Анджелеса, мають вищий артеріальний тиск, ніж ті, хто живе в тихих районах. Крім того, дослідження 2005 року, опубліковане в *The Lancet*, показало, що діти в безпосередній близькості від аеропортів Великобританії, Нідерландів та Іспанії мали затримку читання на два місяці за кожні 5 децибел вище середнього рівня шуму в їхньому оточенні. Дослідження пов'язує шум літака з нижчим рівнем розуміння прочитаного (West Online).

Забруднення повітря, спричинене авіацією, може призвести до різних захворювань, особливо в міських районах, де рівень польотів найвищий

Чадний газ може викликати головний біль, нудоту і розлад нервової системи.

Оксиди азоту можуть пошкоджувати капіляри та клітини імунної системи, підвищувати сприйнятливність до інфекцій, загострювати астму та викликати гострі респіраторні проблеми.

Озон може зменшити функцію легенів, підвищити сприйнятливність до інфекції та погіршити симптоми, схожі на алергію.

Тверді частинки можуть спричинити застуду, проблеми з диханням, емфізему легенів і зменшити ємність легенів. Тривалий вплив також може спричинити захворювання серця та легенів і рак, а також може викликати подразнення шкіри, утруднення дихання, дисфункцію легенів і рак.

Діоксид сірки може викликати подразнення легенів, хронічний бронхіт і можливу смерть, якщо змішати його з твердими частинками.

Також варто зазначити, що рейс може негативно вплинути на здоров'я пасажирів. Переліт між часовими поясами може порушити ваш біологічний годинник, що призведе до часових поясів. Пасажир також може відчувати втому під час подорожі, яка спричинена стресом у подорожі та

недосипанням, які відчуває пасажир.

Таким чином, можна зробити висновок, що менше споживання палива літаками призведе до прямого зменшення кількості викидів вуглекислого газу в навколишнє середовище, сподіваючись, уповільнить різкі зміни клімату, які відбулися протягом останнього століття. Це, у свою чергу, допомогло б уповільнити руйнування екосистем, спричинене підвищенням температури поверхні Землі, зберігаючи різноманітність екосистемних послуг, від яких так сильно залежить людське суспільство. Разом зі зниженням викидів вуглецю здоров'я людей також має покращитися, оскільки якість повітря, швидше за все, буде знижуватися повільніше, а кількість захворювань, пов'язаних із спекою, і смертей, спричинених екстремальною погодою, має зменшитися. Зниження шумового забруднення, яке часто супроводжує конструкції паливно-ефективних літаків, також може покращити психічне здоров'я людей, а також зменшити знищення середовища існування дикої природи та загибель тварин.

5.2 Роль ІКАО у регулюванні захисту довкілля

Після розвитку міжнародної авіації під час Другої світової війни виникла потреба у створенні системи регулювання міжнародних польотів, що охоплює технічні, економічні та правові питання.

Тому в 1944 році Конвенція про міжнародну цивільну авіацію, відома як Чиказька конвенція, заснувала Міжнародну організацію цивільної авіації. Це спеціалізована установа ООН із власною структурою та системою фінансування, яка входить до складу Економічної та соціальної ради ООН. Організація зі штаб-квартирою в Монреалі, Канада, наразі налічує 191 країну-члена. Її головна мета — служити глобальним форумом для регулювання цивільної авіації.

Маючи на меті досягнення сталого розвитку глобальної системи цивільної авіації, ІКАО розробляє політику, стандарти та рекомендовану

практику в секторі цивільної авіації. Щоб охопити їх, він співпрацює зі 192 державами-членами та основними галузевими групами. У цьому світлі ІКАО співпрацює з іншими спеціалізованими установами Організації Об'єднаних Націй, включаючи Всесвітню метеорологічну організацію, Міжнародний союз електрозв'язку, Всесвітню організацію охорони здоров'я тощо. Що стосується захисту навколишнього середовища, ІКАО має Комітет Ради з авіаційного середовища, який є провідником її політики та стандартів. В ІКАО держави обговорюють політику, правила та стандарти, а також проводять дослідження та аналіз.

ІКАО керують два органи: Асамблея, що складається з представників усіх держав-членів, яка збирається принаймні один раз на три роки; і постійний орган, Рада, що складається з представників 36 держав-членів, обраних на трирічний термін. Рада скликає Асамблею, призначає Генерального секретаря, готує звіти та роз'яснює питання, пов'язані з Чиказькою конвенцією. Відповідно до Чиказької конвенції Рада інформує трирічну асамблею ІКАО про порушення та дотримання правил і резолюцій. Як випливає з назви, Асамблея проводиться не рідше одного разу на три роки, зазвичай у вересні в місті Монреаль.

Щоб допомогти державам-членам у виконанні Чиказької конвенції, ІКАО поставила п'ять стратегічних цілей, а саме:

- 1) безпеки;
- 2) авіаційна спроможність та ефективність;
- 3) безпека та авіаційна допомога;
- 4) економічний розвиток повітряного транспорту;
- 5) охорона навколишнього середовища.

Що стосується останньої мети, існує два основних питання: авіаційний шум (для якого ІКАО вже визначила стандарти) та викиди парникових газів.

Протягом багатьох років дебати щодо викидів були зосереджені на встановленні цільових показників скорочення, беручи до уваги дані та звіти, опубліковані Комітетом ІКАО з питань авіації та захисту навколишнього

середовища (ІСАО-САЕР).

Комітет ІСАО є технічним органом, створеним у 1983 році спеціально для формулювання та рекомендацій політики щодо авіаційного шумового забруднення та викидів парникових газів.

Комітет виконує значну частину роботи ІКАО в галузі навколишнього середовища. САЕР вивчає ефективність і надійність запропонованих схем сертифікації повітряних суден з точки зору технічної здійсненності, економічної доцільності та екологічних потреб. САЕР також досліджує інші питання, пов'язані з викидами авіаційних двигунів, включаючи міжнародні та національні дослідження впливу викидів і можливі засоби контролю викидів, такі як експлуатаційні заходи та збори, пов'язані з викидами. САЕР тісно співпрацює з регіональними та національними органами з питань льотної придатності, щоб обговорити та запропонувати зміни до рекомендованих екологічних стандартів [11].

САЕР також працює над запропонованими стандартами для вдосконалених процедур, технологічних інновацій та альтернативних видів палива. Однак між 1997 і 2008 роками було досягнуто дуже незначного прогресу в досягненні мінімального консенсусу, необхідного для узгодження скорочення викидів.

Основною проблемою були інтенсивні зусилля комерційних авіакомпаній уповільнити переговори. Вони представлені в ІСАО Групою повітряного транспорту та Міжнародною асоціацією повітряного транспорту, асоціацією, заснованою в 1945 році, яка зараз включає понад 250 компаній.

Іншими важливими причинами повільних переговорів були ненадійна позиція Сполучених Штатів, яка значною мірою сприяла дискусіям і розробці технічного матеріалу, але до 2013 року, і відмова країн, що розвиваються прийняти цілі скорочення до 2014 року. Найвидатнішими серед них були Китай і Бразилія, які нещодавно застосували більш інклюзивний підхід, та Індія, яка строго трактує категоризацію розвинутих країн і країн, що розвиваються.

Коли дебати щодо викидів парникових газів у міжнародній авіації перемістилися з кліматичної сфери до міжнародної авіації, було прийнято рішення розглянути ці викиди на спеціальному форумі за допомогою низки учасників (держав, авіакомпаній та компаній), які ведуть переговори в певному шляхом і на основі певних стандартів і правил. Наприклад, неявні та явні принципи, якими керується ІКАО та на які впливає ІСАО, впливають із захисту та розширення авіаційного сектору, який є основою цього форуму для переговорів, а не з боротьби зі зміною клімату, яка буде робочою передумовою РКЗК ООН. Тому дебати про скорочення викидів або компенсаційні заходи можна розуміти як поступку з боку сектору, а не як підвищення розуміння його внеску в зміну клімату.

ІСАО є дуже традиційною організацією з десятиліттями офіційних і неофіційних процедур. Її робочі групи та лобі добре організовані та консолідовані, а виробники та оператори літаків дуже успішно впливають на уряд країни. Таким чином, цивільна авіація просякнута сильним почуттям «націоналізму» та національного суверенітету, що включає роль державних і недержавних акторів. Як зазначили два аналітики: «Повітряний транспорт — це дуже регульована та контрольована галузь. Інституційні інститути та нормативно-правова база суттєво впливають на роботу авіакомпаній, а отже, на їхню технічну та екологічну ефективність».

Поле клімату може мати серйозні наслідки для галузі авіатранспорту, тому було організовано, щоб відбити його. У преамбулі Резолюції А38-18 від 2013 року зазначено, що Асамблея: «...закликає ІКАО та її держави-члени висловити чітке занепокоєння в рамках процесу РКЗК ООН щодо використання міжнародної авіації як потенційного джерела мобілізації доходів від кліматичного фінансування в інших секторах, щоб гарантувати, що міжнародна авіація не буде непропорційно спрямована як джерело таких доходів ».

Іншими словами, Асамблея стурбована тим, що міжнародний сектор цивільної авіації може бути пов'язаний з політикою щодо зміни клімату.

У результаті ІСАО була створена відповідно до Конвенції та досягла великих успіхів у забезпеченні дотримання міжнародного авіаційного та екологічного права в цивільній авіації в усьому світі. Авіаційний шум і викиди дуже негативно впливають на здоров'я населення, яке проживає поблизу аеропортів. Це основне джерело викидів парникових газів і, отже, глобального потепління. Тому це один із потужних чинників зміни клімату. Роль визначена, зокрема, рекомендаціями Комітету з охорони навколишнього середовища ІКАО. Екологічна робота ІСАО зосереджена насамперед на тих питаннях, які принесуть найбільшу користь від загального глобально скоординованого підходу, а саме шуму літаків і викидів двигунів.

5.3 Вплив міжнародних конференцій на захист довкілля у цивільній авіації

З моменту підписання Чиказької конвенції було проведено багато важливих конференцій, які встановили та змінили правила забруднення навколишнього середовища в цивільній авіації та навколишньому середовищу в цілому. Розглянемо основні з них.

Стокгольмська конференція була першою з інших багатосторонніх екологічних угод, включаючи Рамкову конвенцію ООН про зміну клімату 1992 р. (РКЗК ООН), Кіотський протокол 1997 р. та Паризьку угоду про зміну клімату 2015 р. Роль цих договорів, які продемонстрували співпрацю між міжнародної спільноти держав охорона навколишнього середовища стала тематичним питанням, яке потребує серйозної уваги. Доповідь Фратланда 1987 року запропонувала ще одну важливу концепцію сталого розвитку, яка повинна бути прийнята всіма економічними видами діяльності, включаючи авіаційний сектор, щоб забезпечити кращий світ для нинішніх і майбутніх поколінь.

Стокгольмська конференція 1972 року заклала основи комплексного, збалансованого підходу до вирішення найширшого спектру екологічних

проблем на найвищому рівні, а також питань охорони навколишнього середовища в цивільній авіації. Стокгольмські рішення сформулювали право людей на гідні та гармонійні умови життя. Конференція мала величезний вплив на внутрішню політику багатьох країн, у національних пріоритетах яких поки що немає питання збереження природи. Ці питання стали пріоритетними на регіональному та національному рівнях. За підсумками конференції розроблено державні екологічні програми, створено механізми їх реалізації, внесено зміни до національного законодавства. Рішення, ухвалені у столиці Швеції, дали поштовх міжнародній екологічній співпраці та рішучому розвитку

міжнародне екологічне право та задає нові напрями діяльності ООН у сфері охорони навколишнього середовища.

Варто зазначити, що Стокгольмська конференція започаткувала діалог представників ООН та підконтрольних їй організацій з пересічними громадянами та неурядовими організаціями. У роботі конференції взяла участь безпрецедентна для тих часів велика кількість таких учасників.

Гасло конференції Only One Earth (укр. «Тільки одна планета») стало гаслом екологічного руху в усьому світі. Було б перебільшенням сказати, що всі положення Стокгольмської конференції виконувалися і виконуються скрізь і в повному обсязі – але вони точно не були декларативними. Моделі розвитку, нав'язані йому 43 роки тому, вимагають беззастережної адаптації, але важливість цього форуму сьогодні важко переоцінити. Результати зустрічі в Стокгольмі були опрацьовані на Конференції з навколишнього середовища та розвитку в 1992 році в Ріо-де-Жанейро, Всесвітньому саміті зі сталого розвитку в 2002 році в Йоганнесбурзі, кліматичному саміті в Копенгагені в 2009 році, Ріо + 20 і + 40 самітів, які відбулися у 2012 році, діалог на найвищому рівні, який переслідує таку важливу мету, триває.

Регулярні звіти Асамблеї Міжнародної організації цивільної авіації відіграють дуже важливу роль у регулюванні захисту навколишнього середовища в цивільній авіації. Візьмемо, наприклад, 39-ту сесію, на якій

розглядався прогрес, досягнутий ІКАО після її 38-ї сесії.засідання Асамблеї при розгляді питань, пов'язаних з діяльністю цивільної авіації та навколишнім середовищем. Документ містить інформацію про діяльність Секретаріату у співпраці з іншими організаціями та діяльність Комітету із захисту навколишнього середовища від авіаційних ударів [13].

З метою мінімізації негативного впливу міжнародної цивільної авіації на навколишнє середовище організація формує політику, розробляє та оновлює стандарти та рекомендовану практику (SARPS) щодо авіаційного шуму та викидів авіаційних двигунів, проводить інформаційну та популяризаційну діяльність. Ця робота виконується Секретаріатом за технічної допомоги Комітету з охорони навколишнього повітряного середовища. Крім того, при здійсненні своєї діяльності ІКАО співпрацює з іншими органами системи ООН та міжнародними організаціями.

Було досягнуто значного прогресу в зниженні рівнів шуму та викидів міжнародної цивільної авіації. Наприклад, у результаті значного технічного прогресу порівняно з літаками 1960-х років рівень шуму сучасних літаків знизився на 75%, а паливна ефективність на пасажиро-кілометр зросла на 80%. Ці звіти відіграють дуже важливу роль у регулюванні охорони навколишнього середовища в цивільній авіації.

Висновки до розділу 5

Основними міжнародно-правовими елементами норм охорони навколишнього середовища в цивільній авіації є Міжнародна організація цивільної авіації та Чиказька конвенція 1944 року.

Після багатьох років переговорів держави нарешті домовилися в ІКАО вирішити проблему викидів парникових газів міжнародною цивільною авіацією. Це важливий крок до визнання проблеми зміни клімату та внеску галузі в цю проблему.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Сучасні літаки та авіаційні двигуни – це складні високотехнологічні машини, які проектуються та виготовляються для тривалого та інтенсивного використання, і до яких висуваються підвищені вимоги безпеки. АК піддаються інтенсивному навантаженню в експлуатації через діючі сили, температурні та хімічні впливи.

В даній роботі було розглянуто природу втомних навантажень. Втома металів є однією з найбільш поширених причин катастрофічного руйнування металевих конструкцій. Найбільш актуальна проблема втоми в авіації внаслідок необхідності забезпечення високого рівня надійності і довговічності при мінімальній масі конструкцій.

Описано основні фактори які впливають на виникнення втомних навантажень. Розглянуто процеси створення втомних тріщин та стадії розвитку цих тріщин. Детально описано процеси які проходять під час циклічного деформування.

В другому розділі було отримані основні геометричні параметри основних частин проектованого літака для авіаліній середньої протяжності; виконано підбір двигунів, а саме Д-18Т; виконана компоновка літака; виконане центрування літака. В результаті виконання певного обсягу порівняльних обчислювальних, розрахункових і дослідних робіт спроектований літак, який відповідає поставленим вимогам авіабудування, безпеки польотів, практичності та економічності.

Досліджено місце втомних випробувань у процесах експлуатації ПС. Розглянутий сенсор втоми виготовляється із плакованого алюмінієвого сплаву Д16АТ. Такий вибір обумовлений такими причинами:- до теперішнього часу доведено можливість кількісної оцінки накопиченого втомного ушкодження за параметрами деформаційного рельєфу, який формується на поверхні плакованого шару в процесі циклічного навантаження; алюмінієвий сплав Д16АТ є основним конструкційним

матеріалом, що визначає феноменологічну спільність процесів ушкодження в сенсорі та у значній частині матеріалу конструкції літака.

Проаналізовано розміщення зразка-свідка, способи його виготовлення та кріплення на елементах конструкції літака. Оцінка нагромадженого втомного пошкодження проводиться як за безпосереднім оглядом стану матеріалу конструкції, так і за станом зразків-свідків (датчиків втоми). Застосування датчиків втоми має низку переваг, серед яких варто виділити можливість керування їх чутливістю відповідно до особливостей процесу пошкодження досліджуваних елементів конструкції. Процес втоми металів супроводжується зміною їхніх властивостей на мікро-, мезо- та макрорівнях, що дає змогу використовувати низку фізичних методів для кількісної оцінки відмов сенсора та відповідного розробки ресурсу конструкції.

В розділі охорони праці були визначені особливості пожежної небезпеки при пуску та зупинці технологічного обладнання. Встановлено, що горюче середовище на території промислових об'єктів і місць може виникати не тільки при пошкодженнях і аваріях, а й при нормальній експлуатації пристроїв, які мають свої конструктивні особливості і супроводжуються виділення горючих газів, пари та рідин.

У роботі було досліджено вплив цивільної авіації на навколишнє середовище. Описується основні міжнародно-правові елементи норм охорони навколишнього середовища в цивільній авіації. Обговорюються деякі аспекти впливу міжнародних конференцій на захист довкілля у цивільній авіації.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Безлюдько Г.Я. Эксплуатационный контроль втомного стану і ресурсу металлоконструкції неруйнівним магнітним (коерцітиметричним) методом / Г.Я. Безлюдько // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. – 2003. – 26.–№ 2. – С. 20
2. Болотин, В.В. Ресурс машин и конструкций [Текст] / В.В. Болотин. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с. 9. Бурау, Н.И. Мониторинг жизненного цикла авиационной техники: проблема и основные пути ее решения [Текст] / Н.И. Бурау, В.В. Аврутов// Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики: мат. 14 ежегодной межд. конф., 13–18 октября 2006 г., Ялта. – УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2006. – С. 18–19.
3. Вимоги до діагностичних параметрів при неруйнівному контролі втоми елементів авіаційних конструкцій / М.В. Карускевич, О.Ю. Корчук, Т.П. Маслак та ін. // Вісник НАУ. – 2011. – 114.–№ 2. – С. 110
4. Игнатович С.Р. Методика бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в трехмерном нанометрическом диапазоне / С.Р. Игнатович, И.М. Закиев, В.И. Закиев // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков. ХАИ. – 2005. – С. 46–49.
5. Игнатович, С.Р. Виброакустическая диагностика усталостной поврежденности образцов из алюминиевого сплава [Текст] / С.Р. Игнатович, Н.И. Бурау, С.С. Юцкевич // Авиационнокосмическая техника и технология. – Харьков: ХАИ, 2007. –№ 9 (45). – С. 124–128.
6. Игнатович, С.Р. Особенности формирования деформационного рельефа на поверхности сплава Д16АТ при усталости [Текст] / С.Р. Игнатович, В.Н. Шмаров, С.С. Юцкевич // Авиационнокосмическая техника и технология. – Харьков: ХАИ, 2009. – Вып.10 (67).– С. 132–136.
7. Игнатович, С.Р. Эволюция поврежденности сплава Д-16АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины [Текст] / С.Р.

Игнатович, М.В. Карускевич, О.М. Карускевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Харьков: ХАИ, 2004. – Вып. 4 (12).– С. 29–32.

8. Изменение структурно-напряженного состояния при усталости и фретингусталости / В.В. Шевеля, Г.С. Калда, А.С. Трытек, В.А. Кирилков // *Проблеми трибології*. – 2009. – № 3. – С. 6–13.

9. Иофин И. Д. Об установке усталостных испытаний стальных образцов с применением неразрушающего акустического метода контроля / И.Д. Иофин, В.Л. Бусов, И.В. Шишкин // *Вісник Донбаської державної машинобудівної академії*. – 2008. – № 3Е (14). – С. 61–65

10. Карускевич М. В. Вимоги до діагностичних параметрів при неруйнівному контролі втомних елементів авіаційних конструкцій / М. В. Карускевич, О. Ю. Корчук, Т. П. Маслак [та ін.] // *Вісник НАУ*. — 2011. — № 2. — С. 110–114.

11. Карускевич М.В. *Методологія визначення відпрацювання ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів та зразків-свідків: дисертація на здобуття вченого ступеня д-ра техн. наук: 05.07.02 / Карускевич Михайло Віталійович. – К., 2012. – 305 с.*

12. Карускевич, М.В. Зразок-свідок втомного пошкодження авіаційних конструкцій [Текст] / М.В. Карускевич, Д.М. Костенюк, Є.В. Каран // *Вісник Інженерної академії України*. – 2009. – №3–4. – С. 219–224.

13. Карускевич, М.В. Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження [Текст] / М.В. Карускевич, Д.М. Костенюк, Є.В. Каран // *Вісник НАУ*. – 2009. – № 2. – С. 48–51.

14. Карускевич, О.М. Влияние уровня напряжений на развитие деформационного рельефа [Текст] / О.М. Карускевич // *Вестник двигателестроения*. – 2005. – № 2. – С. 79–83.

15. Кириленко А.Б. *Дискретные процессы усталостного разрушения алюминиевого материала Д16АТВ: диссертація на соиск. уч. степени канд.*

техн. наук: 01.02.06 «Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры» / А.Б. Кириленко. – Киев, 1985. – 159 с.

16. Корчук О.Ю. Накопичення пошкоджень і руйнування кристалітів алюмінієвого сплаву / О.Ю. Корчук. – Вісник НАУ. – 2005. – №3. – С. 112–115.

17. Маслак Т. П. Регресійні моделі еволюції параметрів деформаційного рельєфу під час циклічного навантажування / Т. П. Маслак // Вісник НАУ. – 2008. – № 1 (34). – С. 89–92.

18. Моніторинг втоми конструкційних алюмінієвих сплавів [Текст] / О.М. Карускевич, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, С.В. Хижняк, О.С. Якушенко // Вісник НАУ. – 2004. – № 1(19). – С. 88–91.

19. Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа / М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, Е.Ю. Корчук [и др.] // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С.128–135.

20. Парамонов, Ю.М. Источники информации индивидуального расхода ресурса. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов ГА [Текст] / Ю.М. Парамонов. – Рига: РКИИГА, 1980. – 78 с.

21. Пат. 29683 Україна, МПК G 01 N 3/32. Спосіб прогнозування залишкової довговічності елементів авіаційної конструкцій по насиченості і фрактальній розмірності деформаційного рельєфу / С. Р. Ігнатович, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, В. М. Пантелєєв, О. С. Якушенко; заявник та патентовласник Національний авіаційний університет. — № u 200709909; заявл. 04.09.07; опубл. 25.01.08, Бюл. № 2.

22. Пат. 3470 Україна, МПК G 01 N 3/32. Спосіб визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакувального шару / С. Р. Ігнатович, М. В. Карускевич, О. М. Карускевич; заявник та патентовласник Національний авіаційний університет. — № 2004031792; заявл. 11.03.04; опубл. 15.11.04, Бюл. № 11.

23. Патент на корисну модель № 29683 Україна, G01N 3/32. Спосіб прогнозування залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій по насиченості і фрактальній розмірності деформаційного рельєфу [Текст] / С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, С.О. Якушенко МЕХАНІКА ТА МАТЕРІАЛОЗНАВСТВО 143 (Україна). – 200709909; заявл. 04.09.2007; опубл. 25.01.2008, Бюл. № 2. – 3с.

24. Радченко О.І. Измерение микротвердости как способ исследования дискретных процессов при усталости монокристаллов / О.І. Радченко, О.Ю. Корчук // Авіаційнокосмічна техніка і технологія. – Х.: ХАІ, 2002. – Вип. 34. – С. 181–185.

25. Скальський В.Р. Оцінка накопичення 35.-об'ємної пошкоджуваності твердих тіл за сигналами акустичної емісії / В.Р. Скальський // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. – 2003. – № 4. – С.

26. Структурна пошкоджуваність і руйнування зразків-свідків втомного пошкодження / М.В. Карускевич, О.Ю. Корчук, Т.П. Маслак та ін. // Авиационнокосмическая техника и те Boller C. Ways and options for aircraft structural health management / C. Boller // Smart Mater Struct. — 2001, — №10. — P. 432–440.

27. Структурно-чувствительный сенсор усталости авиационных конструкций / С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, Д.Н. Костенюк // Вісник Тернопільського національного технічного університету. – 2011. – Спецвипуск. Ч. 1. – С. 178–182.

28. Эволюция деформационного рельефа плакированного слоя алюминиевого сплава Д16АТ при усталости [Текст] / С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, С.С. Юцкевич, Т.П. Маслак // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: пр. міжнар. наук.-техн. конф., 21–24 вересня 2009 р. – Тернопіль: ТДТУ, 2009. – С. 47-53.

29. Ignatovich S.R. The fatigue damage control of Al-clad alloy D16AT by characteristics of deformation relief on surface / S.R. Ignatovich,

S.S.Yutskevych // Mechanical Fatigue of Metals: Abstr. XV Intern. Colloq. (XV-ICMFM), 13 – 15 September 2010 / Ed. by D. Rozumek & E. Macha. – Opole: Opole University of Technology, 2010. – P. 25.

30. Karuskevich M. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage / M. Karuskevich, O. Karuskevich, T. Maslak, S. Schepak // International Journal of Fatigue. — 2012. — № 39. — P. 116–121.

31. Karuskevich M.V. Single-crystal as an indicator of fatigue damage Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct / M. V. Karuskevich, A. I. Radchenko, E. E. Zasimchuk. — Vol. 15. — 1993. — № 12. — P. 1281—1283.

32. Karuskevich M.V., Radchenko A.I., Zasimchuk E.E., Single-crystal as an indicator of fatigue damage Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.Vol.15. – 1993. – № 12. – P. 1281-1283.

33. Karuskevich, M.; Karuskevich, O.; Maslak, T.; Schepak, S. 2012. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage. International Journal of Fatigue. N 39: 116–121.

34. Karuskevich, M.V.; Radchenko, A.I.; Zasimchuk, E.E. 1993. Single-crystal as an indicator of fatigue damage. Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. 1283.–Vol. 15. N 12: 1281.

35. Non destructive optical method under fullscale aircraft testing as a method of fatigue life prediction: materials of the 4 world congress, 21-23 Sept. 2010, Kyiv. T.1. – K.: ICAO, National Academy of Sciences of Ukraine, National Aviation University, 2010. – P. 13.21– 13.(Aviation in the XXI-st Century «Safety in Aviation and Space Technologies»).

ДОДАТОК

Таблиця Д.1

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

№	Назва об'єкту	Відносна маса	Маса, кг	Координа та, м	Момент маси, кг·м
1	2	3	4	5	6
1	Фюзеляж	0,07083	44054,63091	23,573	1038521,78
2	ГО	0,01229	7644,09733	68,8	525913,896
3	ВО	0,01152	7165,17504	71,3	510876,98
4	Управління літаком, 70%	0,00168	1044,92136	38,72	40459,3551
5	Електрообладнання	0,0016	995,1632	35,2	35029,7446
6	Протиобліднювальна система	0,00094	584,65838	0,743180	434,506667
7	Гідросистема, 30%	0,00246	1330,06342	31,68	42136,4091
8	Висотне обладнання	0,00611	3800,27947	31,68	120392,854
9	Силова установка	0	0	0	0
10	Паливна система	0		0	0
11	Радіообладнання	0,00064	398,06528	2,4	955,356672
12	Локатор	0,00016	30	0,6	18
13	Аеронавігаційне обладнання	0,0017	1057,3609	2,4	2537,66616
14	Радіолокаційне обладнання	0,0011	684,1747	2,4	1642,01928
15	Приладова дошка	0,0016	995,1632	2,4	2388,39168
16	Обладнання пульта бортоператора	0,0004	24,8972	7,5	186,729
17	Бортоператор	0,0014	87,1402	7,7	670,97954
18	Обладнання кабіни супроводжуючих	0,001516329	94,38088649	5,6	528,5329643
19	Супроводжуючі	0,00054	400	48	19200
20	Буфет-кухня	0	300	29,4	8820
21	Туалет	0,000738	200	31,6	6320
22	Обладнання швартовочне увікні 1	0	29	20	580
23	Обладнання швартовочне увікні2	0	29	20	580
24	Обладнання швартовочне увікні 3	0	29	30	870
25	Обладнання швартовочне увікні 4	0	29	30	870
26	Обладнання швартовочне увікні 5	0	29	46	1334
27	Обладнання швартовочне увікні 6	0	29	46	1334
28	Обладнаннязавантажувальне	0	121	20	2420

1	2	3	4	5	6
29	Обладнання завантажувальне в зоні 2	0	121	20	2420
30	Обладнання завантажувальне в зоні 3	0	0	0	0
31	ТЗІ та декоративна обшивка	0,0026	1617,1402	31,68	51231,0015
32	Хім. рідина	0,0004869	100	33	3300
33	Кисневе обладнання	0,0051	200	34,5	6900
34	Службовий вантаж	0	100	14,15	1415
35	Обладнання гардероба	0	0	0	0
36	Крісла основного екіпажу	0	171	6,1	1043,1
36	Аварійно-рятувальні засоби	0,0001	2104,3858	9	18939,4722
37	Екіпаж	0,000723499	480	12,9	6192
39	Обладнання відсіку відпочинку екіпажу	0	400	19,1	7640
40	Вантаж в зоні 1	0,05359255	33333,33333	16	533333,3333
41	Вантаж в зоні 2	0,05359255	33333,33333	16	533333,3333
42	Вантаж в зоні 3	0,05359255	33333,33333	27	900000
43	Вантаж в зоні 4	0,05359255	33333,33333	27	900000
44	Вантаж в зоні 5	0,05359255	33333,33333	39	1300000
45	Вантаж в зоні 6	0,05359255	33333,33333	39	1300000
46	Продукти харчування	0,000045	8	29,4	235,2
47	Снаряжений фюзеляж		276486,6975	28,684937 51	7931003,64
48	Фюзеляж без нагрзуки		76486,69748	32,219157 77	2464336,973