

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра конструкції літальних апаратів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри
докт. техн. наук, проф.
_____ С.Р. Ігнатович

«__»_____2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«МАГІСТР»

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

Тема: «Прогнозування багатоосередкового пошкодження обшивки дальньомагістрального транспортного літака вантажопідйомністю до 50т.»

Виконав: _____ **О.В. Кобилинський**

Керівник: докт. техн. наук, проф. _____ **С.Р. Ігнатович**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ **В.І. Казанець**

охорона навколишнього середовища:
докт.біолог. наук, проф. _____ **В.Д. Савицький**

Нормоконтролер _____

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

Освітній ступень «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

ЗЕМЛЯНОГО АНДРІЯ ОЛЕКСАНДРОВИЧА

1. Тема роботи: **«Керування процесом технічного обслуговування компонентів повітряних суден»**

затверджено наказом ректора від 10 жовтня 2019 року № 2339/ст.

2. Термін виконання роботи: з 14 жовтня 2019 р. по 29 грудня 2019р.

та з 20 січня 2020р. по 09 лютого 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: статистичні дані про відмови авіаційної техніки,

4. Зміст пояснювальної записки:

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:.

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз ефективності технічної експлуатації повітряного судна	14.10.19 – 25.10.19	
Аналіз надійності дальньомаршрутних повітряних суден	28.10.19 – 8.11.19	
Розрахунок компоновки дальньомаршрутного транспортного літака	11.11.19 – 22.11.19	
Прогнозування багатоосередкового пошкодження	25.11.19 – 30.11.19	
Розробка процесу оцінки багатоосередкового пошкодження	02.12.18 – 13.12.19	
Розробка методу прогнозування багатоосередкового пошкодження обшивки дальньомаршрутного транспортного літака	16.12.18 – 27.12.19	
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці, охорона навколишнього середовища	05.01.20 – 19.01.20	
Попередній захист дипломної роботи	20.01.20 – 24.01.20	

7. Консультанти по окремим розділам

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Канд. техн. наук, доцент Казанець В.І.		
Охорона навколишнього середовища	Докт. біолог. наук, професор В.Д. Савицький		

8. Дата видачі завдання: «__»____2019 року.

Керівник дипломної роботи _____

Завдання прийняв до виконання _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи “ Прогнозування багатоосередкового пошкодження обшивки дальномагістрального транспортного літака вантажопідйомністю до 50 тон ”:

92 сторінок, 24 рисунків, 15 таблиць, 11 використаних джерел.

Об’єкт дослідження – процес технічного обслуговування літаків на періодичних та трудомістких формах технічного обслуговування, існуючий парк літаків та прогнозування ресурсу для них, предмет дослідження – це процедури управління надійністю та процесами періодичного технічного обслуговування для забезпечення льотної придатності, наробітки до появи тріщини та якості технічного обслуговування повітряних суден.

Мета дипломної роботи – визначення терміну експлуатації до появи тріщини та прогнозування багатоосередкових пошкоджень, підвищення надійності конструктивних елементів і управління процесом технічного обслуговування дальномагістрального літака на основі оптимізації режимів технічного обслуговування та забезпечення льотної придатності.

Здійснено розрахунки прогнозування ресурсу парку літаків, розрахунок нового транспортного літака, розроблені пропозиції, що до удосконалення системи визначення ресурсу обшивки дальномагістрального літака, проведено обґрунтування критерію оптимізації, що дозволяє здійснити вибір оптимального режиму контролю в заданих умовах експлуатації.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при формуванні програм технічного обслуговування та аналізу надійності конструктивних елементів дальномагістральних літаків, в практичній діяльності фахівців інженерно-технічної служби.

Прогнозні припущення щодо розвитку об’єкта дослідження - вдосконалення процесів формування регламенту та програм технічного обслуговування, зменшення питомих простоїв за рахунок використання новітніх конструктивних заходів і вдосконалених алгоритмів та стратегій технічного обслуговування.

Зміст

Вступ.....	8
1 Аналіз ефективності технічної експлуатації повітряного судна.....	12
1.1 Процеси технічної експлуатації авіаційної техніки	12
1.2 Формування режимів періодичного технічного обслуговування систем повітряного судна.....	13
1.2.1 Аналіз надійності дальномагістральних повітряних суден	15
1.2.2 Методика оцінки показників надійності авіаційної техніки	17
1.2.3 Надійність систем дальномагістральних повітряних суден	19
1.3 Аналіз проблеми руйнування обшивки транспортних літаків.....	25
1.3.1 Аналіз утворення багатоосередкового пошкодження.....	25
1.3.2 Обґрунтування нового методу	27
Висновок до аналітичної частини.....	29
2 Визначення основних конструкторських параметрів транспортного дальномагістрального літака.....	30
2.1 Обробка статистичних даних літаків прототипів	30
2.2 Визначення основних конструкторських параметрів літака	32
2.2.1 Розрахунок геометричних характеристик крила	32
2.2.2 Визначення геометричних і силових параметрів фюзеляжу	34
2.2.3 Розрахунок основних параметрів шасі	34
2.2.4 Компонування і розрахунок основних параметрів оперення	35
2.2.5 Центрівка літака	37
Висновки до розділу 2	42
3. Прогнозування багатоосередкового пошкодження.....	43
3.1 Загальні положення.....	43
3.2 Оцінка багатоосередкового пошкодження.....	45
3.3 Межа строку дії (МСД).....	46
3.4 Оцінка багатоосередкового пошкодження.....	48
3.4.1 Процес оцінки та завдання багатоосередкового пошкодження.....	48
3.4.2 Початковий сценарій тріщин / пошкоджень	51
3.4.3 Фінальний сценарій розтріскування	51
3.5 Період моніторингу.....	52

3.6 Метод прогнозування багатоосередкового пошкодження обшивки.	57
3.6.1 Розподіл Вейбула	57
3.6.2 Імовірнісна Оцінка Конструкцій схильних до БП / ПДЕ.....	60
3.6.3 Ініціювання / Граничне Визначення	61
3.6.4 Зростання Тріщини	63
3.6.5 Залишкова Міцність.....	64
Висновки до частини 3	66
4.ОХОРОНА ПРАЦІ	67
4.1 Небезпечні і шкідливі виробничі фактори при технічному обслуговуванні планера літака (ГОСТ 12.1.003-74).....	67
4.2 Небезпечні фактори що виникають при технічному обслуговуванні планера літака (ДНАОП 5.1.30-1.06-98).....	68
4.3 Конструктивні та організаційно-технічні заходи щодо зниження впливу факторів.....	70
4.3.1 Розрахунок необхідного рівня штучного освітлення для забезпечення безпечного та ефективного процесу технічного обслуговування планера літака	71
4.4 Пожежна та вибухова безпека (ГОСТ 12.1.004-91, ГОСТ 12.1.010-76)	74
4.5 Інструкція з технічної безпеки при перевірці фюзеляжу літака на герметичність.....	76
Висновки до частини 4	78
5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	79
5.1 Загальні положення.....	79
5.2 Забруднення аеропорту при обслуговуванні літаків і їх систем.....	81
5.3 Вимоги до організацій з обслуговування авіаційної техніки (авіаційно-технічні бази)	83
5.4 Вплив шуму двигуна.....	85
5.5 Вплив шкідливих викидів з авіаційних двигунів.....	86
Висновки до розділу 5	88
Загальні висновки.....	89
Список літератури	90

Перелік умовних скорочень, термінів

АТ – Авіаційна техніка;
АТБ – Авіаційна технічна база;
БО – Багатоосередкове пошкодження;
ДДП – Дискретне джерело пошкодження;
ДМЛ – Дальньомагістральний літак;
ЕС – Ергатична система;
ЕТХ – Експлуатаційно-технічні характеристики;
ІАС – Інженерно-авіаційна служба;
ІТС – Інженерно - технічна служба;
ІСАО – Міжнародна організація цивільної авіації .
КБ – Конструкторське бюро;
ЛА – Літальний апарат;
МСД – Межа строку дії;
ОК – Об’єкт контролю;
ОТО – Оперативне технічне обслуговування;
ПДЕ – Пошкодження декількох елементів;
ПС – Повітряне судно;
ПТІ – Початкова точка інспекції;
ПТЕ- Процес технічної експлуатації;
ПТО – Періодичне технічне обслуговування;
РВП – Розповсюджені втомні пошкодження;
РТО – Регламент технічного обслуговування;
ТО – Технічне обслуговування;
ТЕ – Технічна експлуатація;
ТС – Технічний стан;
ТСМ – Точка структурних модифікацій;
ЦА – Цивільна авіація;

Вступ

Забезпечення ефективної експлуатації авіаційної техніки з високим рівнем надійності і регулярності польотів в умовах твердої конкуренції на світовому ринку необхідне створення вдосконалення системи організації й управління процесами технічного обслуговування (ТО) повітряних суден (ПС) є одним із головних напрямків підвищення ефективності роботи інженерно - авіаційної служби (ІАС) та якості ТО авіаційної техніки (АТ).

У цих умовах особливо важливе значення здобувають питання безпеки польотів, збільшення ресурсу авіаційній техніці при різних умовах експлуатації це зумовлено збільшенням обсягів робіт, що виконуються ІАС, зростаючою складністю АТ й впровадженням різноманітних нових стратегій ТО та методів діагностування АТ, значним збільшенням потоків технічної та виробничо-економічної інформації, яка необхідна для керування виробництвом.

Обсяг та характер задач, що ставляться зараз перед цивільною авіацією України вимагає, не часткових покращень, а крупних комплексних заходів, які б визначили подальший якісний стрибок в її розвитку.

Нагальна потреба вдосконалення процесів управління технічної експлуатації (ТЕ) в цивільній авіації (ЦА) обумовлена зміною технічного стану об'єктів АТ й вимогами збереження льотної придатності ПС в процесі експлуатації, підсиленням концентрації й спеціалізації виробництва, впливом великої кількості різноманітних соціальних й економічних факторів, зменшенням дозволеного часу для переробки інформації, тощо.

Стан проблеми безпеки польотів пов'язаний з ефективністю діючої системи збереження придатності до польотів ПС. Проблема збереження придатності до польотів ПС є однією з найбільш актуальних при експлуатації авіаційної техніки. В сучасних умовах роботи галузі, її особлива актуальність пов'язана з чередою важливих обставин: заснування великої кількості самостійних авіакомпаній та розосередження поміж ними діючого парку ПС; зміни в авіаційній галузі принципів, правил і форм державного регулювання; експлуатація парку ПС, що

старіють; необхідність забезпечити конкурентоздатність вітчизняних ПС нових типів та підвищити ефективність процесів їх створення та експлуатації.

Значне ускладнення конструкцій виробів та систем АТ, зростання функцій, які вони виконують, автоматизація функціонування складних авіаційних систем, використання більш навантажених режимів роботи виробів та інш. суттєво загострило проблему забезпечення безпеки і регулярності польотів, рівень яких, в значній мірі, визначається якістю управління процесами технічної експлуатації повітряних суден.

В даний час виключно актуальним постало питання подальшого розвитку вітчизняної правової, нормативно-технічної та методичної баз в цивільній авіації України в розрізі збереження придатності до польотів цивільних ПС як таких, що експлуатуються, та таких, що будуть створені.

Вирішення поставленої проблеми вимагає нові підходи, залучення до роботи фахівців низки організацій та підприємств. До цього ж, необхідно більш глибоке вивчення основних положень, принципів та правил забезпечення і збереження придатності до польотів ПС, які містяться в документах ФАА, ІКАО і JAA ЕС, з метою їх використання.

Виходячи з викладеного, першочергова задача – необхідність обґрунтування концепції розробки системи збереження придатності до польотів ПС, яка відображує: сучасний стан проблеми; вихідні положення концепції; фактори, що визначають збереження придатності до польотів ПС; основи управління збереженням придатності до польотів; принципи формування нормативної бази; методи та процедури контролю за придатністю до польотів; направлення робіт з формування системи збереження придатності до польотів ПС.

Важливий етап успішної роботи над системою збереження придатності до польотів ПС є визначення складу та змісту її основних концептуальних положень якими являються:

- державна політика в галузі забезпечення та збереження придатності до польотів ПС;
- фактори, що визначають придатність до польотів та сприяють її збереженню під час експлуатації ПС;
- механізм керування процесами забезпечення та збереження придатності до польотів ПС.

Подальший зріст ефективності експлуатації АТ можливий лише на основі наукового підходу та проведення широких комплексних досліджень

Комплекс заходів по забезпеченню ефективності використання АТ включає:

- розробку вимог до технологічних процесів й методів технічного обслуговування;
- перевірку відповідності параметрів, що контролюються, до встановлених вимогами;
- своєчасне виявлення можливих відхилень;
- оперативне усунення відмов та пошкоджень виробів АТ шляхом реалізації оптимальних заходів з ТО.

Важливою проблемою в ЦА є забезпечення надійності складних функціональних систем АТ в процесі експлуатації, дослідження яких зводиться до аналізу надійності технічних систем з урахуванням діяльності льотного та обслуговуючого персоналу і своєчасного виконання роботи з ТО.

Під час аналізу надійності АТ як ергатичної системи розглядаються як взаємодія інженерно-технічного персоналу з технічною системою ПС, так й цілеспрямована діяльність керівників робіт, які організовують процеси ТО.

Значення здійснення заходів, що розробляються, складається з підвищення керованості виробничих процесів, забезпечення чіткості їх функціонування. Причому ефективність заходів повинна проявлятися не тільки з боку використання прогресивних методів ТО, в скороченні всіляких витрат,

зменшенні кількості помилок, що припускають ІТС, але й, що дуже важно, з боку підвищення рівня організаційної й технічної культури авіапідприємств, у постійному вдосконаленні технології та організації виробництва.

Проблема синтезу організаційної структури складається з підбору принципів керування (мети, критеріїв та обмежень роботи різних ланок системи); розподілу функцій поміж рівнями системи й вибору відповідних схем прийняття рішень; узгодження цілей підсистем різних рівнів та оптимального стимулювання їх роботи; розподілу прав й відповідальності; створення контурів прийняття рішення; розподілення виконання функцій серед людей та технічними засобами; вибору комплексу технічних засобів передачі й обробки інформації.

Дана дипломна робота присвячена аналізу ефективності процесів технічної експлуатації ПС, вдосконаленню процесу ТО та збільшенню надійності і строку служби ПС.

1 Аналіз ефективності технічної експлуатації повітряного судна

1.1 Процеси технічної експлуатації авіаційної техніки

Підтримка високого рівня надійності й безпеки польотів ПС, а також впровадження прогресивних методів ТО, не може бути забезпечено без всестороннього використання методів та засобів діагностування АТ, а також повного аналізу стану ПС. Об'єктивна та своєчасна оцінка технічного стану об'єктів експлуатації й прийняття обґрунтованого рішення про подальшу експлуатацію повітряного судна або окремих його вузлів та систем, можлива тільки при умові комплексного використання різних методів діагностування. Ці методи повинні базуватися на аналізі змінювання основних показників, які характеризують роботу систем та вузлів, інтенсивності виробки ресурсу найбільш навантажених конструктивних елементів.

Якість системи технічної експлуатації ПС проявляється у процесі її функціонування, що складається з послідовних за часом змін станів експлуатації повітряних суден: використання за призначенням (політ), різні види технічного обслуговування, ремонт, збереження, транспортування, очікування попадання в кожний із цих станів та ін. Керування процесом технічної експлуатації забезпечується сукупністю правил підтримки найвигідніших режимів роботи об'єктів та призначення робіт з ТО у відповідності з прийнятою стратегією технічної експлуатації.

Під час експлуатації АТ виникають два протилежно-направлені процеси змінювання технічного стану (ТС) об'єктів:

- випадковий процес погіршення ТС, що викликаний старінням, зношенням, змінюванням фізико-хімічних властивостей елементів конструкції під впливом навколишніх факторів та процесів, що відбуваються при функціонуванні та збереженні АТ;

- цілеспрямований, керований процес відновлення при ТО (рисунок 1.1).

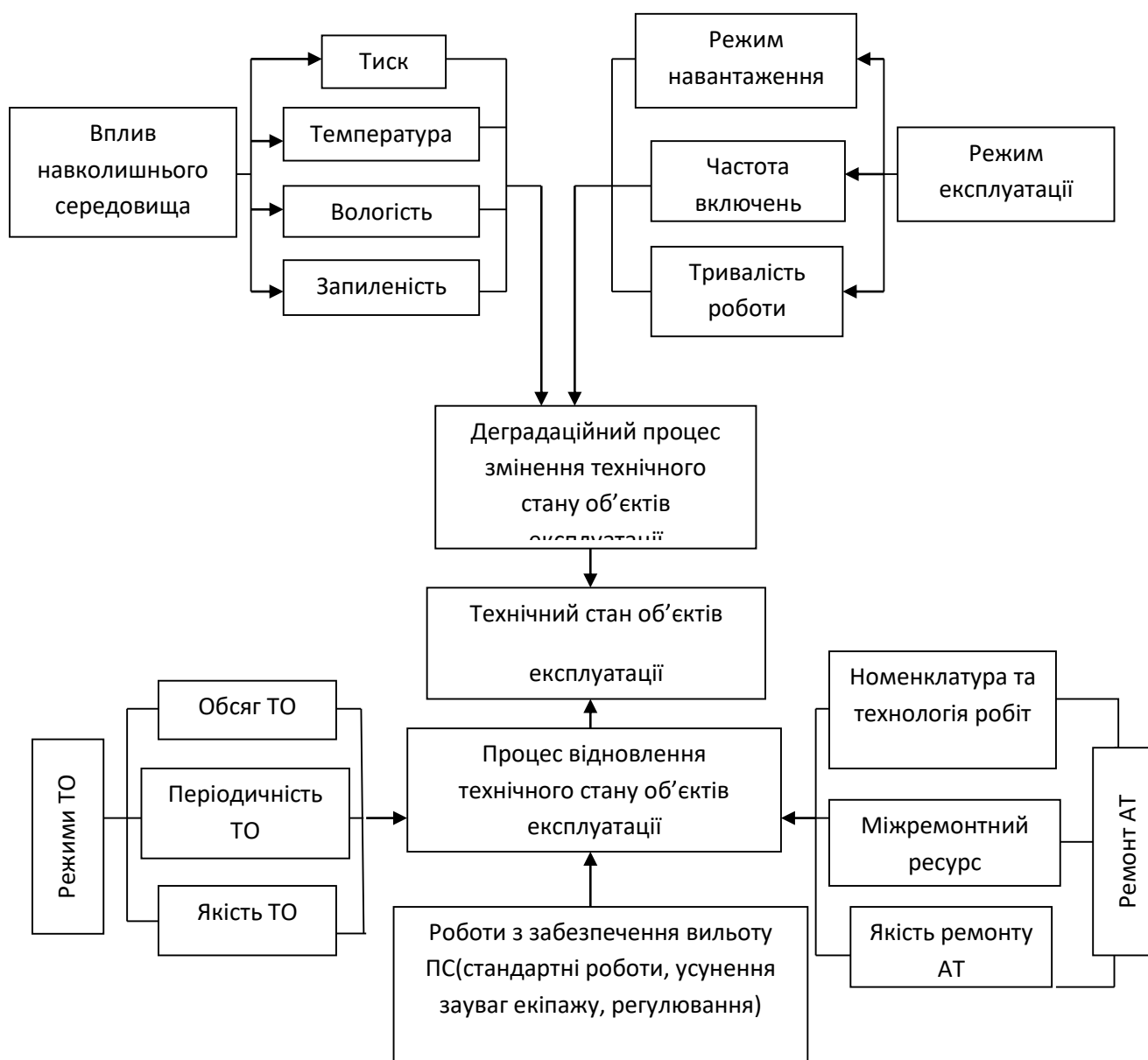


Рисунок 1.1 – Процес зміни технічного стану функціональних систем ПС

1.2 Формування режимів періодичного технічного обслуговування систем повітряного судна

Інтенсивність зміни технічного стану об'єктів визначається його конструктивними особливостями, якістю виробництва, а також умовами та режимом експлуатації.

Конструктивно-технічні фактори, які визначають надійність виявляються:

- структурою систем АТ, яка встановлює взаємозв'язок елементів та режиму їх роботи;
- конструктивним виконанням окремих елементів та системи в цілому;
- ступеню відповідності конструктивних та схемних вирішень до реальних умов функціонування АТ;
- рівню пристосування виробів АТ до ТО та відновленню працездатності при появі відмов.

Виробничо-технологічні фактори виявляються:

- при реалізації передових технологічних процесів;
- при використанні сучасного обладнання;
- при додержанні вимог технічної документації;
- при забезпеченні стабільності якості виробів АТ.

Експлуатаційно-технічні фактори проявляються в умовах роботи й в зовнішніх навантаженнях на систему, які знижують надійність АТ, разом з ремонтно-профілактичними заходами, що містять в собі фактори активного управління процесом підтримання та забезпечення надійності системи під час її експлуатації. Стан системи залежить від стану комплектуючих її елементів.

Для окремих виробів конкретний тип моделей визначається характером впливу різноманітних фізичних факторів на процес виникнення та розвитку відмов. До таких факторів відносять зношення та старіння матеріалів, накопичення втомлюваних пошкоджень, наявність виробничо-технологічних дефектів, місцевих концентраторів напруги, неоднорідність матеріалів, тріщини, волосовини та закови матеріалу, невідповідність фактичних умов та навантаження до розрахункових припустимих значень. Таким чином, формування надійності виробів АТ є доволі таки складним процесом, який залежить від технічних та організаційних факторів, що охоплюють етапи проектування, виробництва та експлуатації. Для забезпечення високої надійності АТ необхідно керувати процесом її формування, впливаючи на його окремі етапи та наглядаючи за ефективністю управляючих дій. Також важливе значення

надається питанням розробки методів об'єктивної оцінки рішення та створення економічного механізму управління надійністю та якістю під час експлуатації.

1.2.1 Аналіз надійності дальномагістральних повітряних суден

Надійність є комплексною властивістю, що залежно від призначення об'єкта і умов його застосування, може містити в собі безвідмовність, довговічність, ремонтпридатність та збережуваність. Для одержання однозначних оцінок безвідмовності на усіх рівнях ПС України при розрахунку показників безвідмовності ураховуються тільки ті відмови та пошкодження, на які відправлені картки обліку несправностей авіаційної техніки (КОН).

Система управління надійністю АТ передбачає проведення періодичного аналізу надійності виробів АТ, основними задачами якого є:

- виявлення і усунення відмов виробів АТ, які зумовлені неточністю прийняття конструктивних і технологічних рішень;
- визначення експлуатаційних факторів, що найбільше впливають на працездатність виробів;
- оцінка показників надійності виробів АТ та оптимізація режимів і обсягів робіт по ТО;
- розробка заходів щодо підвищення та забезпечення надійності виробів в експлуатації.

Комплекс заходів і методів зі збору, обробки та аналізу експлуатаційної інформації з надійності виробів АТ являється невід'ємною частиною системи управління надійністю АТ, ефективність якої можна визначають:

- повні та об'єктивні дані по надійності однотипних виробів АТ;
- можливість узагальнення результатів обробки інформації з надійності;
- ступінь централізації інформації;

– ефективність зворотного зв'язку між виробниками та експлуатантами.

Основна мета аналізу надійності АТ, являє собою розробку заходів, які сприяють підвищенню БП та регулярності польотів, також удосконалення процесів ТЕ АТ для забезпечення високої ефективності використання ПС.

Аналіз надійності виробів АТ включає такі основні етапи:

- якісний аналіз причин відмов виробів АТ;
- інженерно-технічну обробку результату спостережень;
- кількісний аналіз надійності виробів АТ;
- процедури, що пов'язані з узагальненням результатів кількісного та якісного аналізу надійності виробів АТ і розробки управляючих впливів.

Метою якісного аналізу причин відмов виробів АТ є визначення фізичних явищ та процесів, що зумовили формування відмов виробів АТ, ступінь впливу відмов на працездатність, вивчення ознак появи відмов, на основі яких розробляються й здійснюються заходи по підвищенню надійності АТ.

Інженерно-технічна обробка результатів спостережень призначається для об'єднання статистичного матеріалу, забезпечення його однорідності та підготовки згрупованих результатів спостережень для математичного аналізу надійності АТ, забезпечення надійності АТ, яке охоплює етапи проектування, виробництва та ремонту і експлуатації АТ.

При аналізі надійності виробів АТ зрівнюють фактичні значення з нормативними або контрольними та визначають тенденції змінювання показників надійності в процесі експлуатації, ступінь їх відповідності і впливу режимів та умов експлуатації.

Основна мета математичного аналізу надійності АТ це отримання оцінок показників надійності й побудови статистичних моделей надійності виробів АТ.

Узагальнення результатів кількісного та якісного аналізів надійності виробів АТ являється основою розробки керуючих впливів.

Забезпечення надійності АТ передбачає проведення періодичного аналізу надійності виробів АТ, основними завданнями якого є:

- виявлення та усунення відмов виробів АТ, зумовлених недоліками конструктивно-технологічних рішень;
- визначення експлуатаційних факторів, які найбільше впливають на працездатність виробів;
- оцінка показників надійності виробів АТ й оптимізація режимів та обсягів регламентних робіт;
- розробка заходів з підвищення ефективності ТО та забезпечення надійності виробів в експлуатації та інші.

1.2.2 Методика оцінки показників надійності авіаційної техніки

Для статистичного аналізу надійності повітряних суден в дипломній роботі використані відомості про усі відмови, що було виявлено в процесі експлуатації ПС за 2014-2017 роки, на базі яких розраховані середньостатистичні показники надійності.

Для високо надійних виробів АТ в якості основних показників надійності використовують інтенсивність відмов $[\lambda(t)]$ – для оцінки безвідмовності й середній час відновлення (T_{ϵ}) – для оцінки ремонтпридатності виробів АТ.

При аналізі надійності агрегатів показники оцінюються з урахуванням їх кількості на ПС за формулами:

$$T_i = \frac{k \cdot t_{\Sigma}}{m_{\epsilon id}}; \quad K_{1000 \epsilon id i} = \frac{m_{\epsilon id}}{k \cdot t_{\Sigma}} 1000, \quad (1.1)$$

де k – кількість однотипних агрегатів на ПС;

t_{Σ} - сумарне напрацювання ПС за звітний період;

$m_{від}$ - кількість відмов агрегатів.

При розрахунку показників надійності K_{1000} для авіаційних виробів ресурс яких визначається посадками, у формулах замість t_{Σ} - сумарний наробіток ПС, слід використовувати N - кількість посадок

Таблиця 1.1 – Оперативні показники надійності АТ

Найменування показників надійності	Позначення	Формула оцінки показника надійності	Пояснення до формули
1	2	3	4
Середній наліт на відмов виробів АТ в польоті, год.	T_n	$T_n = \frac{t_{\Sigma}}{m_n}$	t_{Σ} - сумарний наліт ПС за звітний період;
Середня кількість несправностей, виявлених у польоті на 1000 год.нальоту	$K_{1000П}$	$K_{1000П} = \frac{m_n}{t_{\Sigma}} 1000$	m_n - сумарна кількість відмов виробів АТ в польоті.
Середній наліт на відмову виробу АТ (виявлених в польоті й при ТО)	T_C	$T_C = \frac{t_{\Sigma}}{m_C}$	t_{Σ} - сумарний наліт ПС за звітний період;
Середня кількість несправностей, виявлених у польоті й при ТО на 1000 год.нальоту	K_{1000C}	$K_{1000C} = \frac{m_C}{t_{\Sigma}} 1000$	m_C - сумарна кількість відмов, виявлених в польоті й при ТО.
Середня кількість несправностей з виробничих причин на 1000 год.нальоту	K_{1000B}	$K_{1000B} = \frac{m_B}{t_{\Sigma}} 1000$	m_B - кількість відмов з виробничих причин;
Середня кількість несправностей з експлуатаційних причин на	$K_{1000EKC}$	$K_{1000EKC} = \frac{m_{EKC}}{t_{\Sigma}} 1000$	m_{EKC} - кількість відмов з експлуатаційних причин.

1000 год.нальоту			
Середня кількість затримок й відмін рейсу за розкладом через відмови виробів АТ на 1000 вильотів	M_{1000}	$M_{1000} = \frac{m_{зр} 1000}{N}$	$m_{зр}$ - кількість затримок та відмін рейсу; N - кількість вильотів ПС за звітний період.
1	2	3	4
Середня кількість перерва-них зльотів й вимушених посадок на 1000 зльотів	$K_{1000ВП}$	$K_{1000ВП} = \frac{m_{ВП}}{N} 1000$	$m_{ВП}$ - кількість виму-шених посадок; N - кількість вильотів ПС за звітний період.
Середня кількість достро-ково знятих двигунів на 1000 год.напрацювання	$K_{1000ДЗД}$	$K_{1000ДЗД} = \frac{m_{ДЗД}}{t_{\Sigma Д}} 1000$	$m_{ДЗД}$ - кількість достро-ково знятих двигунів; $t_{\Sigma Д}$ - сумарне напрацю-вання АД.
Відносна кількість відмов виробів АТ, які проявилися в польоті	\overline{K}_n	$\overline{K}_n = \frac{m_n}{m_C}$	m_n - кількість відмов ви-робів АТ в польоті; m_C - к-ть відмов, виявле-них в польоті й при ТО.

1.2.3 Надійність систем дальномагістральних повітряних суден

Основні показники надійності (безвідмовності) використовуються для вирішення наступних задач:

- контроль відповідності показників безвідмовності заданим вимогам ($\lambda < \lambda_{зад}$);
- розробка алгоритмів пошуку відмов систем за рівнем надійності комплектуючих виробів ($\lambda_1 < \lambda_2 < \dots < \lambda_n$);

- якісна оцінка проведеної доробки ($\lambda_{\text{дор}} < \lambda_{\text{зад}}$);
- реалізація стратегії ТО з контролем рівня надійності
- обґрунтування витрат та планування поставок запчастин ($\lambda_{\text{ср}}$);
- коректування регламентів ТО АТ

Показники, які характеризують тенденцію зміни надійності АТ за наробітком використовують за наявності достатнього обсягу статистичних даних для вирішення усіх задач ЦА, складовим фактором яких є:

- характеристика безвідмовності;
- формування регламентних робіт на ТО;
- оцінка ефективності конструктивно-технологічних доробок;
- оптимізація режиму контролю та діагностики АТ;
- розробка рекомендацій по підвищенню надійності АТ.

Показник надійності T_v використовується при розробці вимог з покращення експлуатаційної технологічності виробів й враховується при виборі стратегії ТО авіаційної техніки.

Кількісна оцінка безвідмовності ЛА, як складного комплексу, виконується для нього в цілому, для кожної його системи з розподілом цих систем за спеціальностями, для агрегатів (блоків) систем, які за результатами інженерного аналізу визнані найменш надійними, а також для агрегатів (блоків) відмови яких приводять до небезпечних наслідків.

Дані з експлуатаційної надійності парку ПС Ан-12 та ІЛ-76:

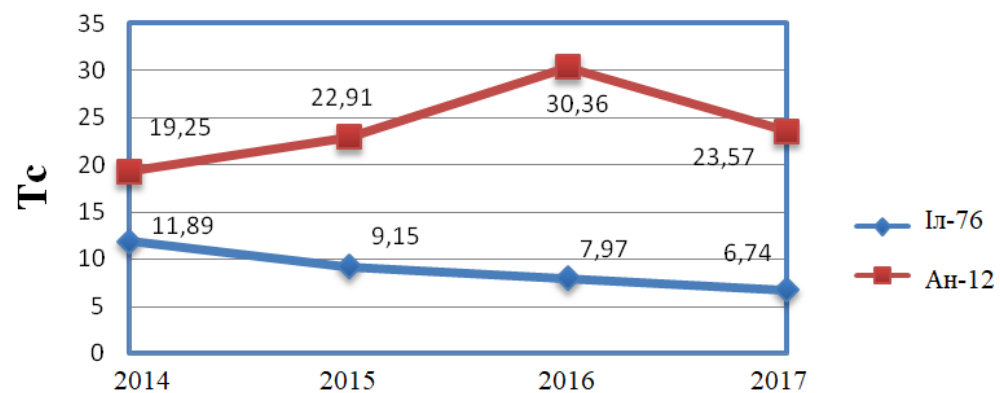
Таблиця 1.2 – Відомості про відмови систем літака Іл-76

Таблиця 1.3 – Відомості про відмови систем літака Ан-12

В таблиці 1.4 надані показники надійності літака Ан-12 та Іл-76, та динаміка їх змінювання показана на рисунку 1.1. Відомості про відмови за видами обладнання надано на рисунку 1.2.

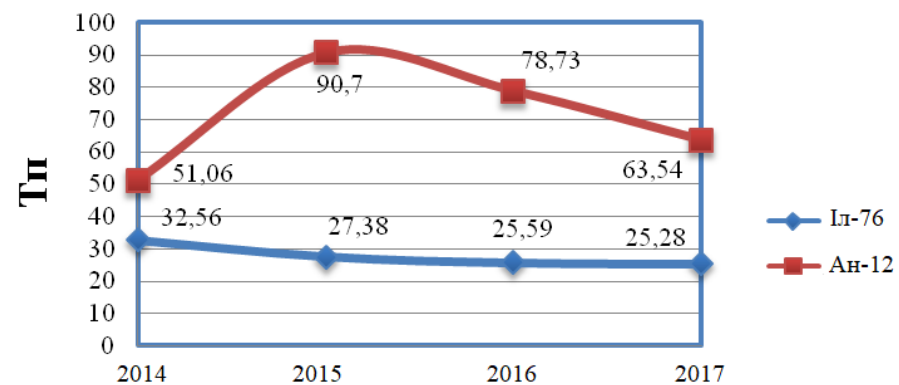
Таблиця 1.4 – Показники надійності

Найменування показників надійності	Позначення	Формула	Ан-12	Іл-76	Пояснення
Середній наліт на відмову в польоті, год.	T_n	$T_n = \frac{t_{\Sigma}}{m_n}$	38,02	25,28	t_{Σ} - сумарний наліт ПС;
Середня кількість несправностей у польоті на 1000 год. нальоту	$K_{1000П}$	$K_{1000П} = \frac{m_n}{t_{\Sigma}} 1000$	14,44	39,56	m_n - сумарні відмови в польоті
Середній наліт на відмову	T_c	$T_c = \frac{t_{\Sigma}}{m_c}$	26,65	15,74	t_{Σ} - сумарний наліт ПС;
Середня кількість несправностей на 1000 год. нальоту	K_{1000C}	$K_{1000C} = \frac{m_c}{t_{\Sigma}} 1000$	127,36	118,34	m_c - сумарні відмови
Відносна кількість відмов виробів АТ, які проявилися в польоті	\bar{K}_n	$\bar{K}_n = \frac{m_n}{m_c}$	0,27	0,52	



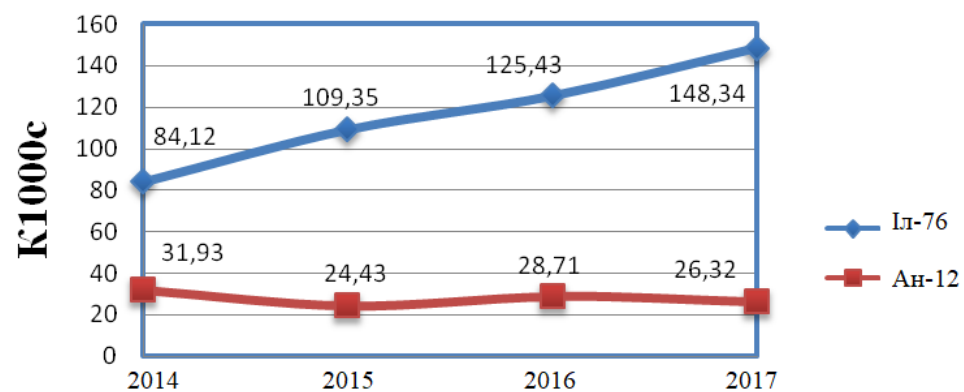
Рок

а



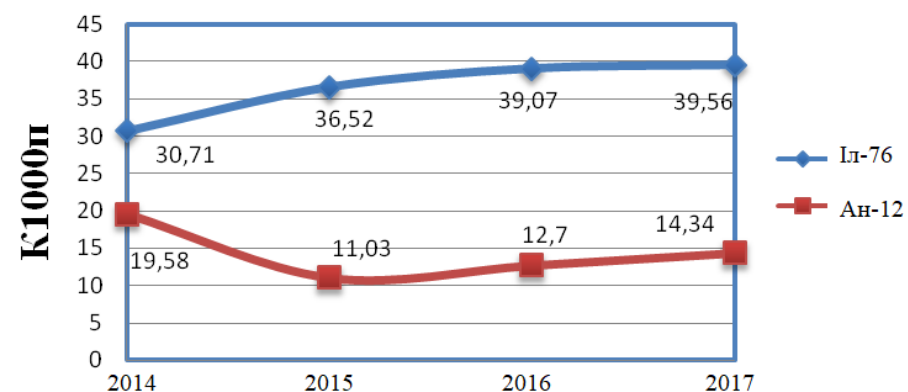
Рок

б



Рок

в



Рок

г

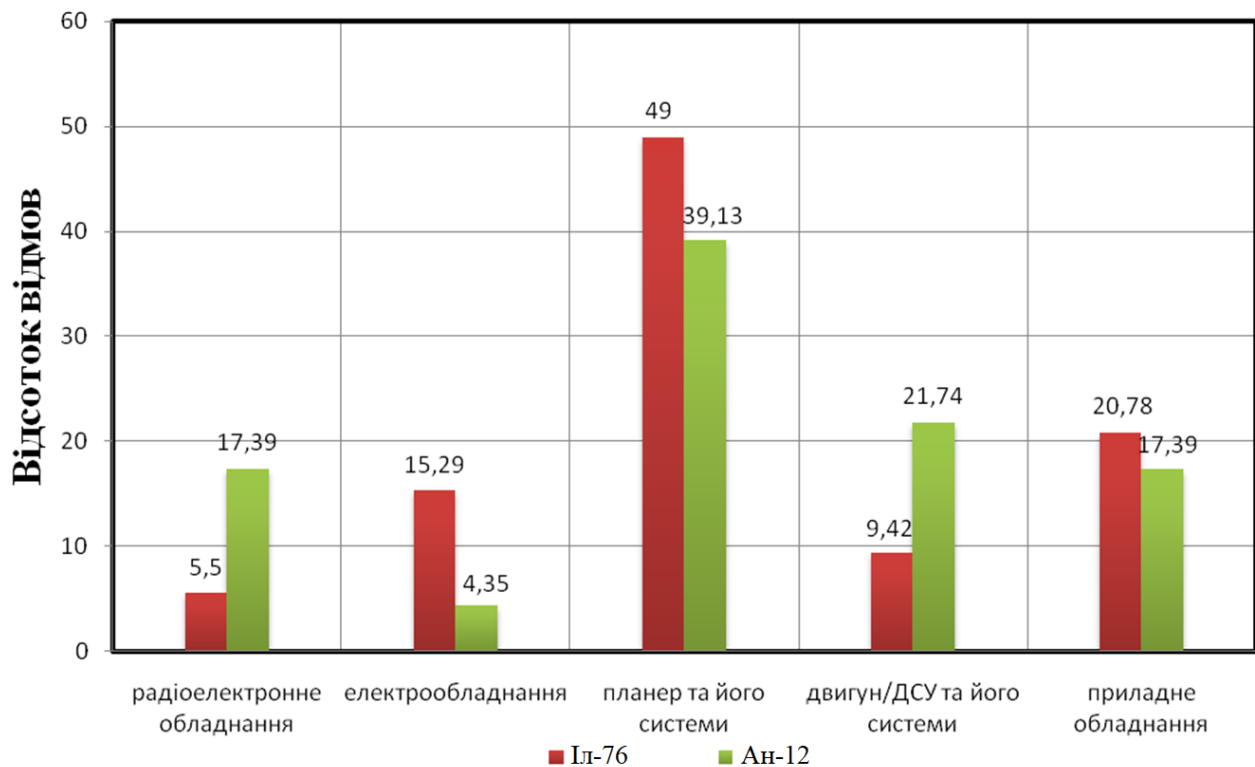


Рисунок 1.2 – Відомості про відмови за видами обладнання за 2017 р.

1.3 Аналіз проблеми руйнування обшивки транспортних літаків

1.3.1 Аналіз утворення багатоосередкового пошкодження

Літаки типу Іл-76 та велика лінійка літаків сімейства “Антонов” були сконструйовані та введені в експлуатацію не один десяток років тому, їх стан, методи контролю та обслуговування є застарілими, також самі повітряні судна потребують додаткового контролю.

В даній дипломній роботі я хочу представити такий вид пошкоджень, як багатоосередкові пошкодження(БП) - це одночасна наявність тріщин втоми в декількох структурних місцях, які мають достатній розмір і щільність, щоб структура більше не відповідала залишковим вимогам міцності. Характеристики структурної втоми літаків розуміються лише до того моменту, коли аналізи та випробування конструкції є справедливими. Існує занепокоєння щодо експлуатації літака поза цим пунктом з кількох причин. Однією з причин є те, що БП стають все

більш імовірним у міру старіння літака та якщо літак експлуатується досить довго, що є актуальним для літаків Іл-76 та багатьох інших вітчизняних повітряних суден. Наступне занепокоєння полягає в тому, що існуючі методи не виявляють БП, оскільки тріщини спочатку такі малі, а потім можуть з'єднуватися та зростати так швидко, що уражена структура виходить з ладу до того, як інспекція може виявити тріщини.

Початок БП в структурі характеризується одночасним наявністю невеликих тріщин у безлічі структурних деталей; якщо тріщини мають достатній розмір і щільність, конструкція вже не може витримати необхідний рівень навантаження на залишкову міцність у разі первинного виходу з ладу або великого часткового пошкодження. Таким чином, наявність невеликих тріщин може зменшити спроможність конструкції нести необхідне навантаження.

Мета досліджень БП полягає в тому, щоб визначити, коли (час експлуатації) кількість тріщин досягає такого розміру та щільності, що поверхня не відповідатиме початковим проектним розрахункам на міцність. Більшість старих транспортних літаків були сконструйовані (або перевірені пізніше), використовуючи проектні припущення щодо статичних навантажень та перевірку на циклічні навантаження. Тоді проектні навантаження були встановлені, щоб не допустити руйнування літака через характер надлишкової конструкції. Припущення полягало в тому, що дискретні пошкодження можуть статися в будь-який час протягом експлуатаційного циклу літака. Вважалося, що дискретні пошкодження мають такий розмір, що це буде видно або під час польоту, або під час звичайних перевірок. Правила проектування вимагали, щоб конструкція могла витримати цей рівень пошкоджень (з деяким зростанням) протягом додаткового періоду експлуатації, який базувався на деякому кратному періоді огляду. Такий підхід до проектування передбачав, що існує лише дискретна шкода. Якщо популяція тріщин у навколишній структурі могла впливати на коефіцієнти інтенсивності напруги, пов'язані з цією дискретною подією пошкодження, то початкові міркування проекту були порушені, і слід було б

визначити, коли ця популяція тріщин стала загрозою поведінки дискретного пошкодження.

Втомні пошкодження металевої конструкції виникають, коли конструкція піддається неодноразовим навантаженням, таким як збільшення та зменшення тиску, які виникають при кожному польоті літака. З часом пошкодження від втоми призводять до появи тріщин у структурі, і тріщини можуть почати збільшуватись.

Тріщини, пов'язані з пошкодженням декількох ділянок та пошкодженням декількох елементів, спочатку настільки малі, що їх неможливо надійно виявити за допомогою існуючих методів огляду. Широко пошкоджена втома особливо небезпечна, оскільки ці невеликі невизначені тріщини в металевій структурі можуть “зв’язатись” та зростати дуже швидко, що призведе до катастрофічного збою конструкції. Хоча експлуатанти проводять звичайні структурні огляди для виявлення пошкодження втоми, тріщини втоми, пов’язані з БП, зростають настільки швидко, що експлуатанти не можуть перевірити сприйнятливі структури досить часто, щоб виявити тріщини, перш ніж вони спричинили порушення конструкції. В результаті багато з цих знахідок тріщин були випадковими: механіки та інспектори виявили тріщини втоми під час виконання періодичних форм ТО. Наприклад, працівники виявили тріщини під час зачистки та фарбування літака.

1.3.2 Обґрунтування нового методу

Особливості проектування та обслуговування ПС показує, що старіння структури, сприйнятливої до розповсюджених втомних пошкоджень та пошкоджень декількох елементів, що може врешті-решт призвести до БП, стало проблемою безпеки для дальномагістральних транспортних літаків.

Тому пропонується внести зміни до чинних правил, щоб додати нове правило експлуатації, призначене для запобігання БП.

1. Перша вимога стосується необхідності обмеження терміну дії поточної програми технічного обслуговування.

2. Друга вимога стосується необхідності внесення змін до форм технічного обслуговування, що передбачає доповнення програми технічного обслуговування під час базових форм ТО, ремонту, модернізації та заміни ряду окремих агрегатів, для запобігання БП у лінійці ПС.

Очікується, що експлуатант разом з виробником повинен розпочати розробку програми технічного обслуговування з метою виключення БП.

Така програма повинна бути реалізована до того, як БП почнуть розвиватися, як це підтримується аналізом, тестами або досвідом обслуговування.

Загалом, через малу ймовірність виникнення РВП або ПДЕ в процесі експлуатації літака, програми технічного обслуговування, розроблені для початкової сертифікації, як правило, вважають лише розрив локальної втоми.

Коли літак досяг певного терміну експлуатації, необхідно вжити відповідні заходи, щоб запобігти БП, щоб продовжувати безпечну експлуатацію літака.

Виробник або оператор повинні проводити структурні оцінки, щоб визначити, де і коли може виникнути РВП / ПДЕ.

На основі цих оцінок виробник, а іноді й експлуатанти, надаватимуть додаткові інструкції з технічного обслуговування для структури, якщо це доречно. Інструкція з технічного обслуговування включає, але не обмежуючись ними: перевірки; модифікації або заміни конструкції; та межі чинності нових інструкцій з обслуговування.

Здебільшого, для досягнення необхідного рівня безпеки вважається необхідним поєднання перевірок. Інші випадки потребуватимуть модифікації чи заміни.

Висновок до аналітичної частини

Враховуючи вік парку повітряних суден, застарілість процесу діагностування та контролю літаків, необхідно використовувати системний підхід до ТО тобто систему управління ТО, а також впровадити метод прогнозування багатоосередкових пошкоджень для літаків, які вже експлуатуються та нових.

В управлінні технічного обслуговування в загальносистемному масштабі враховуються питання взаємозалежності і взаємодії організаційних структур з врахуванням необхідності об'єднання зусиль по забезпеченню технічного обслуговування по всьому спектру здійснюваної діяльності.

2 Визначення основних конструкторських параметрів транспортного дальньомагістрального літака

2.1 Обробка статистичних даних літаків прототипів

Для подальшого проектування необхідно проаналізувати дані літаків – прототипів (таблиця 2.1). За прототип було взято транспортний літак Іл-76.

Таблиця 2.1 Статистичні дані літаків прототипів

Літак	Проектований	Іл-76
Характеристика	літак	
1	2	3
Екіпаж, чоловік	3	4
Максимальне платне навантаження, т <i>к.тах</i> , КГ	40000	40000
Крейсерська швидкість $V_{кр. Эк.}$, км / ч	750	700
Висота польоту с $H_{кр. Эк.}$, м	10300	11000
Дальність польоту $M_{к.тах}$, км	3700	4000
Питоме навантаження на крило, кПА	4.125	4.000
Тяго (Енерго-) озброєність, Н/кг	2,52	2,6
Злітна дистанція, $L_{взл.д.}$, м	1614	1700
Посадкова дистанція, $L_{пос.д.}$, м	1050	1100
Швидкість відриву $V_{отр.}$, км / ч	228.18	230
Посадкова швидкість $V_{пос.}$, км / ч	199.02	200
Злітна маса літака, т (кг)	146863	150000
Кількість і тип двигунів	4хТРДД	4хТРДД
Ступінь підвищення тиску	32	30
Еквівалентний діаметр фюзеляжу, м	4.8	5
Подовження фюзеляжу	9	9
Подовження носової і хвостової частин	1,5/2,3	1,5/2,3

Характеристика	Літак	Проектований літак	Іл-76
фюзеляжу			
Стрілоподібність крила по 1 / 4 хорд, °	20	25	
Подовження крила по повній площі	8.5	9	
Звуження крила по повній площі	3.0	3.0	
Середня відносна товщина профілю крил	0.145	0,15	
Розмах горизонтального оперення, м	19,46	22	
Звуження горизонтального оперення (ГО)	2,5	3	
Подовження ГО	4	4	
Стрілоподібність ГО по 1 / 4 хорд, °	30	30	
Висота вертикального оперення (ВО), м	8,76	9	
Стрілоподібність ВО по 1 / 4 хорд, °	38	40	
Подовження вертикального оперення	2	2	
Звуження вертикального оперення	1,2	1,2	
База шасі, м	17,57	19	
Колія шасі, м	7,56	8	

2.2 Визначення основних конструкторських параметрів літака

2.2.1 Розрахунок геометричних характеристик крила

– Площа крила:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} ; \quad (2.1)$$

де: m_0 – злітна маса літака, кг; g – прискорення вільного падіння, м/с²;

P_0 – питоме навантаження на крило, Па;

$$S_{\text{кр}} = \frac{146863 \cdot 9.81}{4.125 \cdot 10^3} = 349,267 \text{ (м}^2\text{)}$$

– Розмах крила:

$$l = \sqrt{S_{\text{кр}} \cdot \lambda_{\text{кр}}}; \quad (2.2)$$

де: $\lambda_{\text{кр}}$ – подовження крила;

$$l = \sqrt{349,267 \cdot 8,5} = 54,486 \text{ (м)}$$

– Корнева хорда:

$$b_0 = \frac{2S_{\text{кр}} \cdot \eta_{\text{кр}}}{(1 + \eta_{\text{кр}}) \cdot l}; \quad (2.3)$$

де: $\eta_{\text{кр}}$ – звуження крила;

$$b_0 = \frac{2 \cdot 349,267 \cdot 3}{(1 + 3) \cdot 54,486} = 9,615 \text{ (м)}$$

– Кінцева хорда:

$$b_{\text{к}} = \frac{b_0}{\eta_{\text{кр}}}; \quad (2.4)$$

$$b_{\text{к}} = \frac{9,615}{3} = 3,205 \text{ (м)}$$

– Відносне положення лонжеронів в крилі по хорді рівно:

$$\bar{x}_i = \frac{x_i}{b_i}; \quad (2.5)$$

x_i – відстань i -го лонжерона від носка крила; b_i – хорда крила i -го перетину.

- Передній лонжерон:

$$\bar{x}_i = 0,15$$

- Задній лонжерон:

$$\bar{x}_i = 0,6$$

- Середня відносна товщина профілю:

$$\overline{c_{cp}} = 0,145$$

Визначаємо величину САХ:

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta_{кр}^2 + \eta_{кр} + 1}{(\eta_{кр} + 1)^2} \cdot \frac{S_{кр}}{l_{кр}}; \quad (2.6)$$

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{(3 + 1)^2} \cdot \frac{349,267}{54,486} = 6,944 \text{ (м)}$$

Геометричні параметри елеронів

- Розмах елерона:

$$l_{ел} = 0,3 \cdot \frac{l}{2}; \quad (2.7)$$

$$l_{ел} = 0,3 \cdot \frac{54,486}{2} = 8,173 \text{ (м)}$$

- Площа елерона:

$$S_{ел} = 0,06 \cdot \frac{S_{кр}}{2}; \quad (2.8)$$

$$S_{ел} = 0,06 \cdot \frac{349,267}{2} = 10,478 \text{ (м}^2\text{)}$$

Аеродинамічна компенсація елеронів не потрібно.

- Діапазон відхилення елеронів:

$$\text{вверх } \delta_{эл} \geq 25^\circ \quad \text{вниз } \delta_{эл} \geq 15^\circ$$

2.2.2 Визначення геометричних і силових параметрів фюзеляжу

$$\lambda_\phi = 9$$

$$D_\phi = 4,8$$

$$l_\phi = D_\phi \cdot \lambda_\phi = 43,2 \text{ (м)}$$

Нормальні і аварійні виходи, аварійні засоби

- Розміри вирізів бічних дверей на лівому і правому бортах вантажної кабіни:

Ширина 0,8 м; Висота 1,8 м.

- Розміри вирізів аварійних люків на лівому і правому бортах вантажної кабіни:

Ширина – 0,61 м; висота – 1,22 м.

- Розміри вирізу верхнього аварійного люка в кабіні екіпажу:

$$0,5 \times 0,6 \text{ м}$$

- Розміри вирізу нижнього аварійного люка в кабіні екіпажу:

$$0,7 \times 0,95 \text{ м}$$

2.2.3 Розрахунок основних параметрів шасі

- Колія шасі:

$$K = 1,2 \cdot D_\phi = 5,76 \text{ (м)}$$

- База шасі:

$$B = 0,36 \cdot l_\phi = 15,552 \text{ (м)}$$

- Винос основної опори:

$$e = 0,1 \cdot B = 1,555 \text{ (м)}$$

- Винос передньої опори:

$$d = B - e; \quad (2.9)$$

$$d = 15,552 - 1,555 = 13,997 \text{ (м)}$$

– Кількість головних опор і коліс на одній опорі:

$$n=4, z=4.$$

– Навантаження на колесо основної опори:

$$P_{\text{осн}} = \frac{(B-e) \cdot m_0 \cdot g}{B \cdot n \cdot z}; \quad (2.10)$$

$$P_{\text{осн}} = \frac{(15,552 - 1,555) \cdot 146863 \cdot 9,81}{15,552 \cdot 4 \cdot 4} = 81,042 \text{ (кН)}$$

– Навантаження на колесо передньої опори:

$$P_{\text{нос}} = \frac{e \cdot m_0 \cdot g \cdot k_d}{B \cdot z}; \quad (2.11)$$

$$P_{\text{нос}} = \frac{1,555 \cdot 146863 \cdot 9,81 \cdot 0,85}{15,552 \cdot 4} = 30,611 \text{ (кН)}$$

Підбираємо колеса для носової і основної опор (таблиця 2.2) на основі виконаних розрахунків із каталогів сучасних виробників комплектуючих авіаційної техніки.

Таблиця 2.2 – підбір коліс опор шасі

Розмір колеса	$P_{\text{ст.взл}}$, Н	$P_{\text{ст.пос}}$, Н	P_0 , 10^5 Па	$\delta_{\text{ст}}$, мм	$P_{\text{разр}}$, Н	$V_{\text{пос}}$, км/ч	$V_{\text{взл}}$, км/ч
Для основної опори шасі							
1000×280В	6600	5750	10	65	16600	240	330
Для носової опори шасі							
800×200В	3000	2400	7,5	46	17000	240	300

2.2.4 Компонування і розрахунок основних параметрів оперення

Приймаємо площі вертикального і горизонтального оперення рівними:

$$S_{\text{ГО}} = (0,18 \dots 0,25) S_{\text{кр}}; \quad (2.12)$$

$$S_{\text{ГО}} = 0,2 \cdot 349,267 = 69,853 \text{ (м}^2\text{)}$$

$$S_{\text{ВО}} = (0,12 \dots 0,2) \cdot S_{\text{кр}}; \quad (2.13)$$

$$S_{\text{ВО}} = 0,14 \cdot 349,267 = 49 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо площу руля висоти:

$$S_{PB} = (0,3...0,4)S_{ГО}; \quad (2.14)$$

$$S_{PB} = 0,32 \cdot 69,853 = 22,35 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо площу руля напрямку:

$$S_{PH} = (0,35...0,45)S_{BO}; \quad (2.15)$$

$$S_{PH} = 0,4 \cdot 49 = 19,6 \text{ (м}^2\text{)}$$

Площа тримерів руля висоти:

$$S_{TP.PB} = 0,1S_{PB}; \quad (2.16)$$

$$S_{TP.PB} = 0,1 \cdot 22,35 = 2,235 \text{ (м}^2\text{)}$$

Площа тримерів руля напрямку:

$$S_{TP.PH} = 0,05S_{PH}; \quad (2.17)$$

$$S_{TP.PH} = 0,05 \cdot 19,6 = 0,98 \text{ (м}^2\text{)}$$

Приймаємо розмах горизонтального оперення:

$$l_{ГО} = (0,32...0,5)l_{кр}; \quad (2.18)$$

$$l_{ГО} = 0,4 \cdot 54,486 = 21,794 \text{ (м)}$$

Приймаємо висоту вертикального оперення :

$$h_{BO} = (0,14...0,2)l_{кр}; \quad (2.19)$$

$$h_{BO} = 0,17 \cdot 54,486 = 9,27 \text{ (м)}$$

звуження ГО: $\eta_{ГО} = 2,5$

звуження БО: $\eta_{BO} = 2,0$

подовження ГО: $\lambda_{ГО} = 4$

подовження БО: $\lambda_{BO} = 1,2$

Визначення хорд оперення:

- горизонтального оперення:

$$B_{кін.ГО} = \frac{2S_{ГО}}{(\eta_{ГО} + 1) \cdot l_{ГО}} = 1,83 \text{ (м)}; \quad (2.20)$$

$$B_{кор.ГО} = B_{кін.ГО} \cdot \eta_{ГО} = 4,58 \text{ (м)}$$

- вертикального оперення:

$$B_{\text{кін.ВО}} = \frac{2S_{\text{ВО}}}{(\eta_{\text{ВО}} + 1) \cdot L_{\text{ВО}}} = 3,95 \text{ (м)} ; \quad (2.21)$$

$$B_{\text{кор.ВО}} = B_{\text{кін.ВО}} \cdot \eta_{\text{ВО}} = 7,9 \text{ (м)}$$

Коефіцієнти статичних моментів:

$$A_{\text{ГО}} = 0,75, \quad A_{\text{ВО}} = 0,1.$$

Відносна товщина профілю для ГО та ВО в першому наближенні приймаємо рівною:

$$\bar{C}_{\text{он}} = 0,07$$

На основі проведених розрахунків та аналізу даних літаків прототипів підбираємо двигуни для силової установки проектного літака (таблиця 2.3).

Таблиця 2.3 - Підбір двигунів силової установки

Тип двигуна	ПС-90А
Тяга, кгс	17400
Питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/Н·ч	0,595
Кількість двигунів	4
Ступінь підвищення тиску при крейсерському польоті	38
Ступінь двоконтурності	4,5
Маса двигуна, кг	2950
Довжина двигуна, мм	4964
Діаметр двигуна, мм	1900
Країна виробник	Україна

2.2.5 Центрівка літака

В процесі експлуатації літака положення його центра ваги може змінюватися. Заднє центрування при цьому повинно бути таке, щоб забезпечувався необхідний

запас статичної стійкості літака гранично допустима передня центрівка визначається ефективністю його органів поздовжнього керування (балансування).

Таблиця 2.4 - Центр мас спорядженого крила

№ п / п в зведений відомості	Найменування об'єкта	Маса m_i'		Координата центра мас X_i , м	Момент мас $m_i \cdot X_i$, кг·м
		Одиниці, %	Загальна маса, кг		
1	Крило	0,09277	13624,48	2,63	34109,15
2	Паливна система	0,007	1028,041	2,75	2782,58
3	Управління літаком, 30 %	0,0044	646,1972	3,75	635,20
4	Противокригова система	0,0129	1894,533	0,63	421,06
5	Електрообладнання	0,0169	2481,985	0,63	690,54
6	Гідросистема	0,0128	1879,846	3,75	4311,64
	Споряджений крило без палива	0,14677	21555,08	2,51	42950,17
7	Паливо	0,23305	34226,42	2,75	93463,08
8	Передня опора шасі	0,01117	1640,46	-12,23	-17477,17
9	Основна опора шасі	0,03346	4914,036	5,34	22881,83
	Всього	0,42445	62336	2,50	141817,92

Визначаємо координати центра ваги спорядженого крила:

$$X'_k = \frac{\sum m'_i \cdot X'_i}{\sum m'_i} = \frac{141817,92}{56802,98} = 2,5 ; \quad (2.22)$$

Визначення центру ваги спорядженого фюзеляжу:

Початок координат вибираємо в проекції носка фюзеляжу на горизонтальну вісь. За вісь X приймаємо будівельну вісь фюзеляжу. Складаємо центрувальними відомість спорядженого фюзеляжу:

Таблиця 2.5 - Центр мас спорядженого фюзеляжу

№ п / п в зведених відомості	Найменування об'єкта	Маса m'_i		Координата центра мас X_i , м	Момент мас $m'_i \cdot X_i$, кг·м
		Одиниці, %	Загальна маса, кг		
1	2	3	4	5	6
1	Фюзеляж	0,13922	17841,60	23,60	421021,79
2	ГО	0,01328	1701,89	47,70	81175,84
3	ВО	0,01539	1972,29	45,19	89122,27
4	Приборна дошка	0,00930	1191,83	3,11	3706,60
5	Аеронавігаційне обладнання	0,00800	1025,23	1,12	1148,26
6	Силова установка	0,09657	12375,83	28,89	357537,78
7	Радіоблабднання	0,00400	512,62	2,52	1291,79
8	Туалет	0,00281	360,00	29,35	10566,00
9	Керування літаком	0,00308	394,71	25,10	9908,91
10	Електрообладнання	0,01225	1569,89	25,10	39410,43
11	Гідросистема	0,00384	492,11	30,12	14824,76

1	2	3	4	5	6
12	Хім. рідина	0,00312	400,00	29,35	11740,00
13	Протиобліднювальна система	0,00369	472,89	35,15	16619,94
14	Аварійно рятувальні засоби	0,00780	1000,00	25,80	25800,00
15	Сидіння екіпажу	0,00115	147,00	4,85	712,95
16	Споряджений фюзеляж без комерційного навантаження	0,38731	49635,82	26,08	1294493,13
17	Пасажири	0,16535	21190,20	25,80	387000,00
18	Екіпаж	0,00410	525,00	4,85	2546,25
19	Споряджений фюзеляж з комерційним навантаженням	0,55676	71351,02	25,77	1838794,38

Визначаємо координати центра ваги спорядженого фюзеляжу:

$$X_{\phi} = \frac{\sum m'_i \cdot X'_i}{\sum m'_i} = \frac{1838794,38}{71351,02} = 25,77 ;$$

Складаємо рівняння рівноваги моментів щодо носка фюзеляжу:

$$m_{\text{CH.}\phi} \cdot X_{\phi} + m_{\text{CH.KP}} (X_{\text{CAH}} + X'_{\text{K}}) = m_0 (X_{\text{CAH}} + C)$$

з цього рівняння визначаємо положення носка САХ крила щодо носка фюзеляжу:

$$X_{\text{CAH}} = \frac{m_{\text{CH.}\phi} \cdot X_{\phi} + m_{\text{CH.KP}} \cdot X'_{\text{KP}} - m_0 \cdot C}{m_0 - m_{\text{CH.KP}}}; \quad (2.23)$$

$$X_{\text{CAH}} = 24,6$$

Таблиця 2.6 - Зведена таблиця мас літака

Найменування об'єкта	Маса, кг	Координата Ц.М., м	Момент маси, кг·м
Споряджене крило без палива	17082,93	27,11	463190,20
Передня опора шасі (випущена)	1428,60	12,37	17666,31
Основна опора шасі (випущена)	4285,79	29,94	128312,27
Паливо	34005,66	27,35	930002,42
Споряджений фюзеляж без комерційного навантаження	49635,82	26,08	1294493,13
Вантаж	15000,00	25,80	387000,00
Екіпаж	525,00	4,85	2546,25
Основна опора шасі (прибрана)	4285,79	29,94	128312,27
Передня опора шасі (прибрана)	1428,60	11,17	15952,00
Паливо при посадці	8501,42	27,35	232500,60

Таблиця 2.7 - Центрівка літака

№	Варіанти завантаження	Маса, кг	Момент мас, кг·м	Центр мас, м	Центрівка, %
1	Основний злітна, шасі випущено	128154,00	3377965,59	26,36	28,10
2	Основний злітна, шасі прибрано	128154,00	3376251,27	26,35	27,89
3	Посадковий шасі випущено	102649,75	2680463,77	26,11	24,17
4	Перегінний, шасі прибрано	106963,80	2834496,27	26,50	30,35
5	Стоянковий порожній споряджений	72433,14	1903661,92	26,28	26,87

Висновки до розділу 2

В розділі 2 дипломної роботи проведено розрахунок всіх основних геометричних параметрів транспортного дальньомагістрального літака .

Отримані результати є задовільними і близькими до геометричних параметрів літака прототипу, Іл-76. Обрана схема аеродинамічної компоновки за розрахунком центрівки цілком забезпечує вимоги забезпечення необхідної повздовжньої стійкості та керованості.

Згідно тематики дипломної роботи, проаналізовано конструкцію літака та визначено основні найбільш навантажені частини повітряного судна.

В результаті виконання курсового проекту, був проведений аналіз і обґрунтування компоновки проектного літака відповідно до виданого технічного завдання, виконаний комп'ютерний розрахунок на базі прототипу дальньомагістрального літака Іл-76.

В результаті виконання розрахунку стрілоподібності крила, ГО, ВО залишилися такими ж, розмах крила, ГО збільшилися. Була залишена початкова компоновка вантажного салону.

3. Прогнозування багатоосередкового пошкодження

3.1 Загальні положення

Важливим аспектом проблеми старіння літаків є термінологія, що використовується при обговоренні цього питання. Визначення певних критеріїв та їх взаємозв'язки можуть докорінно змінити концепцію широко розповсюджених втомних пошкоджень та збереження структурної цілісності.

Допустиме відхилення пошкоджень - це ознака конструкції, яка дозволяє їй зберігати необхідну залишкову міцність без згубної структурної деформації протягом періоду використання після того, як конструкція витримала специфічні рівні втоми, корозії, випадкові або дискретні пошкодження джерела.

Широко розповсюдженні втомні пошкодження (РВП) це одночасна наявність тріщин на кількох структурних деталях, в зв'язку з чим конструкція більше не буде відповідати своїй вимозі витривалості до пошкодження.

- Ці тріщини мають достатній розмір , тому це призводить до того, що структура не відповідатиме вимогам щодо залишкової міцності та може призвести до руйнування.
- Нерівномірно завантажена конструкція може утворювати тріщини на сусідніх кріпленнях або в подібних суміжних структурних деталях.
- Ці тріщини не легко виявити, вони можуть взаємодіяти між собою, що зменшить здатність конструкції нести навантаження.

Багатоосередкові пошкодження (БП) є джерелом широкого пошкодження втоми, що характеризуються одночасною наявністю втомних тріщин в одному і тому ж конструктивному елементі (тобто тріщини втоми, які можуть зливатися з іншими пошкодженнями або без них, що призводять до втрати необхідної залишкової міцності).

Пошкодження декількох елементів (ПДЕ) є джерелом широкого пошкодження втоми, що характеризується одночасною наявністю тріщин втоми у подібних сусідніх структурних елементах.

До ПДЕ відносимо:

- 1) пошкодження втоми в конструкції літака, які зростають з часом експлуатації повітряного судна.
- 2) під час проектування, встановлюється ресурс визначений в польотних циклах або в годинах нальота для літака.
- 3) період часу, протягом якого основна структура буде принципово позбавлена від значних розтріскувань, включаючи РВП.
- 4) як правило, будь-які тріщини, що виникають на літаку, що експлуатується будуть виникати ізольовано
- 5) локальні розтріскування, що походять від одного джерела, наприклад, випадкового дефекту виробництва. Приклади включають неправильно просвердлений отвір для кріплення або локалізовану деталь конструкції. Навряд чи тріщини утворені під час виробництва або локалізовані проблеми дизайну сильно взаємодіють із зростанням періоду експлуатації.
- 6) при тривалому використанні рівномірно завантаженої конструкції можуть утворюватися тріщини в сусідніх отворах для кріплення або в сусідніх подібних конструкційних елементах.
- 7) розвиток тріщин в декількох місцях також може призвести до сильних взаємодій, які можуть вплинути на подальше зростання тріщин, і в цьому випадку прогнози локального розтріскування більше не застосовуватимуться.
- 8) наприклад, це може статися на будь-якому з'єднанні обшивки, де відбувається передача навантаження. Одночасне розтріскування на багатьох кріпленнях по загальній лінії заклепок може знизити залишкову міцність з'єднання нижче необхідного рівня до того, як тріщини будуть виявлені в рамках звичайної програми технічного обслуговування, встановленої на момент сертифікації.
- 9) крім того, такі тріщини, можуть негативно впливати на здатність конструкції бути стійким до пошкодження до того, як тріщини стануть помітними.

Витривалість до пошкоджень - це здатність конструкції витримувати випадкові пошкодження, пошкодження втоми та зміну навколишнього середовища, які візуально виявляються при нормальному технічному обслуговуванні ПС, а також

зберігають можливість обмеженого навантаження з БД настільки, наскільки очікується в момент зміни або заміни структури.

3.2 Оцінка багатоосередкового пошкодження

Для експлуатації літака, що не відповідає встановленій межі строку дії, слід провести оцінку кожної зони, сприйнятливої до РВП.

Ця оцінка повинна встановити необхідні елементи для визначення програми технічного обслуговування, щоб запобігти РВП у конкретному парку ПС.

Елементи, визначені для кожної сприйнятливої області, зазвичай включають:

- середня поведінка РВП
- початковий сценарій тріщин/пошкоджень.
- фінальний сценарій розтріскування.
- розрахунок росту тріщин.
- потенціал для дискретного пошкодження джерела (ДПД).
- аналітичні методи, що використовуються для визначення середньої поведінки РВП.
- початкова точка інспекції (ПТІ).
- точка структурної модифікації (ТСМ).
- інтервал та метод інспекції.

Оператори несуть відповідальність за те, щоб всі основні модифікації (включаючи НТК та затвердження на місцях), ремонти та зміни, що впливають на структуру, ідентифіковану виробником, сприйнятливую до БП або ПДЕ, були оцінені. Оцінка повинна відповідати стандартній структурі.

Операторові необхідно буде провести моніторинг кожного літака, щоб визначити, які місця та частини найбільш підвержені до БП або ПДЕ.

Нижче наведено кілька обраних прикладів з такими проблемами:

- перехід пасажирних ПС на вантажні (включаючи додавання основних вантажних дверей).
- повні модифікації двигуна або пілона.

- модифікація, що призводить до зміни експлуатаційної місії, що суттєво змінює спектр навантаження або напруги.

Для всіх областей, визначених як сприйнятливі до БП або ПДЕ, слід переглядати поточну програму технічного обслуговування, щоб визначити, чи вона містить задовільні положення щодо технічного обслуговування та інспекції для захисту конструкції від непередбачуваних тріщин або інших структурних деградацій.

Під час огляду слід виконати такі дії:

- 1) з оцінки РВП встановіть ТСМ для кожної області.
- 2) порівняйте розраховану ТСМ з поточною програмою технічного обслуговування.
- 3) для чутливих районів, що наближаються до ТСМ [або для ділянок, які неможливо надійно перевірити]
- 4) розробити та документувати програму, яка передбачає заміну або модифікацію структурної зони сприйнятливої до РВП.

Для кожної області, де вона не є неминучою [і її можна надійно перевірити],:

- Визначте вимоги до огляду (метод, початкову точку та інтервал повторень) для кожної сприйнятливої ділянки (включаючи конструкцію, на яку передбачається зупинити тріщини), необхідну для підтримки безпеки.
- Перегляньте вже існуючі програми технічного обслуговування.
- Перегляньте та виділіть елементи програми технічного обслуговування, необхідні для підтримки безпеки

3.3 Межа строку дії (МСД)

Правило РВП забороняє функціонувати поза встановленою МСД.

МСД - період часу в польотних циклах або годинах, коли додаткові перевірки та/або зміни/заміни повинні бути включені в програму технічного обслуговування оператора для продовження роботи.

МСД визначає, наскільки належним чином обґрунтовані дані технічного обслуговування за допомогою тестування, проектування та експлуатаційних даних для запобігання РВП у парку ПС.

МСД повинен базуватися на поєднанні аналітичних даних та доказів на виснаженість, еквівалентних рівню впевненості, що оцінюється на два етапи втоми.

Крім МСД, значно збільшується ризик невизначеності структурних показників та ймовірного розвитку РВП.

МСД являє собою експлуатаційний ліміт, якій базуються на інженерних даних, що підтримують програму технічного обслуговування. Тому всі визначені сервісні дії необхідні для роботи до МСД.

До завершення структурної оцінки РВП, початкову оцінку МСД можна було встановити на DSG.

Будь-яке розширення МСД вимагає додаткових досліджень та підтвердження програми технічного обслуговування щодо ефективності проти РВП та інших пошкоджень втоми.

Коли буде проведено структурне оцінювання РВП для базової структури та розроблена відповідна змінена програми технічного обслуговування, тоді може бути встановлена переглянута МСД.

Переглянута МСД застосовується лише після того, як оператор включив модифіковану програму технічного обслуговування базової структури з переглянутою МСД у свою програму технічного обслуговування.

До МСД може бути кілька точок контролю

- Ці точки контролю, які предстеляють собою заходи з технічного обслуговування в ПТІ та TSM;
- Вони не пов'язані з МСД;
- МСД є кінцем шляху обґрунтування даних;
- Якщо ви виконуєте повторну перевірку, ви знайдете нову МСД, але у будь-якому випадку TSM та ПТІ - це ті точки які неможливо минути.

Однак у межах МСД потрібно враховувати те, що для всіх моделей літаків існує програма з активним періодом старінням, до якого входять :

- Обов'язкові заміни конструкції;
- Запобігання та боротьба з корозією;
- Оцінка ремонту;
- Додаткові структурні інспекції;

3.4 Оцінка багатоосердкового пошкодження

3.4.1 Процес оцінки та завдання багатоосердкового пошкодження

Процес оцінки має три завдання:

- Визначте первинну структуру, сприйнятливую до БП / ПДЕ;
- Прогнозуйте, коли це може відбутися;
- Встановити додаткові заходи з технічного обслуговування, щоб забезпечити постійну безпечну експлуатацію літака.

Кожна область, яка схильна до розвитку тріщин на МСД / МЕД, має подібні характеристики:

- Подібні деталі, які повторюються;
- Подібні навантаження.

Однак для кожної області, сприйнятливої до РВП, буде проведений власний аналіз, щоб отримати провідну точку інспекції ІСП та структурну точку модифікації ТСМ.

Сприйнятлива структура визначається як та, яка має потенціал для розвитку БП/ПДЕ. Ця структура має характеристики подібних деталей, що працюють при схожих рівнях напружень, коли здатність конструкції може бути значно погіршена за рахунок наявності декількох тріщин.

Рисунки 3.1 - 3.14 зображені основні частини літака та конструкції, які сприйнятливі до БП/ПДЕ . Наведені ілюстрації є типовими і не показують усіх типів конструкцій або конструкційних деталей, що можуть бути властивими моделі літака. Деякі приклади конкретної моделі можуть бути найкраще проілюстровані комбінацією цих прикладів. Додаткові області конкретної моделі повинні бути оцінені та досліджені.

БП та/або ПДЕ також можуть зустрічатися в структурі, яка не несе значного впливу на безпеку та надійність літака. Наприклад, розтріскування полотна, що прилягає до жорсткого тонструктивного елементу, може бути не більш значним, ніж одна тріщина втоми. Також не очікується, що вторинна структура буде включена до оцінки РВП.

Для сприйнятливих областей характерні подібні структурні деталі, що працюють під рівномірною розподіленню напругою. Існує багато істотних структурних проблем, які можуть виникнути в конструкції літака через розтріскування втоми, але вони, як правило, не є прекурсивними формами РВП.

Прикладами є:

- ЗАСТАРІЛІ ВТОМНІ РУЙНУВАННЯ, які залишилися невиявленими або не виправленими.
- ВЕЛИКА КІЛЬКІСТЬ ПАРАЛЕЛЬНИХ ТРІЩИН, які зростають паралельно один одному і не мають потенціалу для з'єднання
- ЕЛЕМЕНТИ ЗЄДНАННЯ, такі елементи фюзеляжу як обшивка, шпангоути, лонжерони або частини крила (обшивка, шпангоути та стрингери). Розтріскування втоми одного елемента, якщо його не виявити або не виправити, може врешті-решт призвести до втомного розтріскування всіх трьох елементів у загальному місці.
- ПОШКОДЖЕННЯ НЕ ПОВ'ЯЗАНІ З ВТОМОЮ МАТЕРІАЛУ в сусідніх, але не схожих структурних елементах (не ПДЕ) можуть рости, якщо не виправити, поки вони не з'єднаються, що призведе значної втрати залишкової міцності.

Пріоритет, який повинен бути присвоєний кожному сприйнятливому конструкційному елементу, який оцінюється на повне пошкодження втоми, залежатиме від індивідуальної моделі літака. Власник OEM або STC повинен оцінити ці властивості для кожної моделі літака на основі досвіду експлуатації, тестування та / або аналізу. Рекомендується, щоб це опитування було проведено для ПДЕ на початку оцінки.

Структурні частини:

- Повздовжні з'єднання обшивки, шпангоути та стрингери (БП/ПДЕ)
- Об'ємні з'єднання та стрингери(БП/ПДЕ)
- З'єднання з фрезованим, хімічно-фрезованим або накладним радіусом
- Шпангоути фюзеляжу(ПДЕ)
- З'єднання стрингера зі шпангоутом (ПДЕ)
- Кріплення за допомогою скоби до фюзеляжу (БП/ПДЕ)
- Розтріскування в місці з'єднання з герметичною обшивкою(БП)
- Різкі зміни товщини обшивки - герметична та негерметична структура (БП/ПДЕ)
- Оточуюча структура вікна (БП, ПДЕ)
- З'єднання над крилом фюзеляжу (ПДЕ)
- Обшивка з дублюючою пластиною (БП) - фюзеляж, крило та хвостове оперення
- Хордове з'єднання крила чи хвостового оперення (БП/ПДЕ)
- З'єднання обшивки з ребром жорсткості (БП/ПДЕ)
- Типова конструкція крила та хвостового оперення (БП/ПДЕ)

Встановивши сприйнятливі ділянки для моделі літака, визначено наступне:

- Середня поведінка РВП;
- Початковий сценарій тріщин / пошкоджень;
- Фінальний сценарій розтріскування;
- Характеристика росту тріщин
- Точка структурної модифікації (ТСМ);
- Початкова точка інспекції (ПТІ);
- Визначення середньої поведінки РВП для деталізації.

Для визначення середньої поведінки РВП для деталізації необхідно встановити час з точки зору циклів польоту/годин на РВПав моделі ПС. Оцінка повинна включати:

- повний огляд історії обслуговування районів сприйнятливих до розвитку РВП (включаючи оперативну статистику);
- особливості та варіанти виготовлення (матеріал, конструкція, спосіб складання та будь-які інші зміни, які можуть вплинути на швидкість втомлення деталі)
- відповідні повномасштабні та складові дані на втому;
- огляди інженерів неруйнівного контролю та будь-який наявний фрактографічний аналіз.

Оцінка результатів тестів для надійного прогнозування часу, коли РВП може відбутися у будь-якій сприйнятливій області, повинна включати відповідні фактори тестування данної структури.

3.4.2 Початковий сценарій тріщин / пошкоджень

Це оцінка розміру та ступеня багатоосередкового пошкодження, очікуваного при ініціації БП / ПДЕ.

Цей прогноз вимагає емпіричних даних або припущення щодо місця тріщин/пошкоджень та послідовності, плюс оцінка втоми, щоб визначити час до ініціації БП / ПДЕ.

Як варіант, аналіз може ґрунтуватися на:

- розподіл збитків від втоми, визначений на основі відповідних випробувань на втому та/або досвіду обслуговування;
- розподіл еквівалентних початкових недоліків, що визначається з аналітичної оцінки недоліків, виявлених під час тесту на втому та / або перевірки на розрив, що регресує до нульових циклів.

3.4.3 Фінальний сценарій розтріскування

Це оцінка розміру та ступеня багаторазового розтріскування, що може призвести до падіння залишкової міцності до рівня сертифікації.

Існують методики для тривимірного еластично-пластичного аналізу таких проблем; однак існує кілька альтернативних підходів до тестування та аналізу, які забезпечують еквівалентний рівень безпеки:

- 1) Визначте остаточний сценарій розтріскування як підкритичну умову (наприклад, перше з'єднання тріщин при граничному навантаженні).
 - 2) Використання підкритичного сценарію зменшує складність аналізу і, у багатьох випадках, не значно скоротить загальний час зростання тріщини.
- Ефекти взаємодії повинні враховуватися

Потрібно розвинути прогресування розподілу тріщин від початкового сценарію руйнування до остаточного сценарію. Ці криві можна розробити:

- аналітично, як правило, засноване на лінійній механіці пружного розриву, або
- емпірично, за допомогою тестових випробуваннях або використовуваних фрактографічних даних.

Структура, сприйнятлива до БП / ПДЕ, також може постраждати від ДПД через нестабільну роботу високоенергетичних машин обертання (наприклад двигунів).

Підхід, застосований заявником, повинен забезпечити розміри та щільність пошкоджень, які, як правило, очікуються в точці структурних модифікацій (ТСМ), не суттєво змінить ризик збою через ДПД.

3.5 Період моніторингу

Період моніторингу - це концепція, яка може бути використана в ряді ситуацій де ріст тріщин БП/ПДЕ виявляється до того, як структура втратить необхідну залишкову міцність. Рисунок 3.1.1 включений, щоб зобразити відмінності між пошкодженнями від зростання локальних тріщин і зростання тріщин під впливом БП/ПДЕ. Цей показник підтверджує взаємодію та прискорений ріст тріщин та швидке зменшення залишкової міцності, що очікується в ситуаціях БП/ПДЕ . Це також вказує на те, що, хоча зростання тріщин БП/ПДЕ відбувається в більш швидкому темпі, але й також очікується, що цей процес відбудеться пізніше в процесі експлуатації даної ділянки структури порівняно з очікуваним

розтріскуванням через локальні пошкодження. Додатковий контроль та новіші інструкції щодо обмеження льотної придатності були створені та призначені лише для локальних пошкоджень. Для БП/ПДЕ потрібні додаткові інспекції та / або програми модифікації в певний момент життя літака.

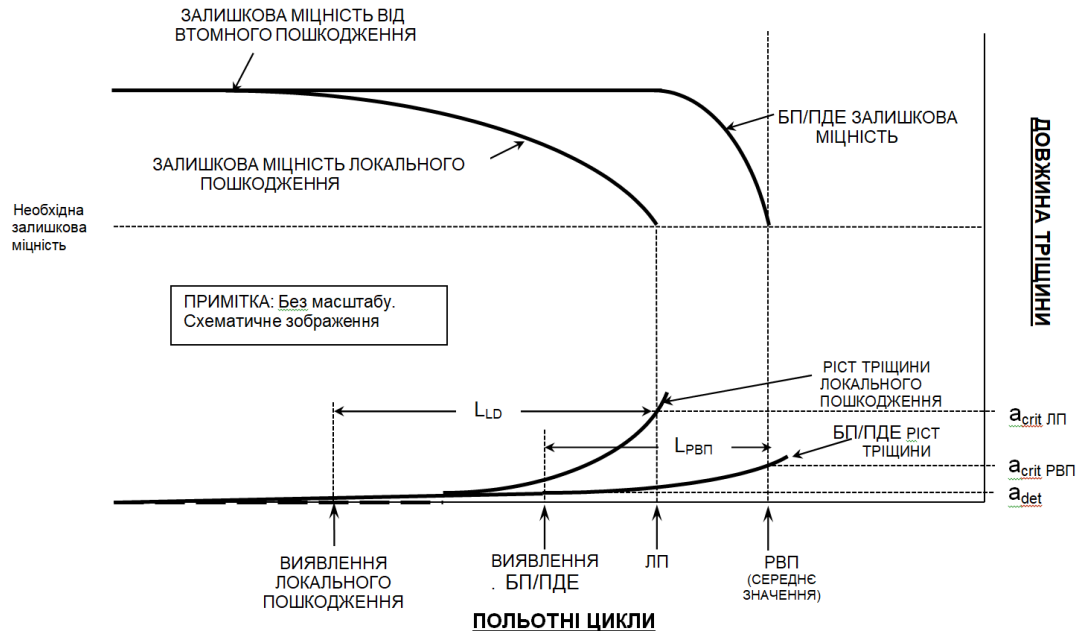


Рисунок 3.1.1 Відмінність між зростанням локальних тріщин і зростанням тріщин під впливом БП / ПДЕ

На рисунку 3.1.2 зображено, як може бути встановлений період моніторингу для області структури, яка відповідає кваліфікації виявленого БП/ПДЕ до досягнення критичної довжини. Є декілька моментів, які є важливими для встановлення цього періоду. По-перше, це встановлення точки РВП (точки, заниженої від середнього втомного пошкодження). Це точка, за якою літак не може експлуатуватися без додаткової оцінки. Данна точка встановлюється таким чином, що експлуатація до цього моменту забезпечується достатньою міцністю. Інтервали повторного огляду встановлюються виходячи з тривалості часу від виявлених тріщин втоми до середнього РВП (середня поведінка), поділеного на коефіцієнт. Необхідно забезпечити кілька варіантів для виявлення розтріскування між початком тріщини втоми та точкою РВП

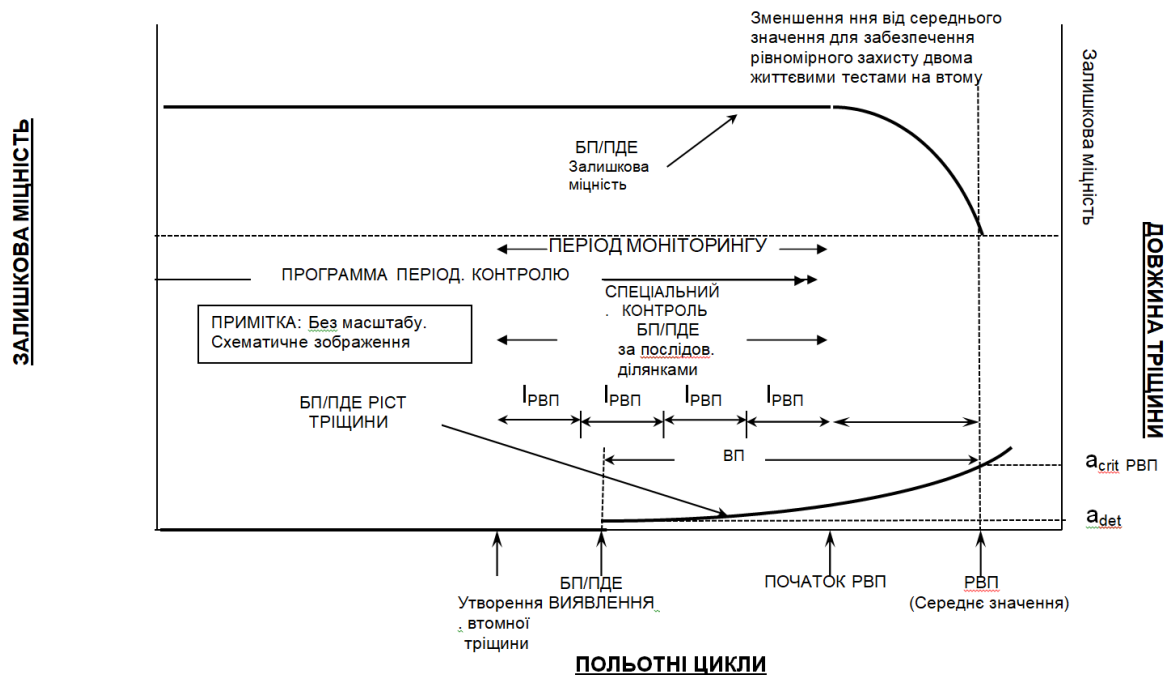


Рисунок 3.1.2 Визначення періоду моніторингу для парку літаків.

На рисунку 3.1.3 зображено антитезу попереднього твердження, показуючи приклад ситуації, коли Період моніторингу точно не може бути використаний. Там, де ситуація на рисунку 3.1.3 насправді існує, єдиним варіантом може бути зміна структури до того, як відбудеться значне розтріскування.

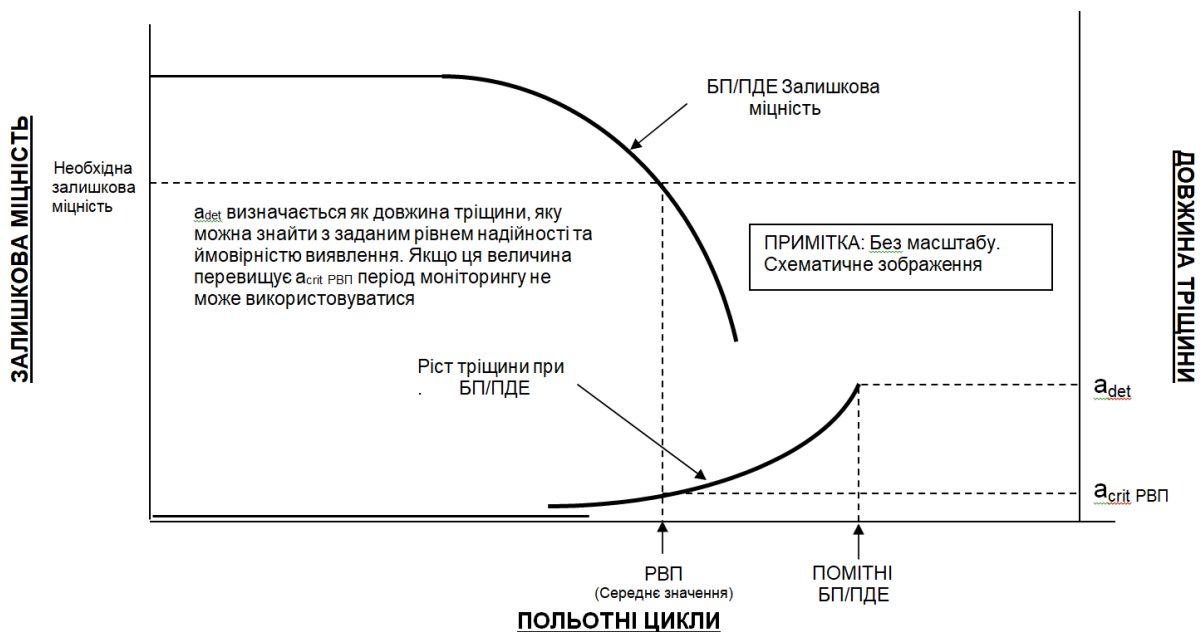


Рисунок 3.1.3 Умови, коли період моніторингу не може використовуватися.

Існує ряд загальних умов та деталей, які повинні бути дотримані для того, щоб можна було використовувати концепцію періоду моніторингу. Такими умовами є:

- Жоден літак не може експлуатуватися за межами визначеного пункту РВП без змін або заміни деталей.
- Перші спеціальні перевірки, які відбудуться в моніторинговий період, повинні відповідати оцінці початку тріщини втоми.
- Для використання періоду моніторингу для деталей, які підозрюються на розвиток БП/ПДЕ, слід визначити, що перевірки надійно виявлять тріщину, перш ніж тріщина стане критичною. Якщо тріщини неможливо надійно виявити, період моніторингу не може бути використаний.
- Емпіричним аналізом, оцінкою доказів випробувань та / або оцінкою даних про експлуатацію будуть визначені вимоги до інспекції для застосування протягом періоду моніторингу.
- Метою цих перевірок є збір даних для переоцінки параметрів РВП та підтримка структурної цілісності (наприклад, прийнятний рівень ризику протягом періоду моніторингу). Інспекції протягом періоду моніторингу є обов'язковими для кожного літака, а також звітування про результати інспекцій.
- У випадку висновків БП або ПДЕ, Точка РВП буде відновлена відповідно до результатів перевірки. Зону, що викликає занепокоєння, буде відремонтовано після детального огляду сусідніх районів за допомогою технології NDI, яка дозволить виявити невеликі тріщини з високим ступенем впевненості. Решта літаків можуть експлуатуватися до переглянутого пункту РВП із застосуванням переглянутої програми моніторингу. До пункту РВП літак повинен бути відремонтований, модифікований або відсторонений.
- Якщо тріщин БП/ПДЕ не виявлено до того моменту, коли літак досягне прогнозованої точки РВП, передбачувана точка РВП може бути повторно оцінена, і спеціальна програма перевірки може бути продовжена після повторної перевірки.

- Період моніторингу закінчується в той момент, коли буде достатньо висновків для підтвердження існування проблеми БП/ПДЕ та / або точки РВП досягнуто.

Нижче наведені типові значення, які можна очікувати для періодів моніторингу, використовуваних у структурі фюзеляжу та графічно зображено на рисунку 3.1.4

РВП (середнє значення) = 72 000 рейсів

$I_{РВП} = 5000$ рейсів

Точка РВП = 36 000 рейсів

БП/ПДЕ Заснування втомної тріщини = 24 000 рейсів

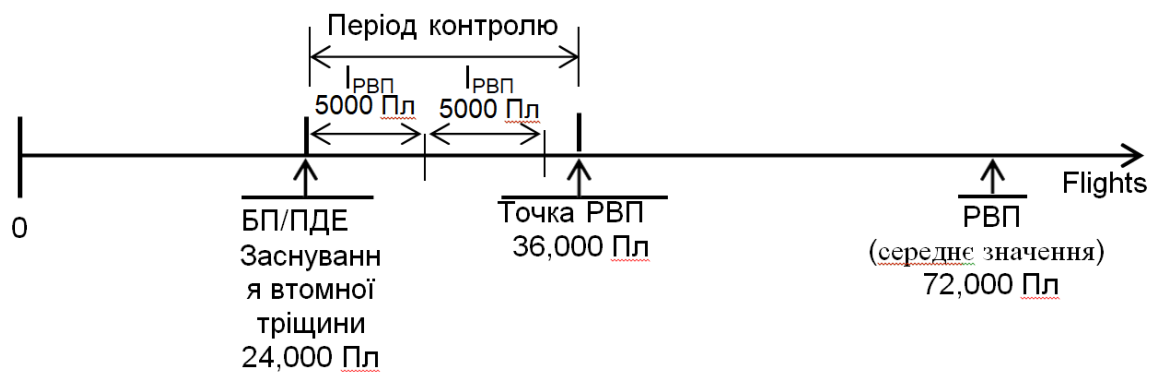


Рисунок 3.1.4 Період моніторингу відносно циклу польотів ПС

3.6 Метод прогнозування багатоосередкового пошкодження обшивки.

3.6.1 Розподіл Вейбула

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

$$F_i(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (3.1)$$

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

N – напрацювання в польотних циклах;

α – параметр форми;

β – масштабний коефіцієнт.

Для апроксимації отриманої експериментальної функції розподілу величини N_0 було застосовано двопараметричний розподіл Вейбула. Для підтвердження справедливості такого вибору масив експериментальних даних було апроксимовано лінійними функціями у подвійних логарифмічних координатах. Дійсно, якщо перетворити та прологарифмувати (3.1), отримаємо:

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

Якщо (4.3) спростити та повторно прологарифмувати, матимемо:

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

Очевидно, що у подвійних логарифмічних координатах рівняння (3.3) являє собою пряму. Тому для всіх експериментальних даних було проведено відповідні розрахунки та побудовано графіки апроксимацій (рисинук 3.2.1-3.2.3).

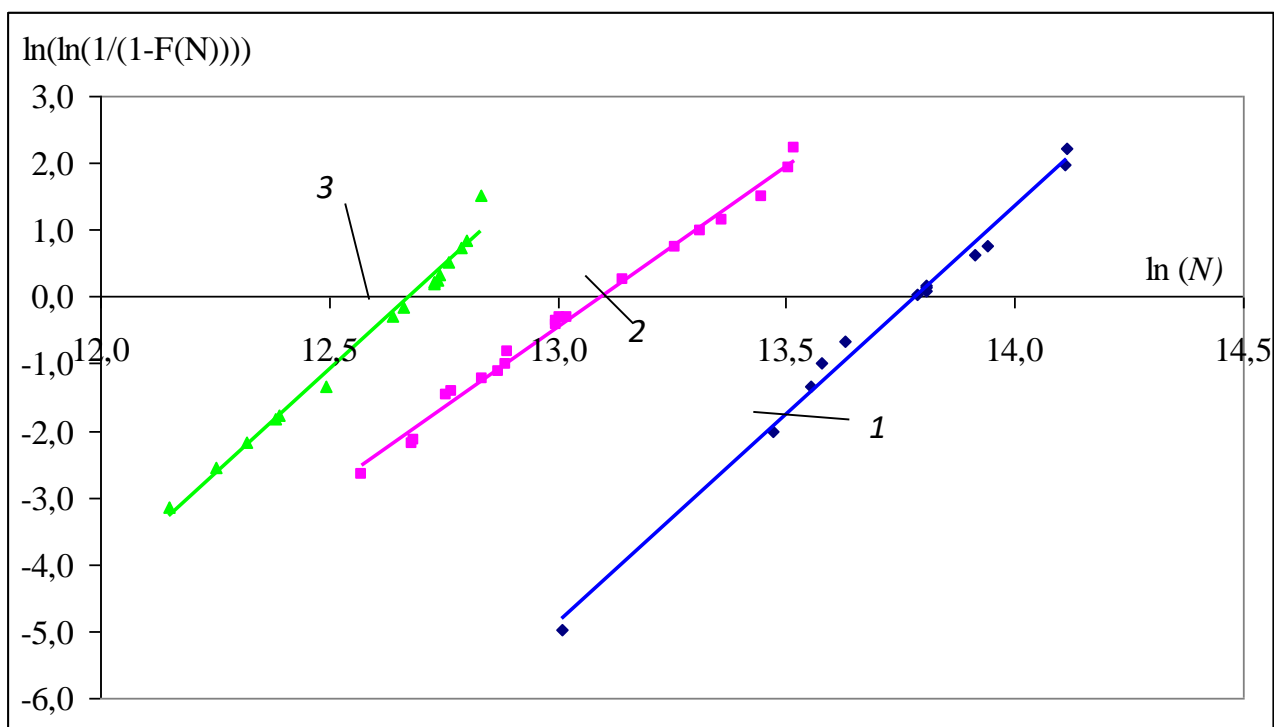


Рисунок 3.2.1. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,0 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

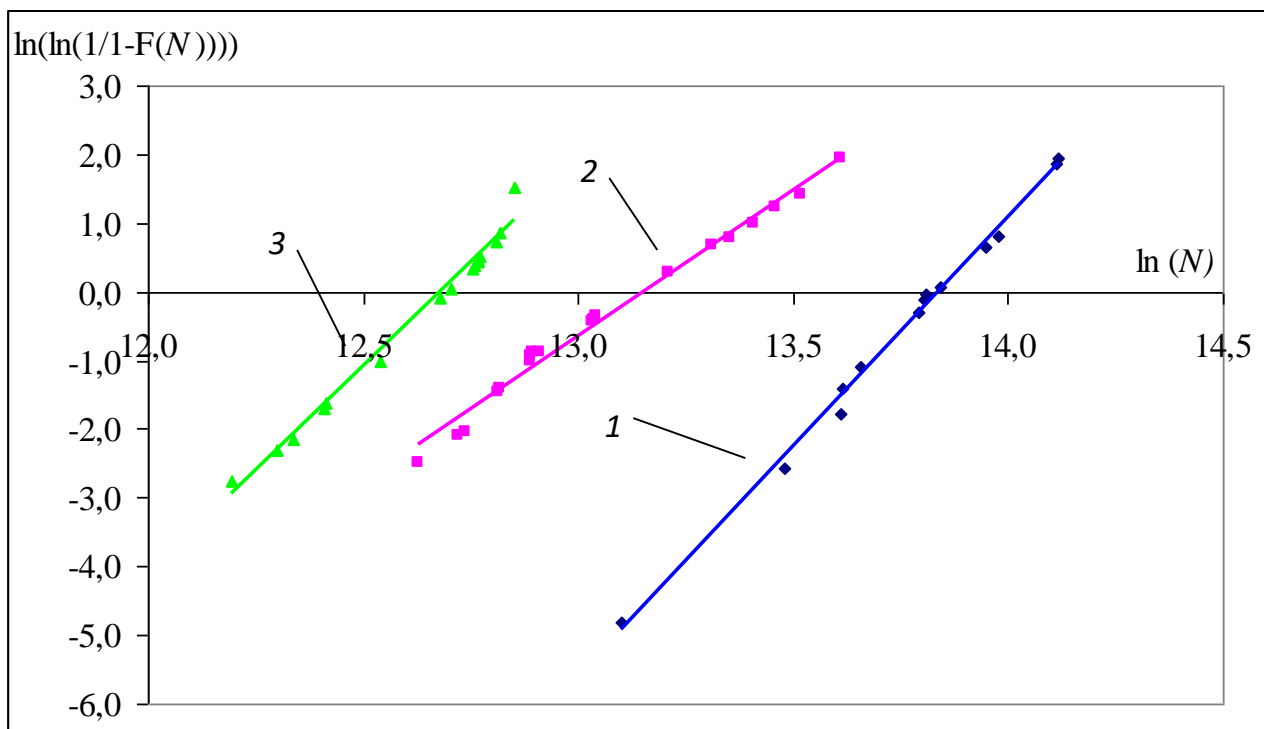


Рисунок 3.2.2. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,5 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

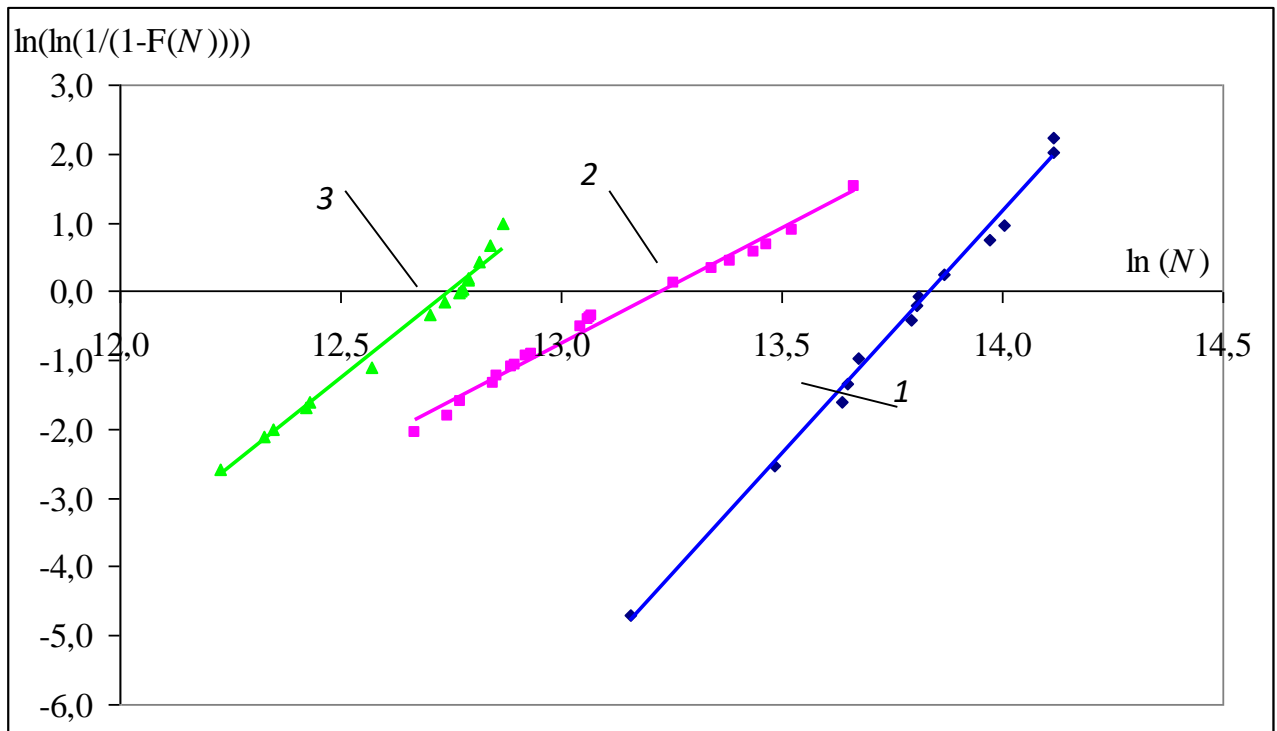


Рисунок 3.2.3. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 2,0 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

Високий ступінь кореляції експериментальних точок з прямими засвідчив адекватність застосування розподілу Вейбула до отриманих даних. На основі коефіцієнтів в рівняннях лінійних функцій апроксимації були розраховані відповідні коефіцієнти α і β цього розподілу. Також по експериментальним даним були розраховані математичні очікування та стандартні відхилення величини N_0 . Всі числові параметри отримані в результаті статистичної обробки зазначених даних наведені в таблиця 3.6.

Таблиця 3.6 – Результати статистичної обробки

Напруження, МПа	a_0 , мм	$M(N_0)$	$\sigma(N_0)$	α_1	β_1 , цикли
80	1,0	954273	251458	6,228	965678
	1,5	975634	245138	6,666	1020911
	2,0	990790	241359	7,042	1021632
90	1,0	473071	142666	4,807	487153
110	1,0	299426	61143	6,221	319585
	1,5	307825	61404	6,064	321683
	2,0	313784	61718	5,143	343453

3.6.2 Імовірнісна Оцінка Конструкцій схильних до БП / ПДЕ

Випробування на довговічність конструкції, що містить ряд номінально ідентичних отворів під заклепку, аналогічний тестуванню серії простих зразків з одним отвором під заклепку. У кожному зразку з одним отвором ініціація тріщини відбувається в різний час, не дивлячись на те, що зразки були зроблені однаково; точно так же в конструкціях з множинними отворами тріщини не будуть зароджуватися в один час в кожному отворі.

Передбачається, що час зародження тріщини в кожному місці, сприйнятливому до втомних тріщин, пов'язане з імовірнісним розподілом втомної довговічності, по-отриманої з тестування великої кількості зразків з одним отвором під заклепку. Оцінка розсіювання (стандартного відхилення) втомної довговічності деталей, що представляють конструктивні особливості літака, є фундаментальною для оцінки БП / ПДЕ. Виникнення БП або ПДЕ визначається ступенем мінливості в виробничому процесі при виробництві деталі, починаючи з низької якості контролю результатів виробництва, наприклад сценаріїв традиційних критеріїв допустимих пошкоджень, таких як наявності ізолюваних дефектів і попередження тріщини. Очевидно, що надзвичайно важко встановити відповідний рівень дисперсії для

оцінки конструкції в літаку з великим строком експлуатації. На жаль, додаткова програма випробувань на довговічність може не давати необхідну інформацію, так як «ново-виготовлені» випробувальні зразки, навряд чи будуть відповідати початковим виробничому стандарту, з належною обробкою і змінами матеріалу, як протягом терміну служби літака. Отже, може бути прийнято початкове припущення про низький розкид втомної довговічності, в межах аналізу розвитку БП / ПДЕ. Передбачається, що висока дисперсія уповільнює розвиток множинного пошкодження і прискорює розвиток ізольованою «лідуючої тріщини», і може привести до більш низької повної втомної міцності для конструкції з множинними отворами.

Величина розкиду безпосередньо впливає на середнє значення важливих вихідних параметрів при оцінці БП на втому, а саме періоду до першої тріщини, періоду від виявлення тріщини до досягнення нею критичного розміру, і повною втомної довговічності конструкції з множинними отворами. Однак там де є будь-яка невизначеність у значенні розкиду, фіксоване стандартне відхилення, засноване на найширших відомих значеннях, буде завжди давати початковий аналіз втомної довговічності, хоча моделювання може не включати багато сценаріїв БП / ПДЕ.

3.6.3 Ініціювання / Граничне Визначення

BCA (Boeing Commercial Airplanes) в даний час розглядає ініціювання БП / ПДЕ як виявлення БП / ПДЕ. Мета полягає в тому, щоб створити ефективну і економічну інспекційну програму, що починається тоді, коли тріщини стають можливо виявити для застосовуваного інспекційного методу. Ініціювання БП / ПДЕ з високим рівнем надійності досягається зосередженням на ранніх стадіях тріщин по всьому парку. Ця надійність є вимірної, тому що варіації ресурсу до появи тріщин в різних рівнях конструкцій літака були характеризовані тестуванням і десятиліттями експлуатаційних даних парку. BCA використовує двопараметричного розподіл ймовірності по закону Вейбулла з одним екстремумів для моделювання варіації у всіх різних рівнях конструкції.

Загалом, ВСА розглядає три види конструкції при аналізі РВП:

- критичну деталь,
- компонент РВП,
- літак.

Критична деталь це, наприклад, одна або більше суміжних заклепок, де зародяться ранні тріщини, деталь є стандартним блоком БП / ПДЕ в компоненті. Компонент РВП це, наприклад, з'єднання внахлест та є збіркою критичних деталей. Літак зазвичай містить багато основних компонентів РВП.

Якщо дані α_1 і β_1 статистики ресурсу до ініціювання тріщини для критичних деталей в компоненті РВП, характерний ресурс β_2 компонента РВП має r_1 % критичних пошкоджень деталей, може бути оцінений з допущенням $x \approx \beta_2$ в вищезгаданому розподіленні Вейбулла,

$$\beta_2 \approx \beta_1 \times [-\ln(1 - r_1\%)]^{-\frac{1}{\alpha_1}}; \quad (3.4)$$

Точно так, дані α_2 і β_2 статистики ресурсу до пошкодження для тих же самих компонентів РВП в літаку, характерний ресурс β_3 літака, що має r_2 % цих пошкоджень компонентів РВП (з r_1 % критичних деталей) може бути оцінений ВСА,

$$\beta_3 \approx \beta_2 \times [-\ln(1 - r_2\%)]^{\frac{1}{\alpha_2}}; \quad (3.5)$$

ВСА визначає ініціювання БП / ПДЕ як дуже ранній випадок появи тріщини, скажімо, r_3 % літаків в парку мають r_2 % пошкоджених компонентів РВП, з r_1 % критичних деталей, де r_1 зазвичай приблизно 10%, а r_2 та r_3 приблизно 100%. Таким чином, ініціювання БП / ПДЕ оцінено характерним ресурсом β_4 парку, що має r_3 % літаків із зазначеним пошкодженням. Нехай α_3 і β_3 - статистика ресурсу літака в парку до зазначеного пошкодження.

Ініціювання БП / ПДЕ:

$$\beta_4 \approx \beta_3 \times [-\ln(1 - r_3\%)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \beta_1 \times [-\ln(1 - r_1\%)]^{-\frac{1}{\alpha_1}} \times [-\ln(1 - r_2\%)]^{-\frac{1}{\alpha_2}} \times$$

$$[-\ln(1 - r_3\%)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \beta_1 \times \prod_{i=1}^3 [-\ln(1 - r_i\%)]^{-\frac{1}{\alpha_i}} \approx \beta_1 \times S_{WFD}$$

де S_{WFD} - коефіцієнт зниження, застосовуваний для характерного втомного ресурсу критичної деталі, щоб враховувати варіації на всіх рівнях конструкції. Характеристична втомна довговічність критичної деталі статистично оцінюється за експериментальними даними експлуатаційного контролю (якщо такі дані доступні). Інакше, будуть використовуватися аналітичні методи, які включають обчислення напруги і власні аналітичні процедури оцінки довговічності.

Параметр форми або розкиду α оцінюється на підставі даних експлуатаційного контролю. Дані по минулим двадцяти років показали різний α для різних рівнів конструкції. В основному, розкид в критичних деталях в межах компонента менше ніж між компонентами в літаку, і розкид між компонентами менше ніж між літака-ми в парку. Таким чином, $\alpha_1 > \alpha_2 > \alpha_3$. Наступна таблиця наводить рекомендовані значення α для тиску і зовні навантажених конструкцій на різних рівнях конструкції.

	Конструкція, під тиском	Зовні навантажена конструкція
Літак	5	4
Компонент РВП	6	5
Критична деталь	8	6

Однак якщо дані експлуатаційного контролю показують інше, можуть використовуватися раз-особисті значення α

3.6.4 Зростання Тріщини

Аналіз зростання тріщини починається з підготовки початкового сценарію ПДЕ / БП. Початковий лідируючий дефект зазвичай поміщається в найбільш ймовірну або навантажену деталь за допомогою результатів аналізу напруги або польового спостереження. У разі однаково навантажених деталей, лідируючий

дефект буде поміщений в найменш приймає інспекцію деталь для консерватизму. Вторинні дефекти будуть поміщені відповідно навколо лідируючого дефекту і в суміжних деталях.

Теорія LEFM використовується для того, щоб обчислити одночасне зростання декількох дефектів. Безумовно, закон Періс використовується в обчисленні зростання тріщини з розглядом спектру навантаження всюди, де це необхідно. У рівнянні Періс використовуються середні або типові параметри матеріалу, і зростання тріщини обчислюється детерміновано.

Коефіцієнти інтенсивності напруги для зростання множинних тріщин базуються на суперпозиції геометричних коефіцієнтів щодо взаємодії тріщин і перерозподілу навантаження. Для БП в колінеарних отворах під заклепки, наприклад, БП в з'єднанні внахлест, ВСА використовує геометричний коефіцієнт, який був отриманий з повномасштабних тестів панелей з'єднання внахлест. Цей геометричний коефіцієнт отриманий для лідируючої тріщини, що росте назустріч іншій тріщині з розглянутими ефектами БП.

Однак, коли доступні дані про фрактографії фактичного РВП, можуть використовуватися емпіричні криві зростання тріщини.

3.6.5 Залишкова Міцність

ВСА використовує емпіричний коефіцієнт руйнування для залишкової міцності, коли БП присутній навколо лідируючої тріщини. В цілому, такий підхід має тенденцію давати консервативний результат, особливо коли все тріщини мають подібні довжини.

В даний час, однак, ВСА тільки обчислює Точку РВП, обмежуючи зростання пошкодження до первісної довжини тріщини. Для БП, такого як тріщини в з'єднанні внахлест без руйнування конструкції, лідируюча тріщина обмежена 1" (2,54 см) від кінця до кінця суміжній тріщини. Для ПДЕ такого як руйнування конструкції без

тріщин обшивки, пошкодження обмежена трьома суміжними зруйнованими конструкціями інспекційної Програми

Інспекційна програма почнеться при ініціюванні БП / ПДЕ і закінчуватися в Точці РВП. Однак, якщо є достатня кількість літаків, оглянутих без доказів РВП, коли польотний лідер досягає кінця програми, Точка РВП може бути виправдано розширена.

Інспекційні методи і частота будуть визначені, ґрунтуючись на системі ВСА оцінки допустимості пошкодження. Ця система гарантує своє-часове виявлення будь-якого БП / ПДЕ в парку з високою ймовірністю виявлення.

Висновки до частини 3

В данному розділі було описано метод та процес прогнозування багатоосередкових пошкоджень. Основні періоди циклу життя повітряного судна до появи тріщин, визначенні найбільш вразливі місця та проведено розрахунок ресурсу парку в 1000 екземплярів .

4.ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Небезпечні і шкідливі виробничі фактори при технічному обслуговуванні планера літака (ГОСТ 12.1.003-74)

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні й ремонті ПС регламентуються: державними і галузевими стандартами Системи стандартів безпеки праці; настановами з виконання польотів, технічної експлуатації й ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту; посібником та інструкціями з безпеки праці і т. ін.

Особливістю експлуатації і ремонту авіаційної техніки є те, що ряд технологічних процесів - це загальні процеси для вказаних технологій (промивання і фарбування деталей, вантажні роботи, експлуатація посудин, які працюють під тиском, зварювальні роботи, експлуатація електроустановок і т. ін.). Через те класифікація небезпечних і шкідливих виробничих чинників при експлуатації ПС придатна для ремонтних процесів ПС.

Розбірні роботи під час ремонту ПС дуже об'ємні. Розбиранню ПС передують ряд операцій, які багато в чому гарантують подальшу безпеку виконання робіт: ретельне промивання всього ПС, очищення паливних баків і систем від залишків пального; установка страхувальних пристроїв під відповідні елементи ПС для безпеки під час демонтажу шасі і т. ін.

Розбирання виконують за допомогою різних пристроїв, грамотне використання яких зазвичай гарантує безпечну працю. Однак травми при цьому ще трапляються через порушення технології розбирання, нехтування правилами техніки безпеки.

Під час розбирання ПС застосовують підйомно-транспортні засоби, тому персонал, що виконує роботи з їхньою допомогою, має бути відповідно навчений.

Профілактика травматизму під час ремонту ПС зводиться в основному до додержання застережливих заходів при ремонті їхніх конкретних елементів і агрегатів, в процесі якого виконуються такі роботи, як протягання отворів,

шабрування, притирка, полірування, розвертання отворів, зварювання і паяння, клепання, механічна обробка деталей, відновлення деталей гальванічними і хімічними покриттями, фарбування, випробування агрегатів і фюзеляжу на герметичність та інші роботи.

Особлива увага приділяється безпеці праці при виконанні робіт на металообробному устаткуванні. Тут вона забезпечується виконанням комплексу заходів за типовими правилами техніки безпеки і виробничої санітарії при обробці металів.

У магістерській роботі було виконано аналіз шкідливих і небезпечних виробничих факторів, які можуть вплинути на персонал під час ТО повітряного судна.

4.2 Небезпечні фактори що виникають при технічному обслуговуванні планера літака (ДНАОП 5.1.30-1.06-98)

Цими правилами регламентуються загальні положення, загальні та спеціальні вимоги до металообробного устаткування, ручного інструменту, організації робочих місць і розміщення устаткування.

Основні з них такі:

- станки, преси та інше устаткування установлюють на міцних основах або фундаментах, ретельно вивіряють і надійно закріплюють;
- робочі місця ремонтних слюсарів обладнують відповідними шафами, верстатами, стелажми, а також вантажопідйомними пристроями для переміщення деталей і вузлів великої маси;
- частини станків і механізмів, які рухаються і можуть стати причиною травмування працівників, захищають відповідною надійною огорожею;
- робітникам, що працюють на станках, які конструктивно або з інших обставин не можуть бути забезпечені захисними пристроями, адміністрація зобов'язана видати зручні захисні окуляри, що не заважають працювати, і постійно слідкувати за їхнім застосуванням під час роботи на станках;

- установлення і знімання зі станків, пресів і транспортних пристроїв заготовок, деталей, пристроїв та інструменту масою більше 16 кг виконують за допомогою підйомних пристроїв і механізмів;
- конструкція всіх пристроїв для закріплення оброблюваних деталей та інструменту має забезпечувати їхнє надійне закріплення і виключати можливість само відгвинчування пристроїв під час роботи;
- особам, які працюють на станках із застосуванням охолодження деталей емульсіями, маслами, скипидаром, гасом, видають профілактичні мазі, пасти для змащування рук; за рекомендацією лікувальної установи для цієї категорії робітників обладнують пристрій для завчасного миття рук спеціальними рідинами;
- станки, на яких обробляють крихкі матеріали (чавун, латунь, бронза, а також неметалічні матеріали), обладнують пилостружкоприймачами, приєднаними до групових або індивідуальних пристроїв (відсосів) для виведення пилу і стружки з місць їхнього утворення;
- електрична апаратура і струмоведучі частини мають бути надійно ізольованими і захищеними в корпусі станка або в інших місцях, обладнаних блокуючим пристроєм; сам станок надійно заземляють і обладнують аварійною кнопкою СТОП;
- під час роботи з ручним інструментом (зубилом, бородком, керном тощо) робітникам видають захисні окуляри, ручний інструмент обов'язково має бути справним;
- складання матеріалів і деталей (виробів) на робочих місцях виконують способом, який забезпечує їхню стійкість і зручність для стропів при використанні вантажопідйомних механізмів;
- застосовувати стиснуте повітря для обдування виробів устаткування в робочих приміщеннях, як правило, забороняється (дозволяється в спеціально обладнаних шафах або камерах з місцевою витяжною вентиляцією);
- для захисту працівників від частинок металу, що відлітають (наприклад, під час рубання), на слюсарних верстатах установлюють суцільні сітки-щити висотою не меншою 1 м; самі верстати повинні мати жорстку і міцну конструкцію і бути достатньо стійкими.

Швидкість вітру, при якій допускається виконувати технічне обслуговування планера встановлюється конкретно по кожному типу літаків керівником підприємства.

Процеси очищення і мийки планера і частин висотної системи літака, видалення і нанесення лакофарбових покриттів, зміни змащування поверхонь, слива паливно-мастильних матеріалів і дозаправки, приготування шпаклівок для ремонту обшивки планера літака, а також утилізація застосовуваних шкідливих речовин не повинні забруднювати навколишнє середовище.

4.3 Конструктивні та організаційно-технічні заходи щодо зниження впливу факторів

Маршрути обходу для огляду обшивки планера літака і його конструктивних елементів повинні виключати зіткнення обслуговуючого персоналу з виступаючими частинами планера літака і його обладнання.

Огляд і виконання робіт на обшивці планера літака зверху повинні виконуватися із застосуванням запобіжних поясів, карабіни яких слід закріплювати за спеціальні троси, які закріплюють за страхові вузли.

При роботі з підйомних пристроїв запобіжні пояси закріплюються за спеціально призначені для цих цілей на підйомних пристроях страховальні вузли

Драбини, використовувані при технічному обслуговуванні літаків, повинні мати висоту огорожі робочих площадок 1 м.

Пристосування (драбини, підставки, сходи, люльки, трапи) при виконанні робіт слід встановлювати так, щоб була відсутня необхідність переміщення центру ваги, що працює за межі робочого майданчика пристосування.

Верхні опорні майданчики самохідних засобів механізації повинні встановлюватися точно на висоті порогів входних отворів планера літака з зазором не більше 0,02 м. Переміщення обслуговуючого персоналу по сходах самохідних засобів дозволяється тільки після вжиття заходів, що виключають їх переміщення.

Перед відкриванням входних дверей вантажних, аварійних та інших люків на їх отвори необхідно встановити обмежувальні ремені.

Рухливі кришки, петлі, стулки, керовані електромеханічними або гідравлічними приводами, і рухливі частини названих виробів повинні бути зафіксовані механічними пристроями.

У разі тимчасового припинення робіт усередині фюзеляжу на всі відкриті отвори в підлогах, дверях аварійних люках, бічних і стельових нішах, в багажних, службових і технічних відсіках повинні встановлюватися технологічні кришки, заглушки.

Застосування легкозаймистих і горючих рідин для очищення поверхонь всередині обсягів планера допускається тільки з використанням ванночок, листів, волосяних кистей і серветок з бавовняних тканин способами, що виключають розлив і розбризкування застосовуваних речовин.

Ці роботи забороняється поєднувати із застосуванням джерел явного тепла, що не задовольняють вимоги пожежо- та вибухобезпеки, з включенням і вимиканням джерел і споживачів електричної енергії на літаку.

При перевірці на дотик рукою негерметичність гарячих повітроводів і їх з'єднань з агрегатами висотної системи (в доступних місцях) при працюючій силовій установці літаку необхідно користуватися бавовняними рукавицями.

При установці літака на підйомниках в лінію горизонту для підтяжки стикувальних болтів по розстикуванні від'ємної частини крила з центральною частиною крила необхідно місце установки витягів на ґрунт очистити до штучного покриття і просушити, якщо в цьому є необхідність.

4.3.1 Розрахунок необхідного рівня штучного освітлення для забезпечення безпечного та ефективного процесу технічного обслуговування планера літака

Штучне освітлення забезпечується в усіх приміщеннях будівель, а також на відкритих робочих майданчиках, в місцях проходу людей і руху в темряві. Штучне

освітлення спроектовано у вигляді двох систем: загального (рівномірне або локальне) і комбінованого (додане в конкретному місці). Загальне освітлення передбачає розміщення світильників у верхній частині приміщення (не менше 2,5 м над підлогою). Місцеве освітлення забезпечують світильники, які створюють світ прямо на робочому місці.

Нормальна освітленість приміщення (E_{\min}) залежить від рівня візуальної роботи, що виконується в цій кімнаті, яка, в свою чергу, визначається мінімальним розміром об'єкта дослідження. Для фахівця з світлотехніки при найнижчій освітленості приміщення ДБН В.2.5-28- 2018 «Природне і штучне освітлення» не менше 400 лк (люкс). Фактичне значення світла становить 200 - 250 лк. Загальний світловий потік визначається за формулою:

$$E_{\text{gen}} = \frac{E_n \cdot S \cdot k_1 \cdot k_2}{V} \quad (5.1)$$

де:

E_n - нормалізоване освітлення, $E_n = 400$ лк;

S - площа приміщення;

k_1 - коефіцієнт, що враховує старіння ламп та освітлювальне забруднення ($k_1 = 1,2$);

k_2 - Коефіцієнт, що враховує нерівномірність простору освітлення ($k_2 = 1,1$);

V - коефіцієнт світлового потоку, який визначається коефіцієнтом відбиття стін, робочих поверхонь, стель, геометрії приміщення і типів світильників ($V = 0,7$).

$$E_{\text{gen}} = \frac{400 \cdot 180 \cdot 1.2 \cdot 1.1}{0.7} = 135771,42 \text{ (лк)}$$

Розміри кімнати: А - 12 м, В - 15м, Н - 2,75 м. Площа номера дорівнює:

$$S = A \cdot B \quad (5.2)$$

$$S = 12 \cdot 15 = 180 \text{ (м}^2\text{)}$$

Вибір коефіцієнтів відношень світлового потоку:

1. Коефіцієнт відображення стелі пофарбованої білою фарбою (R_{ceiling} становить 70%);

2. Показник заломлення білих стін (R_{wall} становить 55%);

3. Коефіцієнт відбиття від темних паркетних підлог (R_{floor} становить 10%);

4. Космічний індекс (i).

Ефективна висота приміщення дорівнює:

$$h_p = H - h_n \quad (5.3)$$

де h_n - висота робочої поверхні над підлогою (h_n становить 0,7 м).

$$h_p = 2.75 - 0.7 = 2.05 (\text{м})$$

Індекс простору дорівнює:

$$i = \frac{A \cdot B}{h_p \cdot (A + B)} \quad (5.4)$$

$$i = \frac{12 \cdot 15}{2.05 \cdot (12 + 15)} \approx 3,25$$

Для забезпечення повного штучного освітлення були обрані світлодіодні лампи розжарювання T8SE - 180 і заміна люмінесцентних ламп 18 Вт на 990 лм. Світловий потік однієї лампи T8SE-180 20Вт становить $E_1 = 1650$ лм.

Необхідна кількість ламп може бути визначена за формулою:

$$N = \frac{E_{\text{gen}}}{E_1} \quad (5.6)$$

$$N = \frac{135771.42}{1650} = 82,3 \approx 82$$

$$W_{\text{Fgen}} = W_{\text{FN}} \cdot N_F \quad (5.7)$$

де W_{FN} - потужність однієї люмінесцентної лампи;

N_F - кількість люмінесцентних ламп.

$$W_{\text{Fgen}} = 18 \cdot 104 = 1872 (\text{Вт})$$

Потужність 82 світлодіодних ламп дорівнює:

$$W_{\text{LEDgen}} = W_{\text{LEDN}} \cdot N_{\text{LED}} \quad (5.8)$$

де W_{LEDN} - потужність однієї світлодіодної лампи;

N_{LED} - кількість світлодіодних ламп.

$$W_{LEDgen}=20 \cdot 82=1640 \text{ (Вт)}$$

Оптимізація штучного освітлення виконана. Завдяки впровадженню ламп нового типу ми скоротили їх необхідну кількість. Таким чином, економія в 232 Вт та зменшення кількості потрібних лам досягається за рахунок оптимізації.

4.4 Пожежна та вибухова безпека (ГОСТ 12.1.004-91, ГОСТ 12.1.010-76)

Небезпечними факторами, що виникають при пожежі та впливають на людей і матеріальні цінності, є:

- полум'я і іскри;
- підвищена температура навколишнього середовища;
- токсичні продукти згоряння і термічного розкладання;
- дим;
- низька концентрація кисню.

До вторинних проявів небезпечних факторів пожежі, що впливають на людей і матеріальні цінності, відносяться осколки, частини зруйнованих пристроїв, агрегатів, установок, споруд, радіоактивних та токсичних речовин і матеріалів, випущених з пошкоджених пристроїв і установок, електричний струм, що виникає в результаті зняття високої напруги на струмопровідні частини конструкцій, апаратів, вузлів, засобів пожежогасіння.

Класифікація об'єктів по пожежонебезпеки і вибухонебезпечності повинна проводитися з урахуванням допустимого рівня їх пожежонебезпеки, а також з урахуванням ймовірності виникнення пожежі (вибуху) з урахуванням маси горючих і важкогорючих речовин і матеріалів. Знаходяться на об'єкті вибухонебезпечні і пожежонебезпечні зони утворюються в аварійних ситуаціях, а також можливого нанесення шкоди людям і матеріальних цінностей.

Попередження утворення горючого середовища повинно забезпечуватися одним з наступних методів або їх комбінацій:

- максимально можливий в умовах технології та конструкції, що обмежує масу і (або) обсяг горючих речовин, матеріалів і найбезпечніший спосіб їх розміщення;

- максимально можливе використання негорючих і негорючих речовин і матеріалів;
- ізоляція горючого середовища;
- підтримання безпечної концентрації середовища відповідно до правил і положень і іншими нормативними, технічними, нормативними документами та правилами безпеки;
- підтримання температури і тиску середовища, при якій поширення полум'я виключено;
- максимальна механізація і автоматизація технологічних процесів, пов'язаних з циркуляцією горючих речовин;
- установка пожежонебезпечного устаткування, по можливості, в ізольованих приміщеннях або на відкритих майданчиках.

Основними факторами, що характеризують небезпеку вибуху, є максимальний тиск і температура вибуху, швидкість збільшення тиску під час вибуху, тиск на фронті ударної хвилі, що руйнують і вибухові властивості вибухонебезпечних середовищ.

Організаційні та організаційно-технічні заходи щодо забезпечення вибухобезпеки включають в себе розробку системи інструктивних матеріалів для засобів візуального перемішування, регламентів і стандартів ведення технологічних процесів, правил поведінки з вибуховими речовинами і матеріалами. Важливим фактором є організація навчання, інструктажу і доступу до роботи для обслуговуючого персоналу вибухонебезпечних виробничих процесів, контроль і нагляд за дотриманням норм технологічного режиму, правил і норм безпеки, промислової санітарії та пожежної безпеки.

Обладнання, пристрої та інструменти, що застосовуються для виконання робіт усередині фюзеляжу літака, не повинні захащувати маршрути переміщення обслуговуючого персоналу, повинні бути надійно встановлені або закріплені з метою запобігання падінню при випадковому зіткненні з ними або струсі планера.

Інструменти повинні укладатися в спеціальні інструментальні сортовики. Забороняється класти інструменти і пристосування на обшивку планера.

З метою запобігання пожеж інструменти і пристрої, що випромінюють теплову енергію (паяльники, переносні світильники і ін.), повинні розміщуватися в місцях, що виключають їх безпосередній контакт з поверхнями внутрішнього обладнання літака.

Розміщення тимчасових енергетичних комунікацій усередині фюзеляжу має виключати їх механічні та термічні руйнування, а також не повинно захаращувати маршрутів переміщення працюючих.

4.5 Інструкція з технічної безпеки при перевірці фюзеляжу літака на герметичність

При перевірці фюзеляжу літака на герметичність необхідно:

- Зону навколо літака захистити інвентарними огорожами на відстані 2-3 м.;
- Встановити попереджувальні знаки з попереджувачим написом «Обережно! Можливий розліт частин планера»;
- Людей видалити з небезпечної зони за межі стоянки для даного типу літака;
- Перевірити роботу пристрою для аварійного зниження тиску повітря в фюзеляжі;
- Застосувати електроустаткування, що відповідає пожежній і вибуховій безпеці;
- Використовувати тільки справний та маркований інструмент;
- поводитись з агрегатами обережно, щоб виключити отримання травм.

Рівень шуму навколишнього середовища повинен бути не вище 50 дБА.

Швидкість наростання тиску повітря в фюзеляжі повинна бути не вище значень, встановлених технологічними вказівками з виконання регламентних робіт для даного типу літака.

Якщо вентиляцію потрібно покращити, використовувати додаткові вентилятори.

Технічне обслуговування планера і висотної системи для запобігання опіку або обмороження при дотику до поверхонь, які мають відповідно підвищену або знижену температуру, має виконуватися в спецодязі, що виключає дотик до поверхонь відкритими ділянками тіла.

При виконанні робіт по ремонту обшивки і силового набору планера слід передбачити заходи, що запобігають розкидання металевої стружки, освіту гострих кромek, задирок і шорсткостей на поверхнях.

Висновки до частини 4

У розділі «Охорона праці» наведено список небезпечних і шкідливих факторів, що можуть виникнути при обслуговуванні планерів літаків.

Після аналізу небезпечних і шкідливих факторів, що виникають при обслуговуванні літака, а саме його планера і обшивки, були розроблені конкретні і конструктивні вимоги безпеки до процесів технічного обслуговування, які підвищують безпеку і ефективність роботи інженерного складу авіаційної технічної бази.

Розроблений комплекс вимог виключає травми і покращує здоров'я і умови праці технічного персоналу при обслуговуванні планерів літака.

5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Загальні положення

Швидке зростання повітряного руху в світі, збільшення загального парку регулярних літаків і їх вантажопідйомності (пасажиромісткості), а також потужності авіаційних двигунів, збільшення завантаженості найбільших міжнародних хабів (аеропортів-концентраторів). з високою часткою стикувальних рейсів) робить вплив цивільної авіації на навколишнє середовище більш очевидним і значним. Такі ефекти включають в себе:

- забруднення повітря продуктами згоряння авіаційного палива (найбільш значущими в цьому випадку є викиди вуглекислого газу - CO₂);
- авіаційний шум;
- електромагнітне випромінювання, що виникає при роботі радіолокаційних станцій (бортові літаки і стаціонарні аеропорти);
- конденсаційний слід (спірна теорія).

Повітряний транспорт надає потрійне вплив на якість природного середовища, тобто ступінь її екологічної безпеки: шкідливі впливи як результат корисної роботи систем повітряних суден; взаємодія літаків із зовнішнім середовищем, що призводить до пошкоджень, несправностей і відмов; порушення працездатності яке тягне за собою аварійне або катастрофічне вплив. З огляду на непорушність даного сліdstва закону зростання ентропії в системах повітряних суден, ситема екологічної безпеки цивільної авіації функціонально ділиться на етапи: експлуатаційні заходи зберігають якість АТ в часі, роблячи швидкість виробництва ентропії мінімальної; при капітально-відновлювальному ремонті якість відновлюється, ентропія знижується до безпечного рівня; аналізі авіаційних подій забезпечує зворотний зв'язок, розвиток і коригування експлуатаційних і відновних процесів.Негативно впливаючи на навколишнє середовище, ЛА підсилює шкідливі впливи

навколишнього середовища на самого себе. Цей круговорот підсилюють один одного шкідливих факторів, робить їх розвиток мультиплікативний.

В умовах планово-адміністративної системи управління ГА в рекомендаціях з технічної експлуатації та ремонту АТ, настановах з виробництва польотів в ГА чітко регламентувалися виконавчі функції з управління екологічною безпекою на всіх посадових ієрархічних рівнях.

Літак, як і будь-яка система, яка використовує енергію окислення вуглеводневого палива, випускає продукти цього процесу в атмосферу, які змінюють природний склад атмосфери і вважаються забруднювачами. В авіації використовуються два види вуглеводневого палива - гас і бензин. Основна відмінність в складі продуктів згоряння полягає в тому, що етилований бензин, який використовується на поршневих літаках, виробляє свинець у вихлопних газах, що є одним з небажаних компонентів забруднення повітря. Однак роль літаків з поршневими двигунами в сучасній авіації незначна і постійно зменшується.

Крім вуглекислого газу, водяної пари, азоту, а також деяких інших природних компонентів атмосферного повітря, продукти згоряння гасу містять окис вуглецю, різні вуглеводні (метан, ацетилен, етан, пропан, бензол, толуол і т. Д.), альдегіди, оксиди азоту і сірки, частинки сажі, що утворюють димний шлейф за соплом двигуна, а також ряд інших компонентів, що утворюються в невеликих кількостях з домішок, присутніх в гасі. Рівні різних шкідливих речовин в повітрі регулюються гранично допустимими концентраціями. В авіації межі викидів в даний час встановлені для чотирьох шкідливих компонентів: окису вуглецю (CO), незгорілих вуглеводнів (C_nH_m), оксидів азоту (NO_x), частинок сажі (дим). Авіаційний шум - це шумове забруднення, що створюється будь-яким літаком або його компонентами. Авіаційний шум виходить з трьох основних джерел:

- 1) аеродинамічний шум (створюваний турбулентними потоками);
- 2) механічний шум і шум авіаційного двигуна;
- 3) шум, що виходить від інших авіаційних систем (одним з найбільш значних джерел шуму від комерційних літаків є допоміжна силова установка).

5.2 Забруднення аеропорту при обслуговуванні літаків і їх систем

Наземні джерела забруднення можна умовно розділити на «внутрішні портові» («внутрішньозаводські»), коли шкідливі викиди розсіюються в основному по території аеропорту або ремонтного заводу, і «за межами міста» («зовнішня фабрика»), з якої атмосферне повітря забруднюється за межами території авіакомпанії або заводу. «Внутрішні портові» джерелами забруднення є: системи вентиляції виробничих майданчиків; склади ПММ аеропортів; спеціальні транспортні засоби.

Котли установки називаються джерелами забруднення «зовнішній порт». Ці джерела, особливо в несприятливих умовах, можуть значно збільшити концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіаційних підприємств.

Котли установки працюють на різних видах місцевого палива, тому характер забруднення визначається типом палива, способами його спалювання і способами усунення викидів.

Основними шкідливими речовинами, що містяться в димових газах котельних печей, що належать твердих частинок і газоподібним речовин, є діоксид сірки (SO_2), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту (NO_x).

Одним з найважливіших умов мінімального викиду шкідливих речовин з печей в атмосферу є вибір режиму спалювання палива, при якому досягається його повне згорання в печах.

Системи вентиляції на підприємствах цивільної авіації (ГА) використовуються на окремих ділянках авіаційно-технічних баз (АТБ) і авіаремонтних заводів (АРЗ), де можуть виділятися шкідливі речовини. Використовуються припливні, витяжні і локальні системи вентиляції. При необхідності, коли повітря забирається з робочих місць і містить шкідливі речовини у високих концентраціях, він очищається на пилоуловлюючих і газоочисних установках перед викидом в атмосферу.

Шкідливі речовини, що викидаються з виробничих приміщень, розсіюються поблизу підприємств, забруднюючи, перш за все, повітря самої авіакомпанії, створюючи в погано вентильованих міжоболочним просторах підвищені

концентрації шкідливих речовин. Викиди різноманітні за своїм фізичним і хімічним складом.

Через системи вентиляції з атмосфери виробничих майданчиків, де проводиться технічне обслуговування або ремонт авіаційної техніки, атмосферне повітря виділяється: пари нафтопродуктів, розчинники, фарби і лаки, луги, кислоти, аерозолі водних розчинів їдкого, вуглекислого та фосфатного натрій, сірчаний ангідрид, оксиди азоту, чадний газ, пил.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються в атмосферне повітря з виробничих приміщень АТБ і АРЗ через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення. Особливо це може бути в разі групового розміщення вентиляційних шахт, коли можливо комбінувати шкідливі викиди і навіть утворення нових шкідливих речовин підвищеної токсичності.

Склади паливно-мастильних матеріалів забруднюють атмосферне повітря, в основному на території авіаційних паливних аеропортів, мастильними матеріалами і спеціальними рідинами. Пари повітряного палива потрапляють в атмосферу: при їх видавлюванні з програмних баків і авіаційних баків (літаків) в процесі їх заповнення паливом, в процесі «невеликого дихання» баків, а також при випаровуванні розлитих за рахунок витоків палива в стиках і через необережне дотримання правил заправки літаків, їх зберігання, транспортування та наповнення ємностей з паливно-мастильними матеріалами.

При заповненні бака разом з 1 м³ повітря видавлюється в середньому 0,015 м³ насичених парів палива щільністю 10 кг / м³. Це означає, що, наприклад, при заповненні танкера ПО-22 в атмосферне повітря витісняється до 3 кг легколетких паливних фракцій. Якщо взяти до уваги, що практично кількість палива, споживаного літаком, закачується не менше трьох разів (танк - танкер - танк літака), то, коли літак використовує 1000 м³ палива на добу, його викиди у вигляді пари надходять в аеропорт. повітря може досягати 450 кг. Така маса палива може забруднювати середньодобові ГДК для бензину 1,5 мг / м³ на 3 × 10⁸ м³ повітря.

Суть «слабкого дихання» резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря пари насиченого палива і власне паливо всередині

бака нагріваються, розширюються, і пари палива витісняються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку бак буде надуватися - деформуватися), а в нічний час доби при зниженні температури пар в паливі стискається, конденсується, що призводить до всмоктування зовнішнього повітря в бак. При «невеликому диханні» резервуара місткістю 5000 м³ до 100 кг пари бензину видавлюється в атмосферне повітря на добу.

Спецтехніка авіакомпаній цивільної авіації забруднює атмосферне повітря оксидами вуглецю, вуглеводнів та оксидів азоту.

5.3 Вимоги до організацій з обслуговування авіаційної техніки (авіаційно-технічні бази)

Наявність інформації про діяльність та умови роботи підприємства, що міститься в екологічному паспорті, проект стандартів МРЕ, екологічному обґрунтуванні ліцензії і т. Д., В тому числі:

- типи обслуговуваних літаків і двигунів;
- форми технічного обслуговування (ТО), в яких виробляються гонки двигунів і допоміжних силових установок (ВСУ);
- частота виконаних форм технічного обслуговування і їх кількість за звітний календарний період;
- місце проведення гонок двигунів в поєднанні з виробничо-технічної територією бази і найближчих населених пунктів або інших охоронюваних територій;
- структурна схема пристроїв відображення вихлопних газів;
- статистика повторюваності погодних умов (напрямок і швидкість вітру, температура, тиск і відносна вологість) протягом року і по місяцях.

Наявність періодично виконуваних (не рідше одного разу в шість місяців) розрахунків валових викидів забруднюючих речовин під час гонок двигуна в формах технічного обслуговування. Розрахунки проводяться на підставі даних

льотного сертифікату повітряного судна, складеного і затвердженого графіка випробувань двигуна.

Наявність обчислень усереднюються за 30-хвилинний інтервал одиничних концентрацій забруднюючих речовин, що виникають в результаті гонок двигунів. Розрахунки проводяться для стаціонарного літального апарату з урахуванням затвердженого графіка випробувань двигуна з інтервалом у півгодини і з урахуванням типу пристрою, що відображає вихлопні газы.

Розрахунки виконуються для наступних умов:

- найбільш інтенсивний профіль гонок двигунів за півгодини і при комбінуванні гонок декількох двигунів, якщо це відбувається протягом 30 хвилин;
- середньомісячні і несприятливі погодні умови для самого жаркого місяця року;
- для напрямків вітру в бік населених пунктів та інших територій, що охороняються, розташованих в зоні впливу поширення забруднюючих домішок.

Результати розрахунків повинні включати таблиці розрахунків з даними в вузлових точках на землі і контурах рівних концентрацій у двовимірному просторі і чітко демонструвати забруднення повітря в житлових районах і інших охоронюваних районах.

Розрахункові матеріали передаються в екологічні служби аеропорту, якщо авіаційна технічна база розташована на виробничо-технічній території останнього, для включення в зведені документи і в форму обліку.

Наявність розрахунків зон впливу авіаційного шуму на прилеглі території з урахуванням вимог ГОСТ 22283-88.

Наявність і розташування акустичних екранів або інших пристроїв, що впливають на поширення шуму в зоні розміщення АТБ.

При проведенні консервації і помилкових пусків двигунів слід використовувати спеціальні пристрої, які виключають викиди в атмосферу і в землю або в каналізаційні та злизові стоки консерваційних консистентних мастил і палива, а також їх сумішей.

5.4 Вплив шуму двигуна

Відомо, що шум двигуна збільшується під час зльоту і набору висоти, і саме ці режими впливають на акустичний комфорт житлових кварталів. Незважаючи на успіхи, досягнуті в глушінні, електростанції все ще є визначальним джерелом шуму літаків на землі. Основні причини шуму полягають у галузі аеродинаміки робочої рідини двигуна.

Завдяки величезній швидкості струменевий потік турбулює навколишнє повітря, що призводить до шуму. Крім того, шумні механічні деталі: компресор і турбіна, лопаті яких також створюють значну турбулентність. Раніше великі резерви для зниження шуму були надані заміною звичайного турбореактивного двигуна з двоконтурним турбореактивним двигуном. Шум турбіни, в принципі, викликаний тими ж причинами, що і шум вентилятора, але він має специфічні особливості, основна з яких пов'язана з великими і малими нерівномірностями і коливаннями потоку, що виходить з камери згоряння.

Це значно покращує всі широкосмугові та дискретні компоненти шуму турбіни. В результаті турбіна створює широкосмуговий шум як на низьких, так і на високих частотах. Дискретні компоненти трапляються на частотах лопаток компресора та вентилятора, а також на декількох і комбінованих частотах.

Високий ступінь турбулізації та неоднорідності, значна швидкість, а іноді і завихрення потоку за турбіною є причинами шуму вихідного каналу двоконтурного турбореактивного двигуна. Тут виникають два типи шуму. Вихровий шум з'являється при обтіканні стійок та інших перешкод, а турбулентний шум - це шум взаємодії газового потоку зі стінками каналу тощо.

В даний час вчені різних країн докладають значних зусиль для зменшення шуму турбін існуючих та перспективних цивільних літальних апаратів. Звичайно, зараз широко застосовуються методи зовнішнього заклинювання. У той же час широке використання так званих звукопоглинальних конструкцій стало важливим способом зменшення шуму двигуна.

Для уточнення небезпеки в певних точках аеропорту та навколо нього проводяться повномасштабні вимірювання шуму.

Використання сучасних вимірювальних приладів (вимірювачів рівня звуку) дає можливість з достатньою точністю визначати рівні звукового тиску (в децибелах - дБ) у контрольних точках відповідно до стандарту ІСАО.

Це точка збоку злітно-посадкової смуги (злітно-посадкової смуги) на відстані 450 м від своєї осі, точки вздовж осі злітно-посадкової смуги на відстані 6,5 км від початку пробігу (під час зльоту) і на відстані 2,0 км від старту злітно-посадкової смуги (при під'їзді до посадки).

Ці вимірювання використовуються для сертифікації шуму різних типів літальних апаратів. Вони також вимірюють рівень шуму на передній площі, на фартуху та в зонах паркування літаків. Якщо поблизу є житлові райони, там також проводяться вимірювання шуму, при цьому найбільша увага приділяється лікарням, дитячим установам та ін.

5.5 Вплив шкідливих викидів з авіаційних двигунів

Викиди повітряних суден роблять основний внесок у забруднення цивільної авіації. Це визначає важливість всебічного огляду процесу.

Без знання законів, що регулюють викиди повітряних двигунів, неможливо розрахувати приплив забруднюючих речовин в атмосферу під час польотів літаків. Ці закономірності також використовуються при нормалізації гранично допустимих рівнів викидів двигунів літальних апаратів, при розробці методів зниження викидів забруднюючих речовин літаками цивільної авіації.

Джерела викидів, пов'язані з авіацією, можуть поширюватися і призводити до погіршення якості повітря в сусідніх населених пунктах. Ці викиди становлять потенційний ризик для здоров'я населення та навколишнього середовища, оскільки можуть спричинити збільшення концентрації наземного озону та призвести до кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних та урядових організацій контролю якості повітря поблизу аеропортів. Особлива увага також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище.

Під час польоту літальних апаратів на рівні польоту вихлопні гази двигунів літальних апаратів розсіюються в основному у верхній тропосфері та нижній стратосфері. Тому на цій стадії польоту літака потоком відпрацьованих газів у нижню атмосферу можна знехтувати.

На етапах циклу зльоту та посадки відпрацьовані гази літальних двигунів потрапляють переважно в поверхневий шар атмосфери.

Для оцінки забруднення поверхневого шару повітря в зоні аеропорту необхідно визначити внесок у цей процес викидів літальних апаратів на різних етапах циклу зльоту та посадки.

На етапах зльоту, підйому (до 900 м) та спуску (менше 900 м) відносна тяга та тривалість етапів мало змінюються залежно від умов експлуатації.

З метою зменшення шкоди навколишньому середовищу цивільна авіація встановлює обмеження на викид шкідливих речовин в атмосферу під час роботи літальних двигунів.

При розробці лімітів викидів враховуються екологічні наслідки забруднення поверхневого повітря в зоні аеропорту. В даний час цивільна авіація встановила обмеження викидів для чотирьох вихлопних компонентів літальних двигунів, які завдають найбільшої шкоди якості повітря наземного повітря в районі аеропорту. Це окис вуглецю CO , незапалені вуглеводні C_nH_m , оксиди азоту NO_x та частинки сажі (дим).

При регулюванні викидів літальних апаратів враховуються не лише екологічні вимоги, але й технічні можливості зменшення викидів токсичних речовин двигунами літальних апаратів.

З цією метою розглядається вплив технічних характеристик літальних апаратів на забруднення території аеропорту для стандартного циклу зльоту та посадки. Такий розгляд призводить до концепції параметру контролю викидів, який відіграє важливу роль у нормалізації максимально допустимих викидів у цивільній авіації.

Висновки до розділу 5

Результати досліджень, представлені в роботі, вказують на те, що розвиток цивільної авіації неможливий без комплексних заходів щодо зменшення забруднення навколишнього середовища під час процесів експлуатації та обслуговування повітряного транспорту та попередження негативних екологічних наслідків, викликаних забрудненням.

До пріоритетних завдань належать зменшення викидів шкідливих речовин двигунами літальних апаратів, а також зниження рівня шуму повітряних суден.

Вирішення цих проблем особливо актуально для цивільної авіації, у повітряному флоті якої є багато літальних апаратів, які не відповідають вимогам Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) щодо викиду шкідливих речовин та інтенсивності шуму літаків

Важливим завданням є також зменшення забруднення навколишнього середовища в зонах аеропорту та його вплив на здоров'я пасажирів, екіпажів, працівників аеропорту та навколишнього населення.

Вирішення цих проблем глобального масштабу та значення можливе лише на основі міжнародної співпраці та узгоджених дій усіх країн світового співтовариства.

Загальні висновки

З найважливіших проблем в області експлуатації сучасної авіаційної техніки особливе місце займає проблема удосконалення процесів технічної експлуатації ПС та прогнозування ресурсу літака та парку літаків в цілому, з метою покращення ефективності їх використання й підвищення безпеки польотів.

В даній дипломній роботі проведено аналіз результатів експлуатації дальньомагістральних літаків, описаний процес прогнозування пошкоджень обшивки та утворення тріщин, подальший зріст ефективності експлуатації АТ можливий лише на основі наукового підходу та проведення широких комплексних досліджень.

Під час аналізу надійності проведено оптимізацію на основі загальної моделі експлуатації АТ.

Обчислені оперативні показники надійності за звітний календарний період. Опрацьовані статистичні дані за 4 роки, що є необхідним при розробці заходів з попередження небезпечних наслідків в умовах експлуатації.

Проаналізовано фактори, що впливають на людину, що обслуговує авіаційну техніку. Проведено класифікацію розподілу помилок та факторів, що їх викликають на періодичних формах технічного обслуговування.

Запропоновано метод визначення наробітки обшивки дальньомагістрального літака, а саме появи тріщин в місцях з'єднання двох листів обшивки, обшивки та силових елементів, що приводить до підвищення надійності та безпеки польотів.

Список літератури

1. Башта Г.М., Бабинський В.Д., Головка Ю.(і ін.). Надійність ГС.ВР. М.Транспорт.1986.-278с.
2. С.О.Дмитрієв, проф., В.І.Бурлаков, проф., Р.М.Салімов, доц. Концептуальні положення збереження льотної придатності повітряних суден України. Матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції "ABIA-2002", - Т.3. – К.: НАУ, 2002. – с.17-22.
3. Смирнов Н.Н. і ін. Технічна експлуатація літальних апаратів.- М.: Транспорт, 1990.
4. Комаров А.А. Надійність авіаційної техніки.КМУГА.1997.
5. Єдині норми літної придатності літаків ГА (ЕНЛГС). СЭВ.
6. Anon., Continuing structural integrity program for large transport category airplanes, FAA Advisory Circular No. 91-56A, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transport (April 1998).
7. Anon., ‘Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure’, Federal Aviation Regulations Part 25 - Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Change 11, Section 25.571, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, Washington D.C. (August 1997).
8. Ronald Wickens et.al, ‘Structural Fatigue Evaluation for Aging Airplanes’, final report of the Airworthiness Assurance Working Group, page 43-24 (October 1993).
9. A Report of the AATF on Fatigue Testing and/or Teardown Issues, February 1991, Available from the ATA.
10. Положення про дипломні роботи випускників НАУ. -НАУ.2012 р.
11. Сайт Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) www.icao.int.