

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
канд. техн. наук, проф.
_____ О.В. Попов
«__» _____ 2022 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

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

Тема: «Удосконалення технічного обслуговування системи керування літаків в процесі експлуатації»

Виконав: _____ **Є.Я. Романюк**

Керівник: д-р техн. наук, проф. _____ **С.О. Дмитрієв**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ **О.О.Козлітін**

охорона навколишнього середовища:
канд. техн. наук, доц. _____ **А.О.Падун**

Нормоконтролер _____

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Навчально-науковий аерокосмічний інститут
Кафедра збереження льотної придатності авіаційної техніки
Освітній ступінь «Магістр»
Спеціальність 272 «Повітряний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт літаків і авіаційних двигунів»

ЗАТВЕРЖДАЮ
Завідуючий кафедри
канд. техн. наук, професор

_____ О.В. Попов

«___» _____ 2022р.

ЗАВДАННЯ **на виконання дипломної роботи** **РОМАНЮК ЄВГЕНІЙ ЯРОСЛАВОВИЧ**

1. Тема роботи: **«Удосконалення технічного обслуговування системи керування літаків в процесі експлуатації»**. Затверджено наказом ректора від 29 вересня 2022 року No 1786 / ст.
2. Термін виконання роботи: с 1 вересня 2022 р. по 23 листопада 2022 р.
3. Вихідні дані до роботи: статистичні дані по відмовам літака Боїнг 737 classic, статистичні дані по аврійним ситуаціям та катастрофам літака Боїнг 737 classic, недоліки системи керування літака Боїнг 737 classic, загальний опис системи керування літака Боїнг 737 classic.
4. Зміст пояснювальної записки: загальний огляд відмов в системах літака Боїнг 737 classic, вдосконалення технічного обслуговування системи керування літака, удосконалення системи літака Боїнг 737 classic, розробка заходів з охорони праці та навколишнього середовища.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: схеми системи керування в каналі ризику, крена та тангажа літака Боїнг 737 classic, діаграма по видам відмов літака Боїнг 737 classic, діаграма по видам відмов системи керування літака Боїнг 737 classic, дерево подій які можуть

привести до відмови системи керування , схема системи керування в каналі ризику з можливим удосконаленням, схеми процедур по зменшенню шуму. Графічний (ілюстративний) матеріал виготовляється за допомогою Microsoft Office Excel, Power Point і представлений у вигляді презентацій.

6. Календарний план графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз системи керування Боїнг 737 classic	01.09.22 – 14.09.22	
Аналіз відмов і катастроф які виникли за останні 30 років на літаку Боїнг 737 classic	15.09.22 – 07.10.22	
Аналіз і можливе удосконалення технічного обслуговування літака Боїнг 737 classic	07.10.22 – 19.10.22	
Розробка можливих удосконалень системи керування стерном	19.10.22 – 01.11.17	
Виконання окремих розділів робіт: охорона праці та охорона навколишнього середовища	01.11.22 – 07.11.22	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу	07.11.22 – 14.11.22	
Попередній захист роботи		

7. Консультанти по окремим розділам

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона труда	К.Б.Н. доцент Падун Алла Олексіївна		
Охорона навколишнього середовища	Ст.Викладач Козлітин Олексій Олександрович		

8. Дата видачі завдання: « ___ » _____ 2022 года.

Керівник дипломної роботи : д-р техн. наук, проф С.О. Дмитрієв
Завдання прийняв до виконання _____

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ.....	10
1.1. ОСНОВНІ ПОНЯТТЯ.....	10
1.2. ТИПИ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ.....	11
1.3. ЗАГАЛЬНИЙ ОПИС СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ BOEING 737 CLASSIC.....	13
1.4 ПЕРЕВАГИ І НЕДОЛІКИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БОЇНГА 737 CLASSIC.....	25
1.5. СТАТИСТИЧНІ ДАНІ ПО ВІДКАЗАМ І ВІДМОВАМ ЯКІ ПРИЗВЕЛИ ДО АВІАКАТАСТРОФ АБО СЕРЙОЗНИХ ІНЦИДЕНТІВ НА ЛІТАКАХ БОЇНГ737ЗА(1990-2020).....	27
1.6. ДОСЛІДЖЕННЯ ВІДСОТКОВОГО ВІДНОШЕННЯ ВІДМОВ ЛІТАКА	30
1.7. РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКА НАДІЙНОСТІ.....	31
1.8.ВИСНОВКИ.....	33
РОЗДІЛ 2. УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОЦЕСУ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ.....	34
2.1. АНАЛІЗ ВЗАЄМОЗВ'ЯЗКУ ПОРУШЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ СИСТЕМИ З ВИНИКНЕННЯМ ОСОБЛИВИХ СИТУАЦІЙ ПОЛЬОТУ.....	34
2.2. ВИБІР СТРАТЕГІЙ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ АГРЕГАТІВ СИСТЕМИ.....	39
2.3. ЗМІСТ ПОПЕРЕДНЬОЇ І ПЕРЕДПОЛЬОТНОЇ ПІДГОТОВКИ ЕКІПАЖУ ЛІТАКА І ДІЇ ЕКІПАЖУ В ОСОБЛИВИХ СИТУАЦІЯХ ПОЛЬОТУ.....	40
2.4. ДІЇ ЕКІПАЖУ ПРИ ВІДМОВІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ....	42
2.5. ВИСНОВКИ.....	44
РОЗДІЛ 3. ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ ЕКСПЛУАТАЦІЇ.....	45
3.1. НЕДОЛІК СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ БОЇНГ737 CLASSIC.....	45
3.2. АВІАЦІЙНІ КАТАСТРОФИ ТА ІНЦИДЕНТИ ПОВ'ЯЗАНІ З ВЕЛИКИМИ НАВАНТАЖЕННЯМИ НА РУЛІ НАПРАВЛЕННЯ.....	45
3.3. РОЗСІДУВАННЯ ПРИЧИН.....	47
3.4. ОПИСАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕННЯ.....	48
3.5. ТЕХНІЧНЕ ВИРІШЕННЯ ПРОБЛЕМИ.....	50

3.6. ДОДАТКОВІ МОЖЛИВІ ВДОСКОНАЛЕННЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ BOEING 737 CLASSIC..	54
3.7. ВИСНОВКИ.....	55
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА...	56
4.1. ВПЛИВ ЛІТАКА БОЇНГ 737 CLASSIC НА ДОВКІЛЛЯ ТА ОРГАНІЗМ ЛЮДИНИ.....	56
4.2 ЗАСОБИ ТА МЕТОДИ БОРотьБИ З ШУМОМ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА БОЇНГ737 CLASSIC.....	59
4.3. ВИСНОВКИ.....	62
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	63
5.1. ВСТУП.....	63
5.2. АНАЛІЗ УМОВ РОБОТИ ПРАЦІ В КАБІНІ ПІЛОТА.....	63
5.3. РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ОХОРОНИ ПРАЦІ.....	65
5.4. ПОЖЕЖНА БЕЗПЕКА ЛІТАКА BOEING 737 CLASSIC.....	69
5.5.ВИСНОВКИ.....	71
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	72
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	73

Реферат

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Удосконалення технічного обслуговування системи керування літаків в процесі експлуатації»:
74 с., 17 рис., 7 табл., 14 источн.

Об'єкт дослідження - система керування літака Боїнг 737 classic.

Предмет дослідження - технічне обслуговування та експлуатація системи керування Боїнг 737 classic .

Ціль дипломної роботи - розробка можливих удосконалень технічного обслуговування та механізмів системи в процесі експлуатації.

Методи дослідження.

Для вирішення цього питання використався аналіз даних , збір статистичних даних та математичне моделювання можливих подій.

Практичне значення результатів дипломної роботи є в підвищенні рівня безпеки виконання польотів на літаку Боїнг 737 classic та удосконаленні технічного обслуговування цієї системи.

Розроблені автором удосконалення можуть бути запропоновані для вдосконалення існуючих систем керування літаками.

Вступ

Постійне удосконалення систем та їх обслуговування є запорукою безпеки польотів. Особу актуальність має удосконалення саме системи керування стерном так як відмова цієї системи призвела до ряду катастроф і загибелі людей.

Актуальність теми.

Дві гучні катастрофи , загибель майже п'ятисот людей , пару інцидентів , які дивом не призвели до ще більшої кількості смертей на мою думку це все є підставою вважати можливі удосконалення для цієї системи актуальними на сьогоднішній день. Величезні навантаження на керуючі поверхні на великих швидкостях польоту вимагають технологічних рішень.

Можливі удосконалення можуть допомогти заподіяти відмові системі керування стерном та в випадку відмови не призвести до катастрофічних наслідків.

Вибір стратегії технічного обслуговування є запорукою для подальшого якісного технічного обслуговування системи і безпечного виконання польотів.

Розділ 1

Огляд системи керування літаком

1.1 Основні поняття

Система керування літаком складається з органів керування в кабіні, механізмів та зв'язків для керування напрямком польоту. Вона необхідна для забезпечення польоту по траєкторії що задана. До керуючих поверхонь належать:

*Основні керуючі поверхні це елерони які керують в каналі крену, кермо висоти(елеватор) який керує літаком в каналі тангажу , кермо направлення(стерно), який керує літаком в каналі ристання.

*Вторинні керуючі поверхні це спойлери , закрилки , предкрилки та аеродинамічні гальма які створені для покращення злітно посадочних характеристик.

*Тримери та сервокомпенсатори які існують для зняття навантажень з керуючих поверхонь.

Первинні засоби контролю це керуюче кермо та педалі . Керуюче кермо також відоме як контрольна колона, також розмовно відоме як джойстик, керує креном і тангажем літака, переміщаючи елерони (або активуючи викривлення крила на деяких дуже ранніх конструкціях літаків) при повороті або відхиленні вліво і вправо, і переміщує руль висоти при переміщенні назад або вперед.

Педалі стерна , для управління ристанням, які рухають стерно; ліва нога вперед, наприклад, рухатиме стерно вліво[1].

1.2 Типи систем керування

Існує три види систем керування літаком:

1) Неавтоматична система керування – в ній використовується мускульна сила пілота через проводку керування керуючими поверхнями.

Прикладом неавтоматичної системи є механічна або ручна система керування польотом. Такі системи використовуються в самих ранніх моделях літаків, де аеродинамічні сили є невеликими. У таких системах керування використовується ряд механічних частин наприклад натяжні троси, штовхачі, шківів, натяжні троси, противаги і ланцюги. Для регулювання тросів використовуються стяжні муфти.

Збільшення швидкості польоту і площини керуючих поверхонь привели до збільшення навантажень на системи керування польотом.

Для цих цілей було розроблено складні механізми механічної передачі.

В деяких механічних системах керування польотом використовують сервоприводи, які знімають навантаження з керуючих поверхонь.

2) Автоматична система керування – це система в якій керуючі сигнали утворюються комплексом приладів і переходять в відхилення органів управління. Прикладом такої системи керування є система FBW «flight by wire». В такій системі рухи органів управління польотом перетворюються в електронні сигнали, що передаються проводами (звідси і термін fly-by-wire), а комп'ютери управління польотом визначають, як переміщати виконавчі механізми на кожній керуючій поверхні, щоб забезпечити очікуваний відгук. Команди з комп'ютерів також вводяться без відома пілота для стабілізації літака і виконання інших завдань. Електроніка для систем управління польотом літаків є

частиною галузі, відомої як авіоніка.

3)Полу автоматична система керування- це система в якій окрім мускульної сили є ряд механічних, гідравлічних та електричних приладів які перетворюють керуючі сигнали в відхилення органів керування. Прикладом Полу автоматичної системи керування є гідромеханічна система керування польотом. Складність конструкції і вага механічних систем керування польотом зростають з розмірами і експлуатаційними характеристиками літака. Контрольні поверхні з гідравлічним приводом допомагають подолати ці обмеження. З гідравлічними системами управління польотом розмір і продуктивність літака обмежені економічною складовою, а не м'язовою силою пілота. Це система яка лише частково посилена , в якій пілот ще може відчувати частину аеродинамічних навантажень. Гідромеханічна система управління польотом має дві частини. Перша частина це механічний контур, який пов'язує органи управління кабіни з гідравлічними контурами. Як і механічна система управління польотом, вона складається зі шківів, стрижнів та тросів. Друга частина це гідравлічний контур, який має, резервуари, гідронасоси фільтри, клапани , виконавчі механізми та труби. Виконавчі механізми живляться від гідравлічного тиску, створюваного насосами в гідравлічному контурі. Виконавчі механізми перетворюють гідравлічний тиск в управління поверхневими рухами. Електрогідравлічні сервоклапани контролюють рух виконавчих механізмів. Управляючі дії пілота призводить до того, що механічний ланцюг розмикає відповідний сервоклапан в гідравлічному контурі. Гідравлічний контур живить виконавчі механізми, які потім переміщують керуючі поверхні. У міру руху виконавчого механізму

сервоклапан закривається механічним зворотним зв'язком - таким чином, що зупиняє рух керуючої поверхні в потрібному положенні[2],[4].

1.3 Загальний Опис системи керування літаком Boeing 737 Classic

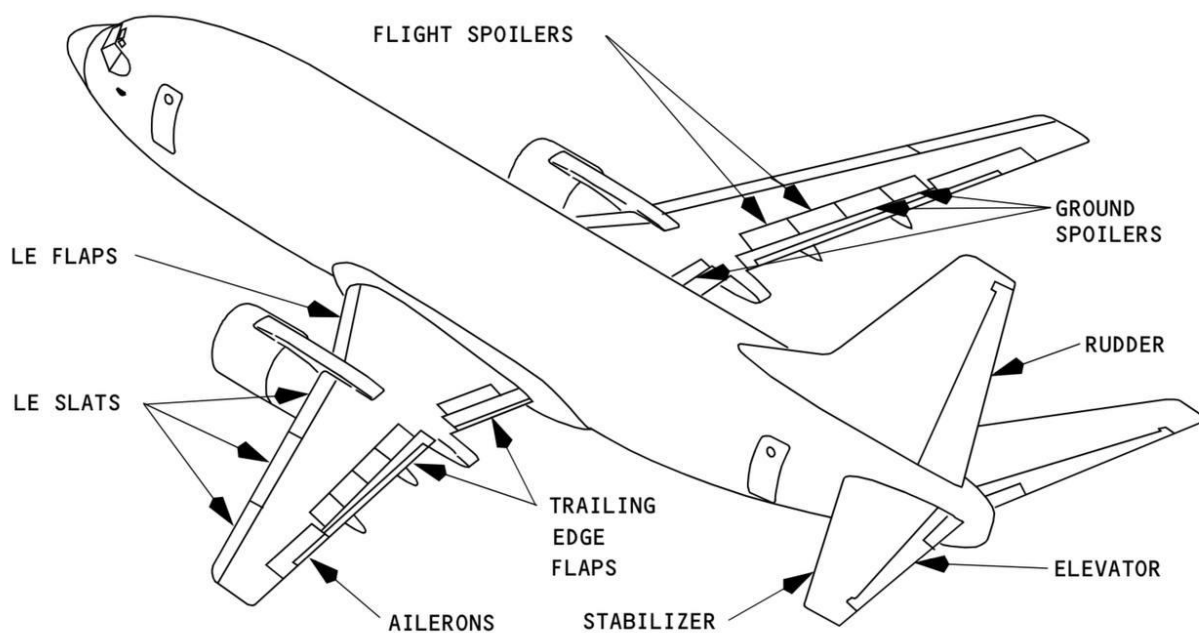


Рис.1.1. Основні поверхні управління Boeing 737 Classic.

Боїнг 737 є одним з найпопулярніших реактивних пасажирських літаків у світі. Це наймасовіший реактивний літак за всю історію авіації. Основна система управління польотом використовує звичайні колеса управління, колону та педалі, пов'язані механічно з гідравлічними блоками управління потужністю, які командують основними поверхнями управління польотом; елерони, ліфти і кермо. (рис 1.1). Управління польотом живиться від резервних гідравлічних джерел;

система А і система Б. Будь-яка гідравлічна система може експлуатувати всі первинні органи управління польотом. Елерони та рулі висоти можуть експлуатуватися вручну, якщо це необхідно. Кермо може експлуатуватися резервною гідравлічною системою, якщо немає системи А і системи Б тиску. Вторинні органи управління польотом, високо підйомні пристрої, що складаються з причіпних крайових закрилків і закрилків і предкрилок переднього краю, живляться від гідравлічної системи В. У разі виходу з ладу гідравлічної системи В закрилки переднього краю можуть експлуатуватися електрично. За певних умов блок передачі потужності автоматично живить пристрої переднього краю. Вони також можуть бути розширені за допомогою резервного гідравлічного тиску.

Пілотні органи управління складаються з:

- двох контролюючих штурвальних колон
- два контролюючих керма
- дві пари педалей
- Ричаг інтерцепторів (speed brake)
- Ричаг закрилок
- Колесо трімера стабілізатора
- Трімер елеронів
- Трімер стерна
- Демпфер Рискання
- Перимакачі контролю польоту

•Перимакачі спойлерів

Керма управління з'єднуються через передавальні механізми, які дозволяють пілотам обходити заїдання управління або поверхні. Між обома парами педалей керма є жорстке з'єднання. Важіль SPEED BRAKE дозволяє здійснювати ручне або автоматичне симетричне спрацьовування спойлерів.

Контроль тангажу забезпечується:

- двома рулями висоти
- рухомим горизонтальним стабілізатором.

Контроль крену забезпечують:

- два елерони
- чотири польотних спойлери

Управління ризиканням забезпечується одним стерном. Під час зльоту кермо стає аеродинамічно ефективний від 40 до 60 вузлів. Закрилки внутрішнього краю, а також закрilки та предкрilки зовнішнього краю забезпечують високу підйомну силу для зльоту, підходу та посадки.

У повітрі в якості швидкісних гальм використовуються симетричні спойлери польоту. На землі симетричні спойлери польоту і землі руйнують підйомну силу і підвищують ефективність гальмування.

Контроль крену

Поверхні управління креном складаються з елеронів з гідравлічним приводом і спойлерів, які управляються обертанням будь-якого керма управління. Схему керування літаком Боїнг737 classic в каналі крену можемо бачити на рисунку1.2

Елерони

Елерони забезпечують управління креном навколо поздовжньої осі літака. Елерони керуються за допомогою штурвалів пілотів. Перемикачі управління польоту А і В управляють гідравлічними запірними клапанами. Ці клапани можуть використовуватися для ізоляції елеронів, руля висоти та стерна, від пов'язаного з цим гідравлічного тиску в системі. Два штурвала управління з'єднані системою кабельного приводу, що дозволяє спрацьовування як елеронів, так і спойлерів будь-яким штурвалом. В випадку гідравлічного збію живлення елеронів, елеронами можна механічно керувати штурвалами пілотів. Сили управління вище за рахунок тертя і аеродинамічного навантаження.

При наявності гідравлічного блоку живлення на рульових приводах елеронів поперечне управління працює наступним чином. Рух штурвалів (повне відхилення - $\pm 107,5$ градусів) по кабельній проводці передається на рульові приводи елеронів і далі на елерони. Крім елеронів, елеронні рульові приводи переміщують елеронний пружину тягу, пов'язану з системою управління інтерцепторами. Рух пружинної штанги передається пристрою зміни коефіцієнта передачі (spoiler ratio changer). Тут керуючий ефект знижується в залежності від величини відхилення рукоятки управління інтерцепторами (speed brake lever). Чим більше відхиляються інтерцептори в режимі повітряного гальма, тим нижче коефіцієнт переміщення штурвалів по крену. Потім рух передається на механізм керування інтерцепторами (spoiler mixer), де підсумовується з рухом ручки управління інтерцепторами. На крилі з піднятим елероном піднімаються інтерцептори, а на іншому крилі опускаються. Таким чином, одночасно виконуються функції

повітряного гальма і поперечного управління. Інтерцептори включаються при повороті керма більш ніж на 10 градусів. Пристрій зачеплення з'єднує праве кермо з кабельною проводкою інтерцепторів при невідповідності більше 12 градусів (поворот штурвалів). На штурвалі є поділki , що дозволяють контролювати величину відхилення. Конструкція елеронних рульових приводів така, що при відсутності гідравлічного живлення вони дозволяють пілотам переміщати тросову проводку елеронів безпосередньо, використовуючи в якості жорсткої тяги корпус рульового механізму. При цьому в системі управління утворюється зона нечутливості 3° під кутом повороту штурвала. При повороті штурвала під кутом більше 12° , буде рухатися кабельна проводка системи управління інтерцепторами. Якщо рульові машини інтерцепторів працюють, то на допомогу елеронам будуть працювати інтерцептори. Ця ж схема дозволяє другому пілоту управляти літаком шляхом крену за допомогою інтерцепторів при заклинюванні командирського керма або кабельної проводки елеронів. При цьому йому потрібно докласти зусилля близько 36-54 кг, щоб подолати силу попереднього затягування пружини в механізмі зв'язку штурвалів , відхилити кермо більш ніж на 12 градусів і тоді інтерцептори почнуть працювати. При заклинюванні правого керма або тросової проводки інтерцепторів командир має можливість управляти елеронами, долаючи силу пружини в механізмі зв'язку штурвалів. У разі заклинювання одного з елеронів на відповідному гойдалці зрізається заклепка. Другий елерон продовжує нормально відхилятися. Рульовий привід елеронів з'єднаний кабельною проводкою з лівою рульовою колонкою через механізм завантаження (aileron feel and centering unit). Цей пристрій імітує аеродинамічне

навантаження на елерони, при працюючому рульовому приводі, а також зміщує положення нульових сил (механізм тримерного ефекту). Використовувати механізм дії тримера елеронів можна тільки при відключенні автопілота , так як автопілот управляє рульовим приводом безпосередньо , і буде пересилювати будь-які рухи механізму навантаження. Але в момент відключення автопілота ці сили відразу ж перейдуть на проводку управління, що призведе до несподіваного крену літака.

Для управління механізмом дії тримера встановлені два перемикача. Один з них визначає бічне нейтральне зміщення, а другий включає потужність електродвигуна. Тримірування відбудеться тільки тоді, коли ви натиснете обидва перемикача одночасно. Для зменшення зусилля при ручному керуванні (manual reversion) елерони мають сервокомпенсатори і панелі балансу . Сервокомпенсатори кінематично пов'язані з елеронами і відхиляються в протилежну сторону до відхилення елерона. Це зменшує шарнірний момент елерона і зусилля біля керма . Балансувальні панелі - це панелі, що з'єднують передню кромку елерона з заднім лонжероном крила за допомогою шарнірних з'єднань. При відхиленні елерона, наприклад, вниз - на нижній поверхні крила в зоні елерона виникає зона підвищеного тиску, а на верхній - вакуум. Ця різниця тисків поширюється на зону між переднім краєм елерона і крилом і, впливаючи на балансуєчу панель, зменшує зчленований момент елерона. При відсутності гідроживлення механізм ефекту тримера не забезпечує реального зниження зусиль. Тримірувати зусилля на рульовій колонці можна за допомогою стерна або, в крайньому випадку, різницею тяг двигунів . Кути відхилення елеронів: вгору - 20 °, вниз - 15 °. Різниця кутів відхилення вгору і вниз зменшує

шкідливий момент рискання від елеронів . На землі при нейтральному колесі штурвала обидва елерона відхилені вниз на 1° , задня кромка елерона знаходиться нижче поверхні крила на 9 мм (зависання елеронів). У польоті під дією зони розрядження над крилом проводка елеронів деформується і елерони «вспливають» і стають на одному рівні з крилом, що знижує лобовий опір.

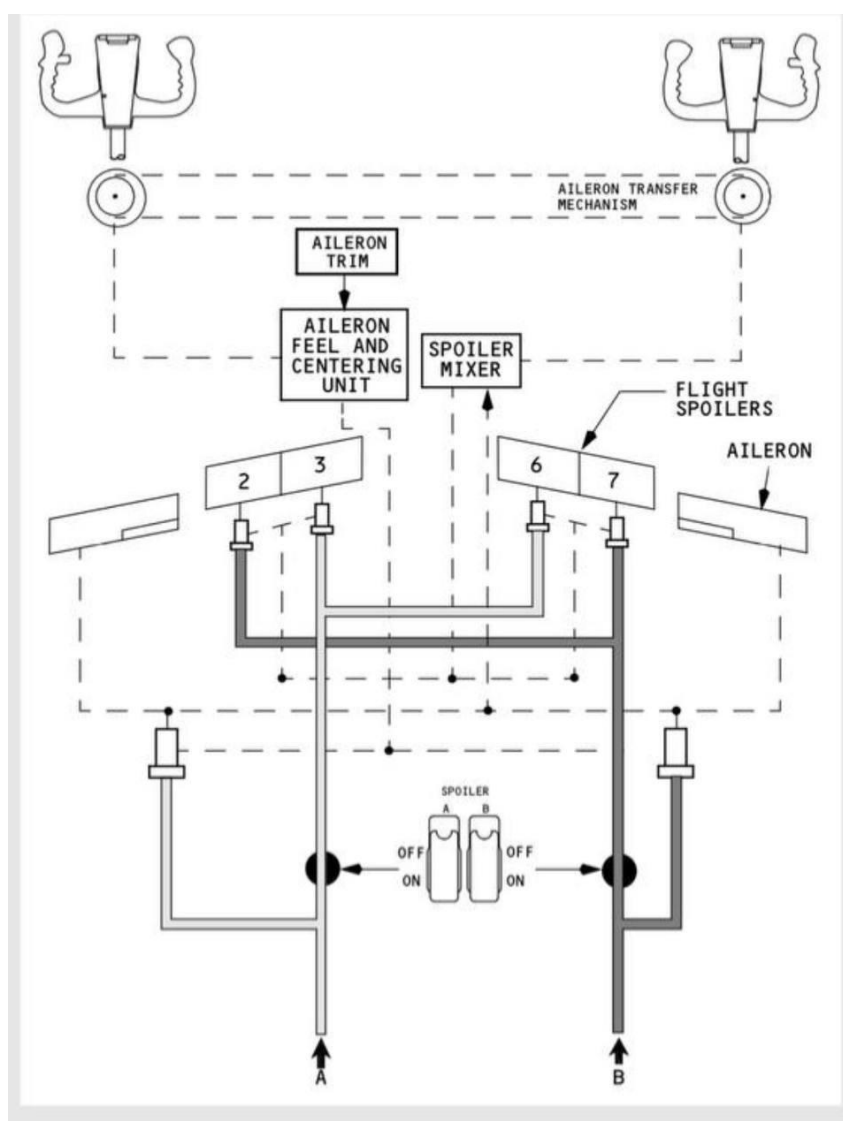


Рис.1.2. Схема керування креном.

Управління тангажем

Поверхні управління тангажем складаються з руля висоти з гідравлічним приводом і стабілізатора з електричним приводом. Рулі висоти управляються переміщення керуючої колонки вперед або назад. Стабілізатор управляється або перемикачем тримера стабілізатора на кермі управління або автопілотом або ручним управлінням тримера. Схему керування літаком в каналі тангажу можемо бачити на рисунку 1.3

Руль висоти

Руль висоти забезпечує контроль тангажу навколо бічної осі літака.. А і В перемикачі управляють гідравлічними запірними клапанами для рулів висоти. Кабелі з'єднують штурвали пілотів з блоками управління живленням руля висоти які живляться від гідравлічних систем А і В. Рулі висоти з'єднані між собою.. У разі виходу з ладу обох гідравлічних систем (manual reversion) руль висоти відхиляється вручну від будь-якого з штурвалів. Для зниження шарнірного моменту ліфт оснащений двома аеродинамічними сервокомпенсаторами і шістьма балансуєчими панелями. Так як гідравлічні приводи руля висоти включаються в проводку управління за незворотною схемою, аеродинамічне навантаження від рулів на рульові колеса не передається. Сили штучно створюються за допомогою навантажувача штурвала, на який впливають:

- механізм нейтрального зміщення (точки нульової сили), механічно пов'язаний зі стабілізатором;

- механізм системи Max trim

- гідравлічний аеродинамічний симулятор навантаження

Стабілізатор

Нормальне управління стабілізатором здійснюється електромоторами на кермових колесах або автопілоті. Резервне управління стабілізатором - механічне за допомогою колеса управління. Механічний зв'язок зі стабілізатором забезпечується також за допомогою колеса управління і проводки кабелю. У разі заклинювання будь-якого з електродвигунів передбачена муфта, яка відключає проводку управління стабілізатора від електродвигунів. Для того щоб зчеплення спрацювало, потрібно прикласти зусилля до колеса управління і зробити приблизно півоберта. Повне відхилення стабілізатора 0 – 17градусів . Повне відхилення можливо тільки з механічної системи управління.

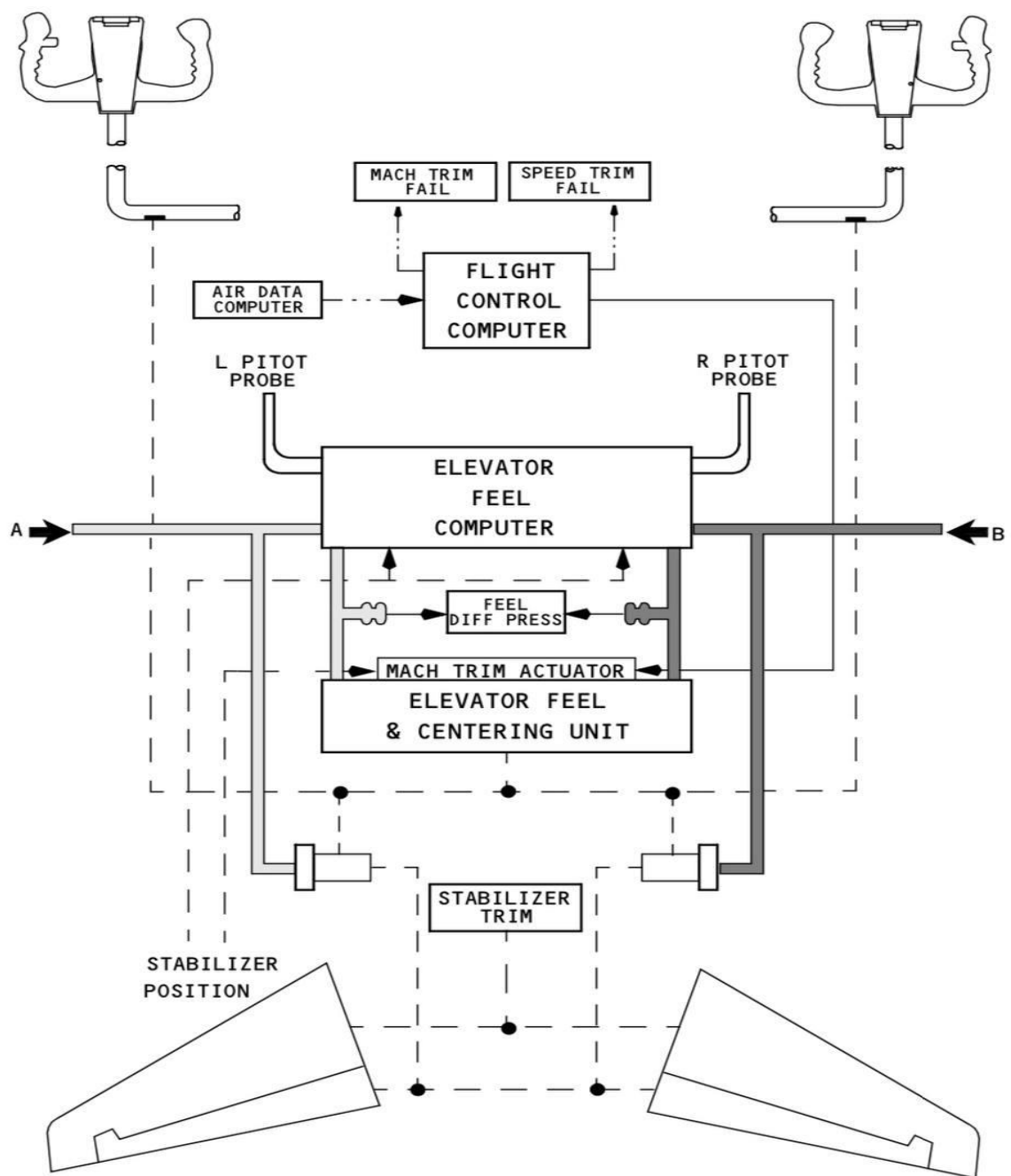


Рис.1.3. Схема керування тангажем.

Управління ристанням

Управління ристанням здійснюється за допомогою стерна з гідравлічним приводом і демпфера ристання . Управління стерном здійснюється шляхом зміщення педалей керма. Демпфіруючі функції управляються демпфером ристання .Стерно забезпечує управління ристанням щодо вертикальної осі літака. Схему керування літаком в каналі ристання можемо бачити на рисунку1.4. Перемикачі А і Б управляють гідравлічними запірними клапанами для стерна та резервного стерна. Кожен комплект педалей керма механічно з'єднаний кабелями з вхідними важелями основного і резервного блоку управління. Основний пілотний блок управління складається з двох незалежних вхідних стрижнів , два окремих регулюючих клапана і двох окремих гідропосилювачів. Один гідропосилювач працює від системи А , інший від системи Б. Резервний блок керування стерном керується окремим клапаном ,стрижнем та живиться від резервної гідравлічної системи.

Всі три вхідні стрижні мають індивідуальні механізми проти заїдання які дозволяють здійснювати керування решту вільних С, якщо хід вхідних стрижнів затруднений або їх заклинило.

Тримування здійснюється за допомогою ручки на центральному пульті здійснюється зміщенням нейтралі [3],[5],[6].

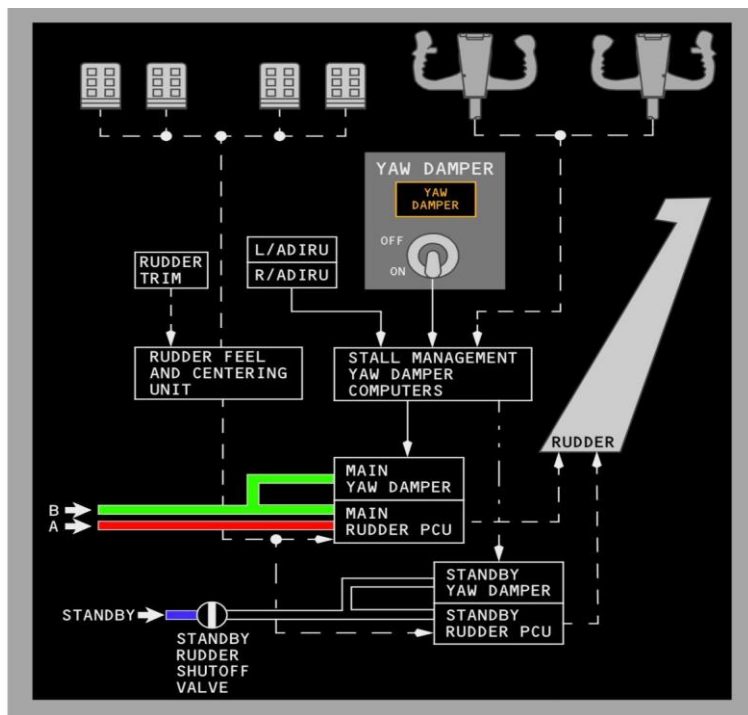


Рис.1.4. Схема управління рідким.

1.4 Переваги і недоліки системи керування Боїнга 737 classic

Великим плюсом системи керування Боїнга є потрібне резервування цієї системи. В випадку відмови гідроприводки управління елеронів А, є друга гідроприводка Б. А в випадку відмови гідрравліки повністю є дротовий канал який дозволить механічно керувати літаком. В випадку резервування руля висоти ситуація аналогічна з елеронами.

Є дві гідроприводки А і Б та дротового каналу. А ось з рулем направлення трохи інша історія. В системі керування руля направлення немає дротового каналу так як навантаження настільки великі що в випадку механічного керування мускульних сил пілота не вистачить для керування. Тому там для резервування крім

гідропроводки А І Б є резервна гідравлічна система.

Також перевагою є те що на руління кут прогину передньої стійки 70 градусів. А на зльоті після досягнення певної швидкості відхилення можливо тільки на 7 градусів. Щоб нога не зігнулася і літак не викотився зі злітно-посадкової смуги.

Ще одною перевагою є те що при відхиленні штурвала більш ніж на 10 градусів по крену, разом з елеронами відхиляються інтерцептори на верхньому крилі. Так в разі виходу з ладу елеронів літак не втрачає керуваність повністю.

Із плюсів можна ще виділити таку особливість що при заблокуванні одного керма його підключення можна від'єднати і управляти другим штурвалом.

Ще із крутих особливостей цієї системи є система оповіщення про наближення звалювання повітряного судна. На штурвалах літака є механізми тряски керма, які забезпечують тактильне і звукове попередження пілотам про наближення звалювання. Система складається з двох незалежних комп'ютерів з інформаційними датчиками. Один комп'ютер видає команду на включення механізму тряски командирського штурвала, а другий - штурвала другого пілота. Система спрацьовує, коли датчик AIR-GROUND на правій стойці показує, що літак знаходиться в повітрі, або швидкість літака стає більше 160 вузлів. Система вимикається, коли вищезгаданий датчик показує, що літак знаходиться на землі, або швидкість літака знижується до менш ніж 60 вузлів. Система підвищення стійкості для швидкості на низьких швидкостях.

Великим недоліком є те що немає системи, що запобігає хвостового удару при зльоті. Якщо різко взяти штурвал на себе при зльоті, то

можна доторкнутися хвостом злітно-посадкової смуги.

Небезпечним недоліком є великі навантаження які виникають на рулі направлені при його великому відхиленні на великих швидкостях. Також може підмітити що в AFM (Керівництві з польоту літака) 737 написано, що були випадки вібрації сервокомпенсатора при швидкості понад 275 вузлів в діапазоні висот від 10000 до 25000 футів [3],[5],[6].

1.5 Статистичні дані по відказам і відмовам які призвели до авіакатастроф або серйозних інцидентів на літаках Боїнг737за(1990-2020)[7],[8],[9].

Таблиця 1.1 Статистичні дані по відмовам

Дата	Тип літака	Реєстрація	Експлуатант	Причина	Локація
24.10.1992	Boeing 737-300	B-2523	South China Airlines	Втрата керованості через вихід з ладу автомата тяги	Китай
22.12.1992	Boeing 727	5A-DIA	Livia arab airlines	Зіткнення з іншим літаком в зв'язку з недоліками системи яка запобігає зіткненню	Лівія
22.05.2010	Boeing 737-800	VT-AXV	Air India Express	Відмова системи для заходження на посадку	Індія
29.10.2018	Boeing 737 max	PK-LQP	Lion Air	Несправність датчика стабілізатора	Індонезія

17.07.1996	Boeing 747	N93119	Trans world airlines	Замикання в електричній системі літака що призвело до вибуху	США
03.03.1991	Boeing 737	U999UA	United airlines	Заклиннювання руля напруження в правому крайньому положенні	США
08.09.1994	Boeing 737	N512AU	USAIR	Заклиннювання руля напруження в лівому крайньому положенні	США
06.06.1992	Boeing 737	HP-1205CMP	Cora airlines	Втрата керованості через Відмова авіагоризонта	Панама
03.03.1993	Boeing 737	33-333	United Airlines	Неякісне технічне обслуговування	США
02.02.1995	Boeing 737	PP-SMV	Brazil airlines	Відмова керування двинами внаслідок корозії	Бразилія
09.06.1996	Boeing 737	N221US	Eastwind Airlines	Заклиннювання руля напруження в крайньому положенні	США
06.09.1997	Boeing 737	HZ-AGM	African airlines	Отказ двигуна	Сирія
01.11.1998	Boeing 737	EI-CJW	IRISH AIRLINES	Відмова гідравліки	США
01.01.1999	Boeing	9Q-CNK	African	Відмова	Танзанія

	737		airlines	двигуна	
03.03.2001	Boeing 737	HZ-TDS	Thailand airlines	Перегрів системи кондиціонування що призвело до вибуху паливного бака	Тайланд
16.01.2002	Boeing 737	PK-GWA	Garunuda Airlines	Відмова двигунів із попадання в грозу	Індонезія
06.03.2003	Boeing 737	7T-VEZ	Air Algirie	При наборі висоти відмовив двигун	Алжир
08.07.2003	Boeing 737	ST-AFK	African Airlines	Відмова двигуна	Судан
03.01.2004	Boeing 737	SU-GBI	Flash Airlines	Відказ системи керування елеронами	Єгипет
14.08.2005	Boeing 737	5B-DBY	Helios AIRLINES	Разгерметезація в польоті	Греція
20.08.2007	Boeing 737	B-18616	China Airlines	Відмова паливного насоса	Японія
24.08.2008	Boeing 737	EX-009	Кіргізія airlines	Разгерметезація в польоті	Кіргізія
25.02.2009	Boeing 737	TC-JGE	Turkish airlines	Відмова висотоміра	Нідерланди
27.04.2009	Boeing 737	XA-MAF	Mexican airlines	Відмова системи випуску шасі	Мексика
04.11.2010	Boeing 737	XA-UHY	Mexican airlines	Відмова системи випуску і уборки шасі	Мексика
11.02.2013	Boeing 737	AP-BEH	Pakistan Airlines	Відмова системи	Оман

				випуску уборки шасі і	
26.01.2014	Boeing 737	ZK-TLC	Australian Airlines	Відмова системи випуску уборки шасі і	Австралі я
17.04.2018	Boeing 737	N772SW	Southwest airlines	Відмова двигуна	США
22.11.2018	Boeing 737	OB-2041-P	American airlines	Відмова системи випуску уборки шасі і	Болівія
10.03.2019	Boeing 737 max	ET-AVJ	Ethiopia airlines	Сбій роботи автопілота в відхилені закрилок	Ефіопія

1.6 Дослідження відсоткового відношення відмов літака

На рис.1.5. наведено розподілення відмов по функціональним системам літака.

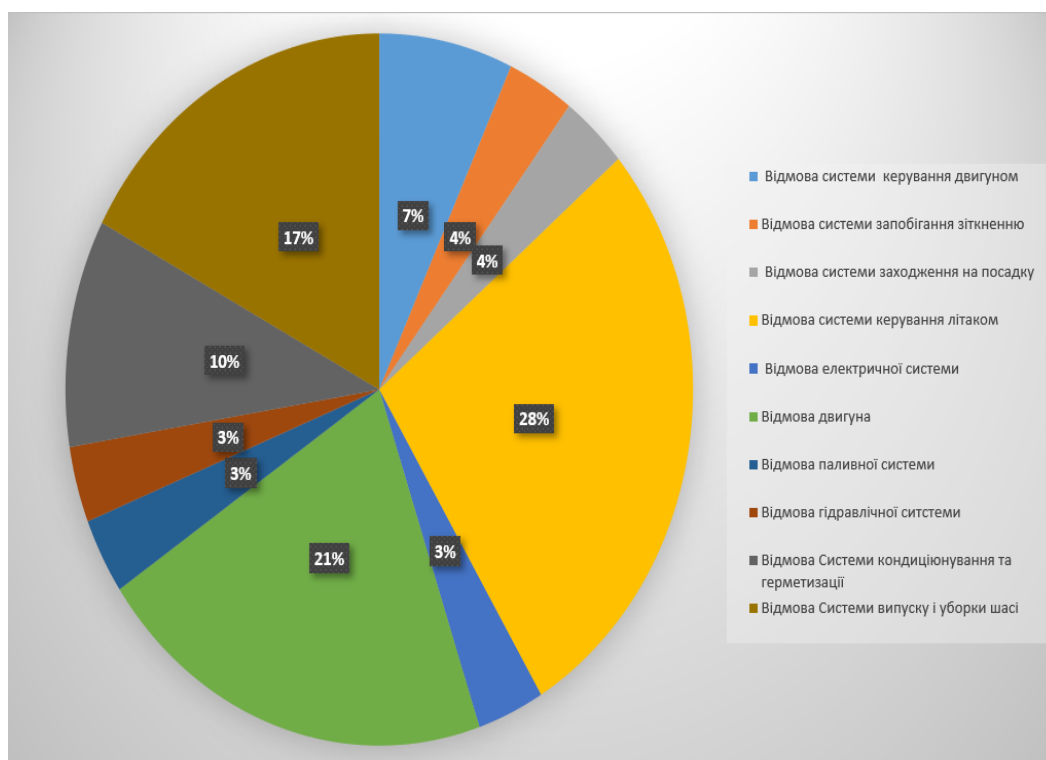


Рис.1.5. Діаграма по відмовам літака Boeing737 classic.

По діаграмі по відмовам літака Boeing737 classic (рис 1.5) ми можемо бачити що більше всього відмов припадає на систему керування літаком. Провівши аналіз відмов та несправностей я склав діаграму по відмовам системи керування (рис1.6). Згідно відмовам в системі керування (рис1.6) найбільше відмов припадає на заклинювання руля направлення в крайньому положенні. Це пов'язано з великими навантаженнями які виникають на рулі направлення на високих швидкостях.

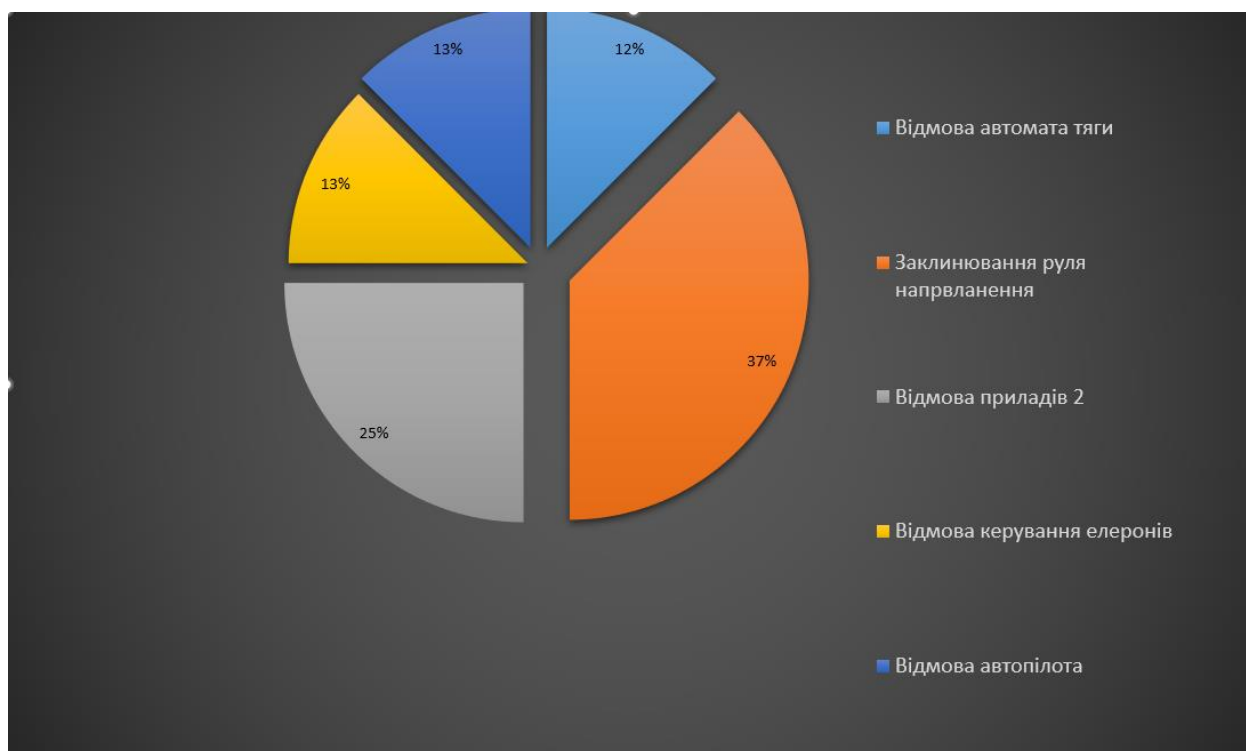


Рис.1.6. Діаграма по відмовам системи керування

1.7 Розрахунок показника надійності

Надійність – властивість об’єкту зберігати у часі значення всіх параметрів, які характеризують здатність виконувати потрібні функції у заданих режимах та умовах використання, технічного обслуговування, зберігання та транспортування.

Показники надійності мають властивості:

- безвідмовності;
- довговічності;
- ремонтпридатності;

–збереженості.

Розрахуємо показник безвідмовності він характеризує властивості об'єкту зберігати працездатність на протязі певного періоду. До показників безвідмовності можна віднести вірогідність відмови.

$P(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи;

$$P(t) = (N(0) - n(t)) / (N(0))$$

$$Q(t) = (n(t)) / (N(0))$$

$Q(t)$ – ймовірність відмови

$N(0)$ – загальна кількість систем

$n(t)$ – загальна кількість систем що відмовили

Один літак Боїнг 737 classic має наліт за нормальних умов 5000 годин на рік, беремо проміжок часу в 30 років. За 30 років цей літак налітає 150000, оскільки не всі з цих літаків експлуатуються протягом цих 30 років ділю цю цифру на два і отримуємо цифру 75000 годин. Загальна кількість літаків цього типу 1000. За цей час відмова системи виникла 8 разів. Підставимо наші дані в формули

$$P(75000) = (1000 - 8) / 1000 = 0.992$$

$$Q(75000) = 8 / 1000 = 0.008$$

Аналогічно розрахуємо показники $P(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи і $Q(t)$ – ймовірність відмови для інших систем літака.

Для системи керування двигуном $P(75000) = 0,998$ $Q(75000) = 0,002$

Для системи запобігання зіткненню $P(75000) = 0,999$ $Q(75000) = 0,001$

Для системи заходження на посадку $P(75000) = 0,999$ $Q(75000) = 0,001$

Для електричної системи $P(75000) = 0,999$ $Q(75000) = 0,001$

Для двигуна літака $P(75000) = 0,994$ $Q(75000) = 0,006$

Для паливної системи літака $P(75000) = 0,999$ $Q(75000) = 0,001$

Для гідравлічної системи літака $P(75000) = 0,999$ $Q(75000) = 0,001$

Для системи герметизації та кондиціювання $P(75000)=0,997$
 $Q(75000)=0,003$

Для системи випуску і прибирання шасі $P(75000)=0,995$
 $Q(75000)=0,005$,[10].

1.8 Висновки

Аналізуючи розраховані показники надійності можна стверджувати що найменш надійною є система керування , так як в ній найбільша кількість відмов. Але можна впевнено сказати що ця система є надійною. Так як експлуатуючі 1000 літаків цього типу за 30 років система відмовила 8разів. Найбільш вдосконалими є системи запобігання зіткненню ,заходження на посадку ,паливна та гідравлічна

Розділ 2

Удосконалення процесу технічного обслуговування системи керування

2.1 Аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту.

До кінематики системи керування відносять : гідропровода ,гідросистеми ,кермові приводи , тросова проводка управління завантажувальні механізми, двохпоршневi циліндри, важелі, замки випущеного і прибраного положення, механізми керування ступками та ін. При технічному обслуговуванні виконується ретельна дефектація всіх перерахованих агрегатів і конструктивних елементів, виконується заміна мастила в шарнірних з'єднаннях, а також перевірка працездатності кінематики системи керування літаком.

Перевірка працездатності системи керування відбувається по формах регламенту (через визначений час наробітку або кількості посадок , чи після заміни елементів системи, чи після регулювальних робіт.

Нижче я в таблиці 2.1 привів регламентовані рівні ймовірностей виникнення особливої ситуації в польоті.

Таблиця 2.1 Регламентовані рівні ймовірностей виникнення особливих ситуацій у польоті

Вид особливої ситуації польоту	Позначення особливої ситуації польоту	Імовірність виникнення за час типового польоту QR_i	
		для функціональної відмови	для польотної ситуації (не частіше)
Ускладнення умов польоту	R1	Не частіше 10^{-3}	10^{-3}
Складна ситуація	R2	$10^{-5} - 10^{-7}$	10^{-4}
Аварійна ситуація	R3	$10^{-7} - 10^{-9}$	10^{-6}
Катастрофічна ситуація	R4	Не частіше 10^{-9}	Не частіше 10^{-7}

Аналізуючи можливі стани споживачів при відхиленні обраних параметрів літака B737, можна встановити, що аварійна ситуація (R3) виникне, якщо не органи управління не будуть відповідати на керуючі сигнали пілота. Нижче в таблиці 2.2 я привів вплив відхилень в ситсемі на виникнення особливих ситуацій в польоті.

Таблиця 2.2 Вплив відхилень параметрів споживачів системи керування на виникнення особливої ситуації в польоті.

Параметри споживача	Умовне позначення параметра	Відхилення параметра від НТД	Характеристика списку споживача	Вид особливої ситуації в польоті
Відхилення органів управління	α (органів управління)	α (органів управління)=0	Заклинювання органів керування	R3,

Параметри системи є : α (органів управління)-кут відхилення органів управління.

Результати аналізу впливу параметрів системи керування на параметри споживачів занесено в таблицю 2.2

Таблиця 2.3 вплив параметра системи на польотну ситуацію.

Параметри системи	Умовне позначення	Відхилення значень параметрів системи від нормативних	Вплив параметрів системи на параметри споживача	Вид польотної ситуації
Тиск гідравлічної рідини в гідродроті	P_r	$P_m < P_m^{\text{норм}}$ $P_m = 0$	α (органів управління)=0	R3

У результаті аналізу даних таблиці 2 було встановлено, що ситуація R3 може виникнути при відсутності тиску у системі.

Основною причиною може бути збій в роботі системи керування , вихід її з ладу. Причиною є зниження тиску в гідротах ($P_M=0$) а також негерметичність гідротів.

На основі аналізу конструкції елементів досліджуваної системи вибираємо ті агрегати і вузли, технічний стан яких може вплинути на параметри системи. Зообразимо це в таблиці 2.3.

Таблиця 2.4 Характеристика станів елементів системи керування

Елемент	Вид відмови елемента		Відхилення параметра системи від нормативного	Вид польотної ситуації R_i	Значення інтенсивності відмов λ_i	Імовірність виникнення стану елементів $Q_{k(t)}$
	Найменування	Позначення Z_{kj}				
підйомник	негерметичність	$Z_{1.1}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$3.5 \cdot 10^{-3}$	$7 \cdot 10^{-3}$
важель	заїдання	$Z_{1.2}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$5,5 \cdot 10^{-5}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$
редуктор	знос	$Z_{1.3}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$3.5 \cdot 10^{-3}$	$7 \cdot 10^{-3}$
Механічний дрот	знос	$Z_{1.4}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$2.3 \cdot 10^{-8}$	$4.6 \cdot 10^{-8}$
запірний клапан	Відмова в закрито-му положенні	$Z_{1.5}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$7,2 \cdot 10^{-5}$	$1,44 \cdot 10^{-4}$
вхідні стрижні	Заклинювання	$Z_{1.6}$	$a(\text{органів управління})=0$	R3	$2.7 \cdot 10^{-4}$	$5,4 \cdot 10^{-4}$

У результаті аналізу був встановлений взаємозв'язок між станами елементів і ступенем відхилення параметрів системи від вимог і розрахована ймовірність виникнення можливих видів відмов елементів системи за заданими інтенсивностями відмов λ_i .

Використовуючи задані значення інтенсивностей відмов λ , визначаємо імовірності відмов елементів. Час типового польоту літака ,боїнг737 -2 год.

Аварійна ситуація може виникнути у випадку не реагування органів керування на керуючі сигнали пілотів.

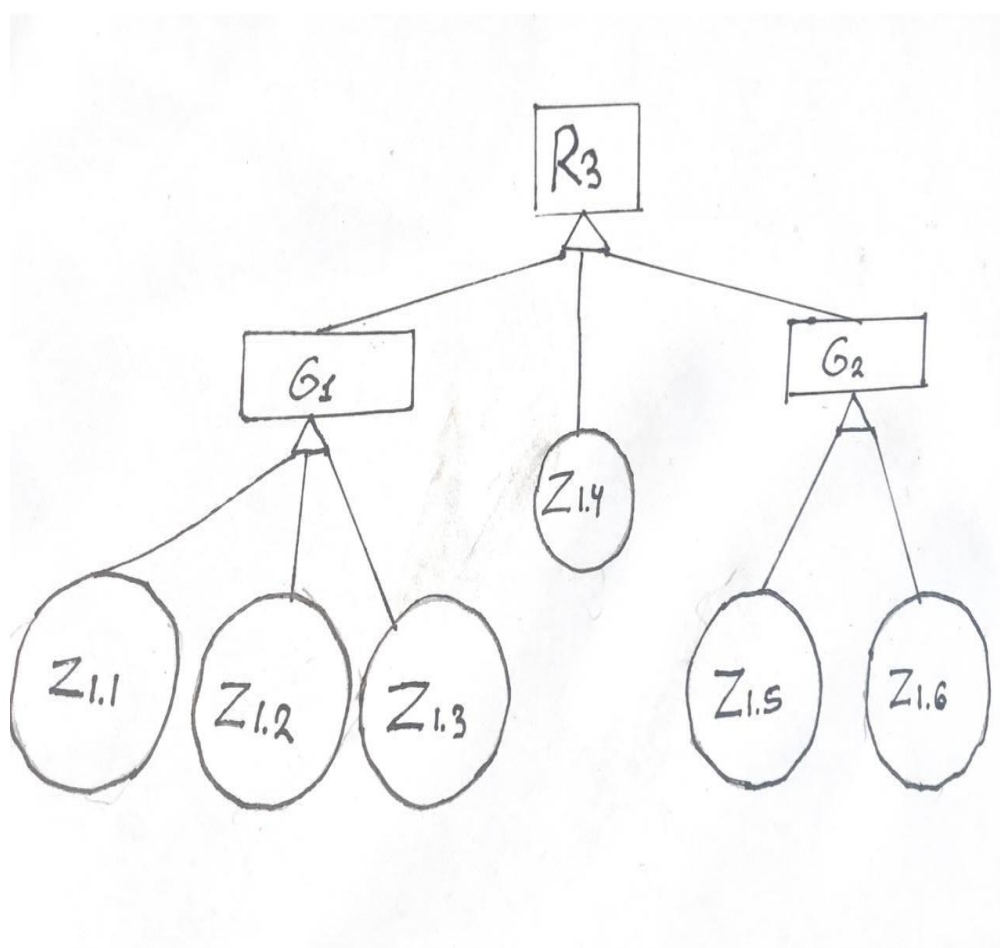


Рис. 2.1 Дерево подій .

Мінімальні перерізи будуть такими: $1-Z_{1.4}$; $G1-Z_{1.1}*Z_{1.2}*Z_{1.3}$; $G2-Z_{1.5}*Z_{1.6}$

За мінімальними перерізами, будемо розрахункову модель визначення ймовірності функціональної відмови системи, що призводить до складної ситуації R_3 .

$$QR_3(t) = Z_{1.4} + Z_{1.1}*Z_{1.2}*Z_{1.3} + Z_{1.5}*Z_{1.6} = 1,215 \cdot 10^{-7}$$

Отримане значення ймовірності функціональної відмови системи керування $QR_3(t)$ (при заданих значеннях λ_j) не перевищує нормоване значення для відмов, що обумовлюють появу складної ситуації польоту: R_3

2.2. Вибір стратегій технічного обслуговування агрегатів системи

Використовуючи результати аналізу системи керування польотом, розробляємо вибір стратегій технічного обслуговування для основних агрегатів системи.

У системі технічного обслуговування сучасних літаків застосовують такі стратегії технічного обслуговування агрегатів: технічне обслуговування за напрацюванням і технічне обслуговування за станом. Розрізняють дві стратегії технічного обслуговування за станом: з контролем параметрів і з контролем рівня надійності. На основі комплексного застосування цих стратегій розробляємо програми технічного обслуговування літака, спрямовані на підвищення економічної ефективності і безпеки експлуатації літака. Таблиця 2.5 Вибір стратегії технічного обслуговування елементів системи.

№	Елемент системи	Стратегія технічного обслуговування		
		за напрацюванням (за ресурсом)	за станом	
			з контролем параметрів	з контролем рівня надійності
1	підйомник	+	-	-
2	важель	-	+	-
3	редуктор	-	+	-
4	Механічний дрот	-	+	-
5	запірний клапан	-	+	-
6	вхідні стрижні	+	-	-

Стратегія за контролем параметрів була вибрана з міркувань безпеки польотів, так як вони не можуть бути допущені до стану – відмова. Насамперед, це дорогі системи та вироби з високою функціональною значимістю, що мають недостатній ступінь резервування та разом з тим , мають високий рівень експлуатаційної технологічності.

2.3. Зміст попередньої і передпольотної підготовки екіпажу літака і дії екіпажу в особливих ситуаціях польоту

Попередня підготовка пілотів до польоту передбачає:

- підготовку документації яка необхідна для виконання рейсу;
- з'ясування задач польоту (польотів);
- вивчення особливостей пілотування та експлуатації авіаційної техніки і порядку взаємодії пілотів в деяких випадках польоту та на всіх етапах виконання відповідно конкретних умов майбутнього рейсу.

Зміст та порядок проведення попередньої підготовки окреслюється у посібнику з організації роботи пілотів у цивільній авіації та вказівці по штурманському забезпеченню .

Після закінчення передпольотної підготовки організовується контроль готовності пілотів до виконання рейсу з плануванням майбутнього польоту. Передполітну підготовку організовує та проводить командир літака перед польотом, з урахуванням аеронавігаційної обстановки і метеоумов в конкретний момент. Пілот повинен почати передпольотну підготовку раніше ніж за одну годину до вильоту, а на проміжних аеродромах при недовготривалих стоянках - з явки пілотів в аеродромно-диспетчерський пункт. Командир літака у процесі підготовки перед польотом має:

- доповісти диспетчеру про готовність пілотів до проходження підготовки перед польотом;
- отримати інформацію про готовність літака, стан аеродромів з яких відбувається вильот, аеродромів призначення та запасних аеродромів, про забезпечення в аеропортах , по трасі та про передбачуване фінансове завантаження;
- проглянути метео обстановку в аеропорту вильоту, за маршрутом, на аеродромі призначення та запасних аеродромах;
- треба перевірити правильність розрахунку та даних для польоту та уточнити заправлення паливом необхідного для польоту;
- визначити дії пілотів у випадку виникнення аварійної ситуації, у тому числі екстреної посадки зразу після зльоту, в залежності від характеру місцевості, , часу доби , метеоумов та наявності майданчиків;

- Отримати сигнали для розпізнавання;
- прийняти рішення про можливість польоту;
- пред'явити диспетчеру задачу для польоту, штурманський розрахунок , метеорологічну документацію та також отримати дозвіл від диспетчера на політ;
- оглянути літак перед вильотом;
 - отримати доповідь від всіх членів екіпажу на рахунок проведеного огляду та готовність літака до польоту та виконати роботи, передбачені підготовкою льотного екіпажу перед польотом;
 - перевірити згідно документів та приладів наявність кількості палива необхідної для виконання польоту , а також злітну масу та центрування повітряного судна.

Другий пілот під час передпольотної підготовки має:

- брати активну участь у вивченні аеронавігаційної та метеорологічної обстановки, а в випадку відсутності штурмана зробити розрахунок польоту, також заповнити штурманський журнал та отримати звірені збірники аеронавігаційних даних і регламенти для аеронавігаційної інформації повітряних трас;
- зробити розрахунок максимальної допустимої злітної маси літака і злітні характеристики залежно від умов зльоту;
- треба оглянути, багажні приміщення та салон літака;
- Виконати роботи які передбачені в інструкції з льотної експлуатації Боїнг737 підготовки льотного екіпажу перед польотом;

- доповісти командирі літака про результат огляду літака та готовність до виконання польоту.

2.4. Дії екіпажу при відмові системи керування

Для розгляду виходу з ладу систем управління літаком розглянемо причини. Причинами для збоїв в системі управління можуть бути як дефекти в самих системах, так і порушення правил їх перевірки під час підготовки літака до польоту. В випадках виходу з ладу одного з компонентів системи управління літаком пілот повинен доповісти диспетчеру про характер відмови і про прийняте рішення. Як правило, в випадку збоїв в системі управління необхідно терміново зробити аварійну посадку. Сильну небезпеку становлять відмови рульового управління в умовах турбулентного повітря (в бовтанці). У разі виходу з ладу одного з компонентів системи управління можливе здійснення підходу з використанням іншого справного компоненту системи. Наприклад, в випадку відмови від управління елеронами можна усунути крени стерном, і навпаки - при виході з ладу управління стерном, елерони можуть зберігати напрямок польоту або змінювати його. Якщо управління елеронами не вдається, тенденція літака до утворення кренів протистоїть відхиленням керма в сторону, протилежну крену. У разі виходу з ладу системи управління кермом ліквідація мимовільних поворотів літака здійснюється шляхом створення крену за допомогою елеронів у напрямку, протилежному повороту. Для виконання повороту в задану сторону необхідно створити елеронами крен у напрямку повороту. Слід враховувати, що при польоті під великими кутами атаки збільшується схильність літака до нахилу і повороту, тому краще витримувати швидкість польоту на 5-

10 вузлів більше встановленої. З метою безпеки не можна допускати кренів більше 5° .

У разі виходу з ладу систем управління рулем висоти може використовуватися його тример. Для збільшення кута атаки тример переміщують на себе, на зменшення - на себе. Ефективність тримера в порівнянні з рулем висоти незначна, тому всі дії по підтримці потрібного кута атаки або його зміни повинні бути своєчасними і точними. Використання тримера замість керма - найскладніший елемент польоту, особливо при посадці в грубих повітряних умовах. [11]

2.5. Висновки

В даному розділі я розглянув систему керування літака Боїнг 737, зробив оцінку функціональної надійності системи, вибрав стратегії технічного обслуговування агрегатів системи, розглянув зміст попередньої і перед польотної підготовки екіпажу а також дії екіпажу в особливих умовах і особливих випадках польоту.

1. Метою проведення оцінки функціональної надійності системи літака було визначення відповідності рівня їхньої надійності вимогам норм льотної придатності. Система керування літака Боїнг 737 не перевищує нормоване значення ймовірності функціональної відмови що обумовлюють появу аварійної ситуації польоту.

2. Під час вибору стратегії ТО агрегатів системи було зроблено наступні висновки. Для елементів 2,3,4,5 необхідно призначити стратегію технічного обслуговування з контролем параметрів. Стратегія за

контролем параметрів була вибрана з міркувань безпеки польотів, так як вони не можуть бути допущені до стану – відмова. Насамперед, це дорогі системи та вироби з високою функціональною значимістю, що мають недостатній ступінь резервування та разом з тим , мають високий рівень експлуатаційної технологічності.

Розділ 3

Вдосконалення системи керування на основі аналізу експлуатації.

3.1 Недолік системи керування літаком Боїнг737 classic.

Дослідивши в першому розділі в пункті 1.5 , я виявив що більше всього відмов виникає в системі керування літаком . А більше всього відмов виникає в зв'язку з заклиннюванням руля в крайньому положенні , що ми можемо бачити на рисунку 1.6 в першому розділі. Ці відмови пов'язані з великими навантаженнями які виникають на рулі направлення на високих швидкостях при сильних кутах відхилення та відсутності протидії цим навантаженням. Цей недолік системи керування призвів до декількох інцидентів та катастроф цієї моделі літака.

3.2 Авіаційні катастрофи та інциденти пов'язані з великими навантаженнями на рулі направлення.

*3 березня 1991 року UA585, літак 737-200Adv розбився на підході до Колорадо-Спрінгс. Літак вийшов з керованого польоту приблизно на 1,000 футів над землею і вдарився у відкрите поле. Всі 20 пасажирів і 5 членів екіпажу загинули. Після 21-місячного розслідування був опублікован звіт про катастрофу в грудні 1992 року. У цьому звіті NTSB заявила, що «не може ідентифікувати переконливих доказів, щоб пояснити втрату літака», але вказала, що двома найбільш ймовірними поясненнями були несправність системи управління напрямком літака або зіткнення з надзвичайно сильним атмосферним збуренням.

*8 вересня 1994 року, US427, літак 737-300 наближався до Піттсбургської злітно-посадкової смуги 28R. У той момент літак вирівнювався на 6000 футів (швидкість 190 вузлів) і кренився з лівим креном 15 градусів (швидкість крену 2градуса/сек) з закрилками на 1, з прибринами шасі, а системи автопілота та автомата тяги працювали. Потім літак раптово увійшов у турбулентний слід літака Boeing 727 авіакомпанії Delta Airlines, який передував йому приблизно на 69 секунд (4,2 мілі). Протягом наступних 3 секунд літак накренився ліворуч приблизно на 18 градусів. Автопілот намагався ініціювати крен вправо, коли літак заходив і виходив з вихрового сліду, що призвело до двох гучних «ударів». Потім другий пілот вручну відключає автопілот, відхиляючи штурвал повністю вправо. Літак почав кренитися вправо з прискоренням, яке досягло піку 36градусів/секунду але літак так і не стабілізувався. Далі курс літака раптово і різко пішов ліворуч (повне відхилення стерна вліво), лівий крен раптово почав збільшуватися, досягнувши 30градусів. Екіпаж не розумів що відбувається, і командир лише встиг докласти про надзвичайну ситуацію. Літак почав пікірувати, продовжуючи кренитися вліво на 55 градусів. Потім тангаж наблизився до відмітки -20градусів, лівий крен збільшився до 70градусів, а вертикальна швидкість зниження досягла 3600ф/хв. У цей момент літак звалився. Лівий крен і рискання продовжувалися, літак обертався навколо своєї осі і наближався до зіткнення з землею. Літак продовжив некерований політ і впав в лісі в 10 кілометрах від аеропорту. Всі 132 людини на борту загинули.

*9 червня 1996 року під час виконання пасажирського рейсу з Трентона, штат Нью-Джерсі, до Річмонда, штат Вірджинія, екіпаж рейсу 517 авіакомпанії Eastwind Airlines тимчасово втратив контроль

над своїм Boeing 737-200 через несправність руля направлення . Під час підходу до міжнародного аеропорту Річмонда, на висоті близько 5,000 футів, капітан відчув короткий «удар» або «товчок» на педалі правого керма. Приблизно в той же час стюардеса в задній частині літака почула під нею шум. . Коли літак продовжував снижатися на 4,000 футів , капітан раптово відчув втрату управління стерном, і літак різко накренився вправо . Намагаючись відновити контроль, капітан намагався відхилити штурвал на повну вправо , але органи управління кермом були жорсткими і не реагували на його команди. Він застосував лівий елерон і збільшив потужність до правого двигуна, щоб спробувати вирівняти літак. Літак тимчасово стабілізувався, а потім знову накренився вправо. Екіпаж виконав свій аварійний чекліст і спробував відновити контроль над літаком, а через кілька секунд вони різко відновили контроль. Літак працював нормально протягом решти часу польоту. Пошкоджень літака в результаті інциденту не сталося. Одна стюардеса отримала легкі травми. Ніхто більше з пасажирів та екіпажу на борту рейсу 517 не постраждав.

3.3 Розслідування причин

NTSB розслідувала інцидент Eastwind Airlines, з особливою увагою до визначення того, чи були події рейсу 517 пов'язані з попередніми катастрофами Boeing 737. В ході розслідування NTSB встановила, що до інциденту 9 червня льотні екіпажі повідомляли про серію подій, пов'язаних з рулем направлення на літаку, що стався, включаючи аномальні «товчки» на педалях руля направлення і некерований рух стерна. Слідчі провели інтерв'ю з пілотами рейсу 517, і вилучили з

літака компоненти стерна для експертизи, що допомогло встановити причину попередніх катастроф рейсу United Flight 585 і USAir рейсу 427. LINTS визначила, що всі три інциденти можна пояснити лише помилкою пілота або несправністю системи керма, і, частково спираючись на післяаварійні інтерв'ю з пілотами рейсу 517, дійшла висновку, що несправності керма, ймовірно, були причиною всіх трьох інцидентів. NTSB також визначив, що, на відміну від аварій United або USAir, проблема з кермом на рейсі 517 виникла раніше в процесі посадки і з більш високою швидкістю, що збільшило повітряний потік над іншими поверхнями управління літака, дозволивши пілотам подолати викликаний стерном крен [12],[9].

3.4 Описання системи керування рулем направлення

(Power Control Unit (PCU)) рис3.1, рис3.2 блок управління потужністю руля направлення складається з вхідного вала кривошипно-шатунного механізму, подвійного концентричного сервоклапана для управління подачі гідро-рідини на привід керма і привода демпфера ристання. Привід керма являє собою тандемний привід, що має дві внутрішні поршневі області для кожного гідравлічного джерела (А & Б). Гідро посилювач здатний керувати поверхнею стерна з одним або обома основними гідравлічними джерелами, хоча при непрацюючому одному джерелі буде зменшений кут відхилення стерна що призведе до меншої ефективності на малих швидкостях. подача гідравлічної рідини до гідропосилювачів стерна контролюється подвійним сервоклапаном. Це складний подвійний

концентричний циліндр з зовнішнім і внутрішнім ковзанням. Під час нормального руху педалей стерна достатній кут відхилення стерна обслуговується одним лише первинним (внутрішнім) клапаном.

Однак, якщо буде потрібно більший кут відхилення або відхилення стерна з більш високою швидкістю, вторинна (зовнішня) гільза переміщається на додаток до портової додаткової рідини до гідро посилювача. Рух зовнішньої гільзи зазвичай становить не більше 1 мм. Положення обох гільз сервоклапана контролюється складним механізмом з кривошипів дзвонів, вхідного штока і підводного важеля, геометрія якого така, щоб забезпечити рух гільз по відношенню до корпусу клапана.

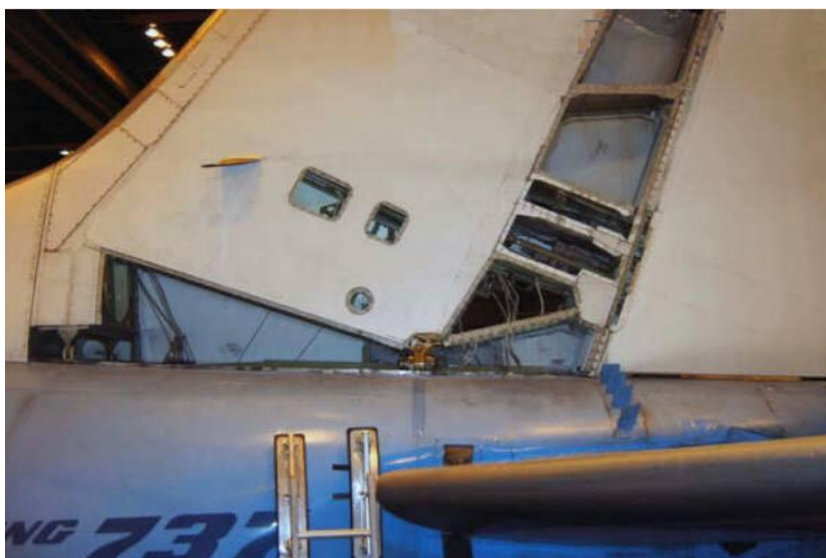


Рис.3.1. Блок управління потужності стерна під час технічного обслуговування.

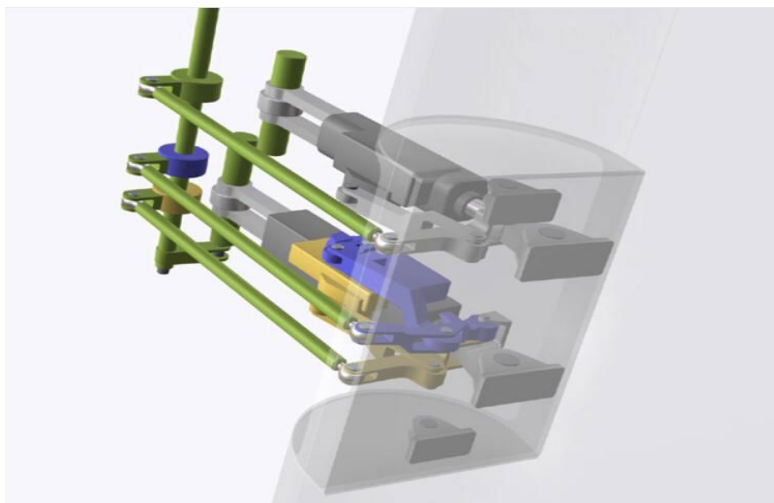


Рис.3.2. Блок управління потужності.

3.5 Технічне вирішення проблеми.

Для обмеження впливу різних режимів відмови блока управління потужністю по тиску може бути встановлений в систему А редуктор тиску (RPR) рис 3.3. Це просто редукційний клапан тиску, який працює протягом більшості фаз польоту, щоб знизити загальне навантаження стерна приблизно на третину. Система Б не пов'язана з редуктором тиску, точно як і демпфер рискання.

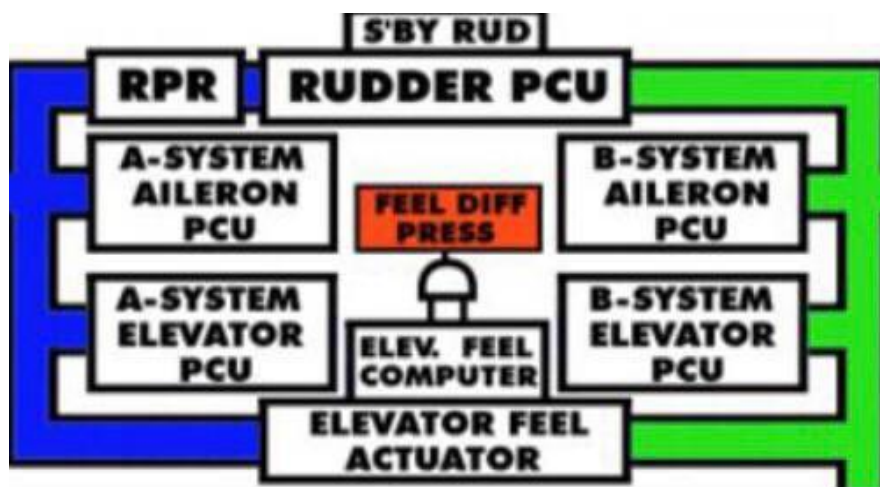


Рис.3.3. Редуктор тиску в системі керування стерном .

Під час певних критичних фаз польоту, коли може знадобитися повне відхилення стерна, редуктор тиску забезпечує повний системний тиск (3000psi) до блоку управління стерна. До цих критичних фаз відносять:

- a) Під час зльоту нижче 1000 футів висоти радіоальтиметра.
- b) Під час заходу нижче 700 футів висоти радіоальтиметра.
- c) Якщо між джерелами гідравлічної потужності існує різниця в більше ніж 45%.
- d) При втраті гідравлічного тиску в системі В.

Впровадження редуктору тиску в схему керування ризикання можна побачити на рисунку 3.4. Хоча правильне функціонування редуктора тиску є прозорі для льотного екіпажу, певні показання до кабіни пілотів можуть бути корисними для перевірки правильності роботи та несправностей; система управління польотом низького тиску А тепер має дві додаткові функції, пов'язані виключно з редуктором тиску; при первинному застосуванні тиску до гідравлічної системи А попереджувальна лампочка низького тиску повинна залишатися освітленою протягом 5 секунд. Якщо світло гасне негайно, то несправність може бути присутня в межах редуктора тиску. Про неправильне перемикання режиму редуктора тиску свідчить також підсвічування світла на підході нижче 700 футів висоти радіоальтиметра, що свідчить про те, що повний тиск недоступний для гідравлічної системи А частини блоку управління стерна. Подальший пов'язаний з цим вихід з ладу гідравлічної системи В і стан асиметричної тяги можуть призвести до недостатнього відхилення стерна для підтримки спрямованого контролю.

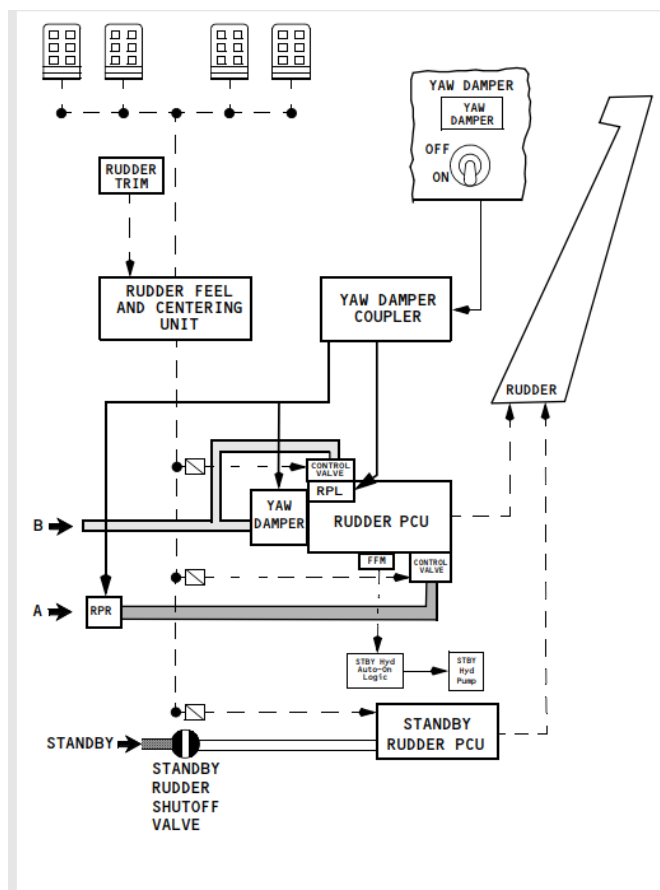


Рис.3.4. Система керування руля направлення Boeing 737 classic з редуктором тиску.

Програма вдосконалення системи керма (RSEP) може замінити сумнозв'язний подвійний сервоклапан на окремі стрижні, регулюючі клапани і гідропосилувачі ; один комплект для гідравлічної системи А та один комплект для гідравлічної системи В. Резервний блок управління потужністю в такому випадку управляється окремим входним стрижнем і регулюючим клапаном, що буде живиться від резервної гідравлічної системи. Всі три входні стрижні будуть мати індивідуальні механізми на випадок заклинювання, які дозволяють передавати навантаження на вільні стрижні що залишилися . Монитор гідравлічного сбою (Force Fight Monitor) Основний блок управління потужністю містить монітор


гідравлічного збою (FFM), який виявляє протилежний тиск (гідравлічний збій) між гідроприводами А і В, це може статися, якщо гідравлічна система, вхідний стрижень або регулюючий клапан заклинило або він вийшов з ладу. Якщо ця умова буде існувати більше ніж 5 секунд, монітор гідравлічною збою автоматично включить резервний гідравлічний насос під тиском резервного управління блока стерна. Це також призведе до висвітлення напису «STBY RUD ON» на панелі управління польотом  рисунок 3.5.



Рис. 3.5. висвітлення напису «STBY RUD ON» на панелі управління польотом.

Обмежувач тиску стерна (Rudder pressure limiter)

Можемо побачити обмежувач тиску стерна (RPL) на рисунку 3.6. Це фактично буде еквівалентом редуктора тиску (RPR) для системи В, за

винятком того, що він фізично є частиною основного блока управління стерна. Тиск гідравлічної системи В знижений в межах основного PCU з 3000 до 2200psi вона має ті ж критерії для активації, що і для редуктор тиску (RPR).

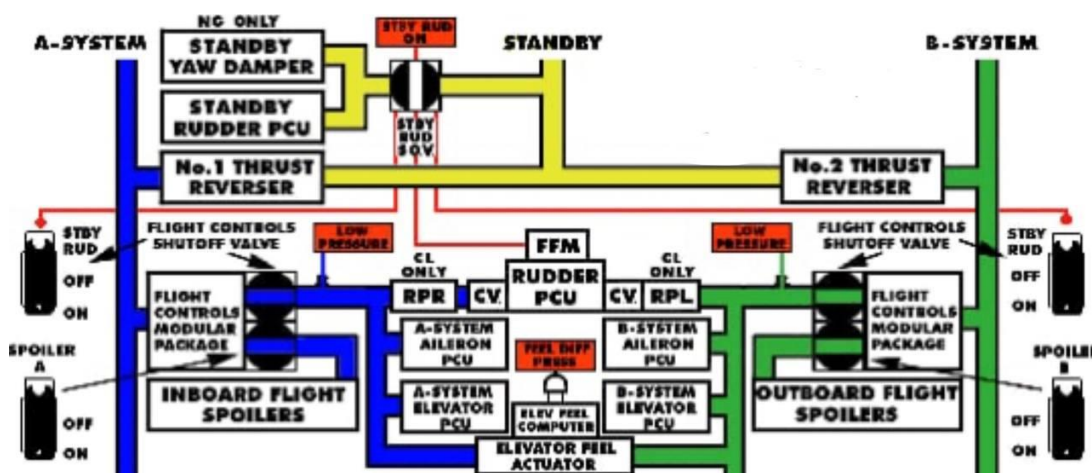


Рис.3.6 Обмежувач тиску керма на схемі системи керування стерном .

3.6 Додаткові можливі вдосконалення руля направлення системи керування Boeing 737 classic .

Можливим вдосконаленням системи керування руля направлення є електронний демпфер рискання який включає в себе керуючу електроніку і гіроскоп швидкості рискання. Демпфер рискання допомагає зменшити можливість виникнення електромагнітних коливань. Координація поворотів забезпечується за рахунок зменшення прецесії швидкості гіроскопа пропорційною куту крену. Таким чином, під час повороту демпферна тяжка «обманюється», вважаючи, що літак рискає в повороті і забезпечує збільшений хід стерна.

3.7 Висновок

Редуктор тиску та обмежувач тиску стерна є удосконаленнями які вирішують питання занадто великих навантажень які можуть виникнути на рулі направлення. Також ці удосконалення унеможливають заклинювання руля в крайньому положенні. Додаткові параметри системи на панелі управління польотом дозволяє краще контролювати параметри системи.

Розділ 4

Охорона навколишнього середовища.

4.1 Вплив літака Боїнг 737 classic на довкілля та організм людини.

Літаки забруднюють атмосферу шляхом викиду шкідливих речовин з двигунів. Повітряні судна переміщуються з одних аеродромів в інші, і атмосфера в зв'язку з цим забруднюється в екстремальних масштабах, забруднення існує як у зонах аеродромів, так і на повітряних трасах. На повітряних трасах на висотах 8-12 км шкода від забруднення невелика. Тому що, польоти літаків з великою швидкістю і на великій висоті призводять до розсіювання продуктів горіння у верхній частині атмосфери і на великі площі. В зоні аеродрому ці забруднення є катастрофічними. Гази в атмосфері повітря викидають сопла й вихлопні патрубки двигунів. Це називається емісією авіаційних двигунів.

Одною з найбільшої шкоди від літака Боїнг 737 classic для навколишнього середовища є шум. Шум це форма фізичного забруднення довкілля. Шум це усі небажані та неприємні звуки або їх сукупність, котрі заважають відпочинку, працездатності, сприйняттю звукових сигналів. Під час роботи авіадвигунів на стоянці або пероні, при зльотах утворюється гуркіт та вібрація, на посадках виникають акустичні коливання не тільки авіаційними двигунами, а також випуском шасі та механізацією крила котрі включають високочастотний шуму та інфразвук низьких частот. Значний рівень шуму утворюється при використанні реверсивної тяги двигунів, так звана «зворотна тяга» під час гальмування літака. Чим більший і

важчий літак тим більше він створює шуму. Максимальна злітна маса літака Боїнг 737 шістдесят тон , тому цей літак створює багато шуму. Утворення шуму при цих процесах приводить до шкідливого впливу для живих організмів. Для організму людини шум призводить до : біохімічних перемін у внутрішніх органах, зменшене споживання кисню головним мозком , пониження слухової чутливості , дистрофічних змін в внутрішніх органах, утворенням судинних розладів , при тривалому навантаженні шумом настає слухова втома . Під дією тривалого шуму навіть невеликого рівня відбуваються зміни в нервовій системі , а саме : підвищеної втомлюваності , порушення сну , підвищеної роздратованості та емоційної нерівноваженості . Глухота може виникнути внаслідок довготривалої дії шуму та недостатнього відпочинку для відновлення слуху. Також можна спостерігати такі негативні наслідки шуму як збиття біоритмів , збиття частоти дихання , збиття серцебиття , зміни в кров'яному тиску та розширення зіниць. Високий рівень шуму провокує розвиток гіпертонічної хвороби, захворюванням дванадцятипалої кишки та шлунку. Рівні шуму понад 120 дБ стимулюють відхилення вестибулярного апарату, може виникнути запаморочення. Шум діє як подразник, він впливає на розумову діяльність, заважає сприйняттю мови, погіршуються процеси обробки інформації, впливає на психофізіологічне здоров'я людини. При присутності шуму захворюваність людини зростає на 15 %. Підвищення шуму на 10 дБ призводить до збільшення захворюваності людей в 1,2-1,3 раза. Найчутливіші до шуму є люди похилого віку і діти. У дітей, які вчаться в умовах шуму який вище за 45 дБ, можна спостерігати підвищену втомлюваність, головні болі та погіршення працездатності. При дії шуму (наприклад, у медзакладі,

розташованому біля аеропорту) хворі будуть одужувати гірше й повільніше. Існували випадки, у вагітних жінок, котрі перебували в шумних умовах, з'являлися діти з проблемами зі слухом. Існують градації шуму табл 4.1 за рівнем шуму в децебалах і впливу на організм людини.

Таблиця 4.1 Зони інтенсивності шуму за впливом на організм людини.

Назва	Рівень шуму в дБ	Характеристика
поріг безпеки	90	інтенсивність шуму, яка є безпечною для організму людини
поріг переносимості	140-155	інтенсивність шуму, яка при довготривалій дії на людину призводить до розвитку в людини психофізіологічних відхилень
поріг потенційної небезпеки	155-180	інтенсивність шуму яка призводить психофізіологічних важко виліковних відхилень, і являються небезпечними для життя людини
поріг небезпеки смерті	180-190	інтенсивність шуму, що навіть при

		короткочасній дії призводить до смерті людини
--	--	---

Шум спричиняє підвищення рівню стресу, що має декілька наслідків: перша це розвинення негативних відчуттів . Друге це вплив на здоров'я. Також існує зворотний зв'язок це збільшення рівня стресу. Стресові наслідки обох видів зумовлюють внутрішнє пристосування та повернення в нормальний та збалансований стан [1].

4.2 Засоби та методи боротьби з шумом при експлуатації літака Боїнг737 classic

Для боротьби з викидами в атмосферу існує планування польоту для найменшої вироботки палива на маршруті , також застосовується спеціальні добавки в паливо які зменшують викиди в атмосфері і продовжують життя двигуна .

Літаку данного типу документ Джемсон , а також внутрішні документи експлуатанта прописують використання процедур по зменшенню шуму. Процедури по зменшенню шуму являються: предписані маршрути польоту подалі від населених пунктів та природничих заповідників , обмеження режиму роботи на стоянці під час руління та прогріву двигунів, процедури заходу на посадку NADP1 та NADP2 , заходження на посадку на мінімально можливій потужності.

Існують деякі обмеження на використання NADP. Ці процедури не можна використовувати , якщо це приведе до затримки та

перевантаження , так як це може визвати ще більше шуму та викидів в атмосферу . Пілоти можуть не мати можливість виконати процедури по зменшенню шуму , наприклад в зв'язку з поганими погодними умовами.

Процедура по зменшенню шуму рис4.1 NADP1 складається с трьох етапів . Перший етап це зліт с злітною тягою зі швидкістю V_2 (безпечна швидкість зльоту яка досягається в кінці розбігу , а також оптимальна швидкість набору з одним відмовившим двигуном) +(10-20) вузлів. Перший етап триває до висоти 800футів . Далі починається другий етап цієї процедури . Швидкість залишається такою самою але тяга зменшується до тяги для набору висоти ,градієнт набору зменшується. Другий етап триває до висоти 3000 футів. В третьому етапі швидкість збільшується до швидкості прибирання механізації і прибираються закрилки і передкрилки , тяга залишається аналогічною другому етапу, градієнт набору зменшується.

Процедура по зменшенню шуму рис 4.2 NADP2 також складається с трьох етапів. Перший етап це зліт с злітною тягою зі швидкістю V_2 (безпечна швидкість зльоту яка досягається в кінці розбігу , а також оптимальна швидкість набору з одним відмовившим двигуном) +(10-20) вузлів. Далі починається другий етап цієї процедури . Тяга зменшується до тяги для набору висоти , швидкість збільшується до швидкості прибирання механізації і прибираються закрилки і передкрилки , градієнт набору зменшується.

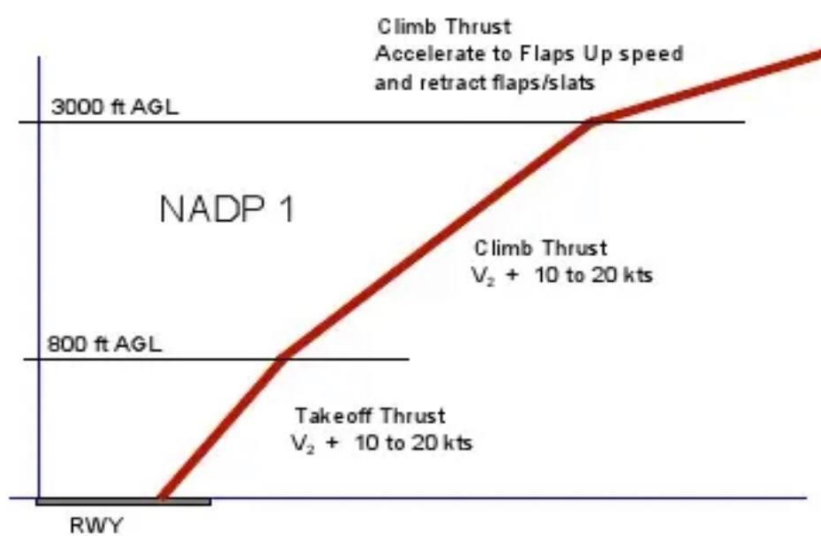


Рис.4.1. Процедура по уменьшению шуму NADP1.

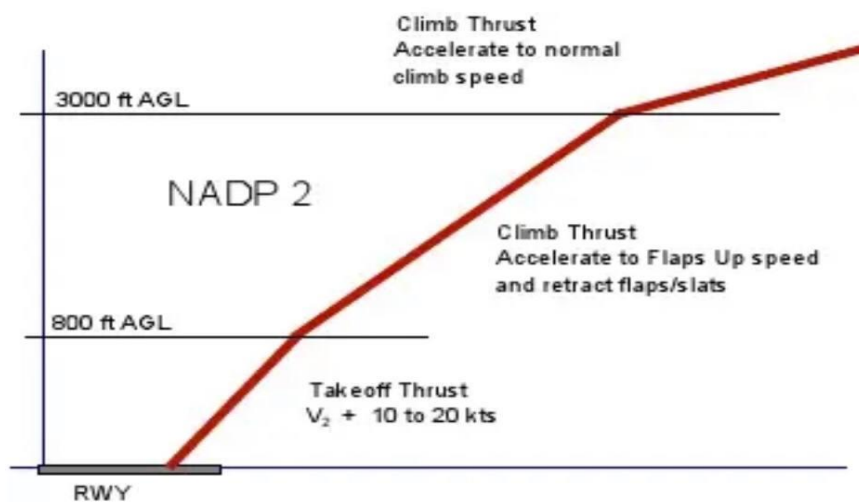


Рис.4.2. Процедура по уменьшению шуму NADP2.

Другий етап триває до висоти 3000 футів. На третьому етапі швидкість збільшується до нормальної швидкості набору , тяга не змінюється, градієнт набору зменшується.

Дані процедури дозволяють значно зменшити шум в зоні аеродрому . Найчастіше використовується процедура зменшення шуму NADP2.

4.3. Висновки

Основною проблемою забрудненням довкілля від літака Боїнг737 classic є шум та викиди в атмосферу . Для зменшення викидів в атмосферу робиться все можливе на даний момент. Додаються добавки в паливо ,а також маршрути ретельно плануються для зменшення часу польоту .Для зменшення шумового забруднення виконуються процедури по зменшенню шуму , вдосконалюються двигуни , а персонал використовує спорядження для захисту від шуму. Процедури по зменшенню шуму дуже важливі для зменшення шумового забруднення довкілля . Шум впливає не тільки на навколишнє середовище ,а також на організм людей і призводить до жахливих наслідків при довготривалій дії . На мою думку вжитих заходів недостатньо для збереження довкіля , але якщо брати із можливого на даний момент то всі заходи є достатньо ефективними і покращують ситуацію з забрудненням довкілля.

Розділ 5

Охорона праці

5.1 Вступ

Об'єктом дослідження в розділі охорона праці я вибрав робоче місце пілота Боїнг 737 classic , системи якого я розглядав в попередніх розділах . Робочим місцем пілота являється кабіна літака розрахована на дві особи . Оскільки робота пілота пов'язана с ризиками для життя та стресами для самих пілотів , я вважаю актуальність дослідження даної теми. В наступних частинах цього розділу я розберу аналіз умов праці, опишу заходи з охорони праці які вживаються та розберу пожежну безпеку.

5.2 Аналіз умов роботи праці в кабіні пілота

Площина робочого місця пілотів в боїнг737 classic складає 7,5 квадратних метрів. Можемо бачити кабіну пілотів Боїнг737 Classic на рисунку 5.1. Порівняно з кабінами інших літаків це вважається середнім значенням. Відмінною рисою цього літака від інших літаків є штурвал. Велика кількість перемикачів , педалі для керування та блок управління є звичайним для кабін літаків і присутні на робочому місці пілота. Всі процеси керування літаком відбуваються за участю двох пілотів. Один пілот зачитує чекліст та підтверджує дії які виконав другий пілот, другий пілот виконує дії приписані в чеклісті і проговорює всі свої дії в слух.



Рис.5.1. Кабіна боїнг737.

Керування цим літаком можливе і одним пілотом , але для забезпечення безпеки літак має керуватися двома пілотами. Робота пілота пов'язана з ризиками та стресом, величезна відповідальність за життя людей лягає на плечі пілотів, саме тому існують обмеження в робочому часі пілотів і є окремий документ який це регламентує. Найвідповідальнішими етапами польоту є зліт та посадка , але пілот має бути також стійкий до довготривалого контролю параметрів впродовж всього польоту.

Окрім стресу ,шкідливими фактором на робочому місці пілотів також є радіація яка діє с постійною невеликою силою на польотах на висотах вище десять кілометрів, яка через якийсь час може стати збудником захворювань пілотів. Також треба брати до уваги такі

шкідливі фактори які виникають при аварійних ситуаціях в польоті. Таких як декомпресія при розгерметизації , яка в випадку раптової розгерметизації може призвести до травм або смерті. Інші шкідливі фактори це витік шкідливих речовин та шум відтворюваний при експлуатації літака. Мікроклімат в кабіні включаючи температуру , вологість повітря за нормальних умовах є в межах санітарних норм. Іонізуюче випромінення та електростатичне випромінення присутні в кабіні. Освітлення робочого місця виконано за всіма можливими стандартами , і регулюється для польотів вночі. Виробничий шум і вібрація досягають значних показників в кабіні літака і при довготривалій дії , можуть призвести до шкоди людському організму , для цього існують певні процедури та обмеження по зменшенню шуму. Електробезпека на високому рівні , всі джерела струму ізольовані і пілоти не мають до них доступу. Для протидії статичному струму існують спеціальні прилади для зняття статичного напруження з літака в польоті і на землі.

5.3 Розробка заходів з охорони праці

Одним з методів боротьби по зменшенню негативного впливу роботи в кабіні пілота є лімітування робочого часу . Ці ліміти прописані в наказі 219 міністерства транспорту України від 02.04.2002. Згідно цього наказу робочий час включає : перед польотну підготовку , польотний час так званий «Block Time», час на після польотну роботу, час очікування з незалежних від пілотів причин , час перебування в резерві або чергуванні, час пересування пілотів як пасажирів для польоту з іншого аеродрому, час на учбово-тренажерну підготовку, час

на аналіз польотів ,проходження медичної підготовки і час естафети. Початком відліку робочого часу вважається прибуття екіпажу згідно з графіком який зазначається в документах з планування роботи екіпажу до місця роботи. Закінченням робочого часу пілота є відбуття з місця роботи після виконання завдань свого експлуатанта. Тривалість роботи пілота за один день не повинна перевищувати дванадцять годин , а після цього має бути час для відпочинку . При затримці польоту або необхідності здійснити посадку на запасному тривалість щоденної роботи може бути збільшена на дві години (тільки за згодою екіпажу) така опція можлива не більше двох разів протягом двадцяти восьми діб. Під час виконання певних видів авіаційних робіт тривалість роботи пілотів за день не може перевищувати для : для двох пілотів і більше пілотів має не більше дванадцяти годин, для одного пілота не більше десяти годин. Час перебування пілотів в резерві не має бути більшим ніж дванадцять годин підряд. Час перебування пілотів у резерві не має бути більшим ніж сорок вісім годин на місяць. Польоти екіпажів повітряних суден , робочий час яких більше норми, виконуються подвійним або посиленним екіпажем. Тривалість роботи подвійного екіпажу за день може бути збільшено на шістдесят відсотків , а посиленого екіпажу - на тридцять відсотків від тривалості роботи за день. Кількість посадок не повинна бути більше чотирьох, і трьох в випадку виконання транс меридіанних польотів. В випадку обладнання повітряного судна спальними місцями для відпочинку екіпажу , тривалість роботи за день може бути збільшена на п'ятдесят відсотків для посиленого екіпажу від тривалості щоденної роботи, і на сімдесят п'ять відсотків для подвійного екіпажу від тривалості роботи за день. Для пілотів установлюються такі граничні річні , місячні та

добові тривалості часу польоту (block time) : дев'ятсот годин на рік(протягом послідовних дванадцяти місяців); дев'ять годин на добу (протягом послідовних двадцяти чотири годин); десять годин - за добу (протягом послідовних двадцяти чотири годин) при виконанні транс меридіанних польотів; дев'яносто годин на місяць (протягом будь-яких послідовних двадцяти восьми діб. Добова гранична тривалість часу польоту для подвійного та посиленого екіпажу пропорційно збільшується до збільшення часу на роботу за день. Для завершення рейсу можна подовжувати час польоту пілотів на одну годину, але у межах норм роботи за день. За згодою пілотів та дозволу лікаря місячна тривалість часу польоту для них може бути збільшена на двадцять п'ять відсотків , але має не виходити за межі річної тривалості часу польоту і не частіше чотирьох разів на рік. Під час виконання тренувальних або учбових польотів тривалість часу польоту екіпажу за день не має перевищувати шість годин. Кількість заходів на посадку та посадок на посадку не мають перевищувати установлених експлуатантом норм.

Також існує регламент відпочинку пілотів який також наведений в 219 наказі. Згідно нього час для відпочинку пілотів складається з : часу для відпочинку перед польотом , який включає в себе безперервний відрізок часу ; часу для відпочинку між польотами, котрий включає в себе безперервний відрізок часу , установлений графіком експлуатанта; часу для перерви на прийом їжі ; відпочинку щотижня ; щорічної відпустки. Тривалість відпочинку пілота в базовому аеропорту має бути рівна або більша подвійної тривалості попереднього робочого часу пілота. Мінімальна тривалість для відпочинку пілота має становити мінімум дванадцять годин. При перебуванні пілотів не в

базовому аеропорту тривалість пере польотного відпочинку та час відпочинку між польотами можна об'єднати і він має становити більше 8 годин з додержанням умов відпочинку. А після повернення на базовий аеродром пілотам має надаватися час для відпочинку не використаний ними. Під час виконання рейсів які є транс меридіанних тривалість перед польотного відпочинку та тривалість відпочинку між польотами поза межами базового аеродрому може бути об'єднаний та бути не менше, ніж чотирнадцять годин плюс пів години часу за кожний часовий пояс, який перетинався за політ . Після повернення на базовий аеродром пілоти повинні пройти повну акліматизацію , під час котрої тривалість відпочинку повинна становити більше , ніж кількість перетнутих часових поясів за політ , помножений на десять (в випадку виконання польотів на захід) або дванадцять (в випадку виконанні польотів на схід). Вихідні дні мають надаватися пілоту тривалістю більше ніж сорок дві години враховуючи час для перед польотного відпочинку та тривалості часу відпочинку між польотами . Щорічна відпустка надається пілотам згідно із законодавством про працю. Робочий часу і час для відпочинку пілотів здійснюються на підставі бортових листів, польотних завдань, та іншого обліку робочого часу. Для пілотів устанавлюється облік робочого часу, за місяць та до року за погодженням із комітетом експлуатанта. Тривалість робочого часу пілотів за місяць не повинна бути більше місячної тривалості робочого часу, аналогічно за рік не більше річної тривалості робочого часу. П'ятдесят відсотків від тривалості часу перельоту або переїзду пілотів як пасажирів для перельоту з іншого аеродрому буде зараховуватися до щоденної роботи. У випадку очікування вильоту, який затримується, без надання

належних умов експлуатантом для відпочинку, час очікування зараховується пілоту щоденну роботу. Затримка вильоту літака зараховується пілотам як час відпочинку поміж польотами в випадку надання пілотам умов для відпочинку на аеродромах, аеропортах та в інших місцях вильоту. Під час польотів подвійним або посиленням екіпажем тривалість роботи за день та час польоту зараховується пілотам повністю незалежно від зайнятості пілотів щодо керування літаком та його системами. Час перебування пілотів в резерві зараховується до місячного робочого часу. В випадку виконання польоту резервним екіпажем час перебування в резерві не буде зараховуватися до щоденної роботи. Під час польотів на різних типах літаків та виконання різних видів авіаційних робіт річні та місячні норми робочого часу пілотів визначаються пропорційно до нальоту годин за типами літаків та видами авіаційних робіт. Відповідальність за облік робочого часу і часу відпочинку пілотів несе експлуатант. Такий облік зазвичай ведеться за формою яка визначена посадовою особою, що призначена експлуатантом[14].

5.4 Пожежна безпека літака Boeing 737 classic

В данному типі літака існують системи виявлення та гасіння пожежі для: двигунів , допоміжної силової установки , вбиральні та вантажних відсіків . Двигуни також мають системи виявлення перегріву. На головній стойці шасі є система виявлення пожежі, але без гасіння пожежі.

Протипожежний захисту двигуна складається з таких систем: виявлення перегріву і виявлення пожежі двигуна , що живиться від

акумуляторної шини та системи пожежогасіння двигуна яка живиться від розпеченої шини акумулятора.



Рис.5.2. схема евакуації з літака Boeing737

В випадку пожежі літака здійснюються заходи по гасінню пожежі , а також здійснюється аварійна посадка літака. Після чого екіпаж та

пасажери евакууються по евакуаційним виходам згідно рисунка 5.2.

5.5 Висновки

Згідно Гігієнічних нормативів ГН 3.3.5-8-6.6.1-2002 «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» існує 4 класа умов праці. Перший клас це оптимальні умови праці, другий це допустимі, третій це шкідливі і четвертий це екстремальні. Із показників напруженості трудового процесу тут присутнє вирішення складних задач з вибором за відомим алгоритмом, відбувається сприймання сигналів з комплексною оцінкою пов'язаних параметрів, відбувається контроль та розподіл задач іншим. Характер виконуваної роботи є робота в умовах недостачі часу та підвищеною відповідальністю. За сенсорними, емоційними та монотонним навантженням можна класифікувати за 3 класом. Загалом учитуючи всі складові робочого процесу робота пілота класифікується за гігієнічними нормами під 2 ступенем 3 класу. Це означає умови праці характеризуються рівнями шкідливих факторів трудового процесу і виробничого середовища, котрі здатні викликати функціональні порушення, які призводять у більшості випадків до зростання захворюваності та появи окремих ознак і легких форм патології без втрати професійної працездатності, котрі виникають після тривалого періоду роботи(10 років і більше).

Все це означає що робота пілота вимагає строге виконання інструкцій дотримання правил регламенту робочого часу і відпочинку. Також дуже важливим є дотримання техніки безпеки при виконанні завдань на роботі.

Загальні висновки

В результаті цієї роботи було :

1. Проведено аналіз видів систем керування літаками ,описані їх особливості.
2. Проведено аналіз системи керування літака Боїнг 737 classic в каналі крену, тангажу та рискання. Виявлені недоліки цієї системи керування.
3. Проведено збір статистичних даних по відмовам літака Боїнг 737 classic що призвели інцидентів та катастроф. Показано графічно відсоткове відношення відмов між системами літака. Виявлено що найбільше відмов припадає на систему керування літаком.
4. Розраховано показник надійності безвідмовної роботи систем літака Боїнг 737 classic.
5. Проведено аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту.
6. Проведено вибір стратегії технічного обслуговування агрегатів системи керування.
7. Визначено зміст попередньої і перед польотної підготовки екіпажу літака і дії екіпажу в особливих ситуаціях польоту.
8. Змодельовані можливі вдосконалення системи керування літака Боїнг 737 в каналі рискання.
- 9.Описав шкідливий вплив даного літака на довкілля і запропонував можливі варіанти зменшення цього впливу.
- 10.Описав які заходи вживаються для покращення умов праці пілотів.

Список літературних джерел

1. Загальнодоступна вільна багатомовна онлайн-енциклопедія [Електроний ресурс].режим доступу [Aircraft flight control system - Wikipedia](#)
2. Авіаційний сайт Сторіччя польоту. [Електроний ресурс].Режим доступу [Control \(centennialofflight.net\)](#)
3. 737-32Q Керівництво з експлуатації льотного екіпажу МАУ [Електронне видання]/ Компанія "Боїнг" Номер документа D6-27370-32Q-UKRCічень 09, 1999Номер редакції: 21 Дата редакції: 12 червня 2009 р
4. Штурвал та джостік:пояснення мистецтва польоту [Електронне видання]/ Макгроу-Хилл, 1 вер. 1990 р
- 5.Керівництво з експлуатації літака Боїнг737-300 ;737-400 [Електронне видання] Документ Боїнг номер D631A001.84R 18.05.22.
6. АЕРОДИНАМІКА ЛІТАКА БОЇНГ 737 - СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ[Електроний ресурс] режим доступу[Аеродинаміка літака боїнг 737 - система керування літаком \(koshachek.com\)](#)
7. Сайт авіаційної безпеки [Електроний ресурс] режим доступу[Aviation Safety Network > Statistics > Worst accidents > 100 worst accidents \(aviation-safety.net\)](#)
8. Архів авіаційних інцидентів[Електроний ресурс] режим доступу [Crash of a Boeing 737-291 in Colorado Springs: 25 killed | Bureau of Aircraft Accidents Archives \(baaa-acro.com\)](#)
- 9.Національна безпека транспорту документ номер20594 Звіт про аварію повітряного судна [Електроний ресурс] режим доступу [AAR-99/01 \(ntsb.gov\)](#)

10. Розрахунок основних показників надійності [Електроний ресурс] режим доступу [Розрахунок основних показників надійності \(thelib.info\)](http://thelib.info)
11. Стратегія дій при відмові системі керування [Електроний ресурс] режим доступу [Control system failure survival strategies | Control Engineering](#)
12. Звіт про інцидент EASTWIND AIRLINES [Електроний ресурс] режим доступу [N221US Eastwind Airlines Boeing 737-200 \(planespotters.net\)](http://planespotters.net)
13. Стаття про вплив шуму на організм на сайті підручники [Електроний ресурс] режим доступу [Особливості впливу шуму на організм людини - Транспортна екологія - Навчальні матеріали онлайн \(pidru4niki.com\)](http://pidru4niki.com)
14. Наказ 219 про робочий час та відпочинок пілотів [Електроний ресурс] режим доступу [Про затвердження Правил визначен... | від 02.04.2002 № 219 \(rada.gov.ua\)](http://rada.gov.ua)