

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“___” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи керування закрилками
середньомагістрального пасажирського літака злітною масою 40 тонн»

Виконавець: студент 2-го курсу Столяренко Дмитро Олександрович _____
(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Бутько Володимир Степанович _____
(підпис)

Консультанти з розділів:
Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович _____
(підпис)

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович _____
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович _____
(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“ ___ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Столяренко Дмитро Олександрович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака злітною масою 40 тонн.

Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № _____

2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020

3. Вихідні дані до роботи: системи керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): аналіз системи керування закрилками, вимоги, що висуваються до системи керування закрилками відповідно до АП-25, введення новітніх досягнень науки і техніки у конструкцію системи

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака (А1), креслення системи керування закрилками (А1), структурна схема керування закрилками (А1), креслення карданних валів (А1).

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Розподіл теми на основні частини	06.10.2020	
4.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	08.10.2020	
5.	Виконання аналізу системи керування середньомагістрального літака	17.10.2020	
6.	Проведення розрахунків	02.11.2020	
7.	Виконання розділу охорони праці	16.11.2020	
8.	Виконання розділу охорони навколишнього середовища	18.11.2020	
9.	Підведення висновків	05.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Казанець В.І.		
4. Охорона праці	Фролов В.Ф.		

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ (підпис) Буцько В.С

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ (підпис) Столяренко Д.О.

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження системи керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 40 тонн»: 110 сторінок, 27 рисунків, 41 використане джерело.

БККЗ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЗАКРИЛКАМИ, КАРДАННИЙ ВАЛ, СКЗЛО, ЗАКРИЛКИ.

Об'єктом дослідження є система керування закрилками середньомагістрального літака.

Предметом дослідження є аналіз систем керування середньомагістральних літаків, вибір найдоцільнішої та покращення її параметрів роботи.

Метою даної дипломної роботи є проектування системи керування закрилками середньомагістрального літака масою 40 тонн.

Метод дослідження – статистичний аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Проведено ґрунтовний аналіз систем керування закрилками актуальних на даний час літаків, їх переваг та недоліків, а також систем, що вміщують у себе передові ідеї. Обрано літак прототип з найбільш оптимальною системою керування та її характеристиками, проведено аналіз можливості впровадження новітніх конструктивних рішень у структуру системи.

Проаналізовані варіанти покращення характеристик ваги, довговічності, корозійної стійкості системи керування закрилками.

Обґрунтовано та запроваджено зміни до конструкції обраної для даного літака системи керування закрилками. Запропоновано трансмісійні вали нової конструкції із застосуванням новітніх матеріалів (композитних структур) та титанових сплавів, проведені розрахунки на міцність спроектованих валів. Запропонована новітня технологія виготовлення композитних валів.

ЗМІСТ

ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1	11
ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	
1.1 Загальні відомості про систему керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака.....	11
1.2 Вибір літака-прототипу.....	16
1.3 Опис літака-прототипу.....	21
1.4 Особливості конструкції літака-прототипу.....	24
1.5 Система керування закрилками. Опис та робота.....	27
1.5.1 Загальні відомості.....	27
1.5.2 Склад системи керування закрилками.....	29
1.5.3 Опис конструкції системи, що проектується.....	30
1.5.4 Робота системи керування закрилками.....	32
1.6 Вимоги до системи керування закрилками.....	38
1.6.1 Вимоги до механічної частини.....	38
1.6.2 Вимоги до електричної проводки.....	39
1.6.3 Вимоги до радіоелектронного захисту.....	39
1.6.4 Вимоги до живучості та стійкості системи до зовнішніх факторів.....	39
1.6.5 Експлуатаційні режими роботи.....	40
1.6.6 Вимоги до довговічності та можливості зберігання.....	40
1.6.7 Вимоги до здатності до ремонту.....	41
1.6.8 Вимоги до безпеки.....	41
1.6.9 Вимоги до здатності до контролю.....	41

РОЗДІЛ 2	42
НАУКОВА ЧАСТИНА.....	
2.1 Аналіз новітніх рішень щодо побудови системи керування закрилками.....	42
2.2 Обґрунтування необхідності зміни конструкції трансмісійних валів порівняно з системою керування літака- прототипу.....	47
2.3 Пропонована конструкція карданного валу.....	51
2.4 Технологія виготовлення валу нової конструкції.....	55
2.5 Розрахунок на міцність конструкції труби.....	58
2.5.1 Розрахунок максимальних експлуатаційних навантажень у рубі карданного валу другого типорозміру.....	59
2.5.2 Розрахунок максимальних експлуатаційних навантажень у рубі карданного валу третього типорозміру.....	62
2.5.3. Перевірочний розрахунок валу другого типорозміру нової онструкції.....	64
2.5.4 Перевірочний розрахунок валу третього типорозміру нової онструкції.....	67
РОЗДІЛ 3	69
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	
3.1 Вступ.....	69
3.2 Хімічний вплив роботи двигунів пасажирського літака на авколишнє середовище.....	70
3.2.1 Розрахунок контрольного параметру емісії двигуна Д-436-148 і перевірка відповідності його характеристик вимогам ІКАО.....	75
3.3 Акустичний вплив роботи двигунів пасажирського літака на авколишнє середовище.....	81

3.4 Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів.....	83
РОЗДІЛ 4	87
ОХОРОНА ПРАЦІ.....	
4.1 Загальні положення.....	87
4.2 Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів під час розробки і обслуговування системи керування закрилками.....	88
4.3 Організаційні та інженерно-технічні рішення що покликані вберегти від небезпечних і шкідливих виробничих факторів, при виробництві компонентів системи керування закрилками.....	89
4.3.1 Обґрунтування необхідності розрахунку освітленості та вимоги до нього.....	91
4.3.2 Розрахунок освітлення робочої зони.....	92
4.4 Пожежна та вибухова безпека в робочій зоні ТО системи керування закрилками повітряного судна.....	94
4.5 Інструкція з техніки безпеки при роботі на висоті.....	96
ВИСНОВКИ.....	98
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	99

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

БПР – бортовий пристрій реєстрації;

БР – блок резисторів;

БСТО – бортова система технічного обслуговування;

БККЗ – блок керування та контролю закрилками;

БФІ – багатофункціональний індикатор;

ГС – гідравлічна система;

КІСС – комплексний індикатор систем сигналізації;

КПМ – комбінований привід механізації;

КСЕІС – комплексна система електронної індикації та сигналізації;

МОМ – муфта обмеження моменту;

ПУГ – протиударне гальмо;

РКЗП – рукоятка керування закрилками та передкрилками;

СКЗ – система керування закрилками;

СКЗЛО – система керування загальнолітаковим обладнанням;

ВСТУП

Перший розділ даної дипломної роботи присвячено розгляду принципів побудови системи керування закрилками сучасних середньомагістральних пасажирських літаків. Розглянуті можливі варіанти конфігурації даної системи. Викладено фундаментальні положення про систему керування закрилками і літаком в цілому. Обрано літак прототип для проектування системи керування закрилками. Для цього розглянуто чотири варіанти літаків, порівняна конструкція їх систем керування закрилками, виявлені переваги системи літака Ан-148 відносно інших прототипів. Наведена інформація про розробку літака-прототипу, відомості про особливості його конструкції. Описано склад системи керування закрилками, її конструкція, робота у штатних і нештатних ситуаціях. Наведені вимоги, що висуваються нормативними документами до різних аспектів роботи системи керування закрилками.

Другий розділ даної роботи присвячено розгляду можливостей уведення новітніх рішень у склад системи керування закрилками, що проектується, з метою покращення її експлуатаційних характеристик, характеристик живучості, зменшення вірогідності відмов, маси. Описані конструктивні рішення, що наводяться у статтях сучасних науковців, проаналізована можливість введення змін у конструкцію системи керування закрилками. Обґрунтована необхідність залишення конструктивної схеми системи, як вона є, вводячи зміни у конструкцію трансмісійних валів зі зміною їх матеріалу, а також зміну матеріалу для вилок та хрестовин карданів. Проведено міцнісний розрахунок за допомогою системи автоматичного проектування SolidWorks, що показує відповідність спроектованих валів вимогам міцності, а також зменшення маси конструкції. Викладені теоретичні аспекти підбору матеріалу, а також запропонована сучасна технологія виготовлення валів з композитного матеріалу.

Третій розділ присвячений питанню охорони навколишнього середовища. Він висвітлює питання екологічного впливу роботи двигунів

пасажирського літака на навколишнє середовище. Описано хімічний і акустичний вплив двигунів літака, проведено розрахунок емісії двигуна, що встановлено на літак прототип. Запропоновані шляхи зменшення емісії авіаційних двигунів.

Четвертий розділ даної дипломної роботи присвячено питанню охорони праці при проектуванні та виробництві даної системи керування закрилками. Наведено перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів під час розробки і обслуговування системи керування закрилками. Наведені організаційні та інженерно-технічні рішення, що покликані вберегти від небезпечних і шкідливих виробничих факторів, при виробництві компонентів системи керування закрилками. Проаналізоване питання пожежної безпеки, наведена інструкція при роботі на висоті. Проведено розрахунок освітлення робочої зони

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1 Загальні відомості про систему керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака

Перш за все необхідно зазначити, що під час сталого горизонтального польоту на літак діють такі сили [1]:

1. підйомна сила Y ;
2. вага літального апарату G ;
3. сила лобового опору X ;
4. тяга P .

Дані сили продемонстровані на рисунку 1.1

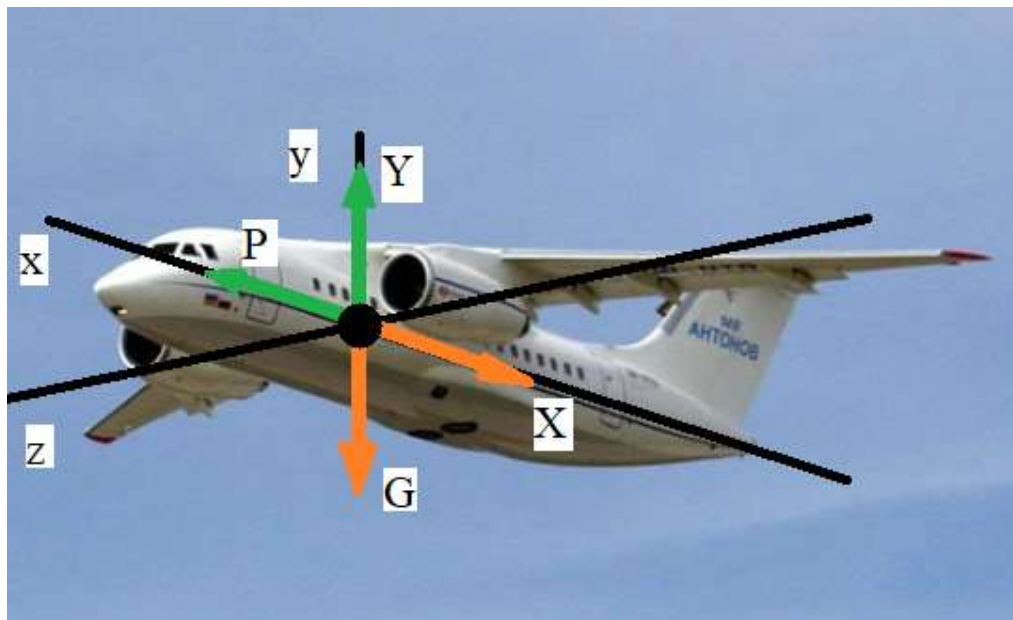


Рис 1.1 Сили, що діють на літак під час горизонтального польоту

Підйомна сила виникає внаслідок обтікання літального апарату повітряним потоком. Вона направлена догори і утворена крилом, яке утримує

літак у повітрі. Сила, яка необхідна для підняття літака у повітря, залежить від профілю крила. Коли підйомна сила більша за вагу, літак набирає висоту.

Вага – це вертикальна сила, направлена донизу, що утворена вагою літака та його вантажу. Вага пропорційна підйомній силі. Якщо вага більша за підйомну силу, літак знижується.

Сила опору створюється усіма зовнішніми частинами літального апарату, вона перешкоджає руху літального апарату і напрямлена в протилежну сторону до сили тяги.

Сила тяги створюється двигунами, що відкидають значну кількість повітря назад від літального апарату, надаючи їй швидкості, більшої за швидкість руху літального апарату.

Для того, щоб надавати літальному апарату рух у різних напрямках, необхідні органи керування. За рахунок них здійснюється:

1. тангаж (обертання навколо поперечної осі з літального апарату);
2. крен (обертання навколо повздовжньої осі x літального апарату);
3. ролання (обертання навколо вертикальної осі у літального апарату).

Система керування літака багато в чому визначає експлуатаційні можливості літального апарату, що проектується, і безпеку його польоту. Вона складається з багатьох пристроїв: електронних, електричних, гідравлічних і механічних. Разом вони утворюють комплекс і забезпечують керування повітряним судном з необхідними характеристиками стійкості і керованості, стабілізацію встановлених пілотом режимів польоту, автоматичне керування повітряним судном на всіх режимах польоту. Характеристики системи керування багато в чому визначають вигляд та ідеологію літального апарату, тому її проектування є невід'ємною складовою частиною процесу проектування літального апарату в цілому. При проектуванні системи керування в першу чергу визначають її функціональний склад, на підставі якого формується структура системи і її вихідні характеристики з урахуванням масових, габаритних, енергетичних і експлуатаційних обмежень, вимог безпеки польотів.

Поверхні, що відхиляються, у сучасних повітряних суден можна класифікувати на дві великі групи.

Перша – шарнірно закріплені на нерухомому елементі (лонжероні) крила поверхні. До них відносяться елерони, інтерцептори, спойлери, різноманітні щитки, кермо висоти і напрямку, передкрилки Крюгера. Зазвичай, кінематика механізмів відхилення цих поверхонь доволі проста і не виходить за профіль крила (оперення, фюзеляжу);

Друга група – це поверхні, які здійснюють рух навколо умовної осі, що розташована поза профілем крила. Їх переміщення відбувається по напрямних - монорельсах. До таких поверхонь відноситься більшість типів передкрилків та закрилків. Загальна довжина обтічників монорельсів займає у закрилків до 20% розмаху крила і це сильно погіршує аеродинамічну якість крила.

Органи керування літальним апаратом поділяються на первинні і вторинні

До первинних відносять:

1. елерони (за рахунок них здійснюється керування по каналу крену);
2. руль висоти (за рахунок нього здійснюється керування по каналу тангажу);
3. руль напрямку (за рахунок нього відбувається керування по каналу ристання).

До вторинних органів керування відносять аеродинамічні поверхні, що встановлюються на передній або задній кромці крила і покликані покращити аеродинамічні характеристики профілю крила під час зльоту та посадки за рахунок збільшення хорди профілю або його кривизни. Закрилки збільшують коефіцієнт підйомної сили профілю крила, передкрилки відтягують зрив потоку з крила на більші кути атаки.

До систем керування механізацією крила сучасних літаків відносяться функціонально незалежні системи керування передкрилками, закрилками, інтерцепторами.

До функцій систем керування механізацією крила входить

1. забезпечення заданої конфігурації механізації крила
2. видача інформації екіпажу про положення механізації
3. видача інформації екіпажу про стан системи керування.

Функції механізації крила безперервно розширюються, охоплюючи питання забезпечення стійкості і керованості, підвищення аеродинамічного якості і ресурсу крила.

На передній частині крила можуть встановлюватися носки, що відхиляються, передкрилки, що виїжджають, щитки Крюгера.

Більш детально зупинимося на закрилках. Вони встановлюються у задній частині крила. Існує велика кількість їх конфігурацій, що відрізняються величиною впливу на несучі характеристики крила та складністю кінематики.

На рисунку 1.2 показані різні типи закрилків [15].

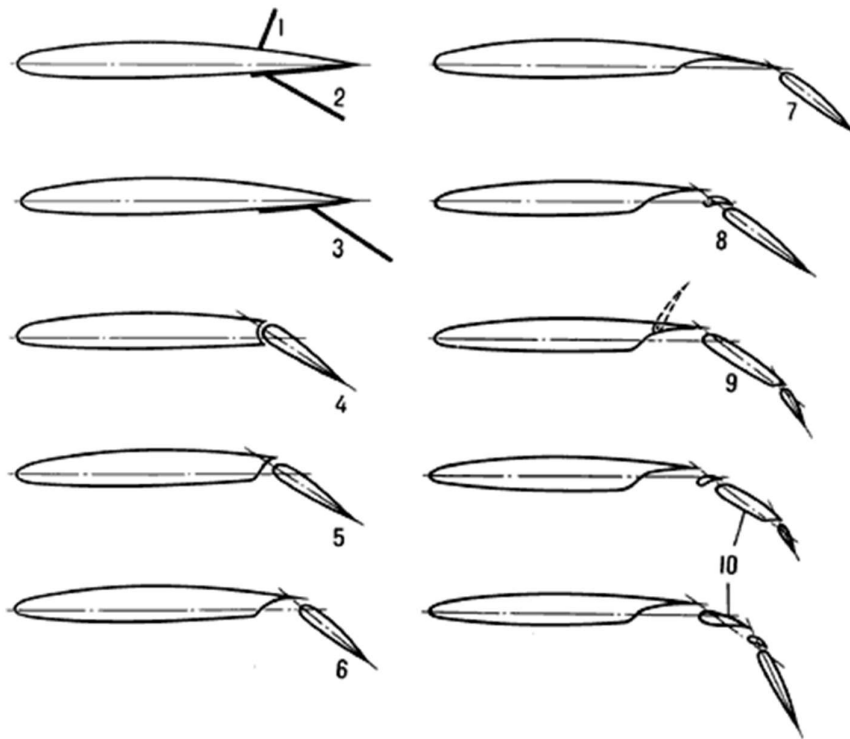


Рис 1.2 Типи закрилків, що застосовуються в сучасних літаках

На малюнку описані такі закрилків і щитків:

- 1 – гальмівний щиток;
- 2 – поворотний щиток;

- 3 – щиток, що ковзає;
- 4 – поворотний закрилок;
- 5 – щільовий поворотний закрилок;
- 6 – висувний закрилок;
- 7 – закрилок Фаулера;
- 8 – двощільовий закрилок;
- 9 – двощільовий закрилок у комбінації з інтерцептором;
- 10 – трищільовий закрилок.

Тепер, коли є зрозумілим місце системи керування закрилками у структурі інших систем керування літальним апаратом, розглянемо докладніше її типовий склад.

Згідно до [2] Система керування закрилками більшості літальних апаратів є типовим каналом керування, вона складається у більшості випадків з розміщеного у центроплані приводу, системи трансмісійних валів і певної кількості актуаторів (переважно двох на одну секцію закрилків).

В залежності від вимог до роботи системи та специфіки перетину системи керування закрилками з іншими системами літака, існує декілька типових конфігурацій системи. Привід механізації може бути гідромеханічним, гідроелектричним або комбінованим від одного або двох моторів. В останньому випадку двигуни можуть бути поєднані через диференціальну передачу.

Система трансмісійних валів загалом складається з труб, що передають крутний момент, які поєднані з однієї сторони з приводом, а з іншої сторони з актуаторами.

Актуатори, що приводять до руху кінематику закрилку, у більшості випадків лінійні (рух перетворюється з обертального на поступальний у шарико-гвинтовій передачі) і реверсивні (тобто можуть працювати в обидві сторони). Тим не менш, є системи, що передають рух до кінематики закрилків через шестерні.

Система повинна мати змогу не допустити асиметрію між лівими та правими секціями закрилків у випадку руйнування трансмісійного валу (що виявляється системою контролю асиметрії) та тримати поверхні в заданому положенні, опираючись на команду вимкнення приводу, коли робота системи непотрібна.

У разі, коли актуатори незворотні, вимоги, зазначені вище, виконуються самі собою. Коли актуатори зворотні (що необхідно для досягнення більшої ефективності системи) виникає необхідність в системі гальм. Існують такі типи гальм:

1. контрольовані гальма на кінцях консолей крила, що розташовані на кінцях трансмісійної лінії поряд з датчиками положення, вони активуються після того, як буде виявлена відмова системи;
2. незворотні гальма, що самоактивуються, встановлені всередині кожного актуатора і спрацьовують у разі, коли вихідний вал переганяє вхідний вал.

Слід зазначити, що більш поширеним варіантом є система з використанням реверсивних актуаторів, реверсивних гальм на кінцях крила і центрально розміщеного приводу, що складається з двох двигунів, тому що це дешевий та ефективний варіант, незважаючи на більше розузгодження між закрилками, що виникає при руйнуванні валу.

1.2 Вибір літака-прототипу

У якості прототипу для виконання даної дипломної роботи будуть розглядатися такі літаки:

1. Ан-148;
2. Sukhoi Superjet 100;
3. Bombardier CRJ;
4. Embraer E-Jet.

Усі вони відносяться до середньомагістральних пасажирських літаків.

Характеристики зазначених літаків для порівняння вказані у таблиці 1.1 (дані взяті з джерел [3], [4], [5], [6])

Таблиця 1.1

	Модифікація літака			
	Ан-148-100А	Sukhoi Superjet 100-95В	Bombardier CRJ 900	Embraer E-175
Екіпаж	2+2(3)	2+2	2+2	2+2
Пасажиромісткість	80	98	88	78
Довжина, м	29,13	29,94	36,20	36,24
Висота, м	8,19	10,28	7,51	10,57
Розмах крила, м	28,91	27,80	24,85	26,00
Площа крила, м ²	87,32	77		72,72
Діаметр фюзеляжу, м	3,50	3,24	2,9	2,74
Ширина салону, м	3,13			
Висота салону, м	2,00			
Максимальна злітна вага, кг	38550	45880	38000	40370
Максимальний запас палива, кгЗ	12050	15805		9335
Вантажопідйомність, кг	9680	12245		10100
Кількість та тип двигунів	2хТРДД Д-436-148	2хТРДД SaM146-1S17	2хТРДД GE CF34-8С5	2хТРДД GE CF34-8Е
Тяга на злітному режимі, кгс	6830	7600	6100	6400
Тип ДСУ	АИ-450-МС	Honeywell RE220		

Продовження табл 1.1

Крейсерська швидкість, км/год	800-870	830	786	797
Практична дальність, км	2100	3048	2400	4000
Практична стеія, м	12200	12200	12500	12500
Питома витрата палива, кг/кГ.год	0,63	0,629	0,67	0,68
Потрібна довжина ЗПС, м	1560	1800		
Експлуатаційні температури (на землі), °С	-55...+45	-55 ...+ 45	-55 ...+ 45	-55 ...+ 45
Клас аеродрому	«В»	«В»		«А»

На літаку Sukhoi Superjet 100-95В [7] керування закрилками здійснюється двоканальною електродистанційною системою. Приводом є електромеханізм з двома вентиляними безконтактними електродвигунами з електромагнітними муфтами гальмування. Обертання приводу передається через систему редукторів і трансмісійних валів до виконавчих шарико-гвинтових механізмів, гайки яких переміщують по рельсах каретки закрилків. Траєкторія руху закрилків визначається механізмом відхилення на рельсах, по яким рухаються секції закрилків.

При відмові одного каналу керування переміщення закрилків здійснюється в повному діапазоні з швидкістю у два рази меншою.

На літаку Bombardier CRJ 900 [8] система керування закрилками приводиться в дію центральним приводом, що складається з двох моторів. Привід приводить до руху закрилки через серію валів, редукторів та актуаторів. Гальма та датчики положення, розташовані на зовнішніх кінцях кожної вітки, забезпечують захист від асиметрії та забезпечують передачу сигналу про положення поверхонь до центрального блоку керування. Якщо один з моторів приводу вийде з ладу, система залишиться функціональною, але буде виконувати

операції зі швидкістю у два рази меншою, про що буде повідомлено пілоту індикатором у кабіні. Система не розділяється на систему керування зовнішніх і внутрішніх закрилків.

На літаку Embraer E-175 [9] система керування закрилками і передкрилками суміщена. Вона контролює 8 поверхонь передкрилків у передній частині крила (по 4 на кожне півкрило) і 4 поверхні закрилків (по 2 на кожне півкрило). Положення закрилків та передкрилків задаються у блок керування через важіль, встановлений на центральному п'єдесталі в кабіні. Таких блоків два, кожен має два канали: один для контролю закрилками, інший – для контролю передкрилками. Система використовує електричну енергію для руху.

І поверхні передкрилків, і поверхні закрилків приводяться до руху електродвигуном (один для передкрилків, інший – для закрилків). Електронні датчики здійснюють моніторинг перекосу між сусідніми панелями закрилків чи передкрилків. Якщо різниця положення більше певної величини, блок керування зупиняє систему керування. Також блок керування здійснює контроль зовнішнього навантаження на електродвигун, у разі його перевищення, блок зупиняє двигун, видає сигнал пілоту. Електродвигуну у цьому разі може бути задана команда від блоку повернути поверхні у вихідне положення.

Вагомою перевагою літака Ан-148 є те, що він може здійснити посадку з повністю прибраною механізацією («гладким крилом»). Це означає, що навіть у разі повної відмови системи літак здатний здійснити посадку з гіршими характеристиками посадки, такими як довжина пробігу по злітно-посадковій смузі, проте, тим не менш, успішно.

Тому система керування закрилками даного літака не розділена на систему керування внутрішніми і зовнішніми закрилками з живленням кожної з них від окремого приводу і окремої траси керування. Такий устрій системи робить її досить легкою і простою, що є вагомих чинником у експлуатації повітряного судна.

Система керування закрилками літака Ан-148 приводиться до руху одним комбінованим приводом. Встановлено чотири шарико-гвинтових підйомники на кожному півкрилі, з'єднаних однією віткою трансмісії.

У даному літаку використано двократне різнорідне резервування. Це значить, що в основному режимі рух системи здійснюється від гідродвигуна у складі комбінованого приводу КПМ-148, а в резервному – електродвигуна у складі цього ж комбінованого приводу. Це дозволяє зменшити взаємний вплив відмов суміжних систем: гідравлічної і електричної. Окрім цього обидві ці системи є споживачами електроенергії першої категорії, мають живлення від аварійної бортової шини, що дає їм привілею отримувати енергію навіть у разі відмови системи.

Як видно з наведених вище даних, Sukhoi Superjet 100, Bombardier CRJ, Embraer E-Jet – аналоги літака Ан-148, що мають подібний устрій системи керування закрилками. Цю систему відносять до типового каналу керування, тому ідеологія побудови системи схожа або навіть однакова усюди, неважливо, якого саме виробництва літак. Системи зазначених вище літаків також мають одну вітку системи керування закрилками. Проте привід закрилків в них не є комбінованим. Це значить, що літак Ан-148 має переваги у надійності відносно відмов системи керування закрилками, порівняно з аналогами. Це робить його оптимальним варіантом прототипу для системи, що проектується в даній дипломній роботі.

У якості літака-прототипу, для якого проектується в даній дипломній роботі система керування закрилками, обрано Ан-148

Ідея подальшого покращення конфігурації системи, зменшення її маси і покращення експлуатаційних характеристик продовжена в науковій частині дипломної роботи.

За рештою показників система керування закрилками літака Ан-148 не гірша за вказані аналоги. Вона дозволяє безперервно контролювати положення закрилків, передбачає випуск та прибирання закрилків у двох режимах.

Система сигналізує про заборону зльоту у разі невиконання умов початку зльоту (кут випуску закрилків не дорівнює злітному режиму, обжаті стійки шасі, при цьому важіль керування двигуном встановлено у злітне положення). Система відключає привід закрилків у разі різниці величин кутів випуску лівого та правого закрилків більше допустимої величини, не допускаючи подальшого руху закрилків, що може призвести до утворення обертальних моментів як відносно повздовжньої, так і відносно вертикальної осі літака. Система керування надає інформацію пілоту про відмови, дає інформацію у суміжні системи літака.

1.3 Опис літака-прототипу



Рис 1.3 Літак Ан-148 у лівореї авіакомпанії «Аеросвіт»

Літак Ан-148 (рис 1.3) [10], [11], [12] спроектований для перевезення на великі відстані відносно невеликої кількості пасажирів. Він може транспортувати ту ж кількість пасажирів, що і Ту-134, але на більшу відстань.

Однією з основних задач при проектуванні літака було зробити його вагу невеликою, тому що платежі за зліт та посадку повітряного судна в аеропорту нараховуються відповідно до його ваги. Окрім цього застарілий Ту-134 мав невідповідності нормам по шуму та шкідливим викидам.

При вирішенні задачі заміни Ту-134 розглядалося декілька варіантів. По-перше, подальший розвиток Ан-140 з подовженням його фюзеляжу, заміни двигунів на турбореактивні, зміни конструкції крила. По-друге, як база для нового літака розглядався Ан-74К-300.

Однак після проведення техніко-економічних розрахунків було прийнято рішення про проектування нового літака не на базі жодного з пропонованих.

Порівняно з Ан-74 новий літак має довший фюзеляж більшого діаметру, іншу конструктивну схему крила, нові двигуни Д-436-148.

При проектуванні літака керувалися ідеологією створення цілого сімейства. Базовою стала модель Ан-148-100, що має довжину фюзеляжу 29.13 м та призначена для перевезення 80 пасажирів при компоновці з кроком крісел 762 мм або 70 пасажирів при компоновці салону з кроком крісел 864 мм. Модель Ан-148-200 має довший фюзеляж, 34,46 метри, і призначена для транспортування 100 пасажирів. Також було передбачено проектування транспортної версії літака Ан-148Т з вантажопідйомністю від 15 до 20 тон, що має бокові вантажні двері та задній люк-рампу, літаків вантажно-пасажирського і спеціального призначення. Принциповою особливістю створення сімейства Ан-148 є використання максимальної уніфікації та спільності агрегатів і компонентів базового літака: крила, оперення, фюзеляжу, силової установки, пасажирського обладнання та обладнання літака.

Під час проектування літака проводилися консультації з провідними компаніями, що можуть стати замовниками великої кількості машин. Спроектвані різні варіанти літака з різною масою та дальністю польоту в межах від 2200 до 5100 км. Проведені маркетингові дослідження показали, що створений літак за своїми техніко-економічними показниками відповідав

вимогам великої кількості авіакомпаній. Крейсерська швидкість літака у різних варіантах сягає 820-870 км/год.

Літак виконаний за схемою високоплану з двома турбореактивними двоконтурними двигунами Д-436-148, що розміщені на пілонах під крилом. Це дозволяє підвищити рівень захищеності двигуна та конструкції крила від пошкодження сторонніми предметами. Наявні допоміжна силова установка, бортова система реєстрації стану літака. Використані надійні системи з високими експлуатаційними якостями. Все це дозволяє використовувати літак Ан-148 на технічно малооснащених аеродромах, у тому числі на ґрунтових злітно-посадкових смугах. Літак може використовуватися на аеродромах на висоті до 3000 м над рівнем моря.

На літаку застосоване сучасне пілотажно-навігаційне та радіо обладнання, використані багатофункціональні індикатори, електродистанційні системи керування польотом літака. Це дозволяє використовувати Ан-148 на будь-яких повітряних трасах у простих та складних метеорологічних умовах, вночі та вдень, у тому числі на маршрутах з високою інтенсивністю польотів при забезпеченні високого рівня комфорту.

Комфорт пасажирів забезпечено на рівні комфорту магістральних літаків. Це досягнуто за рахунок раціональної компоновки і складу сервісних приміщень, глибокої ергономічної оптимізації загального та індивідуального простору пасажирського салону, використання сучасних крісел, дизайну, матеріалів інтер'єру, а також за рахунок створення комфортних кліматичних умов і низького рівня шуму.

За рахунок раціонально підібраної довжини салону, розміщення пасажирів у ряду за схемою 2+3 замовник має змогу отримати різні однокласні та змішані компоновки з салонами економічного, бізнес та першого класу.

Розроблений літак запозичив велику кількість конструктивно-технологічних рішень, що зменшило витрати на його проектування. Застосовано велику кількість уніфікованих компонентів українського та закордонного

виробництва. Літак має високий конкурентний рівень економічної ефективності, технічної та експлуатаційної досконалості.

Технічне обслуговування літака Ан-148 засноване на виконанні вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG-3) і забезпечує підтримання льотної спроможності літака в межах життєвого циклу експлуатації за станом з інтенсивністю 300 годин на місяць з коефіцієнтом готовності не більш як 99,4% при мінімізації витрат на технічне обслуговування (1,3 людино-години на 1 годину нальоту).

Літак Ан-148 створено з забезпеченням вимог, висунутих авіаційними правилами і нормами AP-25, FAR-25, JAR-25, глави IV за шумом і Додатку 16 тому II за емісією авіаційних двигунів.

Літак Ан-148 розроблено на основі CALS-технологій (підхід до проектування та виробництва високотехнологічної та наукомісткої продукції, що полягає у використанні комп'ютерної техніки та інформаційних технологій на всіх стадіях життєвого циклу виробу) і системи якості ISO 9000/9001-2000 з використанням тривимірного проектування у середовищі CADDS-5. Це дозволило збільшити якість конструкторської документації та проектних рішень, зменшити час та витрати у виробничому процесі, а також поліпшити супровід літака у його життєвому циклі.

1.4 Особливості конструкції літака-прототипу

Літак являє собою високоплан. Повітряне судно має 2 турбореактивні двоконтурні тривальні двигуни Д-436-148 виробництва «Мотор-Січ». Вони розташовані у гондолах під крилом. Шасі триопорне, прибирається у польоті. Складається з носової стійки та двох основних опор. Ніші шасі закриваються створками. Літак має допоміжну силову установку AI-450-МС, що встановлена у хвостовій частині фюзеляжу.

Кабіна екіпажу та пасажирський салон – герметичні. На лівому борту розміщені передні і задні входні двері, на правому – передні і задні службові

двері, два люки багажно-вантажних відсіків, що розташовані під підлогою. Усі вхідні та службові двері, а також віконця в кабіні екіпажу можуть бути використані як аварійні виходи.

Крило – стріловидне, розташоване у верхній частині фюзеляжу, має велике подовження, без підкосів, прямокутне у плані на ділянці між нервюрами номер 3 і має трапецевидну форму ділянках від нервюр 3 до нервюр 28. Скомпоноване з надкритичних профілів.

Крило складається з центроплану та двох консольних частин. Навішене до фюзеляжу за допомогою чотирьох вузлів. На крилі встановлені два пілони, до яких кріпляться гондоли двигунів.

Крило має кесонну конструкцію. Кесон утворений лонжеронами, нервюрами та панелями обшивки. Кесони центроплану та консольних частин крила є герметичними паливними баками-відсіками.

Поверхні керування розташовані вздовж переднього та заднього лонжеронів. У носовій частині розташовані носок, що відхиляється (між нервюрами 3-7) та три секції передкрилка. У хвостовій частині крила розташовані двоцелеві (з фіксованим дефлектором) закрилки, що виїжджають. По дві секції на кожному півкрилі. Також на задній кромці розташовані елерони та п'ять секцій інтерцепторів, що відхиляються (гальмівні та глісадно-гальмівні).

На верхніх і нижніх поверхнях крила є експлуатаційні та технологічні люки для обслуговування систем та агрегатів всередині крила. Вони виконані у вигляді відкидних та зйомних панелей, люків та люків-лазів.

На нижній частині крила у негерметичній зоні є отвори для стікання конденсату.

Оперення – однокільове, Т-подібне з нерухомим стабілізатором, що встановлений на кілі. Рулі напрямку та висоти – одноланкові, без аеродинамічної компенсації.

Оперення складається з вертикального та горизонтального оперення, стікача та переднього обтікача.

Вертикальне оперення складається з кіля, руля напрямку та форкіля.

Горизонтальне оперення складається зі стабілізатора та руля висоти, розділеного стікачем на дві половини.

Оперення літака – металічне, частина агрегатів композитна.

Для обслуговування та огляду конструкції і систем передбачені відкидні та зйомні панелі та люки, що закриті кришками.

На нижніх поверхнях стабілізатора, руля висоти, в кореневій нервюрі і кронштейнах навішування руля напряду є дренажні отвори для стікання конденсату.

Фюзеляж являє собою тонкостінну каркасну оболонку циліндричної форми в середній частині і конічної форми з подвійною кривизною у носовій та хвостовій частині.

Каркасна оболонка, що виконана з алюмінієвих сплавів, включає обшивку, що увімкнена у роботу по передачі зусиль, повздовжній силовий набір у вигляді стрингерів та балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів та перегородок, а також підлогу у кабінах.

Поперечний переріз мідельної частини фюзеляжу – круглий.

Два технологічні роз'єми по шпангоутам 12 та 31 умовно ділять фюзеляж на три частини: носову, середню і хвостову.

Для попередження утворення зон, де застоюється волога, що може призвести до корозії, у фюзеляжі присутній дренаж.

У фюзеляжі розміщені кабіна екіпажу, транспортна кабіна, відсік кріплення оперення та відсік ДСУ.

Загальний вигляд літака Ан-148 показано на рисунку 1.4.

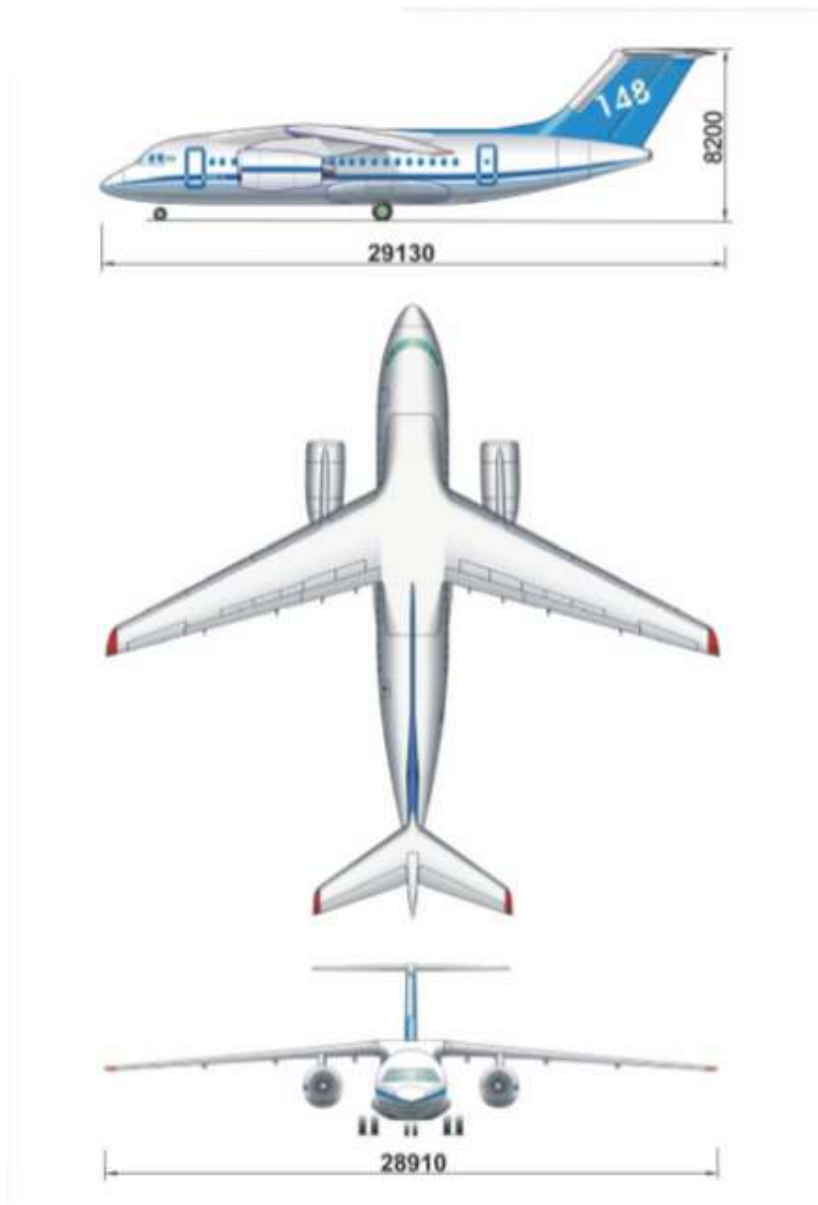


Рис. 1.4 Загальний вид літака

1.5 Система керування закрилками. Опис та робота

1.5.1 Загальні відомості

Подальша інформація узята з [13].

Класична схема приводу закрилків складається з приводу, що пов'язаний трансмісією з гвинтовими підйомниками. Зазвичай кінцеві та внутрішні секції закрилків мають окремі привід та трансмісію. Це робиться для підвищення

стійкості приводу до відмов. Літак Ан-148 має по дві секції закрилків на кожному півкрилі. Привід один на дві секції. Це зроблено з метою економії ваги і тому, що навіть при відмові у системі керування закрилками літак здатний виконати посадку з гладким крилом.

Канал керування закрилками є так званим типовим каналом керування. Тому елементи, що використовуються у ньому, максимально уніфіковані, а сама концепція побудови системи спільна для багатьох представників авіабудування не тільки українського, але і закордонного.

Електродистанційна слідкуюча система керування закрилками, що проектується, призначена для випуску та уборки закрилків у двох режимах - основному та резервному.

В основному режимі керування виконується за допомогою переміщення рукоятки блоку РКЗП (рукоятка керування закрилками і передкрилками).

У резервному режимі керування здійснюється від натискного перемикача "ПРИБИРАННЯ - ВИПУСК" під кришкою "закрилки" на щитку "РЕЗЕРВ", що розташований на центральному пульті.

Система забезпечує виконання таких функцій:

1. контроль поточного стану закрилків по кадру "КОНФ" на БФІ (багатофункціональний індикатор);
2. сигналізація заборони зльоту "ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО", "ЗАКРИЛКИ ПЕРЕВІР" – у ситуаціях, коли при закрилки не випущені на злітний кут, стійки шасі обтиснуті або важелі керування двигуном у знаходяться у злітному положенні;
3. відключення приводу і стопоріння лівого і правого закрилків в разі, коли неузгодженість по кутах відхилення між ними більше допустимого;
4. видача сигналів в СКЗЛО (система управління загальнолітаковим обладнанням) на формування повідомлень "ЗАКРИЛКИ ОСН. УПР -

ВІДМОВА", "АСИМЕТРІЯ ЗАКРИЛКИ" на індикаторах КСЕІС (комплексна система електронної індикації та сигналізації);

5. видача інформації про характерні положення закрилків в суміжні системи за допомогою СКЗЛО.

Передбачається передача сигналів по безпосереднім зв'язкам в систему керування носками, що відхиляються, і передкрилками, в гідросистему, в систему СКЗЛО.

1.5.2 Склад системи керування закрилками

Система керування закрилками, що проектується в даному дипломному проекті, складається з таких компонентів [13]:

1. блоку керування та контролю закрилків;
2. блоку ручки керування «ПРЕДКР – ЗАКРИЛКИ»
3. комбінованого приводу механізації;
4. пульта резервного керування закрилками «РЕЗЕРВ»;
5. блоку резисторів;
6. протиуборного гальма;
7. шарико-гвинтових підйомників
8. кутових редукторів з муфтою обмеження моменту;
9. редукторів;
10. трансмісії закрилків (карданні вали з опорами).

Система керування закрилками є споживачем першої категорії за постійним струмом напругою 27 В і живиться від аварійних шин АВШ1 і АВШ2 лівого і правого РУ 27 В і від аварійної шини АВШ2 ЦРУ 27 В. Споживання робочої рідини приводу КПМ-148Н відбувається від ГС2. Робочою рідиною гідросистеми є НГЖ-5У.

Креслення управління закрилками наведено в Додатку А.

1.5.3 Опис конструкції системи, що проектується.

Подальша інформація узята з [13].

Система призначена для керування двома секціями закрилків на кожному півкрилі, які пов'язані з комбінованим приводом механічною трансмісією, карданними валами, що обертаються, і редукторами з шарико-гвинтовими підйомниками.

На кінцях трансмісії встановлені протиударні гальма (ПУГ), датчики зворотного зв'язку і асиметрії - блок резисторів (БР), електрично пов'язані з блоком керування і контролю закрилків (БККЗ).

Комбінований привід механізації (КПМ) має два двигуни: гідравлічний і електричний.

Система управління закрилками (СКЗ-148) працює на зльоті і посадці в двох режимах - основному і резервному.

Перехід з одного режиму на інший здійснюється за допомогою перемикача режиму роботи "ЗАКРИЛКИ. ВКЛ - ВИКЛ" на пульті резервного режиму.

В основному режимі використовується електродистанційна система управління, що забезпечує слідкуюче керування випуском і уборкою закрилків в положеннях, заданих за допомогою рукоятки РКЗП.

В основному режимі обертання валів трансмісії здійснюється від гідравлічного двигуна КПМ.

Рукоятка РКЗП повинна фіксуватися на відмітках шкали рукоятки, що відповідають положенням закрилків в прибраному положенні: злітного - 10° і 20° і посадкового - 40° .

У резервному режимі керування випуском і прибиранням закрилків здійснюється від натискного перемикача "ЗАКРИЛКИ. ПРИБИРАННЯ - ВИПУСК" на пульті резервного режиму з контролем положення закрилків на екранах індикаторів БФІ системи КСЕІС (кадр "КОНФ"). У резервному режимі обертання трансмісійних валів виконується від електродвигуна приводу КПМ.

При відмовах в основному і резервному режимах управління СКЗ-148 забезпечує зупинку і гальмування приводу КПП, стопоріння і утримування закрилків за допомогою ПУГ. Це відбувається у таких ситуаціях:

1. асиметрія закрилків при відхиленні;
2. мимовільне переміщенні закрилків від заданого положення;
3. рух закрилків в напрямку, протилежному заданому.

При увімкненні ПУГ керування закрилками відключається в обох режимах управління.

Усунення причини відмови повинно відбуватися лише на землі, після чого проводиться розгальмовування ПУГ зі спеціального пульту.

Захист трансмісії закрилків від перевантаження приводом при заклинюванні виконують муфти обмеження моменту (МОМ), встановлені на ділянці між виходом приводу і першими підйомниками. Муфти відрегульовані на передачу номінального крутного моменту для запобігання ушкоджень трансмісії і агрегатів системи.

Положення закрилків відображається на екранах КІСС (комплексний індикатор систем сигналізації) і БФІ (кадр "КОНТР") за показаннями трьох датчиків положення закрилків (один датчик БР - на приводі, два - по кінцях трансмісії).

З блоку БККЗ на індикатори БФІ і КІСС через СКЗЛО видаються дискретні сигнали про стан системи управління та її агрегатів.

Система СКЗЛО формує і видає на індикатори БФІ і КІСС сигнали: "ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО", "ЗАКРИЛКИ ПЕРЕВІР", які показують, що закрилки не перебувають у злітному положенні. При цьому рукоятка РКЗП встановлена в одне зі злітних положень або стійки шасі обтиснуті або важіль керування двигуном встановлений у злітне положення.

У аварійний реєстратор – бортовий прилад реєстрації (БПР) - надходить інформація про стан закрилків, що зчитується з датчиків БР, що знаходяться на кінцях трансмісії.

Компоненти кінематики системи управління закрилками (СКЗ-148) розташовані уздовж заднього лонжерона крила.

Обертання валу електродвигуна (робота в резервному режимі) або валу гідромотора (в основному режимі) комбінованого приводу механізації передається за допомогою його диференціального редуктора на трансмісію, що складається з карданних валів і опор.

Карданні шарніри і шліцьові з'єднання, що ковзають, забезпечують нормальну, без заїдань, роботу трансмісії при пружних деформаціях крила.

Шарико-гвинтові підйомники складаються з редуктора і ходової пари "гвинт-гайка" з кульками в різьбовій канавці для зменшення опору переміщенню гвинта.

Структурна схема керування закрилками наведена в додатку А.

1.5.4 Робота системи керування закрилками

Подальша інформація узятая з [13].

1.5.4.1. Основний режим

Керування випуском і прибиранням закрилків в основному режимі - слідкуюче. Кут відхилення закрилків визначається положенням рукоятки керування закрилками і передкрилками (РКЗП).

РКЗП пов'язаний з БР, що розташовується на ньому. При переміщенні РКЗП на випуск закрилків, у блок контролю і керування закрилками (БККЗ) надходить сигнал з двох потенціометричних датчиків, що розташовані у БР. Величина цього сигналу пропорційна куту відхилення РКЗП. Керуючий сигнал $U_{дз}$, що задається і надходить у БККЗ, розраховується як середнє арифметичне значення сигналів з датчиків.

По кінцям трансмісії також розташовані БР по одному з кожної сторони. Ці датчики видають сигнали зворотного зв'язку $U_{зз}$, тобто сигнали про реальне положення закрилків. Величина сигналу зворотного зв'язку обчислюється як середнє арифметичне значення показань датчиків з лівого та правого півкрила. В

результаті неузгодження, що виникло між $U_{ДЗ}$ і $U_{ЗЗ}$, БККЗ видає сигнали в гідросистему на включення насосної станції (НС), клапана подачі тиску і клапана випуску. Клапани відкриваються, гідромотор комбінованого приводу механізації (КПМ) розгальмовується і його вихідний вал починає обертатися в напрямку, відповідному випуску закрилків. Обертання валу через пов'язані з ним трансмісійні вали передається на шарико-гвинтові підйомники закрилків і через редуктори - на блоки резисторів. При обертанні гвинтів підйомників по ним переміщуються гайки і відхиляють шарнірно пов'язані з ними закрилки.

При цьому в БККЗ надходить сукупність сигналів з різних точок системи. Надходять такі сигнали:

1. з КПМ - сигнал розгальмованого стану гідроприводу, сигнали зняття блокування прибирання і блокування випуску;
2. з лівого і правого ПУГ - сигнали їх розгальмованого стану;
3. з датчиків асиметрії положення (ДАП) закрилків - сигнали $U_{ДАП}$, величина яких пропорційна кількості обертів трансмісійного валу. Датчики розташовані в БР по кінцях трансмісії.

Кут відхилення закрилків (δ_3) в цифровому вигляді і у вигляді мнемосигналів відображається на екранах КСЕІС. Інформацію для КСЕІС формує СКЗЛО на основі аналізу сигналів від трьох датчиків, два з яких розташовані в блоках БР, встановлених по кінцях трансмісії, і один (датчик положення) встановлений в КПМ. Сигнали з цих датчиків через СКЗЛО надходять також в бортову систему технічного обслуговування (БСТО), а з інших датчиків блоків БР - у бортовий пристрій реєстрації параметрів (БПР).

По мірі випуску закрилків неузгодженість між $U_{ДЗ}$ і $U_{ЗЗ}$ зменшується і при різниці значень сигналів, що дорівнює певному мінімальному значенню (0,6%), БККЗ знеструмлює клапан подачі тиску, клапан випуску і видає сигнал в гідросистему на відключення насосної станції (НС). Вихідний вал КПМ загальмовується і в БККЗ надходить сигнал його загальмованого стану.

При переміщенні РКЗП на прибирання закрилків знову з'являється неузгодженість між $U_{дз}$ і $U_{зз}$, але протилежного знаку, в результаті чого вмикається НС, клапан подачі тиску і клапан прибирання. Вал приводу розгальмовується і починає обертатися в напрямку, відповідному прибиранню закрилків, поки неузгодженість між $U_{дз}$ і $U_{зз}$ не досягне мінімального значення.

Одночасно з початком випуску закрилків ($\delta \geq 3^\circ$) в систему керування передкрилками (СКП) надходить сигнал їх відхиленого положення.

При повністю випущених або повністю прибраних закрилках розмикаються відповідні контакти мікроперемикачів приводу, в результаті чого знеструмлюється ланцюг управління КПМ, і тим самим блокується подальше обертання його вихідного валу.

БККЗ здійснює контроль справності системи і симетричності положення закрилків при їх випуску і прибиранні. Виявлені відмови реєструються в незалежній пам'яті блоку і в БСТО.

При несправності в ланцюгах будь-якого з датчиків, що задають сигнал, (лівого або правого) або якщо різниця значень сигналів з датчиків перевищує 3,5%, БККЗ знеструмлює клапани і видає в СКЗЛО сигнал для індикації на екрані КІСС повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" (при цьому індикація супроводжується звуковим сигналом).

На кадрі "КОНФ" БФІ має з'явитися це ж повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР – ВІДМОВА"

При несправності в ланцюгах одного з датчиків зворотного зв'язку (лівого або правого) або якщо різниця значень сигналів з датчиків перевищує 3,5%, БККЗ видає через СКЗЛО в БСТО сигнал "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ" і далі аналізує стан таких пар датчиків:

1. датчиків асиметрії положення лівого правого;
2. датчику зворотного зв'язку лівого і датчику асиметрії положення правого;

3. датчику зворотного зв'язку правого і датчику асиметрії положення лівого.

Якщо є пара датчиків, в ланцюгах яких не виявлена несправність і різниця значень сигналів, що видаються ними, не перевищує допустиму (3,5%), то формується сигнал зворотного зв'язку. Якщо не виконується хоча б одна з цих умов для перерахованих пар датчиків, то БККЗ виконує такі дії:

1. знеструмлює клапани подачі тиску;
2. видає в СКЗЛО сигнал на індикацію повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" (КІСС, МФІ) та формує в БСТО сигнал "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ";
3. знімає сигнал увімкнення НС;
4. блокує режим резервного управління;
5. видає сигнал на включення ПУГ і після надходження сигналів їх загальмованого стану видає в СКЗЛО сигнал на індикацію повідомлення "АСИМЕТРІЯ ЗАКРИЛКИ" (КІСС, БФІ), що супроводжується звуковим сигналом.

Аналогічну комутацію БККЗ здійснює, якщо закрилки прибираються при подачі сигналу керування на клапан випуску або випускаються при подачі сигналу управління на клапан прибирання.

Розблокування управління закрилками здійснюється на землі після усунення причини, що викликала їх стопоріння, відключенням автоматів захисту "ЗАКРИЛ ОСНОВН УПРАВЛ" і "ЗАКРИЛКИ СИГНАЛ".

Розгальмовування ПУГ відбувається при натисканні кнопки на пульті розгальмовування. Спочатку розгальмовується лівий ПУГ, потім правий, після чого на пульті висвічується табло "ПУГ РОЗГАЛЬМОВАНО".

При надходженні з БККЗ сигналів на включення клапана подачі тиску і клапана випуску (прибирання) мікроперемикач гідроприводу протягом однієї секунди повинен перемкнутися з положення "загальмований" в положення "розгальмований". Якщо цього не відбудеться, то блок видає сигнал на індикацію

повідомлень "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" (КІСС, БФІ) без зняття сигналів з клапанів і реєструє відмову "Несправність гідроприводу". Якщо датчик переключиться в положення "розгальмований", повідомлення "ЗАКРИЛКИ - ОСН УПР ВІДМОВА" зникне.

Якщо протягом однієї секунди після зняття сигналів з клапанів стан мікроперемикач гідроприводу з розімкнутого ("розгальмований") не зміниться на замкнутий ("загальмований"), в БСТО надійде сигнал "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ".

У разі виникнення самовільного ходу закрилків (при незмінному положенні РУЗП) різниця $U_{ДЗ} - U_{ЗЗ}$ може перевищити 3,5%. Тоді БККЗ вмикає клапани подачі тиску, вал приводу обертається в напрямку зменшення цієї різниці і при досягненні значення 0,6% гідропривід відключається, а в програмний лічильник самоходу вноситься одиниця.

Якщо цикли включення і відключення гідроприводу при незмінному $U_{ДЗ}$ повторяться більше шести разів, БККЗ видає через СКЗЛО в БСТО сигнал "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ", а в незалежній пам'яті блоку зареєструється повідомлення "Лічильник самоходу більше або дорівнює 6".

При індикації повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" і формуванні сигналу "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ" в БККЗ відбувається самоблокування сигналів, що викликали їх появу, а в незалежну пам'ять блоку заноситься відповідна відмова.

Самоблокування повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" не відбувається у таких випадках:

1. при переході на резервний режим роботи (при поверненні на основний режим повідомлення зникає);
2. відсутній сигнал розгальмованого стану гідроприводу протягом однієї секунди з моменту подачі сигналів керування на клапани (після появи сигналу повідомлення зникає);

3. відсутня одна з напруг живлення блоку (при надходженні напруги живлення табло вимикається).

Сигнал "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ» не самоблокується у таких випадках:

2. відсутній сигнал розгальмованої стану гідроприводу протягом однієї секунди з моменту подачі сигналів керування на клапани (після появи сигналу повідомлення зникає);
2. відсутня одна з напруг живлення блоку (при відновленні живлення повідомлення зникає).

1.5.4.2. Резервний режим

Резервний режим вмикається встановленням перемикача режиму (під кришкою "ЗАКРИЛКИ" на щитку "РЕЗЕРВ") в положення "ВКЛ". При натисканні іншого перемикача під цією ж кришкою в положення "ВИПУСК" або "ПРИБИРАННЯ" керуючі сигнали через релейну коробку закрилків надходять на електродвигун приводу. Гальмівна муфта електродвигуна розгальмовується і вихідний вал обертається в заданому напрямку. При відпущенні перемикача (знеструмленні електродвигуна) гальмівна муфта загальмовує вал.

У крайніх положеннях закрилків ланцюги керування електродвигуном розмикаються мікроперемикачами, встановленими в приводі.

При переході на резервний режим при справному основному на КІСС з'являється повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" і блокується увімкнення електромагнітних клапанів.

У резервному режимі здійснюється самоконтроль блоку, контроль справності елементів СКЗ і контроль симетричності положення закрилків.

Якщо при нейтральному положенні перемикача відбуватиметься рух (самохід) закрилків на 5% в будь-якому напрямку, то блок видає сигнал на включення ПУГ і в СКЗЛО - сигнал на індикацію повідомлення "ЗАКРИЛКИ ОСН УПР - ВІДМОВА" (КІСС, БФІ) та формування сигналу "ЗАКРИЛКИ - НЕСПРАВНІСТЬ" в БСТО. Після надходження в БККЗ сигналу загальмованого

стану обох ПУГ блок видає в СУЗЛО сигнали на індикацію повідомлень "АСИМЕТРІЯ ЗАКРИЛКІВ" (КІСС, БФІ).

Аналогічну комутацію БККЗ здійснює в разі переміщення закрилків на прибирання при натиснутому перемикачі в положення "ВИПУСК" або в разі їх переміщення випускання при натиснутому перемикачі в положенні "ПРИБИРАННЯ" на величину, що перевищує 3,5%.

1.6 Вимоги до системи керування закрилками

1.6.1 Вимоги до механічної частини

Механічна частина системи керування закрилками повинна перетворювати обертання вихідного валу приводу у синхронний поступальний рух шарико-гвинтових механізмів, які у свою чергу приводять до відхилення закрилків у необхідному напрямі.

Зв'язок між шарико-гвинтовими підйомниками та приводом забезпечено за рахунок карданних валів. Довжина кожного з валів не повинна перевищувати 1.2 м. Опори валів та підшипники карданів змащують самі себе. Вони мають тверде змащувальне покриття, яке відкидає необхідність у пластичній постійно поновлюваній змазці. Між гвинтом та гайкою шарико-гвинтового підйомника застосоване покриття «бронза-фторопласт-графіт», що забезпечує надзвичайно велику зносостійкість механізму.

Вали трансмісії повинні працювати навіть при найвищих моментах, що виникають у системі керування, а редуктор повинен мати муфту обмеження моменту, яка запобігає його виходу з ладу при відмовах, коли в системі керування починає діяти крутний момент, більший за номінальний.

На кінцях трансмісії встановлені гальма, датчики асиметрії та механізми кінцевих вимикачів.

Повинне бути забезпечене обслуговування механічної трансмісії за станом: проводиться періодичні огляди з подальшою заміною виявлених деталей

та агрегатів, що мають відмову. Допустимі величини зміни люфтів, тертя та інших характеристик спочатку визначаються теоретично, а потім перевіряються за допомогою проведення випробувань на працездатність на втомну міцність, а також порівнюються зі статистичними даними, отриманими на основі досвіду експлуатації.

1.6.2 Вимоги до електричної проводки

Кожний канал системи керування закріпками повинен мати незалежну електропроводку, що рознесена по двом бортам фюзеляжу: перший канал – зліва, другий – справа. Проводка по задньому лонжероні крила повинна розташовуватися у різних джгутах для кожного каналу з віддаленням джгутів не менше, ніж 100м. БККЗ-140 розташовується у негерметичній частині фюзеляжу – у залізі крила за фюзеляжем з лівої сторони.

1.6.3 Вимоги до радіоелектронного захисту

Напруга індустриальних радіоперешкод, що створюється електродвигунами, гальмами та датчиками, не повинна перевищувати значень, наведених у ГОСТ В 8.25.803-83. Перехідний опір вузлів металізації повинен задовольняти вимоги ОСТ 01025-82. Привід повинен мати змогу працювати в умовах статичної електрики і блискавки у відповідності до ОТТ-86 та АП-25.

1.6.4 Вимоги до живучості та стійкості системи до зовнішніх факторів

Виконання складених виробів приводу – загальнокліматичне, клас 3, група 3.2 по ГОСТ В 20.39.304-76. Привід встановлюється у негерметичному відсіці.

Привід має бути міцним, стійким до впливу зовнішніх факторів і відповідати додатку п.3.1 до ОТТ-86. Вібростійкість забезпечується конструкцією виробу і застосуванням матеріалів та покриттів, що рекомендовані інструкціями ВІАМ №842-63 та ВІАМ№850-76.

Привід повинен зберігати працездатність після впливу на нього штатних дегазуючих, дезактивууючих та дезінфікуючих засобів.

1.6.5 Експлуатаційні режими роботи

Режим роботи системи керування закрилками – тривалий. Система повинна бути увімкнена впродовж усього польоту, а також на землі, після того, як буде увімкнений струм.

Режим роботи приводу та трансмісії повторно-короткостроковий з перервами між циклами не менше, ніж 2 хвилини. Один цикл включає в себе випуск та уборку закрилків у задане положення при зльоті та посадці, перевірках на землі з зупинками в кожному фіксованому положенні ручки керування закрилками.

Трансмісія впродовж польоту знаходиться під дією зовнішнього навантаження. Кількість циклів за один політ дорівнює трьом, один з них – це наземне обслуговування. Слід зазначити, що циклом вважається повний або неповний випуск, а потім прибирання закрилків у положення «0».

Середня тривалість польоту – 1.5 години.

Відношення між увімкненням системи керування закрилками в основному та резервному режимах роботи складає 10:1.

1.6.6 Вимоги до довговічності та можливості зберігання

Система має бути пристосована до експлуатації «за станом» у межах призначеного ресурсу без проведення планових ремонтів за напрацюванням. Розробник призначає метод технічної експлуатації «за станом» або «за ресурсом». При цьому

1. ресурс до першого ремонту та міжремонтний ресурс – не менше, ніж 15000 літних годин (при строці служби 10 років);
2. призначений ресурс – не менше 60000 тисяч літних годин;
3. строк служби – 30 років;

4. призначений початковий ресурс – не менше, ніж 2500 літніх годин впродовж 5 років.

Призначений строк зберігання комплектуючих в упаковці виробника – 2 роки.

Строк тривалого зберігання - 6 років.

1.6.7 Вимоги до здатності до ремонту

Система керування повинна відповідати вимогам ГОСТ 23660-74, ГОСТ В 28.101-80, ГОСТ В 20.39.1904-76, ГОСТ В 20.39.302-76.

Відновлення на борту літака в умовах експлуатації повинне забезпечуватися заміною комплектуючих з подальшою перевіркою всієї системи в цілому.

Програма забезпечення надійності у відповідності до ГОСТ В 20.39.301-76 та ГОСТ В 20.39.302-76 розробляється в цілому на об'єкт.

1.6.8 Вимоги до безпеки

У конструкції системи керування закрилками не допускається застосування легкозаймистих елементів, що підтримують горіння елементів, матеріалів речовин, покриттів.

Конструкція має виключати можливість потрапляння електричної напруги на зовнішні металічні частини.

Пожежна безпека забезпечується природною (крило) або примусовою (центроплан) циркуляцією відсіків, де розташовані агрегати системи керування закрилками з п'ятикратним обміном повітря за хвилину.

1.6.9 Вимоги до здатності до контролю

Система керування закрилками забезпечує можливість вбудованого контролю за ОСТ1 00698-81 у польоті чи на землі при технічному обслуговуванні, а також наземну перевірку чи налаштування за допомогою перевірного пульта ПП-СЕУЗ другої серії.

РОЗДІЛ 2

НАУКОВА ЧАСТИНА

2.1 Аналіз новітніх рішень щодо побудови системи керування закрилками

На сьогоднішній день переважна кількість систем керування закрилками сучасних середньомагістральних літаків складаються з центрального приводу та двох пар закрилків на кожному півкрилі. Обертання до них передається через систему трансмісійних валів. Механізми, що забезпечують кінематику руху закрилків, різноманітні. Завжди присутні датчики, що здатні визначити такі відмови [14]:

1. асиметрію – різниця кутових відхилень лівого та правого закрилків;
2. заїдання системи – значно менша швидкість руху, що зумовлена заклинюванням передач;
3. незбіг сигналу датчика, що задає положення, і датчика зворотного зв'язку;
4. занадто велика швидкість руху;
5. рух, що не задавався пілотом.

Руйнування структури трансмісійного валу може призвести до зупинки роботи цілої системи. Саме тому останнім часом пропонується [16] використовувати системи, в яких кожна секція закрилків приводиться до руху окремими електричними актуаторами без використання трансмісійних валів. Як вказує автор статі, це може допомогти досягти таких покращень:

1. підвищити функціональність;
2. зменшити масу системи;
3. зменшити час обслуговування;
4. зменшити витрату енергії;
5. покращити виробництво та складання системи.

Проте при цьому система з окремим керуванням кожного актуатора має значно більше компонентів, що працюють паралельно, тому потребує контролю за забезпеченням симетричної роботи для того, щоб відповідати вимогам безпеки.

На сьогоднішній час використовуються електромеханічні та електрогідравлічні актуатори.

Електрогідравлічний актуатор – це гібридний пристрій в єдиному корпусі. Цей пристрій використовує гідравлічний силовий циліндр для руху аеродинамічної поверхні. Він живиться від електричної системи живлення, а блок контролю і моніторингу відсилає сигнали до блоку керування.

Вхідний сигнал надходить на блок керування, передає сигнал на сам актуатор, де електродвигун, обертає гідравлічний насос, а той у свою чергу забезпечує рух силового циліндра. Схема електрогідравлічного актуатора наведена на рисунку 2.1

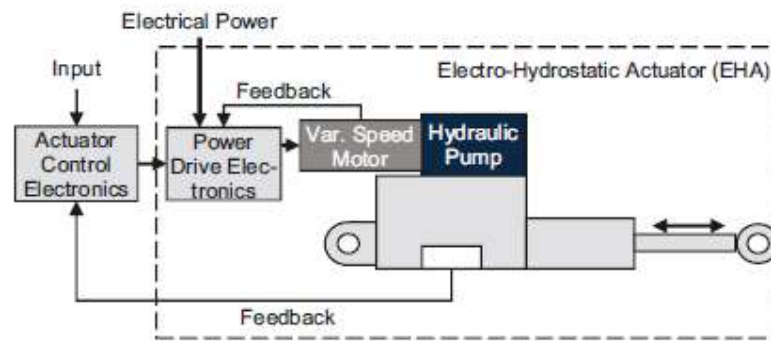


Рис 2.1 Схема електрогідравлічного актуатора

Електромеханічний актуатор напряму перетворює енергію в механічний рух. Порівняно з електрогідравлічним актуатором, тут електромотор і насос замінені електричним мотором і редуктором для руху шарико-гвинтового підйомника. Загалом швидкість дії електромеханічних актуаторів менша за швидкість електрогідравлічних, проте вона знаходиться в межах вимог, що ставляться до систем керування закрилками. Основним недоліком такого актуатора є заклинювання, що спричиняє відмову системи вцілому.

Схема електромеханічного актуатора наведена на рисунку 2.2

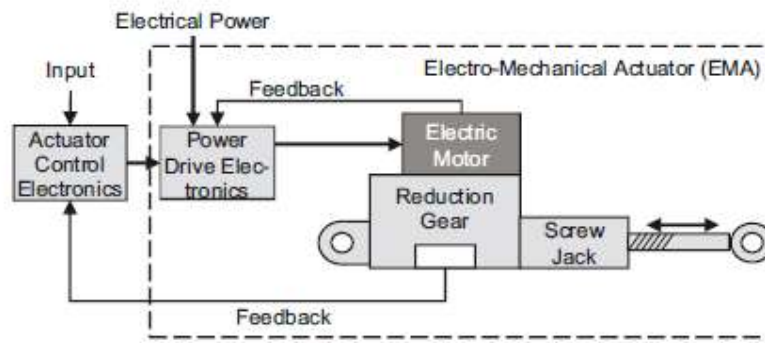


Рис 2.2 Схема електромеханічного актуатора

Зазначена стаття [16] пропонує декілька можливих архітектур побудови системи керування закрилками та порівнює їх між собою, при цьому оговорюючи, що можуть бути використані як електрогідравлічні, так і електромеханічні актуатори.

Архітектура 1

Схема системи наведена на рисунку 2.3

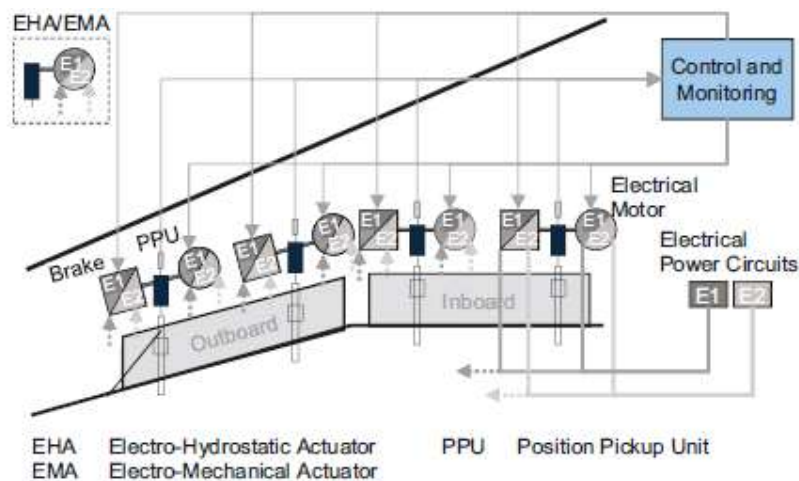


Рис 2.3 Архітектура побудови системи з окремими актуаторами.

Як видно з рисунку, на кожен закрилок припадає два актуатори, що не залежать один від одного. На кожному з них встановлені датчики зворотного

зв'язку та гальма. Сигнали з датчиків надходять до блоку контролю та моніторингу. Живлення двигунів та гальм відбувається від різних електричних систем. В такій системі багато сигналів, що надходять до блоку. Основним завданням є контроль розподілених гальм та моторів для недопущення відмов.

Архітектура 2

Схема системи наведена на рисунку 2.4

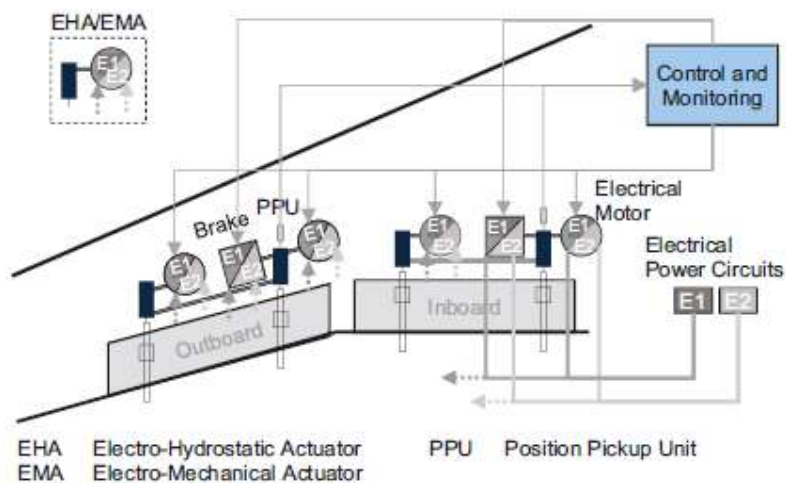


Рис 2.4 Архітектура побудови системи з окремими актуаторами та спільними валами та гальмами

Ця архітектура є розвитком попередньої. Тут два приводи на кожній секції закріпів поєднані між собою спільним валом. Це дозволяє отримати синхронізацію руху обох актуаторів. На кожен секцію закріпки є лише один датчик зворотного зв'язку та гальмо. Якщо один з актуаторів вийде з ладу, другий може продовжувати рух закріпки. Порівняно з першою системою прибрано значну кількість елементів та кабелів, зменшується кількість завдань для контролю.

Архітектура 3

Схема системи наведена на рисунку 2.5

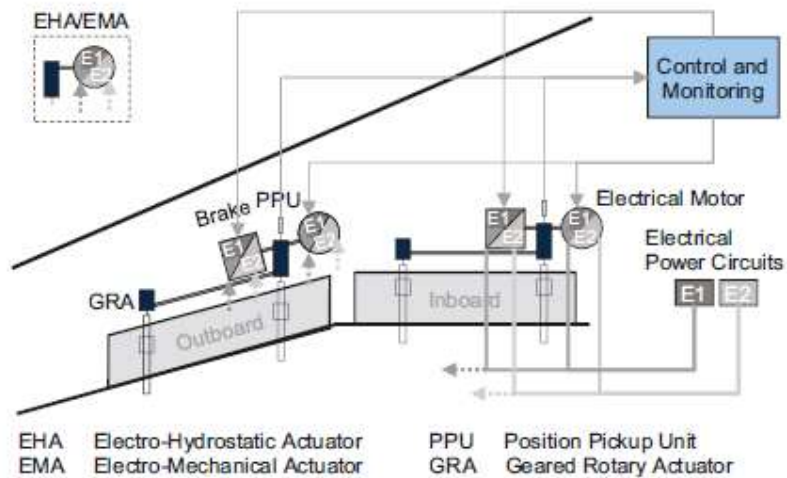


Рис 2.5 Архітектура побудови системи зі спільним приводом актуаторів на одній секції, гальмом і датчиком

Наступний крок у розвитку ідеї – використання тільки одного електричного мотору. Для покращення надійності він працює від двох незалежних електросистем. Мотор обертає один актуатор, а на інший момент приходить через вал та редуктор.

Результатом даного дослідження [17] є те, що за сумою показників надійності, маси і вартості використання найкращим варіантом є архітектура 3, що використовує електромеханічний актуатор. Проте значним недоліком електромеханічного актуатора є можливість його заклинювання.

При системному проектуванні літального нового літального апарату слід було б провести комплексну оцінку, яку саме архітектуру обрати. Адже у наведеному вище дослідженні враховані маси трубопроводів або електричних кабелів, але не враховані маси акумуляторних батарей або втрати потужності силової установки при її відборі на електросистему. На даний час технології батарей стрімко розвиваються, що дозволяє отримувати більшу ємність батарей при меншій масі. Проте, як показала практика експлуатації батарей на Boeing 787, існує значна імовірність їх загоряння.

Тому при проектуванні нового літака дані архітектури необхідно було б запроваджувати, підходячи до питання комплексно, опираючись на економічну

ситуацію (наприклад, ціни компонентів, можливість їх поставки малою або великою серією, стан наукових розробок як, наприклад, ємність батарей на момент розробки літака).

Слід зазначити, що у найновітніших літаках досі не має єдиного підходу до побудови системи. Так Airbus A350 використовує електрогідравлічні актуатори, Boeing 787 – електричні.

В даній роботі система проектується на основі прототипу. До її беззаперечних переваг слід віднести:

Перевагами існуючої системи керування закрилками є:

1. невелика кількість датчиків і простота логіки побудови;
2. різноманітність систем живлення приводу механізації при двократному резервуванні, що підвищує надійність системи в цілому.
3. можливість літака здійснювати зліт і посадку навіть при відмові системи керування закрилками.

Внесення ідеологічних змін в побудову системи призведе до значних переробок сумісних систем, їх перепроєктування, сертифікації.

Саме тому в подальшому будуть описані шляхи покращення масових та експлуатаційних характеристик системи керування закрилками літака-прототипу Ан-148.

2.2 Обґрунтування необхідності зміни конструкції трансмісійних валів порівняно з системою керування літака-прототипу

На літаку-прототипі Ан-148 використані трансмісійні вали, зроблені з алюмінієвого сплаву Д16Т. Дана марка матеріалу широко використовується в авіації. Проте сучасні технології дозволяють замінити даний матеріал на матеріали з кращими характеристиками ваги, питомої міцності, корозійної стійкості.

Для заміни матеріалу Д16Т пропонується використати вуглепластик. Обране вуглеволокно – Т700. Воно широко використовується у машинобудуванні. Має порівняно невелику ціну та прийнятні характеристики.

Порівняно з валом з алюмінієвого сплаву виконаний з вуглепластику вал буде мати такі переваги [17]:

1. Набагато менший рівень шуму, вібрацій і коливань при роботі.

Через те, що матеріал має матрицю з епоксидної смоли, композитний вал має прекрасні характеристики гасіння вібрацій.

2. Вали з композитного матеріалу мають набагато більшу критичну частоту обертання, ніж вали з алюмінію, сталі чи титану.

Вуглепластик має набагато меншу питому вагу, тому вали, виконані з нього мають кращі інерційні характеристики.

3. Набагато менша вага.

Спроектвані з вуглепластику вали – це найлегший варіант конструкції, що можна придумати. Менша маса, що обертається означає менший момент інерції при обертанні, а отже і менші втрати моменту при передачі його до виконавчого механізму.

4. Вуглепластиковий вал здатен сприймати різкі прирости у крутному моменті

Будь-який вал при передачі крутного моменту деякою мірою скручується. Вал з вуглеволокна можна спроектувати таким чином, щоб він мав достатню велику гнучкість при скручуванні порівняно з металевим валом того ж діаметру. При цьому після зняття навантаження у валу не залишається пластичних деформацій. Ця характеристика дозволяє згладити різкі стрибки у величині крутного моменту та подовжити строк служби валу та інших компонентів передачі.

5. Довший життєвий цикл валу

Часто карданні вали мають зварні шви. У конструкції валу літака-прототипу застосоване болтове з'єднання, яке також сприймає крутний момент. Це концентратор напруги, а отже місце можливої втоми матеріалу. Композит з

вуглеволокна має надзвичайно високу втомну міцність, правильно спроектований такий вал матиме набагато довший життєвий цикл, ніж вал з алюмінієвого сплаву.

6. Значно більша міцність на скручування композитних валів.

7. Навіть при руйнування валу з композитного матеріалу немає небезпеки руйнування елементів, що знаходяться поруч.

Вал приводу закрилку знаходиться у зоні, де розташовується багато комунікацій. Тож, навіть якщо відбудеться його руйнування, важливо, щоб не постраждали розміщені поруч агрегати літака. Під час руйнування вал просто стає набором незв'язаних волокон, але не розлітається осколками, спричиняючи шкоду навколишнім об'єктам.

8. Висока корозійна стійкість

Вал з вуглепластику не кородує. Він має дуже низьку електрохімічну активність. Існує інша проблема, що якщо поряд з деталлю з вуглеволокна знаходиться, наприклад, сталева деталь, присутня волога, а вона буде присутня, бо привід знаходиться у негерметичній зоні, то виникає гальванічна пара, у якій деталь з вуглеволокна буде катодом і приведе до того, що сталева деталь буде активно руйнуватися корозією. Дана проблема вирішується застосуванням одного або декількох шарів скловолокна у конструкції валу. Воно інертне, розділяє вуглеволокно і метал і призводить до того, що електролітична корозія відсутня.

Дане конструктивне рішення впровадження вуглеволокна у конструкцію трансмісійних валів приводу механізації крила застосовується у сучасних моделях пасажирських літаків.

Комплексний підхід до застосування композитних матеріалів дозволяє набагато збільшити строк служби літака. Відсутність корозії призводить до того, що елементи конструкції здатні працювати набагато довше. При цьому значно зменшується маса. А отже збільшується паливна ефективність літака.

Для прикладу на рисунках 2.6 та 2.7 показані вали приводу спойлерів та закрилків літака Boeing 787, виконані з композитного матеріалу.

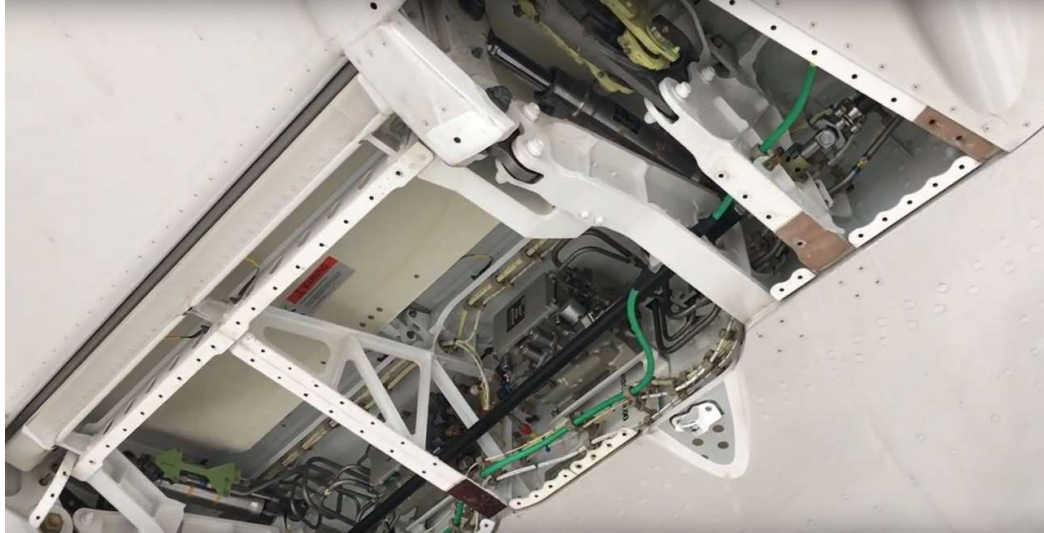


Рис 2.6 Вал з вуглепластику у складі приводу спойлерів літака Boeing
787



Рис 2.7 Вал з вуглепластику у складі приводу закрилків літака Boeing
787

Вуглепластик дозволяє проводити проектування елементів раціонально, регулюючи укладкою шарів та їх кількістю міцнісні характеристики елементів

конструкції, створювати деталі складної конфігурації, залишати матеріал саме там, де він потрібен, прибирати його у тих місцях, де він не навантажений.

2.3 Пропонована конструкція карданного валу

У літаку прототипі карданний вал складається з труби, та кардану, спроектованого по ОСТ 1 12509-76 виконання 1. Кардан показаний на рис 2.8.

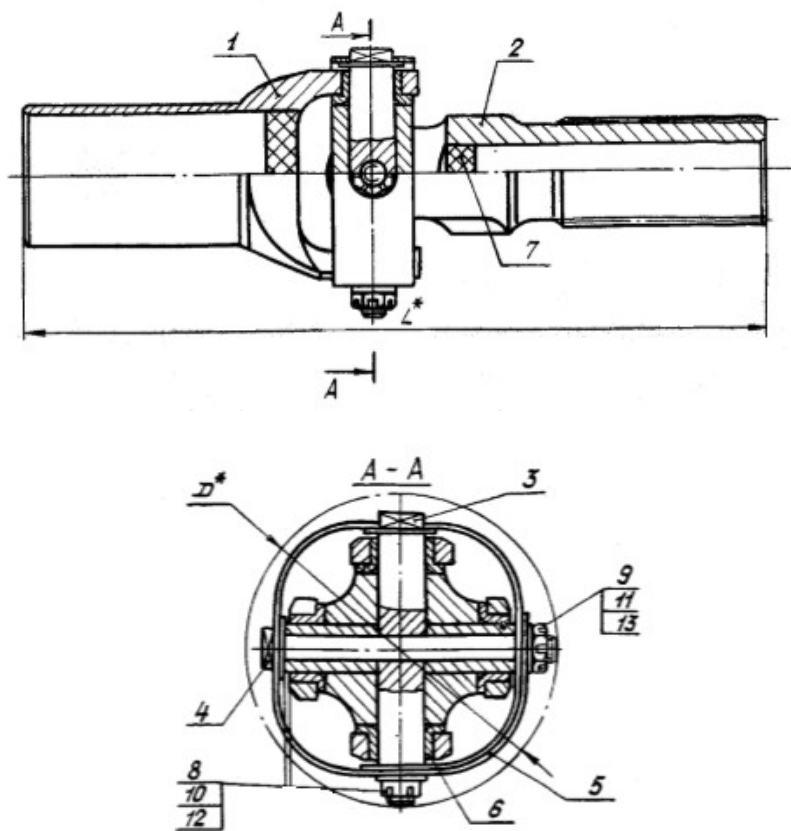


Рис 2.8 Кардан, використаний на літаку-прототипі

На рисунку показані такі позиції:

1. вилка карданна з сухарем (виконана по ОСТ 12510-76);
2. вилка карданна (виконана по ОСТ 1 12512-76);
3. болт (виконаний по ОСТ 1 12516-76);
4. болт (виконаний по ОСТ 1 12517-76);

5. хомут (виконаний по ОСТ 1 12516-76);
6. втулка металвторопластова (виконана по ОСТ 1 12521-76);
7. заглушка (виконана по ОСТ 1 12522-76);
8. гайка;
9. гайка;
10. шайба;
11. шайба;
12. шплінт;
13. шплінт.

Використано 2 типорозміри – другий та третій.

Кардани третього типорозміру встановлені на ділянці від КПМ-148Н до другого підйомника. Далі по розмаху крила встановлені кардани другого типорозміру. (Для наочного представлення див. Додаток А).

Кардани другого типорозміру розраховані на руйнівне навантаження у 300 Нм, а третього – у 450 Нм (згідно табл. 2 ОСТ 1 12509-76).

Пропонується замінити трубу карданного валу, виконану з Д16Т, на трубу, вироблену з вуглеволокна Т700.

Існують багато способів плетіння волокна. До них відносять [38]:

1. однонаправлене (більше 85% волокон розташовуються в одному напрямі);
2. плетіння по діагоналі (ялинкою). Буває різних видів: 2х2, 4х4, 3х1. Перший номер означає скільки ниток пройде «під» перед тим як йти «над» перпендикулярними нитками;
3. рогожа – пряме плетіння 1х1;
4. сатинове плетіння.

Усі плетіння відрізняються своїми властивостями. Також дуже велику роль відіграє напрямок укладки полотна, адже нитки карбонового волокна сприймають навантаження найкраще у повздовжньому напрямі. Тобто вуглепластик – це анізотропний матеріал, рівень нерівномірності сприйняття

навантажень по різним осям залежить від обраного типу плетіння ниток у полотно і кутів укладки шарів полотна між собою.

Як відомо, під час кручення виникають дотичні напруження, що визначаються формулою 2.1:

$$\tau = \frac{T}{W_p}, \quad (2.1)$$

де τ – дотичне напруження, що виникає в перерізі;

T – крутний момент, що діє на вал;

W_p – полярний момент опору перерізу валу.

Також при крученні, разом з дотичними напруженнями в поперечних перерізах, у відповідності до закону парності напружень напруження виникають і в повздовжніх перерізах. Таким чином у всіх точках валу має місце чистий зсув.

Головні напруження нормальні $\sigma_1 = \tau$, $\sigma_3 = -\tau$ нахилені під кутом $\alpha = \pm 45^\circ$ до твірної лінії валу. Візуалізація цього показана на рисунку 2.9.

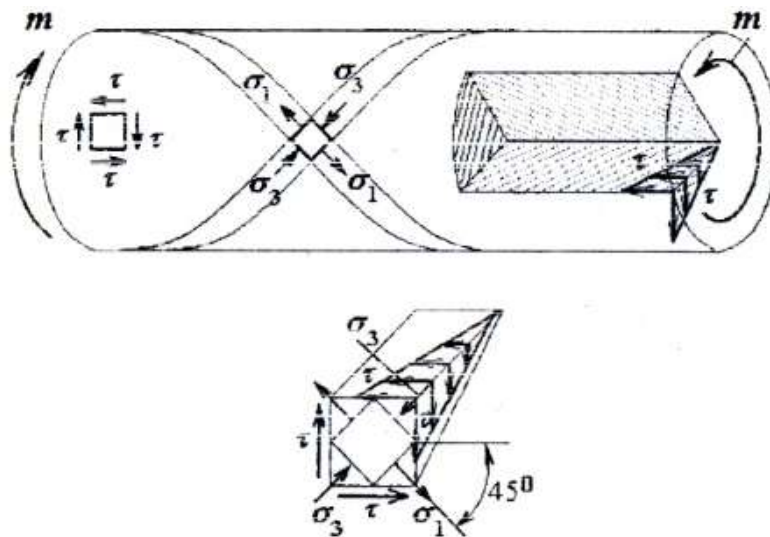


Рис. 2.9 Утворення парних нормальних напружень у валі

Саме через це для конструювання карданного валу системи керування закрилками обрано однонаправлене полотно. Розташування шарів полотна між собою: один шар під 45° , наступний під -45° .

Однонаправлене волокно найкраще сприймає навантаження по довжині однонаправлених волокон. А розміщення його саме під кутом $\pm 45^\circ$ забезпечить якнайкращі характеристики міцності вуглепластику, бо найбільше напруження буде діяти у напрямі, де матеріал має найбільшу міцність.

Конструйований вал складається з восьми шарів полотна товщиною по 0.2 мм кожен. Перші два шари, найближчі до внутрішнього діаметру – це скловолокно, яке забезпечить відсутність корозії кардану, який контактує з трубою з вуглепластику. Наступні шість шарів – це однонаправлена вуглетканина T700.

Змінена конструкція валу. Тепер він не має переходів діаметрів. Товщина рівномірна по всій довжині валу. Для сполучення кардану та труби більше не використовується посадка з натягом та болтове з'єднання. Використане клейове з'єднання на основі двокомпонентного клею. Такий вид з'єднання показав свою довговічність в експлуатації.

Вирішено не використовувати болтове з'єднання, бо вал працює на кручення. При установці болтового з'єднання волокна перерізуються, утворюється концентрація напружень в місці постановки болтів, відбувається послаблення міцності та жорсткості конструкції в цьому місці.

Пропонується також збільшити діаметр посадки труби на кардан.

Як зазначалося вище у формулі геометричною характеристикою валу є полярний момент опору. Він залежить від геометрії, чим більший діаметр валу, тим більший буде полярний момент опору, а отже меншим буде напруження. Отже при збільшенні посадочного діаметру у з'єднанні вал-кардан будуть діяти менші напруження.

Також відомо, що найбільш ефективно крутний момент сприймає саме зовнішня частина валу, найближча до його поверхні. Це показано на рисунку 2.10.

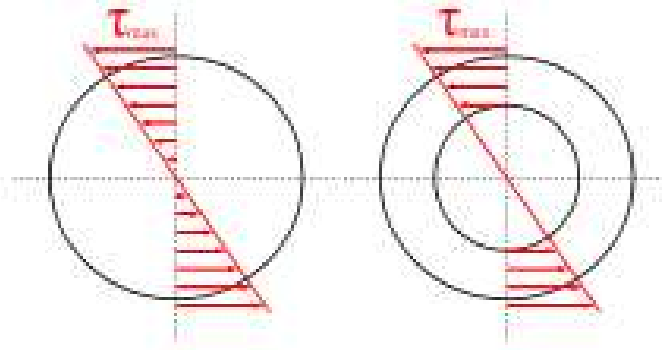


Рис 2.10 Розподілення дотичних напружень по перерізу валу

Отже, збільшивши діаметр посадки валу на кардан, можна стверджувати, що міцність з'єднання буде підвищена. Також при збільшенні діаметру посадки збільшиться площа контакту валу та кардану через клейове з'єднання. Більша площа контакту означає надійніше клейове з'єднання.

Як показала практика експлуатації, кардан, виготовлений зі сталі 30ХГСА кородує. Тому пропонується замінити матеріал кардану на титановий сплав ВТ15. Він має подібні до 30ХГСА характеристики міцності з деяким їх покращенням порівняно з 30ХГСА. До того ж титановий сплав має меншу густину, що дасть меншу масу валу.

2.4 Технологія виготовлення валу нової конструкції

Для виготовлення валу з композиту пропонується використовувати технологію Roll Wrapping [18].

Дана технологія може використовуватися для дрібносерійного та крупносерійного виробництва труб з карбонового волокна.

Завдяки цій технології можна отримувати перерізи різних форм: круглий, овальний, квадратний, прямокутний, шестикутний, восьмикутний.

Труби можуть бути виготовлені з вуглеволокна, скловолокна, кевлару, натуральних волокон та комбінації цих структур.

Усі волокна в цьому процесі попередньо пропитано епоксидною смолою.
Дана комбінація матеріалів має назву «препрег».

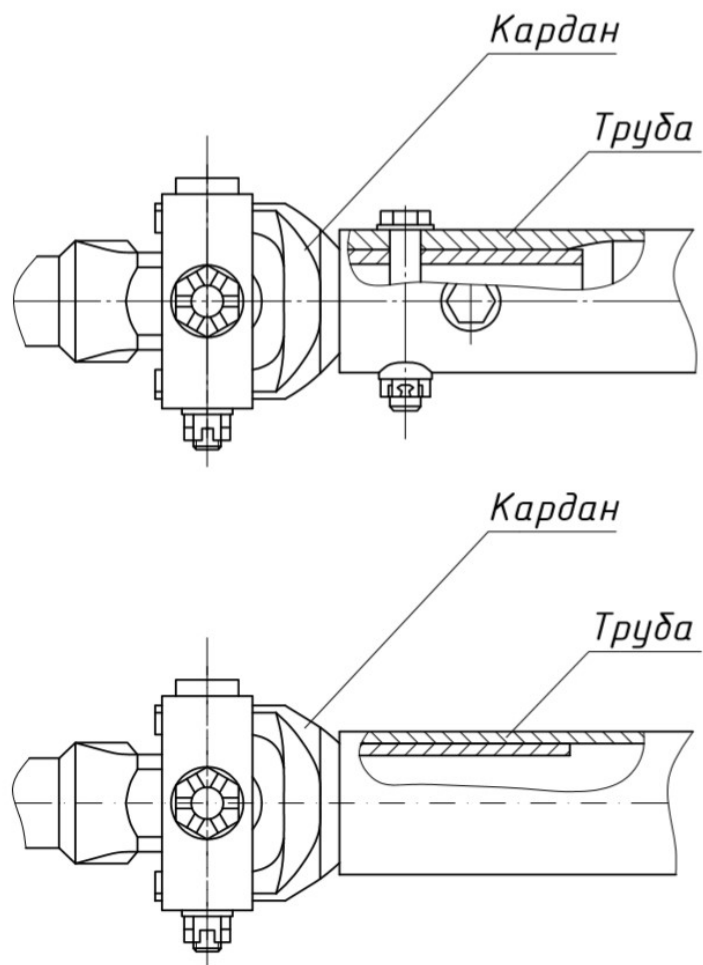


Рис 2.11 Стара (зверху) на нова (знизу) конструкція карданного валу

Для виготовлення труби за технологією Roll Wrapping попередньо пропитано тканини беруться з холодильника. Вони зберігаються в ньому для того, щоб смола не вулканізувалася.

Далі матеріал витримується при кімнатній температурі до чотирьох годин для того, щоб з ним було легше працювати.

Препрег ріжеться на полоси на трикоординатному верстаті. Лінія різання полотна нахилена під 45° до сторони полотна. Це необхідно для того, щоб

отримати шар майбутньої труби з зазначеним нахилом волокон для найкращої міцності.

На зворотній стороні препрег має паперову або тканинну підкладку для того, щоб не допустити небажаного злипання шарів препрегу під час процесу намотування, а також, щоб не допустити прилипання шарів препрегу до різального стола.

На ділянці комплектації порізані на смуги частини препрегу розподіляють відповідно до тої послідовності, у якій шари повинні розміщуватися у готовій трубі. На зворотній стороні кожного шару є маркування для того, щоб не допустити помилки при виробництві труби.

Далі шари препрегу намотуються на спеціальну металеву оправку один за одним. Під час цього процесу металева оправка котиться між двома плоскими поверхнями. Одна з них, верхня, рухається вниз, створюючи тиск, інша, нижня, рухається плоско-паралельно. Відносно нижньої рухомої поверхні оправка котиться, за рахунок чого шар препрегу намотується на оправку. Після того, як перший шар намотаний, оправка поміщується у нагрівальну піч, для того, щоб переконатися, що нижній шар препрегу тримається на ній.

Далі наноситься наступний шар у відповідності до необхідного розміщення волокон у трубі. Для цього препрег кладеться лицем донизу на нижню рухому поверхню. З нього знімається шар паперу або тканини. Далі шар розміщується липкою нижньою стороною на оправку зверху, відбувається робочий рух верстату (нижня поверхня рухається донизу, нижня – плоско-паралельно). Після цього відбувається контроль процесу.

Після того, як усі необхідні шари намотані, оправка поміщується у спеціальний верстат, який намотує пластикову стрічку зверху усіх намотаних шарів препрегу, стискаючи їх між собою, що дає можливість створювати міцні труби з тонкою стінкою.

Далі труби на оправці поміщуються у спеціальну нагрівальну піч для затвердіння епоксидної смоли. Ступінь нагрівання у печі варіюється в залежності від використаного препрегу та епоксидної смоли.

Після даного процесу труби виймаються з печі та охолоджуються на повітрі.

Далі на спеціальному верстаті з гідравлічним пресом оправка виймається з труби.

Після цього деяка кількість труб поміщується у автоматичний верстат, який змотує пластикову стрічку з них.

Після цього труби підлягають контролю.

2.5 Розрахунок на міцність конструкції труби

Труба карданного валу – це відповідальний конструктивний елемент, цілісність якого прямим чином впливає на працездатність системи керування закрилками. Саме тому необхідно розробити конструкцію, яка при мінімальній масі забезпечить необхідну міцність та надійність конструкції.

Як відомо, авіаційні правила АП-25 висувають вимоги щодо міцності та жорсткості авіаційних конструкцій

У літакобудуванні розрахунок на міцність ведеться на руйнівне навантаження.

Розрахункове руйнівне навантаження визначається за формулою 2.2:

$$P^p = P^e \cdot f, \quad (2.2)$$

де P^p - розрахункове руйнівне навантаження;

P^e – максимальне експлуатаційне навантаження;

f - коефіцієнт безпеки.

Коефіцієнт безпеки приймають рівним 1,5...2.

При цьому розрахункове руйнівне навантаження завжди дорівнює або незначною мірою менше за визначене під час випробування готової конструкції руйнівне навантаження.

До досягнення максимального експлуатаційного навантаження конструкція не повинна мати залишкових пластичних деформацій.

Як відомо, пластичні деформації значною мірою починають проявлятися після досягнення напруженнями у матеріалі величини границі текучості. Тому розрахунок валів будемо проводити у системі автоматизованого проектування SolidWorks на границю текучості, вважаючи, що саме при досягненні напруженнями у матеріалі цієї величини, досягається величина максимального експлуатаційного навантаження.

2.5.1 Розрахунок максимальних експлуатаційних навантажень у трубі карданного валу другого типорозміру

Як зазначалося вище, у приводі системи керування закрилками використовуються кардани третього та другого типорозмірів. Відповідно, з ними сполучаються труби карданних валів різних діаметрів.

Розрахункова схема для карданного валу другого типорозміру показана на рисунку 2.12.

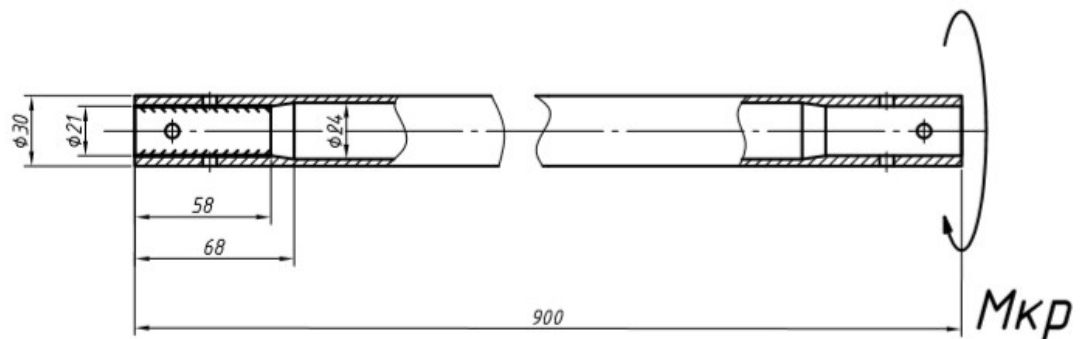


Рис. 2.12 Розрахункова схема карданного валу другого типорозміру

Даний розрахунок необхідний для того, щоб визначити, на які саме навантаження слід розраховувати труби карданних валів нової конструкції з вуглепластику.

Розрахунок проводиться ітераціями. Вал навантажується різними значеннями крутного моменту до тих пір, поки коефіцієнт запасу міцності по межі текучості (FOS – factor of safety) не буде максимально близьким до одиниці.

Таким чином визначається максимальне експлуатаційне навантаження.

Матеріал валу – Д16Т.

Перша ітерація

Приймаємо крутний момент, що діє на вал, рівним 100 Нм. Візуалізацію розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості дивись на рисунку 2.13.

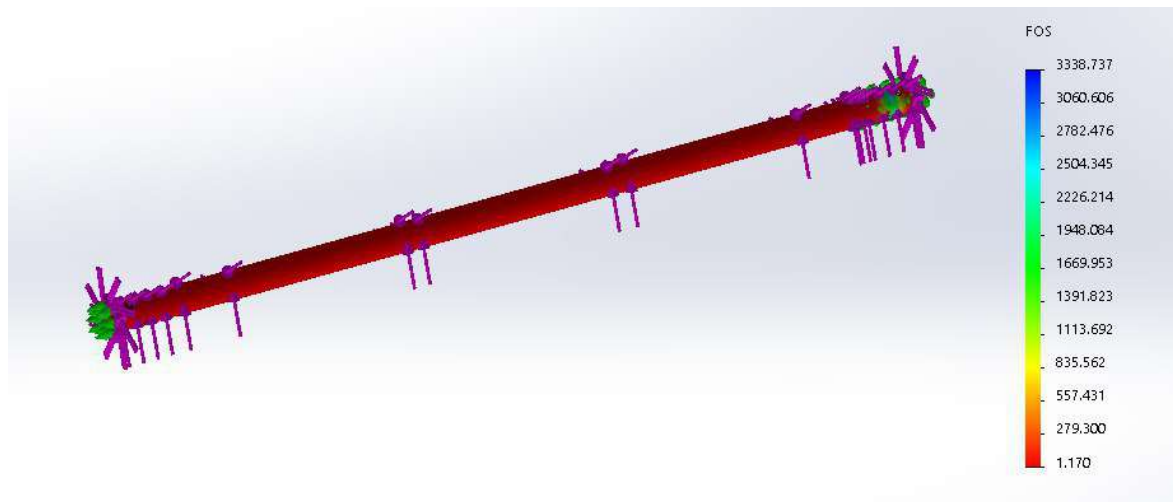


Рис.2.13 Візуалізація розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості по довжині валу другого типорозміру.

Перша ітерація

Отримано величину найменшого коефіцієнту запасу міцності 1.2. Необхідно збільшити діюче навантаження на провести ще одну ітерацію розрахунку, щоб отримати число, максимально наближене до одиниці.

Друга ітерація.

Приймаємо величину діючого крутного моменту рівним 110 Нм.
Розрахункова схема незмінна.

Результат розрахунку показаний на рисунку 2.14.

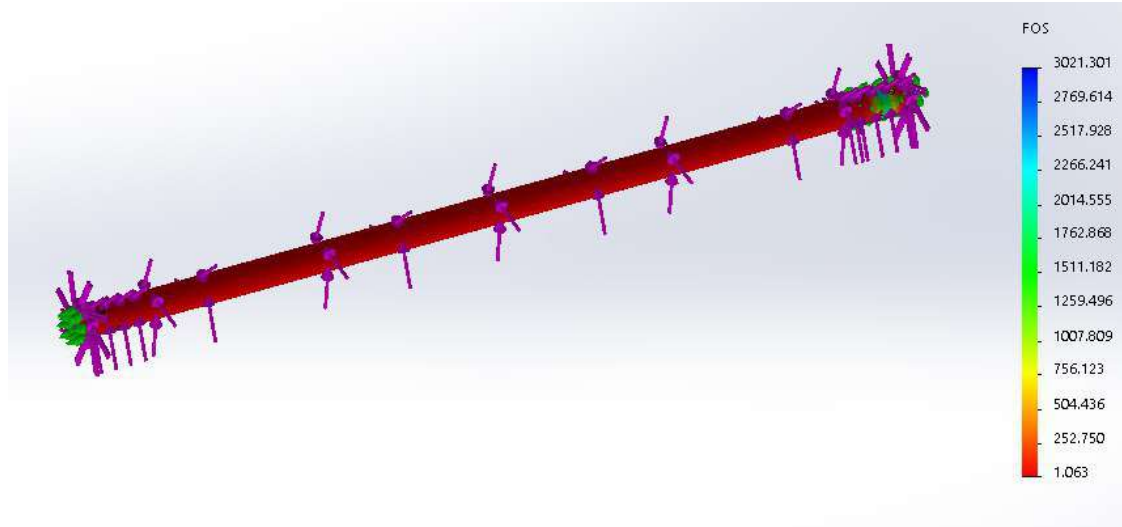


Рис.2.14 Візуалізація розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості по довжині валу другого типорозміру.

Друга ітерація

Отримано величину коефіцієнту запасу міцності 1.1. Необхідно провести ще одну ітерацію розрахунку.

Третя ітерація.

Приймаємо величину діючого крутного моменту рівним 117 Нм.

Результат розрахунку показаний на рисунку 2.15.

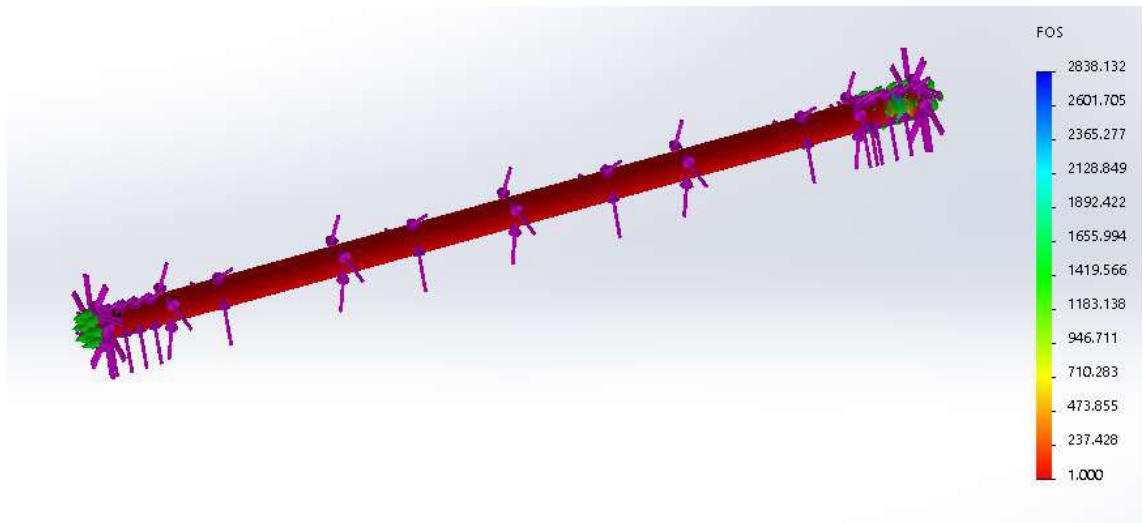


Рис.2.15 Візуалізація розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості по довжині валу другого типорозміру.

Третя ітерація

Як видно з рисунку, отримане значення коефіцієнту запасу міцності, що рівне одиниці. Величина навантаження, на яке слід розраховувати вал нової конструкції, визначено.

2.5.2 Розрахунок максимальних експлуатаційних навантажень у трубі карданного валу третього типорозміру

Розрахункова схема труби карданного валу третього типорозміру показана на рисунку 2.16.

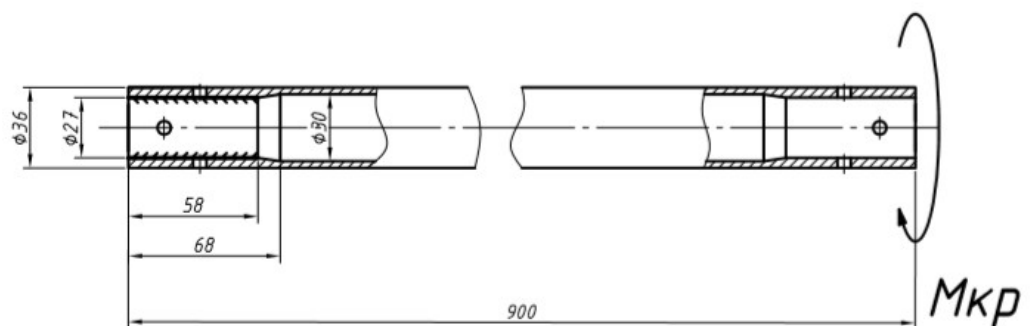


Рис 2.16 Розрахункова схема карданного валу третього типорозміру

Розрахунок знову проводиться ітераціями.

Перша ітерація

Прикладаємо до валу момент у 170 Нм.

Результат розрахунку показано на рисунку 2.17.

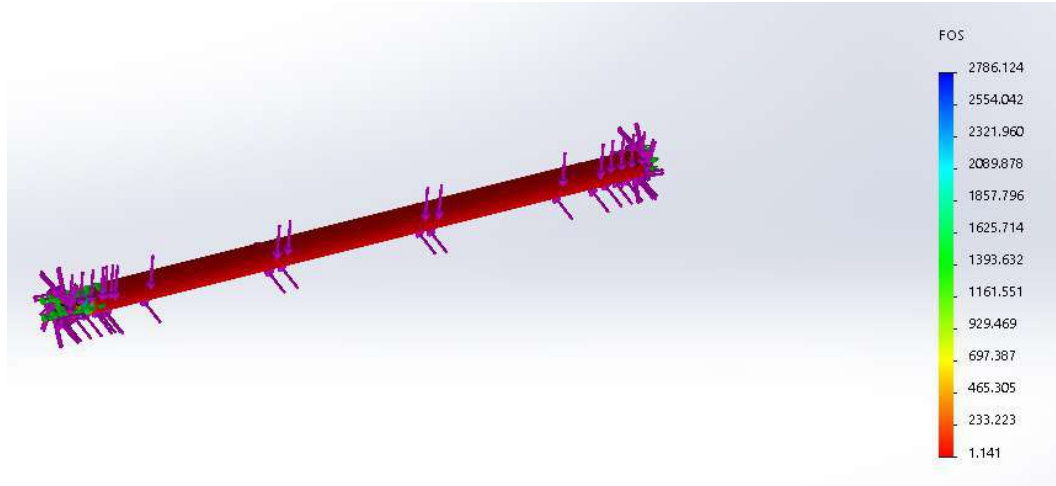


Рис.2.17 Візуалізація розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості по довжині валу третього типорозміру.

Перша ітерація

Як видно з рисунку, необхідно збільшити величину діючого навантаження. Потрібно провести ще одну ітерацію розрахунку.

Друга ітерація.

Прикладаємо до валу момент величиною 194 Нм. Результат розрахунку показаний на рисунку 2.18.

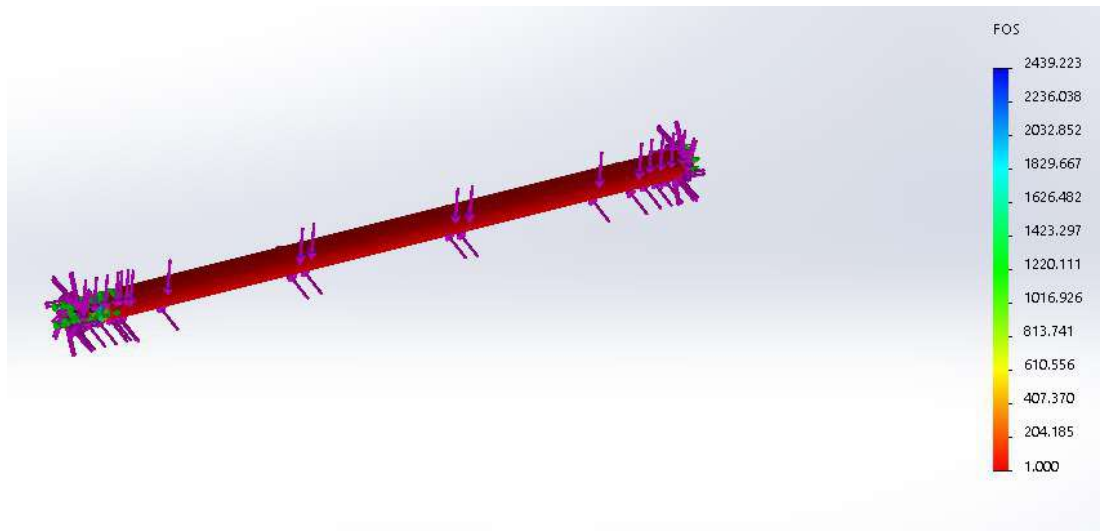


Рис.2.18 Візуалізація розподілення величини коефіцієнту запасу міцності відносно границі текучості по довжині валу третього типорозміру. Друга ітерація

Як видно з рисунку, визначена величина моменту, при якому величина напружень у валі сягає границі текучості.

Визначені величини максимальних експлуатаційних навантажень занесено до таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Типорозмір валу старої конструкції	Величина максимального експлуатаційного навантаження
Другий	117 Нм
Третій	194 Нм

2.5.3. Перевірочний розрахунок валу другого типорозміру нової конструкції.

У таблиці 2.2 наведений перелік шарів волокна та їх кут укладки у конструкції валу.

Таблиця 2.2

Номер шару	Кут укладки	Найменування
1	45°	Склотканина Style 120 E-Glass
2	-45°	Склотканина Style 120 E-Glass
3	45°	Вуглетканина T700
4	-45°	Вуглетканина T700
5	45°	Вуглетканина T700
6	-45°	Вуглетканина T700
7	45°	Вуглетканина T700
8	-45°	Вуглетканина T700

Дані матеріали та кут їх укладки внесені до САПР SilidWorks.

Розрахункова схема труби карданного валу нової конструкції зображена на рисунку 2.19.

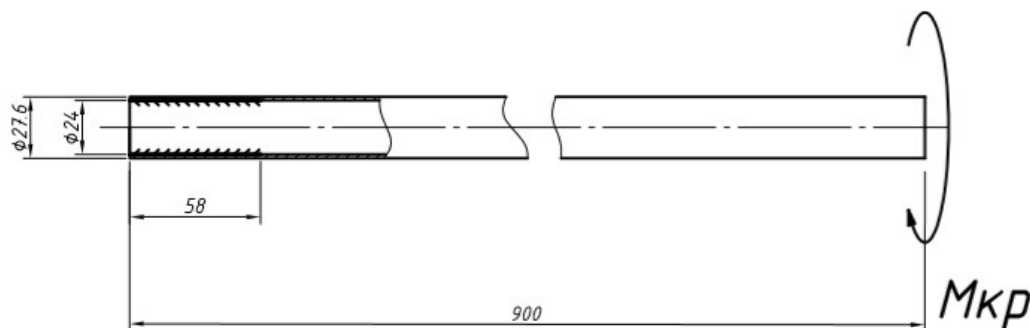


Рис 2.19 Розрахункова схема карданного валу нової конструкції другого типорозміру

Під час розрахунку алюмінієвих валів розрахунок вівся на границю текучості. Для валів з вуглепластику можна прийняти, що границя текучості приблизно дорівнює границі міцності. Тому під час перевірконого розрахунку валів нової конструкції необхідно забезпечити те, щоб максимальне діюче у валі напруження було у 1.5-2 рази менше, ніж границя текучості (значення коефіцієнту безпеки).

Прикладаємо до валу крутний момент у 117 Нм.

Результат розрахунку зображено на рисунку 2.20.

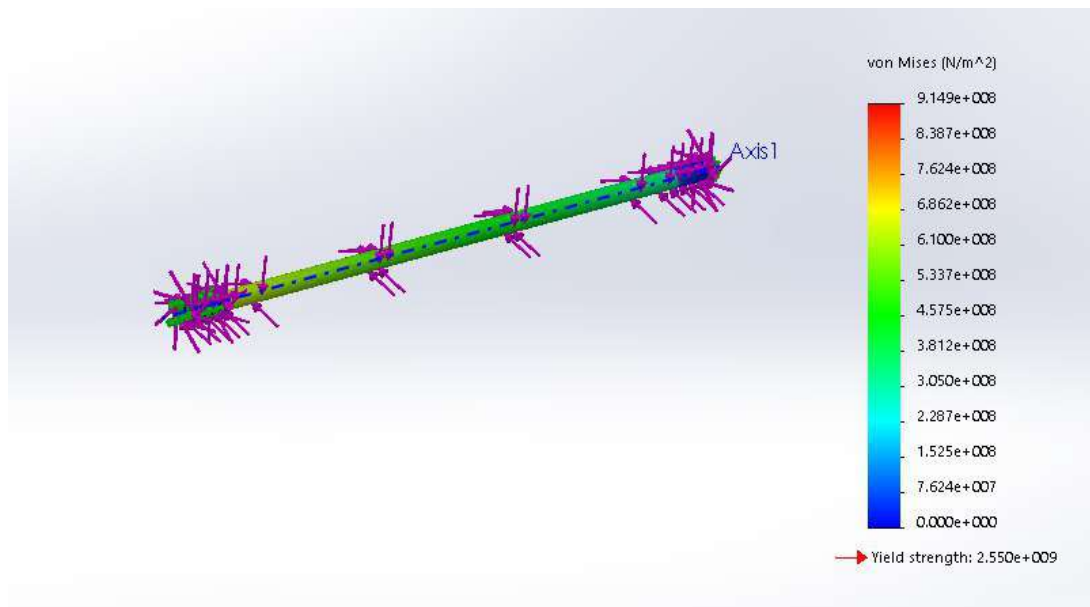


Рис. 2.20 Візуалізація розподілення величини напруження по довжині валу другого типорозміру нової конструкції

На рисунку Yield strength означає величину границі текучості.

Коефіцієнт запасу міцності визначається за формулою 2.3:

$$n = \frac{[\tau]}{\tau}, \quad (2.3)$$

де n – коефіцієнт запасу міцності;

$[\tau]$ - допустиме дотичне напруження;

τ - дотичне напруження що діє в переізі.

Як видно, відношення максимального напруження, що діє у валі, до границі текучості дорівнює:

$$n = 2.55 \cdot 10^9 : 9,1 \cdot 10^8 = 2.8$$

Дане значення більше за величину 1.5, отже міцність забезпечено.

2.5.4 Перевірочний розрахунок валу третього типорозміру нової конструкції

Розрахункова схема труби нової конструкції третього типорозміру зображена на рисунку 2.21.

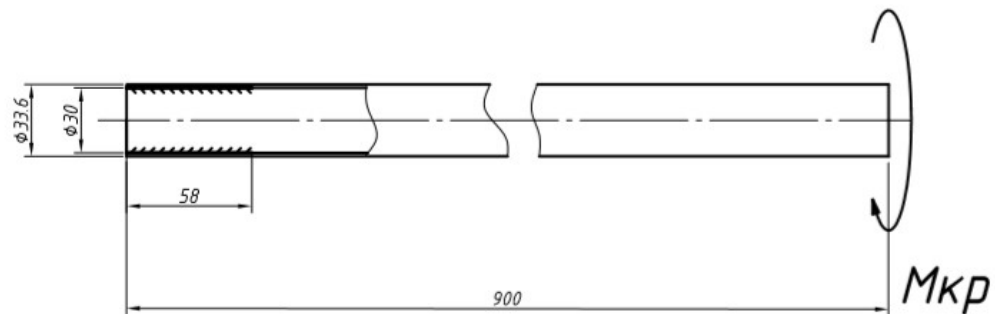


Рис 2.21 Розрахункова схема карданного валу нової конструкції третього типорозміру

Прикладаємо до валу максимальне експлуатаційне навантаження величиною 194 Нм. Результат розрахунку зображено на рисунку 2.22.

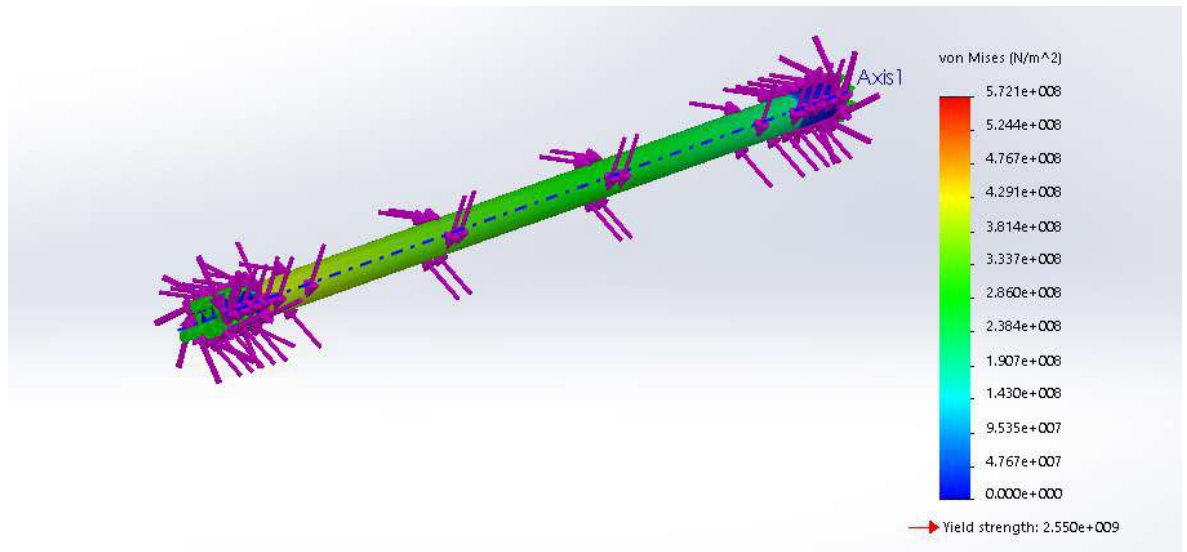


Рис. 2.22 Візуалізація розподілення величини напруження по довжині валу третього типорозміру нової конструкції

Визначаємо коефіцієнт запасу міцності:

$$n = 2.55 \cdot 10^9 : 5,72 \cdot 10^8 = 2.8 = 4.4$$

Дана величина більша за обумовлену величину 1.5. Тому міцність валу забезпечено.

В результаті введення конструктивних змін вдалося значною мірою зменшити масу системи керування закрилками.

Значення мас труб карданних валів до і після введення конструктивних змін показані в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3

Труба другого типорозміру Д16Т	670 г
Труба другого типорозміру вуглепластик	260 г
Труба третього типорозміру Д16Т	820 г
Труба третього типорозміру вуглепластик	300 г

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1 Вступ

Перш за все слід визначити основні поняття, якими будемо оперувати в даному розділі.

Екологія – наука, що вивчає умови існування живих організмів і взаємозв'язки між організмами і середовищем, в якому вони існують [19].

Авіаційний вид транспорту - один з найбільших забруднювачів атмосферного повітря, його вплив на навколишнє середовище виражається, в основному, у викидах в атмосферу токсинів з відпрацьованими газами авіаційних двигунів і впливі авіаційних шумів [20].

Забруднення – це привнесення в навколишнє середовище чи виникнення у ній нових, зазвичай нехарактерних фізичних, хімічних чи біологічних забрудників, чи перевищення їх природнього середньобагаторічного в різних середовищах, що призводить до негативних наслідків [21].

Згідно статі [22] одним з найактивніших джерел забруднення атмосфери є транспорт. Хоча сьогодні авіація значно (приблизно у 15 разів) поступається автомобільному транспорту за кількістю викидів, вона щорічно впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. На відміну від інших видів транспорту літаки здійснюють перельоти на величезні відстані, впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному та глобальному відношеннях. При цьому вплив авіації можна розділити на акустичних і хімічний.

У 1972 році у Стокгольмі на Конференції Організації Об'єднаних Націй з проблем навколишнього середовища позиція Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО) була сформульована таким чином: «Виконуючи свою роль, ІСАО усвідомлює шкідливий вплив на навколишнє середовище, який може бути пов'язаний з експлуатацією повітряних суден, а також свої обов'язки і відповідальність держав-членів ІСАО досягнути максимальної сумісності між

безпечним і планомірним розвитком цивільної авіації і якістю навколишнього середовища» [23].

Дотримуючись цієї політики, у 1983 році був створений (Committee on Aviation Environmental Protection) – технічний комітет ради ICAO щодо захисту навколишнього середовища від впливу авіації. Комітет допомагає Раді формулювати політику і приймати нові регламентуючі документи ICAO – «Стандартна Рекомендована Практика» (SARPs), пов’язані з авіаційним шумом, емісіями авіаційних двигунів і більш загальним впливом авіації на навколишнє середовище. В основному ці документи оформлені у вигляді Додатку 16 «Охорона навколишнього середовища» [23, 24] до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію.

3.2 Хімічний вплив роботи двигунів пасажирського літака на навколишнє середовище

Під час роботи авіаційних двигунів пасажирських літаків разом з відпрацьованими газами в атмосферу викидається багато шкідливих речовин. Викид шкідливих газів відбувається через сопла авіаційних двигунів. Це називається емісією авіаційних двигунів.

Вплив на навколишнє середовище авіаційних двигунів – це спричинення шуму, виділення тепла, твердих часток і газів, що спричиняють зміни клімату і глобальне потепління. Авіаційні двигуни викидають в атмосферу тверді частки і гази, такі як діоксид вуглецю, водяна пара, гідровуглеводні, монооксид вуглецю, оксиди нітрогену, оксиди сірки, свинець, сажу, які взаємодіють між собою та з атмосферою.

Незважаючи на те, що двигуни стають більш ефективними та викидають менше забруднень, загальний ріст перевезень (що спостерігався постійно до 2020 року) призвів до збільшення загального числа викидів, спричинених авіаційними двигунами. З 1992 по 2005 рік показник пасажиро-кілометрів зростав на 5.2

відсотки на рік. У Європейському Союзі викиди парникових газів збільшилися на 87 відсотків в період з 1990 по 2006 рік [26].

Впродовж багатьох років авіаційна галузь невпинно зростала, що викликало необхідність визначення норм викидів авіаційних двигунів. З цією метою Міжнародна організація цивільної авіації (ІСАО) затвердила норми на емісію авіаційних двигунів.

За нормами ІСАО недопустимим є викид дренажного палива під час роботи авіаційних двигунів в атмосферу. Нові авіаційні двигуни конструюються так, аби виключити цей процес при роботі.

Задля того, щоб кількісно оцінити величину викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами, введено поняття індексу емісії EI , який показує, яка кількість грамів даної шкідливої речовини потрапляє в атмосферу при згоранні 1 кг пального в двигуні.

Отже одиницями виміру величини є EI [г/кг], й існують індекси для різних речовин, що входять до складу газів, що виходять з сопла: EI_{CO_x} , $EI_{C_xH_y}$, EI_{NO_x} та ін.

У Додатку 16 «Охорона навколишнього середовища». Том 2 [23] наведені методики випробувань та розрахунків для визначення даних трьох величин.

У подальшому будемо розглядати тільки ці три індекси, оскільки вплив даних речовин на атмосферу найістотніший.

Індекс EI дає характеристику ефективності організації процесу горіння палива в камері згорання і залежить від конкретних конструктивних і експлуатаційних особливостей певного двигуна. Через це EI також називається емісійною характеристикою двигуна.

Даний індекс визначається впродовж сертифікаційних випробувань двигуна для кожної сполуки окремо.

Кількість складових CO та C_xH_y у газах авіадвигунів, що виходять з реактивного сопла, визначається повнотою згорання палива η в камері згорання та режимом роботи авіаційного двигуна.

Максимальна величина повноти згорання палива в двигуні спостерігається на режимі максимальної тяги двигуна – на зльотному режимі. Під час роботи на даному режимі сучасний двигун має повноту згорання у межах $\eta = 0.95 \dots 0.97$ ($\eta = 1$ мала б місце при абсолютно повному згоранні палива, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших режимах роботи повнота згорання менша і лежить у межах $\eta = 0.75 \dots 0.85$, а отже двигун викидає в атмосферу більше продуктів неповного згорання (CO та C_xH_y та інших), тож і негативний вплив на навколишнє середовище збільшується.

Вміст інгредієнта NO_x у газах, що виходять з реактивного сопла, залежить від температури у камері згорання (чим вона вище, тим, відповідно, більше виділяється шкідливих речовин) і часу перебування газової суміші у камері згорання. Виявляється, що найбільше викидів даного компонента відбувається при роботі двигуна на зльотному режимі.

Під зоною аеропорту в подальшому будемо розуміти простір, обмежений по вертикалі висотою 900 м і габаритами аеродрому.

Є очевидним те, що кількість шкідливих речовин, викинутих в атмосферу (емісія авіаційного двигуна), прямо пропорційна часу роботи на певному режимі і залежить від конкретного режиму роботи двигуна.

Значення середньостатистичних параметрів відносної тяги сучасного авіаційного двигуна та середня тривалість роботи двигунів на певному режимі в межах зони аеропорту приведені в таблиці 3.1 [25]

Таблиця 3.1

№ режиму	Назва режиму роботи двигуна	Відносна тяга, R^*	Тривалість режиму, $t, хв$
1	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні перед зльотом	0.07	15
2	Зльотний режим	1	0.7
3	Режим набору висоти (до 900м)	0.85	2.2
4	Режим заходу на посадку	0.3	4
5	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні після посадки	0.07	7

Відносна тяга двигуна на певному режимі розраховується за формулою:

$$R^* = \frac{R}{R_0}, \quad (3.1)$$

де R – тяга двигуна на певному режимі роботи;

R_0 – максимальна тяга двигуна, що розвивається на зльотному режимі. З таблиці можна бачити, що найбільш тривалим і небезпечним з екологічної точки зору в межах зони аеропорту є режим малого газу (відносна тяга складає 3...9% від її максимального значення). Такі значення відносної тяги двигуна мають місце при рулінні перед зльотом і після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску. На рисунку 3.1 показана залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіаційного двигуна.

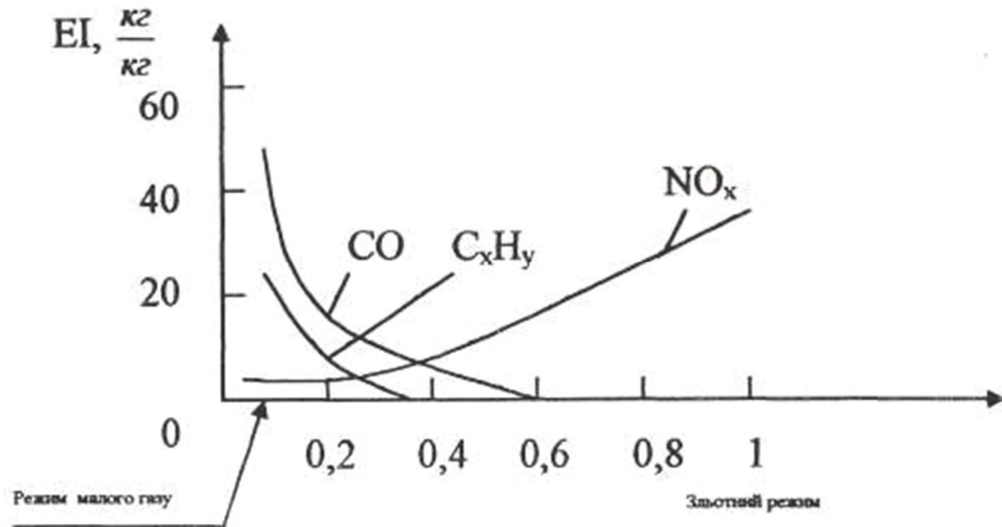


Рис 3.1 Залежність емісії речовин від режиму роботи авіадвигуна

Проводячи сертифікаційні випробування, визначають індекси емісії шкідливих речовин на відповідних режимах роботи двигуна. Для кожної з речовин знаходять контрольний параметр емісії двигуна, що випробується порівнюють з встановленими нормами ІСАО.

Даний параметр характеризує, наскільки шкідливим є двигун:

$$\frac{M_i}{R_o}, \left[\frac{г}{кН} \right],$$

де M_i – маса в грамах і-тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий певний час роботи двигуна;

R_o – зльотна тяга двигуна в кілоньютонах.

Норми ІСАО по контрольному параметру емісії для сучасних авіаційних двигунів:

$$\frac{M_{CO}}{R_o} = 118 \frac{г}{кН}; \quad \frac{M_{C_xH_y}}{R_o} = 19.6 \frac{г}{кН}; \quad \frac{M_{NO_x}}{R_o} = (40...80) \frac{г}{кН}.$$

3.2.1 Розрахунок контрольного параметру емісії двигуна Д-436-148 і перевірка відповідності його характеристик вимогам ІКАО

Розрахунок проводиться згідно методики, наведеної в [25].

Емісія буде різною в зоні аеропорту і під час польоту по маршруту через те, що двигуни в цих випадках працюють на абсолютно різних режимах.

Як видно з таблиці 3.1, забруднення в зоні аеропорту є більш шкідливим (на маршруті значення відносної тяги лежить в межах 0.6...0.8). Окрім цього при процесі забруднення в зоні аеропорту, де перебуває багато людей, на яких здійснюється вплив, його дія більш концентрована і стійка, порівняно з загальним забрудненням верхніх шарів тропосфери на маршруті польоту. Це зумовлено тим, що робота двигуни працюють стабільно на великих швидкостях, а розсіювання забруднюючих речовин проходить швидко.

Через це в даній дипломній роботі увага приділена розрахунку саме в зоні аеропорту.

Величина негативного впливу на середовище кожного авіадвигуна визначається його контрольними параметрами емісії за різними інгредієнтами –

$$\frac{M_i}{R_0}, \left[\frac{г}{кН} \right].$$

R_0 – тяга двигуна на зльотному режимі. Це відома величина, яку можна взяти у документації, безпосередньо у формулярі двигуна. Тому при розрахунку емісії двигуна задача полягає у визначення масової частки кожної забруднюючої речовини, викинутої двигуном в навколишнє середовище за певний час його роботи, $-M_i$.

Будемо розраховувати величини M_i для зони аеропорту, тобто $M_i = M_{ian}$, на тих режимах роботи і за той період часу його роботи, поки літак знаходиться в цій зоні з працюючими двигунами.

В зоні аеропорту повітряне судно здійснює зльотно-посадковий цикл, який складається з таких етапів:

1. запуск і прогрівання двигунів;

2. руління на виконавчий старт;
3. зліт;
4. набирання висоти (900 м);
5. зниження з висоти (900 м);
6. пробіг;
7. руління до зупинки двигунів.

Проте двигуни на кожному з цих етапів працюють також на принципово різних режимах. Тому, для зручності розрахунку, розділимо зльотно-посадковий цикл повітряного судна на два види операцій:

- наземні операції (M_{in});
- зльотно-посадкові операції (M_{izn}), тобто:

$$M_{ian} = M_{in} + M_{izn} , \quad (3.2)$$

Наземні операції – це запуск двигунів, їх прогрівання, руління повітряного судна перед зльотом і після посадки.

Основною характеристикою цих операцій (з точки зору розрахунку емісії авіадвигунів) є те, що двигуни повітряного судна працюють на одному режимі – режимі земного малого газу– і за часом це найтриваліші операції в зоні аеропорту. Ця обставина спрощує розрахунок

Визначення M_{in} (маси шкідливих інгредієнтів, які утворюються внаслідок викиду газів авіадвигунами в зоні аеропорту), ведеться за формулою:

$$M_{in} = K_{in} \cdot G_{mn} , \quad (3.3)$$

де K_{in} – коефіцієнт викиду i -того інгредієнта під час наземних операцій $\frac{\text{кг інгредієнта}}{\text{кг пального}}$, очевидно, що $K_{in} = 10^{-3} \cdot EI_{in}$.

Тобто, це той же індекс емісії (за визначенням).

Як і EI_{in} , K_{in} визначається під час сертифікаційних випробувань двигунів (див. табл.3.2).

Таблиця 3.2

Тип авіаційного двигуна	Коефіцієнт K_{in} викиду до атмосфери окремих інгредієнтів шкідливих речовин при наземних операціях, $кг_{інгредієнта} / кг_{пального}$		
	оксид вуглецю CO	вуглеводні C_xH_y	оксиди азоту NO_x
Д – 436-148	0.0193	0.0034	0.0084

G_{nn} – маса пального ($кг$), витраченого двигуном повітряного судна під час наземних операцій злітно-посадкового циклу визначається за формулою:

$$G_{nn} = G_{mg}^* \cdot R_{mg} \cdot t_{me}, \quad (3.4)$$

де G_{mg}^* – питома витрата пального під час роботи двигуна на режимі малого газу (наводиться в формулярі двигуна як одна із його важливих технічних характеристик), $кг/H \cdot год$;

R_{mg} – тяга двигуна на режимі малого газу (наводиться у формулярі двигуна, як його технічна характеристика), H ;

t_{me} – напрацювання двигуна на режимі малого газу за зльотно-посадковий цикл, $год$.

Операції зліт-посадка – це сукупність процесів зльоту, набору висоти 900 м, зниження з висоти 900 м та посадки.

В цьому випадку для розрахунку емісії авіадвигунів повітряного судна, яке знаходиться в повітрі, емісійною характеристикою є масова швидкість емісії W_i , $кг_{інгредієнта} / год$, яка показує, яка кількість певної шкідливої речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна за одиницю часу.

W_i також визначається під час сертифікаційних випробувань двигуна (див. табл.3.3).

Таблиця 3.3

Тип двигуна	Режим роботи двигуна	Масова швидкість емісії W_i окремих інгредієнтів шкідливих речовин при різних режимах роботи авіадвигунів, $кг_{інгредієнта}/год$		
		оксид вуглецю CO	вуглеводні C_xH_y	оксиди азоту NO_x
Д-436-148	зльотний	0.2	0.5	98
	номінальний	0.2	0.4	59
	0.9 номіналу	0.44	0.57	40
	0.7 номіналу	0.8	0.8	29
	0.6 номіналу	0.8	0.8	21
	0.4 номіналу	1.3	0.07	10.5
	малий газ	7	1.2	1.2

Визначення $M_{i\text{зн}}$ ведеться за формулою:

$$M_{i\text{зн}} = W_{i1} \cdot T_{1\text{зн}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{зн}} + W_{i3} \cdot T_{3\text{зн}}, \quad (3.5)$$

де $W_{i1,2,3}$ – масова швидкість емісії інгредієнтів i при відповідних режимах роботи двигуна відповідно на зльоті, під час набору висоти 900 м і під час зниження з висоти 900 м, км/год.

$T_{1,2,3\text{зн}}$ – режимне напрацювання двигуна відповідно на зльоті, під час набирання висоти 900 м і під час зниження з висоти 900 м, год.

Величини $T_{1,2,3\text{зн}}$, $t_{мг}$ беруться з вищеназваної таблиці 3.1 режимів роботи двигуна в зоні аеропорту.

Вирахувавши таким чином $M_{i\text{ан}} = M_{i\text{н}} + M_{i\text{зн}}$, розраховують контрольний параметр емісії двигуна $\frac{M_{i\text{ан}}}{R_o}$ (де R_o – зльотна тяга двигуна, $кН$) і порівнюють його з нормами ІСАО, роблячи висновок про відповідність даного двигуна сучасним екологічним вимогам з емісії у відношенні даного інгредієнта.

Розрахуємо контрольні параметри емісії двигуна Д-436-148 літака Ан-148 за інгредієнтами CO , C_xH_y , NO_x на основі [25] і зробимо висновок про відповідність цього двигуна сучасним вимогам ІСАО.

Вихідні дані:

Таблиця 3.4

Параметр	Значення
Тип двигуна	Д-436-148
Гяга двигуна на зльотному режимі R_o , кН	64.0
Гяга двигуна на режимі малого газу $R_{мг}$, кН	4.48
Питома витрата пального двигуном $G_{мг}^*$, кг/Н · год	0.048

Використовуючи таблицю 3.3, й вважаючи, що при наборі висоти 900 м двигун працює на 0.9 номіналу, а при зниженні з висоти 900 м – на 0.4 номіналу маємо:

Таблиця 3.5

Режим польоту	Зльотний	Набір висоти	Посадка
$K_{CO_n} = 0.0193 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієнта}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{CO1} = 0.20 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{CO2} = 0.44 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{CO3} = 1.30 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$
$K_{C_xH_y_n} = 0.0034 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієнта}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{C_xH_y1} = 0.50 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{C_xH_y2} = 0.57 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{C_xH_y3} = 0.07 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$
$K_{NO_x_n} = 0.0084 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієнта}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{NO_x1} = 98.0 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{NO_x2} = 40.0 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{NO_x3} = 10.5 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$

З таблиці режимів роботи двигуна в зоні аеропорту (див. табл.3.1) маємо:

$$t_{мг} = 15 + 7 = 22 \text{ хв} = 0.367 \text{ год};$$

$$T_{1зн} = 0.7 \text{ хв} \approx 0.0117 \text{ год};$$

$$T_{2зн} = 2.2 \text{ хв} \approx 0.0367 \text{ год};$$

$$T_{3зн} = 4.0 \text{ хв} \approx 0.0670 \text{ год};$$

Маса пального, витраченого двигуном повітряного судна під час наземних операцій зльотно-посадкового циклу:

$$G_{пн} = G_{мг}^* \cdot R_{мг} \cdot t_{мг} = 0.048 \cdot 4480 \cdot 0.367 \approx 80 \text{ кг};$$

При наземних операціях: $M_{ін} = K_{ін} \cdot G_{пн}$:

$$M_{CO_n} = K_{CO_n} \cdot G_{пн} = 0.0193 \cdot 80 \approx 1.523 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_y_n} = K_{C_xH_y_n} \cdot G_{пн} = 0.0034 \cdot 80 \approx 0.268 \text{ кг};$$

$$M_{NO_x_n} = K_{NO_x_n} \cdot G_{пн} = 0.0084 \cdot 80 \approx 0.663 \text{ кг};$$

При зльотно-посадкових операціях:

$$M_{ізн} = W_{і1} \cdot T_{1зн} + W_{і2} \cdot T_{2зн} + W_{і3} \cdot T_{3зн}:$$

$$M_{CO_{зн}} = 0.20 \cdot 0.0117 + 0.44 \cdot 0.0367 + 1.30 \cdot 0.0670 \approx 0.106 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_y_{зн}} = 0.50 \cdot 0.0117 + 0.57 \cdot 0.0367 + 0.07 \cdot 0.0670 \approx 0.031 \text{ кг};$$

$$M_{NO_x_{зн}} = 98.0 \cdot 0.0117 + 40.0 \cdot 0.0367 + 10.5 \cdot 0.0670 \approx 3.318 \text{ кг};$$

Сумарні значення для операцій в зоні аеропорту: $M_{іан} = M_{ін} + M_{ізн}$:

$$M_{CO} = 1.523 + 0.106 \approx 1.629 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_y} = 0.268 + 0.031 \approx 0.299 \text{ кг};$$

$$M_{NO_x} = 0.663 + 3.318 \approx 3.981 \text{ кг};$$

Контрольні параметри емісії випробуваного двигуна, по якому встановлені норми ІСАО:

$$\left. \begin{aligned} \frac{M_{CO}}{R_o} &= \frac{1629}{64} \approx 25.5 \frac{г}{кН} < 118 \frac{г}{кН} \\ \frac{M_{C_xH_y}}{R_o} &= \frac{299}{64} \approx 4.67 \frac{г}{кН} < 19.6 \frac{г}{кН} \\ \frac{M_{NO_x}}{R_o} &= \frac{3981}{64} \approx 62.2 \frac{г}{кН} < 80 \frac{г}{кН} \end{aligned} \right\} \text{Порівняно з нормами ІСАО}$$

Двигун Д-436-148 літака Ан-148-100 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІСАО.

3.3 Акустичний вплив роботи двигунів пасажирського літака на навколишнє середовище

Рівень і спектральний склад шуму є одним із найважливіших параметрів ГТД. Потужними джерелами аеродинамічних і газодинамічних збурень в ГТД є повітрязабірні і нагнітаючі тракти компресорів, камери згоряння, проточні частини турбін і газовипускний тракт. Велике значення для шуму ГТД має частота обертання турбін. Зміна потужності при $n = \text{idem}$, як правило, не викликає великої зміни рівня шуму, тому що встановлено, що найбільш сильним джерелом є компресор, шум якого мало залежить від потужності ГТД

Поява шуму камери згоряння зумовлена коливаннями газу в ній. При певних умовах вона може служити потужним джерелом шуму в зв'язку з появою так званого вібраційного горіння. При горінні в трубі відбувається самозбудження акустичних коливань самим горінням, коливання в свою чергу впливають певним чином на фронт полум'я, викликаючи посилення його вібрації.

Основна частота шуму при цьому відповідає частоті поздовжніх коливань стовпа газу в камері, причому чим коротше довжина жарової труби, тим вище порушується частота. Частотний склад шуму камери згоряння розширюється при наявності вихреутворень в потоці повітря, що поступає. Одночасно зростає й

рівень шуму. Вихроутворення може бути викликано різними нерівностями внутрішніх поверхонь трубопроводу, що підводить повітря в камері згоряння, ребрами теплових компенсаторів і т.д.

Виникнення вихорів в потоці впливає на утворення вібраційного горіння в камері. Вібраційне горіння має автоколивальний характер, коли акустичні коливання збуджуються самим горінням, в свою чергу, впливаючи на фронт полум'я і посилюючи його вібрацію. Газова турбіна не є основним джерелом шуму в ГТД. Вона має, як правило, хорошу звукоізоляцію корпусу і закриті вхід і вихід газу. Тому її шум відіграє другорядну роль.

Через те, що літак, що проектується у даній дипломній роботі, літає на дозвукових швидкостях, питання звукового удару розглядатися не буде.

Процес сприйняття коливань стає відчутним для людини, якщо його інтенсивність перевищує визначений рівень, так званий поріг чутливості. Пороги чутливості коливань для різних органів чуттів є неоднаковими. Відомо, що людина найбільше сприймає середньо та високочастотні шуми органами слуху.

Шкідливий вплив шуму на організм людини доведений науково. Діючи на центральну (ЦНС) і вегетативну нервові системи, а через них на внутрішні органи, шум є причиною розвитку шумової хвороби. Знижуючи загальний опір організму зовнішнім впливам, він сприяє розвитку інфекційних захворювань. При роботі в умовах шуму спостерігається підвищена стомлюваність, зниження працездатності, погіршуються увага і мовний зв'язок, створюються передумови до помилкових дій працівників.

Зміну слухової чутливості прийнято характеризувати підвищенням порогу чутності (в децибелах).

Спочатку під впливом шуму орган слуху пристосовується до нових умов (адаптується), потім у ньому розвивається стомлення. Адаптація дозволяє деякий період справлятися з несприятливою дією шумових факторів.

Стійка втрата слуху настає через 5...8 років роботи в умовах шуму високої інтенсивності. Значно раніше може розвиватися шумова хвороба, в основі якої лежить згубний вплив шуму на центральну і вегетативну нервові системи. Чим

більш відповідальні функції виконує яка-небудь зона ЦНС і чим складніше вона організована, тим більше вона страждає від впливу шуму. Серед основних зрушень у ЦНС під дією шуму відзначається уповільнення зорово-моторної реакції, порушення рухливості нервових процесів, біоелектричної і біохімічної активності мозку.

З вегетативних реакцій найбільш вираженою є порушення периферичного кровообігу за рахунок звуження капілярів шкірного покриву і слизових оболонок при впливі шуму. Зміна периферичного кровообігу прямо пропорційна звуковому тиску при вирішальному впливі чистоти шуму. Серед працюючих в умовах впливу інтенсивного постійного шуму (85 дБ і більше) частіше зустрічаються захворювання гіпертонічною і виразковою хворобами.

Імпульсний шум викликає більш важкі наслідки в порівнянні із шумом безперервним при однакових рівнях звукового тиску.

Діючи на слуховий аналізатор, шум змінює функціональні стани багатьох систем і органів людини унаслідок взаємодії їх через ЦНС. Цей взаємозв'язок приводить до впливу шуму на органи зору людини, а також знижує м'язову працездатність. Шкідливий вплив шуму на організм людини, як правило, підсилюється при наявності інших шкідливих або несприятливих факторів.

Порушення стану центральної нервової системи під впливом шуму приводить до зниження уваги і працездатності, особливо розумової.

При рівні шуму понад 60 дБ знижуються швидкість переробки інформації, обсяг короткочасної пам'яті, розумова працездатність, змінюється реакція на різні ситуації.

3.4 Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів

Оскільки стандарти встановлюють гранично допустимі рівні викидів чотирьох основних шкідливих речовин: CO, CH, NO_x і твердих частинок (диму), розглянемо заходи, що забезпечують зниження викидів саме цих компонентів.

Заходи, що забезпечують зниження викиду оксиду вуглецю [27]:

1. Поліпшення розпилу палива з метою прискорення процесу випаровування палива і створення гомогенної горючої суміші.

2. Перерозподіл повітря по камері згоряння для того, щоб зробити величину коефіцієнта надлишку повітря ближче до оптимальної.

3. Збільшення об'єму зони горіння і часу перебування в ній.

4. Зменшення витрати повітря на плівкове охолодження жарової труби.

5. Перепуск повітря з компресора на режимах малої потужності. При цьому викид CO знижується завдяки збільшенню співвідношення паливо-повітря і температури в зоні горіння.

6. Перемикання підведення палива на меншу кількість форсунок. Це знижує викид CO завдяки покращенню розпилювання палива і збільшення коефіцієнта надлишку повітря в зонах горіння (за рештою форсунок).

Викид незгорілих вуглеводнів визначають ті ж фактори, що й викид CO. Проблема зменшення викиду CH може бути вирішена тими ж способами, що й проблема CO.

Для зменшення викидів оксидів азоту необхідно понизити температуру в зоні реакції. Рекомендуються такі практичні прийоми для зниженні викидів NO_x з камер згоряння ГТД:

1. Додавання повітря в зону горіння для зниження температури полум'я

2. Організація «багатої» суміші в зоні горіння. Надлишок палива, так само як і надлишок повітря знижує температуру полум'я і, отже, викидів NO_x.

3. Зменшення часу перебування продуктів згоряння у двигуні. Викид NO_x може бути знижений, якщо зменшити час, протягом якого газ знаходиться при високій температурі.

4. Уприскування води. Через те, що NO_x сильно залежить від температури, то розбавлення паливно-повітряної суміші інертною або негорючою речовиною має знижувати викид оксидів азоту.

5. Рециркуляція відпрацьованих газів. Але для того щоб ефективно знижувати викиди NO_x , вони повинні повертатися в первинну зону охолодженими.

Утворення сажі в більшій мірі визначається фізичними процесами розпилювання палива і змішування його з повітрям, аніж кінетикою хімічних реакцій. Усунення димності відпрацьованих газів на практиці досягається шляхом запобігання виникненню локальних областей в полум'ї, багатих паливом. Збільшення витрати повітря в зонах горіння сприяє досягненню цієї мети.

Експлуатаційні методи зниження емісії шкідливих речовин від авіаційних двигунів засновуються на зменшенні тривалості й зміні режимів роботи двигунів у зоні аеропорту на етапі „запуск - руління - зліт - руління після посадки на стоянку”. Знизити емісію від двигунів можна таким чином:

1. буксируванням літаків зі стоянки до злітно-посадкової смуги (ЗПС);
2. рулінням літаків зв допомогою частини працюючих двигунів;
3. найвигіднішим розподілом літаків по злітно-посадковим смугам (коли смуг більше однієї) при їх зльотах і посадках.

Нові види палив для повітряних суден.

Авіаційна галузь не раз поставала перед питанням економії паливних ресурсів, щ викликало початок дослідження альтернативних типів палива, в тому числі рідкого водню. Звісно, тип палива суттєво впливає на льотно-технічні характеристики літака і забруднення ним навколишнього середовища. Були проведені дослідження, яку показали, що для літака на 400 пасажирів з дальністю польоту 10000 км і крейсерською швидкістю $M=0,85$ серед можливих варіантів палива (метан, синтетичний біогаз і рідкий водень) найбільш ефективним є рідкий водень.

Теплотворна здатність водню на 280%, а метану на 16% вище, ніж в авіаційного гасу Т-1. Проте за об'ємною теплотворною здатністю водень і метан поступаються звичайному гасу через те, що їх щільність менша. Отже, щоб отримати рівноцінний одному кубічному метру гасу запас палива необхідно 4,25 м³ водню або 1,66 м³ рідкого метану. При роботі двигуна на рідкому водні постає питання розробки системи регулювання подачі палива від баків до форсунок, розробки матеріалів і забезпечення ефективного спалювання водню в камері згорання.

Цей напрям є дуже перспективним, адже як обіцяє авіаційний гігант «Airbus», він повинен представити цілий ряд пасажирських літаків, що повністю працюють на водні у 2035 році [28].

РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Загальні положення

Розділ виконано згідно з «Законом України про охорону праці» [29], який введено в дію Постановою ВР № 2695-ХІІ від 14.10.92, ВВР, 1992, № 49, ст.669р.

Цей Закон визначає основні положення щодо реалізації конституційного права працівників на охорону їх життя і здоров'я у процесі трудової діяльності, на належні, безпечні і здорові умови праці, регулює за участю відповідних органів державної влади відносини між роботодавцем і працівником з питань безпеки, гігієни праці та виробничого середовища і встановлює єдиний порядок організації охорони праці в Україні.

Згідно статті першої закону [29]:

Охорона праці - це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних заходів та засобів, спрямованих на збереження життя, здоров'я і працездатності людини у процесі трудової діяльності.

Слід розуміти, що немає абсолютно безпечних виробництв. Завданням дисципліни охорони праці є зведення до мінімального рівня ймовірності травмування або захворювання працівника підприємства, при цьому забезпечуючи комфорт і високу продуктивність праці.

Цей розділ дипломної роботи висвітлює як загальні питання охорони праці (пожежна безпека, освітленість приміщень, електрична безпека, так і специфічні питання охорони праці, що стосуються системи керування закрilками середньомагістрального літака, який проектується в даній дипломній роботі.

Розглянуто питання небезпечних виробничих факторів, а також питання, що пов'язані з роботами на висоті та екологічними аспектами при виготовленні системи керування закрilками..

Розробка вузлів системи, що проектується, відбулася із чітким дотриманням стандарту ГОСТ 12.2.040-79 ССБТ [30].

4.2 Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів під час розробки і обслуговування системи керування закрилками

Розділ виконаний відповідно до ГОСТ 12.0.003-74 [31].

Під час виробництва елементів системи керування закрилками, що проектується, на працівників може діяти сукупність фізичних, хімічних, психофізіологічних небезпечних та шкідливих факторів. До них слід віднести (3):

1. рухомі машини та механізми (автокари);
2. рухомі частини виробничого обладнання і агрегатів (супорт токарного верстата, стіл фрезерного верстата, шпindel ь дреля і т.п.);
3. підвищений рівень шуму на робочому місці від металорізальних верстатів, ковальсько-пресових верстатів, компресорів, електричних двигунів;
4. підвищений рівень вібрацій на робочому місці від металорізальних верстатів, ковальсько-пресових верстатів, компресорів, електричних двигунів
5. підвищена або понижена рухомість повітря
6. підвищений рівень електромагнітних випромінювань під час процесу загартовування деталей струмами високої частоти;
7. гострі кромки, задирки, шорсткість на поверхнях заготовок, інструменту, обладнання;
8. підвищена або знижена вологість повітря;
9. недостатня освітленість робочої зони;
10. подразнюючі хімічні речовини, що входять до складу застосовуваних матеріалів;

11. паливно-мастильні матеріали, що проникають в організм через органи дихання, шкірний покрив.
12. фізичні (статичні та динамічні) і нервово-психічні перевантаження (перенапруга організму, емоційність, розумове перевантаження).

4.3 Організаційні та інженерно-технічні рішення що покликані вберегти від небезпечних і шкідливих виробничих факторів, при виробництві компонентів системи керування закрilками

Забезпечення безпеки праці при роботі на металообробному обладнанні в даній роботі передбачене такими рішеннями:

1. верстати, преси та інше виробниче обладнання має встановлюватися на міцній основі чи фундаменті і бути надійно закріпленим.
2. робочі місця слюсарів мають бути обладнані шафами, верстаками, стелажми і вантажопідйомними пристроями, що є необхідним для переміщення деталей та вузлів, які мають значну вагу.
3. рухомі частини верстатів можуть спричинити травмування, тож їх необхідно закривати в захисні кожухи.
4. пристосування для виготовлення деталей, а також робочий інструмент мають закріплюватися так, щоб при роботі не відбулося їх розвинчування, і вони залишилися надійно закріпленими;
5. працівникам, що застосовують охолодження емульсіями на верстатах, видаються захисні пасти для змащування рук;
6. верстати, на яких обробляється текстоліт, обладнані пиле- та стружкоприймачами, приєднаними до відсмоктувальної лінії для видалення пилу і стружки з місця їхнього утворення;
7. електрична апаратура і струмовивідні частини мають бути надійно ізолювані і розміщені в корпусі верстатів; всі верстати мають бути надійно заземленими і обладнаними аварійною кнопкою "СТОП" чи рубильниками;

8. ручний інструмент має перевірятися на справність, а працівникам, що його використовують, мають бути видані захисні окуляри;

9. для поліпшення освітленості на верстатах має бути застосоване місцеве освітлення.

Для захисту працівників від шуму, ультразвуку та вібрації даною роботою передбачені такі заходи:

1. використання малошумного обладнання, виніс найбільш шумного обладнання в спеціальні приміщення із шумопоглинаючим покриттям або розміщення їх в окремій, відгородженій частині виробничого приміщення, що обладнана щільною звукоізоляцією;

2. використання обладнання, яке створює шум, у той час, коли в приміщенні працює найменша кількість людей;

3. коректна експлуатація машин і обладнання та їх планово-попереджувальний ремонт, що дає змогу уникнути появи сторонніх шумів під час роботи;

4. створення пристроїв-перепон, які перешкоджають розповсюдженню шуму з одного приміщення в інше;

5. агрегати, що вібрують, встановлюються на окремих фундаментах на амортизатори і амортизуючі покриття, які зроблені зі сталевих пружин або гуми.

Для того, щоб захистити працівників від дії електромагнітних випромінювань, використано обмеження доступу для сторонніх осіб до об'єктів, що спричиняють випромінювання. Застосовано так званий «захист відстанню»: об'єкти, що здійснюють випромінювання, розташовуються на якомога більшій відстані від персоналу. Також час перебування людей у зоні, на яку діє опромінення, зведено до мінімуму.

Використана виробнича вентиляція, яка покликана нормалізувати мікроклімат в приміщенні: температуру, вологість, запиленість, кількість кисню.

Для забезпечення достатньої освітленості робочих місць даною роботою передбачено застосування штучного освітлення (загальне, а також стаціонарні

світильники на робочих місцях, переносні акумуляторні і лампи-світильники, що живляться від мережі).

Для забезпечення безпеки працівників від рухомих автокарів, останні рухаються тільки у зонах, які виділені візуально. Ці зони обмежено яскравим маркуванням на підлозі виробничих приміщень.

4.3.1 Обґрунтування необхідності розрахунку освітленості та вимоги до нього

Згідно підручника [32]

Погане освітлення виробничої зони може призвести до погіршення якості виконуваних робіт, наприклад, можуть залишитися непоміченими розриви, що з'явилися, потертості, витік палив і олій, механічні домішки в паливі й інше, що, у свою чергу, призводить до зниження безпеки праці. Погане освітлення виробничих територій може стати причиною багатьох важких і смертельних випадків, таких, як наїзд самохідних засобів механізації, що рухаються.

Раціональне освітлення повинно задовольняти ряд вимог і умов. Воно повинно бути:

1. достатнім, щоб очі без напруги могли розрізняти деталі, що розглядаються;
2. стабільним - для цього напруга в електричній мережі не повинна коливатися більше ніж на 4 %;
3. рівномірно розподіленим на робочих поверхнях, щоб очам не доводилося потрапляти з дуже темного місця у світле і навпаки;
4. таким, що не викликає сліпучої дії на око людини, як від самого джерела світла, так і від відбиваючих поверхонь, що знаходяться в полі зору робітника. Зменшення віддзеркалювання джерел світла досягається шляхом застосування світильників;
5. таким, щоб не виникали різкі тіні на робочих місцях, у проїздах, проходах. Цього можна уникнути при правильному розташуванні світильників, прожекторів;

6. безпечним - не призводити до вибуху, пожежі у виробничих приміщеннях.

4.3.2 Розрахунок освітлення робочої зони

Розрахунок освітленості проводимо відповідно до ДБН В.2.5-28-2006 [33] з використанням інформації підручника [34]

Система освітлення – штучна

Обираємо LED лампи

За Таблицею 1 ДБН В.2.5-28-2006 [34] визначаємо розряд і підрозряд зорових робіт: "Приміщення ангара. Ремонт і установка засобів механізації" -IV₈

Для даного розряду робіт нормована освітленість складає 200 люкс.

Через те, що в приміщенні відсутнє природнє освітлення, і постійно перебувають люди, підвищуємо норму на одну ступінь і приймаємо за норму освітленість 300 люкс.

Виробниче приміщення, для якого розраховується освітлення, має розміри:

Довжина А, м	50
Ширина В, м	50
Висота підвісу світильників h, м	12

Розрахунок проводимо за світловим потоком

Формула для розрахунку норми освітлення:

$$E_n = \frac{F_n \times n \times \eta}{S \times K \times Z}, \quad (4.1)$$

де F_n – світловий потік однієї лампи;

S – площа робочої поверхні, м²;

K – коефіцієнт запасу (приймається 1.5);

Z – поправочний коефіцієнт (приймається 1.1);

n – число ламп в приміщенні, шт;

η – коефіцієнт використання світлового потоку світильника (залежить від показника приміщення φ).

Визначаємо показник приміщення за формулою :

$$\varphi = \frac{A \times B}{h_0 \times (A + B)}, \quad (4.2)$$

де A і B – довжина і ширина приміщення відповідно, м;

h_0 – висота підвісу світильника над робочою поверхнею, м.

Проводимо обчислення:

$$\varphi = \frac{50 \times 50}{12 \times (50 + 50)} = 2,08$$

Згідно визначеного показника з таблиці 3 [35] обираємо коефіцієнт використання світлового потоку в залежності від стану стін і стелі.

Приймаємо $\eta = 0,6$

З формули 4.1 виражаємо загальний світловий потік, який необхідно отримати від усіх ламп в приміщенні:

$$F_{\text{л}} \times n = \frac{E_{\text{н}} \times S \times K \times Z}{\eta} = \frac{300 \times 2500 \times 1,5 \times 1,1}{0,6} = 2062500 \text{ лм}$$

Тобто на освітлення усього приміщення з забезпеченням норми освітленості необхідно 2062500 люмен світлового потоку

У якості світильника обираємо LEDEL L-trade II 130, який відповідно до заявлених характеристик [36] має світловий потік 15200 люмен і має потужність 130Вт.

Він забезпечує температуру кольору 5000К, що подібно до денного світла.

Тоді для визначення необхідної кількості світильників слід загальний світловий потік розділити на величину світлового потоку, що дає один світильник

$$n = \frac{F_{\text{л}} \times n}{F_{\text{л}}} = \frac{2062500}{15200} = 135$$

Висновок: В ході розрахунку виявлено, що для забезпечення норми освітленості у виробничому приміщенні необхідних розмірів із штучним освітленням для забезпечення робіт, пов'язаних з системою керування закрилками проєктованого літака, слід використати 135 LED ламп LEDEL L-trade II 130 зі світловим потоком 15200 люмен і потужністю 130 Вт.

4.4 Пожежна та вибухова безпека в робочій зоні ТО системи керування закрилками повітряного судна

Розділ виконаний у відповідності до ГОСТ 12.1.004-91 [37] і ГОСТ 12.1.010-76 [38].

Небезпечними факторами, які діють на людей та матеріальні цінності, при пожежі є [37]:

1. полум'я та іскри;
2. підвищена температура навколишнього середовища;
3. токсичні продукти горіння та термічного розкладання;
4. дим;
5. знижена концентрація кисню.

До вторинних проявів окисних факторів пожежі відносяться:

1. уламки, частини агрегатів і конструкцій, які руйнуються;
2. електричний струм, який виникає в результаті виносу високої напруги на струмопровідні частини конструкції і агрегатів;

3. небезпечні фактори вибуху, який виникає внаслідок пожежі;
4. вуглегасні речовини.

Забезпечення пожежної безпеки досягається за рахунок [37]:

1. максимально можливого використання негорючих та важкогорючих матеріалів та речовин;
2. максимально можливого обмеження маси горючих речовин і матеріалів та найбільш безпечного засобу їх розміщення;
3. максимальної механізації та автоматизації технологічних процесів, пов'язаних з горючими речовинами;
4. використання засобів гасіння пожежі та відповідних видів пожежної техніки;
5. використання автоматичних пристроїв пожежної сигналізації та пожежегасіння.

При виготовленні елементів СКЗ і ТО виникає необхідність використання паливно-мастильних матеріалів, лаків, фарб, газів та інших речовин.

При виготовленні СКЗ літака використовують такі матеріали, в яких закладена можливість виникнення пожежі:

1. мастило, яке використовується для змазування верстатів;
2. мастило, яке використовується для змазування деталей гідроелементів перед збиранням їх у вузли та механізми;
3. мастило, яке використовується для випробування механізмів гідросистеми;
4. лакофарбові матеріали та ін.

Враховуюче усе сказане вище, технічне обслуговування СКЗ повітряного судна відносять до категорії В – пожежонебезпечна, із такою характеристикою: горючі і важкогорючі пилі; тверді горючі і важкогорючі речовини та матеріали, які можуть при взаємодії з водою, киснем, повітрям або одне з одним горіти при

умові, що приміщення, в яких вони знаходяться не відносяться до категорії А та В.

У відповідності до цієї категорії запроваджено ряд заходів. Безперервно контролюють справність електричної проводки обладнання, що застосовують на робочих місцях, не допустим є замикання на “масу” та між собою.

В випадку виникнення пожежі передбачена сигналізація про її наявність і автоматичне спрацювання системи пожежогасіння, а також можливим є застосування ручних вогнегасників ОУ-5, ВП-5(з), та переносних вогнегасників ОП-100(ВП-90), ВП-80(ОП-80) .

В процесі ТО та ремонту СКЗ забороняється відкривати пробки баків з легкозаймистими рідинами, ударяючи по ним механічними предметами, використовувати відкрите полум'я та палити на місцях заправлення гідросистем.

4.5 Інструкція з техніки безпеки при роботі на висоті

Робота на частинах літального апарату, що розташовані високо над землею, проводиться інженерно-технічним складом АТБ у спеціальних ангарах. Для цієї роботи використовуються лише спеціально спроектовані для літального апарату даного типу трапи, підйомники, драбини. Робочі площі вказаних підйомних пристроїв при висоті платформ і драбин від 1 до 2 метрів повинні мати огорожу висотою 100-200мм з трьох сторін, висотою від 2 до 2,5 - огорожі висотою 600-800 м з чотирьох сторін (донна сторона огорожі, з боку входу - роз'ємна).

Можливим є використання приставних драбин. Такі драбини мають бути вкомплектованими гумовими наконечниками на низу або бути загостреними, кожна сходинка повинна мати рифлення, на верхній стороні драбина повинна мати прив'язні ремені або спеціальне пристосування для можливості закріплення до конструкції літального апарату (карабіни, гаки, вакуумні присоски, затискачі-струбцини).

Заборонено працювати на частинах літального апарату, що розташовуються високо, без спеціальних страхувальних пристосувань. Необхідним є застосування запобіжних поясів. На кожному поясі має бути бірка з унікальним номером і датою наступного запланованого випробування. При роботі на крилі необхідно також використовувати страхувальні мати.

Для забезпечення нормального доступу до елементів системи керування закрилками при роботі на висоті даною дипломною роботою передбачені панелі крила, що знімаються, на верхній частині кесона крила. Ці панелі розташовані між нервюрами №9 і №15. Завдяки цьому є достатня можливість для перевірки стану агрегатів та їх монтажу та демонтажу без використання додаткового освітлення.

Забезпечується герметизація та контроль усіх гідравлічних елементів системи, тим самим виключаються ситуації витоку робочої рідини.

Агрегати електричної системи надійно ізольовані. Це виключає можливість травмування внаслідок дії електричного струму при увімкненому живленні.

У механічній частині системи керування закрилками застосовуються агрегати зі змащенням покриттям типу БФГ ("бронза - фторопласт-графіт"), що виключає використання змащувальних рідин і присадок. Така система не створює відходів, що забруднюють навколишнє середовище, і проблем їх утилізації.

ВИСНОВКИ

Дану дипломну роботу було розроблено відповідно до завдання.

Проведено аналіз сучасних систем керування закрилками літаків-прототипів, обгрунтовано вибір варіанту системи Ан-148 в якості прототипу. Наведено докладний опис конструкції та принципу роботи системи, що проектується.

Проведено аналіз можливості конструктивних змін у системі керування закрилками для покращення її характеристик довговічності, ваги та надійності. Запропоновано ряд конструктивних змін труб карданних валів та самих карданів, які входять до складу трансмісії системи керування.

Обгрунтоване впровадження конструктивних змін, наведена прогресивна технологія виготовлення валів нової конструкції,

Виконано розрахунок на міцність валів старої та нової конструкції, проведений порівняльний аналіз конструкцій, що підтверджує доцільність внесення конструктивних змін.

Викладені питання охорони навколишнього середовища, а саме екологічний вплив роботи двигунів пасажирського літака на навколишнє середовище.

Розглянуті питання охорони праці при проектуванні та виробництві системи керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака.

У процесі конструювання використані передові досягнення науки та техніки: новітні матеріали, системи автоматизованого проектування.

Матеріали дипломного проекту можуть бути використані у навчальному процесі в Національному авіаційному університеті з таких дисциплін: «Гідропривід та гідروпневмоавтоматика» та «Конструкція та міцність ЛА».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Model Based Aircraft Control System Design and Simulation [Електронний ресурс]. - 2015. – Режим доступу: <http://liu.diva-portal.org/smash/get/diva2:224078/FULLTEXT01.pdf>
2. Aircraft Flap Control System: Proposal of a Simulink Test Bench for Evaluating Innovative Asymmetry Monitoring and Control Techniques [Електронний ресурс]. - 2016. – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/305391238_Aircraft_Flap_Control_System_Proposal_of_a_Simulink_Test_Bench_for_Evaluating_Innovative_Asymmetry_Monitoring_and_Control_Techniques
3. Ан-148 [Електронний ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-148>. – Назва з екрану.
4. Sukhoi Superjet 100 [Електронний ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/Sukhoi_Superjet_100. – Назва з екрану.
5. Bombardier CRJ [Електронний ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/Bombardier_CRJ#CRJ_900. – Назва з екрану.
6. Embraer E-Jet [Електронний ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/Embraer_E-Jet. – Назва з екрану.
7. Система управління [Електронний ресурс]/ Sukhoi Superjet 100. Режим доступу: <http://superjet.wikidot.com/wiki:aircraft-control>. – Назва з екрану.
8. Canadair Regional Jet 100/200 - Flight [Електронний ресурс]- Режим доступу: https://www.smartcockpit.com/docs/Bombardier_CRJ_200-Flight_Controls.pdf
9. Embraer 190 – System Summary (Flight Control) [Електронний ресурс] - Режим доступу: http://www.smartcockpit.com/docs/Embraer_190-Flight_Controls.pdf

10. Самолет Ан-148 [Электронный ресурс]/avianews.com. Режим доступа: https://www.avianews.com/airlines/planes/antonov_an148/antonov_an148_100.htm. – Назва з екрану.
11. Ан-148 [Электронный ресурс]/Уголок неба. Режим доступа: <http://airwar.ru/enc/aliner/an148.html>. – Назва з екрану.
12. Ан-148 [Электронный ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-148>. – Назва з екрану.
13. «Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-148-100». Київ, АНТК ім.О.К. Антонова, 2006р.
14. Concepts for a safety device in conventional track-linkage kinematics to prevent skew in a single flap system [Электронный ресурс]. - 2017. – Режим доступа: <https://www.dglr.de/publikationen/2017/450068.pdf>
15. Система управления самолета [Электронный ресурс]/Авто-дневник. Режим доступа: <https://auto-dnevnik.com/docs/index-6573.html?page=3>. – Назва з екрану.
16. Design and evaluation of distributed electric drive architectures for high-lift control systems [Электронный ресурс]. - 2017. – Режим доступа: <https://www.dglr.de/publikationen/2017/450110.pdf>
17. Composite Driveshafts [Электронный ресурс]/MACHINE SERVICE, Inc. Режим доступа: <https://www.machineservice.com/composite-driveshafts/>. – Назва з екрану.
18. Roll Wrapping by Rock West Composites [Электронный ресурс]/YouTube. Режим доступа: <https://m.youtube.com/watch?v=QKfLvRdCYfQ>. – Назва з екрану.
19. Тема 1. Экология – задачи и перспективы [Электронный ресурс]/Экология СПРАВОЧНИК. Режим доступа: <https://ru-ecology.info/post/100014901620001/>. – Назва з екрану.
20. Экологические проблемы в авиации и пути их решения [Электронный ресурс]. - 2016. – Режим доступа:

<https://cyberleninka.ru/article/n/ekologicheskie-problemy-v-aviatsii-i-puti-ih-resheniya/viewer>

21. Загрязнение [Электронный ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Загрязнение>. – Назва з екрану.

22. Влияние авиации на окружающую среду и меры по ослаблению негативного воздействия [Электронный ресурс]. - 2017. – Режим доступа: http://method.meteorf.ru/publ/tr/tr365/ivan_a.pdf

23. Охрана окружающей среды. Том 2. Эмиссия авиационных двигателей: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 5, июль 2014 г.

24. Охрана окружающей среды. Том 1. Авиационный шум: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 3, июль 2008 г.

25. Обеспечение экологической безопасности в аэропортах [Электронный ресурс]. - 2018. – Режим доступа: https://spbguga.ru/files/2018/ZF/Method_materiali/Obespech_ecolog_bezopasnosti_v_aeroportah.pdf

26. Environmental impact of aviation [Электронный ресурс]/Wikimedia Foundation, Inc. Режим доступа: <https://www.hisour.com/environmental-impact-of-aviation-38134/>. – Назва з екрану.

27. 3. Газотурбинные двигатели и окружающая среда aircraft [Электронный ресурс]/PPT Online. Режим доступа: <https://en.ppt-online.org/487891>. – Назва з екрану.

28. Airbus reveals new zero-emission concept aircraft [Электронный ресурс]/Airbus S.A.S 2020. Режим доступа: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2020/09/airbus-reveals-new-zeroemission-concept-aircraft.html>. – Назва з екрану.

29. Про охорону праці [Електронний ресурс]/Верховна Рада України 1994-2020. Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2694-12#Text>. – Назва з екрану.
30. ГОСТ 12.2.040-79 [Електронний ресурс]/АО «Кодекс 2020». Режим доступу: <http://docs.cntd.ru/document/1200012073>. – Назва з екрану.
31. ГОСТ 12.0.003-74 [Електронний ресурс]/АО «Кодекс 2020». Режим доступу: <http://docs.cntd.ru/document/5200224>. – Назва з екрану.
32. Нормування виробничої освітленості [Електронний ресурс]/Studies.in.ua. Режим доступу: <http://studies.in.ua/bjd-zaporojec/1224-43-normuvannya-virobnichoyi-osvtlenost.html#159>. – Назва з екрану.
33. ДБН В.2.5-28-2006 [Електронний ресурс]. - 2006. – Режим доступу: <http://www.gorsvet.kiev.ua/wp-content/uploads/2016/08/ДБН-В.2.5-28-2006.pdf>
34. Расчет искусственного освещения [Електронний ресурс]/Студенческая библиотека онлайн. Режим доступу: https://studbooks.net/1547087/bzhd/raschet_iskusstvennogo_osvescheniya. – Назва з екрану.
35. Светодиодный светильник для торговых помещений LEDEL L-trade II 130 [Електронний ресурс]/»Топ Свет», 2009-2020. Режим доступу: <https://top-svet.ru/catalog/special-lights/sale-area-lighting/ledel-l-trade-ii-130/>. – Назва з екрану.
36. ГОСТ 12.1.004-91 [Електронний ресурс]/АО «Кодекс 2020». Режим доступу: <http://docs.cntd.ru/document/9051953>. – Назва з екрану.
37. ГОСТ 12.1.010-76 [Електронний ресурс]/АО «Кодекс 2020». Режим доступу: <http://docs.cntd.ru/document/5200270> ГОСТ 12.1.004-91 [Електронний ресурс]/АО «Кодекс 2020». Режим доступу:
38. <https://www.drive2.ru/b/288230376152149388/>
39. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 3-е издание: АП-25: утв. Совет по авиации

и использованию воздушного транспорта, 11.12.2008.-

Межгосударственный авиационный комитет, 2009.-257с.

40. Астанін В.В. Технічна механіка. Частина II. Опір матеріалів:

Навчальний посібник / В.В. Астанін. – К.: НАУ, 2009

41. ЄСКД Загальні положення: ДСТУ ГОСТ 2.001:2006. – На зміну

ГОСТ 2.001.70; [Чинний від 01.01.2007].

ДОДАТОК А. КРЕСЛЕННЯ. СПЕЦИФІКАЦІЇ