

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 і дослідження системи керування закрилками пасажирського літака
для місцевих повітряних ліній»

Виконавець: студент 2-го курсу Довгань Олександр Олексійович _____
(підпис)

Керівник: к.т.н., доц. Головка Юрій Стефанович _____
(підпис)

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

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., проф., 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

Довганя Олександра Олексійовича

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка і дослідження системи керування закрилками пасажирського літака для місцевих повітряних ліній
2. Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № _____
3. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
4. Вихідні дані до роботи: Тактико-технічні характеристики літака Ан-140; технічне завдання на аналіз СУЗ-140; АП-25; ОТТ-ВВС-86; конструкторська документація на розробку планетарних приводів..
5. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):
6. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: Дивись додаток.

1. 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.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	06.10 –20.10.2020	
4.	Аналіз існуючих систем керування	21.10 –26.10.2020	
5.	Розробка та дослідження системи керування	27.10 –10.11.2020	
6.	Розробка та дослідження рульового привода	11.11–30.11.2020	
7.	Аналіз забруднення атмосфери повітряним транспортом	1.12 – 5.12.2020	
8.	Аналіз впливу небезпечних факторів під час трудового процесу на здоров'я людини	6.12 –12.12.2020	
9.	Підведення підсумків	13.12 –20.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

2. Консультанти з окремих розділів роботи:

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

Дата видачі завдання “___” _____ 2020 р.

Керівник: _____ Головка Ю.С.
(підпис)

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

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Система управління закрилками пасажирського літака для місцевих повітряних ліній»: 89 сторінок, 24 рисунків, 17 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – комбінований привод механізації крила.

Предмет дослідження – конструктивні параметри комбінованого приводу механізації крила.

Метою данної роботи є вдосконалення системи управління закрилками для літака АН-140.

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

Здійснено розрахунок розроблена схема системи управління закрилками літака Ан-140 з трьома кулько-гвинтовими підйомниками на кожне півкрило, з установкою третього підйомника по 12-й нервюрі крила.

Визначені параметри швидкодії системи, їх геометричні параметри. Проведений розрахунок електродистанційної системи управління закрилками для літака місцевих повітряних ліній з двома двигунами, що відрізняється від прототипу (літак "Антонов" Ан-140) наявністю третього кулько - гвинтового підйомника на кінцевій секції закрилка кожного напівкрила.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

Абревіатури:

ЛА – літальний апарат;
БПЛА - безпілотний літальний апарат;
НСК – наземна станція керування;
ЗПС – злітно-посадкова смуга;
ГС – гідравлічна система;
ГА – гальмівний агрегат;
ГК – гальмівне колесо;
СКГК – система керування гальмуванням колеса;
ЕДСК – електродистанційна система керування;
АП – автопілот;
БКГ – блок керування гальмами;
ООШ – основна опора шасі;
НОШ – носова опора шасі;
САА – система антиюзової автоматики;
ДКШ – датчик кутової швидкості;
ДТР – диференціальний трансміттер-ресивер;
ТТЛ – транзистор-транзисторна логіка (логічні рівні);
ДТ – датчик тиску;

Прийняті позначення для одиниць вимірювання (СІ):

Найменування	Осн.	Альт.
Метр	м	m
Сантиметр	см	cm
Міліметр	мм	mm
Ньютон	Н	N
Паскаль	Па	Pa
Джоуль	Дж	J
Кілограм	кг	kg
Секунда	с	s

ЗМІСТ

Вступ.....	10
2.1 Введення	12
2.2 Тактико-технічні характеристики запропонованого літака.	13
2.3 Особливості конструкції	15
2.4 Система керування закрилками. Опис і робота.....	17
2.4.1 Загальні відомості.....	17
2.4.2. Склад системи управління закрилками	19
2.4.3. Опис конструкції системи управління закрилками.....	20
2.4.4. Робота системи управління закрилками	22
2.5. Обґрунтування вибору структури системи управління закрилками. ..	26
2.5.1. Вимоги до механічної частини.....	29
2.5.2. Вимоги до електропроводки.....	30
2.5.3 Вимоги по радіоелектронної захисту	30
2.5.4 Вимоги по живучості і стійкості до зовнішніх чинників	31
2.5.5 Експлуатаційні режими роботи	31
2.5.6. Вимоги до довговічності.....	32
2.5.7 Вимоги до зберігаємості	32
2.5.8. Вимоги до ремонтпридатності	33
2.5.9 Вимоги до безпеки	33
2.5.10. Вимоги до контрольованості.....	33
2.5.11. Спеціальні вимоги.....	34
2.6. Розрахунок аеродинамічних навантажень, що діють на закрилки	34
2.6.1. Розрахункова схема.....	35

2.6.1.1. Схема дії навантажень на закрилки	35
2.6.1.2. Схема обдуву закрилку гвинтами	36
2.6.2. Визначення розмірів хорд дефлектора і основної ланки закрилка	36
2.6.3. Визначення площ.....	38
2.6.4. Визначення навантажень.....	38
2.6.5. Визначення зусиль в підйомниках.....	39
3.1. Комбінований привід механізації крила КПМ-02. Опис і робота.....	42
3.1.1. Загальні відомості.....	42
3.1.2. Опис.....	43
3.1.2.1. Склад і призначення основних вузлів	43
3.1.2.2. Основні технічні дані	44
3.1.2.3. Параметри основного режиму.....	45
3.1.3. Робота приводу.....	48
3.1.3.2. Робота приводу в резервному режимі.....	49
3.2. Проектування комбінованого приводу механізації крила	50
3.2.1. Обґрунтування обраної схеми.....	50
3.2.2. Опис конструкції проектного комбінованого приводу механізації	51
3.2.3. Робота основного каналу управління.....	52
3.2.4. Принципова схема.....	53
3.2.5. Визначення геометричних параметрів планетарно - роторного гідроприводу	55
3.2.5.1. Розрахунок на міцність зубчастої передачі кругового поршня	58
3.2.5.2. Розрахунок на контактну міцність зубів кругового профілю	59

3.2.6. Розрахунок конструктивних параметрів планетарного гідроприводу. Розрахунок гідромотора	61
3.2.6.1. Розрахунок планетарного (диференціального) редуктора	
Розрахунок передавальних відносин	62
3.2.6.2. Розрахунок підшипників планетарного редуктора	65
3.2.6.3. Попередній розрахунок на міцність передач планетарного (диференціального) редуктора	66
3.2.7. Розрахунок гальма	72
3.2.8. Розрахунок муфти – гальма планетарного гідропривода	73
3.2.9. Розрахунок регулятора витрати	75
3.2.10. Підбір і розрахунок інших конструктивних елементів	76
3.2.10.1. Підбір фільтроелементів	76
3.2.10.3. Підбір клапана включення	77
3.2.10.4. Підбір клапана кільцювання	77
3.2.11. Висновки	79
3.3. Розрахунок редуктора комбінованого приводу механізації	79
3.4. Побудова характеристик спроектованого комбінованого приводу механізації	84
Розділ 4	85
Охорона праці	85
4.1 Вступ	85
4.2. Небезпечні та шкідливі фактори при технічному обслуговуванні систем керування механізацією кріла та систем джерел тиску ПС	85
4.3. Конструктивні та організаційні заходи з запобігання можливої дії шкідливих факторів	87
4.4. Пожежна та вибухова безпека	88
4.5. Інструкція з безпеки праці при випробуваннях системи	91

4.6. Розрахунок контурного заземлення	93
4.7. Висновки	96
Розділ 5 Охорона Навколишнього Середовища	97
5.1 Введення	97
5.2 Шумове забруднення від літака-прототипу.	98
5.3 Якість повітря в аеропортах	100
5.4 Емісії авіаційних двигунів	102
5.5 Висновок.....	104
6. Висновки	106
Список використаних джерел	107
Додаток	108

ВСТУП

Система керування літаком є однією з найважливіших систем, яка багато в чому визначає експлуатаційні можливості літального апарату і безпеку його польоту.

Система являє собою комплекс систем, що складається з електронних електричних, гідравлічних та механічних пристроїв, які в цілому забезпечують можливість ручного управління літальним апаратом з необхідними для цього характеристиками керованості, стабілізацією встановлених пілотом режимів польоту, автоматичне керування літаком на всіх режимах польоту від зльоту літального апарату і до його посадки.

Оскільки характеристики системи управління визначають вигляд літального апарату, етап проектування систем керування є невід'ємною складовою частиною процесу проектування літального апарату в цілому.

Для проектування системи управління в першу чергу необхідно визначити її функціонал, і визначивши його, формувати структуру системи та її визідні характеристики до яких входять: габаритні, масові, експлуатаційні, енергетичні і вимоги з безпеки польотів.

Особливістю проектування систем керування літальним апаратом є те, що крім досягнення високих технічних показників, таких як швидкість, точність, надійність, і т.д., повинні враховуватися характеристики пілота, як важливого елемента в контурі управління та інші ергономічні показники (психофізичні навантаження, ступінь навантаження пілота завданнями управління, ймовірність помилкових дій пілота і екіпажу).

Саме такі специфічні вимоги сприяли появі бустерних систем управління на початку 50-х років 20 століття в період освоєння реактивної техніки і надзвукових швидкостей польоту. У цих системах для подолання аеродинамічних шарнірних моментів, які по-багато разів перевищують фізичні можливості людини, почали застосовувати гідравлічні підсилювачі -

бустер. На перших етапах впровадження бустерних систем застосовувалися зворотні гідравлічні підсилювачі, у яких зовнішня навантаження частково передавалося на органи керування літальним апаратом.

Пізніше бустерні системи стали незворотні, і зовнішні навантаження повністю сприймалися гідродвигуном. При такому типі управління пілота досить прикладати незначні зусилля до органів управління, що-б подолати сили тертя в проводці управління і в золотнику бустера, що унеможлиблює управління літальним апаратом.

Тому незворотні бустерна система управління містить такі функціональні необхідні елементи як загрузчик системи управління і трімерного механізми.

Основне застосування в приводах рульових поверхонь сучасних літальних апаратів - це гідравлічні виконавчі механізми - гідравлічні контролюючі приводи, перевага яких полягає в:

- 1.) мінімальні габарити і вага приводу;
- 2.) висока швидкість і точність роботи;
- 3.) простота конструкцій елементів приводу, які забезпечують безперервне регулювання руху вихідної частини гідродвигуна, плавність і стійкість роботи;
- 4.) високий коефіцієнт корисної дії і великий термін служби приводу в умовах безперервних реверсів, зрушень і зупинок.
- 5.) можливість безперервно і довго працювати при високих температурах навколишнього середовища без індивідуального охолодження;
- 6.) висока надійність і відносно низька вартість приводу.

Використання гідравлічного контролюючого приводу в системах управління літальних апаратів дозволило вирішити такі важливі завдання:

- 1.) посилення потужності командних сигналів пілота і автоматичних систем для подолання аеродинамічних навантажень, які діють на органи управління;
- 2.) ізоляція органів управління від аеродинамічних і вібраційних навантажень, в зв'язку з-складністю або неможливістю забезпечення

необхідних характеристик стійкості і керованості під час впливу на органи управління цих навантажень, які мають широкий діапазон зміни на різних режимах польоту;

3.) забезпечення відхилення органів управління за сумарними командним сигналам пілота і автоматичних систем для поліпшення характеристик стійкості і керованості, підвищення безпеки польотів;

4.) підвищення жорсткості, демпфірування і власної частоти коливань рульових поверхонь для підвищення їх ефективності та забезпечення неможливості виникнення рульових форм флатер;

5.) зменшення на органах управління зусиль, необхідних для подолання опору переміщення механічної проводки з метою підвищення точності управління;

4.) високий коефіцієнт корисної дії і великий термін служби приводу в умовах безперервних реверсів, зрушень і зупинок.

5.) можливість безперервно і довго працювати при високих температурах навколишнього середовища без індивідуального охолодження;

6.) перетворення електричних командних сигналів автоматичних і електродистанційною систем управління в механічне переміщення, яке передається на органи управління безпосередньо або з послідовним посиленням потужності.

Відхиляються поверхні сучасних літаків можна умовно розділити на дві великі групи:

I. Шарнірно закріплені на нерухомому елементі (лонжероні) крила. До зазначених поверхонь відносяться елерони, інтерцептори, спойлери, всілякі щитки, кермо висоти і напрямку, предкрилки Крюгера. Як правило, кінематика механізмів відхилення цих поверхонь досить проста і не виходить за профіль крила (оперення, фюзеляжу);

II. Відхиляється навколо умовної осі, розташованої поза профілю крила. Переміщення їх відбувається по напрямних -

монорейки. До таких поверхонь відноситься більшість типів предкрилків і закрилків. Загальна довжина обтикачів монорейок займає у закрилків до 20% розмаху крила і це сильно погіршує аеродинамічна якість крила. До систем управління механізацією крила сучасних транспортних літаків відносяться функціонально незалежні системи управління: предкрилками, закрилками, інтерцепторами.

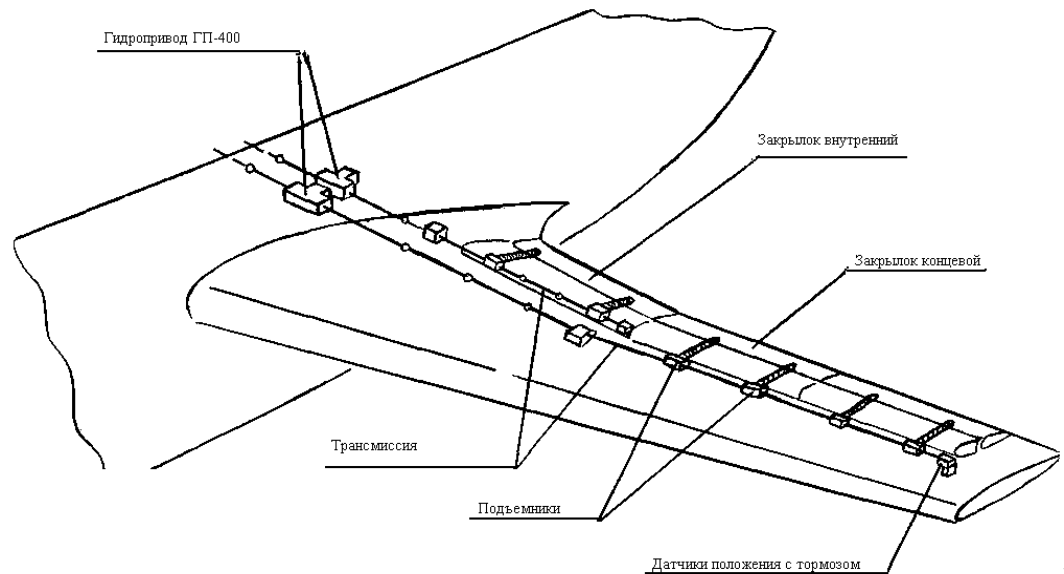
III. У функції систем управління механізацією крила входить забезпечення заданої конфігурації механізацією крила з видачею інформації екіпажу про їхнє становище і стан системи управління. Функції механізацією крила безперервно розширюються, охоплюючи питання забезпечення стійкості і керованості, підвищення аеродинамічного якості і ресурсу крила.

IV. Предкрилки, як правило, мають 2-3 фіксованих положення: «прибрати - випущених» або «прибрати - злітно ПОЛОЖЕННЯ - ПОСАДКОВЕ ПОЛОЖЕННЯ». Управляються предкрилки релейними сигналами (з автоматичним зупинкою їх в заданих положеннях). Випуск предкрилків поєднується з початком випуску закрилків або трохи випереджає його.

V. Класична схема відхилення закрилків зображена на рис.1.2. Вона складається з центрального електроприводу, пов'язаного з допомогою довжиною трансмісії з гвинтовими підйомниками закрилків. Кінцеві та внутрішні закрилки мають незалежні електрогідравлічні приводи й трансмісії. Особливістю системи управління закрилками є робота приводу в режимі насичення з постійною швидкістю обертання вихідного валу приводу:

$$\omega_{\text{п.}} = K_{\text{п.}} \times i_y \leq \omega_{\text{max}},$$

где i_y – управляющий сигнал привода; При $i_y = 0$ привод затормаживается, удерживая закрылки в заданном положении



Ма

л.1.2. Система керування закрилками літака Ан-124

Недоліки класичних схем:

пошкодження або відмова будь-якого елемента довгою трансмісії призводить до виходу з ладу системи в цілому; один помилковий відмовний сигнал управління призводить до переміщення закрилків (предкрилків) на повний кут - так званий "активний відмова".

Підвищення відказобезпека класичних схем систем управління досягається за рахунок силових приводів, механічних елементів трансмісії, електросхем управління, датчиків.

Метою данної дипломної роботи являється створення такої системи управління закрилками для літака, яка задовольняла б вимоги авіаційних правил АП-25 щодо флаттерних характеристик і підвищення відказобезпека.

2.1 Введення

Запропонований літак Ан-140 призначений для заміни літака Ан-24. Новий літак перевершує Ан-24 за всіма показниками технічного рівня: крейсерська швидкість більше в 1,2 рази, потрібна довга ВПП менше в 1,6 рази, витрата палива на 1 пасажирокілометрів менше в 2 рази.

Концепція створення літака передбачає

- використання літака на пасажирських і змішаних пасажирсько - вантажних перевезеннях на місцевих, регіональних, близькомагістральних лініях в умовах високогір'я і спекотного клімату, в простих і складних метеоумовах, вдень і вночі, в умовах мінусових температур;

- забезпечення експлуатації на невеликих аеродромах (включаючи автономну експлуатацію на малообладнаних аеродромах), що мають короткі ґрунтові ВПП з невисокою міцністю поверхні, а також експлуатацію на необладнаних майданчиках;

- забезпечення високого рівня комфорту за рахунок інтер'єру, вибору оптимального кроку і розміщення крісел, зниження рівня шуму в салоні за рахунок застосування звукоізоляції салону, накладної обшивки в зоні обертання повітряних гвинтів і застосуванні малошумних серповидних повітряних гвинтів двигунів, сприятливого кліматичного режиму, освітлення салону;

- збільшення, у порівнянні з іншими літаками аналогічного класу (Dornir Do-228, Dornir-328, Dornir-328Jet, SAAB-400, SAAB-900, Fokker-28, Fokker-50, Bombardier D-8, De Havilland DASH-7 , De Havilland DASH-8-400), в 1,3 ... 1,5 рази багажно - вантажних приміщень;

- застосування на літаку існуючого сертифікованого і добре зарекомендував себе в експлуатації обладнання, що зменшує вартість розробки літака і його ціну, скорочує терміни проведення

- сертифікаційних випробувань і освоєння в експлуатації;

- низький рівень витрат на технічне обслуговування і експлуатацію, які забезпечуються високим рівнем експлуатабельності і надійності планера літака, двигунів, бортового обладнання, великим добовим і річним нальотом, високою паливною ефективністю, високим ресурсом, можливістю експлуатації по "технічним станом";

- порівняно невеликі габарити літака, що дозволяють використовувати існуючі аеродромні будови і стоянки, виробничі і ремонтні приміщення;

- можливість застосування вітчизняного і зарубіжного обладнання, двигунів і гвинтів;

- можливість компоновки літака за бажанням замовника на 46 або 52 пасажирів з різним набором побутового обладнання; в грузопасажирський, вантажний, транспортний варіанти; виготовлення літака під замовлення в діловому бізнес-варіанті і спецваріантах.

Відмінною особливістю запропонованого літака є низький рівень витрат на технічне обслуговування. прийнята стратегія технічного обслуговування і ремонту літака передбачає реалізацію систем в експлуатації по "технічним станом". Літак пристосований для автономної експлуатації, що особливо важливо для роботи на віддалених непідготовлених аеродромах і майданчиках при доставці пасажирів і вантажів у важкодоступні райони.

На базі літака Ан-140 передбачено створення сімейства його варіантів і модифікацій цивільного і військового призначення. Зокрема, розробляється транспортний варіант літака зі зміненою хвостовою частиною, де розташований вантажний люк - рампа, а також опрацьовується варіант установки на Ан-140 двигунів вітчизняного виробництва ТВ-3-117СБ-1 і американських двигунів PRATT & Whitney PW-127A.

2.2 Тактико-технічні характеристики запропонованого літака.

Таблиця 2.1

1	Розміри літака:		
	- довжина,	22,5	
	- висота,	8,0	
2	М	24,3	
	М		
3	М		
	М		
2	Максимальна комерційна навантаження, т	5,0	
3	Витрата палива,	Г	20
		пас×к	
		М	
4	Крейсерська висота польоту,	7200	
	М		
5	Кількість пасажирів при кроці		
	кресел:	-750 мм, люд	52
		-810 мм, люд	46
6	Категорія посадки ІСАО	2	
7	Екіпаж,	2 пілота + 1 бортпровідник	
8	Двигуни:	ТВ-3-117ВМА-СБ2	PRATT & Whitney PW-127A
	-тип	Україна, "Мотор-Січ"	США
	-країна та фірма виготовлення		

	-потужність, л.с.		2 × 2500	2 × 2400
9	Швидкість польоту	Км ч	520-565	520-595
1 0.	практична дальність польоту: а) з пасажирами: - 52 люд., км - 46 люд., км б) з максимальним запасом топлива,		900 1400 3850	2000 2550 3700
1 1.	Необхідна довжина ВПП, м		1300	1100
1 2.	Злітна маса, кг		19210	19150

2.3 Особливості конструкції

За аеродинамічної компоновці літак являє собою вільнонесучий високоплан з однокільовим вертикальним і V-образним фіксованим горизонтальним оперенням, двома турбовальними двигунами, розміщеними в гондолах під крилом, трьохопорним одностоечне, прибирається в польоті шасі з однієї передньої носової і двома основними опорами.

Крило - пряме, великого подовження, трапецевидной форми в плані без напливів, скомпоновано на базі профілів типу П-301. Передня кромка крила

не механізована. На задній кромці встановлені двохщільові однозвенної закрилки з фіксованим дефлектором і щілинні елерони з рогової і осьової компенсацією з винесеною вниз віссю обертання на 5% хорди крила і інтерцептори.

Фюзеляж - круглого перетину з великим подовженням.

Хвостове оперення - однокільове з нерухомим стабілізатором. Кермо висоти і напрямку - з рогової і осьової компенсацією.

Крило складається з центроплана і двох консольних частин, з'єднаних між собою фланцевими стиками. Центроплан прямокутної форми в плані, розмахом 2,62 м. Нижні панелі центроплана виконані з наборів трьох пресованих панелей, з яких середня панель - знімна. Лонжерони центроплана - клепаної конструкції. Поперечний набір складається з нервюр балочної конструкції. За нервюрі №2 на нижній панелі центроплана встановлений профіль для кріплення поздовжньої балки фюзеляжу. Між нервюрами №2 і площиною стику консольної частини крила на лонжеронах встановлені кронштейни для фланцевого стику по силовим шпангоутам фюзеляжу. Внутрішній об'єм кесона центроплана паливом не заповнюється.

Консольна частина крила трапецевидної форми в плані, розмахом 10,85 м., Включає в себе кесон, носову, хвостову частини. Нижні панелі кесона консолі - клепаної конструкції, складаються з обшивки і набору стрингерів. Верхня панель кесона складається з трьох клепаних панелей, з яких середня панель - знімна. Лонжерони - клепаної конструкції. На нервюрах №№ 8,9,10 встановлені вузли навішування двигунів, на нервюрах №№ 4,9,12,13,18 - вузли навішування закрилка, на нервюрах №№ 21,23,36 - вузли навішування елерона. Кесон складається з чотирьох частин: герметичного паливного відсіку між нервюрами №3 і №24, паливо витратного відсіку між нервюрами №13 і №15, дренажного відсіку між нервюрами №24 і №25 та "сухого" відсіку між нервюрами №25 і №26. Між нервюрами №13 і №15 на нижній панелі кесона виконані люки для установки і демонтажу паливних насосів. На верхній панелі консолі розташовані горловини для заливання палива.

У носовій частині крила розташована повітряно - тепла система запобігання обмерзанню.

Хвостовій відсік крила включає в себе законцовку крила, закрилки, елерони. Стик секцій закрилків виконаний таким чином, що він запобігає кручення (обертання) від однієї секції закрилка до іншої і не сприймає вигин секцій навколо один - одного. Такий стик дозволяє при обриві проводки управління будь - якої із секцій закрилка управляти обома секціями при випуску - прибирання (тобто при відмові немає флюгерне положення і нульової частоти секцій з обірваним управлінням). Щілинні елерони з рогової і осьової компенсацією забезпечені сервокомпенсатор. Триммер встановлений тільки на правому елероні. Конструкція елерона - складально - клепасти. Сервокомпенсатор і триммер збалансовані у ваговому відношенні, сам елерон перебалансувати на 11%.

Паливо на літаку Ан-140 розміщується в баках – кесонах, які розташовані в крилах літака. Бак - кесон розділений на три відсіки: насосний, видатковий, передвитратний. Загальна місткість двох баків - кесонів становить 5648 літрів (4371 кілограм при питомій вазі палива $\gamma = 0,775 \text{ г / см}^3$).

2.4 Система керування закрилками. Опис і робота.

2.4.1 Загальні відомості

Класична схема відхилення закрилків складається з центрального приводу, пов'язаного з трансмісією з гвинтовими підйомниками закрилками. Привід і управління - дублюється. Як правило, кінцеві і внутрішні закрилки мають незалежні приводи й трансмісії для підвищення відказобезпека системи управління закрилками в цілому. Однак на літаках типу Ан-140 використання двох каналів управління закрилками недоцільно, особливо у ваговому відношенні.

Особливістю СУЗ є робота приводу в режимі насичення з постійною швидкістю обертання вихідного валу приводу [9]:

$$\omega_n = K_{II} \times i_y \leq \omega_{max},$$

де i_y - керуючий сигнал приводу; при $i_y = 0$ привід загальмовується, утримуючи закрилки в заданому положенні.

Виходячи з зрослих вимог до систем управління механізацією крила, очевидно, що закрилки повинні управлятися посекційно і мати аналогічні типові канали та приводи управління.

Обрана концепція дозволяє гранично уніфікувати типові канали закрилків, використовуючи однакові приводи, елементи трансмісій, датчики, блоки управління і контролю та ін.

Крім того, підвищена відказобезпека посекційно типових каналів системи управління закрилками дозволяє використовувати приводи з "гарячим" резервуванням, що поряд з високою уніфікацією входять в систему елементів значно знижує як масу, так і собівартість системи управління в цілому.

Передбачуване зниження маси системи управління закрилками має становити 20-25% в порівнянні з класичними схемами управління.

Електродистанційна система управління закрилками служить для випуску і прибирання закрилків в двох режимах - основному і резервному.

В основному режимі управління здійснюється переміщення важеля блоку управління закрилками.

У резервному режимі управління здійснюється від натискного перемикача на центральному пульті управління.

Система управління закрилками передбачає:

- контроль поточного стану закрилків за допомогою індикатора (ІПМ-140 або УПЗ-72ПП, ЛП);

- сигналізацію заборони зльоту з допомогою табло «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО» І «закрилки ПЕРЕВІР» при не випущених на злітний кут закрилках, обтиснутих амортизаційних стійках шасі і установці важеля управління двигуна під злітне положення;

- відключення приводу і стопоріння лівого і правого закрилків в разі, коли неузгодженість по кутах відхилень між ними більше допустимого (3° ... 5°);
- сигналізацію відмов за допомогою табло «АСІММ. Подканала »,« закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА »і« закрилки АСІММ. »;
- видачу інформації про становище закрилків в суміжні системи.

2.4.2. Склад системи управління закрилками

Проектowana система управління закрилками літака з двома двигунами для місцевих повітряних ліній включає в себе наступні агрегати:

1. Блок управління і контролю закрилків БУКЗ-400.
2. Блок рукоятки управління закрилків Руз.
3. Комбінований привід механізації КПМ-02-ГГС ВС 99.11.
4. Шарико - гвинтовий підйомник закрилків.
5. Пульт резервного управління «закрилки РЕЗЕРВ».
6. Перемикач режиму роботи з положення "ВИКЛ. - ВКЛ.".
7. Натискний перемикач управління з положеннями «ВИПУСК - ПРИБИРАННЯ» ПНС-140.
8. Механізм кінцевих вимикачів МКВ-48.
9. Блок резисторів БР-48.
10. Гальмо протиприбиральне ПВП-72..00.5746.100.000.
11. Індикатор положення механізації ПМ-140.
12. Трансформатор ТПП-55-115 / 400.
13. Табло жовтого кольору: ТС-10-2
«Закрилки АСІММ.»;
«Закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА »;
«Закрилки ПЕРЕВІР».
14. Табло жовтого кольору «АСІММ. Подканала »ТС-11-2.

15. Табло червоного кольору «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО» ТС-10-1.
16. Пульти розгальмування протиприбирального гальма.
17. Релейний коробка сигналізації і управління.
18. Підйомник закрилків.
19. Релейний коробка закрилків і стопорення елеронів.
20. Муфти обмеження моментів 140.00.5735.300.000.
21. Редуктори для установки МКВ-48.
22. Трансмсія закрилків (карданні вали з опорами).

Система управління закрилками є споживачем першої категорії за постійним струмом напругою + 27В і живиться від РУ-27В лівої і РУ-27В правої аварійних шин №1111 і АБШ2.

Електроживлення показчиків закрилків від трансформатора, підключеного до РУ115 / 200 лівій (фаза В) аварійної шини змінного струму АВШ.

Гідроспоживання приводу КППМ-02 від гідросистеми №2 з номінальним тиском 150 кгс / см².

Робоча рідина гідросистеми - АМГ-10.

Примітка. Передбачено перехід гідроспоживання на робочу рідину франко-голландського виробництва типу "VICOL" FH-15.

2.4.3. Опис конструкції системи управління закрилками

Механічна частина системи управління закрилками розташована на задньому лонжероні крила.

Механічна частина включає в себе комбінований привід механізації КППМ-02, кулько-гвинтові підйомники, муфти обмеження моменту, редуктори.

Обертання вихідного валу приводу на агрегати передається трансмісією, що складаються з карданних валів і опор.

Карданні вали складаються з труб з карданами по обидва кінців. Одна вилка кардана жорстко з'єднана з трубою, інша, шлицьова, утворює з кінцями

вихідних валів агрегатів ковзне шлицьове з'єднання. Карданні шарніри і ковзаючі шлицьові з'єднання забезпечують нормальну, без заїдань, роботу трансмісії при пружних деформаціях крила.

Карданні вали підтримуються опорами.

Комбінований привід механізації КПМ-02 складається з диференціального редуктора, обертання на вихідний вал якого передається гідродвигуном типу ГМ-44Б (при роботі в основному режимі) або електродвигуном типу Д-90-140 (при роботі в резервному режимі). При відсутності сигналів управління вал гідромотора загальмований гідравлічним гальмом, а вал електродвигуна - електромагнітним гальмом.

Для включення гідромотора ГМ-44Б необхідно одночасно включити електрогідравлічний кран "ПОДАЧА ТИСКУ" і один з електрогідравлічних кранів "ВИПУСК" або "ПРИБИРАННЯ".

До складу приводу входить редуктор з встановленим на ньому блоком резисторів БР-48 і механізмом кінцевих вимикачів МКВ-48.

Муфти обмеження моменту розташовані між приводом і підйомниками і відрегульовані на передачу номінального крутного моменту для запобігання від пошкодження трансмісії і агрегатів системи. Муфти обмеження моменту є захисним елементом трансмісії і призначені для прийняття на себе різко зростаючого крутного моменту від приводу на загальмований ділянку трансмісії в разі його заклинювання. Але, так як у приводу недостатньо потужності для подолання заклинює ефекту муфт обмеження моменту, трансмісія залишається в працездатному стані.

Кулько-гвинтові підйомники складаються з редуктора і пари "ВИНТ - ГАЙКА" з кульками в гайці для полегшення переміщення її по гвинту. Гайка, шарнірно пов'язана з закрилком, відхиляє його при своєму переміщенні по гвинту.

На редукторах, розташованих в районі нервюри крила №11, встановлені механізми кінцевих вимикачів МКВ-48, що видають сигнали суміжних системам про характерні положеннях закрилків.

На крайніх підйомниках встановлені протиприбиральні гальма, призначені для стопоріння трансмісії при асиметричному випуску закрилків.

На крайніх підйомниках встановлені редуктори з блоком резисторів БР-48, які є датчиками зворотного зв'язку і датчиками асиметрії, що видають електричні сигнали, пропорційні кількості оборотів вихідного валу приводу (куту відхилення закрилків).

2.4.4. Робота системи управління закрилками

Система управління закрилками - електродистанційна і забезпечує:

- випуск - прибирання закрилків в двох режимах: основному і резервному;
- індикацію положення закрилків за допомогою індикатора ІПМ-140;
- індикацію відмов системи управління закрилками;
- захист від асиметричного випуску (прибирання) закрилків в основному і резервному режимах;
- видачу інформації про характерні положеннях закрилків для зовнішніх споживачів.

В основному режимі управління закрилками стежить, від важеля управління "закрилки".

У резервному режимі - управління від натискного перемикача "закрилки РЕЗЕРВ" на центральному пульті.

Привід системи управління закрилками КПМ-02 комбінований, включає в себе гідромотор (основний режим) і електромотор (резервний режим).

Випуск - прибирання закрилків проводиться силовими редукторами і кулько-підйомниками за допомогою трансмісії, яка складається з карданних валів і опор.

По кінцях трансмісії розташовані датчики зворотного зв'язку і протиприбиральні гальма.

Формування сигналів управління і контролю за функціонуванням системи здійснюється блоком управління і контролю закрилків БУКЗ-400.

Електроживлення системи управління закрилками здійснюється від ланцюгів постійного струму 27В і змінного струму 115 / 220В, частотою 400Гц, гудроспоживання - від гідросистеми №2 літака.

При переміщенні важеля управління закрилками на випуск, що задають сигнали УДЗ, величина яких пропорційна куту відхилення важеля, надходять з блоку резисторів, пов'язаного з важелем управління закрилками, в блок управління і контролю закрилків. В результаті неузгодженості між УДЗ і УДОС (сигнали зворотного зв'язку, величина яких пропорційна числу оборотів трансмісії, що надходять з правого і лівого блоків резисторів, розташованих по кінцях трансмісії), блок управління і контролю закрилків видає сигнал на включення насосної станції, крана включення тиску і крана випуску. Крани відкриваються, гідромотор комбінованого приводу механізації гальмується і вихідний вал приводу починає обертатися в сторону, відповідну випуску закрилків.

Обертання вихідного вала комбінованого приводу механізації через пов'язані з ним трансмісійні воли передається на кулько-гвинтові підйомники закрилків і, через редуктори, на блок резисторів і механізації кінцевих вимикачів. При обертанні гвинтів, гайки, шарнірно пов'язані з закрилками, переміщуються по гвинту і відхиляють закрилки.

При цьому в блок управління і контролю закрилків надходять:

- з комбінованого приводу механізації - сигнал розгальмованої стану гальма гідромотора приводу, сигнал зняття блокувань прибирання і випуску;

- з протиприбиральних гальм - Путла і ПУТправ - сигнали їх розгальмованої стану;

- з лівого і право блоків резисторів - сигнали асиметрії положення закрилків УДАП, пропорційні кількості оборотів трансмісійного вала.

З блоку резисторів комбінованого приводу механізації на покажчик положення закрилків видаються сигнали УДЗ, пропорційні сучасному стану закрилків (розі їх відхилення δz).

У міру випуску закрилків неузгодженість між УДЗ і УДОС зменшується і, при досягненні ним певної мінімальної величини, блок управління і контролю закрилків обезструмлює кран включення тиску і кран випуску і дає сигнал на відключення. Вихідний вал комбінованого приводу механізації загальмовується і в блок управління і контролю закрилків надходить сигнал його загальмованого стану.

При переміщенні ручки управління закрилками на прибирання закрилків знову з'являється неузгодженість між УДЗ і УДОС, але зворотного знаку, в результаті чого за сигналами блоку управління і контролю закрилків включається насосна станція, кран включення тиску і кран прибирання. Вал приводу гальмується і починає обертатися в сторону, відповідну прибирання закрилків, поки неузгодженість між УДЗ і УДОС не досягне певного мінімального значення.

При повністю випущених або повністю прибраних закрилках розмикаються відповідні контакти механізму кінцевих вимикачів приводу, в результаті чого обезструмлюються ланцюги управління комбінованого приводу механізації і тим самим блокується подальше переміщення закрилків на випуск або прибирання.

В основному режимі управління здійснюється контроль стану системи і симетричності положення лівого і правого закрилків. Контроль симетричності проводиться шляхом порівняння відповідних сигналів УДОС і УДАЛ, що надходять в блок управління і контролю закрилків з лівого і правого блоків резисторів.

При неузгодженості тільки величин сигналів УДОС до певного максимального допустимого значення блок управління і контролю закрилків

видає сигнал на включення табло «АСІММ. Підканала »і« закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА ».

При неузгодженості тільки величин сигналів УДАП до певного максимального допустимого значення блок управління і контролю закрилків видає сигнал на включення табло «АСІММ. Підканала ».

Поява цього сигналу попереджає про несправності в ланцюзі одного з датчиків і не призводить до відмови основного управління.

При неузгодженості сигналів УДАП і УДОС одночасно блок управління і контролю закрилків видає сигнал на включення табло «АСІММ. Підканала »і« закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА », обезструмлює крани управління гідромотора і видає сигнал на відключення насосної станції і на включення обох протиприбиральних гальм. Після надходження від протиприбиральних гальм сигналів їх загальмованого стану блок управління і контролю закрилків видає сигнал на включення табло «закрилки - АСІММ.». Перехід на резервний режим неможливий через стопорення трансмісії. Розблокування управління закрилками здійснюється на землі після усунення причини, що викликала стопоріння закрилків, відключенням і повторним включенням автомата захисту основного управління.

Розгальмовування протиприбиральних гальм здійснюється натисканням відповідної кнопки на пульті гальмування протиприбиральних гальм.

Спочатку гальмується ліве протиприбиральне гальмо, потім - правий, після чого на пульті висвічується табло «ПВП загальмован».

При неузгодженості керуючих сигналів УДЗ лев. і УДЗ прав., що надходять в блок управління і контролю закрилків з блоків резисторів, пов'язаних з ручкою управління закрилками, або при невідповідності стану гідромотора керуючим сигналам блок управління і контролю закрилків відключає крани управління гідродвигуном і видає сигнал на включення табло «закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА ». Це табло загоряється так само при несправності в блоці управління і контролю закрилків, виявлених під час

проведення їм автоперевірки. В цьому випадку необхідно перейти на резервний режим управління.

Включення резервного режиму управління здійснюється установкою перемикача «закрилками. РЕЗЕРВ» в положення " ВКЛ. ". керуючі сигнали з перемикача резервного управління при натисканні його в положення "ВИПУСК" або "ПРИБИРАННЯ" через релейний коробку закрилків надходять на електродвигун приводу механізації. Гальмівна муфта електродвигуна гальмується і вихідний вал комбінованого приводу механізації починає обертатися в заданому напрямку. При відпуску перемикача (знеструмленні двигуна) гальмівна муфта електродвигуна загальмовує вал.

У крайніх положеннях закрилків ланцюга управління електродвигуном розмикаються мікроперемикачами механізмів кінцевих вимикачів приводу.

У резервному режимі блоком управління і контролю закрилків здійснюється контроль за синхронним переміщенням закрилків за сигналами УДАП і УДОС так само, як і в основному.

При переході на резервний режим при справному основному загоряється табло «закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА ». Після виключення резервного режиму табло повинно згаснути.

При знаходженні закрилків не у злітній положенні ($\delta Z \neq \delta Z$ взл.), Обтиснутому амортизаторі правої стійки шасі і установці обох важелів управління двигунами в положення, відповідне злітному режиму, загоряється табло «закрилки ПЕРЕВІР» і «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО».

2.5. Обґрунтування вибору структури системи управління закрилками.

Як літака - прототипу, для якого проектується в даному дипломному проекті система управління закрилками, використовується літак "Антонов" АН-140.

Однією з вагомих льотно - технічних характеристик цього літака є те, що він може зробити посадку з повністю прибраній механізацією крила ("гладким крилом"), що вигідно відрізняє Ан-140 від літаків - аналогів (ATR-42; ATR-72; Dash- 8-400; Dornier Do-332; Dornier Do-328). Зокрема, Ан-140 - єдиний в сімействі літаків "Ан", що володіє такими характеристиками.

Саме через це система управління закрилками на Ан-140 не ділиться на СУЗ внутрішніх закрилків і СУЗ зовнішніх закрилків з харчуванням кожної з них від окремого приводу і роздільної траси управління, чотириразовим резервуванням (як, наприклад, на літаку Ан-72).

Система управління закрилками Ан-140 спроектована з керуванням від одного приводу і, спочатку, з установкою двох кулько-гвинтових підйомників на кожному полукрилі, з'єднаних однією гілкою трансмісії і двократним резервуванням системи управління. При цьому коефіцієнт відказобезпека дорівнює $P = 10^{-6}$ (у Ан-72 $P = 10^{-9}$), що досить для такого літака, як Ан-140.

Вперше для системи управління закрилками літаків сімейства "Ан" застосовано різнорідне резервування: управління в основному режимі - від гідросистеми, в резервному - від електросистеми. Це дозволяє зменшити взаємовплив відмов суміжних систем. Крім того, системи управління є споживачами енергії І-ї категорії і запитані від бортової аварійної шини, що дає перевагу в отриманні енергії в разі відмови.

Ідеї різнорідного резервування підпорядкована і розроблені в спеціальній частині даного дипломного проекту комбінованого приводу механізації на основі планетарного гідромотора.

У порівнянні з базовим комбінованим приводом механізації КППМ-02, спроектований привід має більш просту конструкцію, так як відсутній понижуючий редуктор передачі крутного моменту від гідропроводу до валу трансмісії - вал гідромотора безпосередньо з'єднаний з валами трансмісії системи управління закрилками. Це спрощує обслуговування і експлуатацію

приводу і знижує його вартість. За іншими параметрами відказобезпека система управління закрилками Ан-140 не гірше інших, а саме:

- передбачає контроль поточного стану закрилків за допомогою індикатора ПМ-140 або УПЗ-72;

- випуск - прибирання закрилків в двох режимах: основному і резервному;

- сигналізацію заборони зльоту з допомогою табло «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНО» і «закрилки ПЕРЕВІР» при не випущених на злітний кут закрилках, обтиснутих стійках шасі і установці важелів управління двигунами у злітне положення;

- відключення приводу і стопоріння лівого і правого закрилків в разі, коли не узгодженість по кутах відхилення між ними більше допустимого ($3^{\circ} \dots 5^{\circ}$);

- сигналізацію відмов за допомогою табло «закрилки - ОСН. УПР. ВІДМОВА », « АСІММ. Подканала » і « закрилки - АСІММ. »;

- видачу інформації про положеннях закрилків в суміжні системи.

Закрилки літака Ан-140 фактично складаються з двох секцій на кожне півкрило, що мають матеріальну точку обертання і з'єднаних шарнірної зв'язком. Існуюча схема пропонує установку по одному кулько-гвинтового підйомника на кожен напівсекцію закрилка.

Згідно авіаційним правилам АП-25, в системі управління закрилками розглядається два різних одночасних відмови, наприклад:

1. Обрив гвинта кулько-гвинтового підйомника;
2. Обрив шарнірної зв'язку закрилків.

Експериментально доведено, що в схемі з двома підйомниками, встановленими по 6-й і 15-й нервюрам крила, в разі обриву підйомника по 15-й нервюрі крила, підйомник по 6-й нервюрі крила утримає дві секції закрилків і флаттерніе характеристики залишаються задовільними. У разі обриву по 6-й нервюрі крила, підйомник по 15-й нервюрі крила не може

утримати дві секції закрилків, і виникають такі самозбудні коливання (флатер), що виникає ситуація відповідає КС - катастрофічною.

Виходячи з цього, в данній дипломній роботі буде запропонована і розроблена схема системи управління закрилками літака Ан-140 з трьома кулько-гвинтовими підйомниками на кожне півкрило, з установкою третього підйомника по 12-й нервюрі крила.

При застосуванні такого компоновання, обрив будь-якого з витягів на півкриле не приведе до виникнення катастрофічної ситуації, а максимально - до виникнення СС - складної ситуації.

В ході доробок маса системи управління закрилками, в порівнянні з базовою, збільшиться на 24 кг (з яких: 8 кг - вага кулько-гвинтових підйомників; 2 кг - посилення траси; 14 кг - посилення закрилків в місцях установки підйомників). Однак, у порівнянні зі збільшенням коефіцієнта безпеки до $P = 10^{-9}$ (відказобезпека), це збільшення маси видається несуттєвим.

2.5.1. Вимоги до механічної частини

Механічна трансмісія системи управління закрилками повинна перетворювати обертальний рух вихідного приводу в синхронне відхилення закрилків. В якості перетворювачів руху повинні використовуватися кулько - гвинтові підйомники з парою "ВИНТ - ГАЙКА".

Зв'язок між кулько - гвинтовими підйомниками і приводом забезпечується обертовими валами з карданами. Довжина кожного вала не повинна перевищувати 1,2 м. Опори валів і підшипники карданів самозмазуючі (з твѣрдосмазочним покриттям, що виключає необхідність в пластичної відновлюваної мастилi). У парі "ВИНТ - ГАЙКА" кулько - гвинтових підйомників застосовано покриття типу БФГ-50М ("бронза - фторопласт - графіт"), що забезпечує практичну безізностность.

Вали трансмісії повинні витримувати максимальне навантаження приводу, а редуктор захищатися від перевантажень муфтами обмеження моменту.

По кінцях трансмісії встановлюються протиприбиральні гальма, датчики асиметрії подканала, механізми кінцевих вимикачів для взаємодіючих систем.

Механічна трансмісія обслуговується "станом" з періодичними оглядами і заміною відмовили вузлів і агрегатів. Допустиме зміна люфтів, тертя та інших характеристик трансмісії визначається теоретично і підтверджується випробуваннями на працездатність і втомну міцність, а так же досвідом експлуатації.

Кулько - гвинтові підйомники є особовідповідальними елементами системи управління закрилками. Для підвищення відказобезпека при їх руйнуванні передбачена механічна зв'язок кінцевого і внутрішнього закрилків. При такому відмову навантаження на елементи трансмісії приймається рівною 0,67 від розрахункової для пов'язаних закрилків, а коефіцієнт безпеки дорівнює 1.

2.5.2. Вимоги до електропроводки

Кожен канал системи управління закрилками повинен мати незалежну електропроводку, рознесена за двома бортах фюзеляжу: перший канал - зліва, другий канал - справа. Проводка по задньому лонжерону крила повинна розташовуватися в різних джгутах для кожного каналу з видаленням між собою не менше 100 мм. Блок управління і контролю закрилків БУКЗ-400 розміщується в негерметичному задньому залізо крила з фюзеляжем справа, контролери - справа і зліва.

2.5.3 Вимоги по радіоелектронної захисту

Напруга індустриальних радіоперешкод, що створюється електродвигунами, гальмами і датчиками не повинно перевищувати значень, наведених у ГОСТ В 8.25.803-83.

Перехідний опір вузлів металізації має задовольняти вимогам ОСТ1 01025-82.

Привід повинен бути працездатний в умовах статичної електрики і блискавок відповідно до ОТТ-86 і АП-25.

2.5.4 Вимоги по живучості і стійкості до зовнішніх чинників

Виконання складових виробів приводу - загальнокліматичне, клас 3, група 3.2 по ГОСТ В 20.39.304-76. Привід встановлюється в негерметичному відсіку.

Привід повинен бути стійким, міцним, стійким до зовнішніх чинників і відповідати додатку п.3.1 до ОТТ-86.

Вібростійкою забезпечується конструкцією виробу і застосуванням матеріалів і покриттів, рекомендованих інструкціями ВІАМ №842-63 і ВІАМ №850-76.

Привід повинен зберігати працездатність після впливу штатних дегазуючих, дезактивууючих і дезінфікуючих засобів ("Арктика", "Полінка").

2.5.5 Експлуатаційні режими роботи

Режим роботи системи управління закрилками - тривалий. Система повинна бути включена в перебігу всього польоту, а так само на землі - після взяття об'єкта під струм.

Режим роботи приводу і трансмісії повторно - короткочасний, з перервами між циклами не менше 2 хвилин. Один цикл включає випуск і прибирання закрилків в задане положення при зльоті та посадці, перевірках на землі з зупинками в кожному фіксованому положенні ручки управління закрилками.

Трансмiсія протягом польоту знаходиться під впливом зовнішнього навантаження. Кiлькiсть циклiв за полiт - 3 (з яких 1 цикл - наземне обслуговування).

Середня тривалiсть польоту - 1 година.

Спiввiдношення мiж включенням системи управлiнням закрилками в основному i резервному режимах роботи - 10: 1 вiдповiдно.

Примiтка. За цикл вважається повний (або неповний) випуск, а потiм прибирання закрилкiв в положення "0 °" (нуль градусiв).

2.5.6. Вимоги до довговiчностi

Система повинна бути пристосована до технiчної експлуатацiї "за станом" в межах призначеного ресурсу об'єкта без проведення планових ремонтiв з напрацювання. Розробник призначає метод технiчної експлуатацiї "за станом" або "по ресурсу". При цьому:

- ресурс до першого ремонту i мiжремонтний ресурс - не менше 15000 льотних годин (при термiнi служби 10 рокiв);
- призначений ресурс - не менше 60000 льотних годин;
- термiн служби - 30 рокiв;
- призначений початковий ресурс - не менше 2500 льотних годин протягом 5 рокiв.

2.5.7 Вимоги до зберiгаємостi

Призначений термiн зберiгання комплектуючих в упаковцi виробника - 2 роки;

Термiн для тривалого зберiгання - 6 рокiв.

2.5.8. Вимоги до ремонтпридатності

Система управління закрилками 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 об'єкта в умовах експлуатації повинна забезпечуватися заміною комплектуючих з подальшою перевіркою всієї системи в цілому.

Програма забезпечення надійності, відповідно до ГОСТ В 20.39.301-76 і ГОСТ В 20.39.302-76, розробляється в цілому на об'єкт.

2.5.9 Вимоги до безпеки

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

Конструкція повинна виключити можливість потрапляння електричної напруги на зовнішні металеві частини.

Пожежна безпека забезпечується природною (крило) або примусовою (центроплан) вентиляцією відсіків, де розташовані агрегати системи управління закрилками з п'ятикратним повітрообміном в хвилину.

2.5.10. Вимоги до контрольованості

Система управління закрилками забезпечує можливість вбудованого контролю за ОСТ1 00698-81 в польоті і на землі при технічному обслуговуванні, а так само наземну перевірку і настройку за допомогою пульта перевірконого ПП-СЕУЗ 2-й серії.

На етапі робочого проектування дається характеристика контрольованості по ГОСТ 19838-82.

2.5.11. Спеціальні вимоги

Забезпечити патентну чистоту стосовно країн Співдружності незалежних держав і представити звіт про патентно - інформаційний дослідженні на глибину 10 років і патентний формуляр з висновками про патентну чистоту стосовно провідних країн ближнього і далекого закордоння.

2.6. Розрахунок аеродинамічних навантажень, що діють на закрилки

Розподіл навантажень уздовж розмаху закрилка:

- складової, котра враховує обдув закрилка повітряними гвинтами ($h_{\text{поб}}$, $h_{\text{гоб}}$) - пропорційноно внутрішнім хордам елемента закрилка;
- складової, що враховує обдув закрилка повітряними гвинтами ($\Delta h_{\text{поб}}$, $\Delta h_{\text{гоб}}$) - відповідно до наведеної нижче схемою.

Розподіл навантажень уздовж внутрішньої хорди елемента закрилка - лінійне відповідно до наведених в таблиці відносними центрами тиску X_d .

Середні питомі навантаження - нормальні до площини внутрішніх хорд ($h_{\text{поб}}$, $\Delta h_{\text{поб}}$) і тангенціальні ($h_{\text{гоб}}$ и $\Delta h_{\text{гоб}}$) наведені в таблиці 2.2.

Параметр	Дефлектор				Закрилок			
	10	15	25	40	10	15	25	40
δ_z , град	10	15	25	40	10	15	25	40
$V_{\text{пол}}$ км/ч	338	338	318	318	338	338	318	318
$h_{\text{пбо}}$, кГс/м ²	0	99	790	1879	595	661	702	885

$h_{\text{гоб}}, \text{ кгс/м}^2$	± 36	± 16	± 21	± 73	0	± 12	± 15	± 34
$h_{\text{ноб}}, \text{ кгс/м}^2$	0	0	0	0	0	0	0	0
$h_{\text{гоб}}, \text{ кгс/м}^2$	0	0	0	0	0	0	0	0
$X_{\text{д}}$	0,83	0,75	0,60	0,37	0,46	0,44	0,41	0,36

2.2. Таблица

2.6.1. Розрахункова схема

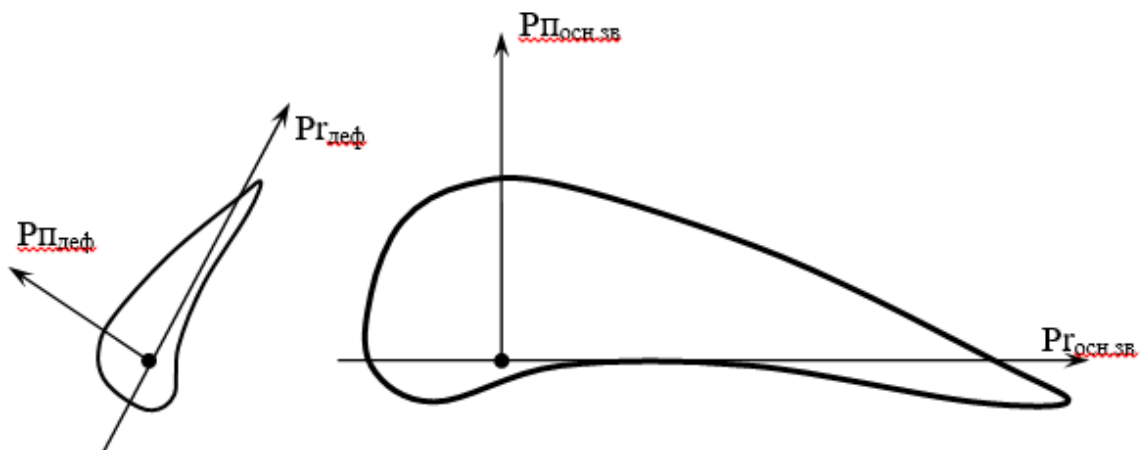
Осі $X_{\text{д}}$ і X лежать в площині хорд дефлектора і основного ланки відповідно і утворюють з осями $Y_{\text{д}}, Z_{\text{д}}$ і Y, Z праві трійки.

Ось X спрямована за розмахом уздовж осі лонжерона.

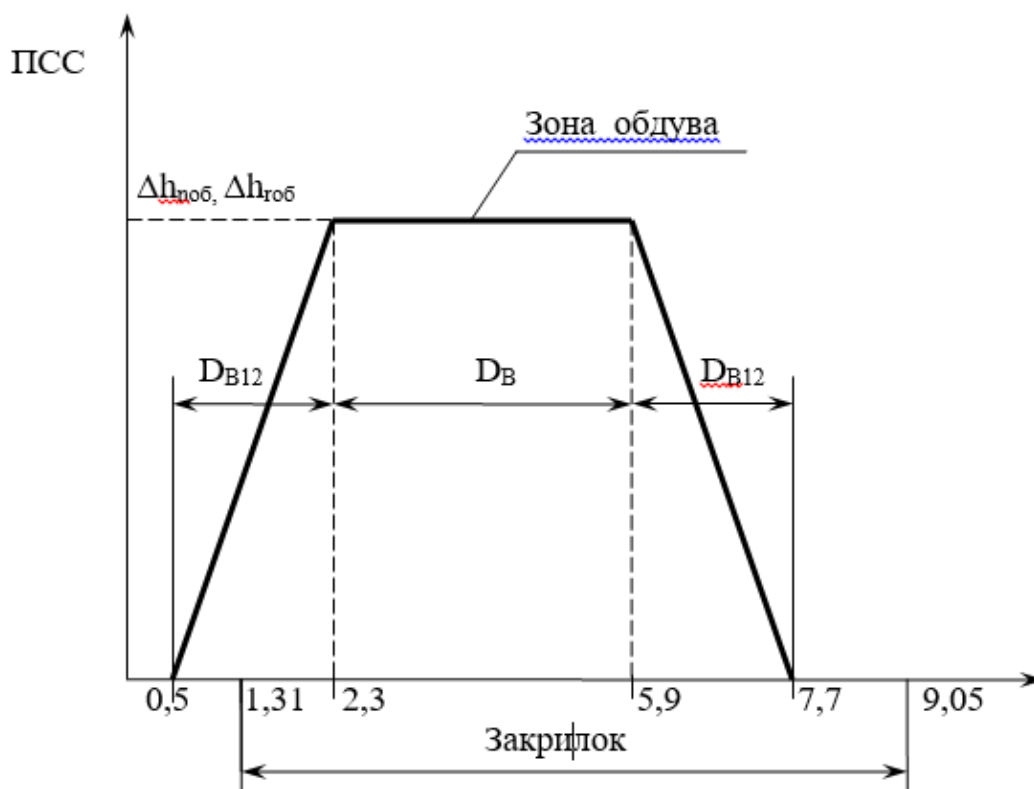
Система координат $X_{\text{д}}, Y_{\text{д}}, Z_{\text{д}}$ - місцева система координат дефлектора.

Система координат X, Y, Z - загальна система координат, що збігається з місцевою системою координат основної ланки закрилка.

2.6.1.1. Схема дії навантажень на закрилки



2.6.1.2. Схема обдуву закрылку гвинтами

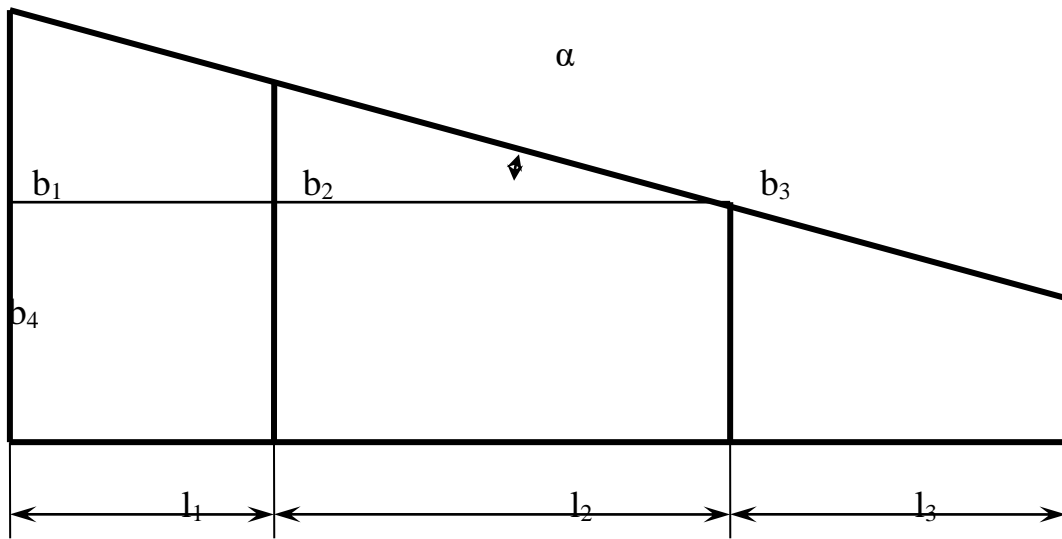


2.6.2. Визначення розмірів хорд дефлектора і основної ланки закрылка

Таблиця 2.3

	Дефлектор		Основное звено	
	5 н.з.	20 н.з.	31 н.з.	45 н.з.
Секція I	$b_2 = 280 \text{ мм}$	$b_3 = 246 \text{ мм}$	$b_2 = 703 \text{ мм}$	$b_3 = 624 \text{ мм}$
Секція II	$b_2 = 221 \text{ мм}$	$b_3 = 187 \text{ мм}$	$b_2 = 564 \text{ мм}$	$b_3 = 481 \text{ мм}$

Визначаємо розміри хорд в початковому і кінцевому вузлах балки дефлектора і основної ланки.



Дефлектор, I-я секція:

$$b_2 = 280 \text{ мм}; \quad b_3 = 246 \text{ мм}; \quad l_1 = 637,8 \text{ мм}; \quad l_2 = 2260,1 \text{ мм}; \quad l_3 = 868,2 \text{ мм};$$

$$K = \operatorname{tg} \alpha = \frac{b_2 - b_3}{l_2} = \frac{280 - 246}{2260,1} = 0,015$$

$$b_1 = b_2 + l_1 \times k = 280 + 637,8 \times 0,015 = 289,56 \text{ (мм)}$$

$$b_4 = b_3 - l_3 \times k = 246 - 868,2 \times 0,015 = 232,97 \text{ (мм)}$$

Дефлектор, II-я секція:

$$b_2 = 221 \text{ мм}; \quad b_3 = 187 \text{ мм}; \quad l_1 = 854,6 \text{ мм}; \quad l_2 = 2335,5 \text{ мм}; \quad l_3 = 852,3 \text{ мм};$$

$$K = \operatorname{tg} \alpha = \frac{b_2 - b_3}{l_2} = \frac{221 - 187}{2335,5} = 0,0146;$$

$$b_1 = b_2 + l_1 \times k = 221 + 854,6 \times 0,0146 = 233,47 \text{ (мм)};$$

$$b_4 = b_3 - l_3 \times k = 187 - 852,3 \times 0,0146 = 174,55 \text{ (мм)}.$$

Основне звено, I-а секція:

$$b_2 = 703 \text{ мм}; \quad b_3 = 624 \text{ мм}; \quad l_1 = 637,8 \text{ мм}; \quad l_2 = 2260,1 \text{ мм}; \quad l_3 = 868,2 \text{ мм};$$

$$K = \operatorname{tg} \alpha = \frac{b_2 - b_3}{l_2} = \frac{703 - 624}{2260,1} = 0,0349;$$

$$b_1 = b_2 + l_1 \times k = 703 + 637,8 \times 0,0349 = 725 \text{ (мм)};$$

$$b_4 = b_3 - l_3 \times k = 624 - 868,2 \times 0,0349 = 593,7 \text{ (мм)}.$$

Основне звено, II-а секція:

$$b_2 = 564 \text{ мм}; \quad b_3 = 481 \text{ мм}; \quad l_1 = 854,6 \text{ мм}; \quad l_2 = 2335,5 \text{ мм}; \quad l_3 = 852,3 \text{ мм};$$

$$K = \operatorname{tg} \alpha = \frac{b_2 - b_3}{l_2} = \frac{564 - 481}{2335,5} = 0,0355;$$

$$b_1 = b_2 + l_1 \times k = 564 + 854,6 \times 0,0355 = 594 \text{ (мм)};$$

$$b_4 = b_3 - l_3 \times k = 481 - 852,3 \times 0,0355 = 450,7 \text{ (мм)}.$$

2.6.3. Визначення площ

Дефлектор, I-а секція:

$$S_{дI} = \frac{(b_n + b_k)}{2} \times L_I = \frac{28,96 + 23,3}{2} \times 376,61 = 9841 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Дефлектор, II-а секція:

$$S_{дII} = \frac{(b_n + b_k)}{2} \times L_{II} = \frac{23,35 + 17,46}{2} \times 404,24 = 8249 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Основне звено, I-а секція:

$$S_{o3I} = \frac{(b_n + b_k)}{2} \times L_I = \frac{72,5 + 59,37}{2} \times 376,61 = 24832 \text{ (см}^2\text{)};$$

Основне звено, II-а секція:

$$S_{o3II} = \frac{(b_n + b_k)}{2} \times L_{II} = \frac{59,4 + 45,07}{2} \times 404,24 = 21115 \text{ (см}^2\text{)}.$$

2.6.4. Визначення навантажень

Розрахунок навантажень на закріпків виробляємо при повному висунутому положенні $\delta_s = 40^\circ$.

Дефлектор, I-а секція:

$$P_{pgI}^n = h_{нбо} \times S_{гI} = 1879 \times 0,9841 = 1849 \text{ кГ};$$

Розрахунок проводимо для розрахункового випадку при негативній тангенціальній навантаженні $P_r \Theta$ при заході на посадку і випуску закрилків на повний кут, рівний 40° , і швидкості на заході $V = 318$ км / ч.

Спроекуємо навантаження на дефлектор на осі системи координат основної ланки.

$$S_H = \frac{-P^{\pi'} \times c + P^{\tau'}_g \times d + P^{\pi}_{oz} \times a + P^{\tau}_{oz} \times b}{H}$$

Дефлектор,

I-я секція:

$$P^{\pi'}_g = P^{\pi}_g \times \cos 27^\circ - P^{\tau}_g \times \sin 27^\circ = 1849 \times \cos 27^\circ - 72 \times \sin 27^\circ = 1615 \text{ кГ.}$$

$$P^{\tau'}_g = -P^{\pi}_g \times \sin 27^\circ - P^{\tau}_g \times \cos 27^\circ = -1849 \times \sin 27^\circ - 72 \times \cos 27^\circ = -904 \text{ кГ.}$$

Дефлектор, II-а секція:

$$P^{\pi'}_g = P^{\pi}_g \times \cos 27^\circ - P^{\tau}_g \times \sin 27^\circ = 1550 \times \cos 27^\circ - 60 \times \sin 27^\circ = 1354 \text{ кГ.}$$

$$P^{\tau'}_g = -P^{\pi}_g \times \sin 27^\circ - P^{\tau}_g \times \cos 27^\circ = -1550 \times \sin 27^\circ - 60 \times \cos 27^\circ = -757 \text{ кГ.}$$

Сумарний момент точки щодо обертання О.В. дорівнює:

$$\Sigma M_{T.O.B.} = P^{\pi'}_g \times c - P^{\tau'}_g \times d - P^{\pi}_{oz} \times a - P^{\tau}_{oz} \times b + S_H \times H = 0$$

Зусилля в підйомнику визначається за виразом:

Підйомник по 6-й н.к.

$$b_g = 26,5 \text{ см; } b_{oz} = 67,5 \text{ см; } \bar{X}_{g \text{ деф}} = 0,37; \bar{X}_{g \text{ оз}} = 0,36;$$

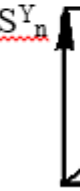
Розміри, необхідні для визначення зусилля в підйомнику:

$$a=20\text{см; } b=34,7\text{см; } c=10,2\text{см; } d=40,7\text{см; } H=31,5\text{см.}$$

зусилля в підйомнику:

Розкладемо S_n на осі Y і Z загальної системи координат:

$$S_H = \frac{-1354 \times 8,6 + 757 \times 32,2 + 1859 \times 15,3 + 71,4 \times 28,4}{26} = 1662 \text{ кГ.}$$



$$S_H = \frac{-1615 \times 10,2 + 904 \times 40,7 + 2195 \times 20 + 84 \times 34,7}{31,5} = 2131 \text{ кГ.}$$

$$S_n^Z = S_n \times \cos 40^\circ = 2131 \times \cos 40^\circ = 1632 \text{ кГ.}$$

$$S_n^Y = S_n \times \sin 40^\circ = 2131 \times \sin 40^\circ = 1370 \text{ кГ.}$$

Підйомник по 15-й н.к.

$$b_g = 20,7 \text{ см; } b_{o_3} = 53,4 \text{ см;}$$

Розміри, необхідні для визначення зусилля в підйомнику:

$$a=15,3 \text{ см; } b=28,4 \text{ см; } c=8,6 \text{ см; } d=32,2 \text{ см; } H=26 \text{ см.}$$

Зусилля в підйомнику:

$$S_n^Z = S_n \times \cos 40^\circ = 1662 \times \cos 40^\circ = 1273 \text{ кГ.}$$

$$S_n^Y = S_n \times \sin 40^\circ = 1662 \times \sin 40^\circ = 1068 \text{ кГ.}$$

3.1. Комбінований привід механізації крила КПМ-02. Опис і робота

3.1.1. Загальні відомості.

Комбінований привід механізації (далі в тексті привід) крила КПМ-02 призначений для переміщення закрилків в положення, відповідне поточному значенням керуючого сигналу. Принцип дії приводу в основному режимі - гідравлічний, в резервному режимі - електромеханічний. Схема управління приводом - електродистанційна.

Схема дії приводу - реверсивна.

Привід забезпечує:

- а) обертання вихідного вала в основному режимі від гідромотора або в резервному режимі від електродвигуна на обидва напрямки обертання;
- б) блокування вихідного валу приводу за допомогою гідромеханічного гальма і електромагнітного гальма електродвигуна;
- в) формування чотирьох електричних сигналів, що змінюються пропорційно куту повороту вихідного валу приводу;
- г) комутацію чотирьох електричних ланцюгів в крайніх положеннях вихідного валу приводу.

Привід може встановлюватися в брызгозащищенном, негерметизовані відсіку у вибухобезпечній і пожаробезопасной зонах в горизонтальному положенні, платформою для кріплення вниз або в вертикальному положенні. Ось вихідного вала повинна збігатися з віссю Z літака. Осьові навантаження на вал приводу не допускаються. Привід здатний працювати в наступних умовах механічних і кліматичних впливів:

- а) синусоїдальних вібрацій в діапазоні частот $5 \div 500$ Гц з прискоренням до $49,1 \text{ м/с}^2$ (5g);

- б) механічних ударів одиночної дії (для вузлів кріплення) з піковим ударним прискоренням 147 м / с^2 (15g) і тривалістю ударного імпульсу 15с;
- в) лінійного прискорення для місць кріплення $98,1 \text{ м / с}^2$ (10g);
- г) зміни температури навколишнього середовища від мінус 60° C до плюс 70° C ; в неробочому стані - до плюс 85° C ;
- д) підвищеної відносної вологості до 98% при температурі 35° C ;
- е) атмосферного тиску з 106,7 до 22,67 кПа (з 800 до 170 мм.рт.ст.);
- ж) в умовах конденсованих атмосферних опадів (роса і внутрішнє обмерзання);
- з) в атмосфері соляного (морського) туману;
- і) в атмосфері зі статичної пилом;
- к) в атмосфері зі статичною електрикою.

3.1.2. Опис

3.1.2.1. Склад і призначення основних вузлів

Привід складається з наступних основних вузлів:

- а) гідравлічного мотора ГМ-44Б;
- б) електричного двигуна Д-90-140;
- в) блоку резисторів БР-48К;
- г) блоку кінцевих вимикачів МКВ-48;
- д) редуктора;
- е) редуктора МКВ;
- ж) гідравлічного гальма.

Гидромотор ГМ-44Б аксіально - поршневого типу з торцевих золотниковим розподільником робочої рідини.

Електродвигун Д-90-140 колекторний, постійного струму з магнітоелектричним збудженням, з вбудованою електромагнітною муфтою.

Блок механізації кінцевих вимикачів МКВ-48 - двоканальний блок з двома мікроперемикачами в кожному каналі. Кожен канал має свій з'єднувач для підключення до зовнішньої схемою.

Блок резисторів БР-48К - блок датчиків, що забезпечує видачу по двох каналах чотирьох електричних сигналів, що змінюються пропорційно куту повороту вихідного валу приводу. Кожен канал включає по два змінних резистора і свій з'єднувач для підключення до зовнішньої схемою.

Редуктор призначений для зниження частоти обертання і збільшення крутного моменту, що передається від гідромотора або електродвигуна на вихідний вал приводу. Редуктор складається з двох кінематичних ланцюгів.

Редуктор МКВ призначений для зниження частоти обертання і узгодження числа робочих оборотів вихідного валу приводу з робочим кутом повороту вала блоків БР-48К і МКВ-48.

Гідромеханічне гальмо призначене для загальмування вихідного вала при відсутності тиску на ньому і растормаживанні при подачі в гідромотор тиску. Гідромеханічний гальмо має вбудований мікроперемикач для визначення його стану.

3.1.2.2. Основні технічні дані

При роботі на основному режимі харчування гідромотора приводу здійснюється від бортової гідросистеми, клас чистоти робочої рідини якої не грубіше 8-го класу по ГОСТ 17216-71.

Робоча рідина - АМГ-10 ГОСТ 6794-75.

При роботі на резервному режимі харчування електродвигуна здійснюється від бортової електромережі постійного струму. Привід

відноситься до приймачів електроенергії I-ї категорії якості по ГОСТ 19795-89.

3.1.2.3. Параметри основного режиму

Номінальний тиск робочої рідини гідросистеми в лінії напору	$(15)_{-0,5}^{+1,5} \text{ МПа}$ $(150)_{-5}^{+15} \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$
Тиск робочої рідини гідросистеми в лінії зливу	$1,0 \text{ МПа}$ $(10) \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$
Допустимий закид тиску в лінії зливу на час не більше 1с, при якому характеристики приводу не регламентуються	до 20 МПа $(20) \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$
Температура робочої рідини : - Діапазон робочих температур - діапазон граничних температур	від мінус 20° до 80° C

У граничному діапазоні температур забезпечується запуск і функціонування приводу зі збереженням зовнішнього герметичності.

Витрата робочої рідини	$(75 \pm 5) \frac{\text{см}^3}{\text{с}}$ $((4.5 + 0,3) \frac{\text{л}}{\text{хв}})$
Розгальмовування гідрогальмами і початок руху вихідного вала при тиску в напірній магістралі	не більше $8,0 \text{ МПа}$ $(80) \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$

Частота обертання вихідного валу приводу при перепаді тиску в штуцерах "НАПОР - СЛИВ" 14МПа ($140 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$) і витраті $(4,5 + 0,3) \frac{\text{л}}{\text{м}}$	$3,5 - 4,5 \frac{1}{\text{с}}$ $(210 - 270 \frac{1}{\text{хв}})$
Момент, що розвивається приводом при загальмованому валі і перепаді тиску робочої рідини на "НАПОР - СЛИВ" 14МПа ($140 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$)	Не більше $35 \text{ Н} \cdot \text{м}$ $(3,5 \text{ кГс} \cdot \text{м})$
Інерційний вибіг вихідного вала після зняття керуючого сигналу	Не більше 1,0 оборота
Стабільність зупинки вихідного вала при інерційної навантаженні $0,06 - 0,15 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$ ($0,006 - 0,015 \text{ кГс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$)	Не більше 0,2 оберта
Струм, комутований мікроперемикачем гідромехані-чеського гальма	$0,1 - 0,5 \text{ А}$

3.1.2.4. Параметри резервного режиму

Діапазони напруги живлення приводу	$24 - 29,4 \text{ В}$
------------------------------------	-----------------------

При аварійних режимах харчування, обумовлених ГОСТ 19795-89, привід зберігає працездатність при зниженні напруги до 18В; при цьому час робочого ходу вихідного валу не регламентується .

Частота обертання вихідного валу приводу при струмі споживання не більше 2А	не менше $0,67 \frac{1}{\text{с}}$ $(40 \frac{1}{\text{хв}})$
Граничний момент на валу приводу	Не більше $45 \text{ Н} \cdot \text{м}$ $(4,5 \text{ кГс} \cdot \text{м})$

Споживаний електродвигуном ток при граничному навантаженні на вихідному валу приводу	Не більше 10 А
--	-------------------

3.1.2.5. Енерго - масові параметри

Експлуатаційний момент на валу приводу	Не більше 32 Н·м (3,2 кГс·м)
Момент інерції навантаження, приведеної до вихідному валу приводу	0,06 - 0,15 Н·м·с ² (0,006 – 0,015 кГс·м·с ²)
Робочий хід вихідного валу	103 оберта

Примітка. Під робочим ходом розуміється кутове переміщення вихідного валу від моменту прямого спрацьовування мікроперемикачів ланцюгів "ПРИБИРАННЯ" до моменту прямого спрацьовування мікроперемикачів ланцюгів "ВИПУСК" при обертанні вихідного вала за годинниковою стрілкою (при вигляді на вихідний вал з боку електродвигуна).

Напрямок обертання вихідного валу приводу (при вигляді на вихідний вал з боку електродвигуна): - на випуск - на прибирання	- по ходу годинникової стрілки - проти ходу годинникової стрілки
Максимальне навантаження на вихідному валу приводу, що утримується гальмами при тиску в зливний магістралі 1,47 МПа ($15 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$) і відключений-ном електродвигуні	42 - 45 Н·м (4,2 – 4,5 кГс·м)
Діапазони напруг вихідних сигналів з потенціометричних датчиків при нарузі живлення $10_{-0,6}^{+0,3} \text{В}$	0,5 – 9,5В
Зовнішня герметичність відповідає: - по нерухомих з'єднань - по нерухомих з'єднань	Група 1-8 по ОСТ 100128-74 (на контрольованій поверхності допускається поява невидимих візуально мікрокрапель). Група 1-9 по ОСТ 100128-74 (на контрольованій поверх-

	ності допускається візуально видимі скупчення рідини у вигляді крапель або плівки без відриву і падіння крапель).
маса приводу	Не більш 10,5кГ

3.1.3. Робота приводу

3.1.3.1. Робота приводу в основному режимі

У початковому стані вихідний вал приводу загальмований гідромеханічним гальмом і електромагнітною муфтою електродвигуна.

Водило сателітового колеса Z13 зафіксовано гідромеханічним гальмом, а електромагнітна муфта електродвигуна фіксує вал з шестернею Z8. Так як корончате колесо Z9 нерухомо, то зубчасте колесо Z10, водило і зубчасте колесо Z11 також зафіксовані. Корончате колесо Z12, шестерні Z14, Z15, Z16 і шестерня вихідного вала Z7 зафіксовані.

При подачі гідравлічного харчування на гідромеханічне гальмо і штуцер 1 (або 2) гідромотора, починає обертатися вал гідромотора (перша кінематична ланцюг).

Обертання від зубчастого колеса Z1, жорстко закріпленого на валу гідромотора, передається на сателітові зубчасті колеса Z3, які, обкочуючи по внутрішньому зубчатому вінця корончатого колеса Z2, приводять в обертання водило і виконане з ним заодно ціле зубчасте колесо Z4. Обертання від зубчастого колеса Z4 через зубчасті колеса Z5, Z6 передається зубчастому колесу вихідного валу приводу Z7.

Так як гідромеханічне гальмо розгальмоване, то одночасно обертаються вхолосту шестерні Z16, Z15, Z14, Z13, Z12.

Частота обертання вихідного валу в основному режимі. При знятті гідравлічного харчування з гідромеханічного гальма стопориться водило з

шестернею Z13. Але, так як зубчасті колеса Z8, Z10, Z11 утримуються від обертання електромагнітною муфтою електродвигуна, то зупиняються також шестерні Z12, Z14, Z15, Z16 і шестерня вихідного вала Z7.

3.1.3.2. Робота приводу в резервному режимі

При подачі електроживлення на електродвигун включається електромагнітна муфта електродвигуна, розгальмовує вал електродвигуна, який починає обертатися. При роботі електродвигуна (друга кінематична ланцюг) обертання від зубчастого колеса Z8, жорстко закріпленому на валу електродвигуна, передається на сателітові зубчасті колеса Z10, які, обкочуючі по внутрішньому зубчастому вінця нерухомого корончатого колеса Z9, приводять в обертання водило з зубчастим колесом Z11, обертання від якого передається на сателітові зубчасті колеса Z13, які передають обертання корончатого зубчастому колесу Z12 і виконане з ним заодно ціле зубчасте колесо Z14. Обертання від зубчастого колеса Z14 через зубчасті колеса Z15, Z16 передається зубчастому колесу Z7 вихідного вала.

Частота обертання вихідного вала в резервному режимі не менше.

3.1.3.3. Робота датчиків

Обертання вихідного вала через жорстко закріплену на валу шестерню Z17 передається на шестерню Z18 і закріплену на її валу шестерню Z19. Сонячне зубчасте колесо Z19 через двоступеневу планетарну передачу з нерухомою корончатою шестернею Z20, сателітовими шестернями Z21, Z22 через нерухоме корончате колесо Z23 передає обертання валу, який за допомогою шліцьового з'єднання передає обертання в блок механізму кінцевих вимикачів МКВ-48 і блок резисторів БР-48К. При робочому ході вихідного вала приводу в 103 обороту на "випуск" вихідний вал редуктора МКВ робить поворот за годинниковою стрілкою на кут 293 °.

3.2. Проектування комбінованого приводу механізації крила

3.2.1. Обґрунтування обраної схеми

Планетарно - роторні гідромотори відносяться до багатоциклових об'ємним гідромашин, що дозволяє при малих габаритах створювати великі крутний момент без використання редукторів.

Ці гідромашини прості у виготовленні і надійні в роботі і експлуатації, тому вони знаходять все більше застосування в народному господарстві, перш за все, в авіабудуванні і авіапромисловості, де високо цінуються представлені гідності цих гідромашин.

Цівочне зачеплення, що використовується в планетарно - роторних високомоментних гідромашинах, призначене як для передачі зусиль, так і для освіти робітників камер.

Метою спеціальної частини данної дипломної роботи стало створення приводу механізації крила, здатного замінити використовуваний комбінований привід механізації крила типу КПМ-02 з використанням всіх переваг планетарно - роторних високомоментних приводів, що дозволить різко скоротити масові і габаритні характеристики приводу такого призначення, а також підвищити енергетичні та експлуатаційні характеристики.

3.2.2. Опис конструкції проектного комбінованого приводу механізації

Конструкція комбінованого приводу механізації являє собою агрегат, виконаний в одному блоці, який об'єднує в собі реверсивний планетарний гідромотор основної системи управління, електродвигун резервної системи управління і редуктор, механічно зв'язує гідромотор і електродвигун.

Проектований привід служить для переміщення закрилків.

Комбінованого приводу механізації складається з:

- планетарний гідродвигун основної системи управління;- гідророзподільник з електроуправлінням (окремо для основного і резервного каналу управління);
- обмежувач витрати, що забезпечує необхідну частоту обертання вихідного вала гідромотора;
- гальма гідромотора;
- фільтрів для гідросистеми;
- редуктора, що зв'язують гідромотори та електродвигуни;
- блоку механізму кінцевих вимикачів і резисторів сигналізації положення вихідного вала;
- мікроперемикачів, призначених для комутації електричних ланцюгів управління і сигналізації при відпрацювання заданого ходу вихідного валу;

- приладового редуктора, що зв'язує вихідний вал гідроприводу і блок механізму кінцевих вимикачів;
- мікроперемикача сигналізації стану вала гідроприводу "загальмовані - розгальмован" для гальма гідродвигуна.

3.2.3. Робота основного каналу управління

При відсутності електричної напруги на електроклапані, робоча рідина підходить під тиском лише до фільтру і клапану включення - середньої проточці.

При подачі електричної напруги на клеми електроклапана, робоча рідина через середню проточку надходить до торця клапана включення, плунжер клапана включення, стискаючи пружину, переміститься вправо до упору, з'єднає канал подачі робочої рідини з торцем клапана і далі, через його середню канавку робоча рідина підійде до одному з торців клапана реверсу, до клапану кільцювання, плунжер якого переміститься вліво до упору, тим самим роз'єднає порожнини гідродвигуна, які до цього були закільцьовані для забезпечення повороту трансмісії вручну при монтажі на об'єкті.

Робоча рідина, підійшовши до торця золотника клапана реверсу, перемістить його з середнього положення в праве або ліве крайнє положення, тим самим високий тиск надійде до гальма, звільнивши через поршень диски зчеплення і вал гідромотора, а також до порожнини гідромотора.

Інша порожнину гідромотора через клапан реверсу злився через регулятор витрати зі зливом гідроприводу і вал двигуна почне обертатися в ту чи іншу сторону, залежно від того, на який злектроклапан буде подаватися напруга електричного струму.

Вал гідромотора почне обертати колеса Z5, блок коліс Z4, Z3, причому зуби колеса Z3 будуть вільно обертати сателіти Z2 навколо їх нерухомих осей, закріплених на водію Н.

Водило Н нерухомо, так як воно встановлено на валу гальма і загальмоване ім. В цьому випадку вал гальма буде обертатися з великою частотою (близько $3130 \frac{об}{хв}$).

При включенні напруги на електроклапанів золотник клапана реверсу під дією пружини повернеться в середнє положення, середній бурт золотника клапана реверсу перекриє подачу до порожнини гідродвигуна, порожнину поршня гальма з'єднається через клапан реверсу зі зливом, пружина гальма через поршень гальма стисне диски фрикційні й вал гідродвигуна зупиниться.

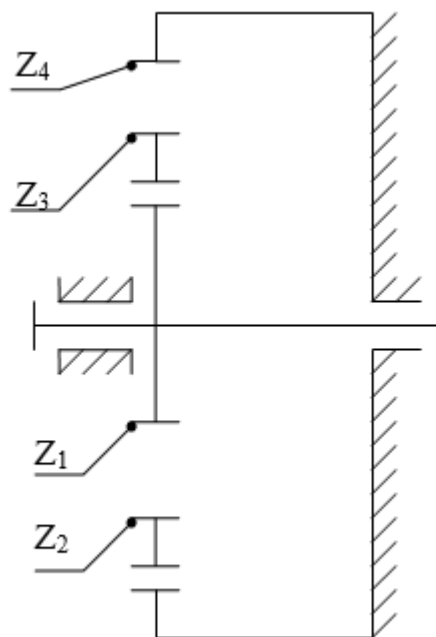
Одночасно правий торець золотника клапана кільцювання з'єднається зі зливом, і пружина клапана кільцювання перемістить поршень вправо, з'єднавши порожнини гідромотора між собою.

3.2.4. Принципова схема

Принципиальная кинематическая схема планетарно – роторного привода заключается в том, что ротор поз. № 1 (рис. 3.2.) не имеет подшипниковой опоры. Его радиальной опорой являются ролики поз. № 2, установленные в расточках. Отсутствие центральной подшипниковой опоры позволяет ротору перемещаться в радиальном направлении вдоль эксцентриситета и осуществлять герметизацию рабочих камер, под действием составляющей P_r с целью осуществления постоянного контакта в точке К, результирующая R давления жидкости в рабочих камерах замыкает зону нагнетания в точке K_1 . В этом случае ротор является самоустанавливающимся. Взаимное контактирование зубьев с роликами обеспечивается давлением жидкости в рабочих камерах.

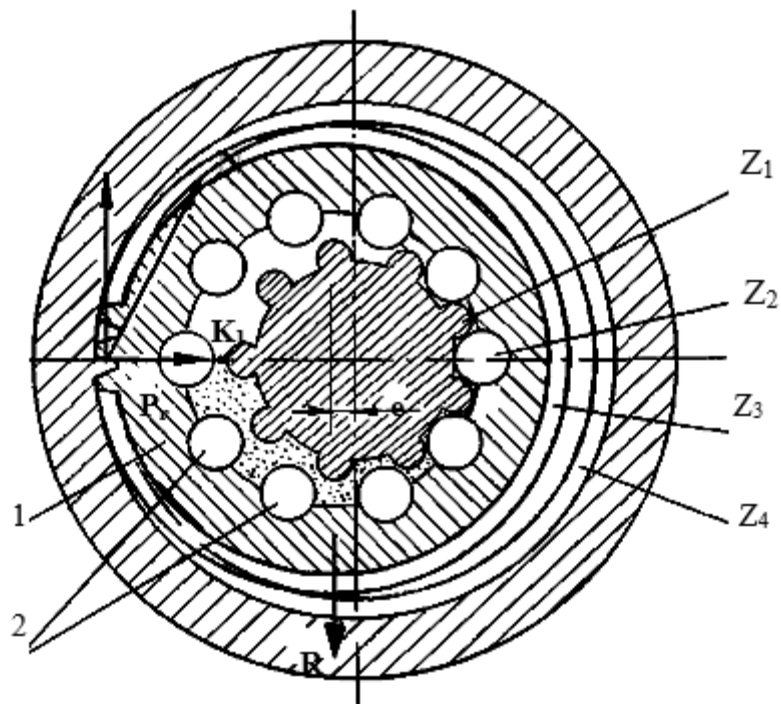
В процессе работы гидропривода происходит компенсация радиальных зазоров в зацеплении кругового профиля, увеличивая при этом КПД и долговечность гидропривода.

Кинематическая схема планетарно – роторного привода приведена на рис. 3.1., где Z_1 и Z_2 – зубья венцов, образующие рабочие камеры, Z_3 и Z_4 – зубья венцов, образующих передаточную пару, выполненную с зубьями эвольвентного зацепления.



Мал. 3.1.

кінематична схема



3.2.5. Визначення геометричних параметрів планетарно - роторного гідроприводу

При визначенні прохідних перетинів золотника і розподільника враховуємо, що середня швидкість V течії рідини через прохідні канали не повинна перевищувати $6 \frac{м}{хв}$.

Загальний витрата робочої рідини при номінальній частоті обертання

$n = 360 \frac{об}{мин}$ визначається за формулою:

$$Q = \frac{V_0 \times n}{S_{об}}$$

Де $V_0 = 125 \frac{см^3}{об}$ - об'єм гідродвигуна; $S_{об} = 0,95$ - об'ємний ККД

гідродвигуна;

$$Q = \frac{125 \times 360}{0,95} = 47 \left(\frac{\text{л}}{\text{хв}} \right).$$

Секундний витрата однієї камери змінного об'єму;

$$q = \frac{Q}{60 \times Z_1},$$

Де $Z_1 = 9$ - число зубів вінця.

$$q = \frac{47}{60 \times 9} = 86,6 (\text{см}^3).$$

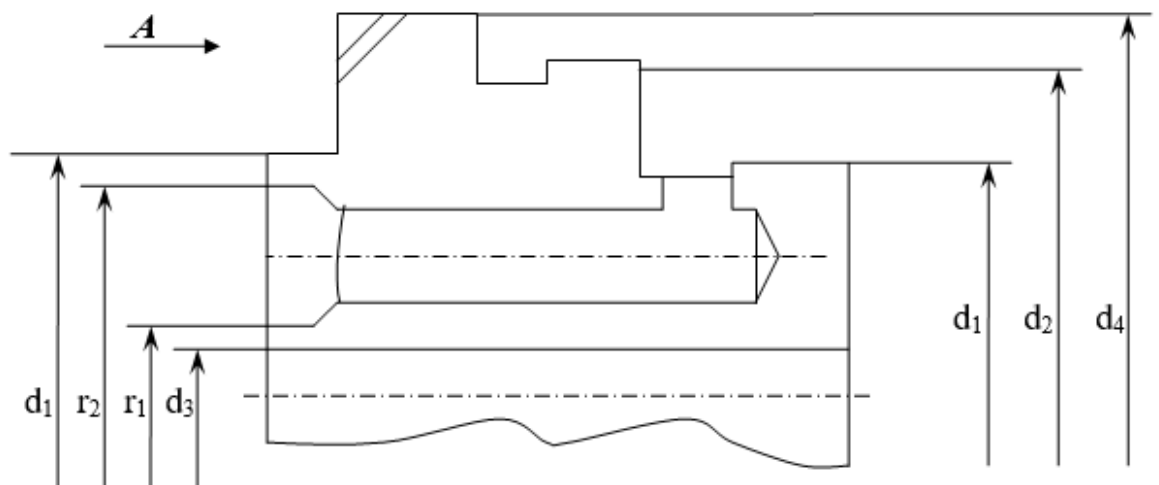
По заданому витраті робочої рідини $q = 86,6 \text{ см}^3$ визначаємо діаметр d і площа f перетину каналу в розподільнику і золотнику, з урахуванням того, що ці витрати за одне і теж час входить в камеру і витісняє з неї, тому при визначенні каналів необхідно брати $2q$.

$$f = \frac{2q}{V}, \quad d = 1,13 \times \sqrt{\frac{2q}{V}}.$$

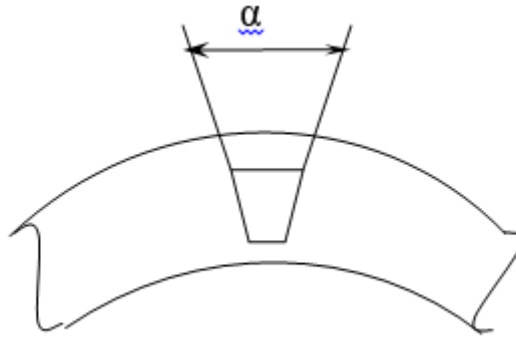
$$f = \frac{2 \times 86,6}{600} = 0,39 (\text{см}^2), \quad d = 1,13 \times \sqrt{0,38} = 0,7 (\text{см}).$$

Центральний кут α_0 розподільного вікна (рис. 3.3) при нульовому перекритті становить:

мал. 3.3.



Вид А



Площа перетину вікна визначається за формулою:

$$f = \frac{\omega \times \alpha \times (r_2^2 - r_1^2)}{360},$$

Где $r_1 = 1,85 \text{ см}$; $r_2 = 2,7 \text{ см}$ – розміри вікон золотника

$$f = \frac{3,14 \times 12 \times (2,7^2 - 1,85^2)}{360} = 0,4 (\text{см}^2).$$

Знаючи розміри r_1 і r_2 вікон золотника, діаметри приймаємо d_1 і d_2 такими, щоб перемички вікон були не менш 1,5 мм.

тоді:

$$d_1 = 2 \times r_2 + 3 = 2 \times 27 + 3 = 57 (\text{мм});$$

$$d_{31} = 2 \times r_1 - 3 = 2 \times 18,5 - 3 = 34 (\text{мм}).$$

Значення діаметрів d_2 і d_4 визначаємо з виразу для коефіцієнта врівноваження

К:

$$K = \frac{d_1^2 - d_3^2 - (d_2^2 - d_1^2)}{d_1^2 - d_3^2} = \frac{d_1^2 - d_3^2 - (d_4^2 - d_2^2)}{d_1^2 - d_3^2} = 0,56 \dots 0,6.$$

З рекомендованих значень для К приймаємо значення, рівне 0,57. тоді:

$$d_2 = 64,41 (\text{мм}),$$

$$d_4 = 71,05 (\text{мм}).$$

Питомі контактні напруги в стику золотника і розподільника визначаються за формулою:

$$\sigma_k = \Delta P \times (K - K_0),$$

Де $\Delta P = P_1 - P_2$ - перепад тиску між робочим тиском P_1 і порожниною низького тиску P_2 ; $K = 0,57$ - коефіцієнт врівноваження; $K_0 = 0,5$ - коефіцієнт середнього тиску в стику.

При $P_1 = 210 \frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2}$ и $P_2 = 5 \frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2}$ значення ΔP буде дорівнювати:

$$\Delta P = 210 - 5 = 205 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right).$$

Тоді значення σ_k приймає вид:

$$\sigma_k = 200 \times (0,57 - 0,5) = 14,35 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right).$$

При максимальних значеннях $P_{1\text{max}} = 200 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right)$ і $P_{2\text{max}} = 30 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right)$ значення σ_k

приймає вигляд:

$$\sigma_k = 190 \times (0,57 - 0,5) = 13,3 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right).$$

$$\Delta P_{\text{max}} = 220 - 30 = 190 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{см}^2} \right).$$

3.2.5.1. Розрахунок на міцність зубчастої передачі кругового поршня

Напряга вигину визначається за формулою:

$$\sigma_d = \frac{6 \times F_d \times h}{b_w \times S_1^2} \times \varphi,$$

$$\text{де } F_d = \frac{2 \times M_k}{d} = \frac{2 \times 19,3 \times 10^3}{35,7} = 1081 (\kappa\Gamma\text{с});$$

$M_k = 19,3 \text{ кГс}\cdot\text{м}$ – момент, розвиваемый приводом;

$h = 3,4 \text{ мм}$ – висота від точки прикладання сили до підстави зуба;

$b_w = 27,3 \text{ мм}$ – ширина робочої частини зубчастого вінця;

$S_1 = 6 \text{ мм}$ – ширина перетину;

$\varphi = 2$ – коефіцієнт нерівномірності:

$$\sigma_d = \frac{6 \times 1081 \times 3,14}{27,3 \times 6^2} \times 2 = 16,8 \left(\frac{\kappa\Gamma\text{с}}{\text{мм}} \right).$$

Запас міцності визначається за формулою:

$$m_d = \frac{\sigma_{-1}}{\frac{K_f}{\varepsilon_\sigma \times \beta_\sigma} \times \sigma_d},$$

де $K_f = 1 + q \times (K_t - 1) = 1 + 0,8 \times (1,5 - 1) = 1,4$;

$q = 0,8$; $K_t = 1,5$ при $r = 1$ мм, $d = 6$ мм, $D = 12$ мм;

$\varepsilon_\sigma = 0,8$ – масштабний фактор;

$\beta_\sigma = 0,8$;

$\sigma_{-1} = 40 \left(\frac{\text{кГс}}{\text{мм}} \right)$ – матеріал зубів: сталь 12ХН3А;

$$n_d = \frac{40}{\frac{1,4}{0,8 \times 0,8} \times 16,8} = 1,1.$$

3.2.5.2. Розрахунок на контактну міцність зубів кругового профілю

Максимальний тиск в зоні контакту визначається за формулою:

$$q_{\max} = 0,798 \times \sqrt{\frac{P \times \frac{D_1 + D_2}{D_1 \times D_2}}{\theta_1 + \theta_2}},$$

Де $P = \frac{P}{t} = \frac{1297}{27,3} = 47,5 \left(\frac{\text{кГс}}{\text{мм}} \right)$;

$$\underline{P} = \frac{2M_k}{d} = \frac{2 \times 19,3 \times 10^3}{29,76} = 1297 (\text{кГс});$$

$t = 27,3$ – ширина зачеплення;

$$\theta_1 = \theta_2 = \frac{1 - \gamma^2}{E} = \frac{1 - 0,3^2}{2,1 \times 10^4} = 4,33 \times 10^{-5} \left(\frac{\text{мм}^2}{\text{кГс}} \right);$$

$\gamma = 0,3$ – коефіцієнт Пуассона;

$E = 2,1 \times 10^4 \left(\frac{\text{кГс}}{\text{мм}^2} \right)$ – модуль пружності.

$$q_{\max} = 0,798 \times \sqrt{\frac{47,5 \times \frac{6+7}{6 \times 7}}{2 \times 4,33 \times 10^{-5}}} = 329 \left(\frac{\kappa \Gamma c}{\text{мм}^2} \right).$$

Максимальна дотичне напруження визначається за формулою:

$$\tau_{\max} = 0,304 \times q_{\max},$$

На глибині:

$$h_{\tau_{\max}} = 0,786 \times 0,798 \times \sqrt{P \times \frac{D_1 \times D_2}{D_1 + D_2} \times \theta_1 + \theta_2}.$$

$$\tau_{\max} = 0,304 \times 329 = 99,9 \left(\frac{\kappa \Gamma c}{\text{мм}^2} \right).$$

$$h_{\tau_{\max}} = 0,786 \times 0,798 \times \sqrt{47,5 \times \frac{6 \times 7}{6+7} \times 2 \times 4,33 \times 10^5} = 0,07 \text{ мм}.$$

Запас міцності визначається за формулою:

$$n_d = \frac{\tau_{-1}}{\frac{K_{\tau}}{E_{\tau}} \times \tau_d + \psi_{\tau} \times \tau_m},$$

де для матеріалу зубів сталь 12ХНЗА:

$$\tau_{-1} = 37 \frac{\kappa \Gamma c}{\text{мм}^2};$$

$$K_{\tau} = 1;$$

$$E_{\tau} = 1;$$

$$\beta_{\tau} = 1;$$

$$\psi_{\tau} = 1;$$

$$\tau_d = \tau_m = \frac{\tau_{\max}}{2}.$$

$$\tau_d = \tau_m = \frac{99,9}{2} = 49,95 \frac{\kappa \Gamma c}{\text{мм}^2}.$$

$$n_d = \frac{37}{\frac{99,9}{1 \times 1} + 1 \times 49,95} = 0,67.$$

3.2.6. Розрахунок конструктивних параметрів планетарного гідроприводу. Розрахунок гідромотора

При моменті, що розвивається гідроприводом, що дорівнює $M=13$ кГс·м і прийнятому $\varepsilon_{\text{мех}} = 0,9$, теоретичний момент на валу буде:

$$M_T = \frac{M}{\varepsilon} = \frac{13}{0,9} = 14,5(\text{кГс} \cdot \text{м}).$$

Питома подача на 1 оборот вихідного валу;

$$q = 2\omega \times \frac{M_T}{\Delta P},$$

Де ΔP – перепад тиску на гідромоторі, $(\text{кГс} \cdot \text{см}^2)$;

$$\Delta P_1 = 180 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}; \quad \Delta P_2 = 6 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2} - \text{втрати тиску на розподільнику,}$$

$\varepsilon_{\text{мех}} = 0,9$ – механічний ККД гідромотора.

$$\Delta P = \Delta P_1 - \Delta P_2 = 180 - 6 = 174 \left(\frac{\text{кГс}}{\text{см}^2} \right);$$

$$q = 2 \times 3,14 \times \frac{1450}{1740} = 52,5 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{об}} \right).$$

Теоретична (розрахункова) подача:

$$Q_T = q \times n,$$

Де $n=360 \frac{\text{об}}{\text{хв}}$ - частота обертання валу гідроприводу.

$$Q_T = 52,5 \times 360 = 18900 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{мин}} \right).$$

Фактична подача на гідромотор:

$$Q_\phi = \frac{Q_T}{\varepsilon_{об}},$$

Де $\varepsilon_{мех} = 0,95$ – об'ємний ККД гідромотора.

$$Q_\phi = \frac{18900}{0,95} = 20000 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{хв}} \right) = 20 \left(\frac{\text{л}}{\text{хв}} \right).$$

З урахуванням витоків по електроклапанів, рівним $50 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{хв}} \right)$ (при вимкнених електроклапанів), витоків по каналу реверсу, клапану включення, рівних $100 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{хв}} \right)$, витрата робочої рідини складе:

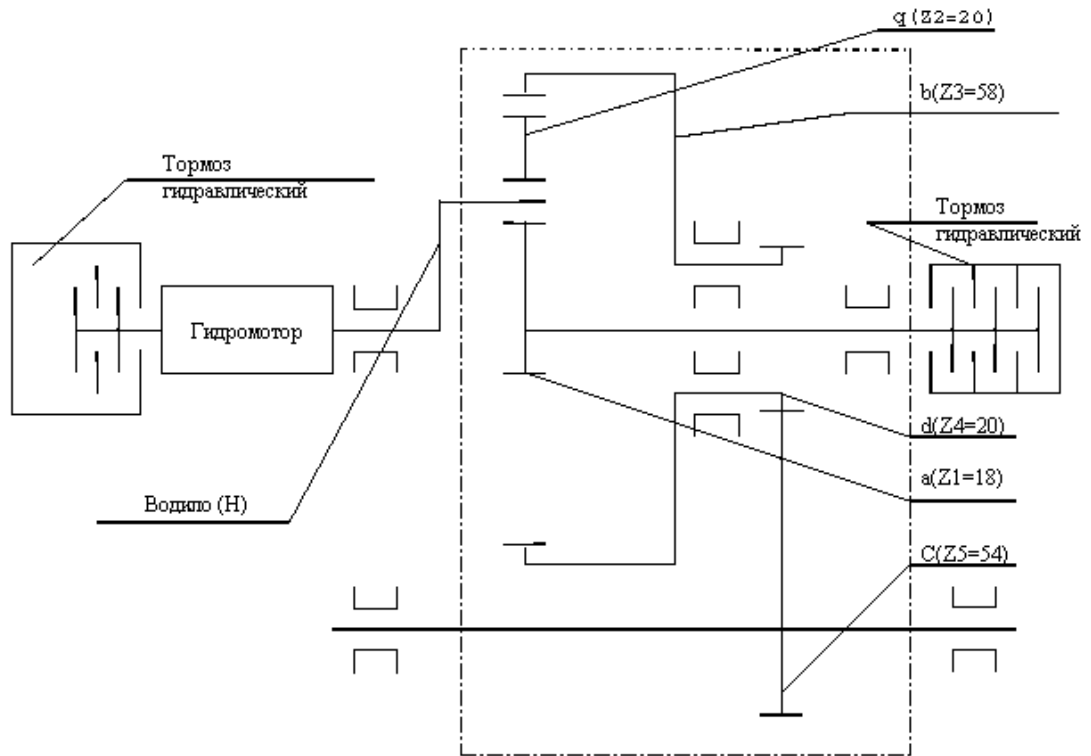
$$Q_{общ} = Q_\phi + 150 = 20000 + 150 = 20150 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{хв}} \right).$$

Питома подача на гідромотор складе:

$$q = \frac{Q_{общ}}{n} = \frac{20150}{360} = 56 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{об}} \right).$$

3.2.6.1. Розрахунок планетарного (диференціального) редуктора

Розрахунок передавальних відносин



Число обертів вала гальма одно:

$$i_{Z_1 Z_5}^H = \frac{n_{Z_1}}{n_{Z_5}}; \quad n_{Z_1} = n_{Z_2} \times i_{Z_1 Z_5}^H; \quad n_{Z_5} = 360 \frac{\text{об}}{\text{хв}}.$$

$$Z_a = Z_1 = 18;$$

$$Z_q = Z_2 = 20;$$

$$Z_b = Z_3 = 58;$$

$$Z_d = Z_4 = 20;$$

$$Z_c = Z_5 = 54.$$

$$i_{ac}^H = \frac{c \times b}{d \times a} = \frac{Z_5 \times Z_3}{Z_4 \times Z_1} = \frac{54 \times 58}{20 \times 18} = 8,7 - \text{передавальні відносини.}$$

$$n_{Z_1} = 360 \times 8,7 = 3132 \frac{\text{об}}{\text{хв}}.$$

Число оборотів блоку коліс $Z_b Z_d$ ($Z_3 Z_4$) дорівнює:

$$i_{dc} = i_{Z_4 Z_5} = \frac{Z_5}{Z_4} = \frac{54}{20} = 2,7.$$

$$i_{Z_4 Z_5} = \frac{n_{Z_4}}{n_{Z_5}};$$

$$n_{Z_4} = n_{Z_5} \times i_{Z_4 Z_5}.$$

$$n_{Z_4} = 360 \times 2,7 = 972 \left(\frac{\text{об}}{\text{мин}} \right).$$

Число оборотів сателітів Z_d (Z_2) дорівнює:

$$i_{Z_1 Z_2} = \frac{n_{Z_1}}{n_{Z_2}} = \frac{Z_2}{Z_1}.$$

$$i_{Z_1 Z_2} = \frac{Z_2}{Z_1} = \frac{21}{18} = 1,1111.$$

$$n_{Z_2} = \frac{n_{Z_1}}{i_{Z_1 Z_2}} = \frac{3132}{1,1111} = 2818,8 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right).$$

Зазначені в розрахунку числа оборотів валів і блоку коліс необхідні для розрахунку підшипників кочення.

Числа обертів підшипників, розташованих на валах:

$$\text{На валу №1: } n_1 = n_{Z_5} = 360 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right);$$

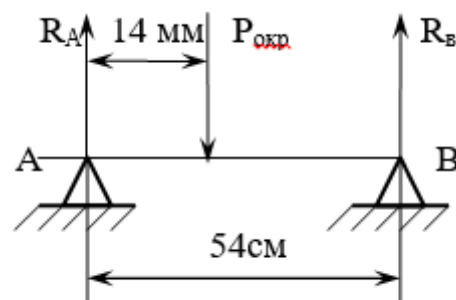
$$\text{На валу №2: } n_2 = n_{Z_4} = 972 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right);$$

$$\text{На валу №3: } n_3 = n_{Z_2} = 2818,8 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right);$$

$$\text{На валу №4: } n_4 = n_{Z_1} = 3132 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right).$$

3.2.6.2. Розрахунок підшипників планетарного редуктора

Розрахунок підшипників планетарного редуктора виконується на максимальний момент, утримуваний гальмом, який дорівнює 13 кГс • м. В цьому випадку крутний момент, діючий на центральне колесо "а" дорівнює:



$$M_a = \frac{M_{кр}}{i_{пер}} = \frac{1300}{8,7} = 149,4 (\text{кГс} \cdot \text{см}).$$

$$P_{окр} = \frac{2M_a}{D} = \frac{2 \times 149,4}{2,7} = 110,67 (\text{кГс}).$$

$$R_a = \frac{4P_{окр}}{5,4} = \frac{4 \times 110,67}{5,4} = 81,98 (\text{кГс}).$$

$$R_B = \frac{1,4P_{окр}}{5,4} = \frac{1,4 \times 110,67}{5,4} = 28,7 (\text{кГс}).$$

Приймаємо розміри до середини колеса "а" від осі підшипника 14 мм, між опорами (підшипниками) 54 мм.

Вибираємо підшипник:

Опора А: №1000098 d=8; D=19; B=6; C=175 кГс; C₀=90кНс. α=3 для шарикопідшипників.

Число обертів:

$$L = \left(\frac{C}{Q} \right)^\alpha = \left(\frac{175}{111,9} \right)^3 = 3,825 (\text{млн.об.}).$$

Визначимо навантаження на підшипник:

$$Q = R_A \times K_K \times K_\delta \times K_{T1},$$

Де: $R_A = 81,98$ кГс; $K_K = 1$ (обертається внутрішнє кільце); $K_\delta = 1,3$;
 $K_{T1} = 1,05$.

$$Q = 81,98 \times 1 \times 1,3 \times 1,05 = 111,9 \text{ (кГс)}.$$

Число обертів: $L = 3,825$ млн.об.

Число оборотів в годинах:

$$L_q = \frac{L}{60 \times n_4} = \frac{3,825 \times 10^6}{60 \times 3132} = 20,35 \text{ (год)}.$$

Число оборотів в годинах: Під навантаженням підшипник працює за 15000 годин в повітрі і на землі в середньому 2 рази по 1 сек. за 1 годину польоту: $15000 \times 2 \text{сек} = 30000 \text{с}$.

Необхідний ресурс:

$$3000 \div 3600 = 8,33 \text{ (год)}.$$

За розрахунком:

$$20,35 > 8,33 \text{ (год)}.$$

3.2.6.3. Попередній розрахунок на міцність передач планетарного (диференціального) редуктора

Вихідні дані:

- крутний момент, що розвивається гідроприводом при $\Delta P = 210 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$,

частоті обертання валу, що дорівнює $D = 19$ кГс·м;

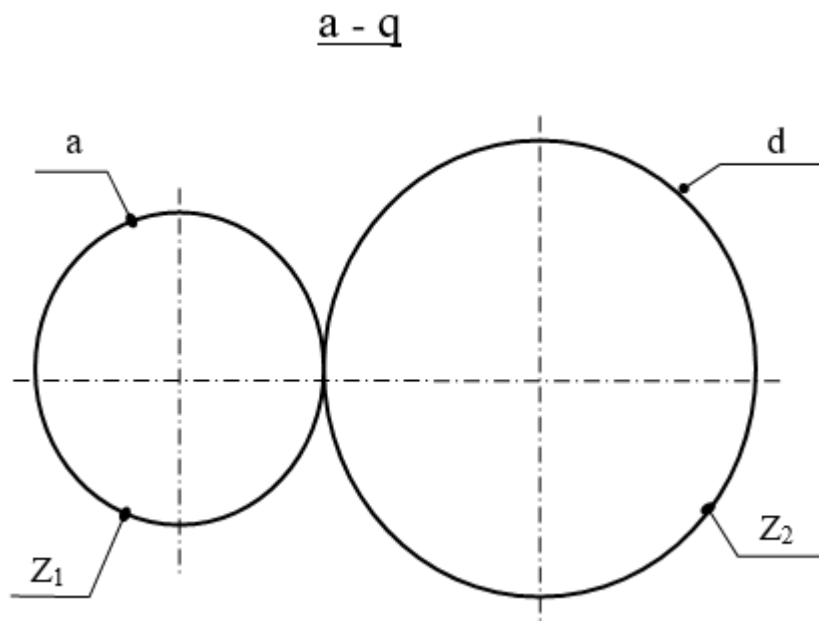
- частота обертання валу гідроприводу при $\Delta P = 180 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$, і протидіє

навантаженні, рівній $13 \text{ кГс} \cdot \text{м} - 360_{-60}^{+100} \frac{\text{об}}{\text{мин}}$.

Передачу розбиваємо на 2 ланки:

I - перша ланка: центральне колесо "a" і зубчастий вінець сателіта "q".

Мал.3.4

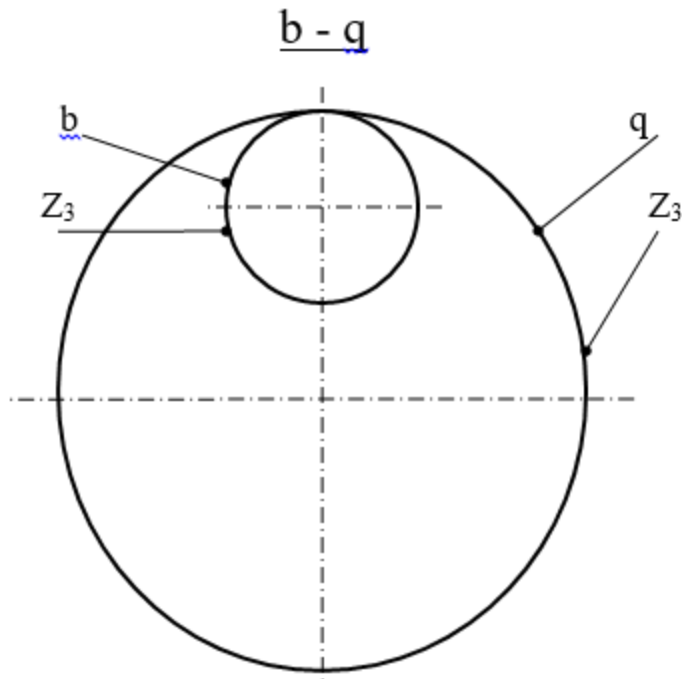


$$a = Z_1 = 18;$$

$$q = Z_2 = 20.$$

II - перша ланка: центральне колесо "b" і зубчастий вінець сателіта "q".

Мал.3.5



$$b = Z_3 = 58;$$

$$q = Z_2 = 20.$$

Момент, діючий на центральне колесо "а":

$$M_a = \frac{M_{кр}}{i_{пер}},$$

Де: $M_{кр} = 19 \text{ кГс} \cdot \text{м} = 1900 \text{ кГс} \cdot \text{см}$ - крутний момент, діючий на центральне колесо

"а"; $i_{пер} = i_{ac}^H = 8,7$ - передавальні відносини

$$M_a = \frac{1900}{8,7} = 218,4 (\text{кГс} \cdot \text{см}).$$

Для передачі а - q момент М при $Z_q \geq Z_a$ визначається:

$$M = \frac{M_a}{a_n} \times \Omega,$$

де: M_a - момент, що діє на центральне колесо "а"; Ω - коефіцієнт, який враховує нерівномірність розподілу навантаження серед сателітів. $a_p=3$; $\Omega_k=1,1$; $\Omega_H=1,15$.

$$M_H = \frac{M_a}{a_p} \times \Omega_H = \frac{218,4}{3} \times 1,15 = 83,7 (\text{кГс} \cdot \text{см});$$

Визначимо момент, який може передавати передача а-q:

$$M_{aq} = \frac{b \times d_{da}^2 \times (i_{ad}^n) \times K_o}{2 \times (i_{ad}^n + 1)},$$

Де: $i_{ad}^n = \frac{Z_q}{Z_a} = \frac{Z_b - Z_a}{2Z_a} = \frac{1}{2} \times \left(\frac{Z_b}{Z_a} - 1 \right) = \frac{1}{2} (P - 1), \quad P = \frac{Z_b}{Z_a}$ - параметр передачі.

$$P = \frac{58}{18} = 3,2.$$

$$M_{aq} = \frac{b \times d_{da}^2 \times (p-1) \times K_o}{2 \times (p+1)} = \frac{M_a}{a_p} \times \Omega_\kappa.$$

$$M_{aq} = \frac{M_a \times a_p}{\Omega_\kappa} = \frac{b \times d_{da}^2 \times (p-1) \times K_o \times a_p}{2 \times (p+1) \times \Omega_\kappa} = [\kappa Гс \cdot см]$$

$$i_{an}^b = \frac{Z_b}{Z_a} + 1 = p + 1.$$

$$M_n = M_a \times i_{an}^b = M_a \times (p+1) = \frac{b \times d_{da}^2 \times (p-1) \times K_o \times a_p}{2 \times \Omega_\kappa} = [\kappa Гс \cdot см].$$

Але так як $d_{da} = \frac{d_{da}}{p}$, тому:

$$M_n = \frac{b \times d_{da}^2 \times (p-1) \times K_o \times a_p}{2 \times p^3 \times \Omega_\kappa} = [\kappa Гс \cdot см]$$

$$d_{db} = p^3 \sqrt{\frac{2 \times M_n \times \Omega_\kappa}{q_{ua} \times (p-1) \times K_o \times a_p}} = [см]$$

Нехай $\frac{d_{db}^3 \times q_{ua} \times (p-1) \times a_p}{2 \times p^3} = F$, тоді маємо:

$$M_n = \frac{F \times K_o}{\Omega_\kappa} = [\kappa Гс \cdot см]$$

Величину F при $a_p=3$ в $q_{ua}=0,62$ позначимо F', т.е:

$$F' = \frac{0,93 d_{da}^3 \times (p-1)}{p^3}.$$

$$M_\kappa = \frac{M_a}{a_p} \times \Omega_\kappa = \frac{218,4}{3} \times 1,1 = 80,1 (\kappa Гс \cdot см);$$

Відповідно до цього, при зазначеним значення a_p и q_a , маємо:

$$M_n = \frac{F' \times K_o}{\Omega_k} = [\text{кГс} \cdot \text{см}]$$

$q_{ца} = \frac{b}{d_a}$ - відношення робочої ширини вінця колеса "а" до діаметру початкової окружності колеса "а".

$$M_n = M_a \times i_{ан}^b = 218,4 \times 4,42 = 921,65 [\text{кГс} \cdot \text{см}]$$

$$i_{ан}^b = 1 + \frac{Z_b}{Z_a} = 1 + \frac{58}{18} = 4,22.$$

при значеннях $F' = 50 \text{ см}^3$; $a_p = 3$; $q_{ца} = 0,593$; $p = 3,2$ визначимо значення K_o для M_n и M_a (при $\Omega_k = 1,1$):

$$\text{Для } M_n: \quad K_o = \frac{M_n \times \Omega_k}{F'} = \frac{921,65 \times 1,1}{50} = 20,76 \left[\frac{\text{кГс}}{\text{см}^2} \right].$$

$$\text{Для } M_a: \quad K_o = \frac{M_a \times \Omega_k}{F'} = \frac{218,4 \times 1,1}{50} = 4,805 \left[\frac{\text{кГс}}{\text{см}^2} \right].$$

визначення коефіцієнтів K_k и K_u :

$$\Pi = \frac{u \times v \times d_a \times b}{M_k} \times \sqrt{\frac{A}{i}}.$$

Где $A = \frac{(Z_1 + Z_2)}{2} \times m$, значення для якої:

$M = 1,5 \text{ мм}$ - модуль передачі; $b = 1,6 \text{ см}$ – ширина сателіта; $M_k = 80,2 \text{ кГс} \cdot \text{см}$;

$i = \frac{Z_2}{Z_1}$ - передавальні відносини.

$$A = \frac{(18 + 20)}{2} \times 1,5 = 28,5 \text{ мм}.$$

$$i = \frac{20}{18} = 1,11.$$

$$\Pi = \frac{0,65 \times 4,42 \times 2,7 \times 1,6}{80,2} \times \sqrt{\frac{2,85}{1,11}} = 0,247.$$

Визначаємо K_k за формулою::

$$K_k = 1 + 1,3 \times \Pi = 1 + 1,3 \times 0,247 = 1,321.$$

Визначимо K_u за формулою:

$$K_u = 1 + 1,7 \times \Pi = 1 + 1,7 \times 0,247 = 1,42.$$

визначення коефіцієнта $K_{нр.к}$.

$$K_{np.k} = 1 + (\theta_{np} - 1) \times \mu_k;$$

$$K_{np.u} = 1 + (\theta - 1) \times \mu_u;$$

Для зубів з твердістю $H_B=500$ і при швидкості $v = 4,42 \frac{M}{c}$ маємо:

$$\mu_k=0,85; \mu_u=1,0;$$

$\theta_{np.}$ - коефіцієнт нерівномірності.

$$\theta_{np.} = 1 + \frac{0,4 \times b \times c_\gamma}{q_{cp}};$$

Для спрощення розрахунку по [12] приймаємо: $\theta_{np.}=1,15$.

$$K_{np.k} = 1 + (1,15 - 1) \times 0,85 = 1,128;$$

$$K_{np.u} = 1 + (1,15 - 1) \times 1 = 1,15;$$

визначення коефіцієнта $K_{реж.}$

Число циклів зміни напруги за повний термін при постійній або малозмінюючійся навантаженні визначається за формулою:

$$N_{ц} = 60 \times n \times \gamma_p \times T,$$

Де n -число оборотів в хвилину розраховується колеса; T - число годин роботи під навантаженням за повний термін служби; γ_p - число зубчастих коліс, що входять в зачеплення з даним зубчастим колесом: $\gamma_p = a_p = 3$ (число сателітів).

Призначений ресурс: 15000 посадок.

За 1 годину - 1 посадка, 1 зліт.

Тривалість роботи: 60 сек за 1 посадку (30 сек при посадці і 30 сек при зльоті).

Час h роботи в годинах:

$$h = \frac{1 \times 15000}{60} = 250(\text{год});$$

n_a – число оборотів колеса "а": $n_a = 3132 \left(\frac{\text{об}}{\text{хв}} \right);$

$$N_{ца} = 60 \times 3132 \times 250 \times 3 = 140940000.$$

Визначаємо значення коефіцієнта $K_{реж.}$:

$$K_{реж} = \sqrt[3]{\frac{5 \times 10^6 \times (HRC - 32)}{N_{ца}}};$$

$$K_{реж} = \sqrt[3]{\frac{5 \times 10^6 \times 24}{140940000}} = 0,948;$$

Так як $K_{реж}=0,948 < 1$, приймаємо значення коефіцієнта $K_{реж}=1$.

визначаємо C_{k1} и C_{k2} за формулами:

$$C_{k1} = [C_{kb1}] \times K_{реж} \times 1;$$

$$C_{k2} = [C_{kb2}] \times K_{реж} \times 1;$$

Де $[C_{kb1}]=56,2$; $[C_{kb2}]=47,5$ – визначаємо за [12].

$$C_{k1} = 56,2 \times 1 = 56,2 \left(\frac{\kappa Гс}{см^2} \right);$$

$$C_{k2} = 47,5 \times 1 = 47,5 \left(\frac{\kappa Гс}{см^2} \right).$$

Тоді отримуємо значення моменту на водію M_n :

$$K_u = \frac{56,2}{1,128 \times 1,321} = 37,7 \left(\frac{\kappa Гс}{см^2} \right).$$

$$M_n = \frac{50 \times 37,7}{1,1} = 1713,6 (\kappa Гс \cdot см).$$

В итоге получаем, что допустимый крутящий момент на водиле Н больше расчетного момента: $M_{н,доп} = 1713 > M_{н,расч} = 921,65$.

По інших ланках уваги не виконуємо, тому що найбільш слабка ланка сателіти - водило.

3.2.7. Розрахунок гальма

Критичний гальмівний момент дорівнює: $M_{кр}^T = 13 \kappa Гс \cdot м$.

Вибираємо гальмо - муфту, що працює з мастилом, так як кількість оборотов- близько $3132 \frac{об}{хв}$.

передаточне відношення: $i_{ред} = \frac{n}{360} = \frac{3132}{360} = 8,7$.

Гальмівний момент на валу гальма дорівнює: $M_T = \frac{15}{8,7} = 1,73 \text{кГс} \cdot \text{см}$.

Розрахунковий момент, утримуваний гальмом, визначається за формулою:

$$M_p = \frac{[P] \times \pi \times (D^3 - D_1^3) \times f \times Z}{12}, \quad [H] \text{ и } [\text{кГс}],$$

Де: D - зовнішній діаметр фрикційного диска, см; $D=5,6$ см;

D_1 – внутрішній діаметр фрикційного диска, см; $D_1=3$ см;

Z – число пар тертя;

f – коефіцієнт тертя:

$f=0,4$ – без змазки;

$f=0,1$ – со змазкою.

$$Z = (Z_1 + Z_2) - 1,$$

Де Z_1 – число нерухомих (фрикційних) дисків;

Z_2 – число рухомих дисків.

Приймаємо диски фрикційні типу 224.117, для яких;

$$[P] = 0,8 \dots 1 \frac{H}{\text{мм}^2}, \quad [P] = 8,15 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}.$$

Число пар тертя визначаємо за формулою:

$$Z = \frac{12 \times M_p}{[P] \times \pi \times (D^3 - D_1^3) \times f}.$$

Виконуємо розрахунок зі змазкою муфти:

$$Z = \frac{12 \times 1,73 \times 100}{8,15 \times 3,14 \times (5,6^3 - 3^3) \times 0,1} = 5,46 (\text{пар}).$$

Приймаємо: $Z = 6$ пар.

Тоді: $Z_1=4$; $Z_2=3$ пари.

3.2.8 Розрахунок муфти – гальма планетарного гідропривода

Вибираємо для муфти - гальма сталеві диски типу ГП-72У-004-01 і метало-керамічні диски типу ГП-72П-400.

Число пар поверхонь тертя визначаємо за формулою:

$$Z = \frac{8 \times M_{np}}{\pi \times (D_n^2 - D_{вн}^2) \times D_{cp} \times [q] \times f_0},$$

Де: $M_{np} = 19$ кГс·м – максимальний крутний момент, що обмежується муфтою; $D_n = 57$ мм – зовнішній діаметр контакту дисків; $D_{вн} = 32$ мм – внутрішній діаметр контакту дисків; $D_{cp} = 44,5$ мм – середній діаметр контакту дисків; $[q] = 5 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$ - допустимий тиск на поверхнях, що труться; $f_0 = 0,45$ - коефіцієнт тертя спокою.

Проводимо обчислення:

$$Z = \frac{8 \times 1900}{3,14 \times (5,7^2 - 3,2^2) \times 4,45 \times 4 \times 0,45} = 21,729.$$

Число труться -10,8 пар.
 Приймаємо 20 труться (20 пар):
 - 10 пар - сталеві диски типу ГП-72У-004-01;- 10 пар – метало - керамические диски типа ГП-72П-400.

Виконуємо перевірку моменту при 20 парах і $[q] = 5 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$:

$$M_{np} = \frac{Z \times \pi \times (D_n^2 - D_{вн}^2) \times D_{cp} \times [q] \times f_0}{8},$$

$$M_{np} = \frac{20 \times 3,14 \times (5,7^2 - 3,2^2) \times 4,45 \times 4 \times 0,45}{8} = 1748 (\text{кГс} \cdot \text{см}^2) = 17,5 (\text{кГс} \cdot \text{м}).$$

Проводимо розрахунок пружини для стиснення дисків:

$$P_{пруж} = \frac{2M_{np}}{D_{cp} \times Z \times f_0},$$

Де: $M_{np} = 19$ кГс·м - максимальний крутний момент, що обмежується муфтою; $D_{cp} = 44,5$ мм – середній діаметр контакту дисків; $Z = 20$ - число пар тертя; $f = 0,45$ – коефіцієнт тертя спокою.

$$P_{пруж} = \frac{2 \times 1900}{4,45 \times 20 \times 0,45} = 94,88 (\text{кГс}).$$

Вибираємо пружину типу ГП-72ПП із зусиллям стиснення $P= 150$ кГс.

Виконуємо перевірку при $P= 150$ кГс.

$$M_{кр} = \frac{P_{првж} \times D_{ср} \times Z \times f_0}{2},$$

$$M_{кр} = \frac{150 \times 4,45 \times 20 \times 0,45}{2} = 3003,75(\text{кГс} \cdot \text{см}) = 30,04(\text{кГс} \cdot \text{м}).$$

3.2.9. Розрахунок регулятора витрати

Якщо дросельний отвір в денці поршня виконано у вигляді отвору в тонкій стінці, то умова рівноваги поршня визначається виразом:

$$F \times \Delta P = P_{пр};$$

$$\frac{P_{пр}}{F} = \Delta P = \frac{Q^2}{f^2} \times \frac{P}{2\mu^2},$$

Де: $F = 2,36\text{см}^2$ - площа перерізу поршня; Q - витрата рідини через отвір поршня; $\Delta P = 10 \frac{\text{кГс}}{\text{см}^2}$ - перепад тиску в отворі поршня; $P_{пр}$ – зусилля стиснутої пружини; f - площа отвору в поршні, $f = 0,2\text{см}^2$; $\mu=0,75$.

Розраховуємо зусилля стиснення пружини:

$$P_{пр} = 2,36 \times 10 = 32,6(\text{кГс}).$$

Визначаємо витрата робочої рідини за формулою:

$$Q = \mu \times f \sqrt{\frac{2q \times \Delta P}{\gamma}}; \quad \frac{q}{\gamma} = \frac{1}{P_0};$$

$$P_0 = 0,95 \times 10^{-6} \left(\frac{\text{кГс} \cdot \text{с}^2}{\text{см}^4} \right).$$

$$Q = 0,75 \times 0,2 \times 3,24 \times 10^3 = 486 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{с}} \right) = 29,16 \left(\frac{\text{л}}{\text{хв}} \right).$$

3.2.10. Підбір і розрахунок інших конструктивних елементів

3.2.10.1. Підбір фільтроелементів

Відповідно до розрахунком гідромотора справжнього дипломного проекту, виконаний підбір фільтроелементів:

При $Q = 20 \frac{\text{л}}{\text{мин}}$ - фільтроелемент 340.098А – 1 шт.

3.2.10.2. Підбір клапана реверсу

Вибираємо клапан реверсу типу ГП72П-080С.

Діаметр золотника- $\varnothing 7$ мм.

Площа шийки золотника – $S_2 = 38,465 \text{мм}^2$.

Площа прохідного перерізу золотника клапана реверсу:

$$S = S_1 - S_2 = 94,98 - 38,46 = 56,52 \text{ (мм}^2\text{)}.$$

Вікна в гільзі клапана реверсу: $\varnothing 4$ мм - 4 відп.

Площа одного отвору:

$$S_{1\text{отв}} = 0,12566 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Сумарна площа чотирьох отворів:

$$S_{4\text{отв}} = 0,5026 \text{ (см}^2\text{)}$$

Витрата робочої рідини по вікнах:

$$Q = 20150 \frac{\text{см}^3}{\text{мин}} = 335,83 \left(\frac{\text{см}^3}{\text{сек}} \right).$$

Швидкість течії рідини по вікнах $\varnothing 4$ мм в гільзі:

$$V = \frac{Q}{S_4} = \frac{335,83}{0,50265} = 668 \frac{\text{см}}{\text{с}} = 6,68 \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right).$$

За золотника не вважаємо, так як швидкість течії робочої рідини менше.

Швидкість течії робочої рідини допустима для каналів нагнітання і зливу.

3.2.10.3. Підбір клапана включення

Вибираємо клапан включення типу ГП-400-160.

Діаметр гільзи - Ø20 мм.

Діаметр золотника- Ø11 мм.

Площа робочої поверхні золотника – $S_1 = 0,9503 \text{ см}^2$.

Діаметр шийки золотника - Ø6 мм.

Площа шийки золотника – $S_2 = 0,283 \text{ мм}^2$.

Площа прохідного перерізу по шийці золотника клапана включення:

$$S = S_1 - S_2 = 0,9503 - 0,283 = 0,6673 \text{ (мм}^2\text{)}.$$

Швидкість течії робочої рідини по шийці золотника:

$$V = \frac{Q}{S} = \frac{335,83}{0,6673} = 503,26 \left(\frac{\text{см}}{\text{с}} \right) = 5,0326 \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right).$$

Вікна в гільзі клапана включення: Ø4мм - 4 відп.

Площа одного отвору:

$$S_{\text{отв}} = 0,12566 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Сумарна площа чотирьох отворів:

$$S_{4\text{отв}} = 0,5026 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Швидкість течії рідини по вікнах Ø4мм в гільзі:

$$V = \frac{Q}{S_{4\text{отв}}} = \frac{335,83}{0,50265} = 668 \left(\frac{\text{см}}{\text{с}} \right) = 6,68 \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right).$$

3.2.10.4. Підбір клапана кільцювання

При витраті робочої рідини, що дорівнює $Q = 20150 \frac{\text{см}^3}{\text{хв}}$, вибираємо клапан кільцювання типу КАУ-140-270.

Діаметр золотника- Ø11 мм.

Діаметр шийки золотника- $\varnothing 7$ мм.

Діаметр вікон в гільзі золотника- $\varnothing 4$ мм.

Число вікон в гільзі золотника- 4 шт.

Площа шийки золотника – $S_{\text{шейки}} = 0,5652 \text{ мм}^2$.

Швидкість течії робочої рідини по шийці золотника:

$$V = \frac{Q}{S_{\text{шейки}}} = \frac{335,83}{0,5652} = 594,17 \left(\frac{\text{см}}{\text{с}} \right) = 5,9417 \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right).$$

Швидкість течії рідини по вікнах $\varnothing 4$ мм в гільзі:

$$V_2 = \frac{Q}{S_{\text{отв}}} = \frac{335,83}{0,5024} = 668,45 \left(\frac{\text{см}}{\text{с}} \right) = 6,6845 \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right).$$

Площа одного отвору:

$$S_{\text{отв}} = 0,1256 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Сумарна площа чотирьох отворів:

$$S_{4\text{отв}} = 0,5026 \text{ (см}^2\text{)}.$$

3.2.11. Висновки

На підставі проведених розрахунків, обрані:

1.	клапана включення	ГП-400-160
2.	клапана реверсу	ГП-72П-080С
3.	клапана кільцювання	КАУ-140-270
4.	фільтроелемент 340.098А – 1 шт.	340.098 =1 шт.
5.	гідромотор: - питома подача	до $63 \left(\frac{см}{оберт} \right)$
6.	Гальмо - муфта: - фрикційні диски	224.117
7.	Гальмо - муфта планетарного гідроприводу: - сталеві диски - металокерамічні диски	ГП-72У-004-01 ГП-72П-400

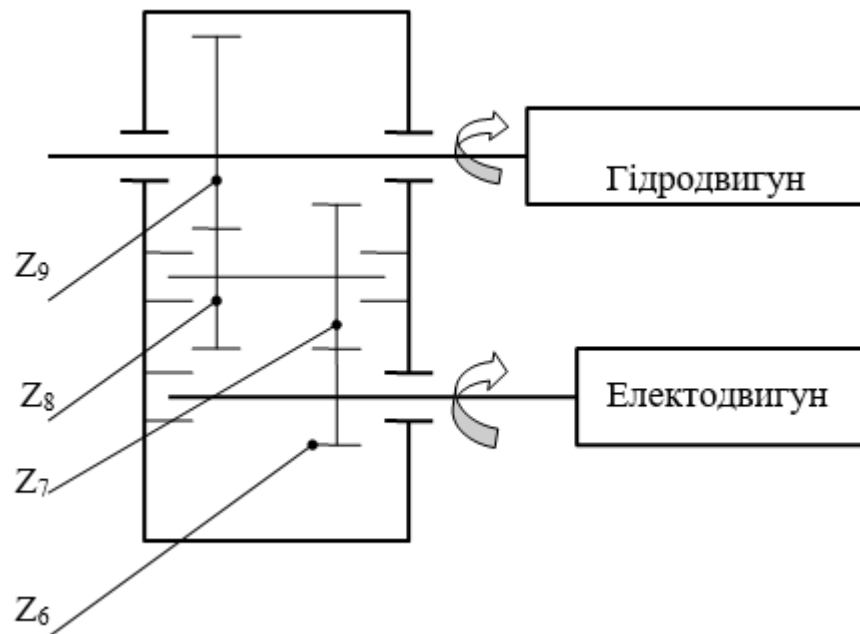
3.3. Розрахунок редуктора комбінованого приводу механізації

Індекс, що розраховується редуктор використовується в спроектованому приводі механізації для передачі крутного моменту від електродвигуна Д-90-140 на вихідний вал гідромотора в разі його роботи в резервному режимі управління (від електромережі постійного струму). Розрахунок проводимо, виходячи з відомих попередніх розмірів всього приводу і аналіз вже існуючих редукторів. [12].

Для проєктованого редуктора вибираємо двоступеневу схему виконання кінематики (мал. 3.6.):

Мал 3.6

Кінематична схема редуктора



Загальне передавальне відношення приводу визначається за формулою [12]:

$$U_{прив} = \frac{\Pi_{вх}}{\Pi_{вых}}$$

Де: $\Pi_{вх} = 360 \left(\frac{об}{хв} \right)$ - кількість обертів на вході в

редуктор; $\Pi_{вых} = 180 \left(\frac{об}{хв} \right)$ - кількість обертів на виході з редуктора.

$$U_{прив} = \frac{360}{180} = 2.$$

Виходячі з енерго - масових и габаритних міркувань, приймаємо міжосьова відстань a_w рівним:

- між парою Z_1 і Z_2 : $a_{w1}=70$ мм;
- між парою Z_3 і Z_4 : $a_{w2}=55$ мм.

Використовуючи попередньо прийняті міжосьові відстані, визначаємо сумарне число зубів передачі за формулою [11]:

$$Z_{\Sigma} = \frac{2 \times Q_w}{m},$$

Де $m = 2$ мм - модуль зубчастої передачі.

$$Z_{\Sigma_1} = \frac{2 \times 70}{2} = 70(\text{шт});$$

$$Z_{\Sigma_2} = \frac{2 \times 55}{2} = 55(\text{шт}).$$

Кількість зубів шестерень Z_6 и Z_8 передачі [11]:

$$Z_u = \frac{Z_{\Sigma}}{U_{\phi} + 1},$$

Де U_{ϕ} – фактичне передавальне відношення зубчастої передачі:

$$Z_6 = \frac{70}{1,33 + 1} = 30(\text{шт});$$

$$Z_8 = \frac{55}{1,5 + 1} = 22(\text{шт}).$$

Кількість зубів коліс Z_7 и Z_9 передачі [11]:

$$Z_{\kappa u} = Z_{\Sigma} - Z_u,$$

$$Z_7 = 70 - 30 = 40(\text{шт});$$

$$Z_8 = 55 - 22 = 33(\text{шт}).$$

Фактичне передавальне відношення зубчастої передачі [11]:

$$U_{\phi} = \frac{Z_{\kappa}}{Z_u},$$

Де: Z_{κ} - кількість зубів колеса; Z_u - кількість зубів шестерні.

$$U_{\phi_1} = \frac{Z_7}{Z_6} = \frac{40}{30} = 1,33;$$

$$U_{\phi_2} = \frac{Z_9}{Z_8} = \frac{33}{22} = 1,5.$$

Загальна фактичне передавальне відношення приводу визначаємо за формулою [16]:

$$U_{\text{прив}} = \frac{Z_7 \times Z_9}{Z_6 \times Z_8},$$

$$U_{прив} = \frac{40 \times 33}{30 \times 22} = 2.$$

Визначаємо геометричні параметри зубчастої передачі.
Початковий діаметр для:

- шестерні [16]: $d_1 = \frac{Z_1 \times m}{\cos \beta}.$

- колеса [16]: $d_2 = 2 \times a_w - d_1.$

Де $\cos \beta$ – кут профілю зуба в точці на колі вершин.

$$d_{1z_6} = \frac{Z_6 \times m}{\cos 28^\circ 14'} = \frac{30 \times 2}{\cos 28^\circ 14'} = 61,8(\text{мм});$$

$$d_{2z_7} = 2 \times 70 - 61,8 = 78,2(\text{мм}).$$

$$d_{1z_8} = \frac{Z_8 \times m}{\cos 28^\circ 14'} = \frac{22 \times 2}{\cos 28^\circ 14'} = 49,05(\text{мм});$$

$$d_{2z_9} = 2 \times 55 - 49,05 = 60,95(\text{мм}).$$

Окружність вершин зубів для:

- шестерні [16]: $d_{a_1} = d_1 + 2 \times m;$

- колеса [16]: $d_{a_2} = d_2 + 2 \times m;$

$$d_{a_{1z_6}} = 61,8 + 2 \times 2 = 65,8(\text{мм});$$

$$d_{a_{2z_7}} = 78,2 + 2 \times 2 = 82,2(\text{мм});$$

$$d_{a_{1z_8}} = 49,05 + 2 \times 2 = 53,05(\text{мм});$$

$$d_{a_{2z_9}} = 60,95 + 2 \times 2 = 64,95(\text{мм}).$$

Окружність западин зубів для:

- шестерні [16]: $d_{f_1} = d_1 - 2,5 \times m;$

- колеса [16]: $d_{f_2} = d_2 - 2,5 \times m;$

$$d_{f_{1z_6}} = 61,8 - 2,5 \times 2 = 56,8(\text{мм});$$

$$d_{f_{2z_7}} = 78,2 - 2,5 \times 2 = 73,2(\text{мм});$$

$$d_{f_{1z_8}} = 49,05 - 2,5 \times 2 = 44,05(\text{мм});$$

$$d_{f_{2z_9}} = 60,95 - 2,5 \times 2 = 55,95(\text{мм}).$$

Ділильний діаметр зубчастих коліс [16]:

$$d_2 = \frac{2 \times a_w \times U_\phi}{U_\phi + 1};$$

Де: a_w - міжосьова відстань зубчастої передачі; U_ϕ - фактичне передавальне відношення зубчастої передачі.

$$d_{2z7} = \frac{2 \times 70 \times 1,33}{1,33 + 1} = 73,9(\text{мм});$$

$$d_{2z9} = \frac{2 \times 55 \times 1,5}{1,5 + 1} = 61(\text{мм}).$$

Ширина зубчастих коліс визначається за формулою [16]:

$$d_2 = \psi_a \times a_w,$$

Де: $\psi_a = 0,085$ – несиметричність розташування коліс щодо опор.

$$d_{2z7} = 0,085 \times 70 = 6(\text{мм});$$

$$d_{2z9} = 0,085 \times 55 = 6(\text{мм}).$$

Ширина шестерень визначається за формулою [16]:

$$b_1 = b_2 + (2 \dots 4)\text{мм},$$

Де: b_2 – ширина зубчастих коліс передачі:

$$b_{2z7} = 5,95(\text{мм}) \approx 6(\text{мм}); b_{2z9} = 5,67(\text{мм}) \approx 6(\text{мм}).$$

$$b_{1z6} = 6 + 2 = 8(\text{мм});$$

$$b_{1z8} = 6 + 2 = 8(\text{мм}).$$

Розділ 4

Охорона праці

4.1 Вступ

Створення здорових і безпечних умов праці є важливою державною справою. Поліпшення умов праці, підвищення її безпеки і нешкідливості має велике соціальне і економічне значення і впливає безпосередньо на підвищення продуктивності праці, на поліпшення якості продукції, що випускається.

Продуктивність праці підвищується завдяки збереженню здоров'я і працездатності людини, економії живої праці шляхом підвищення рівня використання робочого часу, продовження періоду активної трудової діяльності, економії суспільної праці шляхом підвищення якості продукції, зменшення числа аварій і нещасних випадків на виробництві.

Дотримання норм і правил по охороні праці є однією з найбільш важливих характеристик стану виробничої і трудової дисципліни.

4.2. Небезпечні та шкідливі фактори при технічному обслуговуванні систем керування механізацією кріла та систем джерел тиску ПС

Розділ виконано згідно з ГОСТ 12.3.002-75 [12]

Небезпечний виробничий фактор -- фактор середовища та трудового процесу, котрий може бути причиною раптового різкого погіршення здоров'я, гострого захворювання або смерті.

Небезпечними виробничими факторами при виконанні робіт та технічному обслуговуванні систем керування ПС можуть бути:

- фізичні перевантаження;
- знижена температура повітря в виробничих приміщеннях і спорудах;

- підвищена температура повітря в виробничих приміщеннях і спорудах;

- підвищена запиленість повітря робочої зони;
- підвищений рівень шуму і вібрації на робочому місці;
- гострі кромки, задирки і шорсткості на поверхні заготовок;
- недостатня освітленість робочої зони;
- небезпечний рівень напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може відбутися через тіло людини.

- -виступаючі частини планера ПС і його устаткування – антени, датчики, приймачі повітряного тиску і температури зовнішнього повітря, підкоси, замки, кронштейни, відкриті стулки.

- підвищена температура поверхні обладнання;
- підвищена концентрація сумішей вуглеводнів.
- рухливі елементи ПС (елерони, закрилки, інтерцептори, тримери, гальмівні щитки, троси, тяги та ін.);

- -падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при роботах з технічного обслуговування ПС на площинах, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті із застосуванням механізованих підйомників;

4.3. Конструктивні та організаційні заходи з запобігання можливої дії шкідливих факторів

Розділ виконаний згідно до ГОСТ 12.4.011-89 [24]

При роботі зі стендами систем управління ВС можуть мати місце такі основні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- рухливі елементи ВС (елерони, закрилки, гальмівні щитки, інтерцептори, тримери, троси, тяги та ін.);
- підвищене ковзання внаслідок обледеніння, зволоження і замасливання поверхонь ЗС, трапів, драбин, приставних драбин і покриттів місць стоянок, по яких переміщається авіаційний персонал;
- падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при роботах з технічного обслуговування ПС на площинах, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті із застосуванням механізованих підйомників;
- виступаючі частини планера ПС і його устаткування - антени, датчики, приймачі повітряного тиску і температури зовнішнього повітря, підкоси, замки, кронштейни, відкриті стулки.
- Перед початком робіт необхідно застопорити ручки органів управління, рухливі елементи ВС, які можуть мимовільно переміщатися, і вивісити в кабіні ПС на органах управління табличку з написом "кермом не працювати. Електроживлення не включати".
- Перевірку працездатності системи управління ЗС і її елементів слід проводити після видалення обслуговуючого персоналу і обладнання із зони переміщення рухомих поверхонь, тяг, качалок.
- Монтаж (демонтаж) елементів, що володіють велику парусність (кермо повороту і т.п.), слід проводити або в закритому приміщенні, або на відкритих майданчиках, але при відсутності вітру. Роботу слід проводити з використанням вантажопідіймальних механізмів і обладнання.

- Транспортування елементів системи управління ЗС, що володіють велику парусність, необхідно здійснювати з використанням ложементів в положенні, що виключає їх перекидання.
- При роботі з тросової проводкою системи управління ЗС, слід застосовувати рукавиці.

4.4. Пожежна та вибухова безпека

Розділ виконаний згідно до ГОСТ 12.1.044-91

Пожежна безпека об'єкта повинна забезпечуватися системами запобігання пожежі і протипожежного захисту, в тому числі організаційно-технічними заходами.

Системи пожежної безпеки повинні характеризуватися рівнем забезпечення пожежної безпеки людей та матеріальних цінностей, а також економічними критеріями ефективності цих систем для матеріальних цінностей, з урахуванням всіх стадій (наукова розробка, проектування, будівництво, експлуатація) життєвого циклу об'єктів і виконувати одну з наступних завдань:

- виключати виникнення пожежі;
- забезпечувати пожежну безпеку людей;
- забезпечувати пожежну безпеку матеріальних цінностей;
- забезпечувати пожежну безпеку людей і матеріальних цінностей одночасно.

Об'єкти повинні мати системи пожежної безпеки, спрямовані на запобігання впливу на людей небезпечних факторів пожежі, в тому числі їх вторинних проявів, на необхідному рівні.

Засоби гасіння пожежі - це речовини і пожежна техніка, здатні припинити процес горіння різних речовин і матеріалів.

Як вогнегасних засобів використовуються:

- вода і водні розчини деяких солей, а також вода з змочувачами і іншими добавками;
- водопінні розчини;
- інертні розріджувачі;
- хладони;
- комбіновані склади;
- порошки;
- аерозольні склади.

Вибір вогнегасного засобу визначається умовами виникнення і розвитку пожежі та типом горючої речовини. При виборі засобів гасіння пожежі необхідно враховувати ефективність гасіння того чи іншого горючого матеріалу (речовини), можливе псування матеріальних цінностей.

Крім самих вогнегасних речовин для боротьби з вогнем використовується широкий спектр технічних засобів, розроблених як для захисту будівель, споруд, будівель, так і для доставки необхідного спеціального обладнання, інструменту, засобів захисту; бойових розрахунків пожежних підрозділів.

Засоби гасіння пожеж можуть використовувати в якості вогнегасних речовин різні негорючі, інертні речовини, матеріали, їх композиції - склади, суміші; призначатися для різних способів гасіння залежно від класифікації пожеж. Саме класи пожеж, тобто види горючих речовин - сировини, продуктів технологічної переробки, товарної продукції, обладнання, обстановки, майна, що становить пожежне навантаження приміщень виробничих, складських, адміністративних, громадських будівель або споруд, визначають необхідність використання тих чи інших конкретних вогнегасних засобів або їх комбінацій.

Вода - найбільш поширений засіб гасіння, вона має високу питому теплоємність і великий прихованої теплотою пароутворення, хімічної інертністю до більшості речовин і матеріалів, низькою вартістю і доступністю. Основні недоліки води як вогнегасної кошти - це висока електропровідність, низька змочуються здатність, недостатня адгезія до об'єкту гасіння. Основний механізм гасіння - охолодження пального, розведення парів пального водяною парою. Поверхнево-активні речовини (ПАР) (смачиватели) підвищують її проникаючу (смачивающую) здатність, добавки до води полімерів, неорганічних солей, антифризів підвищують її ефективність.

Повітряно-механічна піна являє собою колоїдну систему, що складається з бульбашок газу, оточених плівками рідини. Піни характеризуються агрегативної і термодинамічної нестійкістю. Оскільки вода має велике поверхневий натяг, для отримання піни в систему вводять добавки, що знижують поверхневий натяг води. Як добавки, званих пенообразователями і пенопорошка, застосовують деякі природні (містять білок) і синтетичні (сульфо кислоти, їх солі і т.д.) ПАР. Піни застосовують, в першу чергу, для гасіння нафтопродуктів, а також твердих і рідких речовин, не вступають у взаємодію з водою.

Вогнегасні порошки являють собою подрібнену мінеральні солі з різними добавками. Основою для вогнегасних порошоків є фосфорноаммонієві солі (моно-, діаммо- нійфосфати, амофос), карбонати, бікарбонати натрію і калію, хлорид калію і натрію. Вогнегасні аерозолі - це твердопаливні склади, що містять рецептурні композиції, основою яких є гетерогенні конденсовані суміші кисневмісних і горючих компонентів з добавками (або без них) цільових та технологічних компонентів.

Вогнегасний аерозоль утворюється в результаті хімічної реакції горіння твердопаливного складу. Огнетушачий аерозольний склад включає в себе тверді частинки солей і окислів лужних і лужноземельних металів мікронного розміру.

Інертні розріджувачі - стислі гази (азот, аргон, азот їх суміші), діоксид вуглецю, хладони (227ea, 125, 318Ц і ін.).

Інгібітори - це речовини, які гальмують процес горіння. Інгібітори можуть перебувати як в рідкій, так і газоподібній фазі. Ці речовини складаються з галогенопроизводних граничних вуглеводнів, в яких атоми водню заміщені повністю або частково атомами галогенів (бром, фтор, хлор, йод). З подібних галоїдоорганічних з'єднань до недавнього часу найбільш широко застосовувалися трифторбромметан, діфторхлорбромметан, дібромдіфторметан. Але бромовмісні хладони надають руйнівну дію на озоновий шар землі і тому їх виробництво заборонено.

Вогнегасники що використовують все ці засоби бувають хімічні, пінні, повітряно-пінні, CO₂-вогнегасники і порошкові. Вони можуть бути ручними та пересувними

4.5. Інструкція з безпеки праці при випробуваннях системи

В цьому розділі вказані інструкції з техніки безпеки праці при випробуванні систем. Ці правила та вказівки виведено згідно ГОСТ 12.4.011-89 [12] та ГОСТ 12.4.103-83 [13].

Для забезпечення захисту авіаційного персоналу від впливу електричного струму, при роботі зі стендами необхідно керуватися вимогами ОСТ 54 30030-84 (розділ 2, п. 27 цих Правил).

- стенд повинен бути надійно заземлений.

- Маршрути огляду стенду повинні виключати можливість зіткнення авіаційного персоналу з виступаючими або рухомими елементами ВС і наземного устаткування.

- Авіаційний персонал, під час виконання робіт зі стендом повинен зняти з себе предмети прикрас, якими він може зачепитися за виступаючі частини обладнання і елементи конструкції повітряного судна.

- Роботи зі стендом на високо розташованих частинах повинні виконуватися за допомогою спецтранспорту, доків, трапів, риштування, драбин, призначених для даного типу повітряного судна.

- Пристосування для виконання робіт на висоті (драбини, сходи, трапи, підставки та ін.) повинні встановлюватися так, щоб центр ваги працюючого на них не переміщався за межі робочого майданчика пристосування.

При аварійній ситуації необхідно:

- знеструмити стенд;
- запобігти заpalенню стенду, а якщо виникла пожежа – згасити пожежу або викликати пожежну команду;

Після закінчення робіт необхідно:

- перевірити наявність всього інструменту;
- забрати допоміжні пристрої з робочої зони.

Після закінчення робіт зі стендом його необхідно перевірити обладнання на працездатність. Для цього передбачаються наступні правила з техніки безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівок з техніки безпеки, що викладені в інструкції з експлуатації стенду;
- при проведенні робіт, пов'язаних з відпрацюванням поворотів передньої опори, встановлюється огороження з попереджувочими червоними прапорцями;
- забороняється знаходитися стороннім особам буля стенду або у зоні огороження;
- має бути чіткий зв'язок по переговорному пристрою у всього робочого персоналу, задіяного в роботі із системою.

При виконанні всіх правил інструкцій та вказівок робота з системою зводить до мінімуму вплив шкідливих і небезпечних виробничих факторів на людей.

4.6. Розрахунок контурного заземлення

Для забезпечення електробезпеки потрібно застосувати окремо або в поєднанні один з одним технічні засоби.

Для заземлення електроустаткування використовуються сталеві сполучні смуги, що приварюються до сталевих стрижнів діаметром $d = 38 \dots 50$ мм і довжиною $l = 2 \dots 3$ м.

Ці смуги забиваються горизонтально в землю на глибину $H = 0,5 \dots 0,8$ м від верхньої поверхні стрижня до поверхні землі.

Опір у Ом розтікання струму від одиночного заземлення стрижня або куточка:

$$R_{\text{кутика}} = 0,366 \quad (4.1)$$

де ρ – питомий опір ґрунту (табл.4.1) у Ом · м;

l – довжина стрижня в м;

d – діаметр стрижня в м;

H – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня в м.

Для сталевих смуг, перетином не менш 100 мм і товщиною 4 мм, закладання в ґрунт паралельно землі на глибину 0,5...0,8 м, опір розтікання струму від смуги:

$$R_{\text{смуги}} = 0,366 \lg \quad (4.2)$$

де l – довжина смуги в м;

b – ширина смуги в м.

$$l_1 = n \cdot a$$

(4.3)

де n – кількість стрижнів, шт;

a – відстань між стрижнями в м.

Опір прямокутного контурного заземлюючого пристрою в Ом:

$$r_{кз} = \quad (4.4)$$

де $\eta_{смуги}$ – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення зі смугою;

$\eta_{кутика}$ – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення.

Виконаємо розрахунок заземлення.

Вихідні дані:

Питомий опір ґрунту $\rho_{гн} = 5 \cdot 10^2$ Ом · м (ґрунт – пісок).

Кутик сталевий: $40 \times 40 \times 4$ мм,

$l = 2$ м,

$b = 40$ мм,

$d = 0,95b = 0,038$ м,

$H = 2,5$ м.

Відстань між кутиками $a = 3$ м.

Знаходимо опір розтікання струму від одиночного заземлюючого сталевого кутика:

$$\begin{aligned} R_{кут} &= 0,366 \cdot \rho_{гн} = 0,366 \cdot 500 = \\ &= 61 \lg 158 + 0,5 \lg 2,2 = 270 \text{ Ом} \cdot \text{м} \end{aligned}$$

Приймаємо кількість забитих кутиків рівною 3 шт., визначимо довжину з'єднувальної смуги:

$$l_1 = na = 3 \cdot 2,0 = 6 \text{ м}$$

$$H_1 = 1,5 \text{ м}$$

де H_1 – глибина закладення сталеві пластини в м.

Використовуємо смугову сталь для з'єднувальної полоси, перерізом 100 мм^2 , товщиною 4 мм , шириною 25 мм , яка закладається у ґрунт паралельно землі на глибину $0,5 \text{ м}$. Опір від розтікання струму від смуги:

$$R_{\text{см}} = 0,366 \lg = 0,366 \lg = 42,7 \cdot 3,47 = 145 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Коефіцієнти $\eta_{\text{смуги}}$ та $\eta_{\text{кутика}}$ для відношення $a/l = 1$ при $n = 3$ знаходимо з таблиці коефіцієнти:

$$\eta_{\text{см}} = 0,45;$$

$$\eta_{\text{кут}} = 0,65;$$

Опір контурного заземлюючого пристрою:

$$r_{\text{кз}} = = = 87,5 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Отримане значення опору прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих пристроїв заземлення зі сполучною смугою складає $r_{\text{кз}} = 87,5 \text{ Ом} \cdot \text{м}$, що менше нормованого опору $r_{\text{кз}} = 100 \text{ Ом} \cdot \text{м}$.

Даний контур відповідає нормам і може бути застосований для заземлення. Кількість пристроїв заземлення $n = 3$, довжина з'єднувальної полоси $l = 6 \text{ м}$.

4.7. Висновки

- Визначили шкідливі фактори які можуть з'явитися при роботі зі стендом.
- Визначили превентивні заходи по запобіганню виникнення небезпечних та шкідливих факторів.
- Визначено правила та порядок дій для безпечного використання та взаємодії зі стендом системи керування ЛА.
- Розраховано контурне заземлення.

Розділ 5 Охорона Навколишнього Середовища

5.1 Введення

Одним з найактивніших джерел забруднення атмосфери є транспорт. Хоча сьогодні авіація істотно (приблизно в 15 разів) поступається автомобільному транспорту за кількістю що викидаються в повітря забруднюючих речовин, вона щодня впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. На відміну від інших видів транспорту авіація покриває величезні відстані, впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному і глобальному відношенні. При цьому вплив авіації на атмосферу можна розділити на акустичне та хімічне.

У 1972 році в Стокгольмі на Конференції Організації Об'єднаних Націй з проблем навколишнього середовища позиція Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) була викладена наступним чином: «Виконуючи свою роль, ІКАО усвідомлює шкідливий вплив на навколишнє середовище, яке може бути пов'язане з експлуатацією повітряних суден, а також свої обов'язки і обов'язок держав членів ІКАО досягти максимальної сумісності між безпечним і планомірним розвитком цивільної авіації і якістю навколишнього середовища» [5]. Дотримуючись цієї позиції, в 1983 році був створений САЕР (Committee on Aviation Environmental Protection) - технічний комітет Ради ІКАО щодо захисту навколишнього середовища від впливу авіації. Комітет допомагає Раді формулювати політику і приймати нові регламентуючі документи ІКАО - «Стандарти та 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» [4, 5] до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. D d

5.2 Шумове забруднення від літака-прототипу.

Проблема зниження авіаційного шуму гостро стоїть перед авіацією із самого початку існування авіації. Для теперішньої авіації однією з проблем є зниження рівня шуму літака на місцевості до величини, яка б забезпечила конкурентоспроможність за акустичними характеристиками.

Цей рівень визначається за діючими міжнародними нормами ІКАО (додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію) на допустимі рівні шуму літака у контрольних точках на місцевості.

Шкідливий вплив шуму на організм людини в даний час науково обґрунтований. Діючи на центральну 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 і зниження працездатності, погіршуються увага і мовний зв'язок, створюються передумови до помилкових дій працюючих. Будучи причиною частих головних болів, дратівливості, хиткого емоційного стану, шум створює передумови до зниження працездатності і погіршенню психологічного клімату в колективах.

Клінічні прояви шумової хвороби підрозділяються на специфічні, виникаючі в периферичній частині слухової системи людини (кортиєвому органі), і неспецифічні, характерні для інших органів і систем органів людини. 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. Механізм впливу шуму слуховим шляхом називається кохлеарним.

Стійка втрата слуху настає через 5-8 років роботи в умовах шуму високої інтенсивності. Значно раніш 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 нервової системи і чим складніше вона організована, тим більше вона страждає від впливу шуму. Серед основних порушень 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 нервову систему. 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 мозком людини, змінюються обсяг короткочасної пам'яті, розумова працездатність, реакція на різні ситуації.

Аеропорти, як джерела забруднення середовища, повинні мати санітарно-захисні зони з метою виключення впливу на здоров'я населення та

умови їх проживання, а також для обмеження забудови території, яка прилягає до аеропорту.

Необхідне створення системи моніторингу за станом акустичної обстановки у зоні впливу аеропортів.

На основі різних даних (акустичних розрахунків, вимірів рівня звуку на різному віддаленні від аеропорту, розрахунку ступеня ризику для здоров'я) прилеглу до аеропорту територію розділюють на зони з різним функціональним використанням (для житлової забудови, об'єктів комунального призначення та ін.)

Слід визначитись з методологією визначення розміру санітарно-захисної зони від аеропортів: на базі одного нормативу при оцінці шумового забруднення, із урахуванням ризику для здоров'я населення, єдиних методик розрахунку.

Санітарно-захисна зона аеропорту повинна бути відділена від сукупності наземних джерел впливу на середовище.

5.3 Якість повітря в аеропортах

Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO₂), азоту (NO_x), сірки (SO_x), вуглеводнями (HC) і зваженими частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива (рис. 1) .
Таблиця 1. Передбачувані довгострокові перспективи зниження авіаційного шуму 2030 г.

Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик громадському здоров'ю та навколишньому середовищу, оскільки можуть викликати збільшення концентрації

приземного озону, приводити до випадання кислотних дощів . Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. Особлива увага також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище, пов'язаного з якістю води, прибиранням відходів, споживанням енергії, і впливу на локальну екологію поблизу аеропортів (особливо актуально запобігання витокам палива).

За останні кілька десятиліть були досягнуті значні успіхи в питанні скорочення емісій в зв'язку з підвищенням екологічності авіаційних палив (часткова заміна гасу на скраплений природний газ або біопаливо) і технічними удосконаленнями авіаційних двигунів (збільшенням їх тягової ефективності, який передбачає зменшення споживання палива). Однак цей прогрес може нівелюватися в майбутньому зростанням активності повітряних перевезень.

Для оцінки якості повітря в аеропорту ще в 2007 році був розроблений «Командний матеріал по зборах за авіаційну емісію, пов'язану з місцевим якістю повітря», який мав на увазі введення мит, що стягуються державою, конкретно призначених та застосовуваних для запобігання або зменшення впливу на навколишнє середовище на місцеве якість повітря , що чиниться при експлуатації цивільних повітряних суден .

Методологія оцінки емісій авіаційних двигунів була викладена в розробленому згодом Документі 9889 «Керівництво за якістю повітря в аеропортах» . У ньому були сформульовані методи оцінки емісій авіаційних двигунів в аеропорту, засновані на врахуванні трьох параметрів. Перший параметр □ час в хвилинах, яке ВС дійсно витрачає на встановлення одного з режимів злітно-посадкового циклу (ВПЦ): при роботі двигуна на режимі малого газу, при заході на посадку, при наборі висоти і зльоті. Другий параметр □ індекс емісії EI (маса речовини, що виділяється при згорянні одиниці маси палива) і третій □ витрата палива. В ньому обумовлено, що з метою сертифікації двигунів повітряних суден здійснюється нормування

наступних видів емісії: диму, незгорілих вуглеводнів (HC), окису вуглецю (CO), оксидів азоту (NO_x).

Створений ІКАО банк даних про емісії двигунів (EEDB □ ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значеннях EI для сертифікованих двигунів (в грамах забруднювача на кілограм палива для NO_x, CO та HC), а також про витрату особливих видів палива (в кілограмах в секунду) для різних режимів роботи різних типів двигунів. Крім того, тут вказується число димності □ безрозмірний параметр, який обчислюється за 10-бальною шкалою і характеризує емісію диму як «непрозорість» вихлопної струменя.

5.4 Емісії авіаційних двигунів

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону (його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери) та збільшення кількості гідроксильних радикалів (ОН), основного атмосферного окислювача. Збільшення ОН призводить до скорочення часу життя метану CH₄, результатом чого може стати охолодження, паралельно - на масштабах десятиліть - скорочення тропосферного озону . Оксиди сірки і сажа призводять до утворення аерозолів. Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність у формі лінійних контрейлов (конденсаційних слідів) і перистих хмар. Залежно від стану навколишньої атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді - годинник, розтікаючись в ширину на кілька кілометрів і нагадуючи перисті чи високо хмари.

Вельми значний вплив на радіаційний баланс слід очікувати в результаті викидів частинок сажі твердотільних продуктів неповного згоряння палива, які грають роль ядер конденсації . У верхній тропосфері сажові аерозолі мають розмір $0,1 \square 0,5$ мкм і складаються з агломератів первинних частинок з діаметром $20 \square 40$ нм. Їх середня концентрація змінюється в межах від 0,004 до 0,5 см⁻³. Раніше при оцінках кліматичних наслідків емісії сажових аерозолів основна увага приділялася зміни складу атмосфери, обумовленого протіканням гетерогенних хімічних реакцій на поверхні часток саж. Однак помітного впливу емісії цих частинок на газовий склад атмосфери до сих пір не виявлено . В даний час вважається, що вплив емісії часток саж на клімат обумовлено головним чином формуванням довгоживучих конденсаційних слідів (прямий ефект) і ініціюванням освіти перистих хмар (вторинний ефект) .

Радіаційний ефект від таких хмар оцінити вкрай важко - не визначений з упевненістю навіть знак цього впливу. Модельні оцінки глобального впливу авіаційної сажі на радіаційний баланс (ефект великомасштабних перистих хмар, в утворенні яких частинки сажі грали роль ядер конденсації), виконані із застосуванням хіміко-транспортних моделей при різних припущеннях і параметризації, виявили відмінності від -110 до +260 мВт / м² . Дійсно, відсутність детального опису процесів в моделях і повноти даних спостережень обмежує довіру до кількісної оцінки внеску радіаційного форсінга. За розрахунками , загальний радіаційний форсінг за рахунок авіаційних емісій (виключаючи індуковані перисті хмари) в 2005 року складав ~ 55 мВт / м², з урахуванням перистих хмар ~ 78 мВт / м². Спрощені прогностичні оцінки радіаційного змушення клімату під впливом авіації, наведені в тій же роботі, показують, що до 2050 року ці цифри зростуть приблизно в 3 рази.

Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чиї емісії можуть вносити вклад в процес глобального потепління. Для їх зменшення у авіакомпаній є по суті всього

дві можливості. Перша - збільшення зростання паливної ефективності (тобто питомої витрати палива). Друга - використання альтернативних палив: синтетичного пального з кам'яного вугілля, природного газу або біомаси. Природне паливо не містить сірки і ароматичні вуглеводні, що значно скорочує емісії летких аерозолів і хмарних ядер конденсації, послаблюючи таким чином вплив на радіаційний баланс. Крім того, модельні експерименти показали, що застосування палива, очищеного від сірки, призводить до значного екологічного «оздоровлення» тропосфери з точки зору концентрацій озону, сульфатів і нітратів (мал. 5.1).

мал. 5.1. Вплив авіаційних емісій на середньорічні і середньо-зональні концентрації (у%) озону, сульфатів і нітратів для стандартного і сіркоочищення палива . Вертикальна вісь - тиск в гПа, горизонтальна - широта в градусах.

Авіаційні емісії діоксиду вуглецю складають, за різними оцінками, від 2 до 2,5% від загальної кількості антропогенних викидів CO₂ в атмосферу. При спалюванні 1 кг авіаційного гасу виділяється 3,16 кг CO₂. Передбачається, що до 2040 року при оптимістичному прогнозі, пов'язаному з поліпшенням технологій паливної ефективності, кількість авіаційних емісій CO₂ може досягти майже півтори тисячі мегатонн в рік .

5.5 Висновок

Незважаючи на те, що авіація, в порівнянні з іншими, є відносно «чистим» видом транспорту, її вплив на клімат і екологію може з часом стати відчутним через постійно зростаючого повітряного трафіку, що приводить до зростання забруднення у верхніх шарах тропосфери. Хоча в даний час оцінки такого впливу є досить невизначеними, Міжнародна організація цивільної авіації вживає заходів для скорочення негативного впливу авіації на

навколишнє середовище. Для цього розробляються нові стандарти, що посилюють вимоги до експлуатованих літаків з авіаційного шуму та емісій, а також розширюється список авіаційних емісій, за якими проводиться сертифікація двигунів повітряних суден. В якості основного інструменту регулювання негативного впливу авіації на атмосферу Комітет ІКАО щодо захисту навколишнього середовища пропонує механізм Глобальних ринкових заходів. Хоча цю ідею підтримують не всі члени ІКАО, необхідність впровадження нових технологій в авіаційній галузі, що сприяють зниженню екологічного навантаження повітряного транспорту на навколишнє середовище, очевидна.

6. Висновки

1. Ця дипломна робота розроблена відповідно до дипломного завдання.
2. Розроблено електродистанційна система управління закрилками для літака місцевих повітряних ліній з двома двигунами, що відрізняється від прототипу (літак "Антонов" Ан-140) наявністю третього кульково - гвинтового підйомника на кінцевій секції закрилка кожного напівкрила.
3. Проведено розрахунок конструктивних параметрів комбінованого приводу механізації крила.
4. Розроблено ряд заходів, спрямованих на підвищення безпеки праці при виробництві та експлуатації спроектованої система управління закрилками.
5. Результати дипломної роботи можуть бути використані при проведенні доробок системи управління закрилками літака "Антонов" Ан-140.

Список використаних джерел

1. "Авиационные правила АП-25".
2. "Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-140".
Киев, АНТК им. О.К.Антонова, 1998г.
3. "Руководство по технической эксплуатации комбинированного привода механизации КПМ-02", Киев, АНТК им. О.К.Антонова, 1995г.
4. Абрамов Е.И., Колисниченко К.А., Маслов В.Т. "Элементы гидроприводов", Киев, "Техника", 1977г.
5. Анурьев В.И. "Справочник конструктора - машиностроителя", Москва, "Машиностроение", 1982г.
6. Башта Т.М. "Машиностроительная гидравлика", Москва, "Машиностроение", 1974г.
7. Башта Т.М. "Объемные гидравлические приводы", Москва, "Машиностроение", 1971г.
8. Буриченко Л.А. "Охрана труда в гражданской авиации", Киев, КМУГА, 1993г.
9. Гамынин Н.С. "Гидравлический привод системы управления", Москва, "Машиностроение", 1972г.
10. Давыденко М.Ф., Самусь В.М., Запорожец А.И., Скрипник Ф.И., Токарев В.И. "Безопасность полетов", Методические указания по дипломному проектированию, Киев, КМУГА, 1998г.
11. Дмитриев В.А. "Детали машин", Москва, "Машиностроение", 1970г.
12. Кудрявцев В.Н. "Планетарные передачи", Москва, "Машиностроение", 1963г.
13. Михайленко Б.Д. "Справочник конструктора", Киев, АНТК им. О.К.Антонова, 1977г.
14. Писаренко Г.С. "Справочник по сопротивлению материалов", Киев, "Техника", 1975г.
15. Слюдииков М.Н. "Механизмы приводов систем управления летательными аппаратами", Москва, "Машиностроение", 1975г.
16. Чернавский С.А. "Проектирование механических передач", Москва, "Машиностроение", 1984г.
17. Черненко Ж.С., Лагосюк Г.С., Никулинский Г.Н., Швец Б.Я. "Гидравлические системы транспортных самолетов", Москва, "Транспорт", 1975г.

Креслення

Формат	Зона	Позначення	Найменування	Кол - во	Прим
A4		НАУ.20.06.57.00.000 ПЗ	Пояснювальна записка	1	
A1		НАУ.20.06.57.03.000	Система керування закрилками (функціональна схема)	1	
A1x2		НАУ.20.06.57.01.000	Управління закрилками (кінематична схема)	1	
A1		НАУ.20.06.57.02.000	Управління закрилками в Центроплані	1	
A1x2		НАУ.20.06.57.04.000	Комбінований привод механізації КПМ-02	1	
A1		НАУ.20.06.57.06.000	Гідропривод планетарний (схема принципова гідравлічна)	1	
A3x2		НАУ.20.06.57.05.000	Гідропривод планетарний (складальне креслення)	1	

НАУ. 20.06.57.00.000 ПЗ				
Изм.	Лист	№ докум.	Підпись	Дата
Розробив	Довгань			
Перевірив	Головко			
Консульт.	Сивашенко			
Н. Контр.	Сивашенко			
Чтвердил	Бадах			
Список креслень			Лит.	Лист
				1
			ЛВ-201М	