

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“ ____ ” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи керування передкрилками
середньомагістрального літака 35-40тонн »

Виконавець: студент 2-го курсу Худик Тарас Ігорович

_____ (підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Бадах Валерій Миколайович

_____ (підпис)

Консультанти з розділів:

Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович

_____ (підпис)

Охорона навколишнього

середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович

_____ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович

_____ (підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

Бадах В. М.
“ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Худик Тарас Ігорович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи керування передкрилками середньомагістрального літака 35-40тонн.
Затвердження наказом ректора від “ ” _____ 2020р. № _____
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: система керування передкрилками середньомагістрального пасажирського літака
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до системи керування ; виконання розрахунку гвинтових передач; виконання гідравлічного розрахунку.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака , конструктивна схема керування передкрилками на пів монтажна схема керування відхиляючими носками і висувними передкрилками , креслення гвинтового домкрату , механізм переміщення передкрилками .

6. Календарний план

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

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

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

Дата видачі завдання “ ___ ” _____ 2020р.

Керівник: _____ Бадах В.М.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Худик Т.І.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження системи керування передкрилками середньомагістрального літака 35-40тонн»: 101 сторінок, 33 рисунків, 9 таблиці, 10 використаних джерел.

Літак, Передкрилки, Гідравлічна система, Передача гвинт гайка.

Об'єкт дослідження – система керування передкрилками.

Предмет дослідження – параметри і характеристики системи керування передкрилками.

Метою даної роботи є запровадження певних модифікацій системи керування передкрилками середньомагістрального транспортного літака, модернізація комбінованого приводу механізації КІМ-148Н ,

Метод дослідження – статистичний аналіз, математичний розрахунок.

Проведений аналіз гвинтової передачі випуску передкрилків та його переваги/недоліки, обраний оптимальний рульовий привід для випуску та ховання передкрилків. Здійснено розрахунок гвинтової передачі і визначені основні параметри. Розрахунок гідравлічної системи керування передкрилками літака АН-148

Визначені характеристики золотникового розподільника. Було приведено основні параметри та умови роботи приводу для забезпечення його повороту на задані величини. Описано основні функції та параметри елементів системи, що забезпечують роботу комбінованого приводу механізації.

Підібрано гвинтову передачу для випускання та ховання передкрилків для перспективного літака АН-148. Завдяки модернізації, а саме – забезпечення в гідроприводі каналу для виведення холодної рідини з приводу було досягнуто зменшення часу спрацювання передкрилок.

Зміст

Перелік скорочень.....	8
Вступ.....	9
1. Основна частина.....	11
1.1.Опис розробленого літака - прототипу.....	11
1.2.Технічне обслуговування літака АН -148.....	13
1.3. Особливості конструкції.....	14
1.4. Гідравлічна система літака-прототипу.....	17
1.5. Система керування передкрилками	19
1.5.1. Визначення та призначення.....	18
1.5.2. Керування креном.....	24
1.5.3. Керування передкрилками і носками.....	25
1.6. Загальні відомості.....	28
1.6.1. Гвинтові підйомники передкрилків.....	33
1.6.2. Особливості технічного обслуговування системи управління	35
1.6.3.Система управління і сигналізації.....	39
1.6.4. Аеродинамічне проектування механізації крила.....	39
1.7. Модернізація гідравлічної системи керування передкрилками та закрилками.....	41
1.8.Передачі гвинт - гайка. Загальні відомості.....	43
1.8.1. Передача гвинт - гайка. Ковзання.....	45
1.8.2. Передача гвинт-гайка. Кочення.....	47
1.8.3. Перевірочний розрахунок гвинта на міцність	50
1.8.4. Перевірка гвинта на стійкість.....	51
1.8.5. Розрахунок передачі гвинт-гайка. Ковзання.....	53
1.8.6. Вибір параметрів різьби.....	54
1.8 .7. Перевірочний розрахунок гвинта на міцність.....	54
1.8.8.Перевірка гвинта на міцність.....	55

1.8.9 Розрахунок гайки.....	55
1.9. Висновки основної частини.....	57
2.Наукова частина.....	58
2.1. Обґрунтування вибору об'єкту та завдань дослідження.....	58
2.2. Поняття про комбінований привід механізації КПМ-148Н.....	58
2.3. Визначення факторів і параметрів які впливають на енергоефективність гідропривода.....	62
2.4. Дослідження траєкторії руху потоку рідини при різних режимах роботи в гідроприводі.....	67
2.5. Розрахунки гідравлічної моделі каналів та опорів приводу.....	72
2.6. Висновки за результатами проведених досліджень.....	77
3.Охорона праці.....	78
3.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори при ТО, ремонті й випробуваннях передкрилків та їх систем.....	78
3.2. Організаційні та конструкторсько-технологічні заходи для зниження впливу небезпечних і шкідливих виробничих чинників.....	80
3.2.1. Інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого.....	80
3.2.2. Розрахунок освітлення цеху при збірці системи передкрилків.....	82
3.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні системи.....	84
3.4. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при обслуговуванні.....	87
3.5. Вимоги безпеки при роботі із застосуванням робочої рідини НГЖ-5У...88	
3.6.Висновок.....	90
4. Охорона навколишнього середовища.....	91

4.1.Захист навколишнього середовища на повітряному транспорті.....	92
4.2. Розрахунок емісії двигунів повітряного судна.....	94
4.3.Висновок.....	97
Висновок.....	98
Список використаної літератури.....	100

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат

АРМ – автономна рульова машина

ЕДСУ – електродистанційна система управління

КПУ – компенсаційно-подавлюча установка

ПЕМ – перетворювач електромеханічний

ЕКВ – електромагнітний клапан відключення

РП – рульова поверхня

ПС – повітряне судно

ЗПС – злітно-посадкова смуга

РА – рульові агрегати

РУП – рукоятка управління передкрилком

РСУП – резервна система управління передкрилками

БФІ – багатофункціональний індикатор

САУ – система автоматичного управління

СШУ – система штурвального управління

КШЕ – кутова швидкість елерона

БСТО – бортова система технічного обслуговування

ГС – гідросистема

ГЗ – гідрозамок

ГЦ – гідроциліндр

МОМ- муфта обмеження моменту

Вступ

Система керування літальним апаратом являється однією з найважливіших функціональних систем, яка багато в чому визначає експлуатаційні можливості літального апарату і безпеку його польоту.

Система є складним комплексом електронних, електричних, гідравлічних і механічних пристроїв, які в сукупності забезпечують ручне управління літальним апаратом з необхідними характеристиками стійкості і керованості, стабілізацію встановлених пілотом режимів польоту, автоматичне керування літальним апаратом на всіх режимах польоту від зльоту до посадки.

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

При проектуванні систем управління в першу чергу визначають її функціональний зміст, на підставі якого формується структура системи і її вихідні характеристики з урахуванням масових, габаритних, енергетичних і експлуатаційних обмежень, вимог 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 енергетичні показники (психофізичні навантаження, ступінь навантаження пілота завданнями управління, ймовірність помилкових дій пілота і екіпажу).

На сучасних літаках за допомогою гідравлічних систем забезпечується робота різної гідроапаратури, що приводить у дію механізми прибирання та випуску передкрилків, закрилків, шасі, люків і стулок, керування поперечним, поздовжнім і подорожнім курсом літака, управління повітря забурникомі соплом двигуна. На гідравлічному принципі заснований пристрій гасителів коливань - демпферів, амортизаторів і т. п.

Оцінка основних властивостей рідин відбувається завдяки порівнянню ряду параметрів таких як: зовнішній вигляд, температура спалаху, температура самозаймання, температура застигання, кислотне число, кінематична в'язкість, вміст води, гідролітична стійкість, деаеруюча здатність, густина та інші.

Температурні показники робочих рідин, одними з яких є: температура застигання, робоча і максимальна температура, температура спалаху рідини, які є дуже важливими теплофізичними характеристиками рідини при її виборі, оскільки вони впливають на виконання системою поставлених завдань в заданих умовах.

Також основним фактором, що впливає на роботу гідросистеми є вибір робочої рідини в гідроприводах застосовують різні робочі рідини: мінеральні масла, водо-масляної емульсії, суміші та синтетичні (штучні) рідини. Вибір типу. Щоб вибрати тип і марку робочої рідини потрібно знати її призначення, ступень надійності та умови експлуатації гідропривода.

При проектуванні гідросистем, що працюють при високих або низьких температурних умовах, важливим є підбір потрібної робочої рідини, оскільки вона має забезпечувати необхідні показники. При будь-якому конкретному випадку необхідно враховувати усі властивості, які як найкраще відповідають задачам, що вирішуються авіаційним гідравлічним приводом.

Метою даного дипломного проекту є створення такої системи управління передкрилками для літака, яка задовольняла б вимоги авіаційних правил АП-25 щодо флаттерних характеристик і підвищення відмови безпеки.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1. Основна частина

1.1. Опис розробленого літака - прототипу.

У якості прототипу був вибраний літак АН-148. Літак АН-148 призначений для пасажирських перевезень на регіональних і коротко-магістральних маршрутах до 3100 км завдовжки з можливістю базування на злітно-посадкових смугах зі штучним покриттям і підготовлених ґрунтових смугах, розташованих на висоті до 1500 метрів над рівнем моря, за будь-яких кліматичних умов.



Рис.1.1. Загальний вигляд літака-прототипу

Крейсерська швидкість польоту літака становить 780—850 км/год., а крейсерська висота польоту — до 12 200 м.

Літак АН-148 оснащується двома двоконтурними турбоструменевими двигунами Д-436-148 розробки ЗМКБ «Прогрес», виробництва ВАТ Мотор Січ. Витрата палива — 1458 кг/год. при максимальному комерційному завантаженні. Додатково використовується допоміжна силова установка АІ-450-МС. Також АНТК імені Олега Антонова додатково опрацьовує варіанти встановлення на літак закордонного двигуна CF34-10. Паливна ефективність літака Ан-148-100В становить 24,0 г/пкм., а моделі АН-158 — 22,0 г/пкм.

Ан-148-100 розроблений на основі CALS-технологій і системи якості ISO 9000 / 9001-2000 з використанням 3-мірного проектування в середовищі CADD5-5, що дозволяє підвищити якість конструкторської документації і проектних рішень.

Технічне обслуговування літака Ан-148-100 засновано на задоволенні вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG-3) і забезпечує підтримання льотної придатності літака в межах життєвого циклу експлуатації за станом з інтенсивністю до 300 ч в місяць з коефіцієнтом готовності більше 98,5% при мінімізації витрат на ТО (1,5 чол. / год. на 1 годину нальоту, 25 хв. - транзитне ТО (форма Т), 2 години заміну двигуна).

Основною перевагою АН-148 є встановлена на ньому сучасна система авіоніки. Оснащений нею літак впевнено поводить в складних метеоумовах, а вдосконалена система аеронавігації дозволяє використовувати його на високонавантажених повітряних шляхах.

Лайнер має можливість автоматичного заходу на посадку, а також польоту по заданому маршруту.

До недоліків лайнера можна віднести лише його «дитячі хвороби», що проявилися під час випробувань і в початковий період експлуатації. Більшість з них вже виправлені.

1.2. Технічне обслуговування літака АН-148.

Наявність допоміжної силової установки, бортової системи реєстрації літака, а також високий рівень експлуатабельності і надійності систем дозволяє використовувати АН-148 на мережі технічно слабо оснащених аеродромів.

Таблиця 1.1.

Тактико-технічні характеристики запропонованого літака.

Назва літака	АН-148
Розмах крил, м	28,91
Довжина літака, м	29,13
Висота літака, м	8,19
Площа крила, м ²	87,32
Шасі	3-опорне
Необхідна довжина ЗПС, м	2500 м
Тип двигуна	Д-436-148 розробки ЗМКБ «Прогрес»
Потужність, кгс:	
- максимальна	2 x 7900
- на форсажі	2 x 8600
Максимальна швидкість, км/год.	890
Крейсерська швидкість, км/год.	800—870
Перегіна дальність, км	5500
Дальність польоту, км:	3 500 км
Практична стеля, м	12200
Екіпаж, чол.	2 пілота + 2 (3) бортпроводника

Сучасне пілотажно-навігаційне і радіо зв'язкове обладнання, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційною системою управління польотом дозволяють використовувати АН-148 на будь-яких повітряних трасах, в простих і складних метеоумовах, вдень і вночі, в тому числі і на маршрутах з високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту для екіпажа.

1.3. Особливості конструкції

Літак АН-148 побудований по схемі вільно несучого моноплана з високо розташованим крилом. Під крилом розташоване по одному турбореактивному двигуну Д-236-148, закритому гондолою. Двоконтурний двигун Д-436 зібраний за схемою, що складається з трьох валів. У конструкцію двигуна входить 15-ступінчастий компресор і 5-ступінчаста турбіна. У зовнішньому контурі розташований пристрій реверсу тяги.

Такий випадок розміщення крила має свої переваги та недоліки.

Насамперед така схема дозволяє:

- розташувати фюзеляж низько до поверхні землі, що підвищує технологічність завантаження вантажної кабіни, а значить зменшує час простою ПС при підготовці до польотів;
- не займати об'єм вантажної кабіни центропланом крила;
- значно віддалити силові установки від поверхні землі, що значно підвищує безпеку польотів, особливо при експлуатації з ґрунтових ЗПС;
- отримати не високу інтерференцію крила і фюзеляжу;
- отримати вищі, в порівнянні з нижнім розташуванням крила, аеродинамічні характеристики, зокрема коефіцієнт підйомної сили C_U .

Проте верхнє розташування крила зумовлює також і наступні недоліки:

- збільшується поперечний переріз фюзеляжу в районі центроплана;

- збільшення маси конструкції за рахунок необхідності встановлення більш потужних елементів кріплення в районі з'єднання центроплана та ЗЧК, для уникнення зриву крила при аварійній посадці;
- складність рішення компоновки шасі (велика маса шасі при розташуванні на крилі, мала колія шасі при кріпленні до фюзеляжу).

Крило - навішене на фюзеляжі за схемою верхнеплана за допомогою чотирьох вузлів. На крилі встановлені два пілона, до яких кріпляться гондоли, в яких розміщені двоконтурні турбореактивні двигуни.

Крило складається з центроплана і двох консольних частин (КЧК), з'єднаних між собою фланцевими стиками.

Конструкція крила - кесонного типу. Кесон утворений лонжеронами, нервюрами і панелями обшивки. Кесони центроплана і консольних частин крила являють собою герметизовані паливні баки-відсіки.

На передній частині знаходяться передкрилки. Частково використовуються композитні матеріали лише в будові крила та деяких інших елементів. На крилі також розміщуються закрилки, елерони, флаперони та інтерцептори. Також на кінцях правої та лівої консолі розміщуються аеродинамічні поверхні, що дозволяють зменшити витрату палива.

Консольна частина крила трапецевидної форми в плані, розмахом 13,69 м. Включає в себе кесон, носову, хвостову частини. Нижні панелі кесона консолі - клепаної конструкції, складаються з обшивки і набору стрінгерів. Верхня панель кесона складається з трьох клепаних панелей, з яких середня панель - знімна.

Хвостове оперення – складається з одного кіля та стабілізатора. Схема оперення на літаку Т-подібна.

Шасі – виконано по трьохопорній схемі з традиційним розташуванням опор в задній частині та однієї прикріпленої до носової частини фюзеляжу.

Агрегати шасі призначені для сприйняття і передачі на конструктивні елементи літака АН-148 статичних і динамічних навантажень при стоянці, рулінні, взльоті, посадці і пробігу літака.

Конструкція шасі дозволяє експлуатувати літак у всіх кліматичних умовах на бетонованих злітно-посадочних смугах (ВПП) з категоріями покриття А, В, С, Д і підготовлених ґрунтових ВПП з міцністю ґрунту не менше 12 кгс / см², в залежності від злітної маси літака.

Передня опора являє собою стійку на півричажного типу, на яку встановлений рульовий механізм рейкового типу. Стійка навішується на кронштейнах, встановлених на стінках відсіку передньої опори шасі.

До складу опори входять:

- амортизатор;
- рульовий механізм з рейковим приводом;
 - ланка;
- важіль з віссю коліс.

Основна опора шасі складається з:

- траверси;
 - амортизатора;
- важеля з віссю коліс.

Фюзеляж - представляє собою тонкостінну каркасну оболонку циліндричної форми в середній частині і конічної форми з подвійною кривизною носової і хвостової частин.

Каркасна оболонка фюзеляжу, виконана з алюмінієвих сплавів, включає працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрингерів і балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах.

Для попередження утворення застійних зон (скупчення вологи) і запобігання появи корозії в фюзеляжі є дренаж. У фюзеляжі розміщена кабіна екіпажа і транспортна кабіна, відсік кріплення оперення і відсік ВСУ.

Відсік ВСУ являє собою конструкцію з КМ, що складається з обшивок, набору стрингерів, діафрагм і шпангоутів на основі вуглецевої стрічки з вкладишами з пінополіуретану.

1.4. Гідравлічна система літака-прототипу.

Основні 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 довкілля 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;
 - 6.) перетворення електричних командних сигналів автоматичних і електроди станційних систем управління в механічне переміщення, яке передається на органи управління безпосередньо або з послідовним посиленням потужності.

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

I. Шарнирно 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 передкрилків і закрилків. Загальна довжина обтікачей монорейок займає у закрилків до 20% розмаху крила і це сильно погіршує аеродинамічну якість крила. До системам управління механізації крила сучасних транспортних літаків відносяться функціонально незалежні системи управління: передкрилками, закрилками, інтерцепторами.

1.5. Система керування передкрилками .

1.5.1. Визначення та призначення.

У функції систем управління механізацією крила входить забезпечення заданої конфігурації механізації крила з видачею інформації екіпажу про їх положення і стани системи управління. функції механізації крила безперервно розширюються, охоплюючи питання забезпечення стійкості і керованості, підвищення аеродинамічної якості і ресурсу крила.

Передкрилки, як правило, мають 2-3 фіксованих положення: «Прибрати - випущених» або «прибрати - злітно ПОЛОЖЕННЯ - ПОСАДКОВЕ ПОЛОЖЕННЯ ». Управляються передкрилки релейними сигналами (з автоматичною зупинкою їх в заданих положеннях). Випуск передкрилків поєднується з початком випуску закрилків або трохи випереджає його.

На рис.1.2. зображена класична схема управління передкрилками, що містить центральний електрогідравлічний привід обертальної дії, з'єднаної за допомогою довжиною трансмісії (вали з карданами, опори) з підйомниками переміщення передкрилків. Підйомники представляють собою механізм, який об'єднує конічний редуктор і пару гвинт - гайка “ для реалізації поступального руху вихідної ланки підйомника.

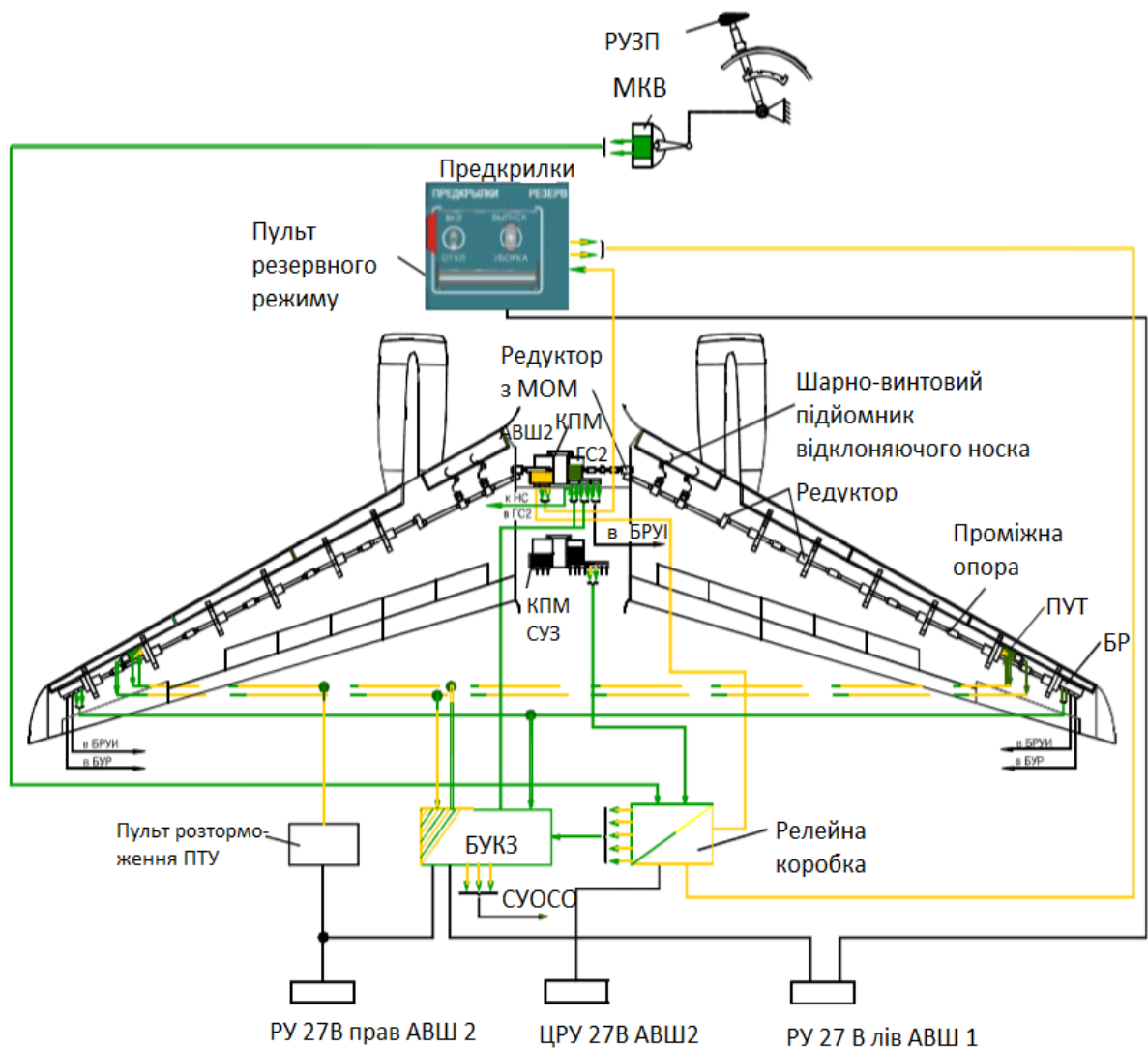


Рис.1.2. Система управління передкрилками літака

Щоб розширити можливість літака літати на великих кутах атаки (а значить і з меншою швидкістю), тобто як кажуть «затягнути зрив потоку» і були придумані передкрилки.

За конструкцією і принципом дії передкрилки схожі на щілинні закрилки, тільки встановлюються, природно, на передній крайці крила. Утворюючи при їх висуненні звужуюча щілина розганяє потік повітря в ньому і той, в свою чергу, впливає на прикордонний шар, підвищуючи його

стійкість і зтягуючи зрив на великі кути атаки.

Найчастіше передкрилки відхиляються на фіксовані кути. Однак існують так звані адаптивні або автоматичні передкрилки.

У звичайному польоті вони притиснуті до крила зустрічним потоком, але на великих кутах атаки, коли умови обтікання крила набувають специфічний характер, такі передкрилки як би «відсисаються» і висуваються вперед на величину, відповідну умовам обтікання. Такі дії відбуваються протягом усього польоту.

Існують ще так звані передкрилки (або щитки) Крюгера. Вони більше схожі саме на щитки і як би розкриваються з нижньої передньої поверхні крила вниз і вперед. За конструкцією простіше передкрилка, висувається і відхиляється з нижньої поверхні крила. Форма носової частини забезпечує більш сприятливе обтікання. Щитки Крюгера виконуються зі щілинами і без щілин.

Щиток встановлюється в певному фіксованому положенні щодо крила і висувається в робоче положення на великих кутах атаки, утворюючи щілину. Оскільки на верхній поверхні крила розрідження, то потік з нижньої поверхні крила спрямовується в щілину і виходить з неї з великою швидкістю, збираючи прикордонний шар і зтягуючи зрив потоку. Таким чином, збільшуючи критичний кут звалювання.

Будучи більш простими в конструкції, ніж передкрилки, щитки Крюгера в той же час менш ефективні. Їх використовують в поєднанні з передкрилками: в кореневій частині крила встановлюються Щиток Крюгера, а на консольної частини - передкрилки.

Таблиця 1.2.

Функціональне призначення органів управління і контролю.

Органи управління і контролю	Призначення
<p>Штурвальні колонки пілотів</p> <p>Міні штурвали пілотів</p> <p>Нажимні клавішні перемикачі "ПІК, КАБР" на рукоятці лівого (правого) міні штурвала з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - ПІК - КБР <p>Педалі пультів керування ногами .</p> <p>Ричаг управління « ПРЕДКР. ЗАКРИЛКИ» з фіксованими положеннями 0°, 10°, 20°, 40°</p> <p>Ричаг керування інтерцепторами "ІНТЕРЦ" (РУІ) с фіксованими положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - «ОТКЛ» - «0°ПТІ» - « Випуск» <p>Нажимний перемикач "ТРИММ ЭЛЕР" з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - ← (поворот перемикача у ліво) 	<p>Управління РВ</p> <p>Управління елеронами і багатофункціональними Інтерцепторами.</p> <p>Управління балансувальним положенням РВ:</p> <ul style="list-style-type: none"> - відхилення РВ на пікірування для зменшення зусиль на відхилених від себе штурвальних колонках при зменшенні їх відхилень від нейтралі. - відхилення РВ на кабірування для зменшення зусиль на відхилених на себе штурвальних колонках при зменшенні їх відхилень від нейтралі <p>Управління РН, поворотом передньої опори шасі і гальмами коліс.</p> <p>Управління закрилками і передкрилками в основному режимі.</p> <p>Управління інтерцепторами в режимі наземного і повітряного гальмування.</p> <ul style="list-style-type: none"> - управління інтерцепторами

	<p>відключено</p> <ul style="list-style-type: none"> - підготовка пар інтерцепторів № 1, 2, 3, 4, 5 до гальмування літака на пробігу. - відхилення пар інтерцепторів (№ 3, 4, 5) на кут 10°, 20°, 30°
--	---

Органи управління і контролю	Призначення
<p style="text-align: center;">→ - « »</p> <p>(Поворот перемикачів у право)</p> <p>Поворотний перемикач "ТРИММ РН" з положеннями:</p> <p style="text-align: center;">← - « »</p> <p style="text-align: center;">→ - « »</p> <p>Кнопка "ОБНУЛЕНИЕ"</p> <p>Рукоятка "РВ РОЗ'ЄДНАННЯ БОРТІВ. ТЯНУТИ У ВЕРХ.</p> <p>Рукоятка "Елер роз'єднання борту. ТЯГТИ ВГОРУ"</p> <p>Два перемикача "ЗАКРИЛКИ" під ковпачком:</p> <p>а) перемикач режимам роботи с положеннями:</p> <p style="text-align: center;">- «ВКЛ»</p> <p style="text-align: center;">-«ВИКЛ»</p> <p>б) нажимний перемикач з положеннями:</p>	<ul style="list-style-type: none"> - відхилення елеронів і багатофункціональних інтерцепторів в напрямку правого крену для зменшення зусиль на відхилених вправо штурвалах зі зменшенням їх відхилень від нейтралі. <p>Керування балансуванням по крену:</p> <ul style="list-style-type: none"> - відхилення РН вліво для зменшення зусиль на відхилених лівих педалях зі зменшенням їх відхилень від нейтралі; - відхилення РН вправо для зменшення зусиль на відхилених правих педалях зі зменшенням їх відхилень від нейтралі. <p>Скидання (обнулення) значення балансування положення РН.</p> <p>Роз'єднання штурвальних колонок лівого і правого пілотів.</p> <p>Роз'єднання мініштурвалів лівого і правого пілотів.</p>

<p>- «Випуск» - « Прибирання»</p> <p>Два перемикача</p> <p>"ПРЕДКРИЛКИ" під ковпачком:</p> <p>а) перемикач режимам роботи з положеннями:</p> <p>- « ВКЛ» - «ВИКЛ»</p> <p>б) перекидний перемикач положеннями:</p> <p>-«ВИПУСК» -«ПРИБИРАННЯ»</p>	<p>Щиток "РЕЗЕРВ"</p> <p>Включення і відключення резервного режиму.</p> <p>- «Включення » -«Виключення»</p> <p>Керування закрилками в резервному режимі:</p> <p>- «Випуск закрилків » - «Прибирання закрилків»</p> <p>Включення і відключення резервного режиму:</p> <p>-«Включення» -«Виключення»</p> <p>Управління предкрилками в резервному режимі:</p> <p>- «Випуск предкрилків» -« Прибирання передкрилків</p>
--	---

1.5.2. Керування креном.

Управління по тангажу здійснюється двосекційним кермом висоти, встановленим на фіксованому стабілізаторі. Управління по крену здійснюється елеронами (по одному на кожному полукрилі) і 3-ма парами багатофункціональних інтерцепторів. Ці ж інтерцептори також використовуються в режимах повітряного і наземного гальмування. Управління по курсу здійснюється односекційний кермом напрямку. Для забезпечення злітно-посадочних характеристик на кожному на пів крилі встановлені дві секції закрилків, секція відхиляючих носків і три секції передкрилків.

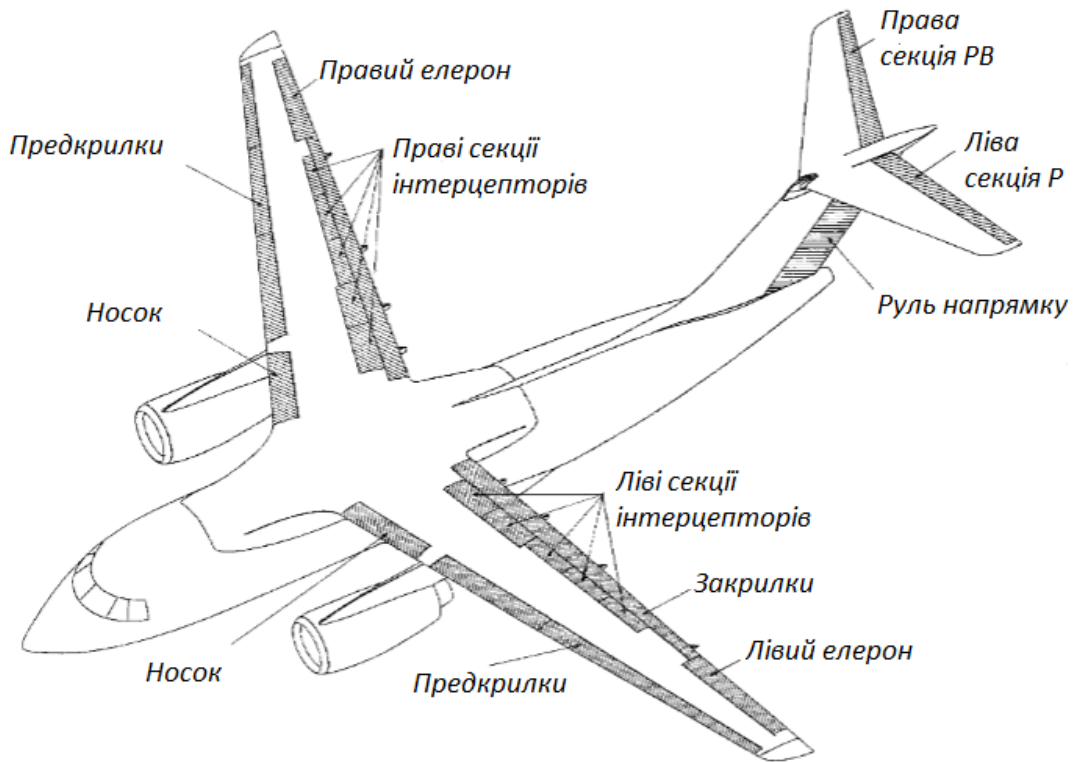


Рис .1.3. Система керування літаком.

1.5.3. Керування передкрилками і носками.

Випуск передкрилків починається одночасно з випуском закрилків. Команда на випуск передкрилків формується мікроперемикачами (МКХ) на РУЗП. Прибирання носків і передкрилків проводиться після збирання закрилків.

Команда на прибирання формується за допомогою кінцевих вимикачів приводу закрилків. У резервному режимі випуск і прибирання носків і передкрилків здійснюється від перекидного перемикача "передкрилки" на пульті резервного режиму з контролем положення керованих поверхонь на екранах індикаторів МФІ (кадр "КОНФ").

При цьому обертання трансмісійних валів виконується від електродвигуна КПМ. В основному і резервному режимах СУП-148 забезпечується зупинка приводу КПМ, стопоріння і утримання керованих поверхонь проти забірними

гальмами при: асиметрії відхиляються носки і передкрилки; мимовільному переміщенні носків і передкрилків із заданого положення; русі носків і передкрилків в напрямку, протилежному від заданого.

При включенні ПВП управління носками і передкрилками відключається і в основному, і в резервному режимах управління.

Мимовільне переміщення предкрилків від заданого положення в основному режимі компенсується гідроприводом. Після шести циклів компенсації СУП-148 на екрани КИСС і МФІ (кадр "КОНФ") виводиться інформація "передкрилки-ВІДМОВА". Захист трансмісії, носків і предкрилків від перевантаження приводу при заклинювання виконують муфти обмеження крутного моменту.

Інформацію для системи КСЕІС формує система СУОС за показаннями датчиків положення шкарпеток і передкрилків (БР). Дискретні сигнали про стан системи управління відхиляючими носками і передкрилками видаються з блоку БУКЗ на індикатори МФІ і КИСС через СУОС. Електроживлення системи здійснюється постійним струмом з АВШ1 лівого РУ 27 В, АВШ2 правого РУ 27 В і з АВШ2 ЦРУ 27 В. Гідропостачання системи від ГС2.

Система призначена для відхилення комплексної механізації по передній крайці крила - однієї секції відхиляючих носків і трьох секцій висувних передкрилків на кожному напівкрилі.

Секцію носків відхиляють два шарико підйомника. Секція передкрилків відхиляється з допомогою двох редукторів з зубчастими секторами в П-образних монорейках. Вал трансмісії, зв'язує підйомники і механізми переміщення, приводиться в обертання комбінованим приводом механізації. Управління приводом - електродистанційне і здійснюється в двох режимах роботи - основному і резервному.

В основному режимі виконується двопозиційне, спільне з закрилками, управління відхиляючими носками і передкрилками від важеля управління "ПРЕДКР - закрилки". Гідромотор КПМ обертає трансмісійний вал передкрилків.

Висування передкрилків і відхилення носків починається одночасно з висуненням закрилків.

Перехід на резервний режим виконується установкою перемикача режиму роботи (під кришкою "Передкрилки" на щитку "РЕЗЕРВ") в положення "ВКЛ".

Управління секціями в резервному режимі здійснюється від перекидного перемикача "ВИПУСК - ПРИБИРАННЯ" з контролем положення керованих поверхонь на екранах МФІ. При це обертання трансмісійного вала виконується від електродвигуна КПМ.

В основному і резервному режимах забезпечується зупинка приводу КПМ власним гальмом, стопоріння і утримування керованих поверхонь - проти забірними гальмами при:

- асиметрії відхиляються носки і передкрилки;
- мимовільному переміщенні носків і передкрилків із заданого положення;
- русі носків і передкрилків в напрямку, протилежному заданому.

Передбачена можливість розторможення проти забірних гальм на землі за допомогою пульта розторможення ПВП.

Система забезпечує видачу сигналів в систему СУОС (для формування інформаційних кадрів на екранах індикаторів КСЕІС), в систему технічного обслуговування БСТО, в бортове пристрій аварійної реєстрації БУР.

1.6. Загальні відомості.

Блок рукоятки управління закрилками і передкрилками (РУЗП) призначений для управління закрилками, відхиляючими носками і передкрилками в основному режимі роботи.

Блок складається з наступних основних вузлів: рукоятки управління 6, розташованої на правій стороні центрального пульта, редуктора 9 з механізмом кінцевих вимикачів МКВ-48КС і блоком резисторів БР-48К, закріпленим на балках центрального пульта в районі шпангоута No 5. Рукоятка і редуктор з'єднані тягою 7.

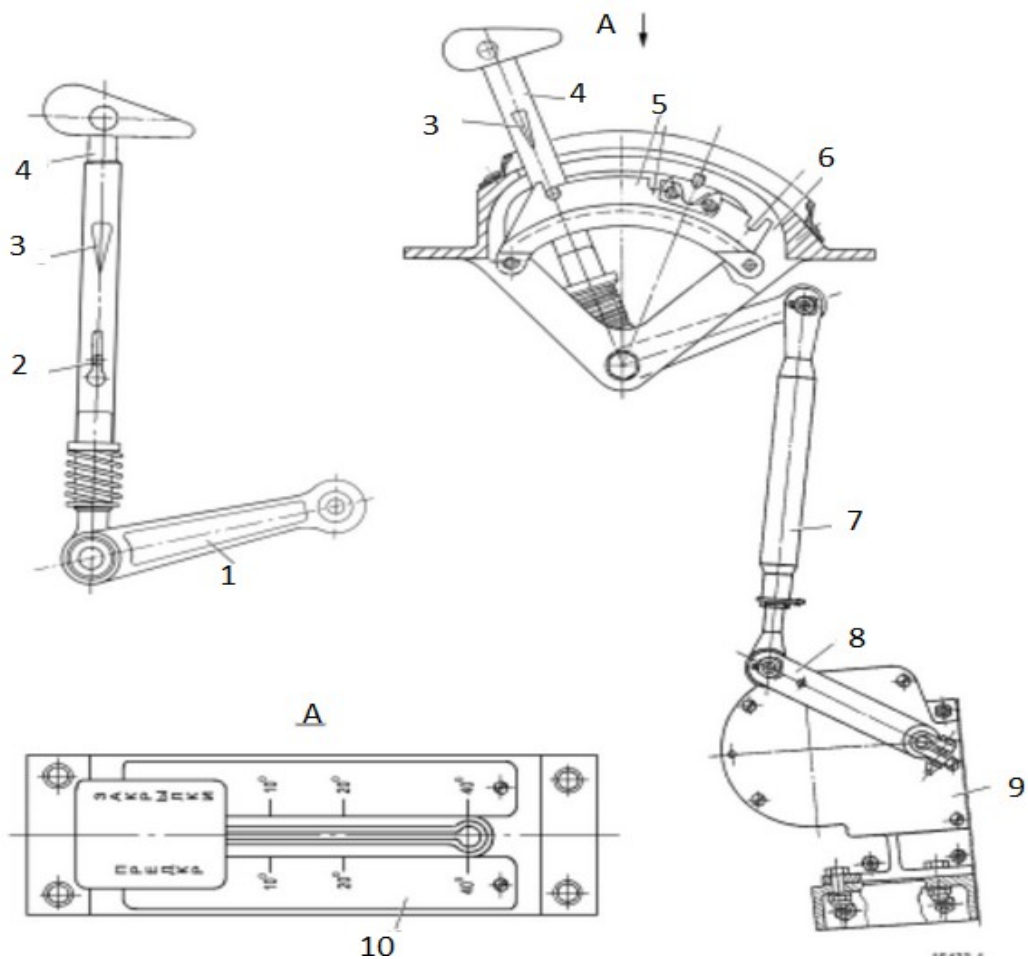


Рис.1.4. Блок рукоятки керування закрилками і передкрилками
1 – качалка; 2 – стопор; 3 – вказівник; 4 – ручка; 5 – фіксатор; 6 – рукоятка керування; 7 – тяга; 8 – качалка; 9 – редуктор с МКВ-48КС и БР-48К;
10 – лімб.

Система управління складається з електромеханізму ЕПШ-8П13

Електромеханізм ЕПШ-8П (рис. 1.5) має два електродвигуни, обертання яких через планетарні редуктори і диференційний редуктор, сумуючий обертання двох одночасно працюючих електродвигунів, передається на вихідний вал виконавчі і електричні. Реверсування двигунів здійснюється перемиканням фаз обмоток збудження. У кожен двигун вмонтована електромагнітна муфта зчеплення - гальмування.

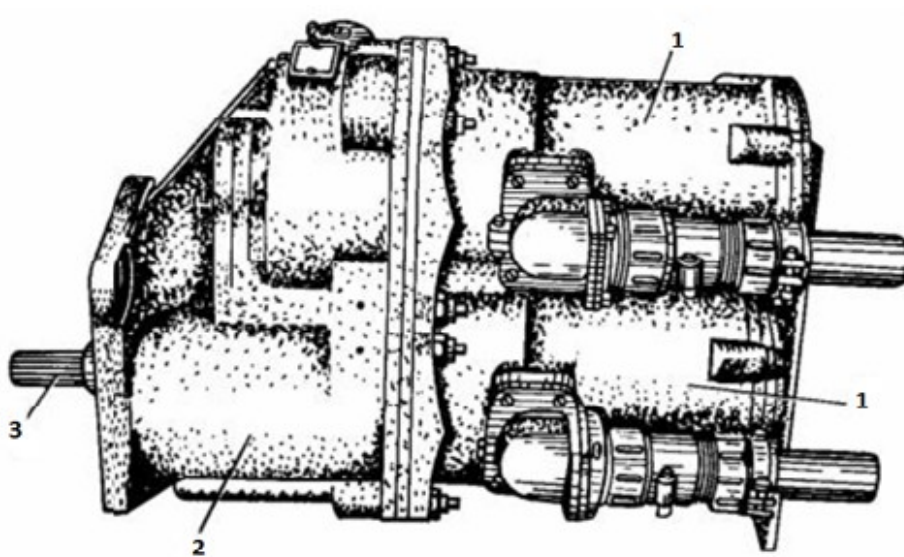


Рис.1.5. Електромеханізм

ЕПВ-8П:1- Електродвигуни ; АДС-600Т; 2-корпус

Електродвигуни підключені до різних ланцюгів харчування, що підвищує надійність роботи електроприводу при відмові одного електродвигуна. Електромагнітна муфта відключає відмову електродвигуна від його кінематичного ланцюга, при цьому робота іншого забезпечує колишню величину робочого моменту на вихідному валу електромеханізму, але швидкість його обертання знижується в два рази.

У електромеханізм вбудована багатодискова фрикційна муфта, яка оберігає електромеханізм і систему управління від перевантаження. При відмовах в

системі випуску або установці на упори в підйомниках фрикційна муфта буде пробуксовувати, обмежуючи момент, що розвивається вихідним валом.

Для регулювання і перевірки системи в знеструмленому стані випуск і прибирання передкрилків здійснюються ручним приводом ,виконавчі електричні за допомогою знімною рукоятки.

Електромеханізм встановлений на кутовому редукторі правій гілки трансмісії.

Трансмісія передкрилків передає крутний момент от електромеханізма ЕПВ-8Пк гвинтовим підйомників і забезпечує синхронний випуск і прибирання передкрилків на правому і лівому крилах.

Трансмісія передкрилків змонтована на першому лонжероні центроплана і першому лонжероні окремої частини крила. Трансмісія складається з валів 2, проміжних опор8, двох кутових редукторів 10, 14, герметичних виводів 11.

Вали трансмісії є дюралюмінієві труби, з'єднанні між якими здійснюється за допомогою шліцьових наконечників і карданів. Конструкція вала трансмісії передкрилків аналогічна конструкції вала трансмісії закрилків .

У трансмісії застосовуються три типи валів: з карданами, закріпленими на обох кінцях вала, з карданом, закріпленим на одному кінці вала, і без карданів. Кардани служать для зв'язку валів, розташованих один до одного під кутом, і компенсації монтажних перекосів і допускають кутові переміщення одного вала щодо іншого, що виключає їх вигин і заклинювання при деформації крила.

Вал з одним закріпленим на ньому карданом на другому кінці має шліцеву втулку, а вал без карданів має дві шліцеві (втулки, що дозволяє валам трансмісії поступально переміщатися уздовж своєї осі при деформації крила. Карданне з'єднання закрито чохлам.

Перед установкою чохла карданний вузол густо змащують мастилом ЦИАТИМ-201. На торці вилки і на фланцевому з'єднанні є риска, залита фарбою. При установці карданів риски на вихідних вилках карданів повинні знаходитися в одній площині.

Проміжні опори, на які спираються вали трансмісії, є корпус, в який встановлено самоорієнтовані кулькові підшипники. Конструкція проміжних опор трансмісії передкрилків аналогічна конструкції опорних кронштейнів трансмісії закрилків. Вали трансмісії стикаються між собою на проміжних опорах. Зазор між торцем шліцьової втулки вала і гайкою проміжної опори повинен бути не менше 2 мм.

При стикуванні валів з гвинтовими підйомниками і редукторами зазор між торцем кардана і гвинтовим підйомником або редуктором повинен бути 4 мм.

При монтажі трансмісії повинен бути забезпечений зазор між її нерухомими частинами і каркасом, а також між іншими агрегатами не менше 5 мм.

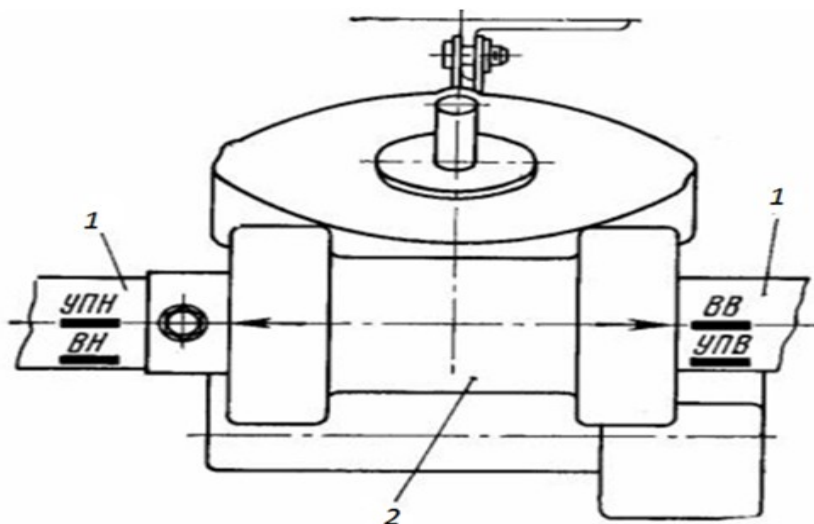


Рис.1.6. Риски на валу трансмісії.

1-Вал трансмісії; 2- механізм кінцевих вимикачів МВК-36

Редуктори трансмісії і передкрилків за призначенням і конструкції аналогічні редукторів трансмісії закрилків. На кутовому редукторі в правому крилі встановлений електромеханізм приводу передкрилків, який за допомогою шліцьового з'єднання пов'язаний з редуктором. Поруч, між редуктором і герметичним виводом, встановлений механізм кінцевих вимикачів.

Механізм кінцевих вимикачів МКВ-36 призначений для автоматичного вимкнення виключення електромеханізму ЕПВ-8П при досягненні передкрилками крайніх положень.

Моменти виключення електромеханізма зафіксовані рисками «ВВ» (вимикання верхнє) і «ВН» (вимикання нижнє), нанесеними на валу 1 (рис 1.6.) трансмісії проти стрілки на корпусі механізма МКВ-36.

При виключенні електромеханізма трансмісія стопориться його гальмівними муфтами. Переміщення системи за межі крайніх робочих положень обмежена упорами в підйомниках.

Положення системи на цих упорах зафіксовано рисками «УПВ» (упор верхній - передкрилки прибрані) і «УПН» (упор нижній - передкрилки випущені), нанесеними на валу трансмісії поруч з рамками «ВВ» та «ВН».

Стрілки, риси і написи зроблені фарбою. При нормальній роботі система не повинна доходити до упорів. Система не повинна доходити до верхніх і нижніх упорів після зупинки передкрилків в обох крайніх положеннях при роботі двох електродвигунів механізму ЕПВ-8П на величину; відповідну куту повороту вала трансмісії від 230 ° до 270 ° або 6,7-7,9 оборота рукоятки ручного приводу електромеханізма ЕПВ-8П.

Глава люфт трансмісії, заміряний на зовнішніх підйомниках зовнішнього передкрилка, для правої гілки трансмісії - не більше 25 °, для лівої трансмісії - не більше 31 ° повороту її валу.

1.6.1. Гвинтові підйомники передкрилків

Служать для перетворення обертального руху трансмісії в поступальний рух передкрилків. В системі управління передкрилками застосовуються два типи підйомників: на внутрішніх передкрилках використовуються гвинтові кулькові підйомники (рис.1.7.) і на середніх і зовнішніх передкрилках використовуються гвинтові підйомники з трапецеюидальній різьбленням .

Підйомники обох типів шарнірно з'єднуються з кронштейнами, встановленими на першому лонжероні крила, а гайки підйомників за допомогою карданів з'єднуються з відповідним передкрилком.

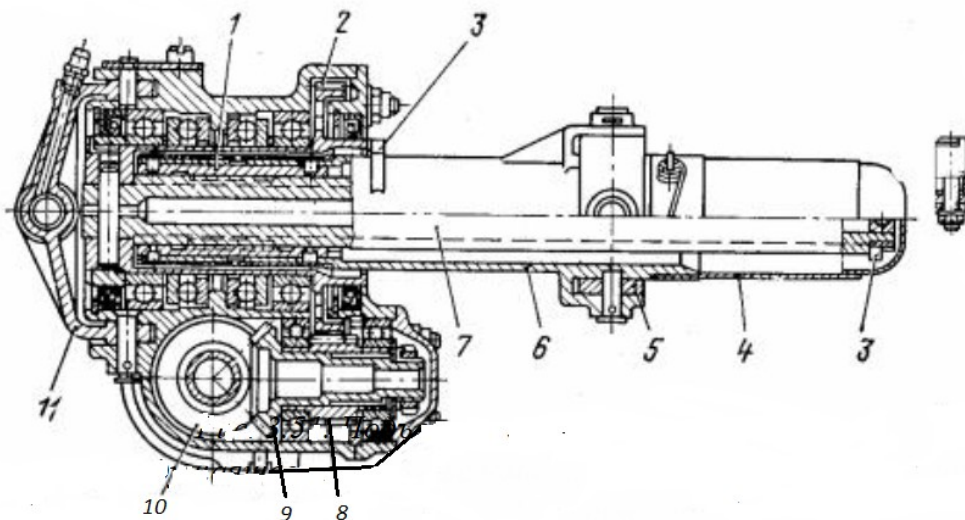


Рис.1.7. Підйомник внутрішнього передкрилка

1-корпус; 2-ведуча шестерня; 3-ведомашестерня; 4-гвинт; 5,9-упори; 6-кардан; 7-кожух; 8-гайка; 10-сальник; 11-манжета; 12-підшипник; 13-серга

Гвинтовий кульковий підйомник внутрішнього передкрилка (див. Рис. 1.7.) аналогічний за конструкцією підйомника внутрішнього закрилка і відрізняється від нього габаритними розмірами однойменних деталей і наявністю карданного вузла кріплення підйомника до передкрилка.

Підйомник середнього і зовнішнього передкрилків має головку, в якій розміщений двоступеневий редуктор. Перший ступінь утворена парою конічних шестерень - ведучою шестірнею і ведучою шестернею.

Другий ступінь утворена парою циліндричних шестерень - шестерней, насадженої за допомогою шліцьового з'єднання на хвостовик конічної шестерні⁹, і відомою шестерней, з'єднаної з гвинтом підйомника. Всі шестерні встановлені в голівці підйомника на шарикопідшипниках.

Провідна шестерня за допомогою шліців з'єднується з валом трансмісії, і через двоступеневий редуктор обертання трансмісії передається гвинту підйомника. Гвинт підйомника має трапецеїдальне різьблення. По гвинту переміщається гайка, яка разом з гвинтом утворює кручену пару, що перетворює обертання гвинта в поступальне переміщення гайки.

На гайці закріплена труба з виделками, за допомогою яких до труби приєднується кардан. Підйомник з'єднується з передкрилки через кардан. Хід гайки обмежується в крайніх положеннях упорами. Гвинтова пара закрита кожухом, що захищає гвинт від забруднення.

Простір під кожухом заповнений мастилом. Внутрішня порожнина редукторної головки підйомника і порожнину під кожухом заповнені змазкою ЦАТІМ-201 на 2/3 об'єму. На голівці підйомника закріплена серьга, за допомогою якої за допомогою болта підйомник приєднується до кронштейну лонжерона крила. Це з'єднання має маслянку для змащення.

При установці підйомника забезпечити вільне хитання підйомника під дією власної ваги. Люфт серьги в напрямку осі болта допускається не більше 0,3 мм.

1.6.2. Особливості технічного обслуговування системи управління

Основними роботами з технічного обслуговування систем управління є

- перевірка стану командних важелів, жорсткої і тросової проводки і інших елементів систем управління;
- перевірка натягу тросової проводки і її регулювання;
- замір зусиль тертя в системах управління;
- перевірка нормальної роботи системи управління;
- перевірка часу повної перекладки механізмів тримміровання;
- замір люфтів по керму напрямки і елерони;
- мастило і регулювання систем управління.

При перевірці стану командних важелів, жорсткої і тросової проводки і інших елементів систем управління звертається увага на стан лакофарбового покриття, на відсутність тріщин, ослаблення болтів кріплення і порушення контрування, на справність стрічок металізації і їх кріплення.

В системі управління літаком застосовуються деталі, виготовлені з магнієвого сплаву МЛ5-Т4. Ці деталі більш інших схильні до дії корозії, тому при обслуговуванні вони повинні періодично оглядатися.

При візуальному огляді зовнішньої поверхні деталей особливу увагу необхідно приділяти місцям контакту з деталями кріплення, кріплення перемичок металізації і ділянкам можливого скупчення вологи.

При наявності на кронштейнах, гойдалках та інших деталях управління подряпин, задрів і інших пошкоджень захисних покриттів, пошкоджена поверхня повинна бути зачищена, знежирена і зафарбована.

При перевірці стану командних важелів необхідно зняти кришки на штурвальних колонках і оглянути ланцюга і троси управління елеронами. Переконайтеся в їх справності. Перевірити, чи немає на ланцюгах і зірочках системи управління елеронами потертості ланцюгів, зносу зубів зірочок. Такі дефекти не допускаються .

Розстикувати ланки ланцюга або від'єднувати її від наконечників забороняється.

У разі заміни тросів управління передкрилками перевірити після заміни відповідність відхилень елеронів відхилень штурвалів.

Перехрещення тросів управління елеронами всередині колонки не допускається, так як в цьому випадку відхилення елеронів не буде відповідати відхиленню штурвалів.

Якщо все-таки буде допущено перехрещення тросів, то воно може бути виявлено тим, що обертання штурвала буде супроводжуватися великими і нерівномірними зусиллями внаслідок перекосу ланцюга на зубах зірочки.

При перевірці проводки управління необхідно перевірити, чи немає на шарнірних з'єднаннях тяг і тяг з гойдалками (в місцях, не закритих захисними чохлами) ознак зносу, заїдань на установках качалок, повідків і роликів, а також легкість обертання.

При тугому і нерівномірному обертанні цих деталей їх слід зняти і перевірити шарикопідшипники; перевіряючи зовнішній вигляд захисних чохлав на шарнірних з'єднаннях тяг, слід переконайтеся, чи не пошкоджена. Зношені чохла заміняти новими.

При огляді тяг необхідно перевірити, чи немає погнутостей, ослаблення заклепок кріплення склянок до труб тяг, а також глибину вироблення в місцях проходження тяги в роликівих напрямних.

Тяги з ослабленими заклепками кріплення склянок замінюються. Глибина вироблення тяги перевіряється за допомогою індикатора і спеціального пристосування.

Якщо на трубах тяг можлива вироблення глибиною 0,5 мм, для збільшення терміну служби дозволяється повернути тягу в роликівого направляючої навколо поздовжньої осі на 180 °.

Місця вироблення треба покрити грунтом і емалевої фарбою відповідного кольору. Якщо на трубі тяги є вироблення в шести місцях, тягу необхідно замінити. В цьому випадку маркування і довжина нової тяги повинна відповідати маркуванню і довжині знятої тяги.

Перевірка зазору між тягою і роликами направляючої здійснюється щупом. Щуп вставляється в зазор між тягою і роликом після притиснення тяги до двох інших роликів напрямної.

Зазори повинні бути не менше 0,1 мм і не більше 0,6 мм. Якщо зазор буде більше допустимого, замінити один з трьох роликів роликом збільшеного діаметру до 0,5 мм.

Необхідно оглянути установку герметичного виведення тяг проводок керма висоти і керма напрямку. Перевірити дзеркало штоків гермо-привода на відсутність бруду, подряпин і інших механічних пошкоджень, протерти штоки сухою чистою ганчіркою, покрити тонким шаром мастила ЦИАТИМ-201і перевірити ліг кістка переміщення їх в корпусі гермо-привода.

Перевірити затягування болтів кріплення гермо-привода на шпангоуті. Зусилля тертя на тягах герметичного висновку не повинен перевищувати 0,6 кгс.

Оглянути установки герметичних вузлів проводки управління елеронами. Перевірити легкість обертання качалки гермо-вузла. Зусилля, що прикладається до вихідного важеля, не повинно перевищувати 0,8 кгс. Перевірити затягування болтів кріплення гермо вузлів.

Оглянути установки рульових агрегатів РА-56У-1, електромеханізмів, пружинних загрузателів, перевірити затяжку болтів кріплення їх на кронштейнах. Оглянути установку рульових приводів і перевірити стан контрування їх шарнірних з'єднань, очистити поверхню агрегатів від бруду, пилу і вологи.

При установці в загрузателі і пружинні тяги пружини попередньо обжимаються. При виконанні робіт, пов'язаних з розбиранням загрузателів і пружинних тяг, треба враховувати цю обставину при натягу кришок.

Перевірити, чи немає на тросах потертостей, обриву ниток, корозії і нагартовки в місцях зіткнення з роликами. Троси з порваними нитками і нагартовка замінюються новими. Так як для запобігання корозії троси оцинковані і просякнуті антикорозійним складом, то їх ніколи не слід промивати в бензині. Корозія видаляється протиранням дрантям. Якщо таким шляхом корозію видалити не вдається - трос підлягає заміні.

Необхідно перевірити, чи немає на роликах тросової проводки зносу, викришування, пошкодження реборд. Ролики з пошкодженими ребордами замінити новими того ж розміру. Бігові доріжки роликів не повинні мати потертості. Перевіряється легкість обертання і відсутність заїдань підшипників роликів .

Оглянути установку герметичних висновків тросів і з'ясувати, чи є ознаки зносу сердечників на гермовиводах. Зношені сердечники замінити новими.

1.6.3. Система управління і сигналізації

Включає перемикач і сигнальну лампу, розташовані на верхньому електрощитку пілотів. Управління передкрилками здійснюється перемикачем. У прибраному положенні передкрилків лампа не горить, при русі передкрилків блимає, і в випущеному положенні передкрилків сигнальна лампа горить.

На літаках, останніх випусків, управління передкрилками здійснюється в автоматичному або ручному режимі. Режим управління визначається положенням ковпачка перемикача ручного управління передкрилками. При закритому ковпачку включені ланцюга автоматичного управління і вимкнені ланцюга ручного управління. При відкритому ковпачку вимкнені ланцюга автоматичного управління і включені ланцюга ручного управління.

Управління передкрилками в автоматичному режимі здійснюється спільно з закрилками шляхом комутації ланцюгів управління в механізмі МКВ-41 системи управління закрилками. Механізм МКВ-41 встановлений в центроплані і не входить в комплект системи СПЗ-1А.

При установці рукоятки управління закрилками з положення 0° на будь-який кут одночасно з випуском закрилків відбувається випуск передкрилків. При установці рукоятки управління закрилками в положення 0° , прибирання передкрилків відбувається після повного прибирання закрилків.

1.6.4. Аеродинамічне проектування механізації крила.

Високі несучі властивості крила літака на злітно-посадкових режимах забезпечуються застосуванням ефективною механізації задньої кромки крила у вигляді щілинних закрилків і механізації передньої кромки крила у вигляді передкрилків і відхилюваних носків. На етапі попереднього проектування

літака Ан-148-100 виходячи з головних вимог до базування літака були виконані у великому обсязі параметричні розрахункові дослідження щодо вибору типу механізації крила та її параметрів (відносний розмах, відносна хорда, відносні висування та кути відхилення на злітно-посадкових режимах), у тому числі з урахуванням в'язкості та відривних течій.

Для проведення експериментальних параметричних досліджень в АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ» для подальшої оптимізації параметрів механізації крила був виготовлений прямокутний механізований відсік крила на характерному перерізі крила відносного розмаху $Z = 0,55$. За результатами аналітичних та експериментальних досліджень було розроблено аеродинамічне конструювання механізації крила літака, яке лягло в основу підготовки математичної моделі та випуску теоретичних креслень механізації передньої та задньої кромки крила. Прийнята та встановлена на літаку механізація крила виконана у вигляді двощільних закрилків із фіксованим дефлектором, щільних передкрилків на консольній частині крила та нещільних поворотних (відхилюваних) носків на центропланній частині крила.

У результаті проведених досліджень механізації передньої кромки крила максимальний кут відхилення носка прийнятий таким: $= 22^\circ$ (по польоту), а його відносна хорда $= 0,096C0,108$. Максимальний кут відхилення передкрилків $= 19^\circ$, а відносна хорда передкрилка $= 0,133C0,1674$. Для підвищення ефективності передкрилків управління та навіска передкрилків виконані сумісними. Закрилки з відносною хордою $= 0,28C0,30$ та відносним розмахом $= 0,6415$ випускаються за конічним законом. Для зльоту прийняті кути відхилення закрилків $= 10$ або 20° , для посадки кути відхилення закрилків становлять $= 20$ або 40° . На обох консолях крила розташовані по п'ять секцій інтерцепторів. Відносна хорда інтерцепторів $= 0,148$. Дві внутрішні секції інтерцепторів (на кожній з консолей) з максимальним кутом відхилення $= 50^\circ$ виконують гальмівну функцію. Три зовнішні секції

інтерцепторів (на кожній консолі) з максимальним кутом відхилення = 40° виконують функцію елеронних, глісадних і гальмівних інтерцепторів.

Була спроектована та виготовлена механізована модель літака для випробувань в АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ». Досягнуті в цих випробуваннях максимальні значення коефіцієнтів піднімальної сили для злітно-посадкового положення механізації крила при перерахунку на натурні числа Рейнольдса забезпечили такі значення характеристик швидкостей зльоту та посадки літака, за якими вимоги до базування були повністю виконані. За результатами цих випробувань були розраховані вихідні аеродинамічні характеристики для визначення злітно-посадкових характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту.

1.7. Модернізація гідравлічної системи керування передкрилками та закрилками.

Управління закрилками та передкрилками в літаку АН-148 здійснюється за допомогою комбінованого приводу механізації (Рис. 1), який підключений до загальної гідравлічної системи літака.

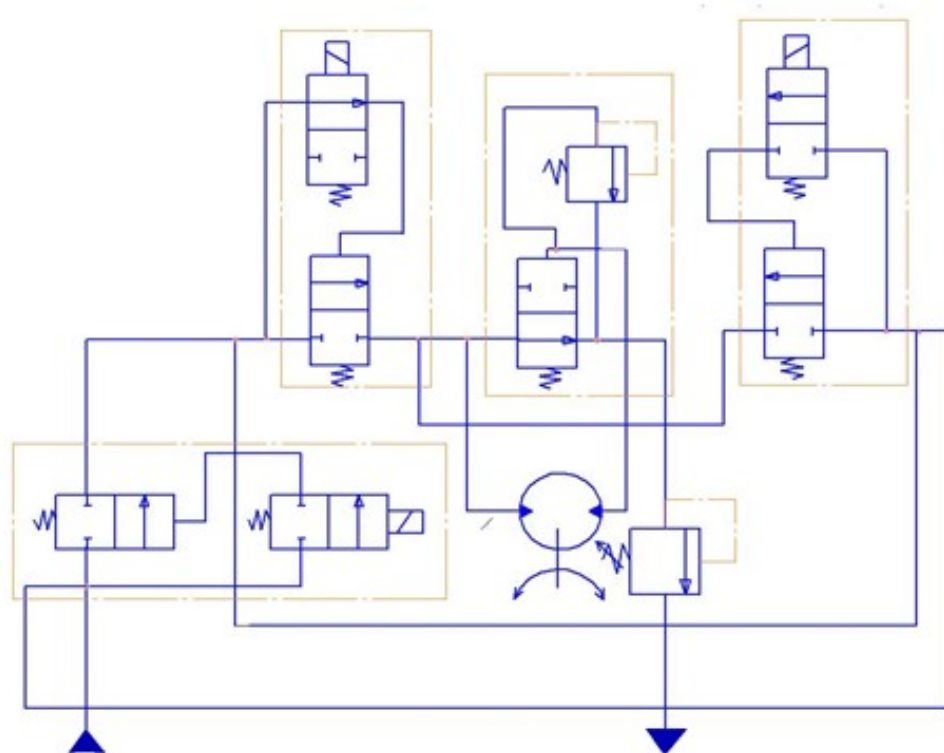


Рис. 1.7.1. Схема гідравлічна, принципова управління передкрилками.

Гідравлічні підсистеми в літаку живляться від однієї гідравлічної станції, і тому виникають суттєві гідравлічні втрати як по довжині, так і на місцевих опорах. Комбінований привід механізації включає в себе не мало апаратури, на яких втрати тиску досягають 15 МПа, що призводить до великих втрат енергії та перегрівання рідини.

Система керування закрилками та передкрилками працює короткочасно, тобто при підйомі літака та його посадці, тому немає потреби у постійній роботі даної системи. Встановивши обхідний канал в систему можна мінімізувати гідравлічні втрати так як зменшиться довжина трубопроводу та кількість місцевих опорів.

В комбінованому приводі механізації швидкість випуску та прибирання закрилок не регулюється, від чого появляються механічні удари, що призводить до швидкого зношення та неполадок закрилок, передкрилок, підшипників, валу гідравлічного мотора та самого гідромотора.

Вирішенням цієї проблеми може стати встановлення на вхідну лінію комбінованого приводу механізації гідравлічного мультиплікатора (Рис 2.), який забезпечить плавний випуск та прибирання закрилок і передкрилок, що в свою чергу забезпечить довговічність деталей і збереже ресурси.

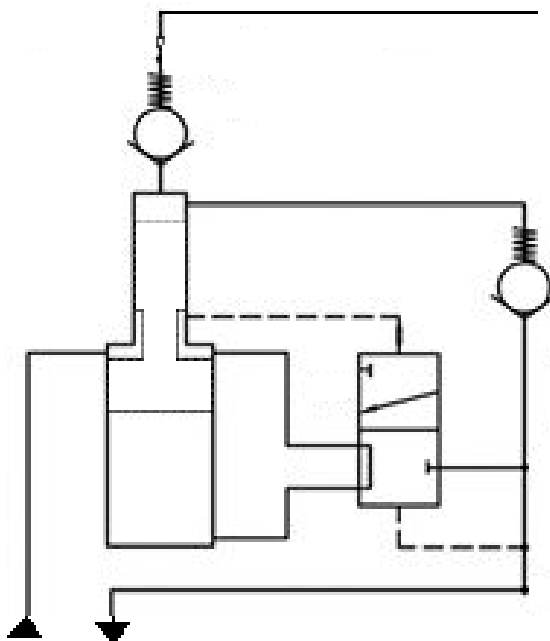


Рис. 1.7.2. Принципова схема гідравлічного мультиплікатора

Отже, встановлення обхідного каналу та мультиплікатора в систему комбінованого привода механізації повинно мінімізувати гідравлічні втрати і забезпечити плавне керування закрилками та передкрилками, що має забезпечити збільшення ККД даної гідравлічної системи та роботу літака в цілому.

1.8.Передачі гвинт - гайка. Загальні відомості

Секція передкрилків відхиляється за допомогою двох редукторів з зубчастими секторами в П образних монорейках. Вал трансмісії, що зв'язує підйомники і механізми переміщення, приводиться в обертання комбінованим приводом механізації.

Область застосування передач гвинт-гайка досить обширна - від точних вимірювальних приладів (механізми ділительних пристроїв) до важко-ноногуженних нажимних приладів прокатних станів. Гвинтові передачі широко використовуються в авіації.

За схемою виконання та конструктивних рішень передачі гвинт-гайка вельми різноманітні. У переважній більшості конструкцій гайка нерухома, а гвинт здійснює обертальний і поступальний рух, але зустрічаються гвинтові передачі, в яких обертається гайка, а гвинт здійснює лише поступальний рух (деякі домкрати і притиски, механізми зміни вильоту кранів та ін.)

Механізми переміщення передкрилків No 3, 4, 5, 6, 7 і 8 (рис 2.1.) представляють собою пристрою з зубчастої передачею, суміщені з вузлами навішування передкрилків. Провідна шестерня механізму знаходиться в зачепленні з зубчастим сектором, закріпленим в пазу рейки секції передкрилка, і при повороті провідної шестерні відбувається переміщення секції передкрилка. крок по хорді рейки кожного механізму відрізняється від кроку інших механізмів підбором передавального числа пари "шестерня-зубчастий сектор".

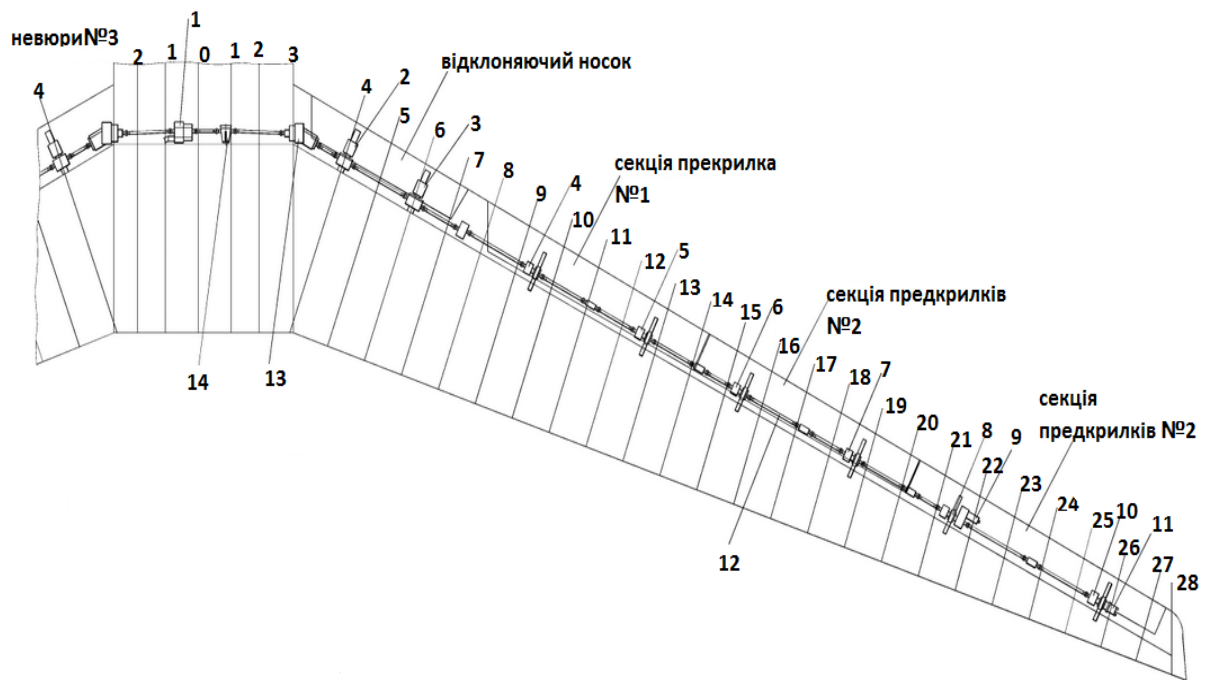


Рис 1.8. На пів монтажна схема керування відхляючими носками і висувними передкрілками .

1 – комбінований привід механізації КПМ-148Н; 2 – підйомник No 1 відхляючого носка; 3 – підйомник No 2 відхляючого носка; 4 – механізм переміщення передкріпків No 3; 5 – механізм переміщення передкріпків No 4; 6 – механізм переміщення передкріпків No 5; 7 – механізм переміщення передкріпків No 6; 8 – механізм переміщення передкріпків No 7; 9 – редуктор з протизабірним гальмом ПУТ-72; 10 – механізм переміщення передкріпків No 8; 11 – редуктор с блоком резисторів БР-48К; 12 – карданний вал; 13 – редуктор з муфтою обмеження моменту (МОМ); 14 – опора трансмісії

Передача гвинт-гайка в основному призначена для перетворення обертального руху в поступальний . Для перетворення поступального руху в обертальний силові передачі практично не використовуються через низький ККД. У передачі використовують пари гвинт - гайка ковзання (рис. 2.2.а) або кочення (рис. 2.2.б).

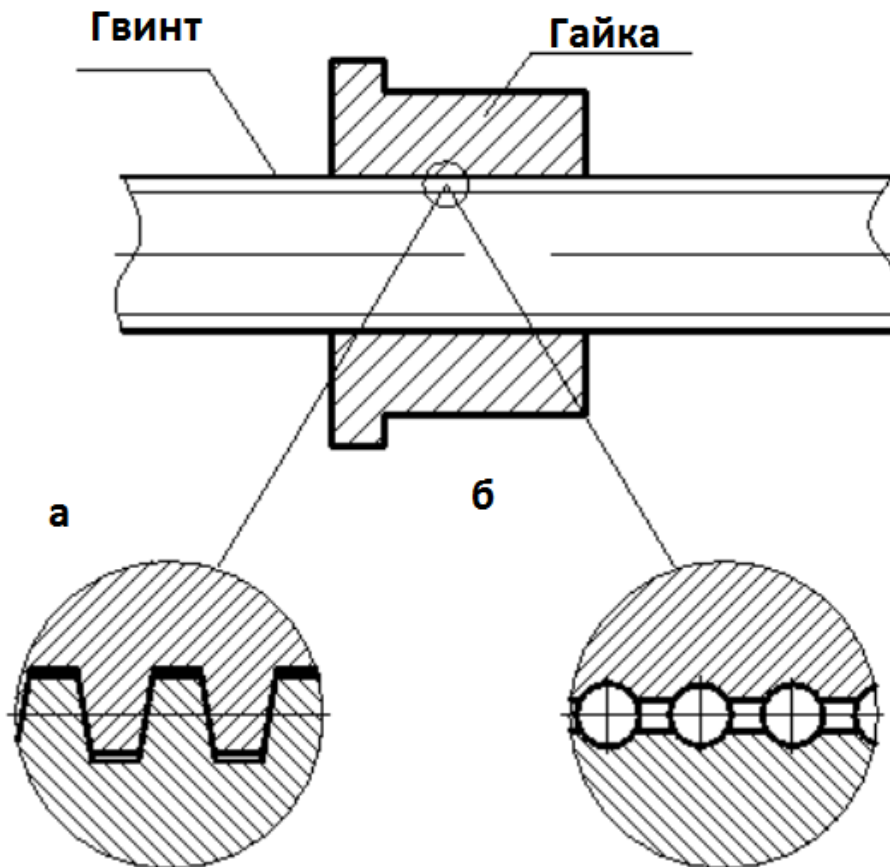


Рис.1.8.1.Передачі гвинт - гайка: а - ковзання ; б - кочення

Гвинтові передачі можна розділити на наступні основні групи: ходові гвинти для перетворення обертального руху в поступальний ; вантажні гвинти для переміщення вантажів і передачі зусиль; установочні гвинти, що застосовуються для фіксації деталей в машинах і механізмах.

Перевагами передачі гвинт-гайка є можливість отримання повільного поступального руху при відносно великих частотах обертання; значний виграш в силі; висока точність переміщення; простота конструкції; малі габарити; можливість забезпечення самогальмування. До недоліків передачі ковзання відносяться великі втрати на тертя і відповідно порівняно низький ККД.

1.8.1 Передача гвинт - гайка. Ковзання.

Профіль різьби в передачах ковзання вибирають в залежності від вимог до точності переміщень, ККД і технологічності. З ціллю по-вищення

ККД в передачах гвинт-гайко ковзання використовують різьблення, мають знижений наведений коефіцієнт тертя.

Силових передачах ковзання при двосторонньому напрямку загрузки найбільш часто застосування знаходить стандартна трапецоїдна різьба. Вимоги трапецоїдної різьби встановлені ГОСТ 9484-81 (профіль), ГОСТ 24738 -81 (діаметри і кроки одно західного різьблення), ГОСТ 24739 -81 (діаметри, шаги заходи багато західного різьблення), ГОСТ 24737 -81 (основні розміри одно західне різьблення)

Трапеціїдне різьблення в основному діапазоні діаметрів виконують з дрібним, середнім і великим кроками. В силових передачах застосовують в основному різьбо середнім кроком. Дрібне різьблення застосовують в механізмах, де потрібна підвищена точність переміщень, наприклад в мікрометрів, велике - коли передача погано захищена від пилу і бруду і схильна до сильного зносу. Для самогальмування передач застосовують одно західне різьблення, а для підвищення швидкості переміщення використовують багато західне різьблення.

Упорну різьбу застосовують при великих осьових навантаженнях, діючих в одному напрямлені . Вимога до упорної різьби встановлені ГОСТ 10177 -82

У передачах гвинт-гайка ковзання для підвищення зносостійкості і зниження схильності до заїдання гайки виготовляють з матеріалів, що володіють антифрикційними властивостями, а матеріал гвинта повинен мати високу твердістю. Тому для виготовлення гвинтів застосовують низько легірованої сталі 65Г, 40Х, 40ХГ з загартуванням до твердістю не менше 45 НРС і наступним шліфіруванням; стали 40ХФА, 18ХГТ з азотуванням для зменшення спотворення форми і розмірів гвинтів в результаті гарту. Для тихохідних слабо напружених гвинтів використовують стали 30, 40, 45 і 50ГОСТ 1050 -88 без термічної обробки. При малих швидкостях обертання гайки виготовляють з малооловянною бронзою Бр.О6Ц6С3, без олов'яні бронзи Бр.А9Ж3Л, а також з антифрикційних чавунів АЧВ -1, АЧК -1, або

сірих чавунів СЧ15 і СЧ20 ГОСТ 1412 -85. При великих швидкостях обертання використовують високо олов'яну бронзу Бр. О10Ф1.

1.8.2.Передача гвинт-гайка кочення.

Кулько гвинтова передача складається з гвинта і гайки з нарізаними гвинтовими канавками криволінійного профілю, службовцями доріжками для кульок або роликів. Кулько гвинтова передача призначена для передачі обертального руху в поступальний. В якості ведучої ланки використовують як гвинт, так і гайку. У ходових гвинтах найбільш широко застосовують гвинтові передачі з кульками (ШВП).

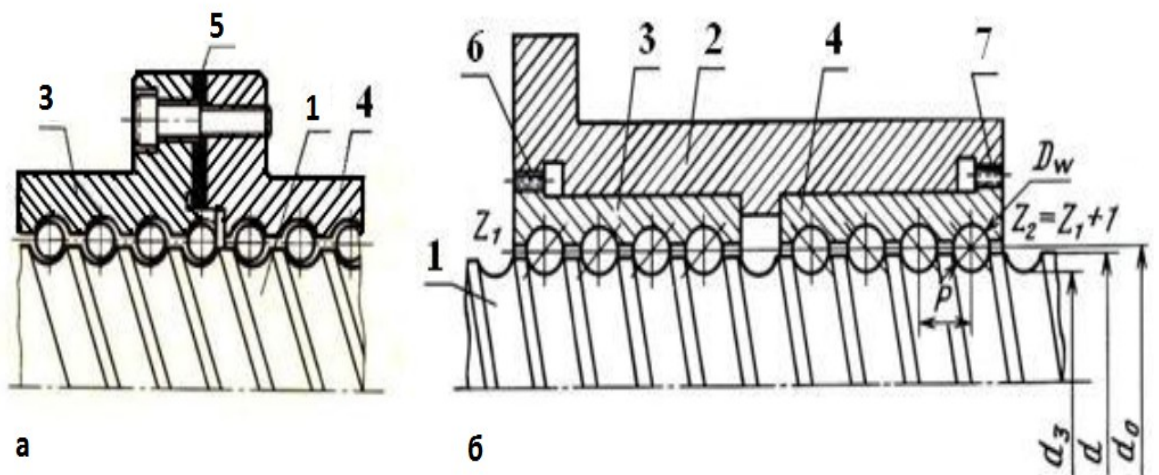
Переваги кулькові передачі: порівняно високий ККД ($\approx 0,9$); висока осьова несуча здатність при малих габаритах; одно мірне поступальне переміщення з високою точністю; значний ресурс роботи.

Недоліки: складність конструкції гайки; необхідність високої точності виготовлення і захисту передачі від забруднень; не володіє само гальмуванням.

Кулькові передачі використовують у виконавчих механізмах, відповідальних силових передачах .

Найбільшого поширення в гвинтових кулькових передачах получила різьблення з напівкруглим профілем, що дозволяє створювати конструкції ШВП з регульованим натягом (рис.2.3.). Попередній натяг служить для усунення осьового зазору в сполученні гвинт - гайка, підвищення осьової жорсткості і точності переміщення веденого ланки ШВП. Конструктивно натяг при канавках напівкруглого профілю здійснюється за допомогою вибору двох гайок, розміщених в одному корпусі з наступним осьовим їх зміщенням. Зсув гайок відбувається установкою прокладок між ними (рис.2.3.а) або їх відносним кутовим поворотом (рис.2.3.б).

З'єднання гайок 3 і 4 з корпусом 2 виконано зубчастими муфтами 6 і 7, у яких зовнішні зуби нарізані на фланцях, а внутрішні -в корпусі



1-гвинт; 2-корпус гайки; 3,4 - гайки; 5- прокладки ; 6,7- зубчасті муфти.

РИС.1.8.2. Конструкція ШВП с регулюючим натягом:

Числа зубів z_1 і z_2 муфт відрізняються на одиницю, що дозволяє повертати одну гайку щодо іншої на малий кут, здійснюючи осьовий зсув на дуже малу величину. Поворот гайок виконують поза гвинта на спеціальній оправці.

При обертанні гвинта кульки рухаються по гвинтовим канавкам, поступово переміщують гайку і, викочуючи з канавок різьблення, через канал повернення повертаються в початкове положення. Таким чином, під час роботи рух кульок відбувається по замкнутій траєкторії всередині гайки. Найбільш поширена конструкція ШВП, в якій канал повернення з'єднує два сусідніх витка.

Гвинти виготовляють з легірованих сталей марок ХВГ, 8ХВ, 20Х3МВФ; гайки: ШХ15, ХВГ, 18ХВГ, 12ХН3А. Кульки виготовляють з хромистих сталей марок ШХ15 і ШХ20СГ. Матеріали гвинта, гайки і тіл кочення повинні мати твердість поверхні не нижче 61 НРС.

Порожнини гайки при збірці заповнюють пластичним мастильним матеріалом марки ЦІАТИМ -201 або ЦІАТИМ -203.

Основні геометричні параметри і силові характеристики шарико гвинтових передач регламентовані галузевими стандартами (табл.1):

P – крок різьби;

D_w – діаметр шарика,

$D_w=0,6 \cdot P$; z –число заходів різьби (зазвичай $z=1$);

d_0 –номінальний діаметр різьби ;

d – зовнішній діаметр різьби гвинта,

$d = d_0 - 0,35 \cdot D_w$; d_3 –внутрішній діаметр різьби гвинта,

$d_3 = d_0 - 1,012 \cdot D_w$; ψ_0 –кут підйома гвинтової лінії на діаметрі d_0 :

$$\psi_0 = \arctg [P \cdot z(\pi \cdot d_0)];$$

$C_{\alpha 0}$ –статистична вантажопідйомність - статистична центральна осьова навантаження , яка відповідає розрахунковому контактному напруженню в зоні контакту кульки, рівному 3000 МПа.

C_{α} – динамічна вантажопідйомність постійна центральна осьова навантаження , яку кулькова передача може сприймати при початковому ресурсі

Таблиця 2.1

Параметри шарикових передач гвинт - гайка

середній діаметр D_{pw} , мм	крок різьби P , мм	діаметр шарика D_w , мм	Радіальний зазор мм.	Грузопідйомність статична $C_{\alpha 0}$, Н	Грузопідйомність динамічна C_{α} , Н
25	5	3	0,067 – 0,093	28100	16580
32	5	3	0,064 – 0,096	37500	17710
40	5	3	0,064 – 0,096	49400	19170
40	6	3,5	0,059 – 0,101	56400	23700
40	10	6	0,119 – 0,161	85900	54700
50	5	3	0,059 – 0,101	62800	20640
50	10	6	0,117 – 0,163	112500	57750
50	12	7	0,137 – 0,183	119900	65400
63	10	6	0,115 – 0,165	149700	62030
80	10	6	0,113 – 0,167	197700	66880
80	20	10	0,193 – 0,247	297600	143400

1.8.3. Перевірочний розрахунок гвинта на міцність .

Попередньо вибрані розміри гвинта сконструйованої гвинтової передачі перевіряються на міцність при спільній дії напруги стиснення (розтягування) і крутіння в небезпечному перерізі.

Умова міцності гвинта по еквівалентній напрузі.

$$\sigma_E = \sqrt{\sigma_{c(p)}^2 + 3 \cdot \tau_{кр}^2} \leq [\sigma_{c(p)}], \text{ Н/мм}^2;$$

$\sigma_{c(p)} = 4 \cdot F_a / (\pi \cdot d_3^2)$ –напруження зжимання (розжимання), Н/мм²;

$\tau_{кр} = T / W_k$ –напряження кручення, Н/мм²;

T – крутний момент, скручує гвинт, Н·мм;

$W_k \approx 0,2 \cdot d_3^3$ – момент опору крученню поперечного перерізу гвинта, мм^3 .

$[\sigma_{c(p)}]$ – допустимі напруження стиснення (розтягування), Н / мм².

$$[\sigma_{c(p)}] = \sigma_T / [S]$$

де σ_T - межа плинності обраного матеріалу гвинта, Н / мм²;

$[S] = 3$ -коефіцієнт запасу міцності гвинта.

Момент, що обертає T, який необхідно прикласти до гвинта або гайки для подолання моменту сил тертя в різьбі T_B і моменту сил тертя в п'яті (на торці гвинта) T_{II} визначається в залежності від конструкції гвинтового пристрою.

У деяких конструкціях в перетинах гвинта, випробуючи спільна дія стиснення (розтягування) і крутіння, що обертає момент T дорівнює моменту сил тертя в різьбі T_B . В інших дорівнює моменту сил тертя в п'яті T_{II} .

Момент сил тертя в різьбі : $T_e = F_a \cdot \frac{d_2}{2} \cdot \text{tg}(\psi + \varphi), \text{ Н} \cdot \text{мм}$.

Момент сил тертя в п'яті залежить від форми п'яти.

$$T_n = \frac{1}{3} F_a \cdot f_{II} \cdot d_{II}, \text{ Н} \cdot \text{мм}$$

де f_n -коефіцієнт тертя в п'яті, $f_n = 0,15 \div 0,18$;

d_n – діаметр п'яти , мм.

Для п'яти, що має форму кільця:

$$T_n = F_a \cdot f_n \cdot \frac{D_{cp.n}}{2}, H \cdot мм$$

де $D_{cp.n}$ - середній діаметр п'яти, мм, $D_{cp.n} = (D - D_1)/2$

D - зовнішній діаметр кільцевої п'яти, мм;

D_1 - внутрішній діаметр кільцевої п'яти, мм.

1.8.4. Перевірка гвинта на стійкість.

Гвинти, що працюють на стиск, перевіряють на стійкість при поздовжньому згині.

Умова забезпечення міцності і стійкості гвинта.

$$\sigma_{сжс} = 4F_a / (\pi \cdot d_3^2) \leq \varphi \cdot [\sigma_{сжс}], H \cdot ММ^2$$

де φ - коефіцієнт зниження допустимої напруги стиснення, який вибирають в залежності від гнучкості стержня гвинта .

Стійкість гвинта

$$\lambda = \mu \cdot L / i,$$

де μ - коефіцієнт приведення довжини, що враховує спосіб закріплення кінців гвинта (Рис.2.2.)

L - довжина стиснутої ділянки гвинта, мм

i - радіус інерції поперечного перерізу гвинта $i \approx d_3/4, мм$

Однією з опор гвинта є гайка. Гайку вважають шарнірної опорою при $\Psi_H \leq 2,0$.

Розрахункова довжина стиснутого гвинта дорівнює відстані від точки прикладання осьової сили F_a до середини висоти гайки (рис.2.4.).

$$L = l_{max} + \left(\frac{H}{2}\right) = l_{max} + (\Psi_H \cdot \frac{d_2}{2}), мм,$$

де l - найбільша робоча довжина гвинта, мм.

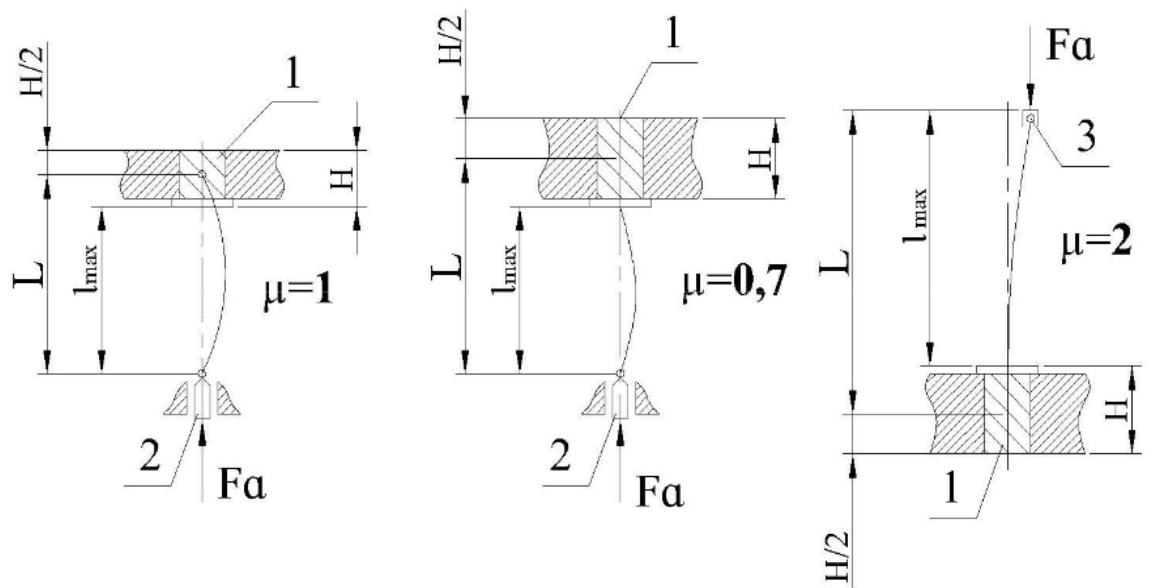


Рис.1.8.3. Способи закріплення гвинта

1 –гайка ; 2 –башмак ; 3 –чашка домкрата

Таблиця 2.2.

Значення коефіцієнта пониження допустимої напруги стиснення.

λ	0	30	50	60	70	80	90	100	120	140	160
φ	1,00	0,91	0,86	0,82	0,76	0,70	0,62	0,51	0,37	0,29	0,24
	1,00	0,91	0,3	0,79	0,72	0,65	0,55	0,43	0,3	0,23	0,19

При перевірці на стійкість розрізняють гвинти малої, середньої і високої гнучкості. При значеннях гнучкості $\lambda \leq 55$ перевірку на поздовжній вигин можна не виконувати. Стальні гвинти при гнучкості $\lambda \geq 100$ перевіряють на стійкість по Ейлеру за величиною критичної сили.

$$F_{кр} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{S \cdot (\mu \cdot L)^2} \geq F_a, H,$$

де E –модуль пружності матеріалу, Н/мм²;

S-коефіцієнт запасу стійкості: для вертикально розташованих гвинтів

S= 2,5÷ 4,0; для горизонтальних S= 3,5÷ 5,0;

J-осьової момент інерції перетину гвинта

$$J = \pi \cdot d_3^2 / 64, \text{ мм}^4$$

Беручи для сталевго гвинта $E = 2,1 \cdot 10^5 \text{ Н / мм}^2$ і $S = 3$, одержуємо

$$F_{кр} = 3,4 \cdot 10^4 \cdot \frac{d_3^4}{(\mu \cdot L)^2} \geq F_a, \text{ Н}$$

При невиконанні умов міцності і стійкості необхідно вибрати різьблення з великими діаметрами і повторити перевірочні розрахунки гвинта на самогальмуванні і стійкість.

1.8.5. Розрахунок передачі гвинт-гайка. Ковзання.

Розрахувати гвинтового домкрата вантажопідйомністю $F_a = 10 \text{ кН}$. Висота підйому грузу $l_{max} = 300 \text{ мм}$. Трапецеїдальна різьба.

Вибір матеріалів.

Для гвинта - конструкційна сталь 35 ГОСТ 1050-88 без термообробтки, $\sigma_m = 320 \text{ Н / мм}^2$, $\sigma_b = 540 \text{ Н / мм}^2$.

Для гайки – без олов'яним бронза Бр.А9ЖЗЛ ГОСТ 493-79, $\sigma_m = 200 \text{ Н / мм}^2$, $\sigma_e = 400 \text{ Н / мм}$.

3.3 Визначення середнього діаметра і мінімального кроку різьблення.

$$d_{2p} \geq \sqrt{\frac{F_a}{\pi \cdot \Psi_h \cdot \Psi_H \cdot [P_i]}}, \text{ мм},$$

Де $F_a = 10000 \text{ Н}$;

$\Psi_h = 0,5$ – коефіцієнт відносної висоти профілю різьби;

Ψ_H – коефіцієнт висоти гайки. Приймаємо $\Psi_H = 1,7$;

$[P_i]$ – допустимий тиск в різьбі: $[P_i] = 7 \text{ Н / мм}^2$.

$$d_{2p} \geq \sqrt{\frac{10000}{3,14 \cdot 0,5 \cdot 1,7 \cdot 7}}, = 23,13 \text{ мм}$$

Мінімальне значення кроку різьби.

$$P_{min} \geq \Psi_H \cdot d_{2p} / z_{max} = 1,7 \cdot 23,13 / 10 = 3,93 \text{ мм}.$$

1.8.6. Вибір параметрів різьби.

По ГОСТ 9484 –81 вибираємо трапецеїдальну різьбу $T_r 28 \times 5$ з параметрами : середній діаметр $d_2 = 25.5 \text{ мм} \geq d_{2p} = 23.13 \text{ мм}$ внутрішній

Діаметр $d_2 = 22,5 \text{ мм}$; зовнішній діаметр $d = 28 \text{ мм}$; крок $P = 5 \text{ мм}$.

Перевірка умови самогальмування різьблення.

Кут підйому гвинтової лінії різьби.

$$\psi = \arctg(P_h / (\pi \cdot d_2)) = \arctg(5 / (3,14 \cdot 25,5)) = 3,57^\circ = 3^\circ 34'$$

Наведений кут тертя

$$\varphi' = \arctg(f / \cos \gamma),$$

де $f = 0,1$ – коефіцієнт тертя в різьбі;

$\gamma = 15^\circ$ - кут нахилу робочого боку профілю різьби.

$$\varphi' = \arctg(0,1 / \cos 15^\circ) = 5,91^\circ = 5^\circ 55'$$

ак як $\psi < \varphi'$, отже, само опускання домкрата під дією вантажу не відбудеться.

1.8.7 Перевірочний розрахунок гвинта на міцність

На ділянці між чашкою і гайкою в матеріалі гвинта виникають напруги стиснення від осьової сили F_a і крутіння від моменту сил тертя в різьбі T_B .

Напруга стержня

$$\sigma_c = 4 \cdot F_a / (\pi \cdot d_3^2) = 4 \cdot 10000 / (3,14 \cdot 22,5^2) \approx 25,5 \text{ Н/мм}^2.$$

напруження кручення

$$\tau_{kr} = T / W_k, \text{ Н/мм}^2,$$

де T - обертовий момент, що скручує гвинт в небезпечному перерізі, $\text{Н} \cdot \text{мм}$;

$W_k \approx 0,2 \cdot d_2^3$ момент опору крученню поперечного перерізу гвинта, мм^3 .

Момент, що обертає для гвинтового домкрата дорівнює моменту сил тертя в різьбі T_B

$$T = T_B = F_a \cdot \frac{d_2}{2} \cdot \text{tg}(\psi + \varphi') = 10000 \cdot \frac{25,5}{2} \cdot \text{tg}(3,57^\circ + 5,91^\circ) = 21290,4 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

$$\tau_{kr} = \frac{21290,4}{0,2 \cdot 22,5^3} = 9,34 \text{ Н/мм}^2$$

Еквівалентне напруження в небезпечному перерізі гвинта.

$$\sigma_E = \sqrt{\sigma_c^2 + 3\tau_k^2} = \sqrt{25.5^2 + 3 \cdot 9.34^2} \approx 30,2 \text{ Н/мм}^2$$

Напруга, що допускається стиснення матеріалу гвинта

$$[\sigma_c] = \frac{\sigma_T}{[S]} = 320/3 = 106 \text{ Н/мм}^2$$

де [S] = 3-коефіцієнт запасу міцності гвинта.

Умова міцності виконується, так як

$$\sigma_E = 30,2 \text{ Н/мм}^2 \leq [\sigma_c] = 106 \text{ Н/мм}^2$$

1.8.8 Перевірка гвинта на міцність .

Умова забезпечення міцності і стійкості гвинта.

$$\sigma_c \leq \varphi[\sigma_c], \text{ Н/мм}^2$$

де φ -коефіцієнт зниження допустимої напруги стиснення

Радіус інерції поперечного перерізу гвинта

$$i = d_3/4 = 22,5/4 = 5,625 \text{ мм.}$$

Стійкість гвинта: $\lambda = \mu \cdot L/i$

де μ – коефіцієнт приведення довжини, що враховує спосіб закріплення кінців гвинта $\mu=2,0$

L-довжина стиснуто] ділянки гвинта.

$$L = l_{max} + (\Psi_H \cdot d_2/2) = 300 + (1,7 \cdot 25,5/2) = 321,7 \text{ мм.}$$

$$\text{Тоді } \lambda = 2 \cdot 321,7 / 5,625 = 114,4.$$

Цьому значенню гнучкості відповідає коефіцієнт зниження допустимої напруги. $\varphi=0,41$ (табл.2)

Стійкість гвинта забезпечена, так як

$$\sigma_c = 25,5 \text{ Н/мм}^2 < 0,41 \cdot 106 = 43,46 \text{ Н/мм}^2$$

1.8.9 Розрахунок гайки.

Визначення числа робочих витків гайки.

$$Z_P = \Psi_H \cdot d_2/P = 1,7 \cdot 25,5/5 = 8,67 < Z_{max} = 10$$

Приймаємо $z = 9$

Визначення основних розмірів гайки.

$$\text{Висота гайки } H = z \cdot P = 9 \cdot 5 = 45 \text{ мм}$$

Висота буртика гайки $h_{\delta} = 0,25 \cdot H = 0,25 \cdot 45 = 11,25$ мм.

Приймаємо $h_{\delta} = 10$ мм.

Зовнішній діаметр гайки.

$$D_r = \sqrt{\frac{4 \cdot F_a \cdot K_{кр}}{\pi \cdot [\sigma_p]} + d^2}, \text{ мм},$$

де $K_{кр} = 1,3$ -коефіцієнт, що враховує кручення гайки;

$[\sigma_p] = 50 - \text{Н} / \text{мм}^2$ - допустиме напруження розтягування для бронзової гайки.

$$D_r \geq \sqrt{\frac{4 \cdot 10000 \cdot 1,3}{3,14 \cdot 50}} + 28^2 \approx 33,4 \text{ мм}.$$

Приймаємо $D_r = d + 10 = 28 + 10 = 38$ мм.

Діаметр опорного буртика

$$D_{\delta} \geq \sqrt{\frac{4 \cdot F_a}{\pi \cdot [\sigma_{см}]} + D_r^2}, \text{ мм}.$$

Де $[\sigma_{см}] = 70 \text{ Н} / \text{мм}^2$ - допустиме напруження стиснення.

$$D_r \geq \sqrt{\frac{4 \cdot 10000}{3,14 \cdot 70}} + 38^2 \approx 40,35 \text{ мм}.$$

приймаємо $D_r = 45$ мм.

Перевірочний розрахунок гайки.

Перевірка різьби гайки на зріз.

$$\tau_{cp} = \frac{F_a}{\pi \cdot d \cdot k \cdot P \cdot z \cdot K_m} \leq [\tau_{cp}], \text{ Н} / \text{мм}^2,$$

де $k = 0,65$ -коефіцієнт повноти різьби

$k_m = 0,7$ -коефіцієнт, що враховує нерівномірно розподілення осьової сили по витків різьби;

$$[\tau_{cp}] = 40 \text{ Н} / \text{мм}^2, \text{ Допустиме напруження зрізу.}$$

$$\tau_{cp} = \frac{10000}{3,14 \cdot 28 \cdot 0,65 \cdot 5 \cdot 9 \cdot 0,7} = 5,5 \text{ Н} / \text{мм}^2 < [\tau_{cp}] = 40 \text{ Н} / \text{мм}^2$$

Перевірочний розрахунок опорного буртика на зріз

$$\tau_{cp} = \frac{F_a}{\pi \cdot D_r \cdot h_\sigma} = 8.4 \text{ Н/мм}^2 < [\tau_{cp}] 40 \text{ Н/мм}^2$$

1.9 . Висновки основної частини

За результатами дипломного проекту зроблені наступні висновки:

1. Досліджено літак АН-148, його основні характеристики та особливості конструкції, його переваги та недоліки, з метою запровадження пропозицій для використання на даному літальному апараті.
2. Досліджений принцип дії передкрилків. Їх види та призначення на літальних апаратах. Зроблені висновки що до їх роботи та основних функцій на літальному апараті.
3. Проведено аналіз системи керування передкрилками середньо магістрального літака . Дослідженні принципи дії основних елементів системи необхідних для керування передкрилками. Зроблені висновки, що до їх роботи на літальному апараті.
4. Проведено розрахунок подібної схеми гвинтової передачі випуска передкрилків з метою визначення основних параметрів даного приводу, для перевірки можливості використання на вибраному літаку– АН-148.
5. Проведено розрахунок гвинта на міцність , який використовується для відхилення секцій передкрилків літака.
6. На основі даних розрахунків були визначені основні параметри гвинтової передачі для пропозиції подальшого застосування на літаку Ан-148 для покращення його злітно-посадочних характеристик.

РОЗДІЛ 2

2. НАУКОВА ЧАСТИНА

2.1. Обґрунтування вибору об'єкту та завдань дослідження

Метою даного розділу є розрахунок гідравлічної системи керування передкрилками літака АН-148, модернізація комбінованого приводу механізації КПМ-148Н для керування передкрилками літака АН-148, що дасть можливість експлуатації приводу і безперешкодної роботи приводу в умовах коли рідина охолоджена. Даного результату можна досягнути шляхом створення в гідроприводі каналів для витіснення холодної рідини.

Модернізований гідропривід дасть змогу безперебійно функціонувати гідросистемі управління передкрилками літака в умовах низьких температур ($-60^{\circ}\text{C} \dots +120^{\circ}\text{C}$). Також вирішить проблему швидкості встановлення передкрилків в задане положення, в умовах коли рідина охолоджена.

2.2. Поняття про комбінований привід механізації КПМ-148Н

КПМ-148 – призначений для керування передкрилками та закритками крила літака. Привод (рис. 2.2) представляє собою виконавчий механізм обертання трансмісії систем керування механізацією крила: в основному каналі керування

- від гідромотора (основний режим роботи), в резервному каналі керування

- від електродвигуна (резервний режим роботи).

Привод КПМ забезпечує:

- а) обертання вихідного валу під час основного та резервного режима роботи;

- б) гальмування вихідного валу гідромеханічною муфтою і електромеханічним гальмом.

- в) сигналами крайнє і поточне положення вихідного валу, положення гідромеханічного гальма – «Загальмоване» або «Розгальмоване».

Обертання вихідного валу привода відбувається після подачі керуючого сигналу на два електрогідравлічні клапани: клапан ЕГК1 (тиск) і ЕГК2(прибирання) чи клапан ЕГК1 (тиск) і ЕГК3 (випуск).

Вихідний вал приводу зв'язаний кінематично з валом гідромотора і валом електродвигуна завдяки диференціальному редуктору, і забезпечує потужності на дві частини трансмісії літака які є симетричними.

Привод складається із наступних основних складових:

- гідромотора реверсивного ГМ; гальма гідромеханічного ГГ;
- блоку електрогідроуправління БЕГК; електродвигуна ЕД;
- гальма електромеханічного ГЕ; диференціального редуктора Р;
- блока мікровимикачів і резисторів МКВ;
- редуктора блока мікровимикачів РМ

Гідромотор ГМ аксіально-плунжерного типу з торцевим золотниковим розподілом робочої рідини і реверсивним напрямом обертання забезпечує обертання вихідного валу привода в основному режимі роботи. Гальмо гідромеханічне ГГ слугує для того щоб гальмувати вал гідромотора ГМ коли відсутній тиск робочої рідини на вході в гідромоторі розгальмування валу при поданні тиску в гідромотор. ГГ має вбудований механізм кінцевої сигналізації для видачі сигналів «Загальмовано» або «Розгальмовано».

Блок електрогідроуправління БЕГК виконує функції керування приводом в основному режимі і складається з:

- клапана запірною КЗ, привод який виконує функцію ізоляції від гідросистеми об'єкта;
- клапана КК1, який керує положенням вихідного валу на команду "ВИПУСК";
- клапана КК2, який керує положенням вихідного валу відповідального за функцію "ПРИБИРАННЯ";
- регулятора витрати РВ, що контролює витрату робочої рідини, яка проходить через гідромотор;
- електрогідравлічного клапана ЕГК1 керування запірним клапаном КЗ;

- електрогідравлічного клапана ЕГК2 керування клапаном КК2;
- електрогідравлічного клапана ЕГК3 керування клапаном КК1.

За допомогою електродвигуна ЕД колекторного типу, постійного струму забезпечується обертання вихідного валу привода в резервному режимі при подачі напруги живлення на клеми електродвигуна. Гальмування валу електродвигуна відбувається за допомогою електромеханічного гальма ГЕ коли відсутнє живлення електродвигуна, завдяки подачі напруги на обмотку гальма.

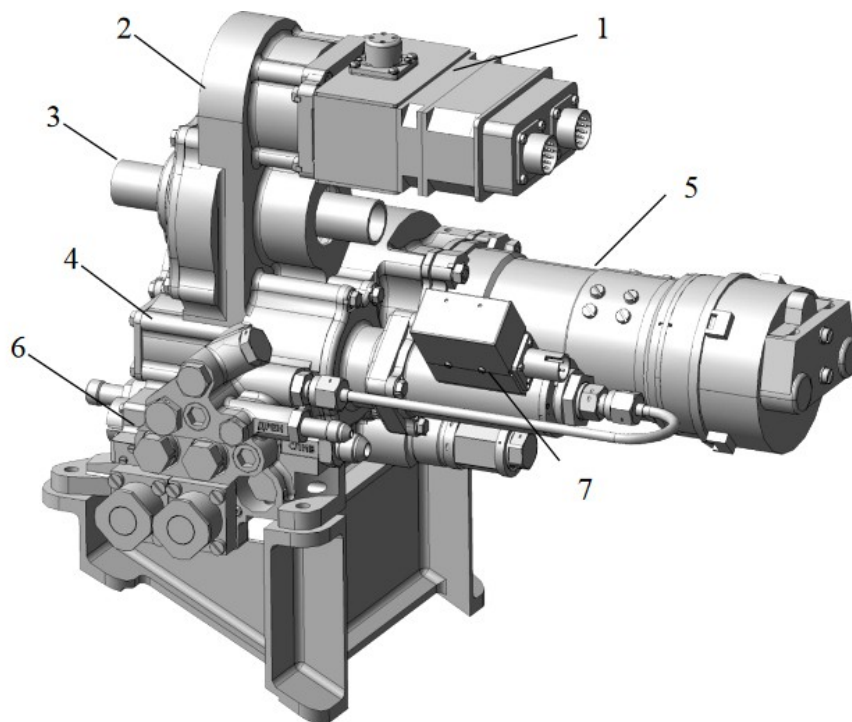


Рис. 2.1. Загальний вигляд комбінованого приводу механізації (1 – блок мікроперемикачів, 2 - планетарний редуктор, 3 - вихідний вал, 4 - гідромотор реверсивний, 5 – електродвигун, 6 – блок гідро керування , 7- гальмо гідравлічне).

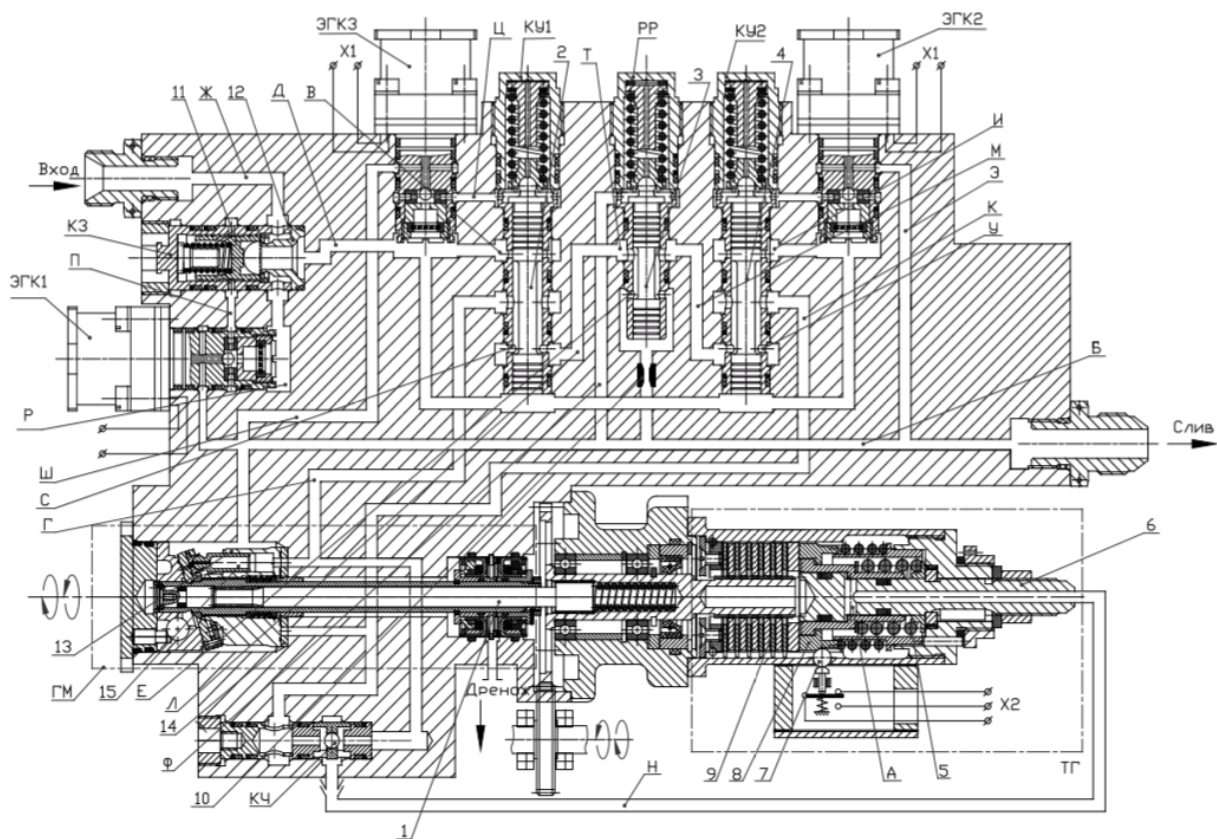


Рис. 2.2. Принципова схема приводу КІМ-148-

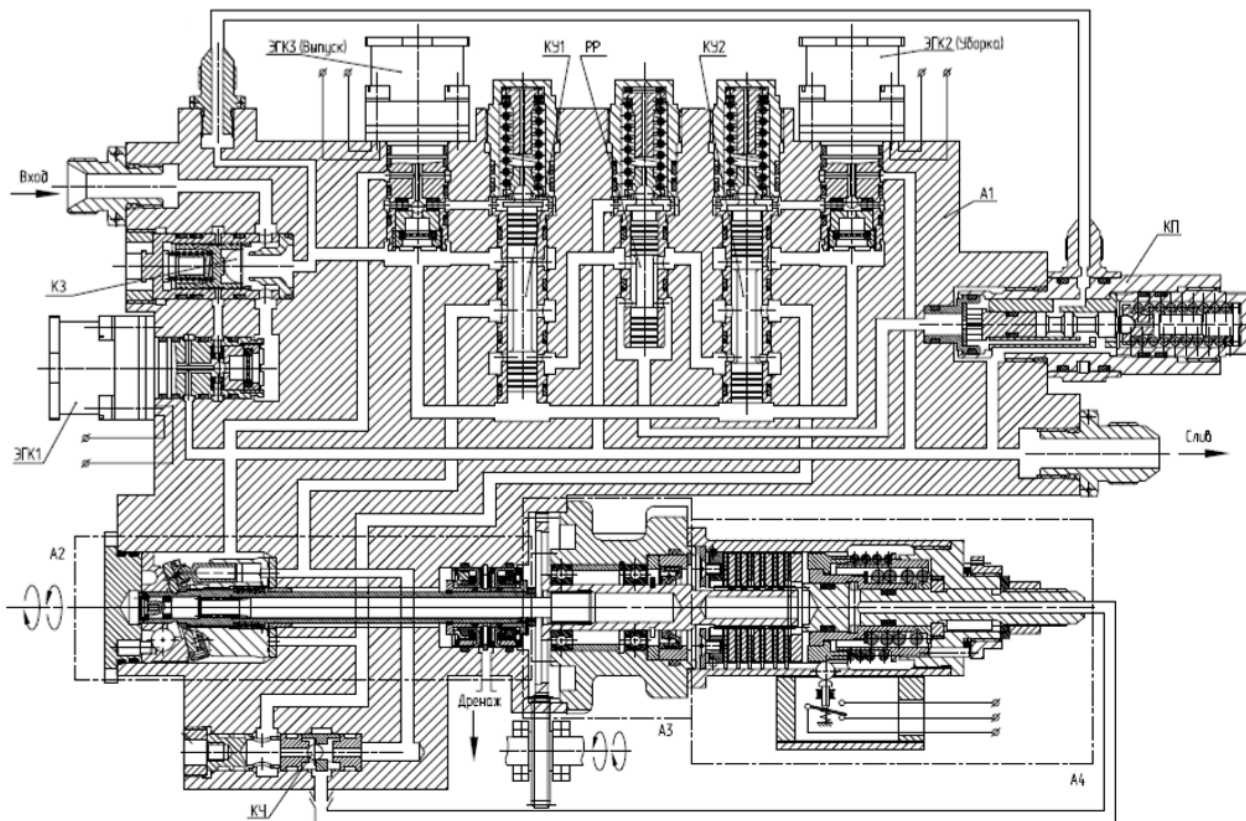


Рис. 2.3. Принципова схема КІМ-148-2

2.3. Визначення факторів і параметрів які впливають на енергоефективність гідропривода.

Покращення енергоефективності та економічної складової частини гідроприводів, що займає важливу роль у промисловості України, зокрема у машинобудуванні, а саме авіа - та ракетобудуванні. Це є важливою та однією з актуальних проблем ринкової економіки при обмеженні по природних енергетичних ресурсах, таких як нафта та газ.

В якості прикладу, розглянуто роботу приводу механізації крила літака , КПМ-148, представлено на рис. 2.4.

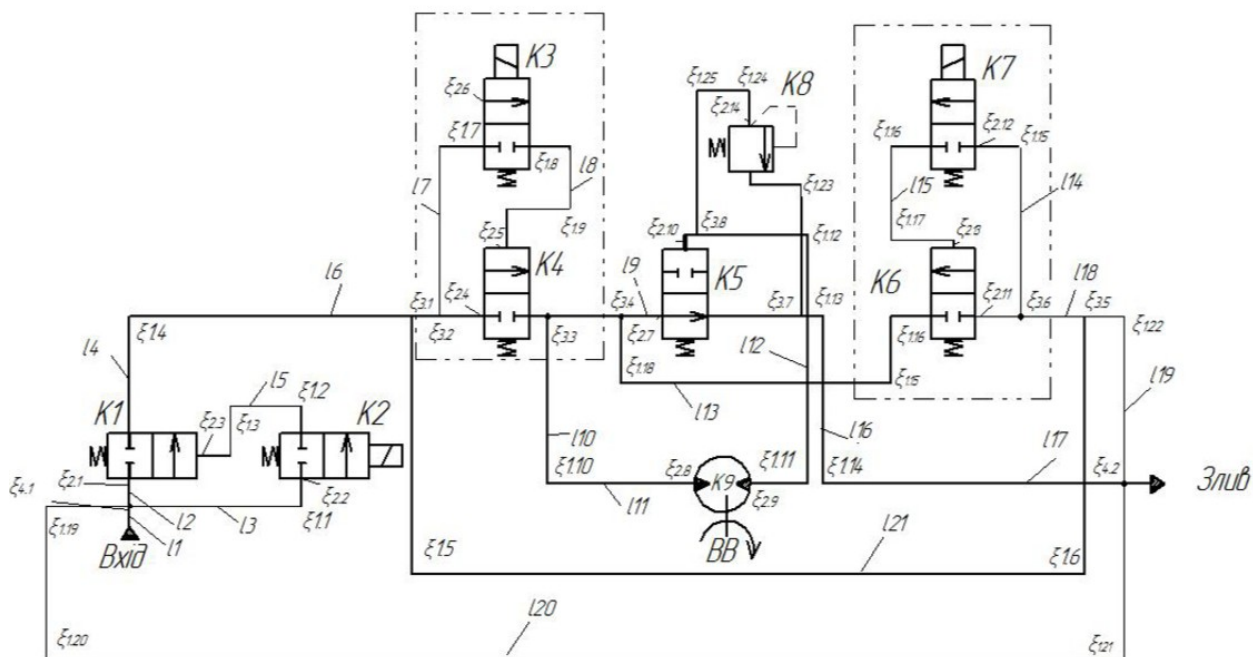


Рис.2.4.Розрахункова схема КПМ-148Н

Розрахунок такого приводу проводився для ізотермічних станів робочої рідини (+20°C, +60°C, +90°C).

За даними розрахунками будувався розподіл втрат тиску в гідросистемі для кожного значення температури. Використовувалися робочі рідини АМГ-10, Skydrol, та НГЖ-5У .

У тих випадках, коли привод працює в умовах змінних температур, було застосовано метод ступеневого аналізу.

При розрахунку елементи системи ділилися на ділянки в яких температура вважалася сталою. Для кожної ділянки, яка відповідає певним умовам, виконувався розрахунок. за схемою рис. 2.5

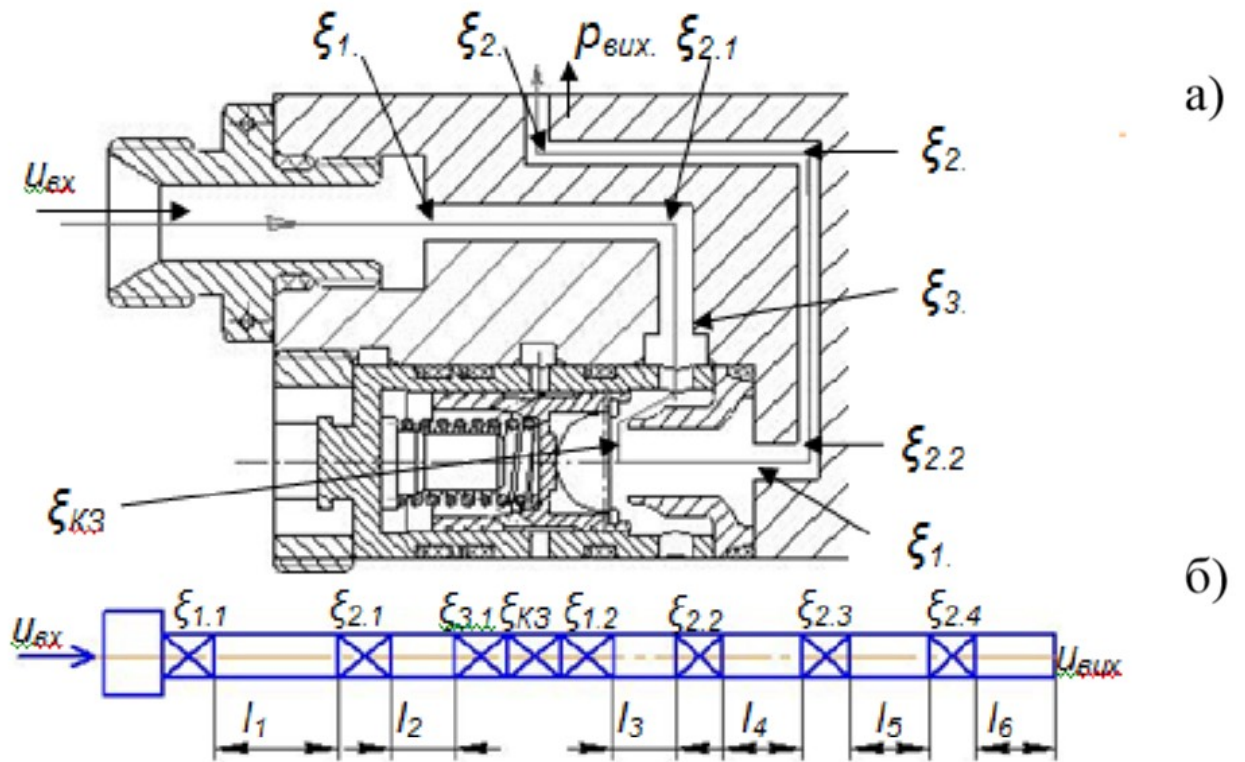


Рис. 2.5. Модифікація розрахункової схеми, з врахування ступеневого розподілу температури
 а) принципова схема елементів приводу; б) розрахункова схема.

Втрати тиску розраховуються для ізотермічного режиму на кожній ділянці. Для різних значень i $\mu_i=f(T_i)$ і $\rho_i=f(T_i)$, представлена схема рішення такої задачі.

Зображено траєкторію руху рідини при зазначених умовах відповідно табл.2.1 на рис. 2.6.

Таблиця 2.1.

Відповідність траєкторії руху рідин до умов експлуатації приводу.

КПМ-148-1	Нормальні умови ($t_{вип.}=20c$, $t_{приб.}=21c$, $p_{вип.}=2,2MPa$, $p_{приб.}=14,8MPa$)		Умови понижених температур ($t_{вип.}=500c$, $t_{приб.}=60c$, $p_{вип.}=15MPa$, $p_{приб.}=14,5MPa$)		Умови високих температур ($t_{вип.}=16c$, $t_{приб.}=18c$, $p_{вип.}=2,2MPa$, $p_{приб.}=15MPa$)		Умови недостачі тиску в системі ($t_{вип.}=20c$, $t_{приб.}=21c$, $p_{вип.}=0,5MPa$, $p_{приб.}=0,7MPa$)	
	Режим випуск у	Режим прибирання я	Режим випуск у	Режим прибирання я	Режим випуск у	Режим прибирання я	Режим випуск у	Режим прибирання я
Траєкторія	1	2	3	4	5	6	7	8

Траєкторії 1-8. відповідають гідравлічному ланцюгу спрацювання.

1: 1-2-3 -.....n3

Так само будуються траєкторії 2-8, як на рис.2.6, відповідно до ланцюгів спрацювання.

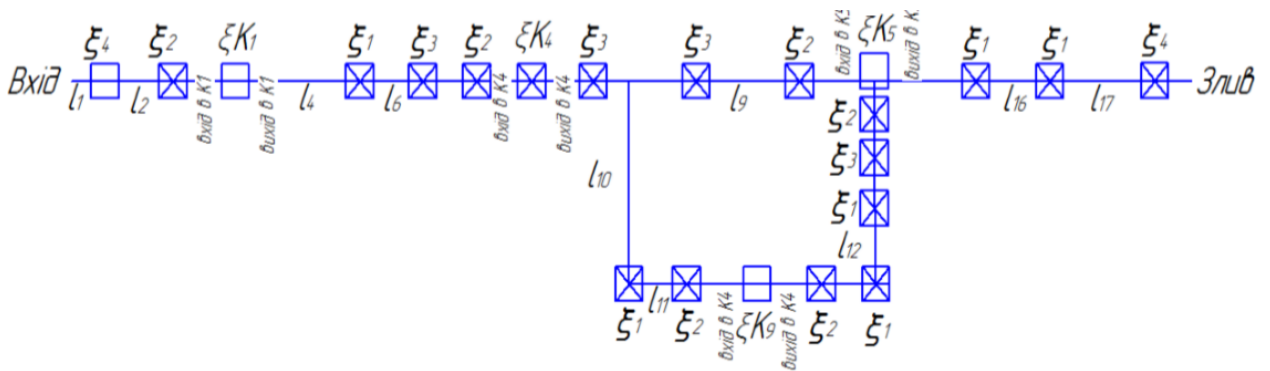


Рис. 2.6. Траєкторія руху рідини (1) при нормальних умовах, режим випуску. (ξ1 – коліно, ξ2 – трійник, ξ3 – раптове звуження, ξ4 – дросель, ξ5 – раптове розширення).

На рис. 2.7. (1) зображено траєкторії по яким рухається рідина для умов, зазначених в табл. 2.2.

Таблиця 2.2.

Відповідність траєкторії руху рідин до умов експлуатації приводу.

КПМ-148	Нормальні умови ($t_{вип.}=20с, t_{пріб.}=21с,$ $p_{вип.}= 2,2МПа, p_{пріб.}= 14,8МПа$)		Умови понижених температур ($t_{вип.}=500с, t_{пріб.}=60с,$ $p_{вип.}= 15МПа, p_{пріб.}= 14,5МПа$)		Умови високих температур ($t_{вип.}=16с, t_{пріб.}=18с,$ $p_{вип.}= 2,2МПа, p_{пріб.}= 15МПа$)		Умови недостатчі тиску в системі ($t_{вип.}=20с, t_{пріб.}=21с,$ $p_{вип.}= 0,5МПа, p_{пріб.}= 0,7МПа$)	
	Режим випуску	Режим прибирання	Режим випуску	Режим прибирання	Режим випуску	Режим прибирання	Режим випуску	Режим прибирання
Траєкторія	1	2	3	4	5	6	7	8

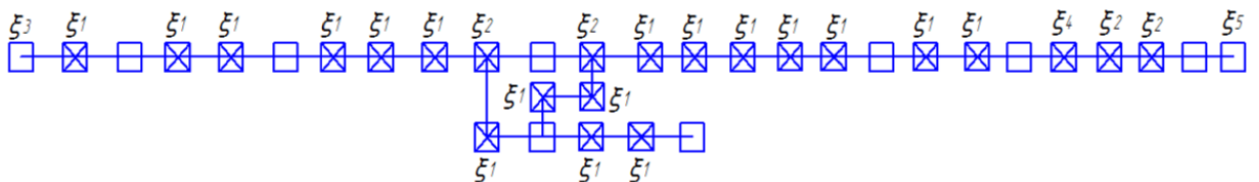


Рис. 2.7. Траєкторія руху рідини (1) при нормальних умовах, режим випуску (ξ1 – коліно, ξ2 – трійник, ξ3 – раптове звуження, ξ4 – дросель, ξ5 – раптове розширення)

Траєкторії 1-8 відповідають гідравлічному ланцюгу спрацювання, аналогічно як для схеми рис. 2.7.

Моделювання для побудови раціонально працюючої схеми.

За допомогою перед проектного моделювання роботи гідравлічної частини приводу у розрахунковому вигляді дає можливість на стадії проектування виявити переваги та недоліки приведених схем.

При переході системи в режим «ПРИБИРАННЯ» передкрилок, подається керуючий сигнал на клапани з електромеханічним керуванням 2 і 5. Після спрацювання клапану 5 порожнина пружини розподільника 11 з'єднується з лінією злив а. Золотник розподільника 6 під дією тиску рідини переміщується в сторону пружини, по каналу і з'єднується з

гідромотором 7 і через клапан 3 з'єднується з клапаном 11. Подальша робота приводу аналогічна роботі на «ВИПУСК».

В резервному режимі, при подачі напруги на електродвигун ЕД з гальмівною муфтою, вал електродвигуна більше не перебуває в режимі гальмування і починає набирати оберти. Зміна напрямку обертання вихідного вала приводу досягається завдяки зміні полярності напруги, що підводиться до електродвигуна.

Для моделювання режимів спрацювання проводу, за математичну основу використовуємо теорію поточкових графів (або графів потоків сигналів), у якій кожна вершина графа відповідає за спрацювання певного елемента а весь граф є логічною послідовністю спрацювання елементів КПМ, а дуги в ньому позначають перехід елементів між станом «вимкнено» в стан «працює» або навпаки.

Розрахунок за таким методом виконано окремо для процесу «ВИПУСК» та «ПРИБИРАННЯ» для двох схем (рис. 2.8).

Структура процесу для основного (гідралічного) режим відповідно до позначень елементів схеми, складається з двох послідовностей спрацювання елементів системи:

1) «ВИПУСК»:

$вхід - 1 - 2 - \langle 12 \rangle - 4 - 3 - 7,10 - \langle 6 \rangle - 9 - ВГМ - ВВ - \bar{1}, \bar{4} - \bar{2} - \bar{3} - \bar{7}, \bar{10} - \bar{9} - \overline{ВГМ} - \overline{ВВ} - \langle \bar{6}, \bar{12} \rangle - злив$

2) «ПРИБИРАННЯ»:

$вхід - 1 - 2 - 5 - 6 - 7,10 - 3 - 9 - 11 - 12 - \bar{2} - \bar{1}, \bar{5} - \bar{6} - \bar{7}, \bar{10} - \bar{3} - \bar{9} - \bar{11} - \bar{12} - злив$

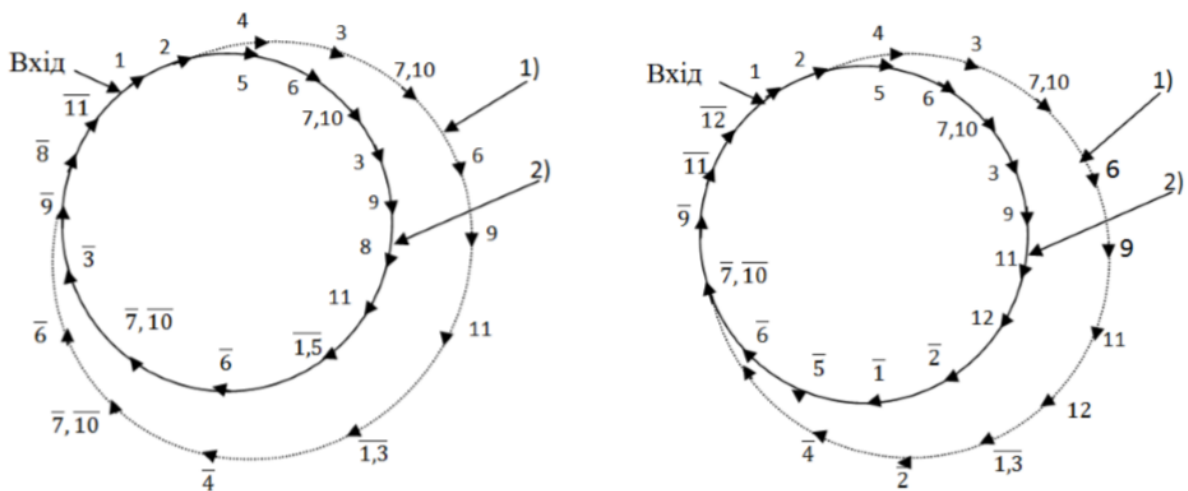


Рис. 2.8. Граф експлуатаційних режимів роботи КПМ: а) Робота на випуск та прибирання передкрилок КПМ з муфтою; б) Робота на випуск та прибирання передкрилок КПМ з клапаном підпірним; (1) – Робота на «ВИПУСК» передкрилок КПМ; 2) – Робота на «ПРИБИРАННЯ» передкрилок КПМ).

Якщо, проходячи через гідромотор, витрата робочої рідини менша/більша або тиск при вході в систему нижчий ніж необхідний, то спрацюють регулятори витрати (позиція б) та клапан підпірний (позиція

12). Якщо витрата рідини через гідромотор менша/більша або тиск при подачі в систему нижчий за необхідний – робота приводу така ж як і на «ВИПУСК».

Згідно ланцюгів, побудуємо графи, які визначають послідовність дії елементів приводу (рис. 2.8а) Завдяки дослідженню можна оцінити і порівняти різні варіанти схем. В табл. 2.3. наведено результати розрахунків основних параметрів роботи приводу з врахуванням часу роботи в залежності від того чи іншого режиму, які будуть враховані в подальшому визначенні втрат енергії в системі.

Таблиця 2.3.

Експлуатаційні показники роботи приводу

<i>Режим</i>	<i>Встановлений тиск на штуцері «Напір» приводу МПа</i>	<i>Встановлений тиск на штуцері «Злив» приводу МПа</i>	<i>Витрата рідини через привод, м³/хв</i>	<i>Час випуску чи прибирання, с</i>
Випуск	14,0	7	0,0132	37,1
Прибирання	14,0	7	0,0132	36,8
Випуск	14,2	7	0,01315	37,8
Прибирання	14,1	7	0,01315	36,8

Маючи початкові дані та геометричні параметри трубопроводу було проведено розрахунок втрат тиску в системі, який враховує реологічні залежності таких робочих рідин як АМГ-10, Skydrol і НГЖ-5У.

В проведених розрахунках було враховано всі параметри і режими роботи схемного рішення приводу. Цього вдалося досягти за рахунок багатоваріантності режимності приводу. В кожному з режимів було враховано який елемент працює та які канали задіяні. Було визначено, що при різних режимах та умовах роботи, втрати енергії відрізняються. Це можна пояснити прикладом: якщо при режимі «ВИПУСК» задіяні в роботу елементи з переміщенням 1,2,4,3,10,9,11

та задіяні частково канали елементів 6 та 10, клапан 5 та канал, який з'єднує його з клапаном 6 – незадіяні. А при «прибиранні» – навпаки, частково канали елементів 3 та 10, клапан 4 та канал, що з'єднує його з клапаном 3.

Так як до приводу застосовуються найвищі вимоги щодо точності, економічності, то проведений розрахунковий аналіз дозволяє зробити такі висновки:

-елементи які незадіяні в роботі привода на певному режимі дають додаткові втрати енергії в гідросистемі, а в умовах низьких температур робочих рідин ще й втрати часу на спрацювання системи. Через свою

конструкцію КПМ може зовсім не спрацювати при таких умовах, тому що рідина не витісниться.

Втрати тиску за графом визначаються як:

$$\Delta p_{(11-2)} = \Delta p_{(лін.)} + \Delta p_{(вх.кл.зп)}; \Delta p_{(2-1)} = \Delta p_{(лін.)} + \Delta p_{(вх.кл.зп)} + \Delta p_{(вх.кл.1)};$$

$$\Delta p_{(1)} = \Delta p_{(кл.1)}; \sum \Delta p_{(системи)} = \Delta p_{(вхід)} + \Delta p_{(2-1)} + \dots + \Delta p_{(зливу)}. \text{ іт. д.}$$

Проаналізовано всі можливі схемні рішення комбінованого приводу механізації, що дозволяють забезпечити виконання функцій керування «ВИПУСК» та «ПРИБИРАННЯ» передкрилок.

Встановлено, що схемне рішення КПМ з використанням обвідного каналу з розподільним клапаном на електромагнітному керуванні, через який з системи буде виводитися холодна рідина, при робочих температурах -20°C на $\sim 17\%$, при $+20^{\circ}\text{C}$ на $\sim 5\%$ ефективніше ніж схемне рішення з клапаном підпірним [57, 122]. Ці значення справедливі як для робочої рідини АМГ-10 так і для Skydrol і НГЖ-5У.

Використання підпірного клапану не є раціональним, бо він працює не більше 3% часу, а весь інший час – поглинає велику частину енергії.

2.4. Дослідження траєкторії руху потоку рідини при різних режимах роботи в гідроприводі.

Типова розрахункова модель гідравлічного каналу

В типовій гідравлічній моделі мають бути враховані такі параметри:

- δ – товщина стінок, L – загальна довжина, l_i – довжина ділянок, d – діаметр каналу, або h та b – сторони прямокутного перерізу каналу, або a – довжина сторони квадратного перерізу;
- місцеві опори (трійники, звуження, розширення, переходи та ін.);
- експлуатаційні параметри ($T_{н.с.}$ температура навколишнього середовища, $T_{р.р.}$ – температура робочої рідини, $P_{вх.}$ – тиск на вході в систему, $T_{атм.}$ – тиск навколишнього середовища);
- тип робочої рідини (ρ – густина робочої рідини, ν – в'язкість робочої рідини, функція змін густини та кінематичної в'язкості від температури $(\rho, \nu = f(T))$).

Для моделювання руху рідини в каналі, визначення тенденції зміни швидкості та тиску, необхідно задатися такою умовою.

Умова. У узгодження між собою значення швидкості в каналі U_k , (після перебування системі в тривалому простоїв умовах навколишнього середовища з показниками $T_{н.с.}$ та $P_{н.с.}$), тиску на вході і тиску на виході.

Для початку моделювання робоча рідина, завдяки якій працює система (рис. 2.9), повинна мати значення в'язкості,

$$U_{inno} = f(T_{р.р.поч.}) = const$$

при $T_{р.р.поч.} = T_{н.с.}$. Отже, рідина, яка знаходилась в стані спокою, починає вимушений рух відбувається вимушений рух рідини, яка знаходилась в

стані спокою, завдяки подачі в систему рідини з іншими показниками значення температури в якій початкова швидкість $U_{вх}=U_{поч}$.

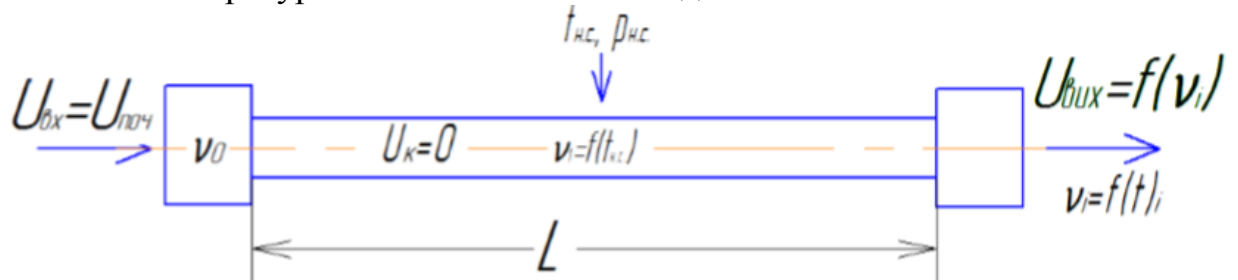


Рис. 2.9. (а) Схема початкового стану каналу при моделюванні (б). Вхідні параметри забезпечуються завдяки системі подачі живлення $U_{вх} = U_{поч} =$

$$f(T_{р.р.живл.}, P_{р.р.живл.}) = const$$

$$P_{вх} = P_{поч.} = f(T_{р.р.живл.}, U_{поч.живл.}) = const$$

Місцеві опори (позиція 3 – типовий, та 4 – конструктивний, рис. 2.7, б) в гідравлічній моделі каналу створюють елементи керування, елементи, які змінюють напрямок потоку рідини, крани та ін.

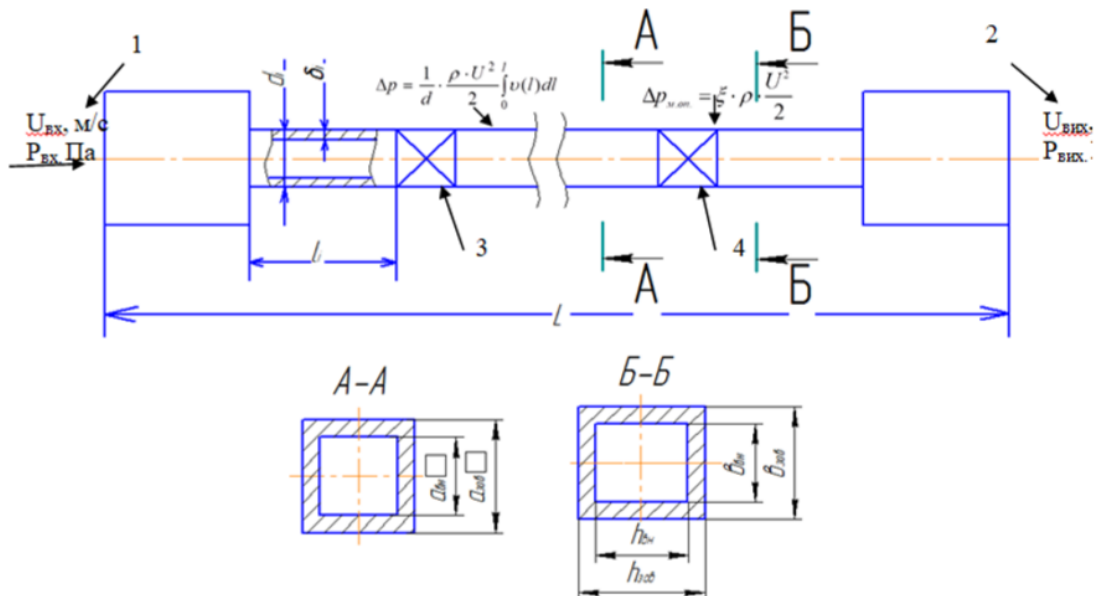


Рис. 2.9. (б) Типова схема моделі каналу.

Параметри рідини в каналі мають наступні залежності:

$$U_{кан} = f(U_{р.р.}, P_{р.р.}, \zeta_{кан}) = var$$

$$P_{кан} = f(T_{р.р.}, U_{р.р.}) = var$$

Швидкість руху рідини в каналі з врахуванням ζ :

$$U_{кан} = \sqrt{\frac{\Delta p f(T_{р.р.}, U_{р.р.}) \cdot 2}{\zeta_{кан} \cdot P_{f(T_{р.р.})}}} = var$$

Вихідні параметри (позиція 2, рис. 2.10) визначаються умовами роботи гідросистеми чи наступної ланки гідравлічної лінії:

$$U_{вих} = f(T_{р.р.}, P_{р.р.вих.}), P_{вих} = f(T_{р.р.}, U_{поч.вих.})$$

На прикладі схем приводів можна розглянути опис визначення параметрів (рис. 2.10). На шляху від вхідного фітингу до виходу з запірного клапану, рідина рухається по траєкторії яка складається з лінійних та місцевих опорів (рис. 2.10), режим подачі живлення в систему, до включення керуючих елементів.

Згідно з позиціями, які позначені на рис. 2.10, гідравлічний розрахунок включатиме наступне:

- Позиція 1 – вхідний штуцер, вхідні параметри: діаметр, $d_1 d_2$ тиск $P_{вх} =$, витрата Q , швидкість початкова U

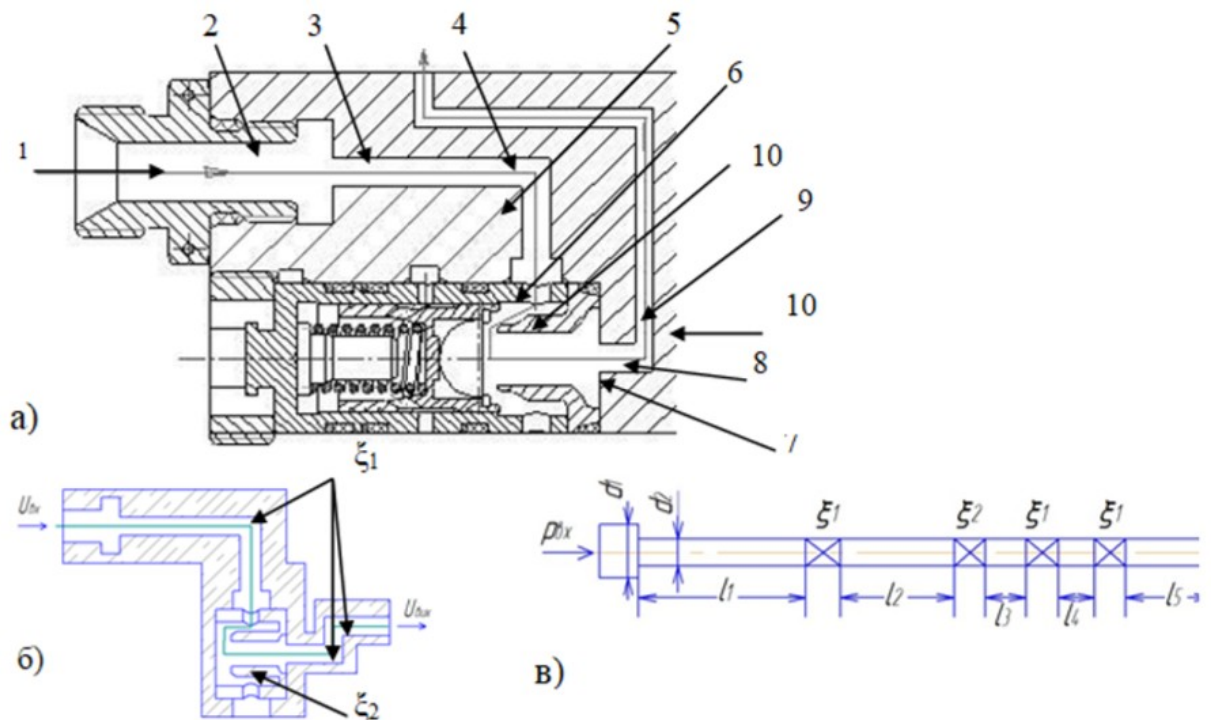


Рис. 2.10. Зображення розрахункових позицій траєкторії руху рідини на вході рідини в привод (відповідно рис. 2.9). а) принципова конструкційна схема траєкторії; б) схема траєкторії руху рідини; в) розрахункова схема гідравлічної моделі.

- Позиція 2 – раптове звуження, $d_{вх}$ та $d_{кан1}$ (рис. 2.11):

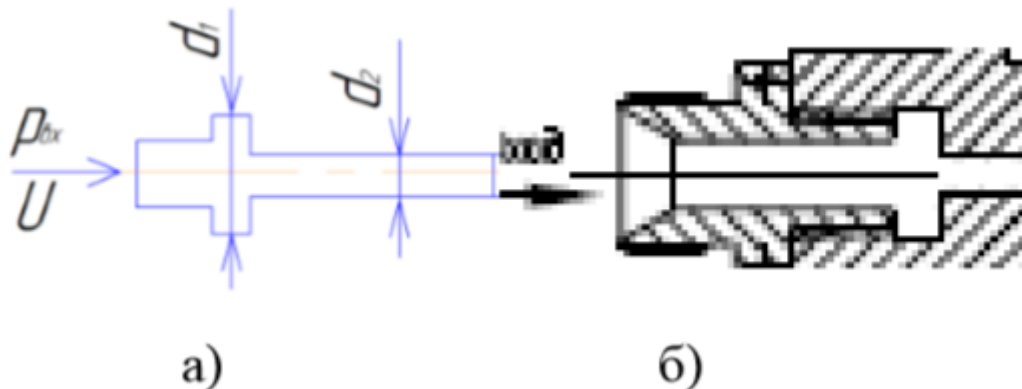


Рис. 2.11. Розрахунок вхідного штуцера: а) принципова схема; б) розрахункова типова схема.

-Позиції. 3, 5, 10 – канали, довжиною l_i (рис. 2.12):

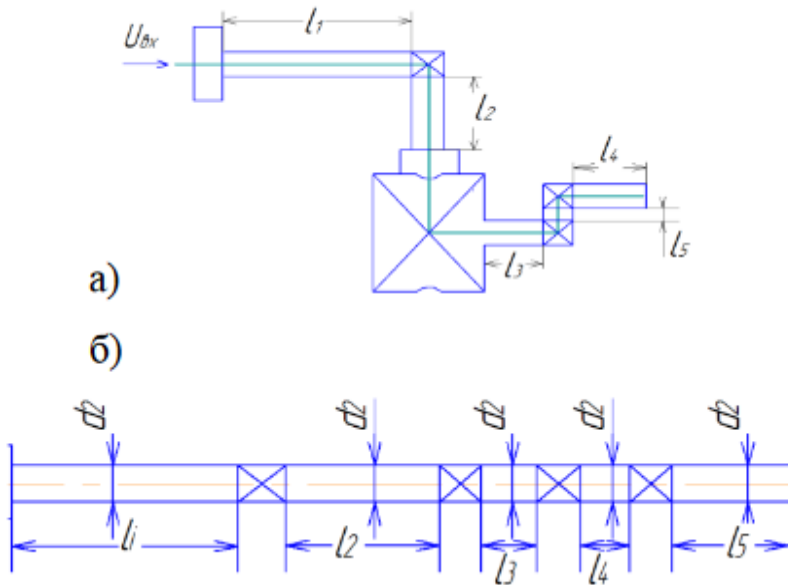


Рис. 2.12. Розрахункові схеми втрат тиску по довжині: а) принципова схема каналів ; б) розрахункова схема каналів.

При ламінарному режимі: коефіцієнт тертя λ для круглого каналу (позиція 3, 5, 7, рис. 2.10, (а)), знаходиться за формулою $\lambda_{л} = \frac{64}{Re}$, для квадратного перерізу(позиція 6 рис. 2.11, (а)), $\lambda_{л} = \frac{75}{Re}$, для прямокутного(позиція 6 рис. 2.11(а)), $\lambda_{л} = \frac{84,5}{Re}$

При турбулентному режимі: для різних зон при турбулентному режимі визначення загальне $\lambda_{л} = 0,11 \left(\frac{68}{Re} + \frac{\Delta e}{Re} \right)^{0,25}$ для прямокутного (позиція 6 рис. 2.11,) (а)), $\lambda_{л} = \frac{84,5}{Re}$.

При турбулентному режимі: для різних зон при турбулентному режимі визначення загальне $\lambda_{л} = 0,11 \left(\frac{68}{Re} + \frac{\Delta e}{d} \right)^{0,25}$

Якщо вздовж каналу значення температури змінюється, то розрахунок ведеться відповідно виразу який враховує різні значення в'язкості:

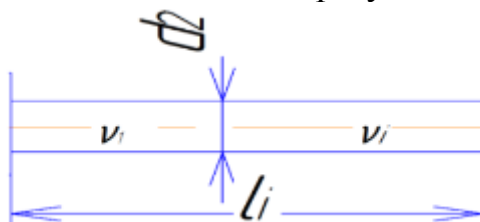


Рис. 2.13. Розрахункова схема ділянки
- Позиції 4, 8, 9 – зміна траєкторії руху:

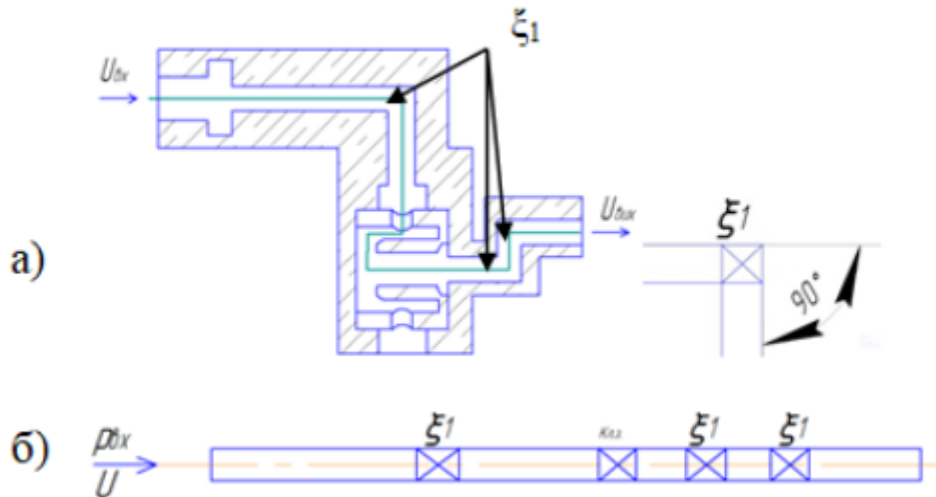


Рис. 2.14. Розрахунок втрат тиску на місцевих опорах: а) принципова схема розташування критичних (перехідних) ділянок; б) розрахункова схема з місцевим опором. ξ_1 (коліно 90°)

Визначені вище параметри дають змогу схематично побудувати і визначити залежності втрат тиску побудованої гідравлічної моделі (рис. 2.15). За допомогою отриманих залежностей ми маємо змогу оцінити наскільки система є роботоспроміжною в різних умовах експлуатації. А також завдяки визначенню конструктивних параметрів ми можемо мінімізувати втрати енергії в системі і забезпечити роботу з мінімальними втратами енергії і потрібну швидкодію спрацювання виконавчих елементів. Типова розрахункова модель запропонована для подальшого моделювання роботи каналу гідравлічних систем.

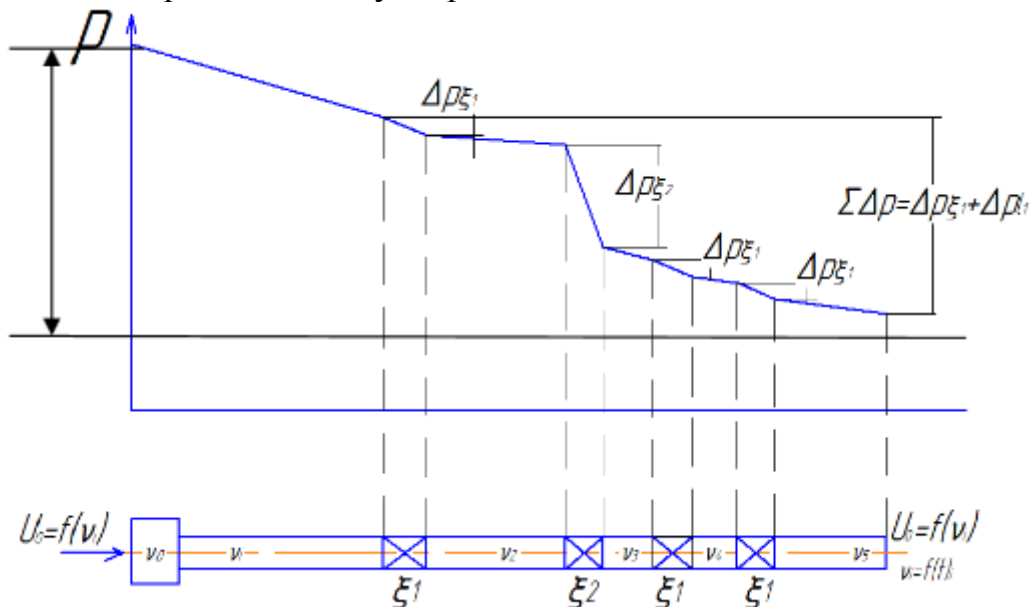


Рис. 2.15. Розподіл втрат тиску на обраній схемі розрахунку ділянки гідроприводу.

2.5. Розрахунки гідравлічної моделі каналів та опорів приводу.

Щоб розрахувати втрати тиску на тертя, провівши аналіз конструкції авіаційного приводу КПМ-148Н (рис.2.2), задамо геометричні параметри . Наприклад, для режиму No1, відповідно розрахунковій схемі приводу рис.2.16, канал l_1 має довжину $l=95\text{мм}$ діаметр $d=8\text{мм}$.

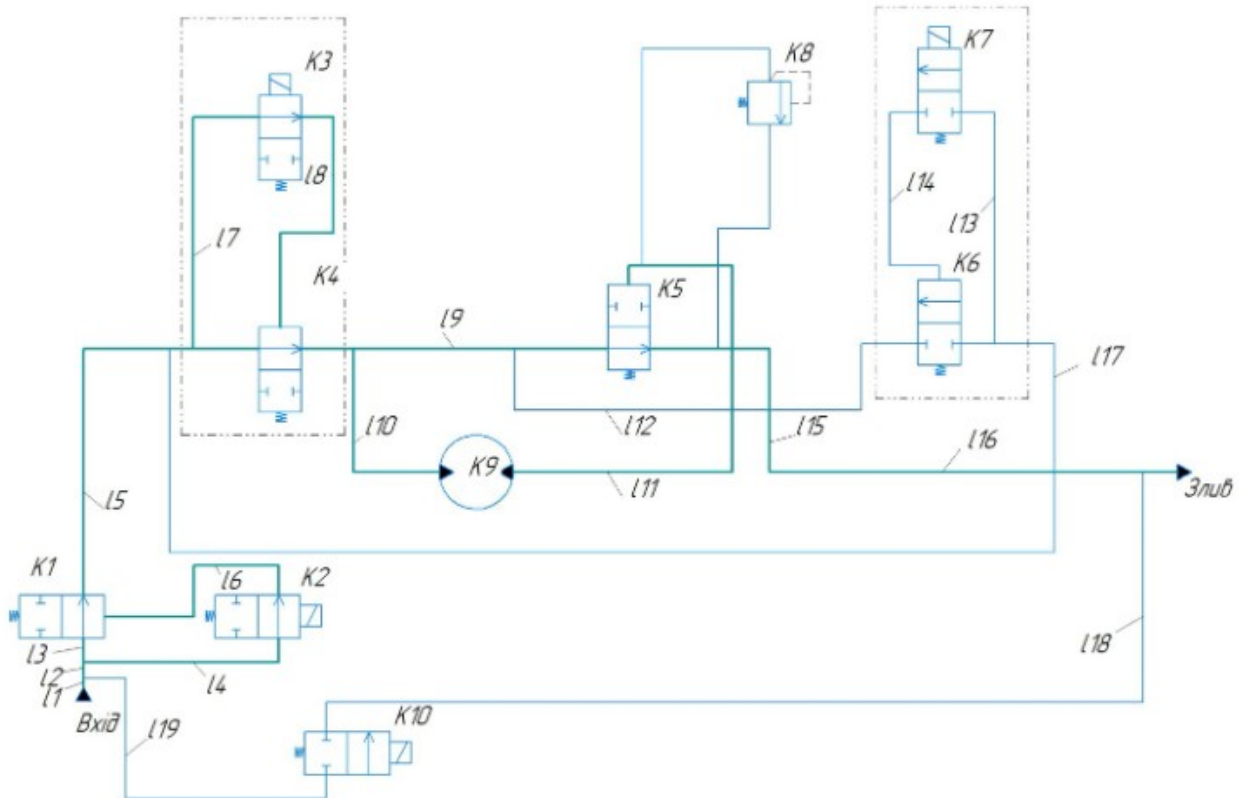


Рис.2.16. Розрахункова схема Режиму No1 (не задіяний обвідний канал)

Схематичне зображення траєкторії руху рідини для Режиму No2

представлено на рис. 2.17.

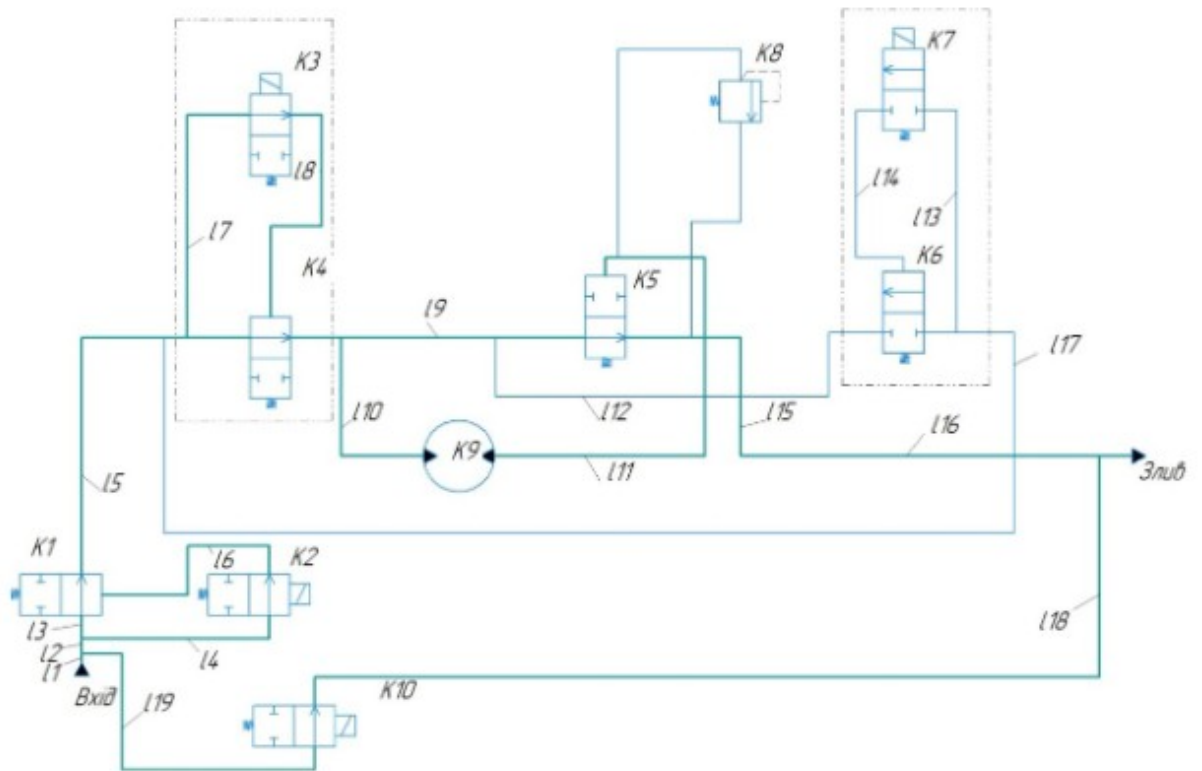


Рис. 2.17 Розрахункова схема Режиму No2 (рух рідини через обвідний канал)

Середню швидкість рідини в каналі знаходимо:

$$V = \frac{Q}{S} = \frac{250,1 \cdot 10^{-6}}{50,25 \cdot 10^{-6}} = 4,97 \text{ м/с}$$

Коефіцієнт тертя λ залежить від режиму течії рідини та визначається за числом Рейнольдса

$$Re = \frac{Vd}{\nu} = \frac{V \cdot 4R_{\Gamma}}{\nu} = \frac{4,97 \cdot 4 \cdot 2}{25,7 \cdot 10^{-7}} = 15311,$$

Де ν в'язкість рідини і для рідини НГЖ-5У при температурі $+20^{\circ}\text{C}$ має значення $\nu=25,7\text{сСт}$

$$R_{\Gamma} = \frac{S}{\Pi} = \frac{50,24}{25,12} = 2 \text{ мм- гідравлічний радіус}$$

$$\Pi = \Pi d = 3,14 \cdot 8 = 25,12\text{-змочуваний периметр перетину каналу.}$$

Згідно з числом Рейнольдса для турбулентного потоку ($Re > Re_{кр.}$)

Визначаємо коефіцієнт тертя, який визначається в залежності від шорсткості стінок каналу. Шорсткість каналу $l_1 - \Delta_{Cp} = 0,025\text{мм}$

$$\text{товщина плівки рідини } \delta_{nl} = \frac{62,8 \cdot d}{Re^{0,875}} = 0,109\text{мм.}$$

Так як $\delta_{nl} > \Delta_{Cp}$ коефіцієнт тертя знаходимо за формулою $\lambda = 0,3164 \cdot Re^{-0,25} = 0,3164 \cdot 15311^{-0,25} = 0,028$

$$\text{Втрата тиску на тертя в каналі l: } \Delta p_L = \frac{1}{2} \cdot \frac{0,028 \cdot 95 \cdot 851 \cdot 4,97^2}{8} = 3,5\text{кПа}$$

Під час розгляду принципової схеми приводу визначено за пунктами 3.1.3-3.1.4, елементи з яких складається конструкція, габаритні розміри

трубопроводів. В гідроприводі є канали, які мають різні довжини та геометричні параметри. Довжини каналів мають мінімальне значення 0,003 мі максимальне 0,058 м. Згідно гідравлічної схеми приводу було виконано розрахунки втрат тиску по довжині. Початкові дані та розрахунки трубопроводів зведено до табл.2.4

Таблиця 2.4.

Дані та розрахунки каналів гідроприводу для Режиму No1,

Номер ділянки	$l, м$	$d, м$	$U, м/с$	Re	$\lambda, при турб.$	$\Delta p_L, кПа$
11'	0,0685	0,008	4,976	15923,57	0,0282	2,4693
11''	0,009	0,007	6,499	18198,36	0,0274	0,6118
12'	0,0115	0,012	2,212	10615,71	0,0358	0,0695
12''	0,0125	0,007	6,499	18198,36	0,0272	0,8497
18	0,0134	0,007	6,499	18198,36	0,0272	0,9109
113	0,0065	0,007	6,499	18198,36	0,0272	0,4418
13'	0,0031	0,008	4,976	15923,57	0,0361	0,1431
13''	0,01452	0,0043	17,224	29625,24	0,0391	16,1742
117'	0,0576	0,008	4,976	15923,57	0,0282	2,0764
117	0,0167	0,008	4,976	15923,57	0,0282	0,6020
118	0,0153	0,008	4,976	15923,57	0,0282	0,5515
118'	0,0585	0,008	4,976	15923,57	0,0282	2,1089
118''	0,007	0,0064	7,775	19904,46	0,0266	0,7283
114	0,0075	0,007	6,499	18198,36	0,0272	0,5098
112	0,01	0,007	6,499	18198,36	0,0272	0,6798
$\Delta p = \sum \Delta p_L$						28,9272

Згідно отриманих даних по втратам тиску по довжині, побудовано графіки залежності на яких зображено порівняльну залежність перепаду тиску від температури різних рідин.

Згідно отриманих даних по втратам тиску по довжині, побудовано графіки залежності на яких зображено порівняльну залежність перепаду тиску від температури різних рідин. Після аналізу залежності втрат тиску по довжині в гідросистемі приводу від температури, слідують наступні висновки: при зміні температури - в'язкість мастила змінюється і таким чином впливає на перепад тиску. При розрахунках втрат тиску по довжині було виявлено, що при зміні температури мінеральні мастила АМГ-10 та Skydrol мають на 30% менше втрати тиску і не стабільну характеристику зміни перепаду тиску ніж мастило НГЖ-5У.

Відмінним показником є стабільність мастила НГЖ-5У, під час зміни температури перепад тиску повільно зменшується, адже рідина є вогнестійка. Виходячи з цього можна зробити наступний висновок, що для роботи приводів авіації кращим показником є стабільність перепаду

тиску в різних температурних умовах, що досягається при використанні мастила НГЖ-5У.

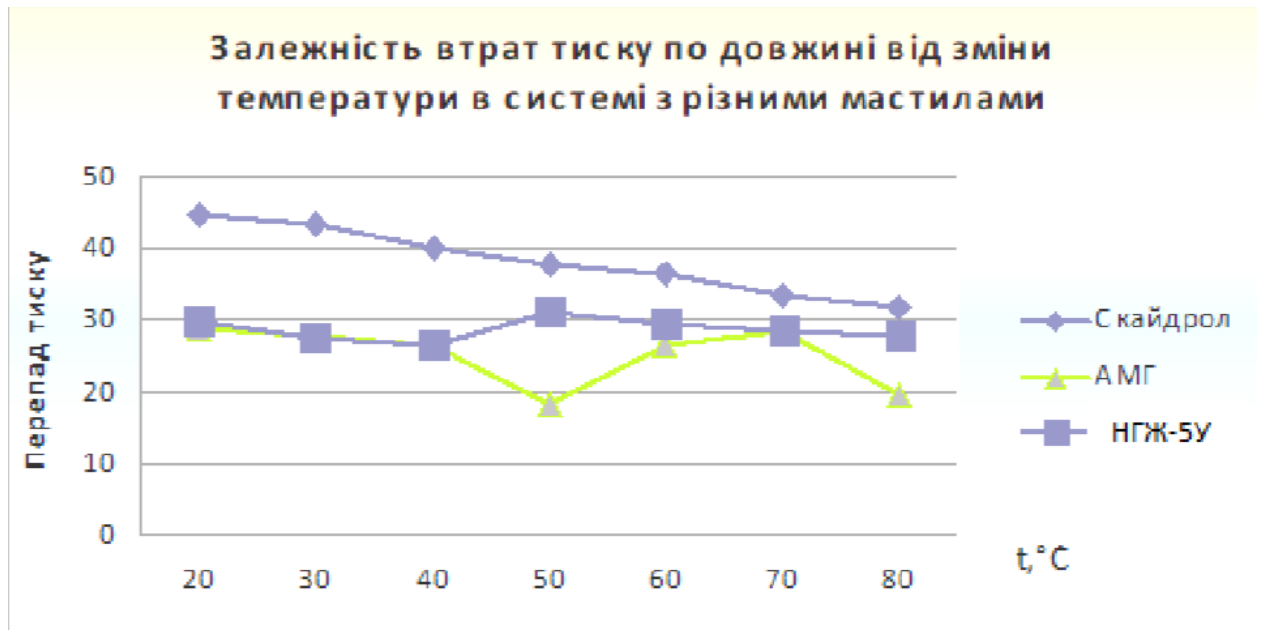


Рис. 2.18 (а). Залежність втрати тиску по довжині в приводі від зміни температури.

Розрахунок втрат тиску на місцевих опорах в каналах приводу з рідиною НГЖ-5У при температурі 20°C зведено до табл. 2.5

Таблиця 2.5

Розрахунок втрат тиску на місце опор в каналах приводу

Номер ділянки	Вид опору	Коефіцієнт опору	Δp_m , кПа
11'	Трійник	1,3	13,31
11''	Штуцер	1	17,46
12'	Перехідник	0,7	1,42
12'	Коліно 90°	1,2	2,49
12''	Сферичний трійник	4,87	85,07
18	Штуцер	1	17,48
113	Перехідник	0,7	12,23
113	Сферичний трійник	4,87	85,07
13'	Рапгове звуження	0,35	3,58
13''	Штуцер	1	122,67
117'	Перехідник	0,7	7,17
117'	Коліно 90°	1,2	2,49
117''	Трійник	1,2	7,17
117''	Коліно 90°	1,2	2,49
118'	Коліно 78°	0,85	8,70
118''	Штуцер	1	24,10
114	Перехідник	0,7	12,23
114	Штуцер	1	17,47
112	Перехідник	0,7	12,23
112	Штуцер	1	17,47
Злив	Перехідник	0,7	12,23
$\Delta p = \sum \Delta p_m$			425,13

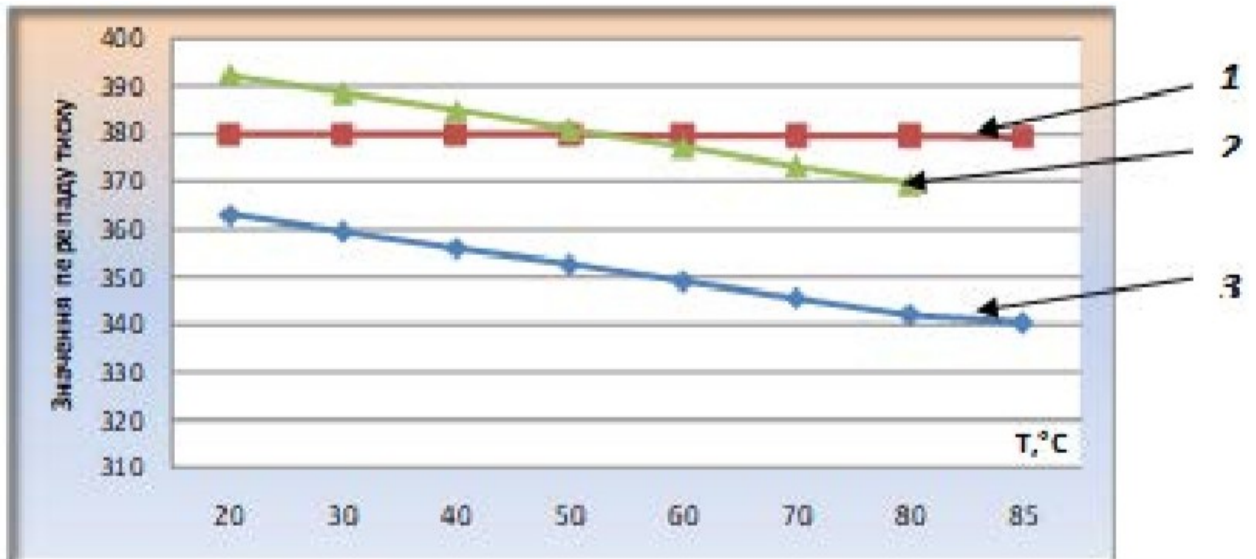


Рис. 2.18 (б). Залежність сумарних втрати тиску на місцевих опорах приводу від зміни температури (+20...+85°C) (1- НГЖ-5У, 2 – АМГ-10, 3 – Skydrol).

Проаналізувавши графік нарис. 2.18 (б), можна зробити висновок, що мастила мінеральні та синтетичні мають плавний перепад тиску на місцевих опорах. Значення втрат тиску у мастила АМГ-10 на 5% менше ніж у мастила НГЖ-5У, та на 8,8% ніж мастила Skydrol. Важливим фактором є те, що мастило НГЖ-5У є вогнестійкою рідиною і працює нормально при надвисоких температурах тому під час зростання температури має стабільний характер, значення перепаду тиску в місцевих опорах залишається незмінним в діапазоні розглянутих температур.

Для перевірки правильності роботи розробленої гідравлічної моделі гідравлічного авіаційного приводу КПМ-148Н було проаналізовано його роботу при зміні різних параметрів, а саме, температури робочої рідини коефіцієнтів місцевих опорів.

З підвищенням температури, зміняться в'язкість та густина робочої рідини. Для мастила АМГ-10 при температурі +70°, С густина знижується до значення 810 кг/м^3 , а в'язкість приймає значення 5сСт. При цьому, згідно залежностям $\Delta p_L = \frac{1}{2} \cdot \frac{\lambda \cdot \lambda \cdot \rho \cdot V^2}{d}$ і $Re = \frac{Vd}{\nu}$ втрати тиску в гідравлічній лінії стануть меншими.

При зниженні температури до -20°C, густина мастила АМГ-10 $\rho = 878 \text{ кг/м}^3$, в'язкість $\nu = 140 \text{ сСт}$.

У цьому випадку втрати тиску в гідравлічній лінії зростають, тому що в умовах низьких температур гумові ущільнювачі твердіють і відбувається більше витоків, а з ними і втрат тиску. Створивши обвідний канал в приводі ми отримаємо такі залежності рис 2.19.



Рис.2.19. Графік втрат тиску в гідросистемі через обвідний канал. Як можна побачити, (рис.2.19.) коли рідина рухається через обвідний канал при температурі -60°C

Отже можна зробити висновок, що завдяки обвідному каналу ми можемо швидше прогрівати привод в умовах низьких температур та завдяки цьому забезпечувати швидше спрацювання передкрилок літака.

Проаналізувавши отримані залежності (рис. 2.18), можна відзначити, що гідравлічна модель для розрахунку втрат тиску в гідравлічній лінії КПМ-148Н здатна виконувати поставлені завдання і може бути корисною для дослідження впливу різних параметрів на роботу гідроприводу.

Як результат, з врахуванням запропонованої методики уточненого гідравлічного розрахунку, було створено нове компоувальне рішення комбінованого гідроприводу. За попередніми розрахунками нове компоувальне рішення має наступні переваги:

- Втрати тиску в системі можна скоротити на 17 %;
- Нова конструкція на 15% енергоефективніша попередньої;
- Час спрацювання приводу в нестабільних умовах скоротився на 9...13%.

2.6. Висновки за результатами проведених досліджень.

Загалом було приведено основні параметри та умови роботи приводу для забезпечення його повороту на задані величини. Також описано основні функції та параметри елементів системи, що забезпечують роботу комбінованого приводу механізації. Описано загальну конструкцію елементів системи та режимів її роботи, вимоги до конструкції, та гідравлічної системи керування комбінованим приводом механізації крила літака АН-148.

В результаті розрахунку було виявлено, що КПМ-148Н забезпечує дуже повільну швидкість випускання і прибирання передкрилків в умовах низьких температур. Завдяки модернізації, а саме – забезпечення в гідроприводі каналу для виведення холодної рідини з приводу було досягнуто зменшення часу спрацювання передкрилок. При температурі -60°C час в фіксоване положення було зменшено на 13%.

Загальна система гідроприводу є придатною та забезпеченою компонентами для виконання своєї першочергової функції, керування передкрилками літака.

РОЗДІЛ 3

3. Охорона праці

Даний розділ дипломної роботи виконаний відповідно до Закону України «Про охорону праці» (Постанова Верховної Ради України від 14 Жовтня 1994р).

У вище зазначеному законі визначено положення по реалізації конституційного права кожного громадянина України на охорону життя і здоров'я під час трудової діяльності. Він регулює відношення між власником підприємства або уповноваженим ним органом і працівником підприємства з питань безпеки та гігієни праці, встановлює порядок організації охорони праці в Україні. Закон поширюється на всі підприємства, установи та організації, також на всіх громадян України, що працюють та задіяні у роботі на цих установах.

3.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори при ТО, ремонті й випробуваннях передкрилків та їх систем.

Розділ виконано згідно ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ. Стандартом встановлено загальні вимоги безпеки при технічному обслуговуванні літаків, виконуваному згідно до посібника з експлуатації і регламенту технічного обслуговування.

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні (ТО), ремонті й випробуваннях літака та його систем, регламентуються наступними чинниками:

- законодавством і галузевими стандартами безпеки праці;
- наставленнями по виробництву польотів, технічній експлуатації (ТЕ) і ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування (ТО);
- технологією іспитів та ремонту, інструкціями та керівництвом з безпеки праці і т.д.

При виконанні ТО на персонал можуть діяти наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- спецавтотранспорт, самохідні механізми, літаки, що рухаються;
- рухливі елементи шасі, які не захищені (гвинти, що обертаються; щитки та стійки; гідроциліндри, які випускаються та ін.), рухливі елементи спецавтотранспорту (кабіни, що опускаються, поворотні платформи, сходи), механізмів (погрузочно-розвантажувальне устаткування літака);
- літак, що обривається;
- недостатня штучна освітленість робочої території;
- падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при роботах по технічному обслуговуванню літаків на площинах, фюзеляжі і при роботі на висоті з застосуванням механізованих підйомників;
- струмені газу, що минає, і рідин із ємностей і трубопроводів, що працюють під тиском;
- підвищена запиленість і забруднення (загазованість) повітря в зоні ТО літального апарату;
- підвищена чи знижена температури поверхонь авіаційної техніки, матеріалів та устаткування;
- задирки та шорсткості, а також гострі крайки, на поверхні устаткування й інструмента;
- недостатність або навіть відсутність природного світла;
- зависоке розташування робочого місця (більш 1,3м від землі);
- хімічні речовини, що входять до складу застосовуваних матеріалів (паливно-мастильні матеріали, спецрідини, які потрапляють в організм людини через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, слизові оболонки а також шкіряні покриви);
- фізичні (статистичні і динамічні) і нервово-психічні перевантаження.

3.2. Організаційні та конструкторсько-технологічні заходи для зниження впливу небезпечних і шкідливих виробничих чинників

3.2.1. Інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого.

Розділ виконано згідно ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ.

У дипломній роботі передбачені заходи, які запобігають впливу факторів на робітників, які зайняті обслуговуванням, ремонтом та іспитом системи. Основними інженерно-організаційними рішеннями дипломної роботи є встановлення пристроїв, які блокують чи запобігають помилкове вбирання передкрилків на землі ,а також закриття. Проектування, організація і проведення технічного обслуговування системи, механізація та автоматизація технічних операцій виконуються для забезпечення чи усунення зменшення впливу небезпечних і шкідливих факторів, чому сприяють вбудованні в систему засоби контролю відмовлень і несправностей.

При наявності сигналу про відмовлення системи у бортовій автоматизованій системі контролю відмовлень і несправностей, виконується заміна чи ремонт агрегату, який вийшов з ладу. При демонтажі та монтажі агрегатів і вузлів системи необхідно попередньо стравити тиск у ГС і виключити напругу її живлення і вивісити на пускових пристроях знак, що замкнеться: "Не включати, працюють люди!". А також, щоб уникнути її включення вивішуються написи, що забороняють, відповідно, на кранах керування ГС.

При обслуговуванні системи вбирання – випуску передкрилів і гідросистеми можливі наступні шкідливі і небезпечні фактори:

- рухомі елементи літака (передкрилки);
- ударна хвиля (вибух ємностей, що працюють під тиском, штокових порожнин, циліндрів);
- витікання рідини і газів із ємностей, що працюють під тиском, внаслідок розгерметизації, або руйнації трубопроводів;

- хімічні речовини (токсичні, подразнювальні, тощо), які застосовуються у виробництві, експлуатації і ремонті системи;
- підвищений рівень шуму, вібрації, ультра і інфразвуку (при роботі допоміжної силової установки).

З метою запобігання можливої дії вище перелічених шкідливих і небезпечних факторів на працюючий персонал обов'язково необхідно:

1) Суворе дотримання правил і техніки безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті системи;

2) В гідравлічній системі для запобігання розриву трубопроводів, що працюють під тиском, штокових порожнин циліндрів, передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні граничного значення тиску (0,43 МПа), датчика тиску і сигналізатор тиску передбачені для блокування по тиску в амортизаторах;

3) Випробування мережі джерел тиску на міцність герметичність повинні виконуватися у повній відповідності з діючими нормами і правилами випробувань ємностей, що працюють під тиском. Випробування передбачено виконувати на спеціальних стендах, в спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб запобігти впливу шуму на працюючий персонал, що виникає в процесі випробування системи, рекомендовано виконувати випробування системи взагалі (або окремих її агрегатів) в спеціальних звукоізованих кімнатах;

4) Щоб запобігти можливої дії на працюючий персонал токсичних та шкідливих речовин при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті мережі передбачено такі заходи:

- заміна шкідливих речовин, що використовуються в виробничих процесах, найменш шкідливими;
- застосування персоналом засобів індивідуального захисту;
- спеціальна підготовка і інструктаж робочого персоналу;
- застосування прогресивних технологій виробництва (замкнений цикл, дистанційне керування і контроль);

– проведення попередніх і періодичних медичних оглядів людей, що мають контакт з шкідливими речовинами.

5) При експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті мережі передбачено суворе додержання техніки безпеки і технології виконання робочих процесів.

3.2.2. Розрахунок освітлення цеху при збірці системи передкрилків .

Складання, монтаж і кріплення трубопроводів, вузлів і агрегатів системи випускання-прибирання передкрилків виконується у загальному складальному цеху-ангарі і встановлюється на вже зібраному фюзеляжі літака .

В дипломній роботі, при проектуванні штучного освітлення потрібно: вибрати систему освітлення, тип джерела світла, тип світильників, визначити розташування світлових приладів, виконати розрахунки штучного освітлення та визначити потужності світильників та ламп.

Для виробничих приміщень прийнято проектувати систему загального чи комбінованого освітлення. При виконанні робіт I—IV розрядів рекомендовано використовувати, комбіновану систему освітлення, так як досягнення потрібної освітленості при загальній системі освітлення вимагає великих витрат електроенергії і є досить недоцільним. З цієї ж точки зору надається перевага локалізованому освітленню, в тому числі й в системі комбінованого, дотримуючись допустимих норм нерівномірності освітлення. Освітленість робочої поверхні, яку створюють світильники загального освітлення в системі комбінованого, необхідна бути не менше 10% нормованої для комбінованого, однак у всіх випадках не менше 150 лк при газорозрядних лампах і 50 лк — при лампі розжарювання.

Перевагою системи загального освітлення є те, що вона дає можливість більш рівномірно розподілити світлову енергію.

При виборі джерела світла, необхідно надавати перевагу люмінесцентним лампам, які мають більшу енергетичну економічність. Також за спектральними

характеристиками вони максимально наближаються до природного світла, що доцільно при використанні суміщеного освітлення.

При освітленні виробничих приміщень, стіни та стеля яких мають високі відбивальні властивості, необхідно використовувати світильники переважно прямого світла.

Розміри приміщення: $A \times B = 80 \times 60$ (м).

Висота підвісу світильників: $H_p = 16,4$ (м).

Найменший розмір об'єкту розрізнення: від 0.5 до 1.0 (мм).

В залежності від розмірів об'єкту розрізнення встановлюємо розряд зорової роботи – 4, підрозряд – б).

Контраст об'єкту розрізнення з фоном – середній.

Характеристика фону – середня.

Мінімальне значення освітлення газорозрядними лампами $E_n = 200$ (лк).

Визначимо індекс приміщення:

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{H_p \cdot (A + B)}; \quad \varphi = \frac{80 \cdot 60}{16,4 \cdot (80 + 60)} = 2,09$$

.

Коефіцієнт використання світового потоку в приміщенні $\eta = 0.6$

Прийmemo коефіцієнт запасу освітлення $k = 1.5$ та коефіцієнт нерівномірності освітлення $z = 1.1$.

Середнє освітлення цеху дорівнює:

$$E_{ср} = \frac{n \cdot F_{л} \cdot \eta}{S \cdot k};$$

$F_{л}$ - світловий потік від однієї лампи (люмен).

Обираємо лампи типу Philips 3030 SMD LEDS LSLBL, $F_{л} = 50000_{лм}$,

де n – число ламп у приміщенні;

S - площа робочої поверхні (m^2);

$$S = A \cdot B = 80 \cdot 60 = 4800_{m^2}$$

$$n = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot z}{\eta \cdot F_{л}} \quad n = \frac{200 \cdot 4800 \cdot 1.5 \cdot 1.1}{0,6 \cdot 50000} = 52,8$$

Прийmemo кількість ламп рівною 54.

Тоді:

$$E_{cp} = \frac{54 \cdot 50000 \cdot 0,6}{4800 \cdot 1,5} = 225 \text{ (лк)} > 200 E_n$$

Висновок:

Згідно розрахунку освітлення у цеху складання ГС не менш допустимої норми освітлення зі ДБН В.2.5-28-2006

$$E_n = 200 \leq E_{cp} = 225 \text{ лк.}$$

3.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні системи.

Розділ виконано у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ, ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ

В дипломній роботі передбачено проведення ряду заходів, які спрямовані на забезпечення пожежної та вибухової безпеки

Основними засобами запобігання небезпеки становлять наступні заходи:

- ізоляція теоретично можливих джерел загоряння від місць, які можуть контактувати з електропроводкою, розміщення агрегатів системи на відстані від небезпечних у пожежному відношенні зон і агрегатів, що можуть бути потенційним джерелом загоряння;

- витримувати максимально можливу віддаленість між балонами високого й низького тисків і електричною проводкою;

- наявність пожежних приладів.

Агрегати системи розташовуються в нішах, тому при витіканні гідравлічної рідини і її загорянні буде пошкоджена електрична проводка живлення агрегатів системи. Тому потрібно використовувати вогнегасячий склад, який не проводить електричний струм. Це можуть бути газові вогнегасячі склади, такі як - двоокис вуглецю, інертні гази й ін.

В гідравлічній системі спроектованого літака використовується НГЖ-5У, що є пальною речовиною. Для запобігання пожежі в системі відповідно до ГОСТ 12,1.004-91 ССБТ передбачено:

- підвищена герметичність з'єднань агрегатів і трубопроводів, і при можливості заміна нарізних сполучень звареними;
- заземлення літального апарату на стоянці.

В дипломній роботі передбачено виконання мережі з рядом конструктивних особливостей, що дає змогу забезпечити безпеку мережі в пожежному відношенні; підбір вибухобезпечної робочої рідини; беззаперечне виконання інструкції з техніки безпеки під час стендових випробувань системи.

Одна із основних причин пожежі на літаку – займання речовини що витікає. До основних засобів запобігання цього належать: ретельне дренажування рідини із ймовірних мість займання; забезпечення вентиляції, за допомогою якої відбуватиметься збіднення паливо-повітряної суміші, а також, якщо можливо, ізоляцію потенційних джерел запалювання.

Конструктивні особливості системи.

З метою забезпечення пожежної та вибухової безпеки в дипломній роботі передбачено виконання мережі джерел тиску, яка містить в собі ряд конструктивних особливостей:

- електричні компоненти, які експлуатуються в зонах можливих витоків робочої рідини, відповідають всім вимогам з пожежної і вибухової безпеки. В результаті іскрення вони не можуть бути джерелом запалювання, а їх поверхні мають нижчу температуру, ніж температура самоzapалення рідини;
- металічні трубопроводи з робочою рідиною знаходяться на максимальній відстані від електричної проводки (для запобігання іскрення між проводкою і трубопроводами);
- присутня достатня вентиляція в зоні розміщення мережі (для збіднення паливо-повітряної суміші);
- у справній системі зовсім відсутні умови для можливого запалення робочої рідини, так як температура поверхонь, з якими стикається рідина, менше ніж температура самоzapалення робочої рідини;

– трубопроводи систем не потрібно розташовувати у відділеннях, де робоча рідина може потрапити на гарячі деталі, що можуть викликати samozapalennya. При виникненні пожежі передбачено проводити гасіння за допомогою вогнегасників ОВП-100. Також можна використовувати наступні методи гасіння пожежі: розпилена вода, піна, пісок, кошма; при об'ємному гасінні – вуглекислий газ, склад СЖБ, склад „3,5” та пар. У випадку загоряння у робочому приміщенні використовують наступні методи пожежогасіння: розпилену воду, піну, вогнегасячі порошки П-2АП, П-2АПМ і ПСБ-3; ПСБ-3, Пірант-АН, ПФ или ПХК П-2АП, Пірант-А, Пірант-АН, П-2АП, ПСБ-3, ПФ, Пірант-А

Вогнегасники можуть бути переносними та стаціонарними. У авіації застосовуються обидва типи.

До основних типів вогнегасників належать:

– порошкові вогнегасники, повна маса яких складає не більше 20 кг. Застосовуються вони для гасіння всіх класів пожеж. Мають широкий діапазон температур експлуатації. Вогнегасники застосовуються для гасіння нафтопродуктів та легкозаймистих рідин, горючих матеріалів, та для гасіння займання електроустановок, які знаходяться під напругою до 1000 В;

– вуглекислотні вогнегасники, використовуються з метою гасіння займання різного типу електрообладнання, що знаходяться під напругою до 10000 В. Застосовуються ефективно при об'ємному гасінні і якщо для гасіння пожеж потрібні «чисті» вогнегасячі складові, непошкоджуючі обладнання чи об'єкти (ЕОМ, радіоелектронну апаратуру). Вогнегасяча речовина – двоокись вуглецю (CO₂). Вуглекислота при попаданні на займаний об'єкт, охолоджує його і призводить до гасіння. Після випаровування вона не залишає ніяких слідів.

– Повітряно-пінні вогнегасники доцільно використовувати для гасіння тліючих матеріалів, а також горючих рідин. Конструктивне виконання насадок забезпечує подачу повітряно-механічної піни середньої та низької кратності. Ефективність повітряно-пінних вогнегасників значно зростає при

використанні в якості зарядки фторованих плівкоутворюючих піноперетворювачів. В залежності від принципу створення тиску в корпусі вогнегасники діляться на закачні та з високим тиском.

У цеху збірки крила найдоцільніше використовувати такі вогнегасники: ОП-50 (місткість - 50л, маса заряду-45 кг, довжина викиду - 6 м, час викиду - 20 с, вогнегасяча здатність- 10а;233В.); ОУ-80 (об'єм - 2х40 л, маса заряду - 50 кг, вихід заряду, не менше - 20 с, довжина струменя, не менше - 4 м, вогнегасяча здатність - 144В); ОВП-50 (маса заряду – 42,5 кг, довжина викиду - 4 м, час викиду - 40 с, вогнегасяча здатність - 144В); ОУ-2, ОУ-5, ОУ-40, ОП-100.

3.4. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при обслуговуванні

Перед початком робіт необхідно:

- Перед відхиленням поверхонь управління переконайтеся, що зони навколо них вільні від обслуговуючого персонала і обладнання.
- встановити огороження з червоними прапорцями в районі основних і носової опори;
- зони навколо лівого і правого пультів ногоного управління і штурвальних колонок і зони навколо поверхонь управління вільні від обслуговуючого персоналу і устаткування;;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака.

Під час роботи необхідно:

- дотримуватись інструкцій по виконанню даних робіт;
- важіль управління "ПРЕДКР ЗАКРИЛКИ" встановити на відмітці "0".;
- використовувати стандартне обладнання;
- при роботі з гідравлічною системою стравити тиск в системі при зливі рідини не допускати її проливання.

Спеціальні вимоги. Після ТО та ремонту системи її необхідно випробувати на функціонування, для цього передбачуються наступні правила по техніці безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівки по техніці безпеки, які викладені в інструкції по експлуатації системи та вимоги по техніці безпеки при виконанні робіт на об'єкті та при відпрацюванні об'єкту під струмом;

- до виконання відпрацювання системи допускаються працівники, які вивчили документацію по системі та здавши залік по техніці безпеки;

- між особами, які проводять відпрацювання, повинен бути забезпечений чіткий зв'язок по переговорному пристрою.

- При поданні електроживлення до споживачів строго дотримуйтеся порядку їх включення, згідно з яким спочатку включаються АЗС споживачів, а потім їх перемикачі (еслиимеються).

Вдругом порядку ЗАБОРОНЕНО

Таким чином, при дотриманні всіх правил і інструкцій, дані інженерно-організаційні рішення зводять до мінімуму вплив шкідливих і небезпечних виробничих факторів на людей.

3.5. Вимоги безпеки при роботі із застосуванням робочої рідини НГЖ-5У.

За ступенем дії на організм людини у відповідності з класифікацією шкідливих речовин згідно ГОСТ 12.1.007-76 ССБТ робоча рідина НГЖ-5У належить до 2-го класу безпеки. Рідина НГЖ-5У легко проникає в організм людини через непошкоджену шкіру й має загальнотоксичні властивості. У виробничих умовах при роботі з рідиною повинні дотримуватись запобіжні заходи, що виключають попадання рідини всередину організму, а також на шкіру та слизові оболонки (сильна подразнююча дія).

Згідно ГОСТ 12.1.044-89 ССБТ робоча рідина НГЖ-5У належить до важкозаймистих речовин та являє собою висококіпучим продуктом із температурою займання 202°C; температура спалаху на відкритому тиглі вище 155°C, а температура самозаймання вище 590°C.

При загорянні рідини НГЖ-5У застосовуються наступні засоби пожежогасіння: тонкорозпилена вода, піна, вуглекислотні вогнегасники.

При роботі з рідиною НГЖ-5У необхідно застосовувати індивідуальні засоби захисту згідно типовим галузевим нормам, які затверджені встановленим порядком. Робітники повинні бути проінструктовані й навчені безпечним способам праці при роботі з рідиною; повинні бути оснащені окулярами ЕНЗ-Т, респіраторами типу РУ-60М з паромом марки А та засобами спеціального захисту відповідно до ГОСТ 12.4.011-89 ССБТ та ГОСТ 12.4.103-83 ССБТ. Робітники, які мають безпосередній контакт з рідиною НГЖ-5У, повинні бути забезпечені засобами індивідуального захисту згідно "Типовим галузевим нормам" №13 від 1988 р.: чоботами марки 158ФТ за ТУ38-6-60-69; захисними рукавицями, стійкими до дії рідини НГЖ-5У, типу БНЖ пза ТУ38-106-530-89 або рукавицями антиокислюючими №374 марки БЛ-1-М за ТУ 53-66-73, або рукавицями гумовими технічними типу 1, виду Б за ГОСТ 20010-93, або рукавицями хірургічними; фартухами й рукавицями, стійкими до робочої рідини НГЖ-5У.

Спецодяг, сильно забруднений рідиною НГЖ-5У, перед пранням повинен підлягати хімчистці (перхлоретиленом, трихлоретиленом).

У приміщеннях для зберігання й експлуатації рідини НГЖ-5У забороняється поводитись з відкритим вогнем, а приміщення повинно бути оснащено приточно-витяжною вентиляцією згідно до ГОСТ 12.4.021-75 ССБТ, а місця інтенсивних виділень парів – місцевими відсмоктувачами.

3.6 Висновок

Аналізуючи конструктивні особливості, які передбачені при проектуванні системи випускання-прибирання передкрилків, властивості робочої рідини, можна зробити висновки, що спроектована система є безпечною у пожежному відношенні і придатна для експлуатаційних та ремонтних робіт.

Безпосереднє встановлення системи на літак, обслуговування та ремонтні роботи виконуються в цехах, які мають свою специфіку. Під цим розуміється те, що освітлення, опалення, вентиляція та зручність доступу до агрегатів впливають на безпечність робіт, які проводяться.

В розділі було виконано розрахунок освітлення в цеху. Згідно розрахунку, освітлення у цеху складання ГС не менше ніж допустима норма освітлення зі ДБН В.2.5-28-2006.

РОЗДІЛ 4

4.ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Основними факторами шкідливої дії повітряного судна на навколишнє середовище є викиди шкідливих речовин двигунами, забруднення ґрунту різними паливно-мастильними матеріалами, а також авіаційний шум. Велика шкода задається навколишньому середовищу при обробці протиобмерзання літака, а також при його мийці.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ІСАО) розробила в зв'язку з цим більш жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

До складу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів входять такі основні компоненти, які забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан, ацетилен, етан, етилен, пропан, бензол, толуол та ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід, акролін, оцтовий альдегід та ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бенз(а)пирену. При роботі турбореактивного і турбогвинтового двигунів протягом 1 хв в атмосферне повітря викидається 2...4 мг канцерогенних речовин, в основному бенз(а)пирену.

Викид дренованого палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинен виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів. Встановлено, що частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах за рахунок викиду близька до 20%. Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії E_i , що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива. "Шкідливість двигуна" характеризує параметр M_i/R_0 . В ньому: M_i – маса в грамах викинутої i -тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий

визначений час роботи двигуна, R_0 – злітна тяга двигуна. Цей параметр називається контрольний параметр емісії.

Норми ICAO по контрольному параметру емісії на сьогоднішній день такі:

$$M_{CO}/R_0=118 \text{ г/кН}; \quad M_{C_xH_y}/R_0=19.6 \text{ г/кН}; \quad M_{NO_x}/R_0=(40\dots80) \text{ г/кН}$$

4.1. ЗАХИСТ НАВКОЛИЩНЬОГО СЕРЕДОВИЩА НА ПОВІТРЯННОМУ ТРАНСПОРТІ

Сучасний аеропорт – складний та багатогранний комплекс різних за призначенням та об'ємом сучасних споруд, будівель та обладнання, який розташований на великій земельній ділянці. Загальна площа забудови аеропорту, враховуючи аеродром, службово-технічну територію та відокремлені споруди, становить 350 - 400 га. Злітно-посадкові смуги (ЗПС), що призначені для зльоту та посадки повітряних суден, на сучасних великих аеродромах мають довжину 4000 - 4500 м, ширину 45 - 60 м.

Оцінка екологічних та санітарно-гігієнічних вимог до аеропорту демонструє, що аеропорт має великий вплив на навколишнє середовище. Сюди відносять:

- авіаційний шум, що поширюється на великі відстані від аеродрому, чинить дратівливий вплив на значну кількість населення, а також на фауну близько розташованих районів та площин під льотними трасами;

- забруднення повітряного середовища об'єктами аеропорту та літаками має, в основному, локальне значення для службово-технічної території аеропорту, що за несприятливих умов може досягнути рівнів, що порівнюються до гранично допустимих норм для населених місцевостей;

- стічні виробничі води та поверхневі стоки з території аеропорту можуть забруднювати багато водних і ґрунтових природних об'єктів та тому вимагають створення локальних очисних споруд.

Основними заходами, які знайшли широке застосування в сучасній практиці зниження подразнюючого впливу авіаційного шуму на території та навколо аеропорту є:

- створення менш шумлячих силових установок та повітряних суден;
- впровадження ефективних експлуатаційних процедур та організаційних заходів, що дозволяють виключити або зменшити вплив шуму;
- застосування будівельно-планувальних заходів.

До складу забруднювачів атмосферного повітря входять силові установки літаків, двигуни спецавтотранспортних засобів та котельні, технологічні викиди споруд аеропорту (майстерень, ремзаводів та ін.). Атмосфера забруднюється також за рахунок випаровувань палива крізь дренажні отвори на складах ПММ, через витоки та проливи палива і масел, спецрідини під час обробки ВПС.

Серед наземних джерел забруднення повітря розрізняють точкові (труби, вентиляційні шахти та ін.) та лінійні (аераційні фонарі, відкриті віконні отвори та ін.), що є причиною забруднення міжкорпусних просторів авіапредприємства.

Основу заходів, що направлені на зменшення забруднення повітряного середовища на території аеропортів, складають:

- очищення вентиляційних та технологічних викидів в атмосферу;
- удосконалення технологічного процесу і доведення його до “безвихідного” виробництва;
- герметизація обладнання та комунікацій;
- додержання планувальних вимог охорони повітряного басейну під час розташування об'єктів аеропорту.

Під час планування і реалізації природоохоронних заходів в аеропорту істотне значення має ретельна інвентаризація організованих та неорганізованих викидів шкідливих речовин до атмосфери.

Сучасний напрям охорони навколишнього середовища від забруднення промисловими викидами передбачає вирішення цієї проблеми не лише шляхом технологічних та санітарно-технічних заходів, але й правильним функціональним використанням, збудовою та благоустроєм території аеропорту із врахуванням закономірностей розповсюдження шкідливих речовин в навколишньому середовищі та перспективи розвитку виробничої бази.

4.2 РОЗРАХУНОК ЕМІСІЇ ДВИГУНІВ ПОВІТРЯННОГО СУДНА .

Повітряні судна (ПС) є нестационарними організованими джерелами викидів шкідливих речовин (ШР) до атмосферного повітря. У відповідності до норм Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) регламентуються викиди авіаційними двигунами таких шкідливих речовин:

- монооксид вуглецю (CO);
- вуглеводні сполуки, що не згоріли (C_xH_y);
- оксиди азоту (NO_x);
- дим у вигляді твердих частинок вуглецю, що не згорів (SN).

Метою цього розділу є розрахунок маси ШР, що потрапляють до атмосфери під час роботи двигунів в районі аеропорту.

Емісія ШР з газами, що відпрацювали, залежить від емісійних характеристик двигуна, режиму його роботи на кожному режимі. Маса викидів ШР у зоні аеропорта розраховується за один злітно-посадковий цикл (ЗПЦ), параметри якого визначені нормами ІКАО.

Проведемо розрахунок контрольних параметрів емісії двигунів Д-436-100 літака Ан-148 за інгредієнтами CO, C_xH_y, NO_x і зробимо висновок про відповідність цих двигунів сучасним вимогам ІСАО.

Зовнішній вигляд двигуна Д-436-100



Вихідні дані:

Тяга двигуна на зльоті: $R_0 = 65$ кН

Тяга двигуна на малому газі: $R_{\text{мг}} = 4.4$ кН

Питома витрата пального на малому газі: $c_{\text{пит мг}} = 0.06$ кг/Н·год

	Найменування режиму роботи двигуна	Відносна тяга, \bar{R}	Тривалість режиму, t, хв.
1	Режим малого газу перед зльотом	0,9	15
2	Зльотний режим	1	0,7
3	Режим набору висоти (1000 м)	0,85(0,9)	2,2
4	Режим заходу на посадку	0,3(0,42)	4
5	Режим малого газу після посадки	0,07	7

Тут $\bar{R} = \frac{R}{R_0}$, R – тяга двигуна на заданому режимі; R_0 – тяга двигуна на зльотному режимі (максимальна тяга).

Режими	W_{CO} , кг/ГОД.	$W_{C_xH_y}$, кг/ГОД.	W_{NO_x} , кг/ГОД.
Зльотний	0,2	0,5	98
0,4 номіналу	1,3	0,07	10,5
Намінал	7	1,2	1,2

В
таблиці
привед
ені
середнь

о статичні значення параметрів для великих аеродромів світу.

1. Використовуючи таблиці 3.3 та 3.4, знаходимо значення коефіцієнта κ_{in} викиду шкідливих речовин при наземних операціях двигуна та масову швидкість емісії інгредієнту W_i :

$$\kappa_{CO} = 0,0193 \text{ кг ШР/кг пал};$$

$$\kappa_{C_xH_y} = 0,0034 \text{ кг ШР/кг пал};$$

$$\kappa_{NO_x} = 0,0084 \text{ кг ШР/кг пал};$$

З таблиці роботи двигуна в зоні аеропорту маємо:

$$T_{MG} = 15+7=22 \text{ хв.} = 0,367 \text{ год. режимна наробка двигунів на малому газі},$$

$$T_{1\text{ з-п}} = 0,7 \text{ хв.} = 0,0117 \text{ год.} - \text{ режимна наробка двигунів при злеті},$$

$$T_{2\text{ з-п}} = 2,2 \text{ хв.} = 0,0367 \text{ год.} - \text{ режимна наробка двигунів при наборі висоти},$$

$$T_{3\text{ з-п}} = 4 \text{ хв.} = 0,067 \text{ год.} - \text{ режимна наробка при зниженні},$$

2. Визначаємо масу пального, витраченого двигуном літака під час наземних операцій зльотно – посадкового циклу $G_{пн}$, кг

$$G_{пн} = R_{MG} \cdot c_{пит\text{ MG}} \cdot T_{MG} = 4400 \cdot 0,06 \cdot 0,367 = 96,888 \text{ кг}$$

3. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при наземних операціях: $M_{in} = \kappa_{in} \cdot G_{пн}$

$$M_{CO_n} = 0,0193 \cdot 96,888 = 1,87 \text{ кг}$$

$$M_{C_xH_y_n} = 0,0034 \cdot 96,888 = 0,33 \text{ кг}$$

$$M_{NO_n} = 0,0084 \cdot 96,888 = 0,81 \text{ кг}$$

4. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті-посадці: $M_{i\text{ з-п}} = W_{i1} \cdot T_{1\text{ з-п}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{ з-п}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{ з-п}}$

$$M_{CO_{3-п}} = 0,2 \cdot 0,0117 + 1,3 \cdot 0,0367 + 7 \cdot 0,067 = 0,519 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y_{3-п}} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,07 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 0,09 \text{ кг}$$

$$M_{NO_{3-п}} = 98 \cdot 0,0117 + 10,5 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 1,612 \text{ кг}$$

5. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльотно-посадочному циклі:

$$M_{i_{ап}} = M_{i_{н}} + M_{i_{3-п}}$$

$$M_{CO} = 0,519 + 1,87 = 2,389 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y} = 0,09 + 0,33 = 0,42 \text{ кг}$$

$$M_{NO} = 1,612 + 0,81 = 2,422 \text{ кг}$$

6. Визначаємо контрольний параметр емісії та зрівнюємо його з нормами ІСАО:

$$M_{CO}/R_0 = 2389/65 = 36,8 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН};$$

$$M_{C_xN_y}/R_0 = 420/65 = 6,46 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН};$$

$$M_{NO}/R_0 = 2422/65 = 37,3 \text{ г/кН} < 40 \text{ г/кН};$$

4.3.Висновок.

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

Висновок за результатами магістерської роботи.

За результатами атестаційної магістерської роботи зроблені наступні висновки:

1. В магістерській роботі розроблена та досліджена гідравлічна система керування передкрилками літака АН-148, модернізація комбінованого приводу механізації КПМ-148Н для керування передкрилками літака АН-148, що дасть можливість експлуатації приводу і безперешкодної роботи приводу в умовах коли рідина охолоджена.

2. В основній частині передбачені наступні етапи:

– обґрунтовані схемні рішення системи;
– розрахунковими методами визначені попередні значення параметрів передачі гвинт гайка .

– Проведено розрахунок подібної схеми гвинтової передачі випуска передкрилків з метою визначення основних параметрів даного приводу, для перевірки можливості використання на вибраному літаку– АН-148.

– Проведено розрахунок гвинта на міцність , який використовується для відхилення секцій передкрилків літака.

– На основі даних розрахунків були визначені основні параметри гвинтової передачі для пропозиції подальшого застосування на літаку Ан-148 для покращення його злітно-посадочних характеристик.

3. В результаті магістерської роботи була розроблена методика визначення та проведені дослідження основних параметрів силового приводу електрогідромеханічної системи прибирання передкрилків , яка включає:

– вибір та обґрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування;

– описано основні функції та параметри елементів системи, що забезпечують роботу комбінованого приводу механізації.

– проведено дослідження траєкторії руху потоку рідини при різних режимах роботи в гідроприводі.

– проведені розрахунки гідравлічної моделі каналів та опорів приводу.

4. В розділах “Охорона праці” та “Охорона навколишнього середовща” проведений аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів розроблені заходи, що дозволяють підвищити безпеку праці (для надійного візуального контролю за монтажем агрегатів, зістиковок вузлів трубопроводів в загальному цехі-ангарі розраховано освітлення) та знизити несприятливі й вплив на людину й оточуючу середу (розраховано емісійні характеристики двигуна у відповідність вимогам ІСАО).

5. Результати магістерської всі встановлені за розрахунками висновки повинні бути враховані при її компоновці з загальною системою літака.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 1994.
2. Александров Г. В., Вожаев Е. С. Техническая информация. Выпуск 1-ЦАГИ, 2002.-1-53с.
3. Быков О. С., Стучалкин Ю. А., Чижов В. М . Аэродинамические нагрузки на створки шасси и грузовых люков. Техника воздушного флота. Том LXXIII № 1/636, 1999.
4. Башта Т.М. Конструкция и расчет самолетных гидравлических устройств.Изд. 3-е. М., ГНТИО,1961.
5. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.-224 с.
6. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977,- 168 с.
7. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969.- 388с.
8. [Электронный ресурс]. URL: uk.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-32 (дата звернення: 26.11.2019).
9. [Электронный ресурс]. URL: buildingq.ru/uk/what-is-a-hydraulic-system-in-an-airplane-the-basic-data-of-the-aircraft/ (дата звернення: 26.11.2019).
10. [Электронный ресурс]. URL: studfile.net/preview/5376568/page:3/ (дата звернення: 26.11.2019).
11. [Электронный ресурс]. URL: h.ua/story/5788/ (дата звернення: 15.01.2020).
12. [Электронный ресурс]. URL: works.doklad.ru/view/oN0Gm1mOICw/all (дата звернення: 15.01.2020).

ДОДАТКИ

