

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 по каналу тангажа  
транспортного літака злітною масою 350-400 тон»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу Жулай Анастасія Василівна

\_\_\_\_\_ (підпис)

Керівник: к.т.н., доц. Тарасенко Тарас Валерійович

\_\_\_\_\_ (підпис)

Консультанти з розділів:

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

Охорона навколишнього

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

Київ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ  
Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“ ” 2020р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Жулай Анастасії Василівни

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи керування по каналу тангажа транспортного літака злітною масою 350-400 тон  
Затвердження наказом ректора від “ ” 2020р. №
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: транспортний дальньомагістральний літак злітною масою 390 т., високоплан з класичним розміщенням оперення, робоча рідина АМГ-10, робочий тиск рідини – 21 МПа.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до систем керування; опис призначення та принципу роботи проектного пристрою; аналіз впливу повітряного транспорту на навколишнє середовище.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення загального вигляду літака, структурна схема проектного системи літака, складальне креслення спроектованого пристрою.

## 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.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	06.10 –20.10.2020	
3.	Аналіз існуючих систем керування	21.10 –26.10.2020	
4.	Розробка та дослідження системи керування	27.10 –10.11.2020	
5.	Розробка та дослідження рульового привода	11.11–30.11.2020	
6.	Аналіз забруднення атмосфери повітряним транспортом	1.12 – 5.12.2020	
7.	Аналіз впливу небезпечних факторів під час трудового процесу на здоров'я людини	6.12 –12.12.2020	
8.	Підведення підсумків	13.12 –20.12.2020	
9.	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	Фролов В.Ф.		
4. Охорона праці	Казанець В.І.		

Дата видачі завдання “\_\_\_” \_\_\_\_\_ 2020 р.

Керівник: \_\_\_\_\_ Тарасенко Т.В.  
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Жулай А.В.  
(підпис)

Дата \_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Розробка та дослідження системи керування по каналу тангажа транспортного літака злітною масою 350-400 тон»: 119 сторінок, 48 рисунків, 4 таблиці, 25 використаних джерел, 13 додатків.

ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ДРОСЕЛЬНЕ РЕГУЛЮВАННЯ, ЛІТАК, ПРОЕКТУВАННЯ, РОЗРОБКА, РУЛЬОВИЙ ПРИВОД, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ, СТРУКТУРА.

Предмет дослідження – характеристики системи керування по каналу тангажа.

Об'єкт дослідження – система керування важкого транспортного літака.

Мета дипломної роботи – розробка розподільного блоку рульового приводу, дослідження так оптимізація його динамічних характеристик за допомогою чисельного моделювання, вирішення проблем швидкодії, стійкості, підвищення надійності та ресурсу.

Спроектований розподільний блок за своїми масовими показниками та габаритами переважає аналогічний блок літака-аналога, має значно кращі показники стабільності роботи, очікувано більший ресурс та відповідає вимогам АП-25.

На відміну від аналога, спроектований розподільний блок має більшу точність відтворення, кращу стійкість, яка досягнута відсутністю перерегулювання, що покращує демпфуючі властивості приводу, а також більш плавний рух штока, що зменшує динамічне навантаження на конструкцію і знижує ризик виникнення зриву потоку при різкому відхиленні рульової поверхні.

Результати дипломної роботи можна використовувати в якості концептуального рішення для подальшої розробки нового зразка блоку передачі потужності.

Практичне значення результатів дипломної роботи визначається наступним:

- матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців у авіаційних конструкторських бюро;

- можливість застосування описаних методик для вирішення схожих задач.

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

- ВСМ – резервний модуль керування польотом;
- ЕВНА – електрорезервований гідравлічний привод;
- ЕНА – електрогідравлічний привод;
- РАС – вузол сервоприводу з обмеженим крутним моментом;
- PRIM – основний комп'ютер керування польотом;
- RAT – аварійна авіаційна турбіна;
- SEC – допоміжний комп'ютер керування польотом;
- ВО – вертикальне оперення;
- ГО – горизонтальне оперення;
- ГС – гідравлічна система;
- ГТД – газотурбінний двигун;
- ДСУ – допоміжна силова установка;
- ЕМП – електромагнітне поле;
- ЗПС – злітно-посадкова смуга;
- ІКАО – міжнародна організація цивільної авіації;
- ККД – коефіцієнт корисної дії;
- $K_{ш}$  – коефіцієнт передаточного відношення;
- ЛА – літальний апарат;
- ЛАФЧХ – логарифмічна амплітудно-фазова частотна характеристика;
- МТШ – механізм тряски штурвала;
- НЛП – норми льотної придатності;
- ПММ – паливно-мастильні матеріали;
- ПС – повітряне судно;
- РА – рульовий агрегат;
- РВ – руль висоти;
- РН – руль напрямку;
- РП – рульовий привод;

САЗ – система автоматичного завантаження;  
СК – система керування літака;  
СК<sub>Ш</sub> – система зміни передаточного відношення;  
СПК – система поліпшення стійкості і керованості;  
СТБ – система тримування і балансування;  
СШК – система штурвального керування;  
ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун.

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1 ОСНОВНА ЧАСТИНА .....	11
1.1. Аналіз систем літаків-аналогів.....	11
1.1.1. Літак АН-124-100 .....	11
1.1.2. Літак Boeing 747-8F.....	13
1.1.3. Літак Lockheed C-5 Galaxy.....	15
1.1.4. Літак Airbus A380-800.....	16
1.2 Вимоги АП-25 до систем керування ЛА .....	18
1.3. Обґрунтування вибору схеми.....	25
1.3.1. Тактико-технічні вимоги .....	25
1.3.2. Опис проектованої системи літака .....	28
1.3.3. Опис роботи проектованої системи.....	35
1.4 Визначення розрахункових навантажень в елементах вхідних ділянок проводки СШК в каналі тангажа .....	37
1.4.1 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 1-13 .....	40
1.4.2 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 13-49п.....	42
1.4.3 Визначення навантажень в елементах вузла К <sub>ШВ</sub> .....	44
1.4.4 Визначення розрахункових навантажень на ділянках 75-83п .....	47
1.4.5 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 50-71 .....	47
1.4.6 Визначення навантажень у механізмі тримування РВ.....	48
1.5 Визначення розрахункових навантажень в елементах вихідних ділянок проводки СШК.....	50
1.6. Висновки розділу 1 .....	51

РОЗДІЛ 2 НАУКОВО-ДОСЛІДНА ЧАСТИНА .....	52
2.1. Проектування рульового приводу (РП).....	52
2.1.1. Призначення, принцип роботи і конструкція рульового приводу.....	52
2.1.2. Призначення, принцип роботи і конструкція розподільникового блоку .....	57
2.2. Визначення та аналіз динамічних характеристик рульового приводу.....	59
2.2.1 Опис імітаційної моделі розробленої системи керування ПС .....	62
2.2.2 Опис імітаційної моделі прототипу системи керування ПС .....	71
2.2.3 Визначення динамічних характеристик .....	74
2.3. Розрахунок штоку розподільного блоку на міцність .....	85
2.4. Моделювання кавітаційних характеристик клапанного розподільника .....	87
2.5. Висновки розділу 2.....	90
РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА .....	91
3.1. Вплив повітряного транспорту на навколишнє середовище.....	91
3.2. Розрахунок емісії двигунів повітряного судна .....	96
3.3. Вплив гідравлічних масел на людину .....	98
3.4. Заходи задля зменшення негативного впливу на стан довкілля.....	100
3.5 Висновки розділу 3.....	102
РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	104
4.1. Небезпечні та шкідливі фактори при технічному обслуговуванні систем керування та систем джерел тиску ПС .....	104
4.2. Конструктивно-технічні та організаційні заходи з запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів на працівників.....	105
4.3. Пожежна та вибухова безпека.....	106
4.4. Інструкція з безпеки праці при випробуваннях системи.....	110



4.5. Розрахунок контурного заземлення.....	111
4.6. Висновки розділу 4.....	114
ВИСНОВКИ.....	116
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	117
Додаток А.....	119

## ВСТУП

В процесі еволюції літака і його систем відбувалося вдосконалення вимог до систем керування. Розширення області режимів польоту літака (за швидкістю, висотою, кутами атаки і т.п.) освоєння пілотування в нових умовах (наприклад, польоти в складних метеоумовах, на малих висотах), застосування нових компоновок літаків, конфігурація яких обирається з урахуванням структури системи керування – все це вимагає від розробників систем керування пошуку ефективних заходів щодо забезпечення високої надійності керування і безпеки польоту літака.

Як показує практика, резервування стало найбільш ефективним заходом підвищення надійності керування і безпеки польоту при відмовах у функціонально значимих систем літака. Резервування дозволяє зберегти працездатність системи керування при певному числі і видах відмов. Однак з огляду на те, що кожен вид відмови (гідравлічний, механічний, електричний) певним чином впливає на працездатність системи, для його компенсації та ізоляції потрібне застосування відповідних конструктивних заходів.

Розвиток систем керування сучасних ПС нерозривно пов'язаний з розвитком і вдосконаленням авіаційного рульового приводу. Рульовий привод використовують в якості виконавчого механізму у системі керування – отже він має суттєвий вплив на основні характеристики літального апарату, такі як безпека польоту, маневреність, паливна ефективність. Основне застосування в приводах рульових поверхонь сучасних літаків знайшли гідравлічні слідкуючі приводи. Застосування гідравлічних слідкуючих приводів дозволило знизити фізичне навантаження на пілота і подолати неприпустимі з точки зору керованості літака зміни зусиль на важелях керування від аеродинамічних сил на кермі при переході літака на надзвукові швидкості польоту. Сучасний гідравлічний рульовий привод СК літаків є одним з основних її пристроїв і визначає структуру всієї системи, її органів керування та компонування на ЛА.

## РОЗДІЛ 1

### ОСНОВНА ЧАСТИНА

Враховуючи вказані проблеми, пов'язані з покращенням експлуатаційних та економічних показників літальних апаратів, а також показників безпеки, актуальним завданням є розробка надійної системи штурвального керування.

Одним із шляхів підвищення показників безпеки та надійності СК є вдосконалення виконавчих механізмів системи, а також оптимізація їх ефективності та маси.

#### 1.1. Аналіз систем літаків-аналогів

##### 1.1.1. Літак АН-124-100

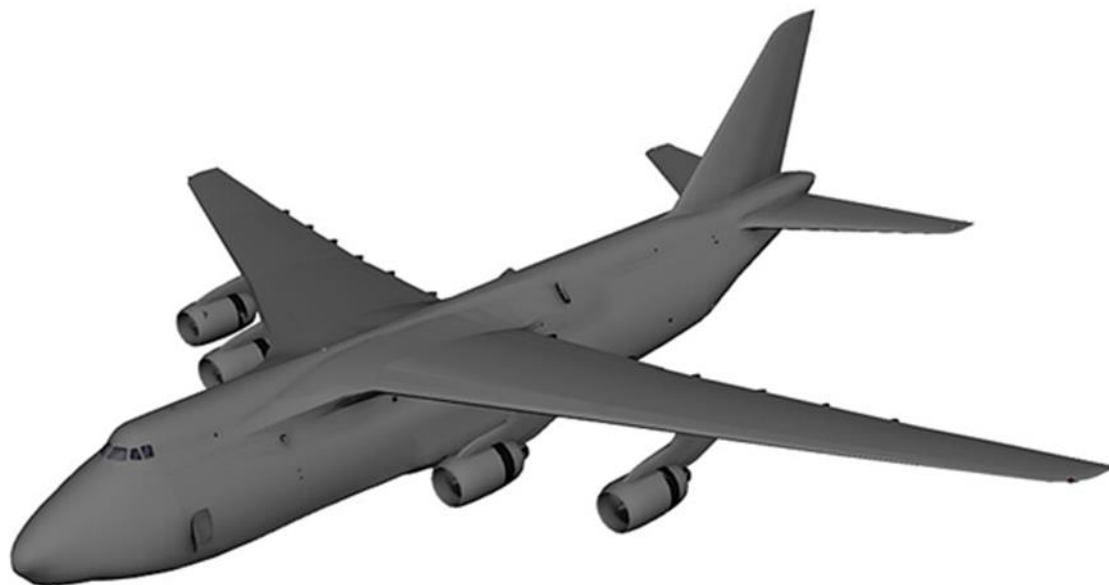


Рис. 1.1. АН-124-100 – загальний вид

Система керування літаком забезпечує керування рулями, елеронами, закрилками і триммерами, стопоріння рулів і елеронів на стоянці, керування

поворотом коліс передньої стійки шасі і редуційними клапанами гальмування коліс головних стійок шасі.

Керування рулями і елеронами – подвійне, тобто може здійснюватися з робочих місць обох пілотів. Для забезпечення синхронності керування лівий штурвал і педалі пілота кінематично пов'язані із правим штурвалом і педалями. Штурвали і педалі змонтовані на загальному пульті керування, встановленому на підлозі кабіни екіпажу під приладовою дошкою. На цьому ж пульті розташовані редуційні гальмівні клапани і змонтовані механізми їх приводу від педаль, а також механізм стоянкового гальма.

Система керування літаком включає в себе систему штурвального керування (СШК), систему керування механізацією крила і систему індикації.

Внутрішня (зовнішня) секція кожної половини РВ відхиляється чотирма гідроприводами. Кожен з гідроприводів будь-якої секції живиться робочою рідиною від окремої гідросистеми.

Золотники рульових приводів внутрішніх секцій РВ з'єднані за допомогою механічної проводки зі штурвальними колонками, а зовнішніх секцій – з конструкцією внутрішніх секцій.

Механічна проводка включає запобіжні пружинні тяги і муфти роз'єднання для забезпечення керування при відмовах типу «заклинювання» і центруючі пружинні тяги для утримування проводки в нейтральному положенні при відмовах типу «роз'єднання».

До механічної проводки під'єднані механізми системи тримування та балансування, системи зміни  $K_{ш}$  і рульові агрегати системи автоматичного завантаження і системи покращення керованості.

При додатку зусиль до правої або лівої штурвальної колонки деформуються пружні елементи датчиків зусиль. Пружні деформації перетворюються в датчиках в електричні сигнали, пропорційні докладеним зусиллям, які надходять в обчислювачі системи автоматичного завантаження. З обчислювачів сигнали після перетворення і підсумовування з сигналами зворотного зв'язку рульових агрегатів надходять на входи цих агрегатів. В результаті штоки рульових агрегатів системи автоматичного

завантаження активного і резервного каналів переміщуються на величину, пропорційну сигналу датчиків зусиль. Один з рульових агрегатів при нормальному функціонуванні системи автоматичного завантаження знаходиться в відключеному стані. Таким чином, у разі прикладання зусиль до будь-якої з штурвальних колонок рульовий агрегат системи автоматичного завантаження переміщує штурвальну колонку і механічну проводку на величину, пропорційну прикладеному зусиллю [21].

### 1.1.2. Літак Boeing 747-8F

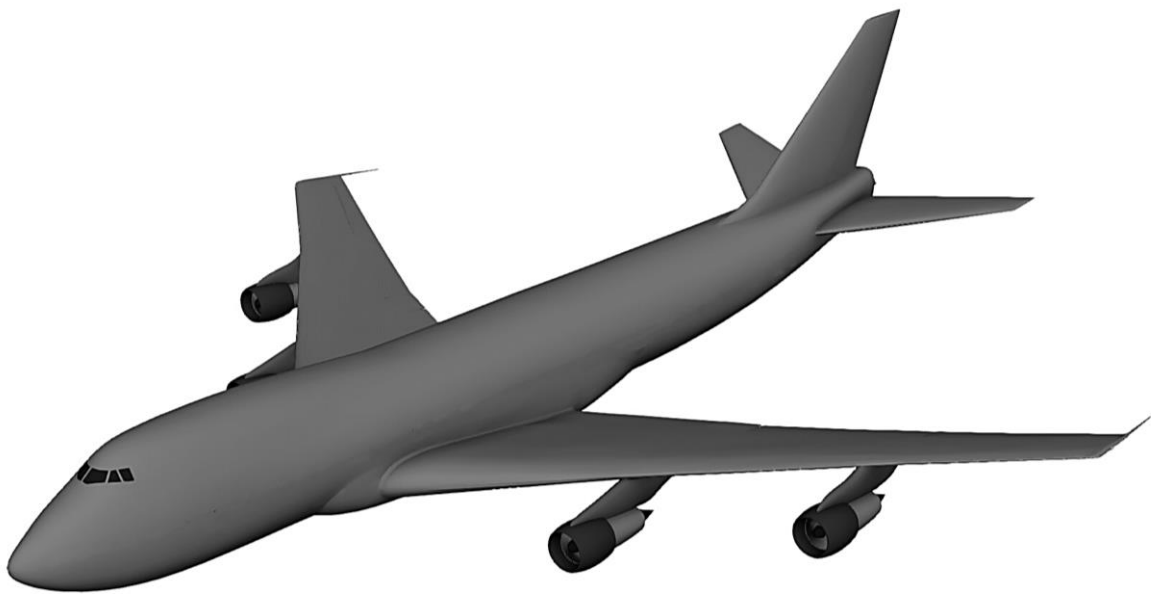


Рис. 1.2. Boeing 747-8F – загальний вид

За допомогою елеронів, руля напрямку і руля висоти здійснюється основне керування положенням літака в польоті. Поверхні керування приводяться в дію і утримуються в заданому положенні за допомогою гідроагрегатів, що обслуговуються чотирма незалежними гідравлічними системами. Всі поверхні керуються за допомогою штурвальної колонки та педалей. Допоміжне керування включає в себе контроль над переставним стабілізатором і спойлерами. Стабілізатор приводиться в дію за допомогою гідравлічних двигунів, керованих головним чином, перемикачами

на штурвалі. Спойлери приводяться в дію за допомогою різних гідравлічних систем і позиціонуються відповідно до сигналів системи керування елеронами.

Система керування рулем висоти забезпечує основне керування літаком по тангажу. Руль висоти розділений на чотири секції, кожна з яких приводиться в рух блоками керування з гідравлічним приводом.

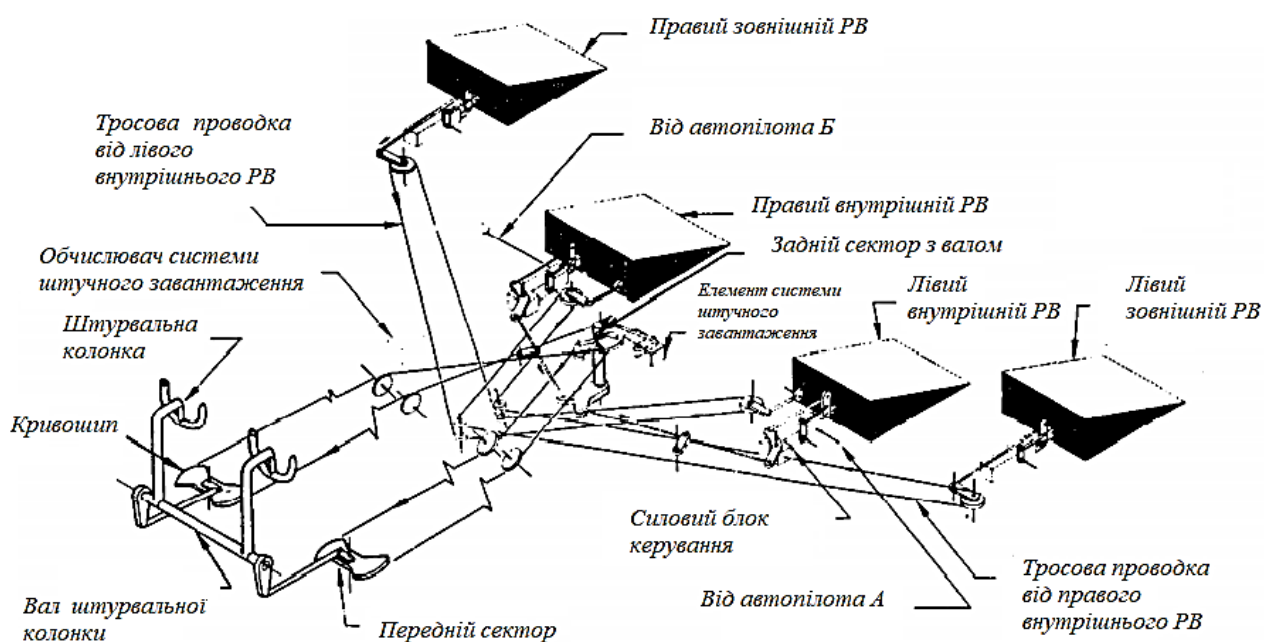


Рис.1.3 Система керування рулем висоти літака Boeing 747-8F

Система складається з штурвалів пілота і другого пілота, переднього сектора і кривошипа, спільного заднього сектора, тросів, важільного механізму і чотирьох силових блоків керування. Перехід на ручне керування не передбачено. Штучне завантаження штурвала здійснюється за допомогою комп'ютерного блоку керування з подвійною чутливістю.

Позиціонування руля висоти здійснюється вручну або за допомогою автопілота. Ручне керування здійснюється штурвалами пілота або другого пілота, які пов'язані між собою механічно. Ця подвійність забезпечується за допомогою окремої тросової проводки від кожної штурвальної колонки до заднього сектора з подвійним зчепленням. Сигнали ручного керування від заднього сектора до бортових силових блоків керування передаються через подвійний зв'язок.

Зовнішні рулі висоти пов'язані з виходами внутрішніх рулів висоти за допомогою єдиної тросової проводки. Вхідні сигнали автопілота можуть бути передані на будь-який або обидва внутрішні сервоприводи, які встановлені в силових блоках керування і пілот може вибрати робочий канал. Робота автопілота будь-якого сервоприводу приводить в рух всю систему ручного керування, включаючи обидві штурвальні колонки. Керування по тангажу також може здійснюватись шляхом зміни кута установки стабілізатора [25].

### 1.1.3. Літак Lockheed C-5 Galaxy



Рис. 1.4. Lockheed C-5 Galaxy – загальний вид

Система керування польотом літака C-5 складається з основних органів керування польотом, додаткових органів керування польотом, системи обмеження швидкості польоту, автоматичного керування польотом і відповідних органів керування в кабіні.

Основна система керування польотом складається з системи керування елеронами, рулем висоти і рулем напрямку. Поверхні керування виконані багатосекційними і складаються з зовнішніх елеронів, чотирьох рулів висоти і двох рулів напрямку. Подвійні гідравлічні приводи розташовані на кожній секції елеронів,

рулів висоти і рулів напрямку. Гідравлічне живлення подається в систему керування польотом від чотирьох окремих гідравлічних систем з приводом від двигуна. Органи керування пілотів підтримують належні відчуття під час нормальної роботи за рахунок використання пружин з додатнім центруванням. Для органів керування елеронами і рулем висоти передбачені вузли сервоприводу з обмеженим крутним моментом (PACS), які зменшують зусилля відриву на органах керування.

Система керування рулем висоти використовується для контролю висоти польоту літака. Це досягається використанням чотирьох окремих поверхонь руля висоти, шарнірно закріплених на задній кромці стабілізатора.

Переміщення штурвальної колонки вперед і назад забезпечує повний рух руля висоти. Поверхні руля висоти приводяться в дію гідравлічними приводами. Відхилення кожної внутрішньої поверхні забезпечується двоканальним гідравлічним силовим сервоприводом. Кожна зовнішня поверхня приводиться в рух як від двоканального, так і від одноканального гідравлічних сервоприводів [24].

#### **1.1.4. Літак Airbus A380-800**



Рис. 1.5. А380-800 – загальний вид



Разом з електро-дистанційною системою керування було додано три можливості: підвищення безпеки шляхом обмеження можливих маневрів, які могли призвести до втрати керування, зменшення ваги конструкції із заборонаю деяких дій, які могли збільшити навантаження конструкції і, нарешті, поліпшення комфорту пасажирів. Додавання всіх цих функцій призвело до дедалі більшої складності системи керування польотом.

A380 має сім комп'ютерів керування польотом: три основних комп'ютера (PRIM), три допоміжних комп'ютера (SEC) та один резервний модуль керування (BCM). Будь-який з трьох PRIM може забезпечити повний контроль літака без обмежень. SEC не забезпечують стабілізованих законів керування, як це роблять PRIM, але у них менша імовірність втрати певної інформації. Вони також мають інше програмне забезпечення, ніж PRIM, тож помилка в одній групі комп'ютерів не впливає на роботу інших. Усі комп'ютери мають командну та моніторингову смуги. Нарешті, існує BCM на випадок повної відмови всіх PRIM та SEC.

A380 має лише два гідравлічні контури замість трьох, як це було на літаках попередніх поколінь. Третій контур замінено місцевим гідравлічним генератором: для приводу деяких сервоприводів функціонує невеликий електродвигун, який створює необхідну для живлення енергію. Ці системи називаються ЕНА (електрогідравлічний привод) або ЕВНА (електрорезервований гідравлічний привод). Цей новий тип архітектури з двома системами дозволяє економити кілька сотень кілограмів на A380, головним чином завдяки зменшенню кількості гідроліній. Це також забезпечує новий рівень безпеки сегрегації системи.

Деякі поверхні керування були розділені на декілька секцій, що живляться від різних електричних та гідравлічних джерел. Так, є два рулі напрямку замість одного, як на всіх інших Airbus, та чотири руля висоти замість двох. На кожному півкрилі встановлено три елерони замість одного. Кожна з поверхонь (крім спойлерів) приводиться в дію двома сервоприводами за допомогою різних гідравлічних систем ЕНА або ЕВНА. Два-три різні комп'ютери (PRIM і SEC плюс BCM) керують кожним із сервоприводів. Тому для втрати керування однією поверхнею має статись багато

відмов. У випадку відмови всіх чотирьох двигунів (або їх генераторів) та ДСУ, електроенергія надходить від аварійної повітряної турбіни (RAT) [23].

## **1.2 Вимоги АП-25 до систем керування ЛА**

Вимоги, що висуваються до літаків транспортної категорії та систем керування – викладені у розділі 25 авіаційних правил [1]. Так як СК є однією з життєво важливих систем ПС, то при її розробці необхідно керуватись вимогами, що висуваються до відповідних систем та агрегатів.

Конструкція літака не повинна мати таких особливостей і частин, які створюють аварійні умови або є ненадійними. Придатність таких частин і деталей повинна визначатися шляхом відповідних випробувань. Поверхні керування повинні проходити випробування на витримування розрахункових навантажень. При цьому також випробовуються кабанчики або фітинги, до яких кріпляться елементи системи керування. Всі важелі та системи керування повинні працювати легко, плавно і чітко, забезпечуючи правильне виконання заданих функцій.

### *25.671. Загальні положення*

Кожен елемент системи керування літаком повинен бути спроектований таким чином або мати чітке і постійне маркування, щоб звести до мінімуму ймовірність невірної збірки, що може привести до неправильного функціонування даної системи.

Шляхом розрахунку та випробувань має бути показано, що літак здатний продовжувати безпечний політ та виконувати посадку після будь-якого з нижченаведених відмов або заклинювання в системі керування польотом і в поверхнях керування (включаючи системи балансування, механізацію, повітряні гальма і механізми завантаження важелів керування) в нормальному діапазоні режимів польоту, не вимагаючи від пілота виняткової майстерності або надмірних зусиль. Ймовірні несправності не повинні надавати значного впливу на роботу системи керування і повинна бути забезпечена можливість їх легкого парирування пілотом.

Літак повинен мати таку конструкцію, щоб він був керований в разі відмови всіх двигунів. Відповідність цій вимозі можна показати розрахунком, якщо буде показано, що прийнята методика надійна.

*25.672. Системи поліпшення стійкості, автоматичні системи і бустерне керування*

Якщо функціонування систем поліпшення стійкості або інших автоматичних систем і бустерного керування необхідно для показу відповідності вимогам до льотних характеристик, то такі системи повинні відповідати таким вимогам:

(a) Повинна бути передбачена чітко помітна пілотом при очікуваних умовах експлуатації, але не вимагає його уваги сигналізація будь-якої відмови в системі поліпшення стійкості або в будь-якій іншій автоматичній або в бустерній системі, яка може спричинити за собою небезпечні умови, якщо пілот не може сам виявити відмову. Системи сигналізації не повинні пускати в хід системи керування.

(b) Конструкція системи поліпшення стійкості або будь-якої іншої автоматичної або бустерної системи повинна забезпечувати можливість втручання пілота в керування на початковій стадії відмов, не вимагаючи від нього виняткової майстерності або значних зусиль, або шляхом відключення системи або її пошкодженої частини, або шляхом пересилення відмови рухом важелів керування в нормальному напрямку.

(c) Слід показати, що після будь-якої одиничної відмови системи поліпшення стійкості або будь-який інший автоматичної або в бустерної системі:

– літак безпечно управляється, якщо відмова або несправність відбувається на будь-якій швидкості або висоті в межах встановлених експлуатаційних обмежень, які є критичними для розглянутої відмови;

– вимоги до керованості і маневреності задовольняються в межах експлуатаційних режимів (наприклад, швидкості, висоти, нормальних перевантажень і конфігурацій літака), які обумовлені в ЛР літака;

– характеристики балансування, стійкості і звалювання не погіршуються більш тих меж, які гарантують безпечне продовження польоту і посадку;

– електродистанційна система керування, яка використовує слабкострумові сигнали, повинна бути захищена від зовнішніх впливів (наприклад, електромагнітних полів, статичного розряду, ударів блискавки).

#### *25.675. Упори*

(a) Всі системи керування повинні бути забезпечені упорами, які надійно обмежують діапазон відхилення всіх рухомих аеродинамічних поверхонь, керованих цією системою.

(b) Розташування упорів не повинно допускати негативного впливу зносу, слабину або регулювання натяжних пристроїв на характеристики керованості літака в разі зміни межі переміщення поверхонь керування.

(c) Упори повинні бути в змозі витримувати будь-які навантаження, відповідні розрахунковим умовам для системи керування.

#### *25.677. Системи тримування*

(a) Конструкція важелів керування системи триммування повинна виключати можливість ненавмисного або різкого спрацювання.

Важелі керування повинні діяти в площині і відповідно до напрямку руху літака.

(b) Поруч з важелями керування системи тримування повинні знаходитися пристрої, що вказують напрямок переміщення важелів керування щодо напрямку руху літака. Крім того, повинні бути передбачені добре видимі покажчики положення балансувальних пристроїв. Покажчик положення балансувальних пристроїв повинен чітко відображати діапазон, в якому був продемонстрований безпечний зліт для всіх центрівок, схвалених для зльоту.

(c) Конструкція систем тримування не повинна допускати самовільного виходу із заданого положення.

Керування тримерами має бути незворотнім, якщо тример не має відповідного вагового балансування і не виключається можливість виникнення флаттера.

(d) Якщо на літаку застосовується необоротна система керування тримерами, проводка від тримера до кріплення пристрою, що забезпечує незворотність, до конструкції літака, повинна бути жорсткою.

*25.679. Пристрої, що запобігають пошкодженню системи від впливу поривів вітру*

(a) Повинен бути передбачений пристрій для запобігання пошкодженню поверхонь керування (включаючи тримери) і системи керування від впливу поривів вітру при знаходженні літака на землі або на воді.

На літаках з незворотнім бустерним керуванням демпфування вітрових збурень на стоянці повинно забезпечуватися рульовими приводами (якщо не передбачені інші засоби демпфування).

Якщо даний пристрій, будучи включеним, не дозволяє пілоту нормально відхиляти поверхні керування, він повинен:

- автоматично вимикатися при нормальній роботі пілота органами керування літаком;
- обмежувати керування літаком таким чином, щоб пілот отримував безпомилкове попередження перед зльотом про те, що поверхні керування застопорені;
- у разі застосування зовнішніх пристроїв стопоріння рулів (наприклад, струбцин і т.п.) також повинні бути вжиті заходи, що запобігають виліт літака з застопореним кермом.

(b) Слід вжити заходів, що запобігають можливість випадкового включення стопора в польоті.

*25.683 Випробування на функціонування*

Шляхом випробувань на функціонування повинно бути показано, що коли частини системи керування, на які діють навантаження від зусиль пілота, навантажуються до 80% експлуатаційного навантаження, передбаченого для даної системи, а частини з силовим приводом навантажуються до максимального

навантаження, очікуваного при нормальній експлуатації, система повинна бути вільною від:

- заїдання;
- надмірного тертя;
- роз'єднання.

При експлуатаційному навантаженні в програмі випробувань літака, проводиться перевірка відсутності заїдань в системах керування при їх функціонуванні. Крім того, повинна бути проведена перевірка можливості відкриття і закриття, випуску і прибирання ступок, шасі, люків, дверей і т.п. після зняття експлуатаційного навантаження.

#### *25.685. Елементи системи керування*

а) Усі деталі системи керування повинні бути сконструйовані і встановлені таким чином, щоб виключалося заклинювання, тертя і зіткнення з вантажами, пасажирями, незакріпленими предметами або замерзання вологи в місцях, де це може викликати відмову системи керування.

(b) У кабіні екіпажу повинні бути передбачені заходи, що запобігають потраплянню сторонніх предметів в такі місця, де вони можуть викликати заклинювання в системі керування.

(c) Повинні бути передбачені заходи, що запобігають ударам тросів або тяг об інші частини літака.

(a\*) Повинні бути передбачені заходи з контролю глибини загвинчування тандерів тросів і регульованих тяг при зборці.

(b\*) Повинні бути передбачені заходи, що запобігають роз'єднанню елементів в системі в процесі експлуатації (в тому числі не повинні застосовуватися осьові шпильки, які піддаються впливу навантажень або переміщуються).

(c\*) Для елементів рухомих сполук і механізмів, відмова яких може порушити функціонування системи керування, повинні бути визначені граничні величини зносів і виключена можливість експлуатації з неприпустимим зносом.

### *25.689. Тросові системи*

(a) Всі троси, вузли кріплення тросів, тандери і ролики повинні бути затвердженого типу. Крім того:

- Троси діаметром менше 3,175 мм (1/8 дюйма) не повинні застосовуватися в основних системах керування елеронами, рульом висоти і напрямку;
- тросові системи повинні бути спроектовані таким чином, щоб виключалася можливість небезпечної зміни в натягу тросів в усьому робочому діапазоні їх переміщень при експлуатаційних умовах і зміни температури.

(b) Тип і розмір ролика повинні відповідати застосовуваним тросам. Ролики і зірочки повинні бути забезпечені встановленими поблизу точок сходу троса (ланцюга) запобіжними пристроями, які запобігають зміщенню і зіскакуванню тросів і ланцюгів. Кожен ролик має перебувати в площині троса, щоб виключалося тертя троса об бортик ролика.

(c) Напрямні тросів повинні встановлюватися таким чином, щоб вони не змінювали напрямку троса більш ніж на 3 °.

(e) Тандери повинні встановлюватися на ділянках троса, що не мають кутових переміщень у всьому діапазоні ходу троса.

(f) Повинна бути забезпечена можливість візуального огляду напрямних тросів, роликів, наконечників і тандерів.

### *25.693. З'єднання*

Вузли з'єднання жорстких тяг системи керування, що мають кутові переміщення, за винятком з'єднань з кульковими і роликівими підшипниками, повинні мати спеціальний коефіцієнт безпеки не менше 3,33 по відношенню до межі міцності на зминання самого м'якого матеріалу, з якого виготовляється підшипник. Цей коефіцієнт може бути зменшений до 2,0 для з'єднань тросової системи керування.

### *25.703. Система аварійної сигналізації при зльоті*

Повинна встановлюватися система аварійної сигналізації при зльоті, що відповідає таким вимогам:

(а) Система повинна забезпечувати пілотам звукову сигналізацію, яка автоматично включається в ході початкової ділянки зльоту, якщо літак знаходиться в конфігурації, включаючи будь-яку з наступних, при яких не може бути проведений безпечний зліт:

– закрилки або предкрилки знаходяться поза схваленого діапазону положень для зльоту;

– інтерцептор (включаючи інтерцептори поперечного керування, що відповідають вимогам 25.671), повітряні гальма або пристрої поздовжнього балансування знаходяться в положеннях, що не відповідають виконанню безпечного зльоту;

– гальмо і система стопоріння не відключені;

– не розстопорені рулі.

(б) Сигналізація, що відповідає вимогам пункту (а) цього параграфу, повинна тривати до тих пір поки:

– екіпажем не буде вжито заходів для припинення зльоту;

– літак не збільшить кут атаки для розбігу;

– сигналізація не буде відключена екіпажем.

(с) Умови включення сигналізації повинні чітко залежати від прийнятих для сертифікації діапазонів злітних ваг, висот аеродромів і температур.

*25.865. Пожежний захист органів керування, вузлів кріплення двигунів і інших конструкцій, що забезпечують політ*

Життєво важливі органи керування, вузли кріплення двигунів і інші конструкції, що забезпечують політ, розташовані в встановлених пожежонебезпечних зонах або в суміжних зонах, які можуть бути схильні до впливу полум'я в пожежонебезпечній зоні, повинні бути виготовлені з вогненепроникного матеріалу або бути захищені так, щоб вони могли витримувати вплив пожежі.



## **1.3. Обґрунтування вибору схеми**

### **1.3.1. Тактико-технічні вимоги**

В основі проекту закладено виконання таких основних вимог :

- забезпечення необхідної економічності перевезень;
- забезпечення необхідних життєвих умов для екіпажу під час польоту і максимального комфорту;
- забезпечення можливості виконання польотів в умовах поганої видимості і в умовах польоту за приладами;
- забезпечення стабільності перевезень.

В процесі проектування необхідний об'єм виконання даних вимог повинен відповідати нормам, які визначені в Авіаційних Правилах України і документах ІКАО.

Найважливішим завданням при проектуванні літака є максимальне зменшення витрат палива, як за рахунок аеродинамічного компонування, так і за рахунок раціонального вибору типу силової установки.

Норми льотної придатності літаків вимагають, щоб літак мав не менше двох двигунів. Це необхідно для того, щоб в разі відмови одного двигуна в кінці злітно-посадкової смуги (ЗПС) літак міг здійснити зліт і набір безпечної висоти з певною величиною вертикальної швидкості і кутом нахилу траєкторії зльоту. При відмові 50% двигунів в польоті літак повинен бути здатний продовжити горизонтальний політ з меншою висотою і швидкістю. Оптимальна кількість двигунів на літаку залежить від його маси, дальності польоту, класу аеродрому базування, параметрів двигуна.

Проектований літак призначений для здійснення великомасштабних повітряних перевезень на маршрутах дальньої протяжності в достатній мірі обладнаних засобами аеронавігації.

Основні характеристики літака наведено в Таблиці 1.2., креслення загального виду наведено в Додатку А (НАУ 20 08 60 01 000).

## Основні технічні характеристики літака-прототипу

1	Довжина, м	69,1
2	Розмах крила, м	73,3
3	Висота, м	21,08
4	Злітна маса, т	392
5	Пасажиромісткість, чол.	88
6	Корисне навантаження, т	120
7	Маса спорядженого літака, т	172
8	Маса палива у внутрішніх баках ( $\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$ ), т	212
9	Двигуни ТРДД Д-18Т: - злітна тяга ( $H = 0, +28^\circ\text{C}$ ), кгс - крейсерська тяга ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кгс - питома крейсерська витрата палива ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кг/кг·год - суха маса, кг	23430 4860 0,546 4100
10	Швидкість: - максимальна, км/год - крейсерська, км/год	865 850
11	Крейсерська висота, м	11100
12	Практична дальність (з максимальним вантажем), км:	4800
13	Необхідна довжина ЗПС ( $H = 0, SA$ ), м:	3000
14	Паливна ефективність, г/т км	145
15	Крейсерська якість ( $M = 0,7, C_y = 0,45$ )	17,8

Проектоване повітряне судно являє собою важкий дальньомагістральний транспортний літак, виконаний за типом класичного аеродинамічного компонування, за схемою високоплан з чотирма двухконтурними двигунами, розміщеними у гондолі під крилом, багатостійковим шасі і має суцільнометалеву конструкцію виду

напівмонокок. Літак може виконувати польоти на всіх географічних широтах, вдень і вночі, в простих і складних метеорологічних умовах.

Схема «високоплан» застосовується на переважній більшості вантажних літаків у світі. Саме на вантажних літаках переваги цієї схеми проявляються у максимальному обсязі, а незначні недоліки нівелюються додатковими конструктивними рішеннями.

Верхнє розташування крила дозволяє:

- розташувати фюзеляж низько до поверхні землі, що підвищує технологічність завантаження вантажної кабіни, тим самим 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 невисоку інтерференцію крила і фюзеляжу;
- отримати вищі, в порівнянні з нижнім розташуванням крила, аеродинамічні характеристики, зокрема коефіцієнт підйомної сили  $C_y$ .

Даний літак проектується за нормальною схемою, тобто ГО розташоване за крилом.

Основними перевагами нормальної схеми є:

- можливість ефективного використання механізації крила;
- легке забезпечення балансування літака з випущеними закрилками;
- розміщення оперення за крилом, що дозволяє виконати носову частину фюзеляжу коротше, що не тільки покращує огляд пілотові, а й зменшує площу ВО, так як укорочена носова частина фюзеляжу викликає появу меншого дестабілізуючого шляхового моменту;
- можливість зменшення площ ВО і ГО, так як плече ВО і ГО значно більше, ніж у інших схем.

Природньо, що для розглянутої схеми характерні і недоліки:

- ГО створює негативну підйомну силу майже на всіх режимах польоту, що призводить до зменшення підйомної сили всього літака;

– ГО функціонує в збуреному повітряному потоці за крилом, що негативно позначається на його роботі.

При виборі місця установки двигунів враховують особливості загального компонування літака, умови експлуатації і забезпечення максимального ресурсу двигунів, отримати найменшим лобове опір силової установки, звести до мінімуму втрати повітря в повітрозабірник. В даній схемі літака двигуни розміщуються під крилом на пілонах, що забезпечує вище зазначені переваги. Одним з недоліків цієї схеми розміщення двигунів на крилі є те, що зі збільшенням ступеня двоконтурності збільшується діаметр двигуна. Тому при компонуванні двигунів під крилом необхідно збільшувати висоту шасі для забезпечення нормованої відстані від обводу мотогондоли до поверхні землі.

Проектований літак має багатостійкове шасі забезпечене 24 колесами, дозволяє експлуатувати літак з ґрунтових злітно-посадкових смуга також змінювати кут нахилу фюзеляжу, що полегшує проведення вантажно-розвантажувальних робіт. Багатостійкове шасі застосовується на літаках з великою злітною масою. Даний тип шасі дозволяє рівномірно розподілити вагу літака на ЗПС, що дозволяє знизити ступінь шкоди смузі. У цій схемі спереду можуть стояти дві і більш стійкі, але це знижує маневреність машини на землі. Для підвищення маневреності в багатоопорних апаратах основні опори також можуть управлятися, як і носові.

### **1.3.2. Опис проекрованої системи літака**

Система штурвального керування являє собою систему з незворотнім бустерним керуванням, включає канали РВ, РН і елеронів з інтерцепторами-елеронами і складається з:

- проводки керування;
- рульових приводів в каналах РВ, РН, елеронів і інтерцепторів-елеронів;
- електрогідравлічної системи автоматичного завантаження важелів керування в каналі РВ, каналі елеронів і пружинного резервного завантаження в цих каналах;

- пружинного завантаження в каналі РН;
- електромеханічної системи тримування і балансування та резервної механічної системи тримування в каналі РВ;
- електромеханічної системи тримування в каналах РН і елеронів з інтерцепторами-елеронами;
- електрогідравлічної системи поліпшення стійкості в каналах РВ і РН;
- електромеханічної системи зміни  $K_{\text{Ш}}$  в каналах РВ і РН;
- засобів індикації та сигналізації.

Розміщення рульових поверхонь літака показано на рис. 1.6.

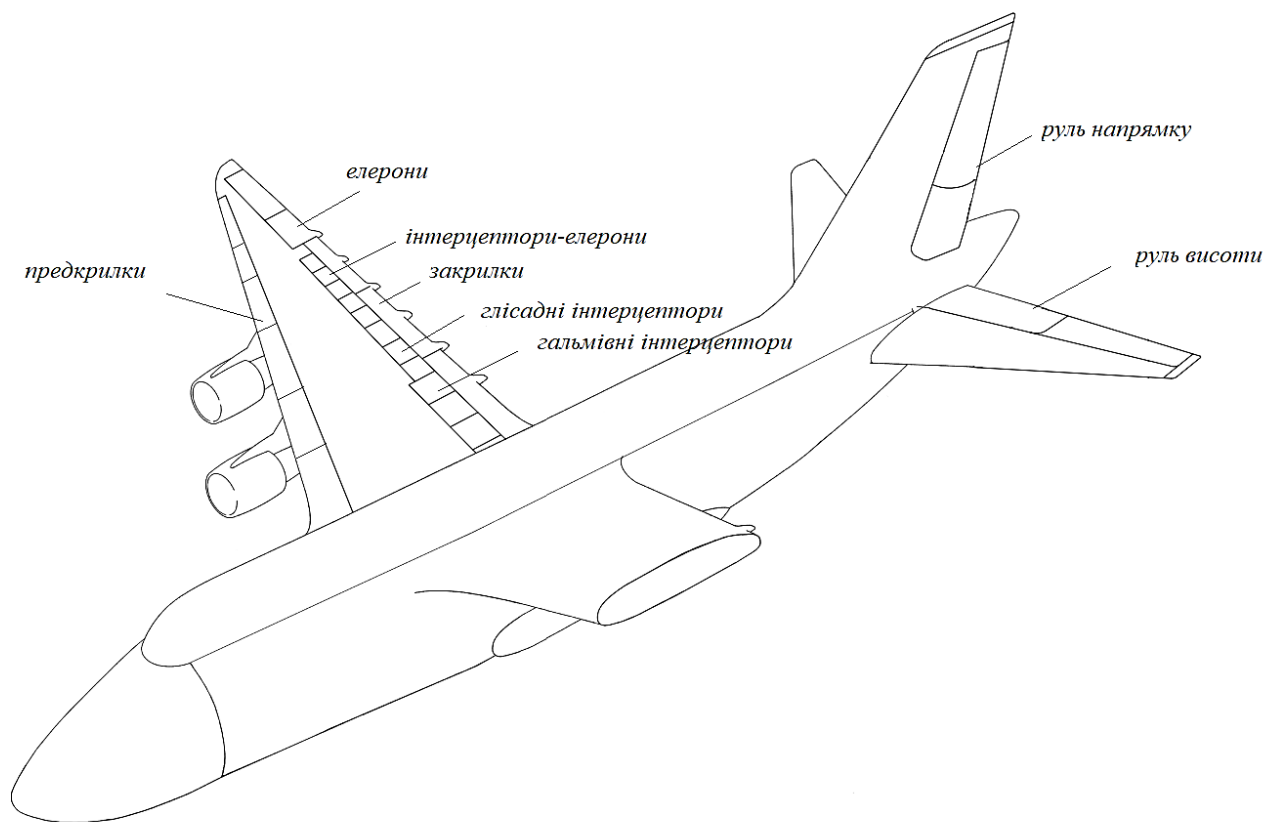


Рис. 1.6. Рульові поверхні літака

Механічна провідка кожного з трьох каналів СШК включає вхідну ділянку (від важелів керування до золотників рульових приводів) і вихідну ділянку (від рульових приводів до керованої поверхні).

У всіх каналах провідка керування резервована: механічна по одному борту фюзеляжу і електродистанційно-механічна по іншому. Провідка керування пов'язана

із золотниками рульових приводів тільки корневих секцій керованих поверхонь. Керування кінцевими секціями здійснюється від корневих секцій.

Характерною особливістю проводки СШК є наявність в ній спеціальних пристроїв, що обмежують максимальні навантаження: граничних тяг, агрегатів відключення, запобіжних муфт і пружинних тяг з гарантованим запасом пружного ходу.

Завдяки перерахованим вище конструктивними особливостями СШК зберігає свою працездатність при будь-якій відмові типу "заклинювання" або "роз'єднання".

У фюзеляжі проводка розташована таким чином: зліва – тяги керування рулем напрямку, посередині – тяги керування рулем висоти, праворуч – елеронами.

Схема розташування проводки показана на рис. 1.7.

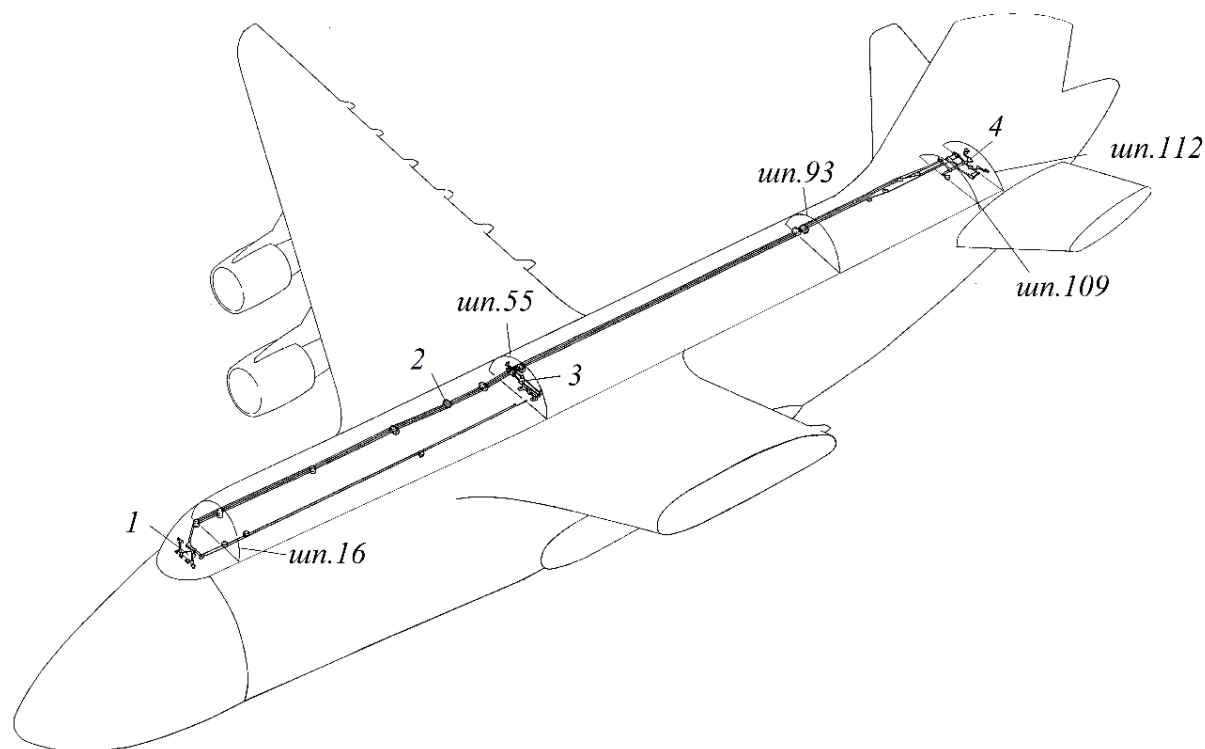


Рис. 1.7. Розташування проводки:

- 1 – штурвальні колонки; 2 – проводка керування; 3 – гермовузол на шп.55;
- 4 – рульова машина автопілота на шп.109

Система керування рулем висоти (Додаток А, НАУ 20 08 60 02 000) призначена для поздовжнього керування літаком і повинна забезпечувати характеристики стійкості і керованості на всіх режимах польоту і при очікуваних умовах експлуатації.

Для забезпечення заданих характеристик завантаження штурвальних колонок, зміни цих характеристик в залежності від швидкості польоту, для підвищення поздовжньої стійкості літака, поліпшення характеристик керованості, тримування зусиль на штурвальних колонках і для сигналізації перевищення допустимого кута атаки система керування рулем висоти обладнана: системою автоматичного завантаження (САЗ), системою поліпшення стійкості та керованості (СПК), системою зміни передаточного відношення механічної проводки (СК<sub>ш</sub>), системою тримування і балансування (СТБ), механізмами тряски штурвалів.

Система керування рулем висоти (РВ) забезпечує:

- керування РВ в двох режимах – основному і резервному. В основному режимі керування здійснюється штурвальними колонками лівим або правим пілотом за допомогою системи автоматичного завантаження або автоматично – по командам системи автоматичного керування. У резервному режимі керування здійснюється штурвальними колонками при відключених рульових агрегатах системи автоматичного завантаження;

- можливість роз'єднання (при необхідності) штурвальних колонок і керування секціями однієї половини РВ;

- електродистанційне від'єднання рульових агрегатів системи автоматичного завантаження;

- контроль положення РВ;

- тримування зусиль на штурвальних колонках в двох режимах – основному і резервному.

В основному режимі тримування – автоматичне за допомогою системи тримування та балансування (при включенні каналу тангажа системи автоматичного керування) і ручне електродистанційне, в резервному режимі – ручне механічне:

- контроль спрямування зусиль на штурвальній колонці;

- попередження пілотів за допомогою вібраторів штурвалів про вихід

літака на критичні кути атаки;

- автоматичне демпфування коливань літака по тангажу за допомогою системи покращення керованості;
- можливість відшукати справний канал (борт) системою покращення керованості при нерозрахованих відмовах;
- зміна передавального відношення механічної проводки за допомогою  $K_{III}$  в двох режимах – основному і резервному.
- контроль значення  $K_{III}$ ;
- сигналізацію відмов систем: автоматичного завантаження, покращення керованості, тримування та балансування і зміни  $K_{III}$ .

Керування рулем висоти здійснюється як одночасно, так і окремо - першим або другим пілотом за допомогою двох колонок (3) і (6). Штурвальні колонки (3) і (6) (рис. 8) лівого і правого пілотів з'єднані жорсткою проводкою з механізмом (1) роз'єднання колонок і сектором-качалкою (7) відповідно. У жорстку проводку послідовно включені датчики зусиль (4) і (5) системи автоматичного завантаження.

Механізм роз'єднання призначений для від'єднання лівої штурвальної колонки від правої і пов'язаної з нею механічної проводки в разі її заклинювання. Механізм складається з трьох кронштейнів, вала із трьома качалками, пружинної тяги з фіксувальною качалкою і муфти роз'єднання.

Вал разом із закріпленими на ньому двома качалками (7) і (9) встановлений шарнірно в кронштейнах (4) і (8), які кріпляться до каркасу підлоги кабіни в районі шпангоута № 14.

Качалка (7) з'єднана з лівої штурвальної колонкою. Качалка (9) з'єднана завантажувальною пружинною тягою з механізмом тримування СТБ.

Третя качалка (5) насаджена на вал вільно і з'єднана з правою штурвальною колонкою. На качалці закріплена муфта (10) роз'єднання. Ролик важеля муфти входить в стикання з профільованою поверхнею, що фіксує качалку (3), котра в свою чергу утримує важіль у взведеному положенні. Вісь ролика в цьому випадку збігається з віссю вала.



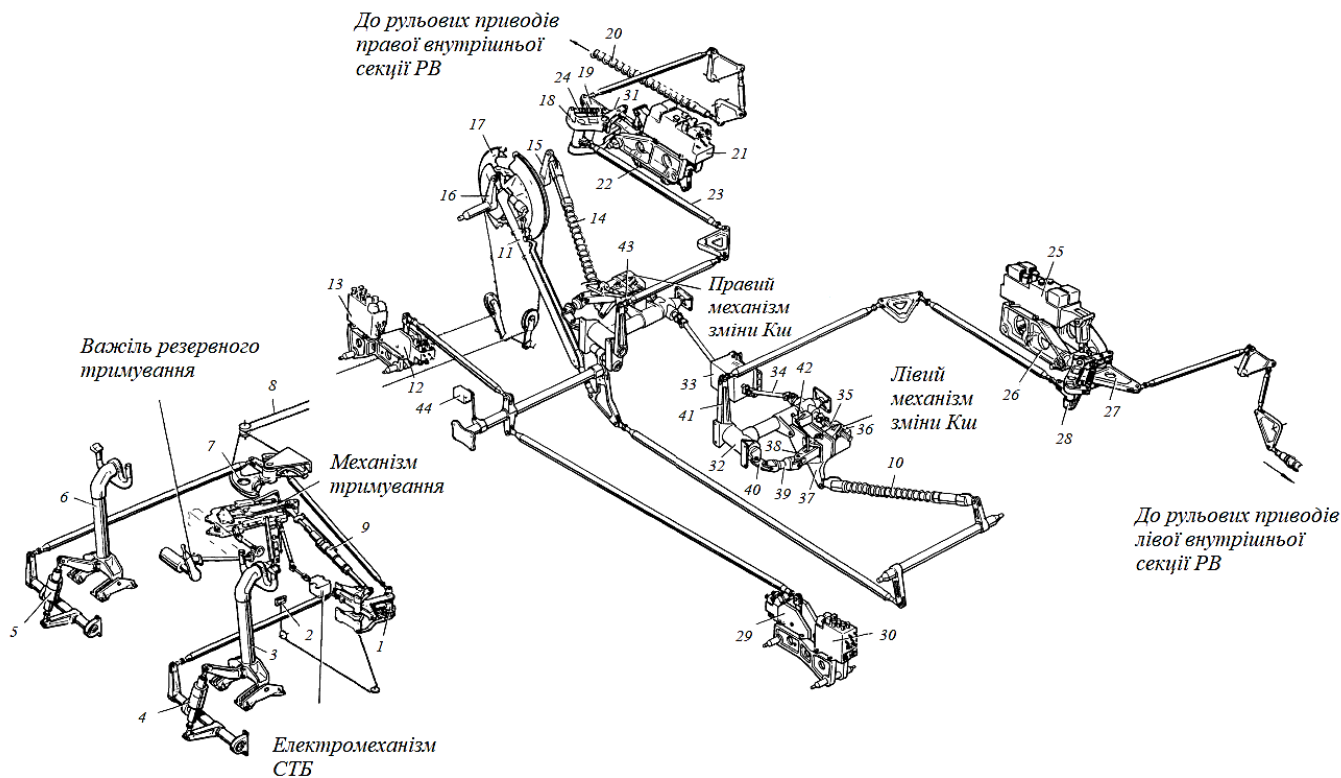


Рис. 1.8 Схема керування рулем висоти в фюзеляжі

Качалка (3) шарнірно закріплена на кронштейні (2), який кріпиться болтами до полиці кронштейна (4). Одне плече качалки з'єднане з пружинною тягою (1), яке утримує її від повороту. Друге плече качалки (3), що має профільовану поверхню, з'єднане тросовою проводкою з рукояткою „РУЛЬ ВИСОТЫ, РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ" на центральному пульті. Палець муфти входить в зачеплення з качалкою (7), на якій є два упори (6) і (11), що обмежують кут її відхилення.

При відхиленні, наприклад, лівої штурвальної колонки рух передається на качалку (7), через качалку (9) - на обтиснення або розтягнення завантажувальної пружинної тяги, через палець муфти (10) - на качалку (5) і через сектор-качалку - на правий штурвал і на механічну проводку керування.

При відхиленні рукоятки „РУЛЬ ВИСОТЫ, РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ" з гнізда качалка (3) починає відхилятися, поки ролик важеля муфти не ввійде в зіткнення її з профільованою поверхнею. При подальшому відхиленні качалка відхиляє важіль і муфта роз'єднання спрацьовує. При спрацьовуванні муфти

роз'єднання палець муфти виходить із зачеплення з качалкою (7) і рух на праву штурвальну колонку і механічну проводку керування не передається.

Доступ до сектору-качалки (7), механізму роз'єднання і жорсткої проводки, що зв'язує їх з лівою і правою штурвальними колонками і механізмом тримування СТБ, здійснюється з боку вантажної кабіни. Сектор-качалка (7) пов'язана тросовою проводкою з сектором (17) температурного компенсатора. Компенсатор складається з сектора і пружинного механізму з валом. Сектор виконаний з двох половин, вільно насаджених на валу. Кожна половина сектора пов'язана регульованою тягою з двоплечевою качалкою пружинного механізму, закріпленого на валу. Качалка під дією пружин прагне розтиснути обидві половини сектора, а тросову проводку, закріплену на ньому – натягнути із зусиллям, пропорційним попередньому зтягуванню пружин.

Система керування в хвостовій частині літака складається з системи керування правої половини руля висоти, що складається з послідовно з'єднаних тягами сектора (17) температурного компенсатора, правого механізму  $K_{III}$ , правого диференціального механізму з рульовим агрегатом (21) СПК і рульових приводів правої внутрішньої секції руля висоти, і системи керування лівою половиною руля висоти, що складається з послідовно з'єднаних тягами рульових агрегатів САЗ (13) і (30) з агрегатами відключення (12) і (29), лівого механізму  $K_{III}$ , лівого диференціального механізму з рульовим агрегатом (25) СПК і рульових приводів лівої внутрішньої секції руля висоти. Обидві системи з'єднані між собою запобіжною муфтою (11).

Диференціальний механізм призначений для підсумовування рухів від штурвальної колонки і рульового агрегату СПК і складається з качалок (18), (19) і (31). Качалки (18) і (31) закріплені шарнірно на одній осі на качалці (19).

Двоплечева качалка (18) пов'язана одним плечем з вихідною качалкою механізму  $СК_{III}$ , а іншим – з centruючою пружинною тягою (22), що служить одночасно обмежувачем ходу проводки керування від рульового агрегату (21) СПК. Качалки (19) і (31) пов'язані відповідно з проводкою керування рульовими приводами і вихідною ланкою рульового агрегату (21). Попередньо стиснута пружина (24), встановлена між качалками (18) і (31), забезпечує їх відносну нерухомість до тих пір,

поки зусилля рульового агрегату (21) менше зусилля попередьо стиснутої пружини (24). Це необхідно для компенсації зайвого ходу штока рульового агрегату (21) на висування.

Лівий і правий диференціальні механізми так само, як і механізми зміни  $K_{III}$ , однакові за конструкцією. Керування механізмами здійснюється через карданні вали (34) від електромеханізма (33)  $СК_{III}$ . На вхідній качалці правого механізму встановлений датчик (43) індикатора значення  $K_{III}$  РВ, а на вихідній качалці (38) лівого механізму - механізм кінцевих вимикачів (42)  $СК_{III}$ .

Сектор, рульові агрегати САЗ і СПК, агрегати відключення САЗ і механізми зміни передавального віднішення розташовані в хвостовій частині фюзеляжу між шпангоутами 111 і 112 у відсіку оперення.

Рульові приводи внутрішніх і зовнішніх секцій руля висоти шарнірно кріпляться корпусом до заднього лонжерона стабілізатора, а штоком - до лонжерону руля висоти.

Золотники рульових приводів зовнішніх секцій руля висоти з'єднані за допомогою жорсткої проводки з лонжероном внутрішньої секції руля висоти. В жорсткій проводці встановлені пружинні запобіжні і центруючі тяги.

Доступ до рульових приводів і жорсткої проводки, що з'єднує їх, здійснюється через відкидні панелі на нижній поверхні хвостової частини стабілізатора [22].

### **1.3.3. Опис роботи проектованої системи**

При прикладанні зусиль до правої або лівої штурвальної колонки деформуються пружні елементи датчиків зусиль (4) і (5). Пружні деформації в датчиках перетворюються в електричні сигнали, пропорційні прикладеним зусиллям, які надходять в обчислювачі САЗ. З обчислювачів сигнали після перетворення і підсумовування з сигналами зворотного зв'язку рульових агрегатів надходять на входи цих агрегатів. В результаті штоки рульових агрегатів активного і резервного каналів переміщуються на величину, пропорційну сигналу з датчиків зусиль.

Переміщення штока рульового агрегату (13) через агрегат відключення (12) (рульової агрегат (30) при нормальному функціонуванні САЗ за допомогою агрегату відключення (29) від'єднаний від механічної проводки) передається:

- через жорстку проводку, запобіжну муфту (II), правий- і лівий механізми зміни Кш на качалки (18) і (28) диференціальних механізмів з рульовими агрегатами СПК;
- через тросову і жорстку проводку на відхилення правої штурвальної колонки і через механізм роз'єднання (I) на відхилення лівої штурвальної колонки і обтиснення або розтягнення резервної завантажувальної пружинної тяги (9).

При нерухомому штоку, наприклад, рульового агрегату (21) СПК качалки (18) і (31) повертаються спільно навколо точки приєднання качалки (31) до штоку і захоплюють за собою качалку (19).

При спрацьовуванні рульового агрегату (21) і при переміщенні його штока качалки (18) і (31) повертаються навколо точки приєднання качалки (18) до тяги (23) і захоплюють за собою качалку (19). Одночасно відбувається стиснення або розтягнення центруючої пружинної тяги (22).

При певному ході штока рульового агрегату (21) на висування пружинна тяга (22) стає на упор, качалка (18) зупиняється, а качалка (31), обтиску пружину (24), продовжує рух до крайнього положення штока рульового агрегату (21).

Поворот качалки (19) викликає переміщення через пружинні тяги (2) золотників рульових приводів і обтиснення або розтягнення центруючої пружинної тяги (3).

При переміщенні золотників рульових приводів рідина під тиском направляється в праву або ліву порожнину циліндрів і переміщує штоки приводів в ту чи іншу сторону, що призводить до відхилення внутрішньої секції руля висоти.

При відхиленні внутрішньої секції точка приєднання пружинної тяги (4) до лонжерону керма зміщується, що викликає переміщення пружинного тяги і через жорстку проводку – переміщення золотників рульових приводів і відхилення зовнішньої секції руля висоти.

Одночасно відбувається стиснення або розтягнення центруючої пружинної тяги (5).

## 1.4 Визначення розрахункових навантажень в елементах вхідних ділянок проводки СШК в каналі тангажа

При визначенні розрахункових навантажень вхідна проводка керування кожного з каналів СШК від важелів керування до золотників рульових приводів умовно розділена на ділянки, що закінчуються пристроєм, який обмежує навантаження.

В якості розрахункового випадку прийнята механічна відмова типу "заклинювання" на будь-якій ділянці проводки.

Розрахункові навантаження на окремих ділянках визначені від нормованих зусиль на командних важелях і малих руків'ях при одинарному і подвійному керуванні, розрахункових зусиль приводів САЗ, СПК і СКШ з урахуванням наявності в проводці різного роду пристроїв, що обмежують навантаження (пружинних тяг, агрегатів відключення, граничних тяг, муфт).

Можливість зміни пружних характеристик, що обмежують навантаження пристроїв при їх експлуатації в несприятливих умовах врахована коефіцієнтом завантаження пружин  $K_{зат.} = 1,5$ .

Розрахункові зусилля пружинних тяг визначалися за формулою:

$$S = \pm f \cdot K_{зат.} \cdot \left( P_1 + \frac{P_2 - P_1}{F} \right) \Delta F$$

де  $S$  – розрахункове зусилля пружинної тяги;

$f = 2,0$  – коефіцієнт безпеки;

$K_{зат.} = 1,5$  – коефіцієнт завантаження;

$P_1$  – зусилля попереднього обтиску пружинної тяги;

$P_2$  – зусилля пружинної тяги в кінці ходу  $F$ ;

$\Delta F$  – хід пружинного тяги, що відповідає розрахунковому випадку.

Примітка. Параметри  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $F$  – за кресленням відповідної пружинної тяги.

При розрахунку навантажень кути між осями тяг і площин обертання качалок менше  $2^\circ$  не враховано, індекси "п" та "л" ділянок проводки, кінематично не відмінні один від одного, опущені.

Кінематична схема керування по каналу тангажа зображена на рис 1.9.

Розрахункові навантаження на окремих ділянках проводки керування РВ визначені:

- на ділянці 1-13 (74) (від штурвальної колонки до пружинної тяги 13-14 і до граничної тяги 74-75) від розрахункових нормованих зусиль на штурвальної колонці при одинарному і подвійному керуванні з урахуванням довантажувача від зусиль пружинного завантажувача 7-8;
- ділянка 81-78 від агрегатів відключення АО-1 (поз.Д) до пружинної тяги 14л-78 від розрахункового наявного зусилля агрегату відключення АО-1;
- на ділянці 78-83п (83л) (від рульових агрегатів РА-79 (поз.Г) до пружинної тяги 78-14л (поз.Д)) від розрахункових зусиль агрегату РА-79 і граничної тяги 74-75;
- на ділянці 13-49п (від пружинного тяги 13-14 до пружинних тяг перед золотниками рульових приводів РП-72 кореневої секції РВ) від розрахункових зусиль пружинної тяги 13-14 з урахуванням зусиль центрувальної пружинної тяги 48п-49п;
- на ділянці 50-71 (від пружинного тяги 50-51 до пружинних тяг перед золотниками рульових приводів РП-68-01 кінцевий секції РВ) від розрахункових зусиль пружинної тяги 50-51 з урахуванням зусиль центрувальної пружинної тяги 67-68;
- на ділянці 109-114 (від електроприводу МВЕ-25 Д5 до механізму зміни Кш) від розрахункового крутного моменту, що розвиває електропривод МВЕ-25 Д5 (поз.З);
- на ділянці 7-106 (механізм тримування РВ) від розрахункових зусиль пружинного завантажувача 7-8, розрахункового крутного моменту електроприводу МВЕ-25 Д5 і нормованих зусиль на руків'ї резервного керування.

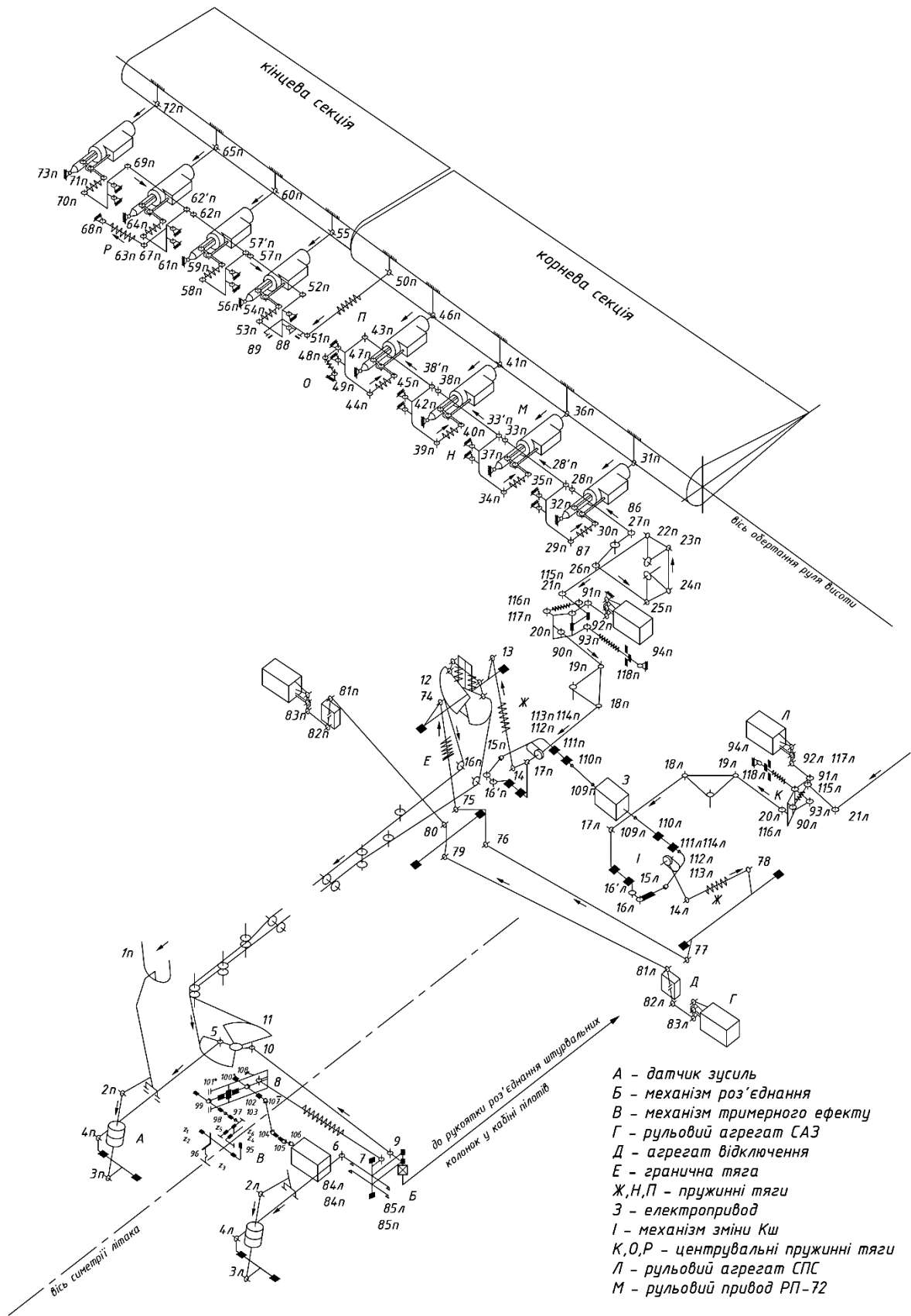


Рис. 1.9 Кінематична схема керування по каналу тангажа

При розрахунку навантажень прийнято:

- "нейтральне положення проводки керування РВ" – положення проводки, при якому РВ і штурвальна колонка знаходяться в нейтральному положенні;
- "крайне переднє положення проводки керування РВ" – положення проводки, при якому РВ відхилений вниз в крайнє положення, штурвальна колонка відхилена вперед в крайнє положення;
- "крайне заднє положення проводки керування РВ" – положення проводки, при якому РВ відхилений вгору в крайнє положення, штурвальна колонка відхилена назад в крайнє положення.

#### **1.4.1 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 1-13 (74) від штурвальних колонок до пружинної тяги 13-14 (граничної тяги 74-75)**

Навантаження на ділянці визначені від розрахункових нормованих зусиль на штурвальних колонках (т.т. 1л, 1п) з урахуванням зусиль пружинного завантажувача (7-8).

Нормовані розрахункові навантаження на штурвальній колонці:

- при одинарному керуванні (від одного пілота):

$$P_{шт.}^P = 120 \cdot 2 = 240 \text{ кгс};$$

- при подвійному керуванні (від двох пілотів):

$$P_{шт.лев.}^P = P_{шт.прав.}^P = 0,75 \cdot 120 \cdot 2 = 180 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля пружинного завантажувача 7-8:

- попереднього підтискання:

$$S_{7-8}^P = \pm 10,8 \cdot 2 = \pm 22 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 28 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок "від себе" з нейтрального в крайнє переднє положення:

$$S_{7-8}^P = - \left( 10,8 + 28 \frac{356 - 10,8}{70} \right) \cdot 2 = - 298 \text{ кгс};$$



– при розтягненні на хід 35,5 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок "на себе" з нейтрального в крайнє заднє положення:

$$S_{7-8}^p = ( 10,8 + 35,5 \frac{356 - 10,8}{70} ) \cdot 2 = 372 \text{ кгс};$$

– при розтягненні на хід  $28 + 35,5 = 63,5$  мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок з одного крайнього положення в інше:

$$S_{7-8}^p = \pm ( 10,8 + 63,5 \frac{356 - 10,8}{70} ) \cdot 2 = \pm 648 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля роз'єднання граничної тяги 74-75:

$$S_{74-75}^p = \pm 160 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 480 \text{ кгс};$$

Розрахунок навантажень на ділянці 1-13 (74) виконаний при нейтральному положенні механізму триммування.

Розрахункове зусилля на ділянках 4-5, 4-6 (одинарне керування):

$$S_{4-5} = S_{4-6} = \frac{M_{3-4}}{h_4} = 783 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження від пружинної тяги 13 (подвійне керування):

$$P_{13} = \frac{M_{12-13}}{h_{13}} = 1255 \text{ кгс};$$

Розрахунок навантажень на упори 84 і 85 крайніх положень штурвальних виконано не враховуючи при цьому розвантаження упорів від зусиль пружинного завантажувача.

Розрахункове зусилля на ділянках 4-5, 4-6 (одинарне керування):

$$S_{4-5} = S_{4-6} = \frac{M_{3-4}}{h_4} = 783 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на упор 84 (подвійне керування):

$$P_{84(yu)} = \frac{M_{yu}}{h_{84}} = 1598 \text{ кгс};$$

Розрахункове зусилля на руків'ї роз'єднання штурвальних колонок:

$$P_{p.um}^p = 20 \cdot 2 = 40 \text{ кгс}.$$

### 1.4.2 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 13-49п (від пружинної тяги 13-14 до пружинних тяг перед золотниками рульових приводів РП-72 кореневої секції РВ)

Навантаження на ділянці 13-49п визначені від розрахункових зусиль пружинної тяги 13-14 з урахуванням зусиль центрувальної пружинної тяги 48п-49п.

Розрахункові зусилля пружинної тяги 13-14, а також 14л-78:

- попереднього підтискання:

$$S_{13-14}^p = \pm 30,5 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 92 \text{ кгс};$$

- при розтягненні на хід 69 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок "від себе" з нейтрального в крайнє положення:

$$S_{13-14}^p = ( 30,5 + 69 \frac{59 - 30,5}{172} ) \cdot 2 \cdot 1,5 = 126 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 97 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок "на себе" з нейтрального в крайнє положення:

$$S_{13-14}^p = - ( 30,5 + 97 \frac{59 - 30,5}{172} ) \cdot 2 \cdot 1,5 = - 140 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 167,5 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок з одного крайнього положення в інше:

$$S_{13-14}^p = \pm ( 30,5 + 167,5 \frac{59 - 30,5}{172} ) \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 175 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля центрувальної пружинної тяги 93-94 СУУ:

- попереднього підтискання:

$$S_{93-94}^p = \pm 70 \cdot 2 = \pm 140 \text{ кгс};$$

- при розтягненні на хід 9,5 ми до упору, що відповідає відхиленню руля висоти вгору на кут 2°:

$$S_{93-94}^p = (70 + \frac{90 - 70}{35} \cdot 9,5) \cdot 2 = 151 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 35 мм, що відповідає відхиленню руля висоти вниз на кут 9 °:

$$S_{93-94}^P = - (70 + \frac{90 - 70}{35} \cdot 35) \cdot 2 = - 180 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля центрувальної пружинної тяги 48-49:

- попереднього підтискання:

$$S_{48-49}^P = \pm 8,9 \cdot 2 = \pm 18 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 18 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки "від себе" з нейтрального в крайнє переднє положення:

$$S_{48-49}^P = - (8,9 + 18 \frac{15 - 8,9}{34}) \cdot 2 = - 24 \text{ кгс};$$

- при розтягненні на хід 27,5 мм, що відповідає переміщенню штурвальних колонок "на себе" з нейтрального в крайнє заднє положення:

$$S_{48-49}^P = (8,9 + 27,5 \frac{15 - 8,9}{34}) \cdot 2 = 28 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля пружинної тяги 115-116 СПК:

- попереднього підтискання :

$$S_{115-116}^P = - 114,9 \cdot 2 \cdot 1,5 = - 345 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 18 мм, що відповідає переміщенню проводки (т.92) від упору 118 в крайнє положення (компенсація надлишку ходу РА-81 СПК):

$$S_{115-116}^P = - 132,6 \cdot 2 \cdot 1,5 = - 398 \text{ кгс}.$$

Максимальне розрахункове зусилля, що розвивається двома каналами рульового агрегату РА-81 СПК:

$$P_{92}^P = \pm (300 + 160) \cdot 2 = \pm 920 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля пружинних тяг 29п-30п, 34п-35п, 39п-40п, 44п-45п

- попереднього підтискання:

$$S_{29п-30п}^P = \pm 15 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 45 \text{ кгс};$$

- при стисненні на хід 25 мм:

$$S_{29п-30п}^P = \pm 22,9 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 69 \text{ кгс};$$

Розрахункові навантаження на ділянці 13-49п визначені при нейтральному положенні приводу СПК РВ (т.92).

Розрахункове зусилля на ділянці 17-18:

$$S_{17-18} = \frac{M_{16}}{h_{17}} \cdot \cos\gamma_{17} = 489 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження від кардана 15:

$$P_{15} = \frac{S_{13-14}^p \cdot h_{14}}{h_{15-14} \cdot \cos\beta} = 828 \text{ кгс};$$

### 1.4.3 Визначення навантажень в елементах вузла КШВ

Розглянемо правий механізм КШВ.  $K_{ШВ} = K_{ш \text{ min}}$

#### 1. Ведений вузол

1.1. Наявність кардана в т. 15 і внутрішніх підшипників в тязі 15-16 виключають моментний зв'язок в точці 15 між провідною качалкою 14-15 і тягою 15-16, зв'язок тут тільки силовий.

1.2. З наявності серезки 16-16', поздовжня вісь якої в усьому діапазоні переміщення проводки не збігається з поздовжньою віссю тяги 15-16, витікає, що повна сила в точці 15 перпендикулярна поздовжньої тязі 15-16 (поздовжня сила в ній виключена), тобто паралельна болтам 16 і 16' (в точках 16 і 16' застосовані з'єднання типу "вилка-вилка").

1.3. При переміщенні проводки болти 16 і 16' і паралельна їм повна сила  $P_{15}$  завжди розташовується в площинах, перпендикулярних осі обертання валу 16'-17, і завжди перпендикулярна площині Q, утвореній (при будь-якому розташуванні проводки) цієї віссю і поздовжньою віссю тяги 15-16.

Отже, в проекції на площину, перпендикулярну осі обертання вала 16'-17, повна сила  $P_{15}$ , її плече  $P_{15}$  щодо згаданої осі і кутова координата в площині Q зображується без спотворень.

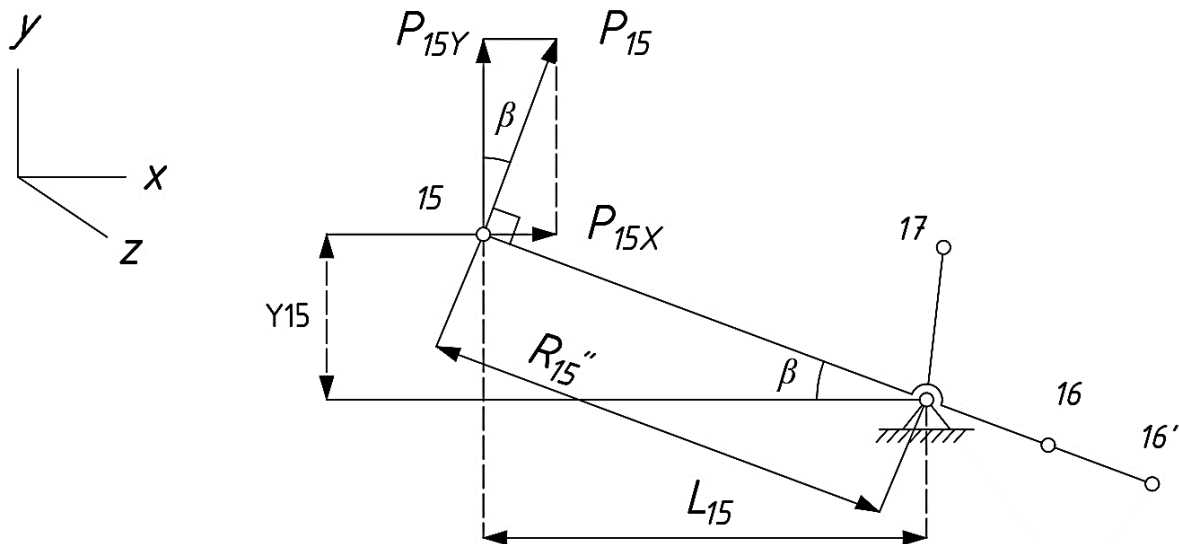


Рис. 1.10 Вид справа

$$\bar{P}_{15} = \bar{P}_{15x} + \bar{P}_{15y}$$

$$P_{15} = \frac{P_{15y}}{\cos\beta}$$

$$P_{15x} = P_{15y} \cdot \operatorname{tg}\beta$$

$$M_{16'-17} = P_{15} \cdot P_{15''}$$

$$R_{15''} = f(K_{шв}, x_e) = \frac{L_{15}}{\cos\beta}$$

$$L_{15} = f(x_e)$$

## 2. Ведущий вузол

2.1. Вісь, що з'єднує ведучу качалку 14-15 з карданом в точці 15, при переміщенні проводки залишається в площині, перпендикулярній осі обертання згаданої качалки.

2.2. Конфігурація качалки 14-15 така, що в точці 15 може виникати сила (силова зв'язок див. П.1.1) будь-якого напрямку.

2.3. У проекції на площину, перпендикулярну осі обертання качалки 14-15, точка 15 рухається по радіусу  $R_{15}'$ , змінюється тільки зі зміною  $K_{шв}$ .

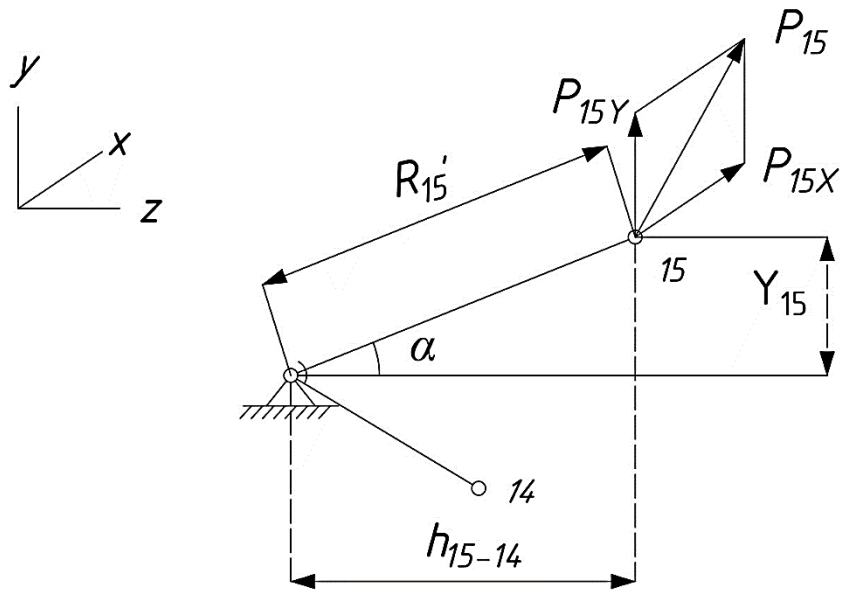


Рис. 1.11 Вид по польоту

$$M_{14-15} = S_{13-14} \cdot h_{14}$$

$$\bar{P}_{15} = \bar{P}_{15x} + \bar{P}_{15y}$$

$$P_{15y} = \frac{M_{14-15}}{h_{14-15}}$$

$$P_{15y} = \frac{M_{14-15}}{R_{15} \cdot \cos \alpha}$$

$$M_{16-17} = P_{15} \cdot R_{15}'' = \frac{P_{15y}}{\cos \beta} \cdot \frac{L_{15}}{\cos \beta} = \frac{M_{14-15}}{R_{15} \cdot \cos \alpha} \cdot \frac{L_{15}}{\cos^2 \beta}$$

Навантаження на упор 118 обмеження відхилення РВ за допомогою СУУ вгору до  $2^\circ$  визначено від розрахункового зусилля пружинної тяги 115-116:

$$P_{118(y)} = \frac{S_{115-116} \cdot h_{115}}{h_{118}} = \frac{398 \cdot 0,0735}{0,107} = 273 \text{ кгс};$$

#### **1.4.4 Визначення розрахункових навантажень на ділянках 75-83п (83л) (від рульових агрегатів РА-79 САЗ до пружинної тяги 14л-78, муфти 74-75)**

Навантаження на ділянках 82л-83л і 82П-83п між рульовими агрегатами РА-79 САЗ і агрегатами відключення АО-1 визначено від розрахункового зусилля, що розвивається РА-79:

$$P_{83п}^p = P_{83л}^p = \pm (500+500) \cdot 2 = \pm 2000 \text{ кгс};$$

Навантаження на ділянках 78-81п і 78-81л визначені від розрахункового зусилля на агрегаті відключення АО-1:

$$P_{81п}^p = P_{81л}^p = \pm 600 \cdot 2 = \pm 1200 \text{ кгс};$$

Розрахунок навантажень на ділянках 75-83п і 75-83л:

Розрахункове зусилля на ділянках 82л-83л и 82п-83п:

$$S_{82-83}^p = \pm 2000 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на ділянці 78:

$$P_{78} = \frac{M_{77-78}}{h_{78}} = 655 \text{ кгс};$$

#### **1.4.5 Визначення розрахункових навантажень на ділянці 50-71 (від пружинної тяги 50-51 до пружинних тяг 53п-54П, 58п-59п, 63П-64П, 70П-71п перед золотниками рульових приводів РП-68 кінцевої секції РВ)**

Навантаження на ділянці 50-71 визначені від розрахункових зусиль пружинної тяги 50-51 з урахуванням зусиль центруючої пружинної тяги 67-68.

Розрахункові зусилля пружинної тяги 50-51 (черт.1.4000.5305.045.000):

– попереднього піджаття:

$$S_{50-51}^p = \pm 100 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 300 \text{ кгс};$$

– при стисненні на хід 28,5 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки "від себе" з нейтрального в крайнє переднє положення:

$$S_{50-51}^p = - (100 + 28,5 \frac{148 - 100}{67}) \cdot 2 \cdot 1,5 = - 361 \text{ кгс};$$

– при розтягуванні на хід 39 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки "на себе" з нейтрального в крайнє заднє положення

$$S_{50-51}^p = (100 + 39 \frac{148 - 100}{67}) \cdot 2 \cdot 1,5 = 384 \text{ кгс};$$

– при стисненні на хід 67,5 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки з одного крайнього положення в інше

$$S_{50-51}^p = \pm (100 + 67,5 \frac{148 - 100}{67}) \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 445 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля центруючої пружинної тяги 67-68:

– попереднього піджаття

$$S_{67-68}^p = \pm 27,2 \cdot 2 = 49 \text{ кгс};$$

– при стисненні на хід 16 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки "від себе" з нейтрального в крайнє переднє положення

$$S_{67-68}^p = - (24,7 + 16 \frac{36,8 - 24,7}{23}) \cdot 2 = - 66 \text{ кгс};$$

– при розтягуванні на хід 23 мм, що відповідає переміщенню штурвальної колонки "на себе" з нейтрального в крайнє заднє положення

$$S_{67-68}^p = (24,7 + 23 \frac{36,8 - 24,7}{23}) \cdot 2 = 74 \text{ кгс};$$

Розрахункові зусилля пружинних тяг 53п-54п, 58п-59п, 63п-64п, 70п-71п:

– попереднього піджаття

$$S_{53п-54п}^p = \pm 12 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 36 \text{ кгс};$$

– при стисненні на хід 22 мм

$$S_{53п-54п}^p = \pm 22 \cdot 2 \cdot 1,5 = \pm 66 \text{ кгс};$$

#### **1.4.6 Визначення розрахункових навантажень у механізмі тримування РВ і керуванні ним**

Визначення розрахункових навантажень на ділянці 7-100 (від пружинного завантажувача 7-8 до механізму тримування)



Навантаження на ділянці 7-100 визначені від розрахункових зусиль пружинного завантажувача 7-8.

Розрахункове навантаження на ділянці 100:

$$P_{100} = \frac{S_{7-8}^P \cdot h_8}{h_{100}} = 1642 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на ділянці 99:

$$P_{99} = \frac{P_{100} \cdot h_{99}}{h_{99} + h_{102}} = 818 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на ділянці 102:

$$P_{102} = \frac{P_{100} \cdot h_{102}}{h_{99} + h_{102}} = 824 \text{ кгс};$$

Визначення розрахункових навантажень на ділянці 100-106 (від механізму тримування РВ до електроприводу МВЕ-25Д5)

Навантаження на ділянці визначені від розрахункового крутного моменту електроприводу МВЕ-25Д5:

$$M_{109}^P = 0,4 \cdot 2 = 0,8 \text{ кгс}\cdot\text{м}$$

Розрахунок навантажень на ділянці 100-106:

Розрахункове зусилля на ділянці 102:

$$S_{102} = \frac{2M_{102}}{D_{сер} \cdot \text{tg}(\beta + \rho)} = 2428 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на ділянці 100:

$$P_{100} = \frac{S_{102} \cdot h_{102-99}}{h_{99-100}} = 4856 \text{ кгс};$$

Визначення розрахункових навантажень на ділянці 95-100 (від рукоятки в кабіні пілотів до механізму тримування)

Навантаження на ділянці визначені від нормованого розрахункового зусилля на рукоятці:

$$P_{95}^p = 15 \cdot 2 = 30 \text{ кгс};$$

Розрахункове зусилля на ділянці 99:

$$S_{99} = \frac{2M_{99}}{D_{сер} \cdot tg(\beta + \rho')} = 1655 \text{ кгс};$$

Визначення розрахункових навантажень на ділянці 109-114 (від електроприводу МВЕ-25Д5 до механізму зміни КШВ)

Навантаження на ділянці 109-114 визначені від розрахункового крутного моменту електроприводу МВЕ-25Д5:

$$M_{109}^p = 0,4 \cdot 2 = 0,8 \text{ кгс}\cdot\text{м}$$

Розрахункове зусилля на ділянці 112:

$$S_{112} = \frac{2M_{111-112}}{D_{сер} \cdot tg(\beta + \rho')} = 631 \text{ кгс};$$

Розрахункове навантаження на ділянці 113:

$$P_{113(yn)} = \frac{M_{111-112}}{R_{113(yn)}} = 45 \text{ кгс};$$

## 1.5 Визначення розрахункових навантажень в елементах вихідних ділянок проводки СШК

1. Максимальні експлуатаційні навантаження в елементах вихідних ділянок від шарнірних моментів аеродинамічних сил, що діють на рульові поверхні:

– корнева секція  $S_{i-j}^{aep} = \frac{M^{aep}}{h \cdot n} = 9130 \text{ кгс};$

– кінцева секція  $S_{i-j}^p = \frac{M^p}{h \cdot n} = 6953 \text{ кгс}$

2. Експлуатаційні навантаження в елементах вихідних ділянок від зусиль, що розвиваються рульовими приводами при номінальному тиску в гідросистемі і нульовій швидкості переміщення штока:

– корнева секція  $M^{буст} = S_{i-j}^{буст} \cdot h \cdot n = \pm 6160 \text{ кгс};$

- корнева секція  $M^{буст} = S_{i-j}^{буст} \cdot h \cdot n = \pm 2844$  кгс;

3. Розрахункові навантаження в елементах вихідних ділянок визначені в такий спосіб:

$$M^p = M_{ш}^{\mathcal{E}} \cdot f, \text{ де}$$

якщо  $M^{aэр.} \geq M^{буст.}$ ,  $M_{ш}^{\mathcal{E}} = M^{буст.}$  при  $f = 2$ ;

якщо  $M^{aэр.} < M^{буст.}$ ,  $M_{ш}^{\mathcal{E}} = M^{aэр.}$  при  $f = 2$  або при  $f = 1,5$ , що більше.

- корнева секція  $S_{i-j}^p = \frac{M^p}{h \cdot n} = \pm 1400$  кгс

- кінцева секція  $S_{i-j}^p = \frac{M^p}{h \cdot n} = \pm 4500$  кгс

4. Розрахункові навантаження в елементах вихідних ділянок від дії вітру на стоянці з урахуванням динамічного ефекту:

- корнева секція  $S_{i-j}^p = \pm 9797$  кгс

- кінцева секція  $S_{i-j}^p = \frac{M^p}{h \cdot n} = \pm 11970$  кгс

## 1.6. Висновки розділу 1

- Проведено аналіз авіаційних правил та вимог, котрі висуваються до літаків транспортної категорії;
- Проведено аналіз систем керування літаків-аналогів: Ан-124, Lockheed C-5, Boeing 747, Airbus A380;
- Наведені основні параметри та опис літака-прототипу Ан-124-100;
- Наведений опис протипу системи, котра обрана для розробки та опис її роботи;
- Розрахована міцність проводки керування в елементах вхідних та вихідних ділянок проводки СШК в каналі тангажа.

## РОЗДІЛ 2

### НАУКОВО-ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

#### **2.1. Проектування рульового приводу (РП)**

В даному розділі виконано розрахунок базових геометричних характеристик розподільникового блоку РП, проведено аналіз відповідності робочих параметрів та динамічних характеристик РП, розробленого для використання в складі системи керування важкого транспортного літака, за прототип якого було взято літак АН-124. В даній роботі всі експерименти проведено з допомогою чисельного комп'ютерного моделювання в системах Simcenter AmeSim, SolidWorks та ANSYS Fluent.

Шляхом проведення чисельного моделювання в системі Simcenter AmeSim було розраховано витратні та перехідні характеристики розробленого розподільникового блоку і розподільникового блоку прототипу, а також, відповідно, перехідні, навантажувальні, логарифмічні амплітудно-частотні характеристики розімкнутого та замкнутого контуру, логарифмічну амплітудно-частотну характеристику розробленого РП та його прототипу. Виконано оцінку режимів роботи розробленого агрегату.

##### **2.1.1. Призначення, принцип роботи і конструкція рульового приводу**

Привод рульових поверхонь літака – це комплекс пристроїв, які здійснюють відхилення рульових поверхонь по командним сигналам пілота, систем автоматичного керування та інших систем, які формують командні сигнали на відхилення рульових поверхонь для керування літаком і стабілізації параметрів його руху.

Проектований рульовий привод призначений для відхилення руля висоти. Керування приводом здійснюється подачею сигналів через механічну проводку як від важелів керування, так і від автоматичної бортової системи керування. Одна секція

руля висоти відхиляється чотирма спільно працюючими приводами. Агрегат представляє собою незворотній слідкуючий гідромеханічний підсилювальний механізм двосторонньої дії, поступального типу з жорстким зворотним зв'язком. Вихідна ланка приводу переміщається слідом за входною зі швидкістю, пропорційною розузгодженню між ними. Необхідне підсилення потужності на вихідній ланці забезпечується за рахунок енергії робочої рідини, що підводиться до приводу від гідросистем літака.

Загальний вигляд розробленого РП представлено на рис. 2.1.

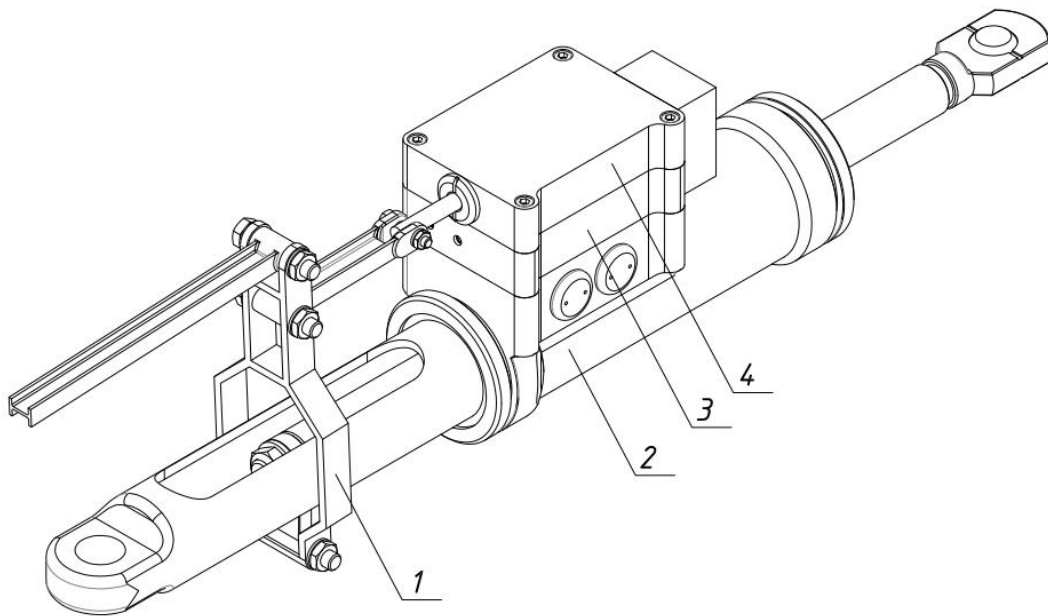


Рис. 2.1. Загальний вигляд РП:

1 – система важелів; 2 – виконавчий механізм; 3 – розподільниковий блок; 4 –  
циліндрична передача

Серед відомих переваг гідравлічного слідкуючого приводу, завдяки яким він отримав настільки широке застосування в системах керування літака, слід зазначити:

1) мінімальні габарити і вага приводу завдяки використанню високого рівня тиску робочої рідини;

2) високу швидкодію і точність, які забезпечуються завдяки невеликому порівняно з електроприводом моменту інерції рухомих частин виконавчого механізму гідроприводу;

3) простота конструкції елементів приводу, що забезпечують безперервне регулювання швидкості виконавчого механізму гідроприводу, плавність і стійкість його роботи;

4) високий ККД і великий термін служби приводу в умовах безперервних реверсів, рушанні і зупинок, що дає гідроприводу важливі переваги перед будь-яким іншим видом приводів;

5) на відміну від електроприводу гідравлічний слідкуючий привод може безперервно і тривало працювати при високих температурах навколишнього повітря, не вимагаючи індивідуального охолодження;

б) висока надійність і низька вартість приводу.

Принципова гідравлічна схема рульового привода показана на рис. 2.2.

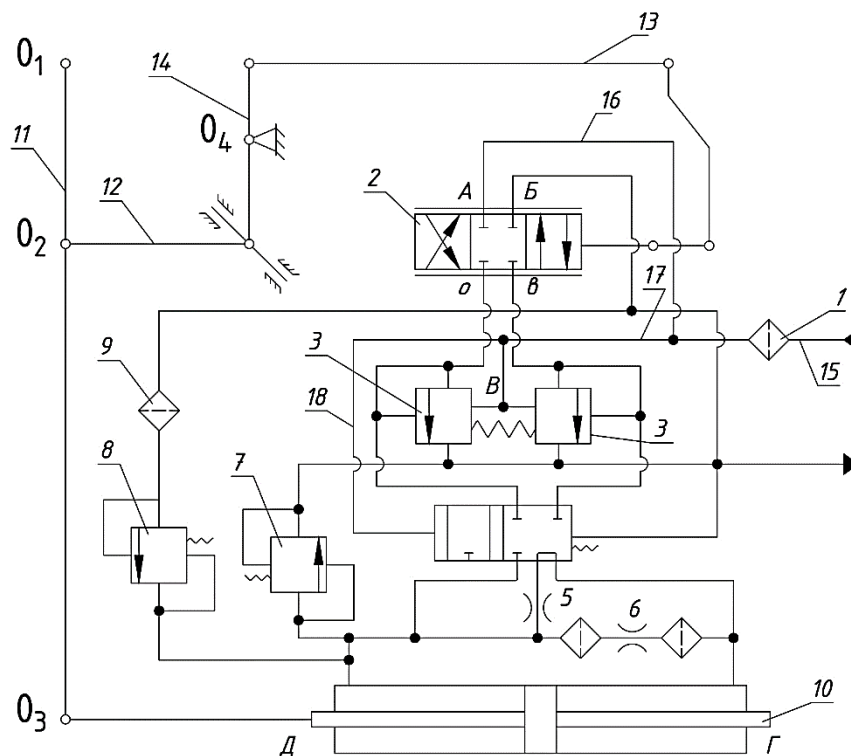


Рис. 2.2. Принципова гідравлічна схема РП:

1 – вхідний фільтр; 2 – розподільний пристрій; 3 – перепускні клапани;  
 4 – відсічний клапан; 5 – дросель; 6 – дросель з фільтрами; 7 – запобіжний клапан; 8 – підживлюючий клапан; 9 – фільтр; 10 – виконавчий механізм;  
 11 – вхідна качалка; 12,13 – тяга; 14 – передаточна качалка; 15,16,17,18 – канали для проходу робочої рідини

Робоча рідина з гідросистеми літака через штуцер "Подача", по каналу 15, через фільтр 1, по каналу 16 надходить в порожнину А розподільного пристрою. Одночасно по каналу 17 робоча рідина надходить в порожнину Б перепускних клапанів 3 та по каналу 18 до відсічного клапану 4. Перепускні клапани 3 під дією тиску робочої рідини і зусилля пружини залишаються закритими, роз'єднуючи кожен з порожнин виконавчого механізму із зливною гідролінією. Відсічний клапан 4 під дією тиску подачі спрацьовує і з'єднує порожнини циліндра з розподільним пристроєм через для проходу робочої рідини для порожнини Д.

При нерухомих вхідній качалці 11 і штоку з поршнем, тобто, при нейтральному положенні золотника, витратні вікна "а" і "б" перекриті буртами золотника і робоча рідина не надходить у порожнини виконавчого механізму.

При зміщенні вхідної качалки 11 за годинниковою стрілкою вона повернеться відносно нерухомої точки  $O_3$ , так як тертя по штоку більше тертя в системі приводу золотника. Тяга 12, пов'язана із вхідною качалкою в точці  $O_2$ , зміститься праворуч і поверне передавальний качалку проти годинникової стрілки щодо точки  $O_4$ . При цьому обмежувач ходу визначить максимальний зсув вхідної качалки 11. При повороті передавальної качалки тяга 13 і золотниковий важіль повернуть приводний валик розподільного пристрою проти годинникової стрілки. В результаті золотник зміститься праворуч. Робоча рідина під тиском з порожнини А розподільного пристрою 2 через вікно "а", канали для проходу робочої рідини надходить в порожнину Г виконавчого механізму 10 і переміщує шток з поршнем ліворуч. Шток, переміщуючись, витісняє робочу рідину з порожнини Д виконавчого механізму 10 через канали для проходу робочої рідини, вікно "б" в порожнину Б розподільного пристрою 2, а потім по каналах для проходу робочої рідини в зливну гідролінію. При цьому при наявності перепаду тиску в порожнинах виконавчого механізму, відбувається незначне перетікання робочої рідини з порожнини Г виконавчого механізму через канали для проходу робочої рідини та дросель 6 в порожнину Д.

При зупинці вхідної качалки 11 шток, переміщуючись, повертає точку  $O_3$  вхідної качалки за годинниковою стрілкою щодо точки  $O_1$ . Тяга 12 зміщується ліворуч і повертає передавальну качалку за годинниковою стрілкою щодо точки  $O_4$ . При цьому

тяга 13 переміщається праворуч і золотниковий важіль повертає приводний валик за годинниковою стрілкою до тих пір, поки золотник не зміститься ліворуч і не займе нейтральне положення. Рух штока припиниться.

При зміщенні вхідної качалки 11 проти годинникової стрілки система важелів, аналогічно описаному вище, змістить золотник ліворуч. Робоча рідина під тиском з порожнини А розподільного пристрою через вікно "б", канали для проходу робочої рідини надходить в порожнину Д виконавчого механізму 10 і переміщує шток праворуч. Шток, переміщуючись, витісняє робочу рідину з порожнини Г виконавчого механізму через канали для проходу робочої рідини, вікно "а" в порожнину Б розподільного пристрою 2, а потім по каналах для проходу робочої рідини в зливну гідролінію. При цьому (при наявності перепаду тиску в порожнинах виконавчого механізму) відбувається незначне перетікання робочої рідини через дросель 6, аналогічно описаному вище.

При зупинці вхідної качалки 11 система важелів, аналогічно описаному вище, змістить золотник праворуч і він займе нейтральне положення. Рух штока припиниться.

При паралельній роботі чотирьох приводів РП-72 через різні перекриття золотниками витратних вікон розподільних пристроїв може відбуватися запізнювання відкриття витратних вікон одного з приводів щодо інших. В результаті одна з порожнин приводу що запізнюється може виявитися замкненою. В цьому випадку при переміщенні поршня приводу що запізнюється під дією зусилля, що розвивається іншими приводами, в замкненій порожнині виконавчого механізму виникає підвищений тиск робочої рідини, яке через канали для проходу робочої рідини для порожнини Д впливає на торець перепускного клапана 3. Частково робоча рідина перетікає через дросель 6 з однієї порожнини в іншу. При досягненні тиском величини, більшої тиску подачі і зусилля зтягування пружини, що діє на клапан з іншого боку, клапан віджимается праворуч (ліворуч). Робоча рідина перетікає по каналах для проходу робочої рідини в зливну гідролінію.

Принципова гідравлічна схема спроектованого рульового приводу показана на рис. 2.3.



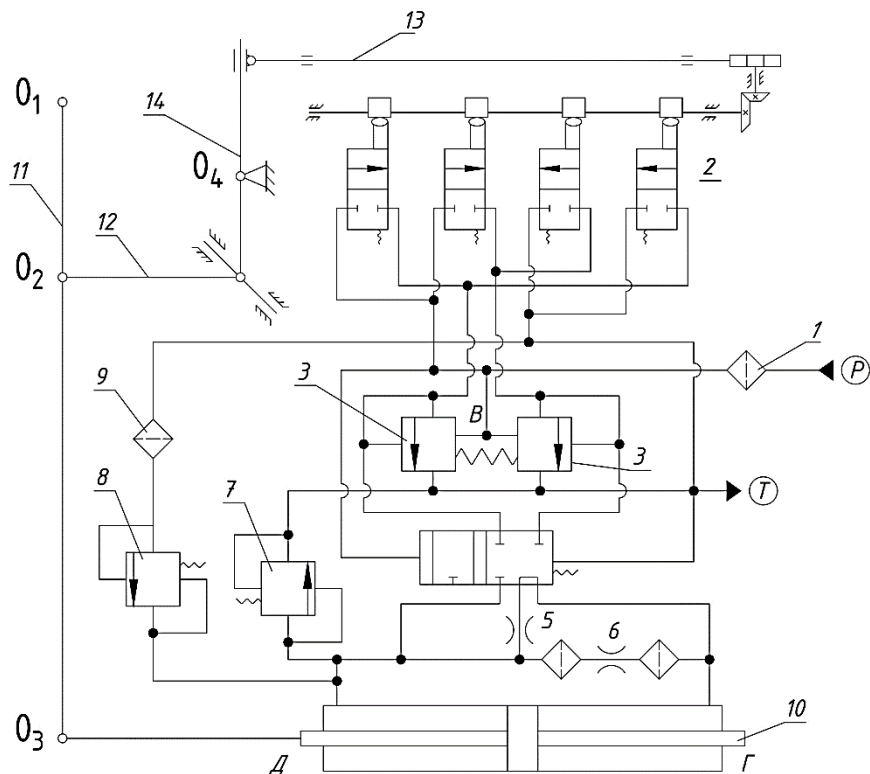


Рис. 2.3. Принципова гідравлічна схема РП-72К:

- 1 – вхідний фільтр; 2 – розподільний блок; 3 – перепускні клапани;  
 4 – відсічний клапан; 5 – дросель; 6 – дросель з фільтрами; 7 – запобіжний клапан; 8 – підживлюючий клапан; 9 – фільтр; 10 – виконавчий механізм;  
 11 – вхідна качалка; 12,13 – тяга; 14 – передаточна качалка;

### 2.1.2. Призначення, принцип роботи і конструкція розподільникового блоку

Розподільний блок призначений для регулювання витрати і розподілу робочої рідини по порожнинах виконавчого механізму відповідно до зміни величини керуючого сигналу. Отже, він по суті є основною деталлю рульового приводу. Гідропідсилувачі з клапанними розподільниками мають високу точність відтворення в порівнянні з гідропідсилувачами з золотниковими розподільниками, оскільки в золотникових розподільниках є мертва зона, обумовлена тим, що ширина пасків золотника зазвичай робиться трохи більше діаметра каналів, котрі перекриваються. У

клапанних розподільниках мертва зона може бути легко усунена. Тому було прийнято рішення розробити клапанний розподільниковий блок.

Загальний вигляд розробленого розподільникового блоку представлено на рис. 2.4. Креслення загального виду наведено у Додатку А (НАУ 20 08 60 05 000).

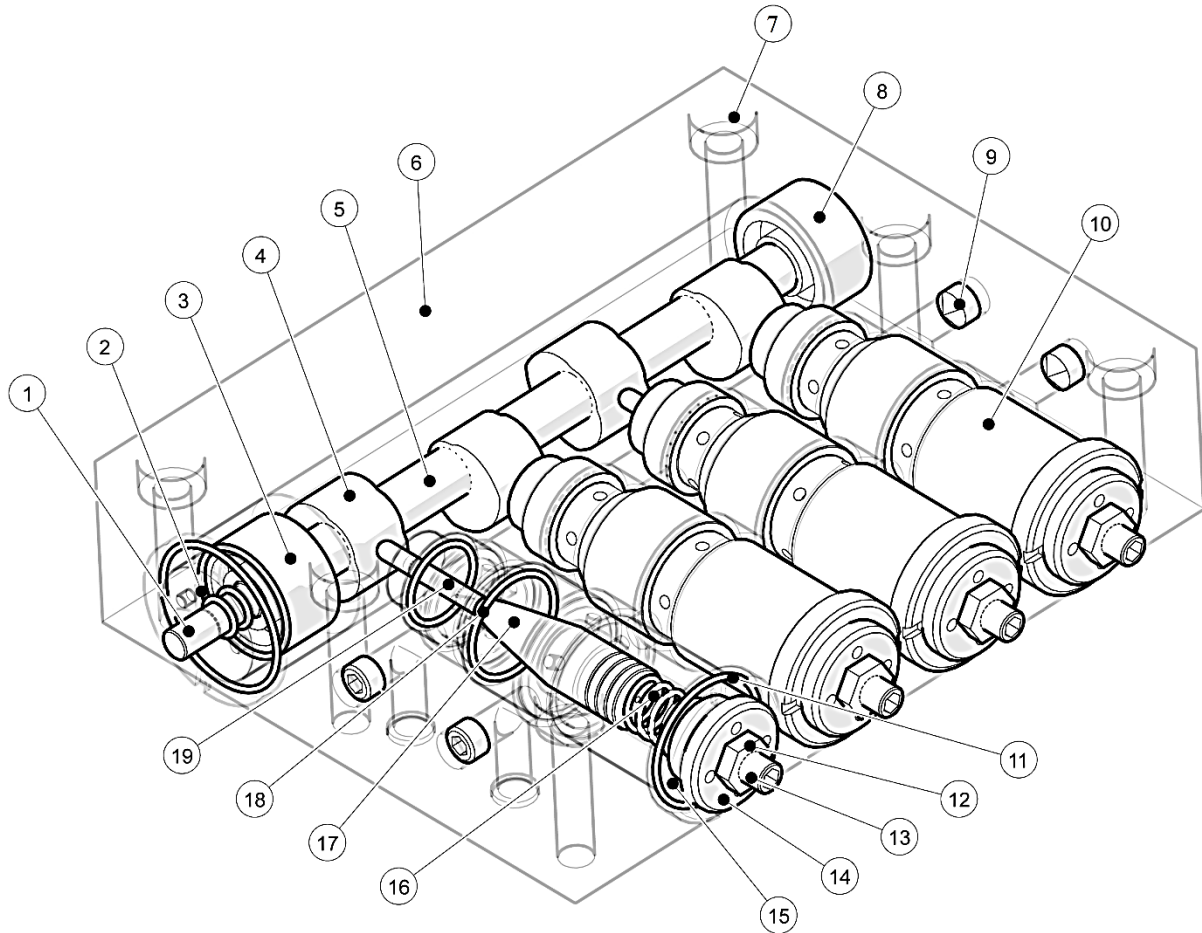


Рис. 2.4. Розроблений розподільний блок:

1 – хвостовик розподільникового вала; 2 – стакан підшипника; 3 – підшипник; 4 – кулачок; 5 – розподільний вал; 6 – корпус; 7 – отвір під болт для установки; 8 – підшипник; 9 – заглушка; 10 – клапан; 11 – ущільнення; 12 – контргайка; 13 – гвинт завантаження; 14 – гайка; 15 – гільза; 16 – пружина; 17 – запірний елемент; 18 – ущільнення; 19 – штовхач

Конструктивно розподільний блок являє собою чотири конусні клапани 2/2, котрі з'єднані за схемою H-bridge. Розподільник встановлюється на силовому блоці,

гідравлічно підключений до нього через чотири порти, прикручений гвинтами. Керування – механічне, від розподільного вала, який приводиться в рух від зубчастої рейки через знижувальну конічну передачу. Рейка, в свою чергу, з'єднана шарнірно з качалкою-суматором, і її переміщення пропорційне розузгодженню між вхідною і вихідною ланкою, з урахуванням статичного коефіцієнта підсилення.

## 2.2. Визначення та аналіз динамічних характеристик рульового приводу

При впливі на вихідну ланку експлуатаційної, аеродинамічної, вітрової, маневрової і інших можливих навантажень в приводі можуть виникнути динамічні коливальні переміщення штока. При знижених демпфуючих властивостях приводу вони можуть розвинутися в слабозгасаючі або незгасаючі коливання, що може привести до втрати стійкості приводу і його протифлаттерних властивостей.

Важливість динамічних характеристик приводу полягає в забезпеченні його стійкості на всіх режимах роботи для забезпечення надійної і коректної роботи рульових поверхонь і впливає на стійкість і керованість літака в цілому, а значить позначається на безпеці польоту.

“Динамічні характеристики гідроциліндра РП і золотникових розподільників виражені системами рівнянь другого порядку.

Рівняння руху вихідної ланки РП:

$$m_1 \ddot{y} + k_e (\dot{y} - \dot{u}) + T'_{мер} \text{sign}(\dot{y} - \dot{u}) = F p_{\partial \partial} ; \quad (2.1)$$

Узагальнене рівняння нерозривності потоку рідини:

$$F(\dot{y} - \dot{u}) + k_c \dot{p} + k_{sum} p = k_Q(\varepsilon) \varepsilon \sqrt{1 - \frac{p_{\partial \partial}}{p_H - p_{3l}} \text{sign} \varepsilon} ; \quad (2.2)$$

Рівняння розузгодження на золотнику:

$$\varepsilon = k_{3,3} (k_{мер} x_{\partial \partial} - y) + k_{\partial, \partial} u , \quad (2.3)$$

де  $m_1$  – приведена маса вихідної ланки РП;  $z$  – координата, що визначає положення маси  $m$ ;  $y$  – вихідна координата РП;  $x_{\partial \partial}$  – переміщення вхідної качалки РП;  $F$  – ефективна площа поршня РП;  $h$  – коефіцієнт демпфування сил в'язкого тертя;  $T'_{мер}$  – сила сухого тертя у вузлах підвіски рульової поверхні і у силовій проводці

керування;  $R_{зовн}$  – зовнішні (аеродинамічні) сили, що діють на рульову поверхню, приведені до координати  $z$ ;  $k_\epsilon$  – коефіцієнт демпфування сил в'язкого тертя в РП;  $T'_{тер}$  – сили сухого тертя в РП;  $p_{\partial\epsilon}$  – перепад тиску на поршні РП;  $p_n$  – тиск нагнітання, підведений до РП;  $p_{зл}$  – тиск зливу на виході з РП;  $\epsilon$  – неузгодженість на золотнику РП;  $k_c$  – приведений коефіцієнт пружності робочої рідини у порожнинах гідроциліндра РП;  $k_{вит}$  – коефіцієнт витоків;  $k_{з.з}$  – коефіцієнт зворотного зв'язку;  $k_{пер}$  – коефіцієнт передачі.

З урахуванням лінеаризації вихідна нелінійна система диференціальних рівнянь (2.1) – (2.3) набуває вигляду:

$$\begin{cases} m\ddot{z} + h^e\dot{z} - R_{зовн} = 0 & ; \\ m_1\ddot{y} + h_\epsilon^e\dot{y}_1 = Fp_{\partial\epsilon} & ; \\ m_2\ddot{u} + k_\epsilon^e\dot{y}_1 + u = -Fp_{\partial\epsilon} & ; \\ F\ddot{y}_1 + k_{c\dot{p}_{\partial\epsilon}}\dot{p}_{\partial\epsilon} + k_{вит}p_{\partial\epsilon} = k_{Q\epsilon}\epsilon - k_{Qp}p_{\partial\epsilon} & ; \\ \epsilon = k_{з.з}(k_{пер}x_{вх} - y) + k_{\partial.o}u & \end{cases} \quad (2.4)$$

Оцінка динамічних властивостей рульового приводу системи керування літака може бути зроблена за допомогою одного з двох способів:

1) за результатами аналізу реакції приводу на керуючий сигнал  $x_{вх}$  за відсутності і за наявності зовнішнього навантаження;

2) за результатами аналізу реакції приводу на збурення з виходу у випадку затиснутого керування ( $x_{вх} = 0$ ).

У першому випадку динамічні властивості приводу оцінюють за характером перехідних процесів у системі при ступінчастій зміні вхідного керуючого сигналу  $x_{вх}$ , а також за частотними характеристиками замкнутого і розімкнутого контурів приводу при гармонійній зміні керуючого сигналу (при  $x_{вх} = A_x \sin(\omega t)$ , де  $A_x$  – амплітуда керуючого сигналу  $x_{вх}$ ;  $\omega$  – колова частота).

У другому випадку досліджуються характеристики динамічної жорсткості приводу за умови синусоїдальної зміни характеру навантаження (при  $R_{зовн} = A_R \sin \omega t$ , де  $A_R$  – амплітуда коливань сили  $R_{зовн}$ ) і власні коливання приводу при різкому скиданні зовнішнього навантаження” [11].

Технічні дані, котрі застосовувались для розрахунку:

Робоча рідина:	АМГ-10
Тиск робочої рідини, кгс/см <sup>2</sup> :	
а) в напірній гідролінії на вході в привод	
– номінальний	210
– робочий діапазон	210...280
б) в зливній гідролінії на виході з приводу	
– номінальний	15
– робочий діапазон	15...30
Температура навколишнього середовища, ° С	– 60... + 80
Температура робочої рідини, ° С	
а) повний діапазон зміни температур	– 60... + 125
б) робочий діапазон зміни температур	– 20... + 100
Максимальний хід вхідної ланки, мм	165
Максимальний хід вихідного ланки, мм	205
Максимальне зусилля, що розвивається при тиску в напірній гідролінії на вході в привод, кгс	6350 ± 650
Максимальна швидкість вихідної ланки при відсутності навантаження на вихідній ланці, мм/с	110 ± 15
Максимальне розугодження, мм	12
Маса рульового приводу, заповненого робочою рідиною, кг	28

## 2.2.1 Опис імітаційної моделі розробленої системи керування ПС

Для дослідження параметрів розробленої системи необхідно створити її імітаційну модель. Імітаційна модель відображає велике число параметрів, логіку і закономірності поведінки модельованого об'єкта в часі і в просторі.

Метою дослідження є коригування параметрів розробленої СК, зокрема РП, визначення часових та частотних характеристик, порівняння з прототипом.

Дослідження проводились в системі Siemens Simcenter Amesim.

На рис. 2.4. представлено структурну схему імітаційної моделі розробленої СК ПС.

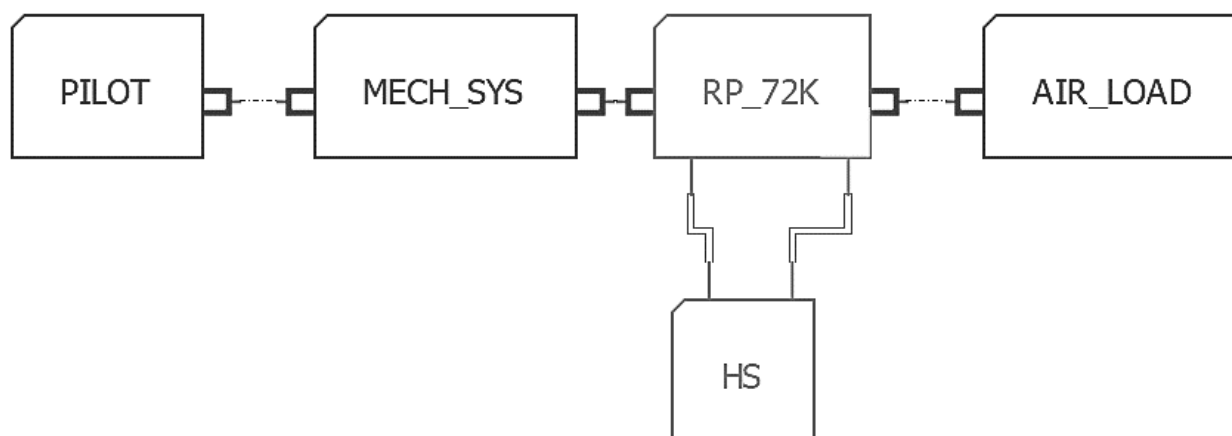


Рис. 2.5 Імітаційна модель розробленої СК

Імітаційну модель побудовано із наступних компонентів:

*Суперблок PILOT* містить в собі модель, яка імітує силовий вплив пілота на штурвал, який призводить до необхідного переміщення штурвала з урахуванням прийнятих обмежень. Виступає в ролі генератора тестового сигналу, передає на вихідну ланку керуюче зусилля та отримує швидкість переміщення в якості сигналу зворотного зв'язку.

*Суперблок MECH\_SYS* містить в собі модель, яка імітує роботу механічних ланок системи керування (елементів жорсткої і гнучкої проводки) з урахуванням втрат на тертя, інерційності системи і т.д. Правий порт передає на вихідну ланку

зусилля та отримує швидкість переміщення. Лівий порт отримує на вхідній ланці керуюче зусилля та віддає швидкість.

Суперблок *RP\_72K* містить в собі модель, яка імітує роботу гідравлічного приводу з врахуванням його амплітудно-частотних характеристик, стійкості і протифлатерних властивостей.

Правий порт передає на вихідну ланку переміщення та швидкість і отримує зусилля. Лівий порт приймає від вхідної ланки переміщення і швидкість та віддає зусилля, змінюючи ці значення на протилежні за знаком. Нижні порти відповідають підключенню РП до напірної магістралі і магістралі зливу ГС.

Суперблок *AIR\_LOAD* містить в собі модель, яка імітує аеродинамічне навантаження на рульові поверхні під час стандартизованого польоту літака. Отримує від вхідної ланки швидкість та переміщення і передає на неї відповідне значення аеродинамічного навантаження.

Суперблок *HS* містить в собі компоненти моделі ідеального джерела тиску лінії нагнітання – 21МПа та лінії зливу – 2МПа (бак з наддувом). Передає на вихідні порти значення тисків у лініях нагнітання та зливу, приймає значення витрати.

### Опис суперблоку PILOT

Для імітації силового впливу пілота на штурвал розроблено відповідну частину загальної імітаційної моделі СК ПС, вона представлена суперблоком PILOT. Розглянемо його структуру більш детально. Принципову схему суперблоку наведено на рис. 2.6.

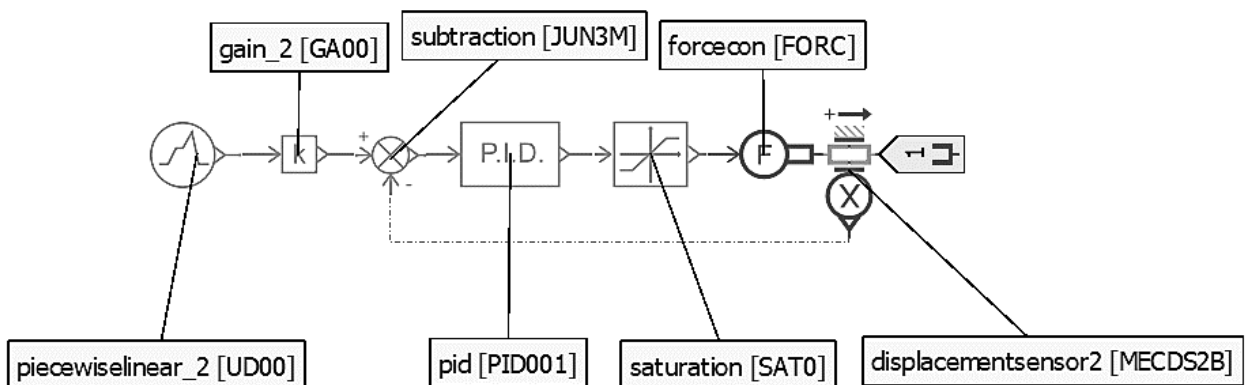


Рис. 2.6 Принципова схема суперблоку PILOT

UD00 – підмодель елемента, що формує на виході сигнал, заданий лінійною кусково-неперервною функцією. Використовується для формування тестового сигналу.

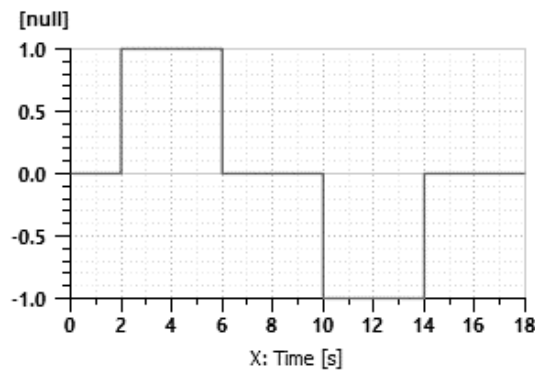


Рис. 2.7 Приклад заданого сигналу

GA00 – підсилювач. Елемент, значення сигналу на виході якого дорівнює значенню сигналу на вході, помноженому на заданий коефіцієнт підсилення. Підсилювач необхідний для попереднього масштабування амплітуди на виході UD00 в робочі значення зусилля на штурвалі.

Значення коефіцієнту підсилення – 0,25.

JUN3M – це суматор, значення вихідного сигналу якого рівне різниці між вхідним керуючим сигналом і сигналом зворотного зв'язку. Вихідний сигнал даного суматора також називають помилкою або розузгодженням.

PID001 – це пропорційно-інтегрально-диференціюючий регулятор.

SAT0 – це підмодель насичення. Сигнал на виході лінійно пропорційний сигналу на вході до досягнення заданого критичного значення, після якого при подальшому збільшенні значення вхідного сигналу значення на виході залишається постійним. Обмежує зусилля до  $\pm 40$ кгс відповідно до вимог НЛГС.

Максимально дозволене зусилля “від себе” =  $-400$  [H];

Максимально дозволене зусилля “на себе” =  $400$  [H]

FORC перетворює безрозмірний сигнал вхідної ланки в силу з тим же значенням, яке виводиться вихідною ланкою.

MECDS2B – датчик лінійного переміщення.

Значення власного коефіцієнту підсилення =  $1$  [1/м]



## Опис суперблоку MECH\_SYS

Для імітації роботи механічних ланок системи керування (елементів жорсткої і гнучкої проводки) розроблено відповідну частину загальної імітаційної моделі СК ПС, вона представлена суперблоком MECH\_SYS. Розглянемо його структуру більш детально. Принципову схему суперблоку наведено на рис. 2.8.

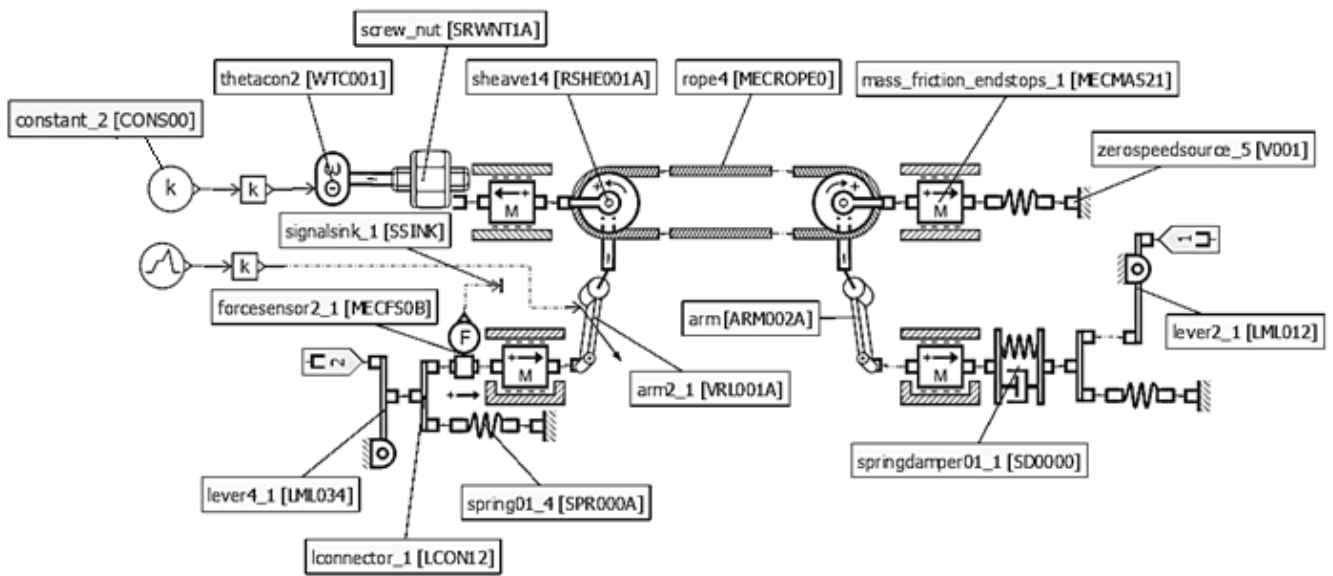


Рис. 2.8 Імітаційна підмодель суперблоку MECH\_SYS

CONS00 видає сигнал з постійним заданим значенням.

WTC001 перетворює безрозмірний сигнал вхідної ланки в обертальне зміщення з тим же значенням в градусах, яке виводиться вихідною ланкою зі швидкістю обертання в об/хв. Ця швидкість виходить приблизним диференціюванням кута з використанням методу запізнювання першого порядку з постійною часу, що задається користувачем.

SRWNT1A – механічна передача, що перетворює обертальний рух в поступальний, або навпаки. Представляє собою гвинтову пару. Задає значення попереднього натягу тросової проводки. Модель еквівалентна і в ній прийняті спрощення в порівнянні з реальною конструкцією з метою спрощення моделі.

RSHE001A являє собою шків без проковзування, діаметром 200 мм.

MECROPE0 – це підмодель поздовжнього троса, що включає ефекти жорсткості, внутрішнього в'язкого тертя, сили тяжіння і інерції.

MECMAS21 являє собою одномірний рух маси з двома портами під дією двох зовнішніх сил, ваги і сил тертя.

V001 – джерело нульової швидкості. Забезпечує нульові значення зсуву і переміщення, швидкості і прискорення. По факту це жорстке нерухоме закріплення.

LML012 та LML034 – лінійний механічний важіль. Змінює значення швидкості на вхідній ланці лівого порту та зусилля на вхідній ланці правого порту на механічне відношення, котре залежить від величини плеч, введених користувачем, щоб встановити швидкість, яка буде виводитися правим портом, і силу, яка повинна бути виведена лівим портом.

SD0000 – це ідеальна система пружинних амортизаторів.

RM002A – це механічний важіль, який представляє собою перетворювач між лінійним одновимірним механічним портом і поворотним одновимірним механічним портом. Перетворює лінійний рух в обертальний.

VRL001A – механічний важіль. Перетворює поступальний рух в обертальний.

SPR000A – це механічна пружина з постійною жорсткістю. Може працювати як на розтяг, так і на стиснення.

LCON12 – вал.

MECFS0B – датчик. Значення сигналів передаються без змін.

SSINK завтосовано для підключення сигнального порту.

Не враховано дві перенаправляючі тяги, качалка за штурвалом і підтримуючі ролики, та інші допоміжні елементи конструкції, які не вносять значного впливу в досліджувані характеристики і ними можна знехтувати.

### **Опис суперблоку AIR\_LOAD**

Для імітації роботи аеродинамічного навантаження на рульові поверхні розроблено відповідну частину загальної імітаційної моделі СК ПС, вона представлена суперблоком AIR\_LOAD. Розглянемо його структуру більш детально. Принципову схему суперблоку наведено на рис. 2.9.

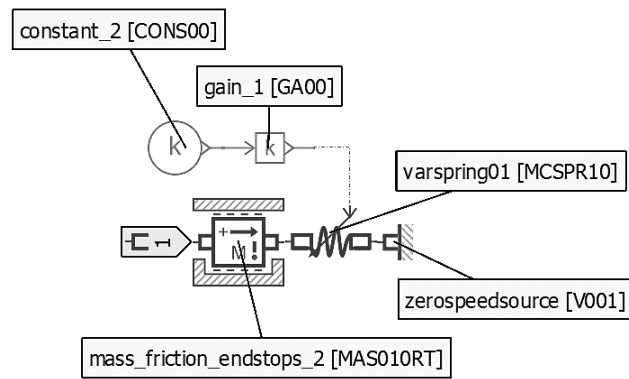


Рис. 2.9 Імітаційна підмодель суперблоку AIR\_LOAD

MCSPR10 – це підмодель механічної пружини з перемінною жорсткістю.

MAS010RT являє собою генератор тертя спокою.

### Опис суперблоку HS

Для імітації подачі тиску в мережу розроблено відповідну частину загальної імітаційної моделі СК ПС, вона представлена суперблоком HS. Розглянемо його структуру більш детально. Принципову схему суперблоку наведено на рис. 2.10.

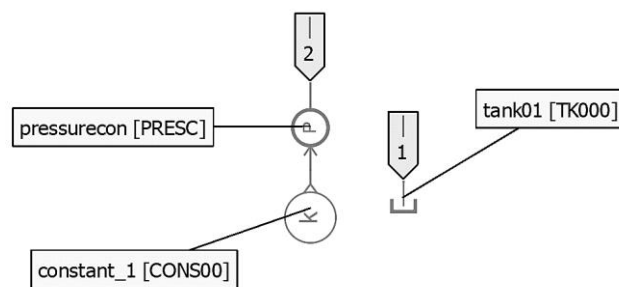


Рис. 2.10 Імітаційна підмодель суперблоку HS

PRESC перетворює безрозмірний сигнал, що приймає вхідний порт в манометричний тиск з тим же значенням в барах, яке виводиться вихідним портом. Значення сигналу обмежене значенням, більшим чи рівним – 1.

TK000 – це гідравлічний бак. Бак вважається джерелом постійного тиску в барах.

## Опис суперблоку RP\_72К

Для імітації роботи гідравлічного приводу з врахуванням його амплітудно-частотних характеристик та стійкості розроблено відповідну частину загальної імітаційної моделі СК ПС, вона представлена суперблоком RP\_72К.

Розглянемо його структуру більш детально. Принципову схему суперблоку наведено на рис. 2.11. На рис. 2.12 зображено запірний елемент.

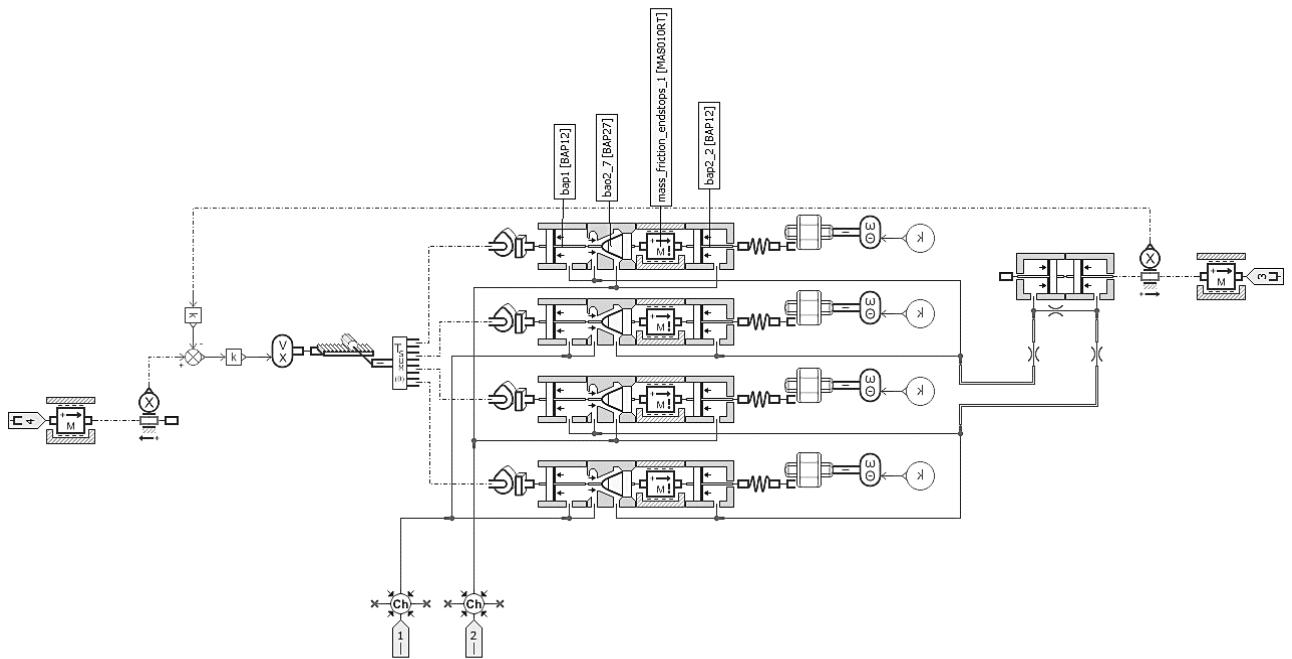


Рис. 2.11 Імітаційна підмодель суперблоку RP\_72К

В даній моделі елемент `bap1` відповідає лівому поршню, `bao2_7` – центральному – запірному елементу, а `bap2_2` – правому поршню (рис. 2.12).

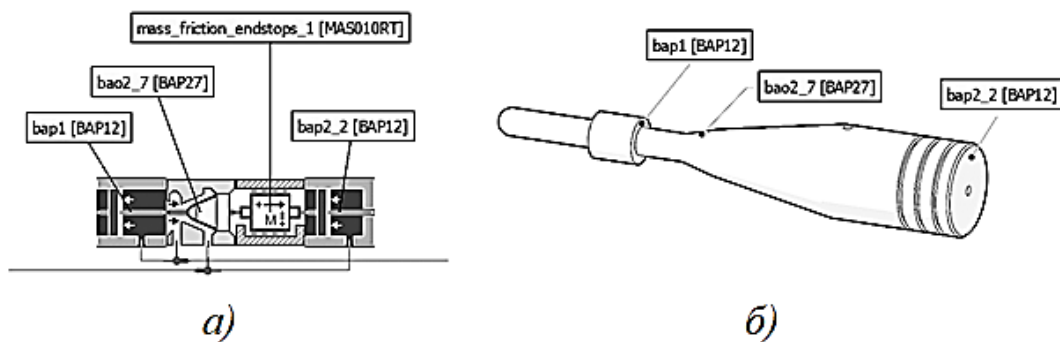


Рис. 2.12 Запірний елемент

а) імітаційна підмодель; б) еквівалентна підмоделі 3D модель

Поршень зліва компенсує тиск на конус клапана в закритому стані (менше площа), а поршень справа – тиск на всю поверхню конуса при відкритті клапана (площа більше).

Для кожного елемента задамо основні вихідні параметри.

**Для var1 (конструктивний елемент VAR12):**

VAR12 являє собою частину гідроциліндра, розподільника або клапана, де на поршень або плунжер діє сила гідравлічного тиску. Корпус зафіксовано.

Витрата через підвідний канал визначається як:

$$q = v \cdot \frac{\pi}{4} (d_p^2 - d_r^2) \cdot \frac{\rho(p_1)}{\rho(p_0)},$$

де  $q$  – витрата робочої рідини;  $d_p$  – діаметр поршня;  $d_r$  – діаметр штока;  $\rho(p_1)/\rho(p_0)$  – приведена густина робочої рідини.

Параметри, що встановлюються користувачем:

- діаметр поршня –  $d_p = 5$  [мм];
- діаметр штока –  $d_r = 3$  [мм];

**Для var2\_2 (конструктивний елемент VAR12):**

Аналогічно до var1.

Параметри, що встановлюються користувачем:

- діаметр поршня –  $d_p = 10$  [мм];
- діаметр штока –  $d_r = 5$  [мм].

**Для var2\_7 (конструктивний елемент VAR27):**

VAR27 демонструє одновимірний рух двоконусного клапана з конічним сідлом.

Витрата через підвідний канал визначається аналогічно простому поршню:

$$q = v \cdot \frac{\pi}{4} (d_p^2 - d_r^2) \cdot \frac{\rho(p_1)}{\rho(p_0)}$$

Витрата через дросельну щілину визначається за формулою:

$$Q = c_q \cdot A \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot |\Delta p|}{\rho}} \cdot \frac{\rho}{\rho(0)} \text{sign}(\Delta P),$$

де  $c_q$  – коефіцієнт витрати;

$A$  – ефективна площа перерізу дросельної щілини;

$\rho$  – густина робочої рідини при заданому тиску;

$\rho(p_0)$  – густина робочої рідини при нульовому надлишковому тиску;

$\Delta p$  – перепад тиску на дросельній щілині.

Гідродинамічна сила  $f_{jet}$ , що діє на шток золотника з боку дросельної щілини, визначається формулою:

$$f_{jet} = k_{jet} \cdot \frac{I}{2} \cdot \left[ th\left(2 \cdot \frac{x_{lap} - x_{min}}{x_{min}}\right) + 1 \right],$$

де  $k_{jet}$  – коефіцієнт гідродинамічної сили;

$x_{lap}$  – перекриття дросельної щілини;

$x_{min}$  – перекриття при мінімальній площі (в даному випадку рівне нулю).

Сила  $f$ , яка діє на шток золотника:

$$f = p_1 \frac{\pi}{4} (d_p^2 - d_r^2) + f_{jet}.$$

Діаметр клапана  $d_{pop}$ , діаметр конуса  $d_a$ , діаметр отвору  $d_e$  і діаметр стержня  $d_r$  повинні бути визначені як:

$$d_{pop} \geq d_a \geq d_e \geq d_r \geq 0$$

Геометричні параметри показані на наступному рисунку:

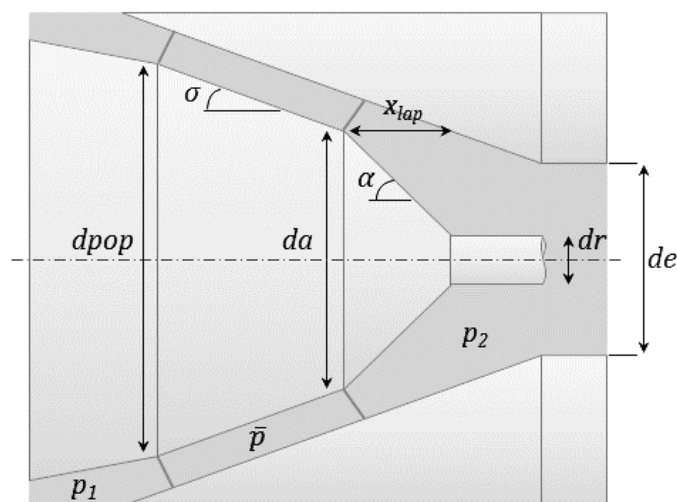


Рис. 2.13 Геометричні параметри двоконусного клапана

Параметри, що встановлюються користувачем:

- коефіцієнт витрати –  $c_q = 0,7$ ;
- діаметр проміжного конуса –  $d_a = 5$  [мм];
- діаметр штока –  $d_r = 3$  [мм];
- верхній діаметр запірної частини –  $d_{pop} = 10$  [мм];
- перекриття при нульовому переміщенні –  $0,01$  [мм];
- перекриття при максимальній площі перерізу –  $5$  [мм].

**Для mass\_friction\_endstops (конструктивний елемент MAS010RT):**

MAS010RT являє собою генератор сили тертя. Сила тертя моделюється як тертя спокою, кулонівське тертя і в'язке тертя. Зсув обмежений заданим діапазоном за рахунок включення пружних кінцевих упорів. У цій підмоделі немає маси. Модель призначена для розрахункових випадків реального часу і не враховує інерцію.

Параметри, що встановлюються користувачем:

- коефіцієнт в'язкого тертя –  $coef_v = 1000$  [Н/(м/с)];
- порогова величина зміщення, до якої враховується тертя спокою –  $d_{rel} = 0,1$  [мм];
- верхня межа переміщення –  $x_{max} = 0,01$  [м];
- нижня межа переміщення –  $x_{min} = -0,01$  [м];
- контактна жорсткість –  $k_{cont} = 200$  [Н/мм];

## 2.2.2 Опис імітаційної моделі прототипу системи керування ПС

На рис. 2.14. представлено структурну схему імітаційної моделі прототипу СК ПС. Розроблена СК в цілому повторює СК літака-прототипу за винятком РП.

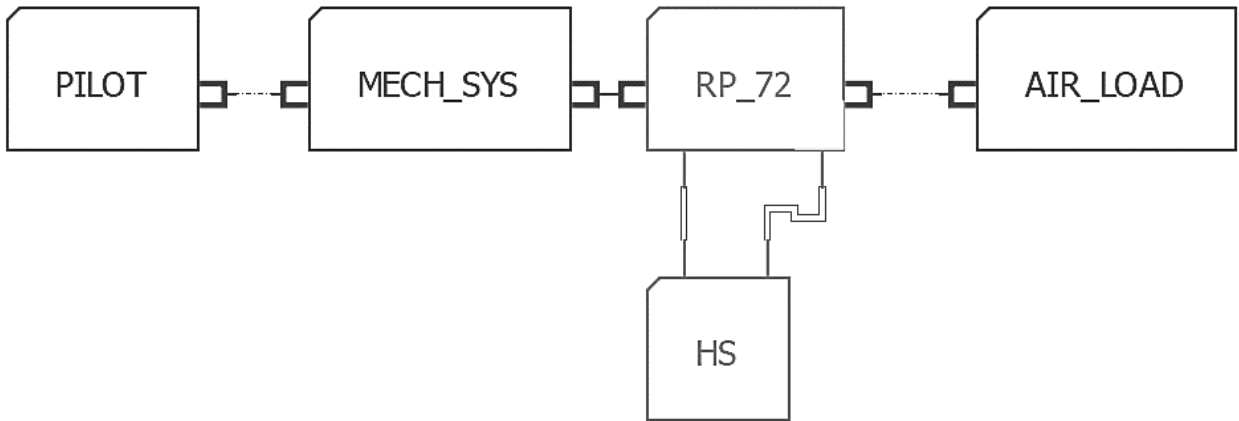


Рис. 2.14 Імітаційна модель СК прототипу

На рис. 2.15 наведена імітаційна підмодель суперблоку RP\_72.

В даній моделі елемент bar1 відповідає лівому поршню, bar2\_7 – центральному – запірному елементу, а bar2\_2 – правому поршню.

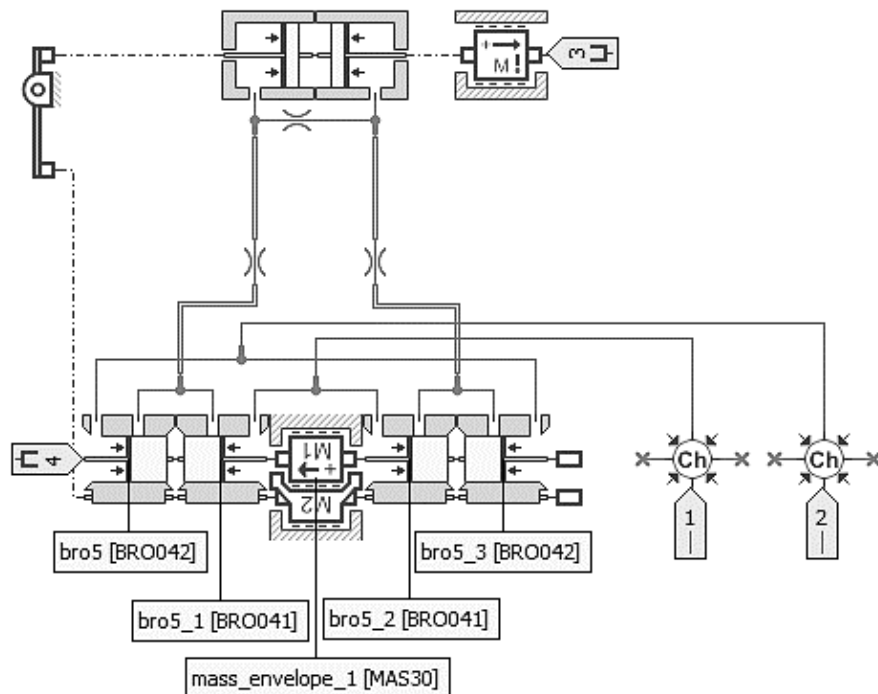


Рис. 2.15 Імітаційна підмодель суперблоку RP\_72



В даній моделі елемент bro5 та bro5\_1 відповідає лівому поршню, а bro5\_2 та bro5\_3 – правому поршню.

Для кожного елемента задамо основні вихідні параметри.

**Для bro5, bro5\_3 (конструктивний елемент BRO042):**

BRO042 являє собою одномірний рух золотника з одним або декількома отворами, гострими краями всередині рухомого тіла.

Витрата через дросельну щілину визначається за формулою:

$$Q = c_q \cdot A \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot |\Delta p|}{\rho}} \frac{\rho}{\rho(0)} \text{sign}(\Delta P),$$

де  $c_q$  – коефіцієнт витрати;  $A$  – ефективна площа перерізу дросельної щілини;  $\rho$  – густина робочої рідини при заданому тиску;  $\rho(p_0)$  – густина робочої рідини при нульовому надлишковому тиску;  $\Delta p$  – перепад тиску на дросельній щілині.

Гідродинамічна сила  $f_{jet}$ , що діє на шток золотника з боку дросельної щілини, визначається формулою:

$$f_{jet} = k_{jet} \cdot \frac{1}{2} \cdot \left[ \text{th}\left(2 \cdot \frac{x_{lap} - x_{min}}{x_{min}}\right) + 1 \right],$$

де  $k_{jet}$  – коефіцієнт гідродинамічної сили;  $x_{lap}$  – перекриття дросельної щілини;  $x_{min}$  – перекриття при мінімальній площі (в даному випадку рівне нулю).

Параметри, що встановлюються користувачем:

- Діаметр золотника –  $d_{spool} = 18$  [мм];
- Діаметр штока –  $d_r = 15$  [мм];
- Перекриття при мінімальній площі перерізу –  $0$  [мм];
- Перекриття при максимальній площі перерізу –  $10$  [мм].

**Для bro5\_1, bro5\_2 (конструктивний елемент BRO041):**

Аналогічно до bro5.

Параметри, що встановлюються користувачем:

- діаметр золотника –  $d_{spool} = 18$  [мм];
- діаметр штока –  $d_r = 15$  [мм];

### Для mass\_envelope\_1 (конструктивний елемент MAS030-1):

MAS30 – це модель, що описує одновимірний рух двох пов’язаних тіл під дією зовнішніх сил, прикладених до 4 портів, і сил тертя. Відповідає схемі приводу у якому і поршень зі штоком (внутрішнє тіло) і корпус приводу (зовнішнє тіло) переміщуються в процесі роботи. Переміщення обмежені заданим діапазоном за рахунок включення 6 пружних кінцевих упорів.

Параметри, що встановлюються користувачем:

- тертя спокою –  $f_{stick} = 2$  [N];
- сила динамічного тертя –  $f_{coul} = 1$  [H];
- маса поршня –  $mass_1 = 1$  [кг];
- маса рухомого тіла (корпусу) –  $mass_2 = 0,2$  [кг];
- коефіцієнт в’язкого тертя –  $r_{visc} = 10$  [H/м/с];

### 2.2.3 Визначення динамічних характеристик

На рис. 2.16 наведена схема стенду для дослідження характеристик РП-72.

На цьому стенді відповідно до керуючого сигналу переміщається вхідна ланка, повертається розподільниковий вал. Клапани, відповідно відкриваються в одну і потім в іншу сторону. Замість навантаження (гідроциліндра) встановлений витратомір, за допомогою якого ми отримуємо нашу витратну характеристику.

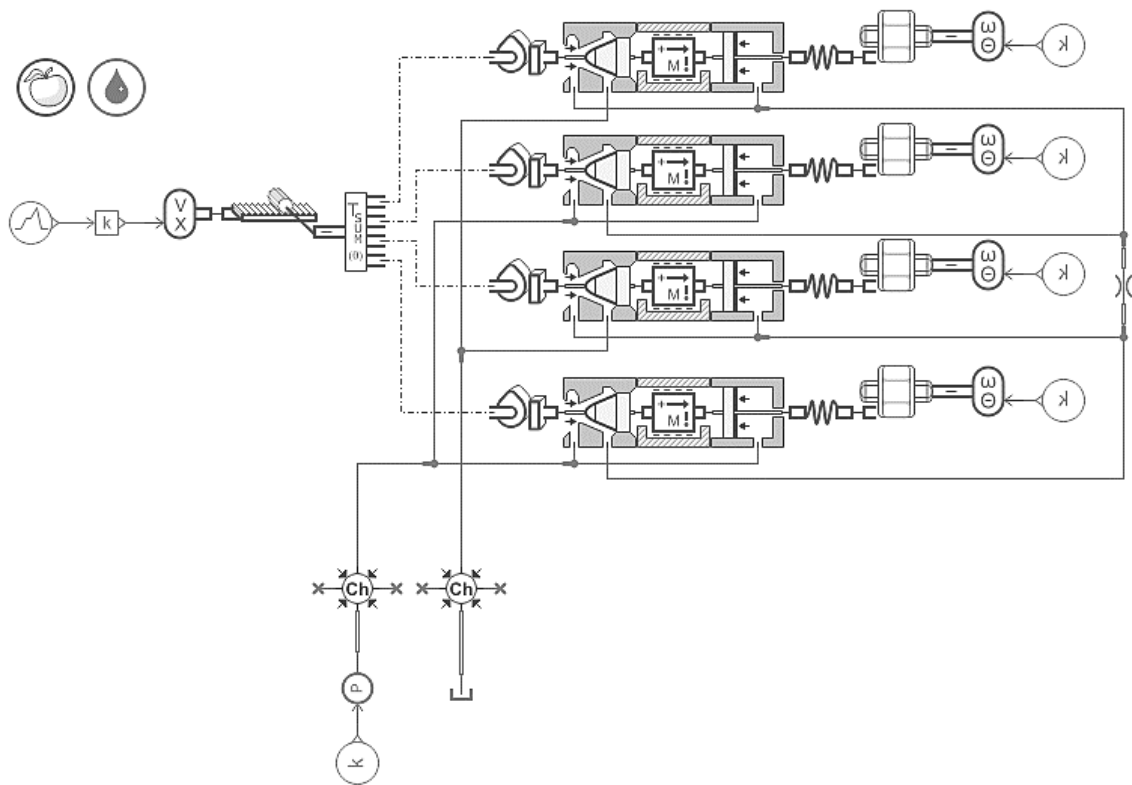


Рис. 2.16 Схема стенду для дослідження характеристик РП-72

Визначимо витратну характеристику клапана – залежність витрати від підйому запірною елемента. Результат зображено на рис. 2.17.

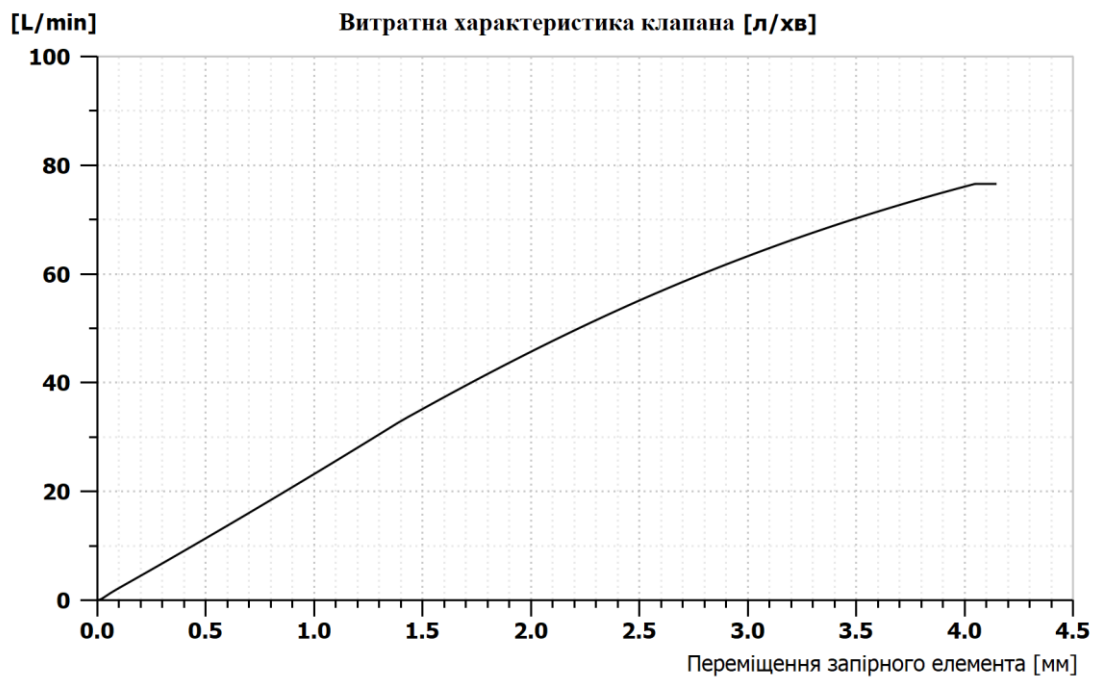


Рис. 2.17 Витратна характеристика клапана

Коригуємо витратну характеристику всього розподільника шляхом профілювання кулачка. Для цього визначимо витратну характеристику розробленого РП та РП-прототипу  $Q_{A12}=f(x_{12})$ .

Витратна характеристика – залежність витрати через розподільник від відносного переміщення запірного елемента (відносного розугодження, 0 - дросельна щілина повністю закрита, 1 - повністю відкрита).

Вигляд графіку залежить від профілю кулачка. За рахунок визначеного оптимального профілю отримано необхідну криву витратної характеристики, що дозволяє досягнути прийнятних характеристик швидкодії і жорсткості.

Отримана робоча витратна характеристика (рис. 2.18.) нелінійна, симетрична відносно координати перекриття.

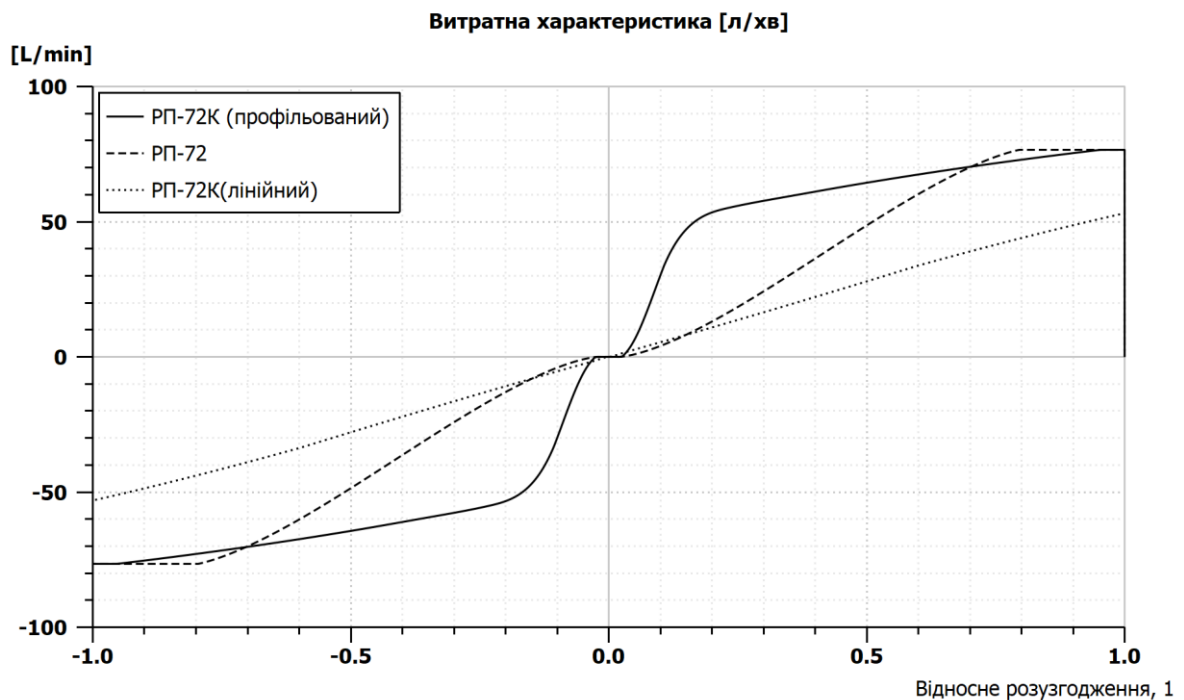


Рис. 2.18 Витратна характеристика

Визначимо перехідні характеристики  $x=f(t)$  для прототипу РП-72 та для спроектованого РП-72К (рис. 2.19).

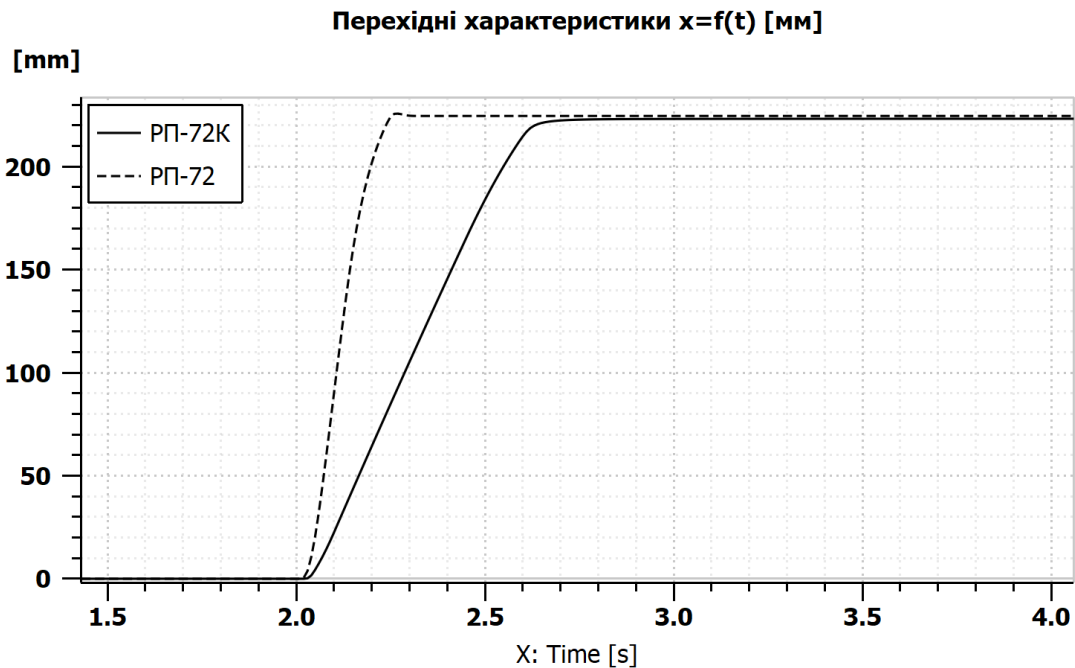


Рис. 2.19 Перехідна характеристика

Перехідна характеристика визначає реакцію системи на одиничний ступінчастий вплив при нульових початкових умовах. Перехідна характеристика – найпростіший спосіб визначити швидкодію системи. Чим більш плавна характеристика, тим повільніше переміщається вихідна ланка.

Аналіз розробленого РП дозволив виявити ряд переваг і недоліків порівняно з прототипом. До основних переваг слід віднести: кращу стійкість, яка досягнута відсутністю перерегулювання, що покращує демпфуючі властивості приводу, а також більш плавний рух штока, що зменшує динамічні навантаження на конструкцію і знижує ризик виникнення зриву потоку при різкому відхиленні рульової поверхні. Основним недоліком є швидкодія розробленого приводу. Тривалість перехідного процесу у ньому складає 0,8 с проти 0,3 с у прототипа.

Навантажувальна характеристика – це залежність швидкості переміщення вихідної ланки від величини зовнішнього навантаження. Визначимо навантажувальні характеристики  $v=f(R)$  для різних значень відкриття клапана для прототипу РП-72 (рис. 2.22) та для спроектованого РП-72К (рис. 2.23). На рис. 2.20 та 2.21 показані схеми стендів для зняття характеристики для РП-72 та РП-72К відповідно.

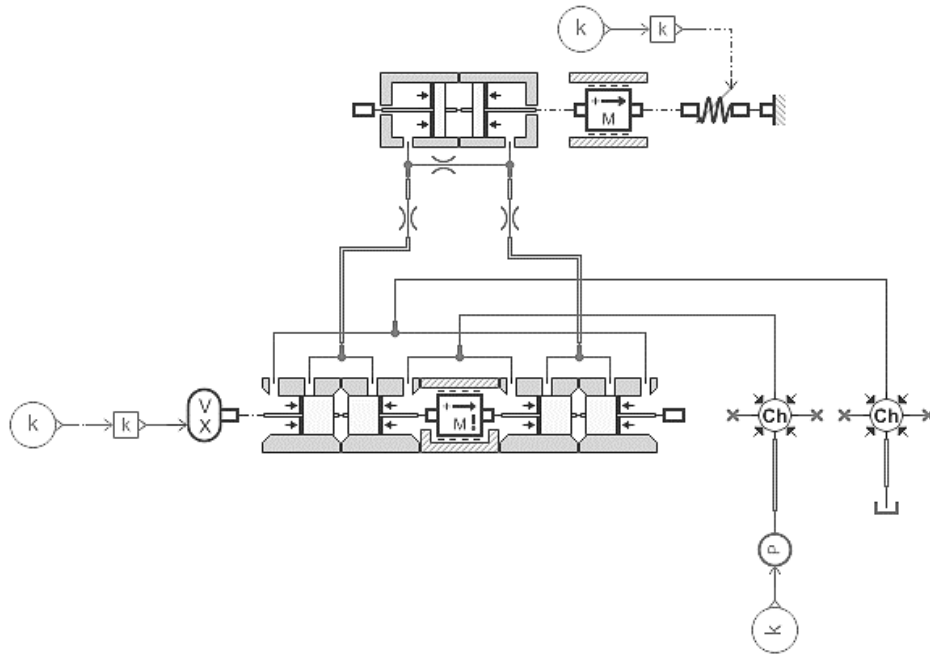


Рис. 2.20 Схема стану для зняття навантажувальної характеристики РП-72

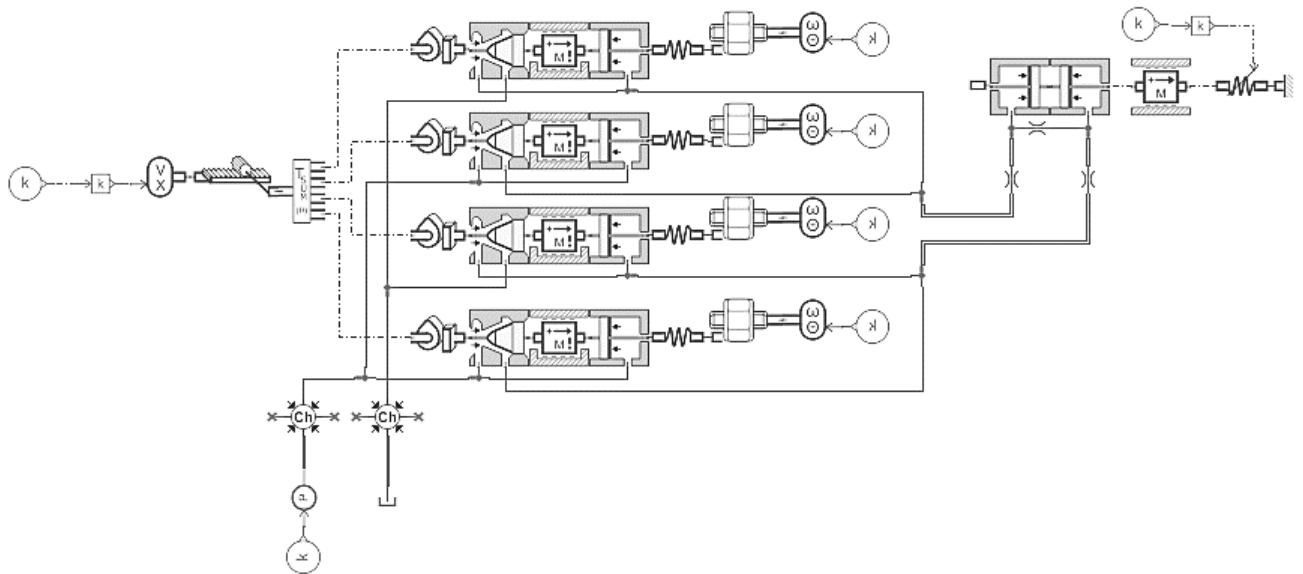


Рис. 2.21 Схема стану для зняття навантажувальної характеристики РП-72К

Віртуальний стенд складається з генератора тестового сигналу розузгодження, що задається константою, механічної передачі, досліджуваного розподільника, гідроциліндру та пружини встановленої жорсткості, яка імітує навантаження на вихідну ланку РП. Провівши розрахунок, отримаємо сімейство кривих, які відображають навантажувальні характеристики досліджуваних РП (рис. 2.22-2.23).

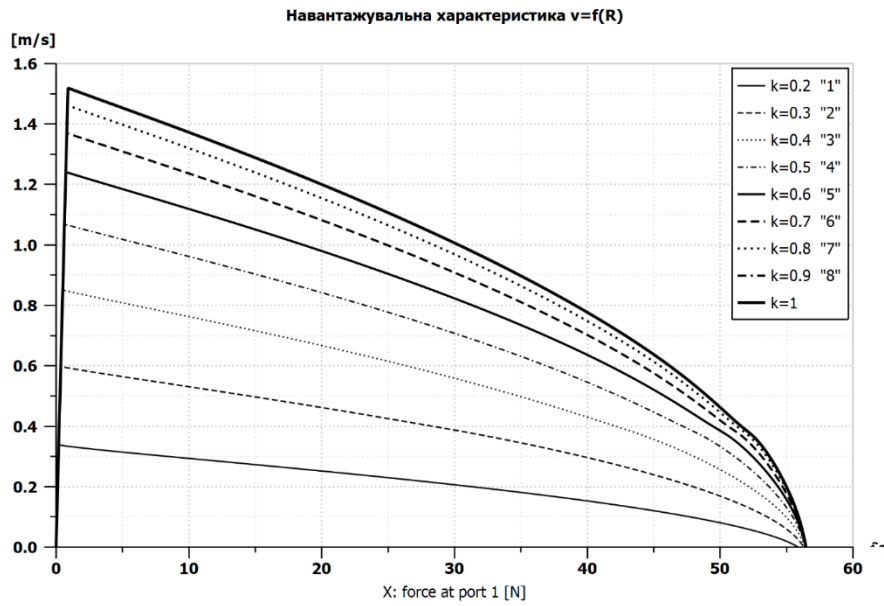


Рис. 2.22 Навантажувальна характеристика РП-72

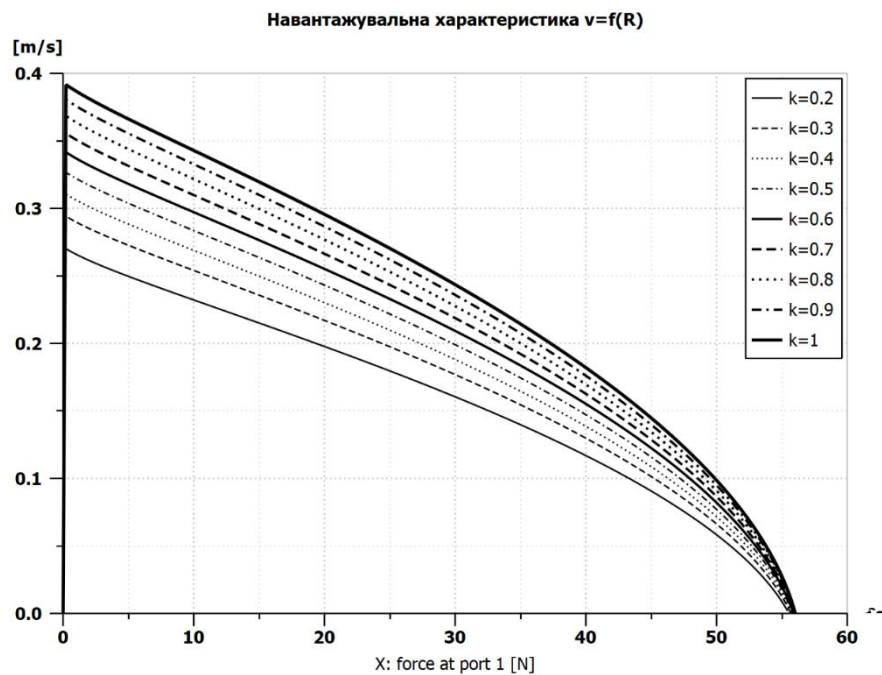


Рис. 2.23 Навантажувальна характеристика РП-72К

За отриманими характеристиками можемо бачити, що у розробленого РП з клапанним розподільником спостерігається значно менша залежність швидкості

переміщення штоку від розузгодження при сталому навантаженні при великому розузгодженні і різкий ріст швидкості переміщення при малому розузгодженні, що позитивно впливає на швидкодію агрегату.

Логарифмічна амплітудно-фазова частотна характеристика (ЛАФЧХ) – подання частотного відгуку лінійної стаціонарної системи в логарифмічному масштабі. ЛАФЧХ складається з двох графіків: логарифмічною амплітудно-частотною характеристикою і фазо-частотною характеристикою, які розташовані один під одним.

Для розробленого РП виконуємо побудову діаграми Бode – ЛАФЧХ. Для отримання частотних характеристик РП необхідно розробити віртуальний стенд, що складає розімкнутий контур керування (рис. 2.24).

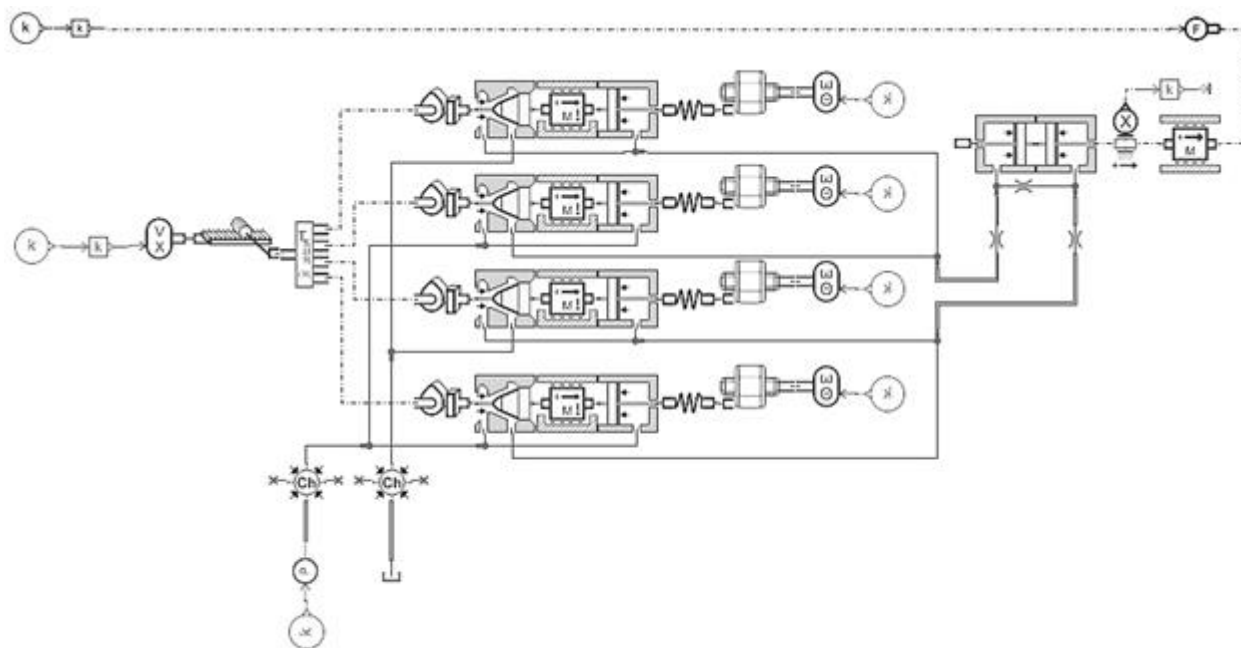


Рис. 2.24 Схема стенду для зняття ЛАФЧХ розімкнутого контуру

Віртуальний стенд складається з генератора тестового сигналу розузгодження, що задається константою, котра, в свою чергу, керується генератором коливань змінної частоти, що використовується для дослідження частотного відгуку системи, клапанного розподільника та гідроциліндра, шток якого завантажено лише його власною силою інерції (приєднана маса) та тертям в ущільненнях, зовнішнє зусилля нульове.



Симуляцію виконуємо в два етапи: спочатку визначаємо значення параметрів системи, що відповідають рівноважному стану, а після цього, прийнявши їх за параметри ініціалізації, виконуємо побудову діаграми Бode – ЛАФЧХ (рис. 2.25).

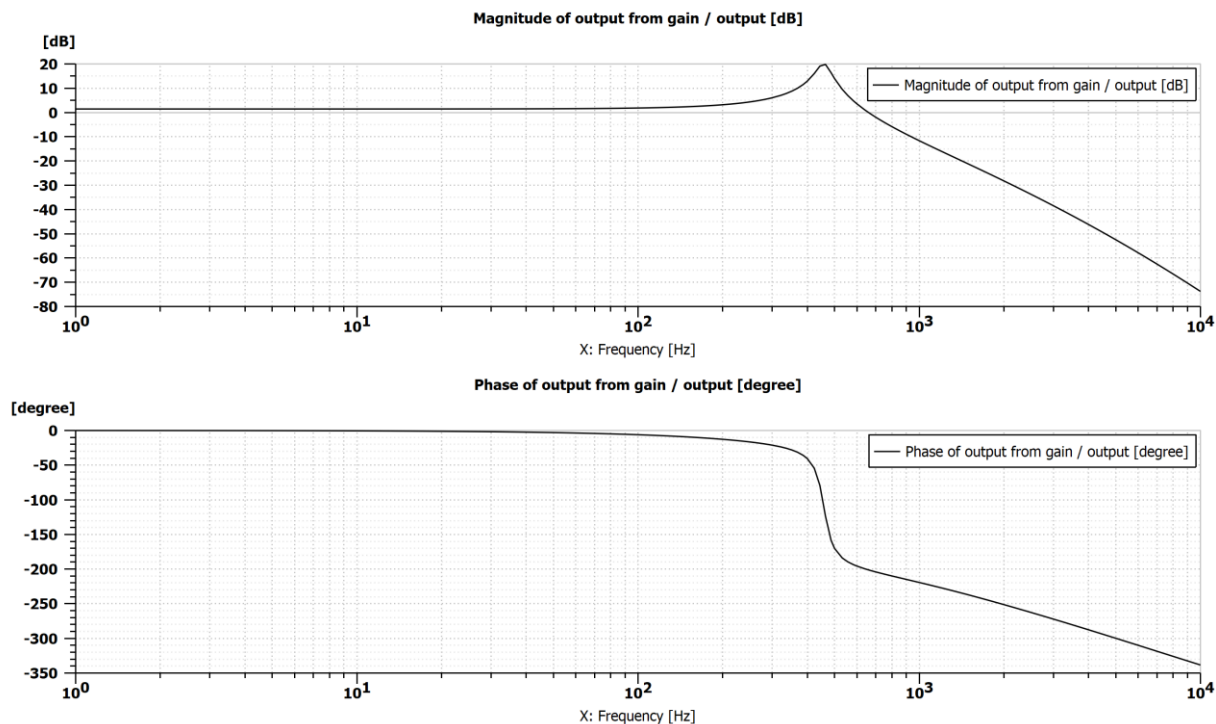


Рис. 2.25 ЛАФЧХ розімкнутого контуру

З отриманої характеристики можемо визначити частоту зрізу  $\omega_{зр} = 703,32$  [Гц], запас стійкості по фазі  $\phi_1 = -18,19^\circ$  і по амплітуді  $a_1 = -8,73$  [дБ]. Бачимо, що система має коливальні властивості з резонансною частотою 464,27 [Гц] і є нестійкою.

Виконаємо той же розрахунок ще раз для системи з замкнутим контуром, додавши зворотний зв'язок по переміщенню вихідної ланки. Для цього використаємо віртуальний стенд, схему якого зображено на рис. 2.26.

Віртуальний стенд для замкнутого контуру відрізняється від стенду для розімкнутого наявністю зворотного зв'язку по переміщенню.

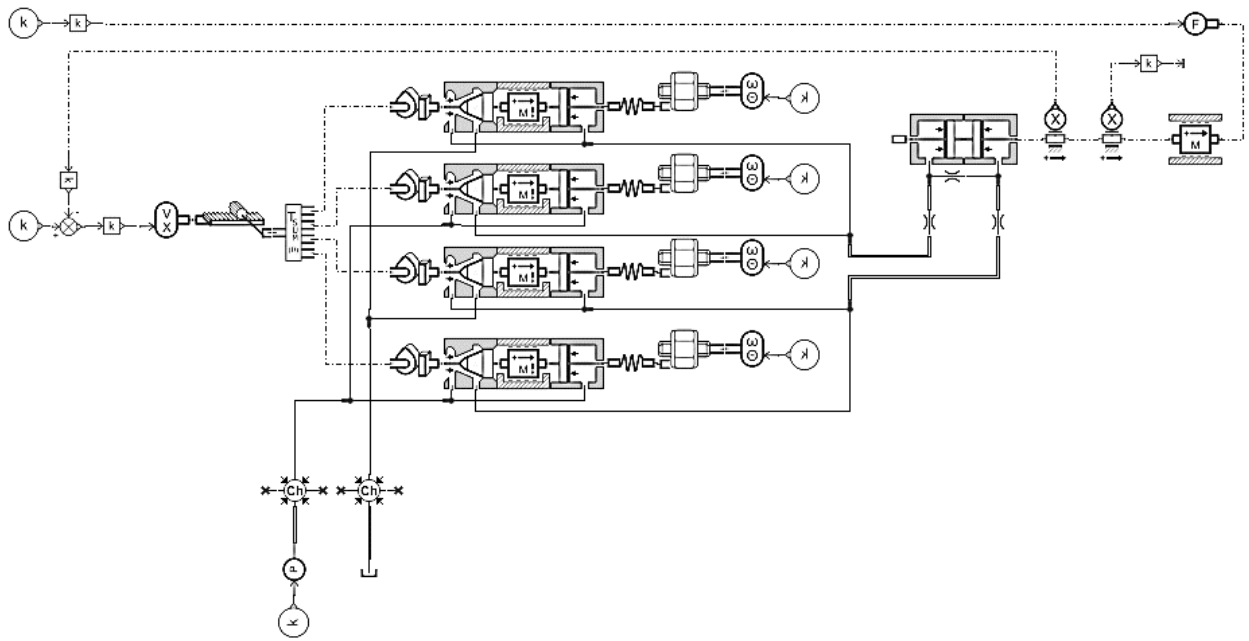


Рис. 2.26 Схема стенду для зняття ЛАФЧХ замкнутого контуру

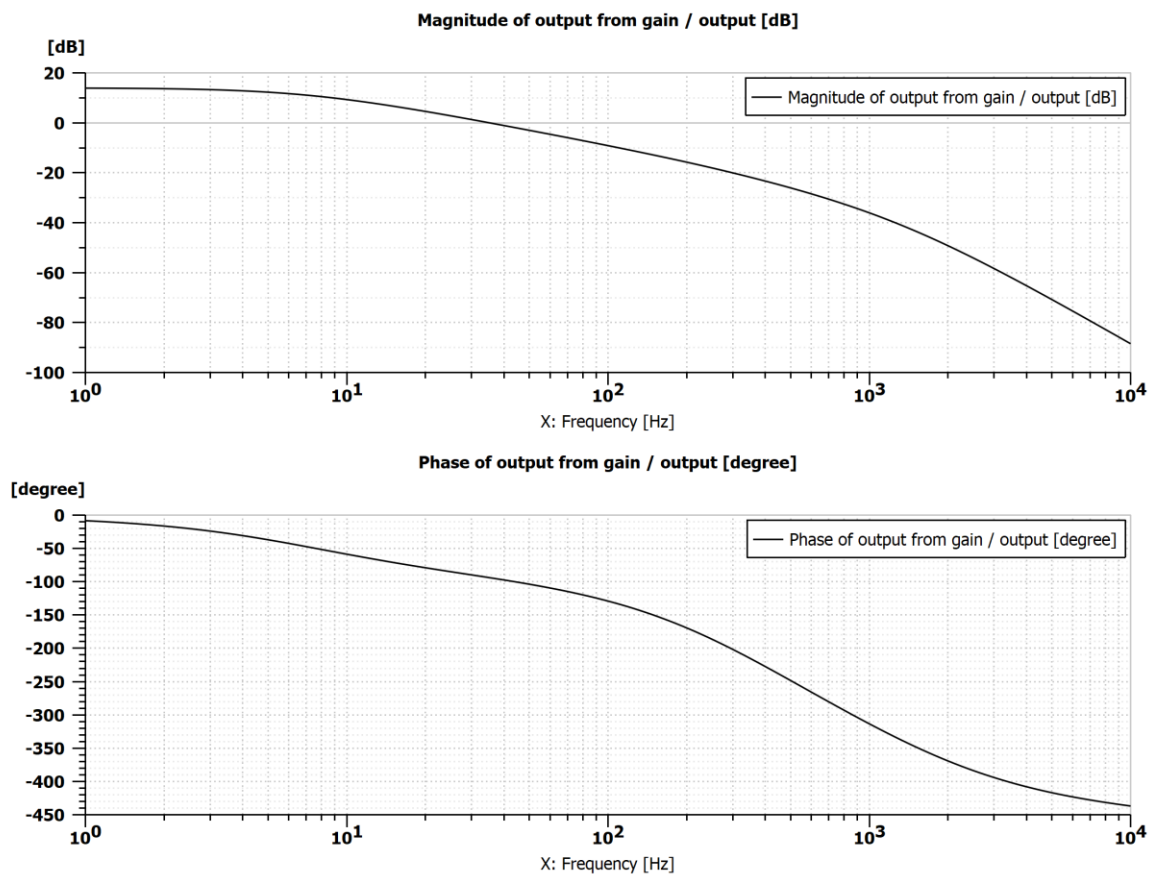


Рис. 2.27 ЛАФЧХ замкнутого контуру

З отриманої характеристики (рис.2.27) можемо визначити частоту зрізу  $\omega_{зр} = 14,87$  [Гц], запас стійкості по фазі  $\phi_1 = 60,02^\circ$  і по амплітуді  $a_1 = 17,3$  [дБ]. Бачимо, що система має аперіодичні властивості.

Виконаємо розрахунок для дослідження динамічної жорсткості системи. Для цього використаємо віртуальний стенд, схему якого зображено на рис. 2.28.

На віртуальному стенді вхід зафіксований в нейтральному положенні, а на вихідну ланку здійснюється вплив заданим знакозмінним навантаженням.

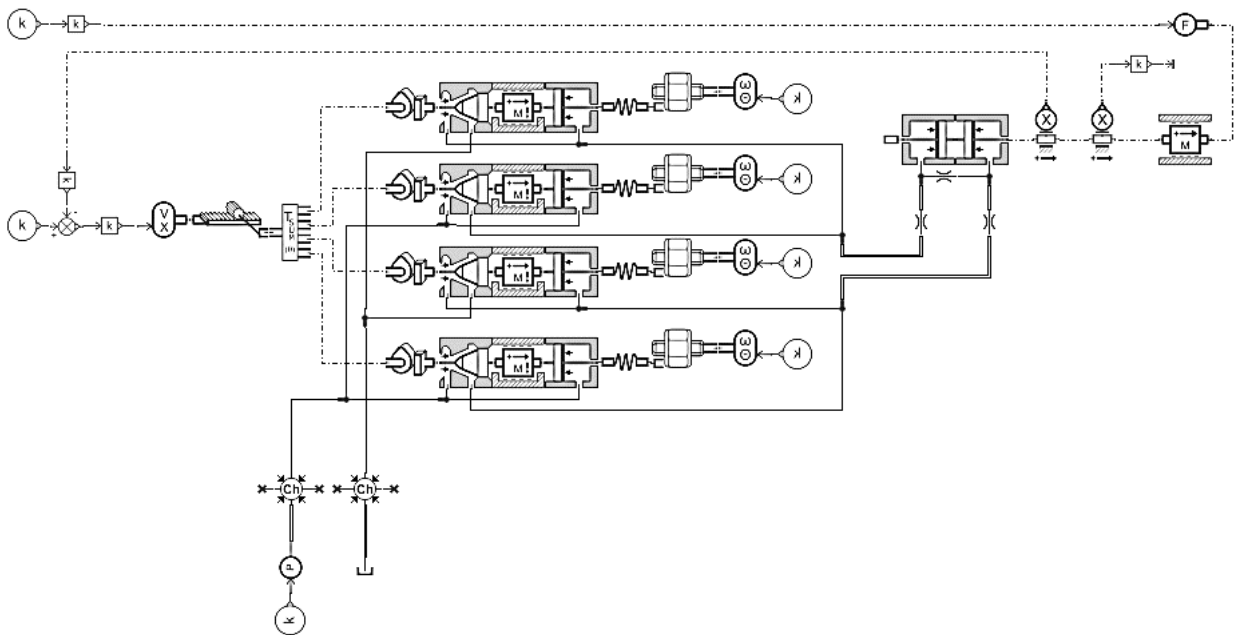


Рис. 2.28 Схема стенду для зняття ЛАФЧХ динамічної жорсткості

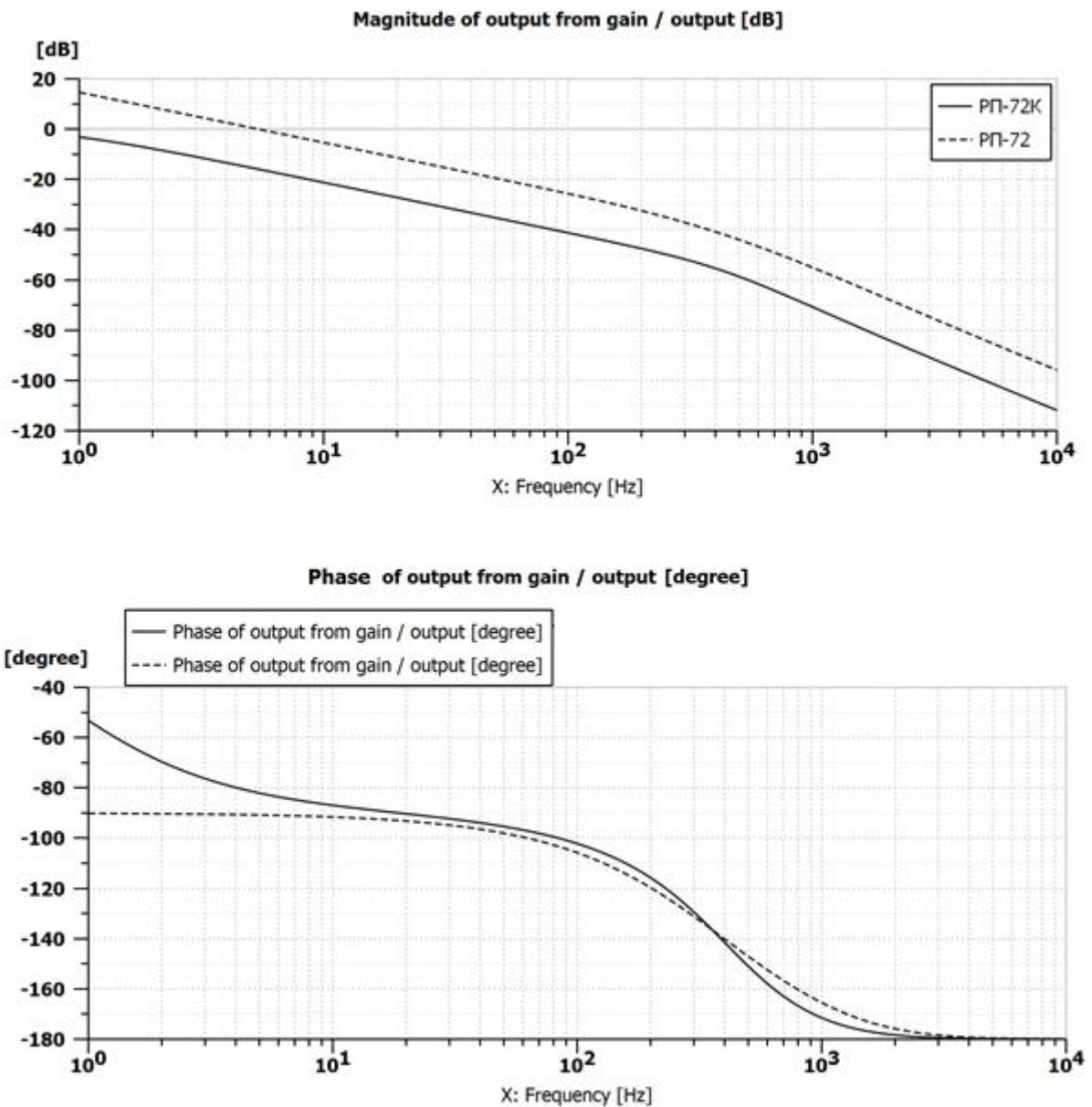


Рис. 2.29 ЛАФЧХ динамічної жорсткості

З отриманої характеристики (рис.2.29) можемо визначити частоту зрізу  $\omega_{зр} = 8,60$  [Гц], запас стійкості по фазі  $\varphi_1 = 92,45^\circ$  і по амплітуді  $a_1 = 72,23$ [дБ]. Бачимо, що система має позитивні запаси стійкості та відсутні коливальні властивості. З чого можна зробити висновок, що система має протифлатерні властивості.

Визначимо залежність динамічної жорсткості від витоків між порожнинами циліндра.

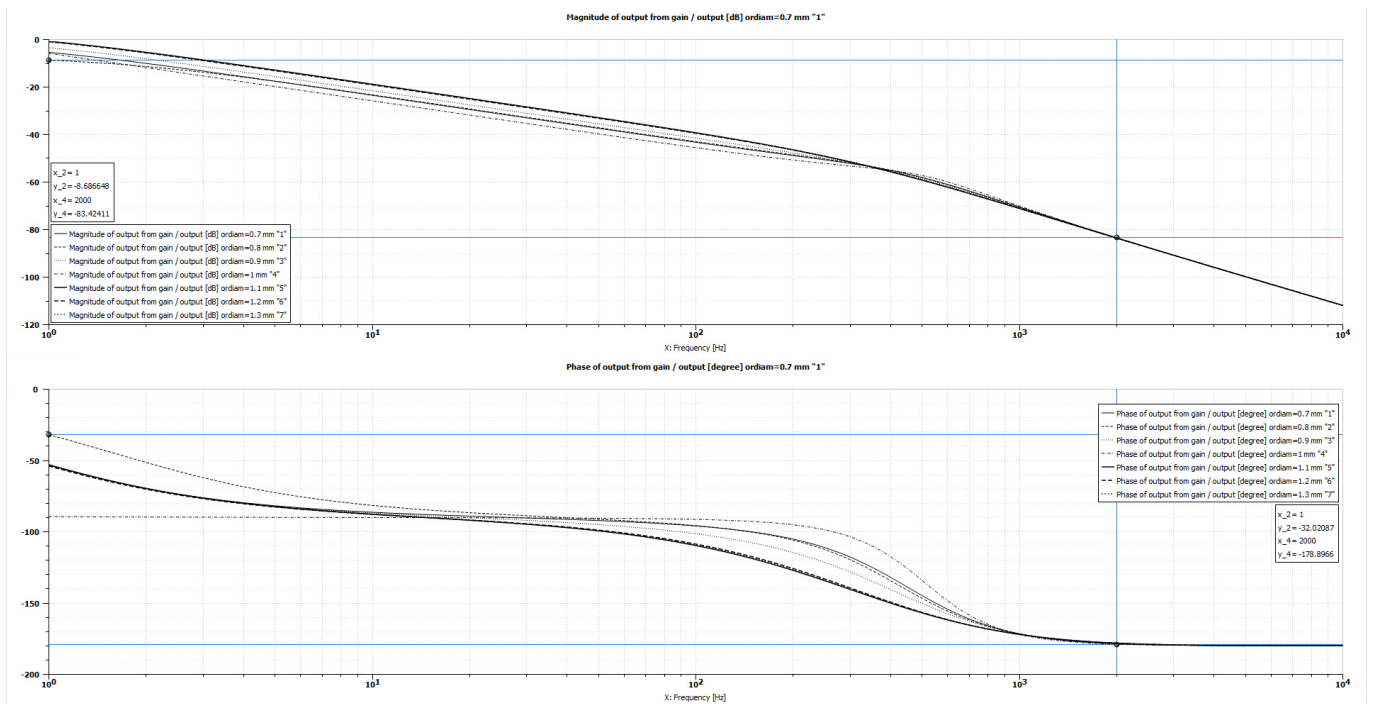


Рис. 2.30 Залежність динамічної жорсткості від перетікання

Значення витоків задається приведеними діаметром отвору в міліметрах. Варіюючи дане значення, отримуємо графіки динамічної жорсткості для спроектованого РП в залежності від величини перетікання в гідроциліндрі.

Отримана залежність динамічної жорсткості від величини перетікання нелінійна. При певній величині перетікання (приведений діаметр 0,8 мм) покращуються демпфуючі властивості приводу на низьких частотах, але з подальшим збільшенням перетікання динамічна жорсткість знижується.

Для усіх проведених досліджень фаза перевертається на частоті 2кГц, запас по амплітуді складає близько 80дБ, а по фазі варіюється від 100 до 150 градусів.

### 2.3. Розрахунок штоку розподільного блоку на міцність

Основними критеріями працездатності машин є міцність, жорсткість і зносостійкість. Міцність – це здатність елементів конструкцій або деталей машин витримувати певне навантаження, не руйнуючись. Шток – один з основних конструкційних елементів гідроциліндра, що передає зусилля від поршня.

Скористаємося пакетом SolidWorks Simulation для виконання розрахунку міцності штоку проектного розподільного блоку.

Отримана діаграма розподілу навантаження показана на рис. 2.31:

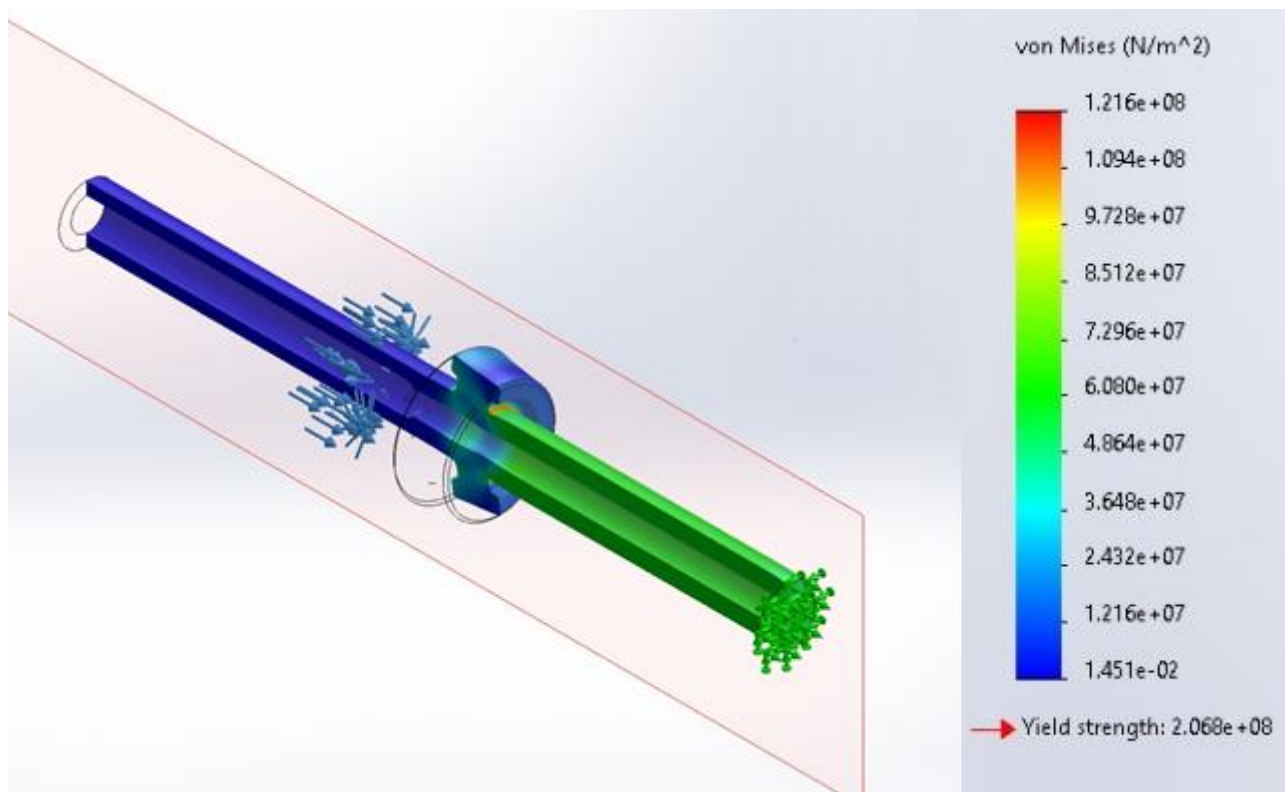


Рис. 2.31. Діаграма навантаження штоку розподільного блоку

Максимальне значення напруження складає 207 [МПа]. Запас міцності для даного розрахункового випадку буде:

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_e} = \frac{517}{207} = 2,49 > 1,5$$

де  $\sigma_{yield}$  – межа текучості;

$\sigma_e$  – максимальне досягнуте значення напруги

Отримане значення відповідає вимогам АП-25.

## 2.4 Моделювання кавітаційних характеристик клапанного розподільника

У деяких випадках під час руху рідини в закритих руслах (трубах) відбуваються явища, пов'язані зі зміною агрегатного стану рідини: виділенням з рідини розчинених у ній газів. Наприклад, під час течії рідини через місцеве звуження труби збільшується швидкість і падає тиск.

Якщо абсолютний тиск при цьому досягає значення, що дорівнює пружності насиченої пари цієї рідини за даної температури, то в цьому місці потоку починається інтенсивне пароутворення і виділення газів, тобто місцеве кипіння рідини. У частині потоку, що розширюється, швидкість зменшується, а тиск підвищується і кипіння припиняється. Пара, що виділилася, частково або повністю конденсується, а гази поступово розчиняються.

Це місцеве «закипання» рідини, зумовлене місцевим падінням тиску в потоці з подальшою конденсацією пари у місці підвищеного тиску, називають кавітацією. [11]

Кавітація порушує суцільність потоку рідини, а отже, шкідливо впливає на роботу системи. Основні негативні наслідки до яких може призвести кавітація:

- зрив подачі, втрата напору, зниження потужності і ККД;
- ерозійне зношення елементів агрегату;
- шум, вібрації установки, низькочастотні автоколивання тиску в трубопроводах.

Важливим фактором, що впливає на стабільність та надійність дросельних розподільних пристроїв є гарантоване безкавітаційне витікання робочої рідини через дросельні щілини на всіх режимах роботи. Методики, що базуються на критеріальному аналізі мають явні обмеження, що не дозволяють застосовувати їх для розрахунку складних геометрій. Скористаємося пакетом ANSYS Fluent для визначення кавітаційних характеристик клапану проектного розподільного блоку.

Геометрію розрахункової ділянки візьмемо із 3D-моделі розподільника, адаптувавши її до використання при чисельних гідродинамічних розрахунках та побудуємо адаптивну розрахункову сітку з характерним розміром 0,25 [мм].

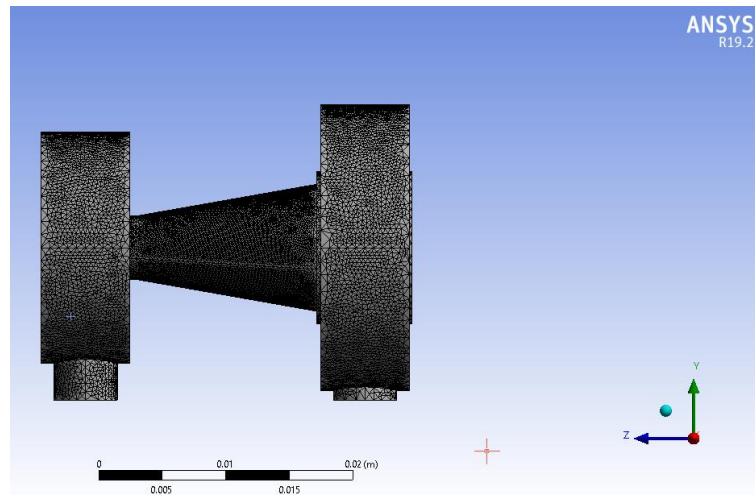


Рис. 2.32 Адаптивна розрахункова сітка клапана

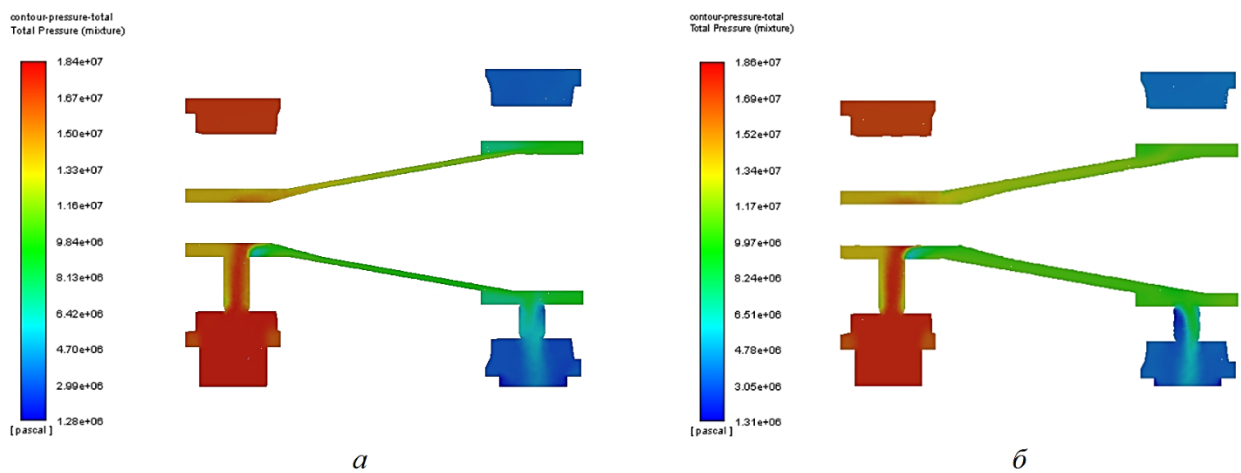


Рис. 2.33 Зони зниженого тиску при різних значеннях відкриття клапану  
 а – відкриття 2,5 мм; б – відкриття 5 мм

Накладення цих зон на області підвищеної швидкості течії дає місця можливої кавітації. Аналіз показує найбільші ризики в зоні конічних стінок зверху.



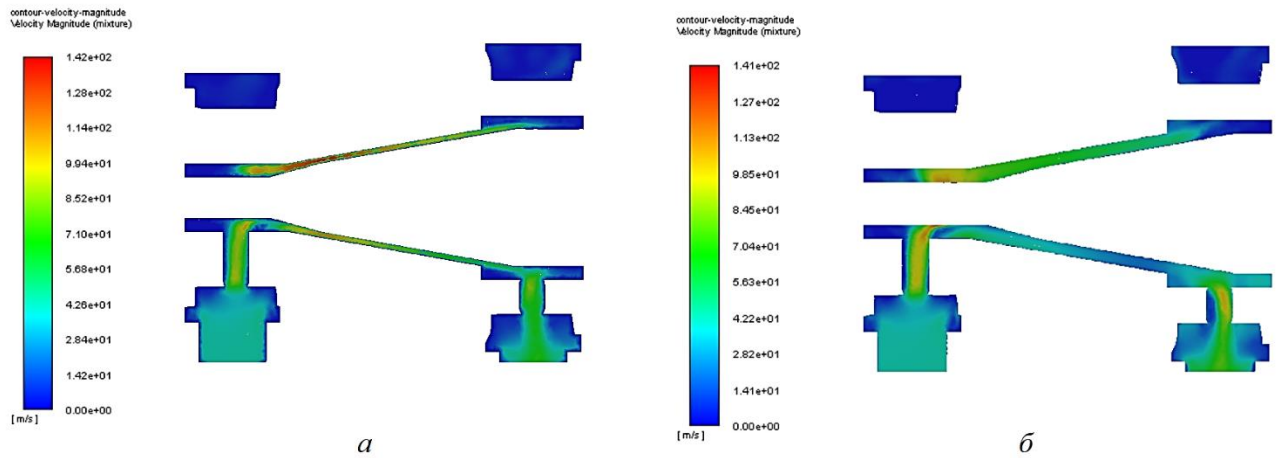


Рис. 2.34 Зони підвищеної швидкості течії при різних значеннях відкриття клапану  
 а – відкриття 2,5 мм; б – відкриття 5 мм

З результатів дослідження можемо бачити, що при повному відкритті ризику кавітації менші.

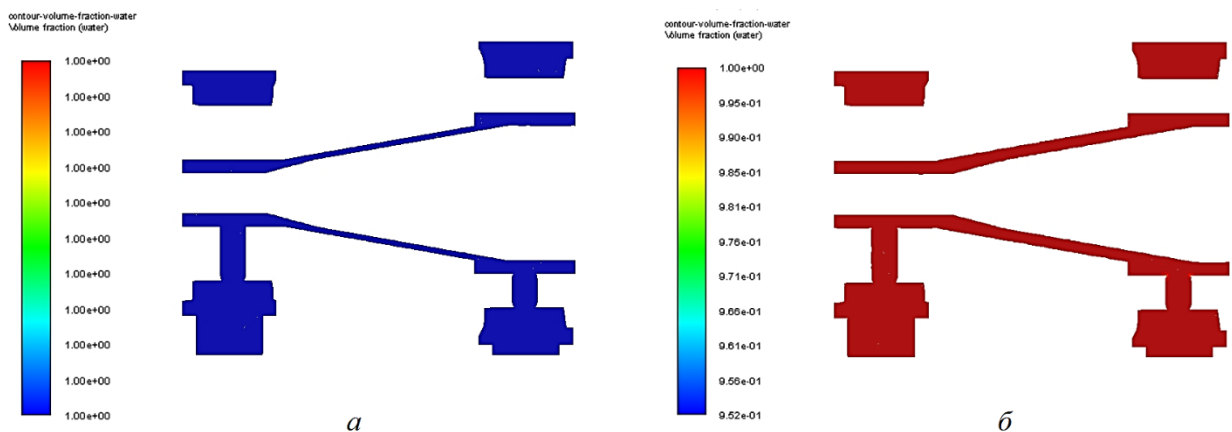


Рис. 2.35 Об'ємна частка газу в рідині при різних значеннях відкриття клапану  
 а – відкриття 2,5 мм; б – відкриття 5 мм

З результатів дослідження можемо бачити, що відхилення об'ємної частки рідини від 1 не відбувається, з чого можна зробити висновок, що кавітація у клапані не виникає.

## 2.5. Висновки розділу 2

- Спроектовано рульовий привод для керування каналом тангажа транспортного літака за прототипом Ан-124;
- Розроблено розподільний блок для рульового приводу;
- Створено ряд розрахункових моделей і віртуальних стендів для дослідження характеристик розробленого РП;
- Проведено чисельне моделювання основних режимів роботи РП та його елементів. За результатами моделювання налаштовано параметри, що впливають на стійкість РП як динамічної системи;
- Виконано аналіз динамічних характеристик РП, зокрема його розподільникового блоку та зроблено висновки про його стійкість та швидкодію;
- Виконано перевірку міцності штока РП;
- Проаналізовано кавітаційні характеристики дросельної щілини розподільника та визначено можливість його роботи без виникнення кавітації при заданому перепаді тисків.

## РОЗДІЛ 3

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 3.1. Вплив повітряного транспорту на навколишнє середовище

Забруднення навколишнього середовища в 21 столітті є однією з основних проблем, яка потребує вирішення. Особливо велику шкоду навколишньому середовищу завдає повітряний транспорт. Хоча сьогодні авіація істотно (приблизно в 15 разів) поступається автомобільному транспорту за кількістю викидів в повітря забруднюючих речовин, вона щодня впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. На відміну від інших видів транспорту авіація покриває величезні відстані, впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному і глобальному відношенні. Вплив авіації на атмосферу можна розділити на акустичне та хімічне.

Для заправки повітряного транспорту в основному використовуються два види палива – авіагас і авіаційний бензин. Отже, основними забруднюючими речовинами є ті, які виникають в результаті спалювання, тобто  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ , вуглеводні і оксиди азоту, при цьому викиди  $\text{SO}_2$  залежать від рівня сірки в паливі. Іншими речовинами, які виділяються у відносно невеликих концентраціях є  $\text{N}_2\text{O}$  і  $\text{CH}_4$ .

На відпрацьовані гази авіаційних двигунів припадає 75% всіх викидів цивільної авіації, що включають також атмосферні викиди спецавтотранспорту і стаціонарних джерел. Під час запуску у пусковій системі утворюється хмара продуктів згорання, водяної пари, піску та пилу. Після запуску високотемпературна хмара піднімається на висоту до 3 км і пересувається під дією вітру на відстані в 30 - 60 км. Вона може розсіятися, а може стати причиною кислих дощів.

В процесі старту і повернення на Землю ракетні двигуни несприятливо впливають на всі шари атмосфери, руйнують озоновий шар Землі. Забруднення повітряного середовища ракетними двигунами відбувається в процесі їхньої роботи перед стартом, на зльоті та посадці, під час наземних випробувань у процесі

виробництва чи після ремонту; в процесі заправлення паливом. Склад продуктів згоряння визначається співвідношенням компонентів палива, температурою згоряння, процесами дисоціації і рекомбінації молекул.

За деякими прогнозами в 21 столітті для транспортування вантажів на орбіту буде запускатися 10 ракет за добу з викидом для кожної більше 1,5 т/с.

Основної шкоди навколишньому середовищу повітряний транспорт завдає в районах аеропортів, так як велика частина палива йде на вирулювання літака до злітно-посадкової смуги перед зльотом і після посадки.

При надзвичайних і аварійних ситуаціях літаки змушені зливати в повітрі зайве паливо для зменшення посадкової маси. Кількість палива, що зливається літаком за 1 раз, коливається від 1 000 до 50 000 літрів. Частина палива, що випарувалася, розсіюється в атмосфері без небезпечних наслідків, однак, та частина палива, що не випарувалася, досягає поверхні землі та водойм і може викликати сильні місцеві забруднення. Частина палива що не випарувалася досягає поверхні землі у вигляді крапель, залежить від температури повітря і висоти зливу. Навіть при температурі понад 20°C на землю може випадати до декількох відсотків палива під час його зливу, особливо на малих висотах.

Крім цього літаки викидають паливо не тільки у випадку аварійних ситуацій, але і в процесі продувки і спорожнювання ємностей, після невдалого запуску двигуна чи після його вимикання після польоту. Близько 42% загальної витрати палива і високі концентрації СО і вуглеводнів характерні для роботи двигуна на знижених режимах (холостий хід, вирулювання на та з злітно-посадочної смуги, наближення до аеропорту, захід на посадку), а вміст NO<sub>x</sub> істотно зростає за режимів роботи, близьких до номінального (зліт, набір висоти, польотний режим). Від старту до зльоту літак спалює близько 2000 л палива. Сумарний викид токсичних речовин в атмосферу літаками з ГТД безупинно зростає, що зв'язано з підвищенням витрати палива до 20-30 т/год і ростом числа експлуатованих літаків. На відпрацьовані гази авіаційних двигунів приходить 87% усіх викидів цивільної авіації.

Оцінка сумарної кількості основних забруднювачів, що надходять в повітряну середу контрольованої зони аеропорту цивільної авіації в результаті його виробничої

діяльності (без урахування забруднення повітря спецавтотранспортом і іншими наземними джерелами), показує, що на площі близько 4 км виділяється в атмосферу за 1 добу від 1000 до 1500 кг оксиду вуглецю, 300 - 500 кг вуглеводневих сполук і 50 – 80 кг оксидів азоту. Така кількість виділених шкідливих речовин при несприятливому поєднанні метеорологічних умов може призводити до підвищення їх концентрацій до значних величин.

Неухильне зростання обсягів перевезень повітряним транспортом призводить до забруднення навколишнього середовища продуктами згоряння авіаційних палив. В середньому один реактивний літак, споживаючи протягом одного року 15 т палива і 625 т повітря, випускає в навколишнє середовище 46, 8 т діоксиду вуглецю, 18 т пари води, 635 кг оксиду вуглецю, 635 кг оксидів азоту, 15 кг оксидів сірки. Середня тривалість перебування цих речовин в атмосфері становить приблизно 2 роки.

Також поблизу аеропортів відбувається забруднення підземних вод нафтопродуктами в основному за рахунок витоків рідкого палива при заправці літаків, а також за рахунок технічних помилок при його транспортуванні і зберіганні. При зльоті і посадці літака в атмосферу виділяється певна кількість рідких і газоподібних продуктів згоряння палива, які осідають поблизу злітної смуги і накопичуються в ґрунті.

Вуглеводні нафти мають здатність проникати на значну глибину. Так, в тріщинуватих породах авіаційний гас за 5 місяців проникає на глибину понад 700м. Найбільш ефективним методом захисту підземних вод від забруднення нафтопродуктами є проведення попереджувальних заходів, в тому числі буріння свердловин для контролю за якістю вод.

Але небезпечніше інше. При польоті в нижніх шарах стратосфери двигуни надзвукових літаків виділяють оксиди азоту, що веде до окислення озону. У стратосфері відбувається інтенсивна взаємодія сонячних променів з молекулами кисню. В результаті молекули розпадаються на окремі атоми, а ті, приєднуючись до збережених молекул кисню, утворюють озон. Область підвищеної концентрації озону, так звана озоносфера, яка припадає на висоти 20 - 25 км, грає дуже важливу

роль для Землі. Поглинаючи майже всю ультрафіолетову радіацію, озон, тим самим, оберігає живі організми від загибелі. [20]

Авіатранспорт завдає шкоди не тільки від хімічного впливу, а й від фізичного, такого як шум і електромагнітні поля.

Авіаційний шум – це шумове забруднення, що проводиться будь-яким літальним апаратом або його компонентами. Шуми виходять з трьох основних джерел:

- шуми, утворені турбулентними потоками, або аеродинамічні шуми;
- шум двигуна;
- шум від систем літака.

Авіаційний шум надає істотний вплив на шумовий режим території в околицях аеропортів, який залежить від напрямку злітно-посадкових смуг і трас прольотів літаків, інтенсивності польотів протягом доби, сезонів року, від типів літаків, що базуються на даному аеродромі, і інших чинників.

Найнебезпечніше шумовий вплив від роботи двигунів самих літальних апаратів, так як він поширюється по всій трасі польоту. А дані траси часто проходять над населеними пунктами, отже, люди знаходяться в постійному впливі шуму. Рівні шуму досягають на перонах аеропортів 100 дБ, в приміщеннях диспетчерських служб від зовнішніх джерел 90-95 дБ, всередині будівель аеровокзалів 75 дБ. Шум в певних умовах може мати значний вплив на здоров'я і поведінку людини. Шум може викликати роздратування і агресію, артеріальну гіпертензію (підвищення артеріального тиску), тинітус (шум у вухах), втрату слуху.

Найбільше роздратування викликає шум в діапазоні частот 3000 – 5000 Гц. Хронічна схильність шуму на рівні більше 90 дБ може привести до втрати слуху. При шумі на рівні понад 110 дБ у людини виникає звукове сп'яніння, за суб'єктивними відчуттями аналогічне алкогольному або наркотичному. При шумі на рівні 145 дБ у людини відбувається розрив барабанних перетинок.

Шумове забруднення швидко викликає порушення природного балансу в екосистемах. Шумове забруднення може призводити до порушення орієнтування в просторі, спілкуванні, пошуку їжі і т.д. У зв'язку з цим деякі тварини починають

видавати більш гучні звуки, через що вони самі виступають в ролі вторинних звукових забруднювачів, ще сильніше порушуючи рівновагу в екосистемі. Одними з найвідоміших випадків шкоди, що наносяться шумовим забрудненням природі, є численні випадки, коли дельфіни і кити викидалися на берег, втрачаючи орієнтацію через гучні звуки військових гідролокаторів (сонарів).

Різновидом шумового впливу є звуковий удар. Він виникає у випадку польоту літака з надзвуковою швидкістю. Механізм дії звукового удару заснований на утворенні ударної хвилі й імпульсного звуку. Звуковий удар робить несприятливий вплив: серед тварин найбільш піддані його дії коні, північні олені, морські котики й ін. Механічний вплив удару викликає схід сніжних лавин та каменепади. Крім цього в сліді надзвукового літака відбувається понад 300 хімічних реакцій й утворюються конденсаційні шлейфи. Компоненти реактивних струменів (гідроксил, атомарний кисень, оксиди сірки й ін.) руйнують атмосферний озон, впливають на процеси утворення хмар. Тому згідно останніх досліджень світовий парк надзвукової авіації не повинен перевищувати 500 - 600 одиниць. У цивільній авіації шумність літаків визначається стандартами ІКАО для країн ЄС.

Крім шумового впливу, авіація призводить до електромагнітного забруднення середовища.

Електромагнітне забруднення (ЕМП антропогенного походження або електромагнітний смог) – це сукупність електромагнітних полів, різноманітних частот, які негативно впливають на людину. Деякі дослідники називають електромагнітний смог, який виник і сформувався за останні 60-70 років, одним з найпотужніших чинників, що негативно впливають на людину на сьогоднішній момент. Це пояснюється фактично цілодобовим його впливом і стрімким зростанням.

Джерелами електромагнітного впливу служать радіолокація і радіонавігація, які використовуються для спостереження за літаком і метеообстановки. Радіолокація створює потужні потоки електромагнітної енергії і електромагнітні поля, які становлять загрозу для життєдіяльності людини за рахунок великої напруженості.

Знаходження в зоні з підвищеним рівнем електромагнітного поля протягом певного часу призводить до ряду несприятливих наслідків: спостерігається втома,

нудота, головний біль. При значних перевищеннях нормативів можливі пошкодження серця, мозку, центральної нервової системи. Випромінювання може впливати на психіку людини, з'являється дратівливість, людині важко себе контролювати. Можливий розвиток захворювань які важко піддаються лікуванню, аж до ракових.

В аеропортах цивільної авіації електромагнітна обстановка визначається в основному випромінюванням потужних радіолокаційних станцій. До них в першу чергу відносяться наземні оглядові радіолокаційні станції, що працюють в діапазонах ультрависоких і надвисоких частот. Дія електромагнітного поля на людину в районах розміщення цих станцій є уривчастою, яка обумовлена періодом обертання електромагнітного випромінювання. Дослідження підтвердили можливість застосування розрахункових методів для попередньої оцінки електромагнітної обстановки навколо радіолокаційних станцій. Результати обстеження електромагнітної обстановки в районі ряду аеропортів країни показали, що в 60% випадків поблизу розташованих населених пунктах були потрібні спеціальні заходи щодо захисту населення, які і були здійснені. Так само існують національні і міжнародні гігієнічні нормативи рівнів ЕМП, залежно від діапазону, для селітебної зони і на робочих місцях. [19]

Аеропорти займають величезні площі, в середньому 25 - 50 км<sup>2</sup> (аеропорт Даллас – 70 км<sup>2</sup>). Через безпеку польотів та шум непридатні для житла близько 120 км<sup>2</sup>.

### **3.2. Розрахунок емісії двигунів повітряного судна**

Проведемо розрахунок контрольних параметрів емісії двигунів Д-18Т літака Ан-124 за інгредієнтами CO, C<sub>x</sub>H<sub>y</sub>, NO<sub>x</sub> та зробимо висновки про відповідність цих двигунів сучасним вимогам ІКАО.

#### **Вихідні дані:**

Тяга двигуна на зльоті:  $R_0 = 230$  кН

Тяга двигуна на малому газі:  $R_{мг} = 15,6$  кН

Питома витрата пального на малому газі:  $c_{пит\ мг} = 0,06$  кг/Н·год



1. Використовуючи дані та таблицю 3.1, знаходимо значення коефіцієнта  $K_{ін}$  викиду шкідливих речовин при наземних операціях двигуна та масову швидкість емісії інгредієнту  $W_i$ :

$$K_{CO} = 0,0546 \text{ кг інгредієнта/кг палива};$$

$$K_{C_xH_y} = 0,0034 \text{ кг інгредієнта/кг палива};$$

$$K_{NO_x} = 0,0084 \text{ кг інгредієнта/кг палива};$$

Таблиця 3.1

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

Зі значень параметрів сучасних авіадвигунів залежно від режимів роботи та їх тривалості роботи двигуна в зоні аеропорту маємо:

$$T_{мг} = 26 \text{ хв.} = 0,434 \text{ год} - \text{режимна наробка двигунів на малому газі};$$

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

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

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

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

$$G_{пн} = R_{мг} \cdot c_{пит \text{ мг}} \cdot T_{мг} = 15600 \cdot 0,06 \cdot 0,434 = 407 \text{ кг}$$

3. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при наземних операціях:

$$M_{ін} = K_{ін} \cdot G_{пн}$$

$$M_{CO_н} = 0,0546 \cdot 407 = 22,1 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y_н} = 0,0034 \cdot 407 = 1,4 \text{ кг}$$

$$M_{NO_н} = 0,0084 \cdot 407 = 3,4 \text{ кг}$$

4. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті-посадці:

$$M_{i\ 3-п} = W_{i\ 1} \cdot T_{1\ 3-п} + W_{i\ 2} \cdot T_{2\ 3-п} + W_{i\ 2} \cdot T_{2\ 3-п}$$

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

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

$$M_{NO\ 3-п} = 98 \cdot 0,0117 + 10,5 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 1,612 \text{ кг}$$

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

$$M_{i\ ап} = M_{i\ н} + M_{i\ 3-п}$$

$$M_{CO} = 0,519 + 22,1 = 22,619 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y} = 0,09 + 1,4 = 1,49 \text{ кг}$$

$$M_{NO} = 1,612 + 3,4 = 5,012 \text{ кг}$$

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

$$M_{CO}/R_0 = 22619/230 = 98,4 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН};$$

$$M_{C_xN_y}/R_0 = 1490/230 = 6,47 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН};$$

$$M_{NO}/R_0 = 5012/230 = 21,8 \text{ г/кН} < 40 \text{ г/кН}.$$

Отже, двигун Д-18Т літака Ан-124 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІКАО.

### 3.3. Вплив гідравлічних масел на людину

Гідравлічні масла – рідини, які застосовуються в якості робочих в гідравлічних системах керування і гідравлічних приводах. Якість гідравлічного масла залежить від багатьох характеристик: інертності, в'язкості, суцільності, стискання, випаровуваності, теплового розширення, здатності розчиняти гази, тощо.

ПММ та спецрідини (окрім ТГФ-М, НГЖ-4, тетраетил свинцю II метанолу), що заправляють в літаки чи використовуються в якості присадок, відносяться відповідно ГОСТ 12.1.007-76 до четвертого класу по небезпеці шкідливого впливу на людину.

Гранично допустима концентрація в повітрі робочої зони (в перерахунку на вуглець) для рідини АМГ-10 – 10 мг/м<sup>3</sup>, метанолу – 5 мг/м<sup>3</sup>, НГЖ-4 – 0,5 мг/м<sup>3</sup>.

Потрапляння ПММ і спеціальних рідин на шкіру людини або тривалий контакт шкірного покриву з одягом, просоченим ПММ і противодокрісталізаційними рідинами, сприяє утворенню тріщин шкіряного покриву, виникненню гострих запальних процесів, хронічних екзем та інших шкірних захворювань.

У разі перебування заправника ПММ в зоні викиду відпрацьованих газів двигунів внутрішнього згорання заправних засобів можливе отруєння заправника ПММ.

На літаку Ан-124 застосовується вітчизняна гідравлічна рідина – синтетичне масло АМГ-10. Робоча рідина АМГ-10 пожежовибухобезпечна і являє собою суміш ефірів фосфорної кислоти з присадками, поліпшуючими в'язкісні, антиокислювальні, антикорозійні та антиерозійні властивості. Рідина АМГ-10 виготовляється за ГОСТ 6794-75. Вона призначена для використання в гідравлічних системах в інтервалі температур від – 60 °С до +55 °С з перегрівами до +100 °С при номінальному тиску в стенді або системі до 210кгс/см<sup>2</sup> (21 МПа) при надувці бака, який живить насос повітрям або азотом.

Кількість рідини що заправляється в гідросистему літака Ан-124 становить 140л. Строк служби гідравлічної рідини без заміни складає 2500 льотних годин. За один місяць середній наліт літака складає 260 годин. З цього зробимо висновок, що заміна гідравлічної рідини на даному літаку проводиться раз на рік. При цьому замінюється виключно вся гідравлічна рідина літального апарату. В рік на виріб використовується близько 140-150 л рідини.

АМГ-10, яка застосовується на літаках є токсичною, викликаючи подразнюючу дію на шкіру і може викликати дерматити, як і всі нафтопродукти, рідини АМГ-10 та їх зарубіжні аналоги є надзвичайно токсичні і застосування їх можливо тільки при дотриманні певних правил техніки безпеки.

Ці правила стосуються працівників що контактують з рідиною (обслуговуючого персоналу), які повинні бути забезпечені поліетиленовими або гумовими, стійкими до впливу рідини, фартухами, нарукавниками, рукавичками,

захисними мазями, захисними окулярами, а в ряді випадків і респіраторами. Заправка здійснюється тільки закритим способом без контакту рідини з повітряним середовищем.

Технологія виробництва АМГ-10 базується на процесах гідрокаталічної і екстракційної очистки нафтових фракцій з послідуєчим додаванням до базового мастила антиокислюючої та загущуючої присадки, а також спеціальної різновидності органічного фарбника. Масло має червоний колір.

АМГ-10 може проникати в організм через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, неушкоджену і незахищену засобами індивідуального захисту шкіру у вигляді парів, аерозолів і рідини.

При потраплянні АМГ-10 в шлунково-кишковий тракт можуть виникнути отруєння різної форми і тяжкості (болі, нудота, блювання, судоми). Бризки, що потрапили на шкірні покриви або очі, надають роз'їдаючу дію. При інгаляційному отруєнні спостерігається стан сп'яніння, у важких випадках – втрата свідомості.

### **3.4. Заходи задля зменшення негативного впливу на стан довкілля**

Наука в області авіабудування намагається вдосконалити як паливо, так і двигуни, щоб забезпечувати мінімальну витрату палива при високій корисній дії. Сучасні конструктори працюють над створенням високоефективних двигунів та палив, які в порівнянні з нинішніми менше забруднюють навколишнє середовище.

Щоб знизити шкоду від повітряного транспорту авіакомпанії застосовують такі методи як використання присадок до палива, впорскування води, розпорошення палива, збагачення паливної суміші в зоні горіння, зменшення часу роботи силових установок на землі, рулювання літальних апаратів з декількома вимкненими двигунами. Все це призводить до зменшення викидів відходів до 8 разів.

Також для збереження водних ресурсів авіакомпаніям слід проводити такі заходи як :

– регулярний замір обсягу стічних вод, які надходять на очисні споруди і скидаються в спеціальний водний об'єкт, наданий для користування авіакомпанією;

- постійний контроль якісних і кількісних показників стічних вод;
- контроль ефективності роботи очисних споруд.

Для зменшення частки небезпечних відходів від авіапромисловості необхідно проводити своєчасний контроль здачі відходів виробництва на утилізацію, регулярний моніторинг місць тимчасового зберігання відходів виробництва.

Можна використовувати більш екологічні види палива, наприклад, водневе, яке характеризується високою швидкістю поширення полум'я, відсутністю сажі при спалюванні і гарною займистістю, але його виробництво обходиться дуже дорого, до того ж у такого палива мала щільність і низька температура кипіння, отже, для нього потрібні великі паливні баки з важкою системою теплоізоляції. За теплотворною здатністю водень втричі перевершує традиційний авіаційний гас.

Також можна використовувати біопаливо, що складається з модифікованого рослинного масла кукурудзи, сої та ін. При змішуванні навіть невеликої кількості біопалива з гасом, відбудеться істотне зниження шкідливих викидів в атмосферу.

Зменшення витрати палива, отже, шкідливих викидів досягається за рахунок підвищення ступеня заповнення літаків корисним навантаженням, зменшення пробігу літаків на аеродромах під власною тягою за рахунок буксирування їх тягачами на виконавчий старт або за рахунок доставки пасажирів на посадку і вокзал рухомими конвеєрами.

Для зниження вплив шуму від повітряного транспорту найефективніше – винести аеропорт за межі міста. Має місце два підходи задля досягнення нормативних показників рівнів шуму:

- захист за рахунок застосування шумознижуючих технологій і матеріалів;
- реалізація різних технічних заходів щодо зниження шумової характеристики джерел шуму.

Заходи, спрямовані на зменшення рівня шуму в аеропорту та поблизу нього на основі збалансованого підходу до регулювання авіаційного шуму, можуть включати:

- просторове зонування території навколо аеропорту з урахуванням умов авіаційного шуму та інших несприятливих екологічних факторів;

- запровадження експлуатаційних заходів під час зльоту і посадки повітряних суден;
- відповідну організацію повітряного руху з метою зменшення впливу авіаційного шуму тощо.

Для захисту від електромагнітного випромінювання можна вжити наступні заходи:

- екранування (активне і пасивне джерела електромагнітного випромінювання або ж об'єкта захисту; комплексне екранування);
- видалення джерел з ближньої зони, з робочої зони;
- конструктивне вдосконалення обладнання з метою зниження використовуваних рівнів ЕМП, загальною споживаної і випромінюваної потужності обладнання;
- обмеження часу перебування операторів або населення в зоні дії ЕМП;
- легкий захисний костюм із захисним жилетом від електромагнітного випромінювання.

Багато країн контролюють норми викидів від авіатранспорту, а також об'єднуються для розробки альтернативних видів палива та модернізації двигунів, що дає надію на покращення ситуації.

### **3.5 Висновки розділу 3**

В умовах глобального світу роль цивільної авіації в економіці сучасних країн неухильно зростає, але із збільшенням обсягів авіаперевезень, площ оброблюваних з літаків сільськогосподарських угідь, інтенсивності процесів експлуатації авіаційної техніки прийшло розуміння того, що така техніка суттєво впливає на зростання забруднень навколишнього природного середовища.

Метою забезпечення екологічної безпеки цивільної авіації по суті є мінімізація шкідливих наслідків її діяльності шляхом дотримання рівноваги між нанесеною природному середовищу шкодою внаслідок здійснення авіаційної діяльності та можливостями природного середовища у самовідновленні.

Основне забруднення атмосферного повітря літальними апаратами цивільної авіації українських авіакомпаній відбувається у зв'язку із використанням газового палива, а саме: вуглець CO, окисли азоту, окисли сірки, тверді частки вуглецю у вигляді сажі, що утворюється при неповному згорянні газу, трапляються також викиди з повітряного судна і вихідного палива.

В перспективі розвитку цього виду транспорту велике значення треба приділити рівню екологічності, шляхом переходу на інші види пального (водень) та встановлюючи більш екологічні двигуни.

Повітряний транспорт займає значне місце в шумовому режимі населених пунктів.

ЕМП можуть викликати біологічні та функціональні несприятливі ефекти в організмі людини. Ступінь впливу електромагнітного поля (ЕМП) на організм людини залежить від діапазону частот, інтенсивності та тривалості дії, характеру випромінювання (неперервне чи модульоване), режиму опромінення, розміру опромінюваної поверхні тіла, індивідуальних особливостей організму.

Приблизно 5% антропогенних змін клімату припадає на глобальну авіацію, і це число, як очікується, буде рости далі. Широкий спектр атмосферних процесів визначення впливу авіаційної емісії на клімат, який включає в себе адвекцію, дисперсію, хімічне перетворення, утворення хмар (інверсійно-перисті), а також сонячну радіацію і інфрачервоне випромінювання. Крім атмосферних викидів двоокису вуглецю, викиди водяної пари та оксиду азоту сприяють впливу на клімату.

Необхідно ретельно планувати маршрути польотів, терміни та висоту для літаків (літаків і вертольотів), що літають над житловою забудовою, налагодити співпрацю з місцевими органами влади з метою виявлення та реалізації стратегій запобігання та контролю шуму в зонах зменшення шуму (наприклад, звукоізоляція будівель, які зазнають впливу повітряного шуму над рівнями, передбаченими місцевими органами влади, або обмеження на нічний час експлуатації певних маршрутів посадки).

## РОЗДІЛ 4

### ОХОРОНА ПРАЦІ

#### **4.1. Небезпечні та шкідливі фактори при технічному обслуговуванні систем керування та систем джерел тиску ПС**

Розділ виконано згідно з ГОСТ 12.3.002-2014 [4] і правилами безпеки праці при технічному обслуговуванні та поточному ремонті авіаційної техніки ДНАОП 5.1.30-1.06-98. [8]

Під небезпечним виробничим фактором мається на увазі фактор середовища та трудового процесу, котрий може бути причиною раптового різкого погіршення здоров'я, гострого захворювання або смерті.

При технічному обслуговуванні гідравлічних систем та систем керування ПС виникають наступні шкідливі та небезпечні виробничі фактори:

- рухливі елементи ПС (інтерцептори, елерони, закрилки, тримери, гальмівні, щитки, тяги троси, та ін.);
- підвищене ковзання внаслідок обледеніння, зволоження і замаслення поверхонь ПС, трапів, драбин і покритих місць стоянок по яких переміщається авіаційний персонал;
- вироби авіаційної техніки, які можуть впасти, інструмент і матеріали при роботах з технічного обслуговування ПС на площинах, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті із застосуванням механізованих підйомників;
- витікання цівки газів або рідини із ємностей і трубопроводів, що працюють під тиском (при розгерметизації трубопроводів);
- хімічні токсичні рідини, що входять до складу робочих матеріалів;
- виступаючі частини планера ПС і його устаткування – антени, датчики, приймачі повітряного тиску і температури зовнішнього повітря, підкоси, замки, кронштейни, відкриті стулки.



## **4.2. Конструктивно-технічні та організаційні заходи з запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів на працівників**

Задля запобігання можливої дії перелічених шкідливих і небезпечних факторів на працюючий персонал передбачено ГОСТ 12.4.011-89 [5]:

- суворе дотримання правил безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні та ремонті системи;
- перед початком робіт потрібно застопорити ручки органів керування, рухливі елементи ПС, які можуть самовільно переміщатися, також забезпечити органи керування в кабіні ПС табличками з надписом "Рулями не працювати. Електроживлення не вмикати".
- перевірку працездатності системи керування ПС і її елементів слід проводити після того, як обслуговуючий персонал залишить зони переміщення рухомих поверхонь, качалок, тяг.
- монтаж (демонтаж) елементів, що мають велику парусність (руль повороту і т.п.) слід проводити або в закритому приміщенні, або на відкритих майданчиках, але при відсутності вітру. Роботу слід проводити з використанням вантажопідйомних механізмів і обладнання.
- транспортування елементів системи керування ПС, що мають велику парусність, необхідно проводити з використанням ложементів в положенні, яке не допускає їх перекидання.
- під час роботи з тросовою проводкою системи керування ПС, необхідно застосовувати рукавиці.
- у гідравлічній системі для запобігання вибуху ємностей, що працюють під тиском передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні критичного значення тиску.
- випробування мережі джерел тиску на міцність та герметичність повинні проводитися відповідно до діючих норм та правил випробувань. Випробування необхідно виконувати на спеціальних стендах, у спеціально обладнаних приміщеннях.

– щоб запобігти можливої дії на робочий персонал впливу токсичних і шкідливих речовин при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті мережі джерел тиску передбачено:

- 1) заміна шкідливих речовин, які використовуються у виробничих процесах на менш шкідливі;
- 2) застосування персоналом засобів індивідуального захисту;
- 3) спеціальна підготовка та інструктаж робочого персоналу;
- 4) застосування прогресивних технологій виробництва;
- 5) проведення попередніх і періодичних медичних оглядів людей, що працюють у контакті зі шкідливими речовинами.

### **4.3. Пожежна та вибухова безпека**

Розділ виконаний згідно до ГОСТ 12.1.044-91 [2].

У дипломній роботі представлено ряд заходів, які в повній мірі забезпечують пожежну та вибухову безпеку системи керування та системи джерел тиску. Передбачено:

- проектування системи з низкою конструктивних особливостей, що забезпечують безпеку мережі в пожежному відношенні;
- вибір вибухобезпечної робочої рідини;
- суворе виконання інструкції з техніки безпеки під час стендових іспитів.

Вірогідні причини виникнення пожежі на повітряному судні – загоряння витоків займистих рідин та закорочення електро-механічної проводки.

З дослідження джерела [14] відомо, що одним із основних принципів у системі попередження пожеж є положення про те, що пожежа можлива лише за певної умови. Такою умовою є наявність трьох факторів: горючої речовини, окислювача та джерела запалювання. Крім того, необхідно, щоб горюча речовина була нагріта до необхідної температури і знаходилась у відповідному кількісному співвідношенні з окислювачем, а джерело запалювання мало необхідну енергію для початкового запалювання.

Система попередження пожеж включає два основних напрямки: запобігання формуванню горючого середовища і виникненню в цьому середовищі (чи внесенню в нього) джерела запалювання.

Запобігання виникненню вибухонебезпечного середовища забезпечується за рахунок максимальної заміни в технологічних процесах горючих речовин та матеріалів негорючими, ізоляцією горючого та вибухо-небезпечного середовища, обмеженням кількості пожежо- та вибухонебезпечних речовин при використанні та зберіганні, а також правильним їх розміщенням, застосуванням герметичного виробничого устаткування, організацією контролю за складом повітря в приміщенні та контролю за станом середовища в апаратах, застосуванням робочої та аварійної вентиляції, використанням інгібуючих та флегматизуючих добавок.

Для захисту від вибухів, окрім вже вказаних мір, здійснюється захист апаратів від розриву за допомогою агрегату аварійного скидання тиску (запобіжні клапани і мембрани). Застосовуються швидкодіючі зворотні і відсічні клапани, виконуються обвалування і бункерування вибухонебезпечних ділянок чи розміщення їх в захисних кабінах (боксах).

Запобігання розповсюдження пожежі забезпечується:

- можливістю аварійного вимкнення (перемикання) апаратів і комунікацій;
- застосуванням пристроїв, які унеможливають розтікання горючих рідин при пожежі;
- застосуванням вогнезапірних пристроїв (затворів, клапанів, заслінок).

До засобів пожежогасіння відносяться вогнегасячі речовини і пожежна техніка. Під способом пожежогасіння слід розуміти порядок, прийоми і області використання засобів пожежогасіння, а також тактику боротьби з вогнем.

Для забезпечення пожежної і вибухової безпеки при виконанні відпрацювання, перевірки і приймання систем ЛА, в приміщеннях і на площадках де виконуються ці роботи повинна бути розміщена пожежна техніка.

Пожежна техніка призначена для захисту від пожеж і включає в себе такі групи як:

- пожежні машини (автомобілі і мотопомпи);

- пожежне обладнання;
- пожежні рятувальні пристрої;
- вогнегасники;
- пожежний ручний інструмент;
- пожежний інвентар;
- засоби пожежної й охоронно-пожежної сигналізації.

Розміщення пожежної техніки проводиться з врахуванням забезпечення зручності підходу будь-якої точки спостереження за приміщенням. Для інформації про місце знаходження пожежної техніки застосовуються вказуючі знаки, які розміщуються на видному місці на висоті 2...2,5 м при встановленні їх всередині і поза приміщенням. На місці розташування пожежних гідрантів встановленні вказівники з нанесеними індексами «ПГ», відстанню від вказівника до гідранту в метрах і внутрішнім діаметром трубопроводів в міліметрах, а біля місця розташування пожежних водойм – з індексами «ПВ», запасами води в кубічних метрах і числом пожежних автомобілів, одночасно встановлених біля водойм.

Елементи будівельних конструкцій (верхні частини колон і огорож, підлога) у місць розміщення пожежної техніки виділяються червоними полосами шириною 200...400 мм. Ділянки поверхонь, на фоні яких встановленні вогнегасники, інші малогабаритні види пожежної техніки, виділяються білим кольором з червоною окантовкою шириною 20...50 мм.

Вогнегасники поділяються на хімічні, пінні, повітряно-пінні, CO<sub>2</sub>-вогнегасники і порошкові. Вони можуть бути ручними та пересувними (рис. 4.1, 4.2).

Вогнегасні речовини активно вступають в реакцію з продуктами згорання поглинаючи значну частину тепла. До них належать речовина на основі галоїдних сполук, які утримують фтор, бром та ін. вогнегасні речовини повинні бути високоефективними, стабільними при експлуатації, безпечними для обслуговуючого персоналу, не визивати корозії, а також зберігати свої властивості при зберіганні. Цим якостям відповідають хладони та вуглекислота.

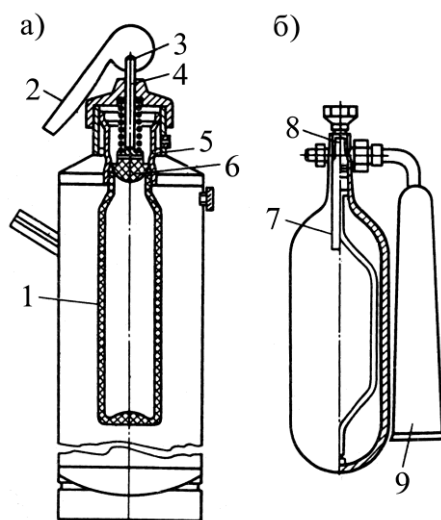


Рис. 4.1 Ручні вогнегасники:

а – хімічний пінний; б – CO<sub>2</sub> вогнегасник.

1 – скляний або пластмасовий стакан з кислотною частиною заряду; 2 – ричав приведення в дію балона; 3 – штифт; 4 – шток; 5 – сприск; 6 – гумовий клапан; 7 – рукоятка; 8 – вентиль; 9 – розтруб

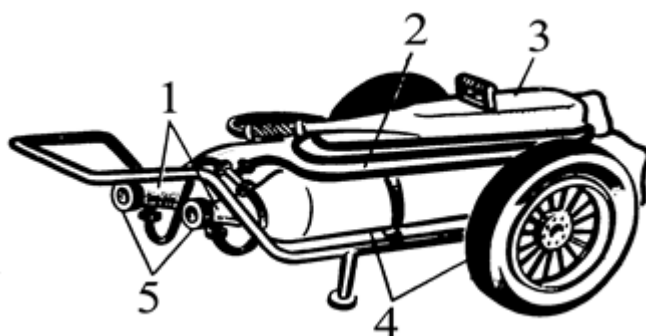


Рис. 4.2 Пересувний CO<sub>2</sub> вогнегасник УП-2М:

1 – балон з CO<sub>2</sub>; 2 – шланг; 3 – розтруб для виходу вуглекислоти; 4 – двоколісний візок; 5 – вентиля

Перевагами вуглекислоти по відношенні до інших вогнегасних речовин заключається в тому, що вона безпечна для будь-яких предметів, на які вона діє. До недоліків відносяться велика її вогнегасна концентрація (23,5% по об'єму) і зменшення ефективності при зниженні температури. Останнє пояснюється тим, що при зниженні температури тиск насиченого пару вуглекислоти різко зменшується, що

призводить до в'ялого викиду її з балону при спрацюванні системи при від'ємних температурах.

В даний час в якості вогнегасної рідини отримав застосування фреон 114В-2( $C_2Br_2F_4$ ). Фреон 114В-2 (тетрафтордиброметан) – важка жовтувата рідина з специфічним запахом. Його густина 2,15-2,17 кг/л, температура кипіння не нижче 46 °С, температура замерзання – 112 °С. Об'ємна вогнегасна концентрація 4,3%. З 1кг фреону при нормальному тиску і температурі в 50 °С утворюється 0,102 м<sup>3</sup> газу. Фреон 114В-2 поряд з бромом має фтор, який значно знижує корозійну активність бромов. Фреон не вступає в реакцію з алюмінієвим і магнієвими сплавами. Крім того, він більш зручний і простий в застосуванні тому що є однокомпонентною речовиною, готовою до застосування.

#### **4.4. Інструкція з безпеки праці при випробуваннях системи**

В цьому розділі вказані інструкції з техніки безпеки праці при випробуванні систем. Ці правила та вказівки виведено згідно ГОСТ 12.4.011-89 [5] та ГОСТ 12.4.103-83 [6].

Перед початком робіт необхідно:

- заземлити випробувальний стенд;
- про необхідності перепідключення трубопроводів чи інших елементів перевірити наявність тиску в гідросистемі;
- переконатися у наявності в приміщенні засобів для гасіння пожежі.

Під час роботи необхідно:

- дотримувати інструкції з виконання даних робіт;
- під час роботи гідросистеми повинна забезпечуватися наявність поблизу іншого персоналу;
- при роботі з гідравлічною системою стравити тиск у системі. При зливі рідини не допускати її проливання;
- вмикати систему тільки переконавшись у відсутності несправностей, нештатних витікань робочої рідини та ін.

При аварійній ситуації необхідно:

- знеструмити стенд;
- запобігти запаленню гідравлічної системи, а якщо виникла пожежа – згасити пожежу або викликати пожежну команду;
- при розгерметизації гідросистеми – вимкнути її.

Після закінчення робіт необхідно:

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

Після технічного обслуговування і ремонту системи її необхідно випробувати на функціонування. Для цього передбачаються наступні правила з техніки безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівок з техніки безпеки, що викладені в інструкції з експлуатації системи;
- при проведенні робіт, пов'язаних з відпрацюванням поворотів передньої опори, встановлюється огороження з попереджувочими червоними прапорцями;
- забороняється знаходитися стороннім особам усередині літака або у зоні огороження під час поворотів опори і проводити роботи, які не пов'язані з відпрацюванням;
- між техніками, що проводять відпрацювання, повинен бути чіткий зв'язок по переговорному пристрою.

Таким чином, при виконанні всіх правил і інструкцій дані заходи зводять до мінімуму вплив шкідливих і небезпечних виробничих факторів на людей.

#### **4.5. Розрахунок контурного заземлення**

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

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

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

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

$$R_{\text{куточка}} = 0,366 \frac{\rho}{l} \left( \lg \frac{2 \cdot l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H+l}{4H-l} \right) \quad (4.1)$$

де  $\rho$  – питомий опір ґрунту (табл.4.1) у Ом · м;

$l$  – довжина стрижня в м;

$d$  – діаметр стрижня в м;

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

Таблиця 4.1

Значення питомих опорів різних середовищ

Ґрунт	Питомий опір, $\rho$ [Ом · м]
Пісок	700 (400...700)
Супісок	300 (150...400)
Чорнозем	20 (9...53)
Суглинок	100 (40...150)
Глина	40 (8...70)
Торф	20 (1...30)

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

$$R_{\text{смуги}} = 0,366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2 \cdot l_1^2}{b \cdot H_1} \quad (4.2)$$

де  $l_1$  – довжина смуги в м;

$b$  – ширина смуги в м.

$$l_1 = n \cdot a \quad (4.3)$$

де  $n$  – кількість стрижнів, шт;

$a$  – відстань між стрижнями в м.



Опір прямокутного контурного заземлюючого пристрою в Ом:

$$r_{кз} = \frac{R_{кутика}R_{смуги}}{R_{кутика}\eta_{смуги} + nR_{смуги}\eta_{кутика}} \quad (4.4)$$

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

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

Таблиця 4.2

#### Коефіцієнти використання пристроїв заземлення

Число стрижнів (куточків) у контурі	$\eta_{ст}, \eta_{кутика}$	$\eta_{смуги}$
3	0,75	0,50
4	0,65	0,45
6	0,60	0,40
10	0,55	0,35
20	0,50	0,25
40	0,40	0,20

Виконаємо розрахунок заземлення.

Вихідні дані:

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

Кутик сталевий:  $40 \times 40 \times 4$  мм,  $l = 3$  м,  $b = 40$  мм,  $d = 0,95b = 0,95 \cdot 0,04 = 0,038$  м,

$H = 2$  м. Відстань між кутиками  $a = 3$  м.

Знаходимо опір розтікання струму від одиночного заземлюючого сталевого кутика:

$$\begin{aligned} R_{кутика} &= 0,366 \frac{\rho}{l} \left( \lg \frac{2 \cdot l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H+l}{4H-l} \right) = 0,366 \frac{500}{3,0} \left( \lg \frac{2 \cdot 3,0}{0,038} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2,0 + 3,0}{4 \cdot 2,0 - 3,0} \right) = \\ &= 61 \lg 158 + 0,5 \lg 2,2 = 144 \text{ Ом} \cdot \text{м} \end{aligned}$$

Приймаємо кількість забитих кутиків рівною 4 шт., визначимо довжину з'єднувальної смуги:

$$l_1 = na = 4 \cdot 3,0 = 12 \text{ м}$$

$$H_1 = H - 0,5l_1 = 2,0 - 1,5 = 0,5 \text{ м}$$

де  $H_1$  – глибина закладення сталевий пластини в м.

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

$$R_{\text{смуги}} = 0,366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2 \cdot l_1^2}{b \cdot H_1} = 0,366 \frac{500}{12} \lg \frac{2 \cdot 12^2}{0,04 \cdot 0,5} = 15,25 \lg 14400 = 64 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Коефіцієнти  $\eta_{\text{смуги}}$  та  $\eta_{\text{кутика}}$  для відношення  $a/l = 1$  при  $n = 4$  знаходимо з таблиці 4.2 :

- коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення  $\eta_{\text{смуги}} = 0,45$ ;
- коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення  $\eta_{\text{кутика}} = 0,65$ ;

Опір контурного заземлюючого пристрою:

$$r_{\text{кз}} = \frac{R_{\text{кутика}} R_{\text{смуги}}}{R_{\text{кутика}} \eta_{\text{смуги}} + n R_{\text{смуги}} \eta_{\text{кутика}}} = \frac{144 \cdot 64}{144 \cdot 0,45 + 4 \cdot 64 \cdot 0,65} = 40 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Отримане значення опору прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих пристроїв заземлення зі сполучною смугою складає  $r_{\text{кз}} = 40 \text{ Ом} \cdot \text{м}$ , що менше нормованого опору  $r_{\text{кз}} = 100 \text{ Ом} \cdot \text{м}$ .

Даний контур відповідає нормам і може бути застосований для заземлення. Кількість пристроїв заземлення  $n = 4$ , довжина з'єднувальної полоси  $l = 12 \text{ м}$ .

#### 4.6. Висновки розділу 4

- Визначено шкідливі та небезпечні фактори при технічному обслуговуванні систем керування та мережі джерел тиску гідравлічних систем.

- Розроблено конструктивно-технічні та організаційні заходи з запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів на працівників.
- Складено інструкцію з правил охорони праці при обслуговуванні та випробуванні систем керування ПС.
- Розраховано контурне заземлення.
- Аналізуючи конструктивні особливості, що передбачені при проектуванні системи можна зробити висновки про те, що спроектована система є безпечною у пожежному відношенні і придатна для експлуатаційних та ремонтних робіт.

## ВИСНОВКИ

Дипломну роботу виконано згідно вимог, що висуваються до дипломних робіт освітнього рівня «Магістр» спеціальності 134, в терміни, встановлені випусковою кафедрою.

1. Спроектований рульовий привод має кращу стійкість, яка досягнута відсутністю перерегулювання, що покращує демпфуючі властивості приводу, а також більш плавний рух штока, що зменшує динамічні навантаження на конструкцію і знижує ризик виникнення зриву потоку при різкому відхиленні рульової поверхні, що дозволяє забезпечити більший ресурс та надійність агрегату.

2. В роботі було проведено чисельне моделювання основних режимів роботи РП та його елементів. Визначено його динамічні характеристики, налаштовано параметри, що впливають на стійкість РП як динамічної системи. Виконано аналіз часових та частотних характеристик РП, зокрема його розподільникового блоку та зроблено висновки про його стійкість та швидкодію;

3. Проведено моделювання витікання робочої рідини через дросельну щілину клапанного розподільника, що входить до складу розподільникового блоку. Визначено що на всіх режимах роботи розподільник працює без виникнення кавітації.

4. Результати роботи можуть бути використані у процесі модернізації систем керування транспортних літаків, а також при проектуванні рульових приводів для літаків, обладнаних аналогічними вузлами.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіаційні правила. Частина 25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. – М.: МАК, 1994. – 322 с.
2. ГОСТ 12.1.004-91 Система стандартів безпеки праці. Пожежна безпека. Загальні вимоги [Чинний від 01.07.1992]
3. ГОСТ 12.1.007-76 Система стандартів безпеки праці (ССБТ). Вредные вещества. Классификация и общие требования безопасности [Чинний від 01.01.1977]
4. ГОСТ 12.3.002-2014 Система стандартів безпеки праці (ССБТ). Процессы производственные. Общие требования [Чинний від 01.07. 2016]
5. ГОСТ 12.4.011-89 Система стандартів безпеки праці (ССБТ). Средства защиты работающих. Общие требования и классификация [Чинний від 30.06.1990]
6. ГОСТ 12.4.103-83 Система стандартів безпеки праці (ССБТ). Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук. Классификация [Чинний від 01.07.1984]
7. ГОСТ 2.103-68. Единая система конструкторской документации. Стадии разработки – М.: Стандартинформ, 2007. – 5с. [Чинний від 01.01.1971]
8. ДНАОП 5.1.30-1.06-98 Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні і текущем ремонті авіаційної техніки [Чинний від 01.10.1998]
9. Абрамов Є.І. Проектування систем керування літальних апаратів. Системи штурвального керування літаків / Є.І.Абрамов, Г.Й.Зайончковський – К.: НАУ, 2004. – 48 с.
10. Башта Т. М. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы / Т.М. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов – М. : Машиностроение, 1982. – 423 с.
11. Бочаров В.П. Гідравліка та гідропневмопристрої авіаційної техніки : навч.посіб. / В. П. Бочаров, М. М. Глазков, Г. Й. Зайончковський, Т. В. Тарасенко – К.:НАУ, 2011. – 472 с.

12. Гониодский В.И. Привод рулевых поверхностей самолетов/ В.И. Гониодский, Ф.И Складский, И.С. Шумилов – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
13. Егер С.М. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
14. Жидецкий В. Ц. Основи охорони праці / В. Ц. Жидецкий, В. С. Джигирей, О. В. Мельников. – Львів: Афіша, 2000. – 348 с.
15. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов / Г.И. Житомирский. М.: Машиностроение, 1995. – 415 с.
16. Колесников С. И. Экологические основы природопользования / С. И. Колесников. – М. : Академцентр, 2012. – 304 с.
17. Матвиенко А.М. Системы оборудования летательных аппаратов – М: Машиностроение, 1995. – 368 с.
18. Протоерейский А.С. Безопасность труда в авиации. – К.: КМУГА, 2000. – 228 с.
19. Старик А.М. Авиация и атмосферные процессы / А.М. Старик, А.Н. Фаворский // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем, 2015 – № 1(40). – с. 1-20
20. Яновский Л.С. Воздействие авиационных горюче-смазочных материалов на окружающую среду: учебное пособие/ Л.С. Яновский, А. А. Харин, И. В. Шевченко, В. П. Дмитренко. – М: Инфра-М, 2018. – 180 с.
21. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-124-100. [Текст]: утв. ДП “Антонов”. – 1052с.
22. Руководство по технической эксплуатации рулевого привода РП-72 [Текст]: утв. ДП “Антонов”. – 27с.
23. Flight Controls overview of Airbus A380-800 – Airbus S.A.S., 2012 – 5с.
24. Handbook of C-5 Galaxy – Lockheed Martin, 1968 – 585 с.
25. Primary flight control systems reliability and maintence of Boeing 747-8F – BCAC Product Assurance Unit, 1979. – 219 с.

**Креслення**

Форм.	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кіл.	Примітки
				<u>Документація</u>		
A4			НАУ 20 08 60 00 000 ПЗ	Пояснювальна записка	1	
A1			НАУ 20 08 60 01 000 ВЗ	Загальний вигляд літака-прототипу	1	
A1			НАУ 20 08 60 02 000 ПС	Система керування РВ	1	
				Схема принципова		
A1			НАУ 20 08 60 03 000 ПС	Система джерел тиску	1	
				Схема принципова		
A3			НАУ 20 08 60 04 000 ВЗ	Рульовий привод	1	
A3			НАУ 20 08 60 05 000 СК	Розподільниковий блок	1	
A4			НАУ 20 08 60 05 004	Кулачок	1	
A4			НАУ 20 08 60 06 000 СК	Клапан	1	
A3			НАУ 20 08 60 06 003	Гільза	1	

Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	НАУ 20 08 60 00 000 СП		
Розроб.	Жулай А.В.						
Перев.	Тарасенко Т.В.				Літ.	Аркуш	Аркушів
Т.контр.	Тарасенко Т.В.				У		
Н.контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ-201М		
Затв.	Бадах В.М.						