

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 джерел тиску гідравлічної системи  
важкого транспортного літака»

Виконавець: студентка 2-го курсу Борисенко Юлія Андріївна

\_\_\_\_\_ (підпис)

Керівник: к.т.н. професор, Сивашенко Терентій Іванович

\_\_\_\_\_ (підпис)

Консультанти з розділів:

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

Охорона навколишнього

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., доцент., Бутько Володимир Степанович

\_\_\_\_\_ (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

Борисенко Юлія Андріївна  
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи джерел тиску гідравлічної системи важкого транспортного літака.

Затвердження наказом ректора від “ 19 ” жовтня 2020р. №  
2036

2. Термін виконання роботи: з 19.10.2020 по 20.12.2020

3. Вихідні дані до роботи: важкий транспортний літак; високоплан виконаний за класичною схемою; мережа джерел тиску гідравлічної системи вантажного транспортного літака; напірна лінія; робоча рідина АМГ-10; робочий тиск в системі джерел тиску 21МПа;

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до гідросистеми; структура гідравлічної системи, опис роботи мережі джерел тиску, резервне керування закрилками;

Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення загального виду літака; структурна та принципова схеми гідравлічної системи літака; збірне креслення турбонасосної установки.

## 5. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	19.10.2020	
2.	Аналіз систем літаків-аналогів	...	
4.	Вибір схеми гідросистеми, яка проектується. Розрахунок потужностей проектованої системи	...	
5.	Розробка системи резервного керування зовнішніми закрилками	...	
6.	Опрацювання питання методів гасіння коливань робочого середовища	...	
7.	Розрахунок і проектування гасителя пульсацій	...	
8.	Аналіз питання охорони навколишнього середовища. Написання розділу роботи	...	
9.	Аналіз питання охорони праці. Написання розділу «Охорона праці»	...	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	20.12.2020	

## 6. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Фролов Валерій Федорович		
4. Охорона праці	Казанець Віталій Іванович		

Дата видачі завдання “  1  ”  вересня   2020 р.

Керівник: \_\_\_\_\_ Сивашенко  
Т.І. (підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Борисенко  
Ю.А. (підпис)

Дата \_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Система джерел тиску важкого транспортного літака»: сторінки, рисунків, таблиць, креслень, використаних джерел, додатків.

ЛІТАК, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ДЖЕРЕЛА ТИСКУ, РЕЗЕРВНІ ДЖЕРЕЛА ТИСКУ, МЕТОДИ ГАСІННЯ КОЛИВАНЬ В НАПІРНИХ ТРУБОПРОВОДАХ.

Об'єкт дослідження – гідравлічна система літака важкого транспортного літака АН-124-100, предмет дослідження – конструктивне виконання та особливості роботи гідравлічної системи АН-124-100, її принципова та функціональна схеми.

Мета дипломної роботи – розробка проекту по заміні гідротрансформатора в ГС5 літака АН-124-100 турбонасосною установкою, з метою забезпечення можливості аварійного випуску закрилків для посадки літака в умовах відмови чотирьох гідросистем та відсутності електропостачання на борту. Проведення досліджень та аналізу процесів пульсацій у гідравлічних системах. Перевірка характеристик різних типів гасителів пульсацій, та проектування оптимального варіанту гасителя.

Метод дослідження – дослідження пульсацій тиску в авіаційних ГС.

Установлено можливість заміни використовуваного гідротрансформатора на турбонасосну установку зі збереженням необхідних характеристик та внесено необхідні зміни у принципову та функціональну схему гідросистеми.

Матеріали дипломного проекту рекомендується використовувати в навчальному процесі та практичній діяльності працівників конструкторського бюро.

Прогнозовані припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – розробка проектної та конструкторської документації по внесенню змін в гідравлічну систему літака АН-124-100.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1 Призначення і основні вимоги до гідравлічної системи .....	14
1.2 Вимоги до гідросистем з урахування АП-25.....	16
1.3 Проектування гідросистем літальних апаратів.....	17
РОЗДІЛ 2	
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	
2.1 Аналіз систем літаків-аналогів.....	19
2.1.1 Літак Boeing-747.....	19
2.1.2 Літак С-5А.....	27
2.1.3 Літак Ан-124.....	30
2.2 Обґрунтування вибору схеми. Особливості проектованої конструкції	
2.2.1 Тактико-технічні вимоги на літак.....	36
2.2.2 Обґрунтування вибору схеми гідросистеми, яка проектується.....	38
2.2.3 Розрахунок потужностей проектованої системи.....	42
2.2.4 Опис роботи проектованої мережі джерел тиску.....	47
2.2.5 Система резервного керування зовнішніми закрилками.....	62

2.3 Розрахунок і проектування магістралей всмоктування та нагнітання ВД-004В-1.....	63
2.4 Турбонасосна установка ВД-004В-1. Опис і робота.....	68

## РОЗДІЛ 3

### НАУКОВА ЧАСТИНА

3.1 Причини та природа появи пульсацій у гідравлічних системах.....	71
3.2 Методи гасіння коливань робочого середовища в гідравлічних системах.....	73
3.2.1. Реактивні гасителі коливань.....	76
3.2.2. Активні гасителі коливань.....	81
3.3 Дослідження пульсацій тиску в напірних магістралях.....	83
3.3.1. Об'єкт досліджень.....	83
3.3.2. Результати досліджень пульсацій тиску в напірних магістралях без гасителів.....	85
3.4. Розрахунок і проектування гасителя коливань.....	88
3.5. Результати досліджень пульсацій тиску в напірних магістралях з встановленим гасителем.....	93
3.6. Висновки.....	99

## РОЗДІЛ 4

### ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Загальні положення.....	106
4.2 Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при ТО, ремонті та випробуваннях.....	106

4.3 Інженерно-технічні та організаційні рішення по запобіганню можливого впливу небезпечних та шкідливих факторів на працівника.....	108
4.3.1 Розрахунок заземлювача.....	108
4.3.2. Запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів.....	111
4.4 Пожежна та вибухова безпека.....	113
4.5 Інструкція з техніки безпеки при випробуваннях системи.....	115
4.6 Інструкція з охорони праці.....	115
РОЗДІЛ 5	
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	
5.1 Вплив роботи двигунів транспортного літака на екологію біосфери,,,,,	117
5.2. Загальна характеристика викидів шкідливих речовин літаками,,,,,	118
5.3. Акустичне забруднення атмосфери.....	121
5.4. Особливості забруднення ґрунтів та гідросфери авіаційним транспортом.....	122
5.5. Заходи, що здійснюються для підвищення екологічної безпеки.....	123
ВИСНОВКИ.....	124
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ .....	125
ДОДАТКИ	



## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АП – авіаційні правила;

БАСК – бортова автоматизована система контролю;

ВД – вітродвигун;

ВКД – важіль керування двигуном;

ГС – гідравлічна система;

ЄНЛПЦТЛ – єдині норми льотної придатності цивільно-транспортних літаків

НС – насосна станція;

САЗ – система автоматичного завантаження;

СПС – система покращення стійкості;

ТНУ – турбонасосна установка.

## ВСТУП

Сучасний етап розвитку цивільної авіації направлений на поліпшення ефективності всіх складових літака: аеродинамічних характеристик, показників міцності та ресурсу, вагової досконалості, питомих характеристик силової установки, функціональних можливостей систем і устаткування, трудомісткості техобслуговування і ремонту та інших. Ці складові визначають рівень безпеки та регулярності польотів, а також економічну ефективність.

З розвитком авіації, зростає і ряд вимог, що пред'являються до літаків нового покоління, спрямованих на підвищення безпеки польотів, надійності, економічності.

Сучасні повітряні судна обладнанні значною кількістю систем, спрямованих на виконання конкретних функцій, для забезпечення безпечних і комфортних польотів.

Одним із шляхів підвищення надійності, безпеки і ефективності перевезень є раціональне конструювання, а саме прийняття найефективнішої схеми прокладання функціональних систем по літальному апарату, прийняття ряду заходів для попередження відмов, блокування помилкових дій екіпажу, встановлення на борту ефективних систем сигналізації, прийняття ряду інженерних рішень для застереження мимовільних спрацювань пристроїв, агрегатів, датчиків та інших елементів, помилкове спрацювання яких може призвести до ускладнень польоту або аварії.

Ринок авіаційних вантажних перевезень має стрімкий розвиток, тому питання розробки ефективних вантажних літаків та вдосконалення характеристик вже існуючих є актуальним на сьогодні.

Основним критерієм оцінки ефективності вантажних повітряних суден є їхня вантажопідйомність, розміри вантажної кабіни, дальність польоту такого судна, економічність та надійність.

Конструктивними особливостями вантажних суден є :

- переважно це високоплани, що полегшує розвантаження і завантаження вантажів;
- посилені стійки шасі з великою кількістю коліс;
- наявність вантажних люків в носовій і (або) хвостовій частинах фюзеляжу;
- відсутність ілюмінаторів та ін.

Для попередження перекидання літака підчас здійснення завантажувально-розвантажувальних робіт, повітряні судна оснащуються спеціальними додатковими висувними опорами, системами регулювання висоти порогу вантажної кабіни.

### **Основні тенденції розвитку гідросистеми**

Створення гідросистем літальних апаратів, які обслуговують велику кількість споживачів, володіють високою надійністю, простотою експлуатації, малими масою і об'ємом, є складною задачею, рішення якої неможливе без глибокого і всебічного аналізу існуючих систем.

Гідравлічні системи повинні надійно забезпечувати живлення силових приводів в будь яких умовах польоту, володіти достатньою потужністю і мінімальними втратами при передачі енергії від джерела живлення до споживача. В гідравлічних системах повинні підтримуватися задані значення тиску і температури при дотриманні чистоти робочого тіла, герметичності, пожежної стійкості, живучості, технологічності і працездатності.

Надійність роботи гідравлічних систем забезпечується конструктивно-технологічними і експлуатаційними мірами.

Основні проблеми, з якими стикаються фахівці-гідравліки при розробці гідравлічного комплексу.

### **Оптимізація структур і основних параметрів бортових гідрокомплексів**

Забезпечення безпеки польотів є пріоритетом діяльності авіаційного транспорту.

Для забезпечення необхідного рівня безпеки польотів як у вітчизняних, так і в закордонних Нормах льотної придатності (НЛП) введена та чи інша концепція безпеки відмов функціональних систем. Реалізація цих концепцій пов'язана з резервуванням елементів, окремих ділянок і гідросистем у цілому, що призводить до надлишку потужності і маси гідрокомплексу в порівнянні з функціонально необхідним.

В авіаційній техніці особливий вплив мають ваготі характеристики конструкції літака і його обладнання на отримані льотно-технічні характеристики. При розробці нового повітряного судна між інженера завжди ведеться боротьба за кожен кілограм ваги літака. Зменшення маси забезпечує можливість збільшення корисного навантаження або запасів палива (останнє дає приріст дальності польоту). Якщо запаси палива і корисне навантаження не збільшувати, то зниження злітної маси літального апарату при тому ж двигуні приводить до збільшення тяго озброєності.

Тому зниження маси бортових гідросистем і іншого устаткування є актуальною задачею, і вимагає якісного підходу до її рішення.

Ця проблема відноситься до числа традиційних для авіабудування, а шляхи її вирішення розрізняються в залежності від призначення повітряного судна.

Гідравлічна система будь-якого ЛА є споживачем енергії, запаси якої на борту визначається в кінцевому рахунку запасами палива. Тому проблема зниження енергоємності гідравлічної системи впливає з необхідності створення і упровадження високоекономічних ЛА. Особливої актуальності ця проблема набула даний час у зв'язку з енергетичною кризою. Зниження енергоспоживання гідравлічними системами за рахунок раціонального розподілу енергії з використанням принципів її акумулювання відноситься до числа найважливіших проблем розвитку гідравлічних систем.

Проблема компактності (мініатюризації) виникла у зв'язку з появою реактивної і надзвукової авіації, тонких несучих і керуючих поверхонь, впровадження і розвитку бустерних систем керування польотом. Таким чином, розробка компоновки гідравлічної системи і, в першу чергу, кермових приводів

і агрегатів у відсіках конструкції, що мають малі габарити є складною задачею, і вимагає оптимізації об'ємних параметрів гідравлічних елементів, без погіршення їх робочих характеристик.

Таким чином, проблема оптимізації структур і основних (масових, енергетичних, об'ємних) характеристик бортових гідрокомплексів відноситься до розряду складних проблем, оскільки, не завжди вдається задовольнити всі вище вказані вимоги в одному гідравлічному комплексі, тому оптимізація структур і основних параметрів бортових гідрокомплексів є важливим завданням.

### **Підвищення надійності гідросистеми**

Ця проблема є загальною у авіабудуванні, і пов'язана з підвищення надійності, довговічності, безвідмовності, живучості, ремонтпридатності. Особливо гостро ця проблема стосується найбільших навантажених агрегатів бортового гідрокомплексу, в першу чергу гідравлічних насосів.

Низька довговічність і безвідмовність гідравлічних насосів, в порівнянні з іншими гідравлічними агрегатами, пояснюється неможливістю досить точно урахувати усі навантажувальні фактори, що виникають в процесі експлуатації та недосконалістю конструкцій насосів. Тому, важливою є розробка нових методів дослідження впливу всіх навантажувальних факторів на функціональні характеристики і ресурс гідронасосів.

Не менш важливим фактором, що впливає на надійність роботи та ресурс гідравлічних насосів є чистота робочої рідини.

### **Поліпшення промислової технологічності**

Герметичність з'єднань і агрегатів є надзвичайно важливим аспектом, оскільки витіки безпосередньо впливають на функціональні характеристики і довговічність системи.

Найбільшою проблемою є процес досягнення повної герметичності з'єднань трубопроводів, робочих агрегатів, що зумовлює необхідність розробки нових досконаліших методів герметизації.

## **Підвищення експлуатаційної технологічності**

Не менш важливим аспектом, що виникає в процесі проектування гідравлічної системи є її експлуатаційна технологічність. Досвід експлуатації гідросистем літаків та повітряних суден в цілому демонструє важливість забезпечення доступності, легкоз'ємності, взаємозамінності, уніфікації, стандартизації комплектуючих виробів, ремонтопридатності в умовах експлуатанта, можливості використання передових методів технічного обслуговування, автоматизації контролю стану.

Тому, комплексний підхід до вирішення вище вказаних задач у сфері гідроустаткування є першочерговим завданням для інженерів.

# РОЗДІЛ 1

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

### 1.1. Призначення і основні вимоги до гідравлічної системи

Сучасні авіаційні комплекси призначені для виконання широкого спектру завдань (транспортування вантажів і пасажирів, експериментальні літаки, учбові, літаки спеціального призначення). Енергетичні системи слугують для зміни положення агрегатів літального апарату і для керування їх рухом. На сучасних літальних апаратах провідне місце займають гідравлічні системи.

Гідравлічна система – це ряд механізмів і пристроїв, з'єднаних між собою трубопроводами і призначених для передачі на відстань механічної енергії за допомогою рідини.

Основними перевагами гідравлічних систем, що обумовили їх широке використання є:

- плавність ходу, безударна передача руху;
- малі об'єм і вага на одиницю потужності;
- не стисливість рідини, що забезпечує мале запізнювання керування;
- висока надійність роботи і великий ресурс.

Основні тактико-технічні вимоги, що пред'являються до гідравлічних систем:

- надійність роботи – властивість об'єкту виконувати задані функції, зберігаючи свої експлуатаційні показники в заданих межах в період необхідного проміжку часу або необхідного напрацювання;

- мінімальна маса і габарити;
- міцність (механічна, електрична, термічна) і хімічна стійкість;
- зручність, простота і безпечність експлуатації;
- пожежостійкість і вибухостійкість;
- низька собівартість.

«Вплив відмов або інших несприятливих факторів може привести до однієї з наступних особливих ситуацій (згідно з визначеннями ЄНЛПЦТЛ).

Ускладнення умов польоту – особлива ситуація, яка характеризується незначним збільшенням психофізіологічного навантаження на екіпаж і незначним погіршенням характеристик стійкості та керованості або льотних характеристик, не приводить до необхідності негайної або непередбаченої завчасно зміни плану польоту і не перешкоджає його безпечному завершенню. При ускладненні умов польоту допускається зміна плану польоту у відповідності з вказівками Керівництва по льотній експлуатації.

Складна ситуація – особлива ситуація, яка характеризується помітним підвищенням психофізіологічного навантаження на екіпаж або помітним ускладненням характеристик стійкості і керованості або льотних характеристик, або виходом одного або декількох параметрів польоту за експлуатаційні обмеження, але без досягнення граничних обмежень і (або) розрахункових умов. Попередження переходу складної ситуації в аварійну або катастрофічну може бути забезпечено своєчасними і правильними діями членів екіпажу (згідно з КЛЕ), в тому числі негайною зміною плану, профілю і режиму польоту.

Аварійна ситуація – особлива ситуація, яка характеризується значним підвищенням психофізіологічного навантаження на екіпаж або значним погіршенням характеристик стійкості і керованості або льотних характеристик і призводить до досягнення (перевищення) граничних обмежень і (або) розрахункових умов. Попередження переходу аварійної ситуації в катастрофічну вимагає високу професійну майстерність членів екіпажу.

Катастрофічна ситуація – особлива ситуація, для якої приймається, що при її виникненні попередження гибелі людей і (або) втрати літака виявляється практично неможливим.

Кількісні значення ймовірностей виникнення особливих ситуацій нормуються в ЄНЛПЛ і вимогах ряду зарубіжних країн. Встановлені наступні діапазони для ймовірностей особливих ситуацій:



- катастрофічна ситуація  $Q_k < 1 \cdot 10^{-9}$ ;
- аварійна ситуація  $Q_a = 1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-9}$ ;
- складна ситуація  $Q_c = 1 \cdot 10^{-5} \dots 1 \cdot 10^{-7}$ ;
- ускладнення умов польоту  $Q_{y.y.} = 1 \cdot 10^{-3} \dots 1 \cdot 10^{-5}$ .

Надзвичайно високі вимоги до безпеки польотів ( $Q = 1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-9}$ ) при існуючій надійності агрегатів ( $\lambda = 1 \cdot 10^{-3} \dots 1 \cdot 10^{-6}$  1/год) і складності систем передбачають необхідність багаторазового резервування цих систем.»[1]

## 1.2. Вимоги до гідросистем з урахування АП-25

### I. Конструкція.

1. Кожен елемент гідравлічної системи повинен бути спроектований так, щоб витримувати навантаження від розрахункового робочого тиску в комбінації з максимальними експлуатаційними навантаженнями на конструкцію, які повинні сприйматися без деформації, яка перешкоджає його функціонуванню.

2. Кожен елемент гідравлічної системи повинен витримувати без руйнування навантаження від розрахункового робочого тиску, помноженого на коефіцієнт 1.5, в комбінації з граничними навантаженнями на конструкцію, одночасний вплив яких помірковано ймовірний.

Розрахунковий робочий тиск – максимальний тиск при нормальній роботі, за виключенням перехідних процесів.

II. Протипожежний захист. Кожна гідравлічна система, в якій використовується займиста робоча рідина, повинна задовольняти наступні вимоги:

1. Гідравлічна система не повинна спричиняти вибух на літаку.
2. Елементи гідравлічної системи повинні бути виконані, встановлені і/або захищені таким чином, щоб у випадку витіку робочої рідини:

- токсична гідравлічна рідина або її пари в концентрації, що перевищують допустимі значення, не могли проникнути в кабінку екіпажу або пасажирів;

- потрапляння не токсичної рідини в кабіну екіпажу і пасажирів не призводило до ситуації, гіршої, ніж ускладнення польоту.[3]

### **1.3. Проектування гідросистем літальних апаратів**

Стадії розробки конструкцій для всіх галузей промисловості встановлені ГОСТ 2.103-68. Вказаний документ встановлює наступні стадії проектування:

«1. Технічна пропозиція - це сукупність проектних конструкторських документів, які містять технічні і тактико-економічні обґрунтування доцільності розробки документації виробу на основі аналізу технічного завдання і різних варіантів можливих рішень виробу, порівняльні оцінки рішень з урахуванням конструктивних і експлуатаційних особливостей існуючих виробів та виробів, що знаходяться на стадії розробки, а також патентні дослідження.

2. Ескізний проект - це сукупність проектних конструкторських документів, які повинні вміщувати остаточні конструкторські рішення, що дають загальне уявлення про призначення, устрій, принцип роботи і габаритні розміри розробленого виробу, а також дані, які визначають його основні параметри.

Ескізний проект після узгодження і затвердження в установленому порядку є основою для розробки технічного проекту або робочої конструкторської документації.

3. Технічний проект – це сукупність проектних конструкторських документів, що містять остаточне технічне рішення, яке повністю визначає устрій розроблюваного виробу і вихідні дані для розробки конструкторської документації. Технічний проект після узгодження і затвердження в установленому порядку є основою для розробки конструкторської документації.

4. Робоча конструкторська документація – це стадія розробки сукупності конструкторських документів, що розроблені на основі технічного завдання або проектної конструкторської документації, і призначена для забезпечення

виготовлення, контролю, приймання, поставки, експлуатації і ремонту виробу.»[2]

Створення гідравлічної системи літального апарату є складним процесом, який складається з узгодження технічного завдання, розробки технічних пропозицій, ескізного проекту, технічного проекту, технічної документації. На перших двох етапах створюється проект гідравлічної системи з урахуванням вимог, директивних рекомендацій, результатів спеціальних науково-дослідних робіт і науково-дослідних конструкторських робіт, діючих обмежень, патентних матеріалів.

### Алгоритм проектування гідравлічної системи літального апарату

0	Технічні дані ЛА
	↓
1	Перелік всіх функціональних підсистем з поділом їх на групи по наслідкам відмов.
	↓ →0
2	Вихідна структура гідросистеми.
	↓ →0-1
3	Визначення функціональних характеристик (робочий тиск, потужність приводів, блоків живлення, робоча рідина).
	↓ →0-2
4	Принципова схема гідросистеми (типаж агрегатів, особливості функціональних підсистем, охолодження, фільтрація).
	↓ →0-3
5	Компоновка приводів функціональних підсистем. Монтажні схеми.
	↓ →0-4
6	Оцінка маси і об'єму системи. Розрахунок для перевірки функціонування.
	→0-5

Рис. 1 0,1,2,.. – порядковий номер рівня; →0 – позначення ітераційного процесу повернення на порядкові номери рівня і коригування технічних даних літального апарату [1]

## РОЗДІЛ 2

### СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

#### 2.1. Аналіз систем літаків-аналогів

##### 2.1.1. Літак Boeing-747

Гідросистема літака Boeing 747 є однією з найбільш складних і потужних серед гідросистем, встановлених на сучасних військових і цивільних літаках. Потужність системи досягає 500 л.с., а ємність 663 л. Гідросистема забезпечує керування аеродинамічними поверхнями, триммирування стабілізатора, випуск і вбирання закрилків; випуск і вбирання шасі і розворот носового колеса; основне й аварійне гальмування.

Подовжнє керування забезпечується зовнішніми і внутрішніми секціями руля висоти, за курсом - двома секціями руля напрямку (верхньої і нижньої), поперечне - елеронами і інтерцепторами; подовжнє балансування здійснюється триммируванням рухливого стабілізатора. Зовнішні секції елеронів відхиляються при малих швидкостях, внутрішні - при великих. Інтерцептори складаються з семи секцій на кожному півкрилі, п'ять зовнішніх секцій служать для поперечного керування в польоті, дві внутрішні - для гальмування при посадці. Система механізації крила складається з носових щитків Крюгера (три секції плоских щитків на внутрішніх ділянках і п'ять секцій змінної кривизни на зовнішніх ділянках) і трищільових закрилків. Закрилки розділені на зовнішні і внутрішні секції.

Всі секції органів керування (крім інтерцепторів) переміщуються за допомогою двухкамерних гідропідсилювачів. Стабілізатор відхиляється гідроприводом з двома гідромоторами. Інтерцептори приводяться в дію однокамерними гідропідсилювачами. Передкрилки мають пневматичний привід, працюючий на повітрі від компресора двигуна з тиском 2.1 ат, кожна

група передкрилків приводиться в дію від одного пневмомотора. Положення передкрилків синхронізоване з положенням зовнішніх секцій закрилків. Аварійний випуск закрилків і передкрилків здійснюється електричним приводом. Сигнал керування від ручки пілота до гідропідсилювачів передається через тросову проводку. Кожен мотор обертає систему валів, що проходять вздовж крила і з'єднаних карданами.

Основними особливостями системи керування літака Boeing 747 є: застосування єдиної необоротної системи керування польотом без переходу на ручне керування для всіх органів керування (Boeing 747 є першим американським транспортним літаком, виконаним за такою схемою); чотири незалежних гідросистеми; велика загальна потужність; застосування в кожній гідросистемі основного і додаткового насосів з різними приводами; комплексування окремих агрегатів у загальні модульні блоки; застосування нових конструкційних матеріалів і робочої рідини. Підвищення надійності системи керування забезпечується застосуванням двухкамерних гідропідсилювачів, дублюванням виконавчих механізмів всіх основних органів керування і резервуванням їхнього живлення від різних гідросистем.

Гідросистема складається з чотирьох незалежних систем із двома паралельно працюючими насосами в кожній системі: основним і допоміжним. Системи № 2 і 3 є основними, № 1 і 4 - загальними. Основні насоси приводяться від двигунів, допоміжні — від повітряної турбіни, що працює на повітрі від компресора двигуна.

При виході з ладу двох з чотирьох гідросистем забезпечується нормальне функціонування системи керування; при відмові трьох гідросистем можливе продовження польоту. Допоміжні насоси є також аварійним джерелом енергії при виході з ладу двигуна основного насоса. Подача повітря до турбоприводів усіх чотирьох допоміжних насосів відбувається від загального колектора, зв'язаного з усіма двигунами. Це забезпечує привід усіх допоміжних насосів при одному працюючому двигуні. При холостому режимі роботи одного двигуна повітря, що відбирається від компресора, досить для привода тільки одного

допоміжного насоса, що забезпечує захід на посадку. При виключених двигунах робота гідросистеми забезпечується основними насосами за рахунок авторотації двигунів, що дало можливість відмовитися від автономних аварійних джерел живлення.

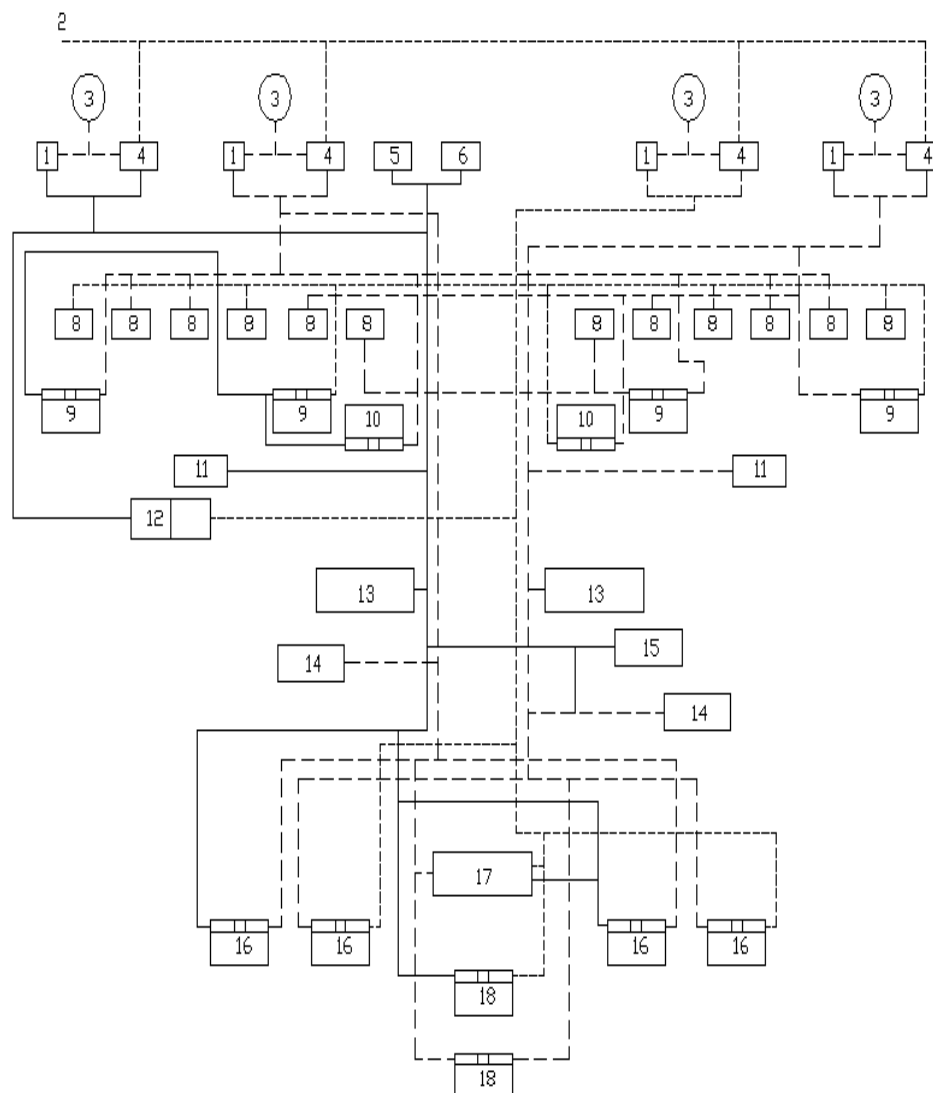


Рис. 2.1 Принципова схема гідросистеми літака Boeing-747

1- насос з приводом від двигуна; 2- повітря від компресора двигуна; 3- насос з приводом від турбіни; 4- гідробак; 5- випуск-прибирання носової стійки; 6- механізм розворота носової стійки; 7- насос з приводом від електродвигуна; 8- привід інтерцепторів; 9- привід елерона; 10- циліндр керування; 11- привід закрилків; 12- перетворювач гідромотор-насос; 13- випуск-прибирання основних стійок шасі; 14- гальмування (основне й аварійне); 15- акумулятор; 16- привід руля висоти; 17- привід стабілізатора; 18- привід руля напрямку.

Всі гідравлічні насоси (основні і допоміжні) - аксіально-поршневі, з нахиленою шайбою, змінної продуктивності, типу PV3-240-2 фірми Vickers. Розподіл гідравлічної потужності по споживачах розраховано таким чином, щоб усі канали керування польотом живилися від усіх чотирьох систем. Подача восьми насосів забезпечує максимальні витрати рідини в польоті без застосування гідроаккумуляторів. Максимальний робочий тиск у гідросистемі дорівнює 210 ат (тиск нульової продуктивності насоса).

Основні насоси забезпечують подачу робочої рідини на всіх режимах польоту, крім злету і посадки, при яких включаються допоміжні насоси. Для живлення органів керування (головним чином інтерцепторів) при посадці допоміжні насоси систем № 2, 3 і 4 після випуску закрилків переходять у режим короткочасної беззупинної роботи, що забезпечує миттєве збільшення подачі робочої рідини. Для запобігання циклічності переключення допоміжні насоси продовжують працювати 12 сек. після відновлення нормального тиску в системі. Допоміжні насоси можуть також додатково включатися і виключатися борт-інженером на необмежений час.

Для дублювання джерел енергії в системі № 3, керування триммером стабілізатора і кермом напрямку служить резервна система, розташована в хвостовому відсіку. Вона живиться від зливного колектора системи № 3, що виконує в цьому випадку роль всмоктувального трубопроводу. Тиск у резервній системі створюється гідравлічним перетворювачем гідромотор-насос. Живлення гідромотора здійснюється від системи № 1. Перетворювач включається при падінні тиску в системі № 3 нижче 47 ат, при цьому відкривається пропускний клапан із системи № 1 на вхід гідромотора. Застосування перетворювача дозволяє в разі потреби передати енергію з однієї гідросистеми в іншу, зберігаючи повну роз'єднаність систем. При цьому виключаються перетікання рідини з однієї системи в іншу, котрі становлять особливу небезпеку при руйнуванні трубопроводу однієї з систем.

Для живлення системи гальмування при буксируванні літака в гідросистемі № 4 існує додаткове джерело живлення у вигляді насоса з електроприво-

дом та живленням від наземного джерела змінного струму; продуктивність насоса 23 л/хв.

Робота гідросистеми контролюється по загорянню сигнальних ламп і показанням манометрів на приладовій дошці борт-інженера; кожна гідросистема має групу власних контрольних приладів і пульт керування.

Насос типу PV3-240-2 розроблений на базі насоса, встановленого на сучасних військових літаках. Для підвищення ресурсу і надійності в конструкцію насоса внесений ряд змін. Насос має вбудований регулятор продуктивності. Для забезпечення безкавітаційної роботи, у випадку порушення герметичності бака або відсутності нормального підтиснення, на вході в насос встановлений відцентровий насос з крильчаткою діаметром 76 мм, що здійснює повну подачу при тиску на всмоктуванні 0.3 ат. Для розвантаження насосів при польоті на крейсерському режимі служить розвантажувальний кран з електричним керуванням, що включається в польоті борт-інженером. При включенні крана тиск у порожнині нагнітання насоса знижується до 40 - 45 ат. Внутрішні витоки (близько 4 л/хв) направляються через зливальний трубопровід в бак і використовуються для охолодження і змащення механізму вузла, що качає. При включенні лінії циркуляції нагнітаючий штуцер насоса перекривається.

Для захисту насоса від тепла, що виділяється двигуном, служить спеціальний екран. Сполучні шланги насоса містять самогерметизуючі рознімні клапани, що дозволяють запобігти втратам робочої рідини при зніманні насосів.

Режим роботи основного насоса встановлюється перемикачем з трьома фіксованими положеннями: «нормальне положення» (звичайне положення перемикача), «зняття тиску» (перекриття вихідного штуцера насоса) і «вимикання подачі» (перекриття подачі рідини з бака в насос при відмові двигуна). Перемикач допоміжного насоса також має три положення: «автоматичний режим» (включення і вимикання насоса відбувається автоматично в залежності від рівня тиску в системі), «безупинна робота» (для особливих умов роботи) і «виключення». Блакитна лампа під перемикачем



загоряється при працюючому насосі. На пульті керування розміщена також світлова сигналізація, що включається при зниженні обсягу робочої рідини в гідрообаках систем № 1 і 4 до 9.5 л. і в гідрообаках систем № 2 і 3 до 5.7 л.

У порівнянні з існуючими авіаційними насосами насос типу PV3-240-2 має наступні переваги: вдвічі більша потужність, високий к. к. д., вартість нижче на 25%, значне зниження ваги за рахунок зменшення приблизно в два рази кількості деталей. Так, зменшені розміри і кількість підшипників і обертових деталей, скорочена кількість зовнішніх ущільнень, що працюють під високим тиском (тільки одне із семи ущільнень працює під високим тиском), застосовані матеріали, що не вимагають спеціальних покриттів.

Насоси типу PV3-240-2 мають високу надійність: середній час наробітку на відмву складає 13000 год (насоси літака Boeing 707 мають наробіток 5000 год). Основна причина підвищення вимог до надійності полягає в тому, що гідросистема, як вже відзначалося, забезпечує роботу необоротної системи керування по всіх каналах без переходу на ручне керування. Загальний наробіток насосів на першому екземплярі літака склав понад 2500 год. і понад 17000 год. загальний наліт. Планований ресурс складає в даний час 9000 год. Зареєстровано мало випадків дострокового зняття насосів. Основними причинами заміни насосів були витіки по зовнішніх ущільненнях і ущільненню командного золотника. Для усунення дефектів замінювався матеріал ущільнень і змінювалася технологія монтажу ущільнення золотника.

Насоси типу PV3-24Q-2 у даний час встановлені в гідросистемах п'яти транспортних літаків: Boeing 747, DC-10, А-300В, ВАС-3-11 і L-1011.

Турбіни приводів допоміжних насосів працюють на 25550 об/хв і мають механізм, що зупиняє насос при відмові регулятора числа оборотів.

Баки гідравлічної системи літака Boeing 747 мають однакову конструкцію і розташовані в гондолах двигунів. Ємність кожного бака систем № 1 і 4 при нормальному рівні рідини дорівнює 35.6 л, ємність бака систем 2 і 3 — 28.4 л. Тиск у баці 3.15 ат, створюване наддуванням повітря від компресора двигуна через спеціальний блок, забезпечує бескавітаційний режим роботи насосів.

Конструкція бака забезпечує також відділення повітря від рідини через сітку і розрахована на безпосередній забір робочої рідини з зливу в всмоктування при негативних перевантаженнях. Всі баки заповнюються централізовано. Передбачена заправка як заправлення вручну, так і під тиском. Горловина для заливання рідини розміщена в лівій ніші шасі.

Трубопроводи лінії високого тиску виконані з корозіостійкої сталі марки 21-6-9 з товщиною стінки 0.4 мм для труб діаметром 6.4 мм і 1.3 мм для труб діаметром 25.4 мм. Трубопроводи низького тиску (зливальні) виготовлені з алюмінієвого сплаву 6061-Т6 з товщиною стінок 0.9 мм для всіх діаметрів. Трубопроводи високого тиску зварні. Зварювання здійснюється безпосередньо при зборці на літаку за допомогою муфти, що вдягається на трубопровід. Застосування муфт підвищує міцність труб у зоні відпуску і дозволяє вирівнювати їх кінці в процесі зварювання. Трубопроводи низького тиску мають нарізні сполучення.

Для підвищення герметичності з'єднання трубопроводів, зменшення витоків у нарізних сполученнях і зниження небезпеки ушкодження труб при розстикуванні розроблена нова конструкція фітінга з проточками на внутрішній поверхні ніпеля, по яких рихтується труба. Загальна довжина труб складає 90 м.

У конструкції агрегатів гідросистеми широко застосовується комплексування окремих вузлів і елементів у кілька модульних блоків. Застосування модульних блоків дозволяє робити зміну агрегатів гідросистеми без роз'єднання трубопроводів, знижує розгалуженість гідравлічної системи й істотно спрощує обслуговування.

Кожна з чотирьох гідросистем має наступні блоки: піддавлення баків, фільтрів лінії зливу, фільтрів лінії високого тиску і фільтрів дренажної лінії. Блоки систем № 1 і 4 встановлені в гондолах двигунів, блоки лінії зливу систем № 2 і 3 — на задніх лонжеронах. Кожен блок складається з фільтрів, запобіжних і зворотних клапанів, індикаторів перепаду тиску і манометрів. Деякі блоки містять до 14 окремих елементів. Для зручності обслуговування всі елементи

конструктивно виконані у виді знімних патронів, що демонтуються без зливу рідини з гідросистеми.

Гідросистема літака Boeing 747 може працювати на трьох різних рідинах, кожна з яких відповідає технічним умовам BMS-3-11 фірми Boeing. Усі робочі рідини - синтетичні, на фосфатно-ефірній основі і містять ~ 0.5% води для зменшення ерозії золотників і зниження піноутворення. В даний час на дослідних і серійних літаках застосовується рідина Stauffer Aero Safe 2300W.

Дослідним шляхом встановлено, що появу електромеханічної ерозії можна усунути додаванням відповідних присадок у робочу рідину і правильним вибором форми золотника і конструкційних матеріалів. Застосування фільтрів тонкого очищення не дає помітного зниження ерозії.

Велика увага при проектуванні гідросистеми приділялася вибору автономних аварійних джерел енергії і найбільш ефективним методам забезпечення гідравлічною енергією приводів органів керування у випадку відмови всіх двигунів. Як такі джерела, були досліджені двигуни внутрішнього згорання і повітряні турбіни, що працюють від швидкісного напору (вітряка). Застосування вітряків для привода аварійного насоса ґрунтується на багаторічному досвіді їхньої надійної експлуатації і зручності перевірки системи аварійного живлення в польоті.

В якості турбіни спочатку досліджувалася система з насосом продуктивністю 30 л/хв при тиску 140 ат із приводом від двох невеликих турбін, що забезпечувала задану потужність при швидкості польоту 290 км/ч. Подальші дослідження показали можливість зниження ваги вітряка за рахунок використання привода на одній турбіні більшого розміру. Так, турбіна діаметром 406 мм при швидкості обертання 10000 об/хв забезпечувала роботу насоса з продуктивністю 64 л/хв. Джерела допоміжної енергії на двигунах внутрішнього згорання виявилися неприйнятними через велику вагу.

В остаточному варіанті гідросистеми літака, як вже відзначалося вище, від спеціального автономного аварійного джерела енергії відмовилися, оскільки

льотні дослідження виявили можливість забезпечити енергією основні насоси за рахунок авторотації двигунів.

### 2.1.2. Літак С-5А

Літак обладнаний чотирма незалежними гідравлічними системами з робочим тиском  $210 \text{ кгс/см}^2$ . Кожна система складається з двох насосів, підкачуючого насоса, блоку фільтрів насосів, показчиків зливу з корпусів насосів, центральної обслуговуючої магістралі, резервуара, датчика тиску в системі і перекривного клапана на протипожежній перегородці в всмоктувальній магістралі. Всі системи заправляються через загальну горловину.

Гідравлічна потужність забезпечується насосами змінної продуктивності, що приводяться від двигунів. Кожна гідравлічна система працює від двох таких насосів, що приводяться від двигуна, що відповідає номеру системи. Продуктивність кожної пари насосів: при числі оборотів малого газу ТРДД 285 л/хв, на крейсерському режимі 435 л/хв, при зльоті 465 л/хв.

Для передачі потужності від малонавантаженої до перевантаженої системи застосовуються три агрегати передачі потужності, розташовані між системами № 1 і 2, № 3 і 4, № 1 і 4. Агрегат складається з двох моторів постійного зміщення, зв'язаних валом; кожен мотор приєднаний до визначеної гідравлічної системи. Коли тиск у будь-якій системі знижується, то відповідний мотор працює як насос, що приводиться мотором, приєднаним до іншої системи. Таким чином, ці агрегати відбирають потужність від однієї системи і передають її іншій системі без обміну рідинами між системами.

На рис. 2.2 приведена схема гідравлічної системи літака С-5А. Гідравлічні системи № 2 і 3 застосовуються тільки для живлення системи керування польотом з метою досягнення максимальної надійності. Системи № 1 і 4 застосовуються для закрилків, предкрилків, інтрцепторів, які

відхиляються на землі і для шасі, а також для основних систем керування польотом.

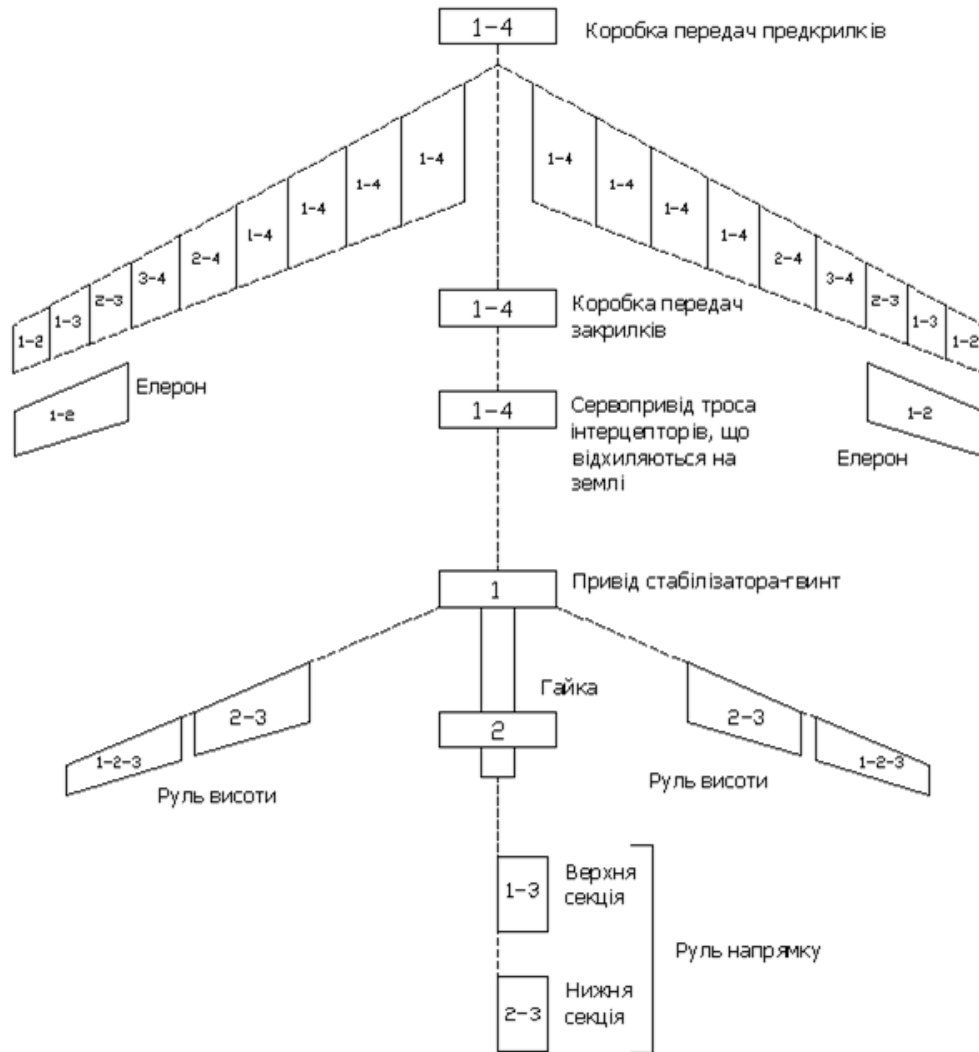


Рис. 2.2 Принципова схема гідросистеми літака С-5А

У цих системах застосовуються канали пріоритету для забезпечення відповідної гідравлічної потужності для системи керування польотом у періоди максимального навантаження системи загального призначення. Основні поверхні керування польотом, за винятком зовнішніх секцій руля висоти, приводяться здвоєними гідравлічними сервоприводами, кожний з яких живиться від окремої системи. Схема гідравлічної системи літака така, що у випадку виходу з ладу однієї системи, що живить сервопривід, інша система, що

залишилися чи системи будуть відхиляти поверхню керування, але при меншому шарнірному моменті.

Одна з розрахункових вимог полягає в тому, щоб забезпечити відповідне керування після виходу з ладу будь-яких двох гідравлічних систем. Система керування по крену живиться від гідравлічних систем № 1, 2, 3 і 4. Одночасний вихід з ладу двох гідросистем, що живлять будь-який сервопривід елерона, приводить до того, що цей елерон перестає відхилятися, а протилежний елерон буде продовжувати функціонувати. В результаті несправності будь-яких двох систем, що приводять застосовувані в польоті інтерцептори, одна секція інтерцепторів на кожному напівкрилі перестає відхилятися. Вихід з ладу одного елерона й однієї секції інтерцепторів на кожному напівкрилі – найгірша умова, але й у цьому випадку керування по крену досить для посадки літака.

Сервоприводи руля висоти живляться від гідравлічних систем № 1, 2 і 3. Діапазон відхилення руля висоти буде достатнім для посадки літака. Одночасна відмова систем № 2 і 3 приведе до виходу з ладу внутрішніх секцій руля висоти, однак літак можна посадити, застосовуючи балансування по тангажу і зовнішні секції руля висоти, що будуть приводиться системою № 1. Привід балансування по тангажу підсилює керування по тангажу і живиться системами № 2 і 1. Сервоприводи верхньої і нижньої секції руля напрямку живляться від гідравлічних систем № 1 і 3, № 2 і 3 відповідно. У випадку виходу з ладу будь-яких з цих систем діапазон відхилення руля напрямку зменшиться на 50%, але він буде достатнім для того, щоб посадити літак.

Сервопривід тросів інтерцепторів, що відхиляються на землі і системи предкрилків і закрилків живляться від систем № 1 і 4. Ці системи можуть працювати від будь-якої гідравлічної системи.

Допоміжна силова установка. Для забезпечення гідравлічної потужності на землі в гідравлічну систему № 1 включений насос, що приводиться ДСУ. Насос ідентичний насосам, що приводиться ТРДД, і має продуктивність 227 л/хв. У цій же гідравлічній системі є насос, що працює від вітряка, із продуктивністю 120 л/хв, що забезпечує подачу гідравлічної потужності для збереження керованості

літака при відмові чотирьох двигунів. Насос забезпечує аварійне джерело гідравлічної потужності для аварійного генератора, зовнішньої секції руля висоти, виконавчого механізму балансування по тангажу, верхньої секції руля напрямку, зовнішніх секцій інтерцепторів № 8 і 9. Гідравлічна система № 4 обладнана насосом із приводом від електромотора, що має продуктивність 22.7 л/хв.

### 2.1.3. Літак Ан-124

«Гідравлічний комплекс літака призначений для живлення робочою рідиною приводів системи керування літаком, а також для керування прибиранням і випуском шасі, поворотом коліс передньої опори, гальмуванням коліс, склоочисниками, переднім і заднім вантажними люками.

Гідравлічний комплекс складається з чотирьох автономних систем № 1, 2, 3, 4. Дві гідросистеми (№ 1 і 4) обслуговують приводи систем керування літаком, а дві інші (№ 2 і 3), крім приводів системи керування літаком, живлять рідиною інші споживачі (шасі, вантажні люки і т.д.).

Гідросистема №1 (1ГС) забезпечує:

- живлення робочою рідиною:
- рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування елеронами;
- рульових машин четвертої і восьмої секцій і рульового привода дванадцятої секції інтерцепторів;
- рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування кермом висоти;
- рульових приводів, рульових агрегатів у системі керування кермом напрямку;
- гідроприводу кінцевих закрилків в основному режимі.

Гідросистема №2 (2ГС) забезпечує:

- живлення рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування елеронами;
- живлення рульових машин третьої і сьомої секцій і рульових приводів одинадцятої секції інтерцепторів;
- живлення рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування кермом висоти;
- живлення рульових приводів, рульових агрегатів у системі керування кермом напрямку;
- живлення гідроприводів внутрішніх закрилків у резервному режимі;
- живлення гідроприводів предкрилків в основному режимі;
- прибирання і випуск другого і четвертого рядів стійок основних опор шасі в основному режимі;
- випуск першого, третього і п'ятого рядів основних опор шасі в резервному режимі;
- убирання і випуск стійок передньої опори шасі в основному режимі;
- поворот коліс лівої стійки передньої опори шасі;
- гальмування коліс стійок третього ряду основних опор і четвертої стійки лівої основної опори шасі;
- стояночне гальмування коліс третьої, четвертої і п'ятої стійки лівої основної опори шасі;
- живлення привода склоочисника лівого пілота;
- підйом і опускання носового обтічника;
- підйом і опускання рампи переднього вантажного люка;
- розкладку і убирання трапів переднього вантажного люка;
- відкриття і закриття заднього вантажного люка в резервному режимі;
- підйом і опускання сходів у кабіну екіпажа;
- підйом і опускання сходів у кабіну супровідних у резервному режимі;
- відкриття і закриття аварійного виходу в основному режимі;
- випуск і убирання вантажних опор;



- регулювання висоти порога переднього вантажного люка;
- випуск стійок передньої опори шасі і від системи РВПП.

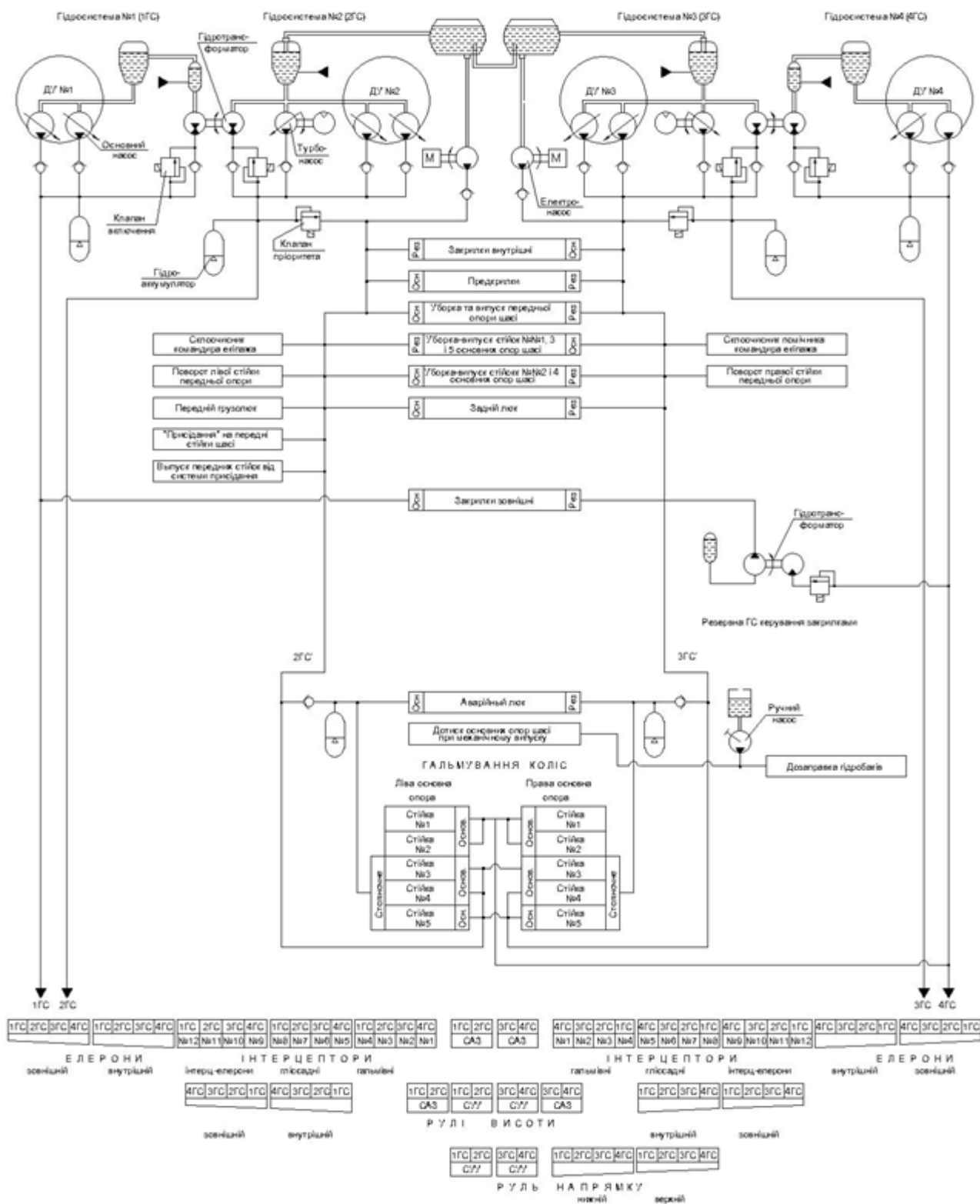


Рис. 2.3 Принципова схема гідросистеми літака Ан-124

Гідросистема №3 (ЗГС) забезпечує:

- живлення рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування елеронами;
- живлення рульових машин другої і шостої секцій кермових приводів десятої секції інтерцепторів;
- живлення рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування кермом висоти;
- живлення рульових приводів і рульових агрегатів у системі керування кермом напрямку;
- живлення гідроприводів внутрішніх закрилків в основному режимі;
- живлення гідроприводів предкрилків у резервному режимі;
- убирання і випуск першого, третього і п'ятого рядів стійок основних опор шасі в основному режимі;
- убирання і випуск другого і четвертого рядів стійок основних опор шасі в резервному режимі;
- убирання і випуск передньої опори шасі в резервному режимі;
- поворот коліс правої стійки передньої опори шасі;
- гальмування коліс стійок п'ятого ряду основних опор і четвертої стійки правої основної опори шасі;
- стояночне гальмування коліс третьої, четвертої і п'ятої стійки правої основної опори шасі;
- живлення привода склоочисника правого пілота;
- відкриття і закриття заднього вантажного люка в основному режимі;
- підйом і опускання сходів кабіни супровідних в основному режимі;
- підйом і опускання гермотрапа і керування кінцевими трапами заднього вантажного люка;
- відкриття і закриття аварійного виходу в резервному режимі.

Гідросистема №4 (4ГС) забезпечує:

- живлення рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування елеронами;

- живлення кермових машин першої і п'ятої секцій і кермового привода дев'ятої секції інтерцепторів;
- живлення гідроприводів кінцевих закрилків у резервному режимі;
- живлення кермових приводів, кермових агрегатів і автоматів відключення в системі керування кермом висоти;
- живлення кермових приводів і кермових агрегатів у системі керування кермом напрямку;
- гальмування коліс першого і другого рядів стійок основної опори шасі.

Кожна кермова поверхня керується від усіх чотирьох гідросистем, а відповідальні споживачі (закрилки, шасі і т.п.) - від двох гідросистем. Менш відповідальні споживачі і споживачі, що працюють на землі, керуються від однієї гідросистеми.

Основними джерелами тиску в кожній гідросистемі є два насоси НП107 змінної подачі з приводом від основного двигуна. Номінальний тиск у гідросистемах  $210 \text{ кгс/см}^2$  (21 МПа), робоча рідина АМГ-10 ДСТ 6794-75. Загальна кількість рідини в гідрокомплексі - 850 л (без системи регулювання висоти заднього порога РВЗП).

У кожній гідравлічній системі, крім основних насосів, передбачені резервні джерела живлення. Як такі джерела використовуються агрегати передачі потужності - гідротрансформатори НС53, встановлені між гідросистемами № 1 і 2, 3 і 4, а також турбонасосні установки ТНУ86А и електропривідні насосні станції НС55А-5, встановлені в гідросистемах № 2 і 3. До резервних джерел живлення відноситься і гідросистема приводів кінцевих закрилків (гідросистема № 5), джерелом тиску якої є гідротрансформатор, що працює від тиску, що надходить з гідросистеми № 4.

Гідротрансформатори призначені для створення тиску в гідросистемі у випадку відмовлення в ній основних або насосів при відмові двигуна за рахунок енергії суміжної гідросистеми. При цьому передача потужності з однієї системи в іншу відбувається без обміну робочою рідиною.

Турбонасосні установки призначені для створення тиску рідини в польоті при відмові двигуна відповідної системи і для перевірки роботи споживачів системи на землі при непрацюючих двигунах. Привод турбонасосної установки здійснюється стисненням повітрям, що відбирається від будь-якого працюючого двигуна або від будь-якої ДСУ.

Електропривідні насосні станції призначені тільки для живлення малопотужних споживачів при наземному обслуговуванні літака і для підзарядки гідроаккумуляторів стояночного гальмування.

У гідросистемах № 2 і 3 лінія нагнітання поділяється на загальну лінію нагнітання (2Д' і 3Д') і лінію нагнітання систем керування літаком (2Д і 3Д).

Привід системи керування літаком має перевагу по живленню, для цього в напірних лініях 2ГС і 3ГС перед споживачами, не зв'язаними з системою керування, встановлені підпірні клапани РД36, що зменшують подачу рідини до цих споживачів при зниженні тиску в лініях, що живлять приводи системи керування. Крім того, при зниженні рівня рідини в баках 2ГС і 3ГС, пов'язаному з порушенням герметичності системи, підпірний клапан цієї системи по команді від сигналізатора рівня повністю перекриває напірні лінії, що йдуть до споживачів, не зв'язаних із системою керування.

Дозаправлення гідробаків рідиною відбувається від заправника спецрідинами (ЗСР) через бортовий заправний штуцер на лівому обтічнику шасі або за допомогою ручного насоса з ємності з запасом рідини. Рідина від насосів ЗСР або ручного насоса подається в лінію зливу тієї чи іншої гідросистеми через розподільний кран.

Дозаправлення гідробаків рідиною можна робити також від УПГ через бортові клапани нагнітання, встановлені на кожному двигуні.»

## **2.2. Обґрунтування вибору схеми. Особливості проектової конструкції**

### **2.2.1. Тактико-технічні вимоги на літак**

Важкий далекомагістральний транспортний літак АН-124-100 призначений для перевезення техніки і вантажів, в тому числі великогабаритних і важких.

Екіпаж складається із льотного екіпажу і обслуговуючого персоналу.

АН-124-100 є цілнометалевим вільнонесучим монопланом з високорозташованим стріловидним крилом, однокілевим вертикальним оперенням, палубним горизонтальним оперенням та трьохопорним шасі з двома передніми (носовими) і десятьма задніми (основними) стійками. Присутня механізація передньої та задньої кромки крила.

Літак має двопалубне компонування фюзеляжу. На верхній палубі розташовані кабіна екіпажу, кабіна для відпочинку екіпажу, кабіна для супроводжуваних, а також відсіки для дрібних вантажів. Нижня палуба призначена для розміщення основного комерційного навантаження. Верхня та нижня палуби герметичні. Наявність вантажних люків в носовій та хвостовій частинах є відмінною особливістю літака, оскільки, це полегшує завантаження та розвантаження. Літак оснащений вантажним обладнанням, пересувними бортовими кранами, що дозволяє здійснювати завантажувально-розвантажувальні роботи без використання наземного устаткування. Система присідання шасі спрощує процес завантаження та розвантаження повітряного судна.

Літак оснащений чотирма двухконтурними турбовентиляторними двигунами Д-18Т, встановленими на пілонах під крилом, і двома газотурбінними двигунами ТА-12, встановленими в обтічниках шасі.

Літак експлуатується на бетонних аеродромах, може виконувати польоти вдень та ночі, в простих і складних метеоумовах.

Основні характеристики літака:

Таблиця 2.1

1	Злітна вага, т	392
2	Максимальна вантажопідйомність, т	120
3	Вага спорядженого літака, т	190
4	Вага палива з максимальним навантаженням, т	82
	Максимальна вага палива, т	200
5	Двигуни Д-18Т:	
	- злітна тяга ( $H = 0, +15^{\circ}\text{C}$ ), кН	230
	- крейсерська тяга ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кН	47.7
	- питомі крейсерські витрати палива ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кг/кг·г	0.37
6	Швидкість:	
	- максимальна, км/год	850
	- крейсерська, км/год	800
7	Крейсерська висота, м	11000
8	Практична дальність, км:	
	- з максимальним навантаженням	5300
	- з максимальним запасом палива (вантаж 19 т.)	13350
9	Необхідна довжина ЗПС ( $H = 0, SA$ ), м:	
	- для зльоту	3000
	- для посадки	3000
10	Розміри вантажної кабіни, м:	
	- довжина вантажної підлоги	36.5
	- ширина (по підлозі)	6,4

	- максимальна ширина	7.78
	- висота	4.4
11	Об'єм вантажної кабіни, м <sup>3</sup>	1160
12	Довжина літака, м	69.1
13	Розмах крила, м	73.3

### 2.2.2. Обґрунтування вибору схеми гідросистеми, яка проектується

Основні технічні рішення, ступінь резервування, об'єм контролю параметрів гідравлічного комплексу визначені й обрані з умови виконання основних вимог і завдань, які повинен виконувати гідравлічний комплекс.

Основні вимоги й задачі для гідравлічного комплексу:

1. Забезпечення надійного і якісного живлення гідравлічною енергією систем керування польотом, механізації крила, керування шасі, гальмування шасі, керування грузовими й аварійними люками, керування склоочисниками.
2. Забезпечення живлення гідравлічною енергією функціональних систем літака від резервних джерел тиску при відмові основних насосів.
3. Забезпечення наземних відпрацювань систем літака від бортових джерел тиску без запуску маршевих двигунів (вимоги по автономному базуванню).
4. Забезпечення керованого польоту при відмові основних двигунів.
5. Забезпечення можливості контролю основних параметрів гідравлічного комплексу при нормальному функціонуванні й забезпечення своєчасного попередження екіпажу про відмову й несправності гідравлічного комплексу.
6. Запобігання помилкового включення механізмів, спрацювання яких може призвести до особливих ситуацій.
7. Виконання загальних вимог до систем літака – забезпечення мінімальної ваги.

При виборі структурної схеми гідравлічного комплексу були проаналізовані схеми сучасних вітчизняних і закордонних літаків великої вантажопідйомності.

В результаті проведеного аналізу можливих схем була обрана схема гідравлічного комплексу з чотирма системами. Визначальною в виборі кількості систем стала вимога забезпечення живлення систем керування польотом по чотирьом незалежним каналам.

«Основними джерелами тиску в кожній гідросистемі служать два насоса НП-107 змінної подачі з приводом від маршевого двигуна. Насоси кожної системи встановлені на одному двигуні.

Кількість насосів в одній системі ( 2 шт.) зумовлена умовами:

1. Підвищення надійності системи джерел тиску.
2. Можливість в крейсерському польоті, коли потрібні невеликі потужності, розвантажувати один з насосів, збільшуючи його ресурс й покращуючи тепловий режим системи.
3. Технічними перешкодами створення насоса достатньої потужності ( 320-350 л/хв); 21 МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>).

Встановлення обох насосів кожної системи на одному маршовому двигуні з одночасним розміщенням гідробаків в пілонах цих двигунів дозволяє:

1. Різко скоротити довжину ліній всмоктування, зменшити їх вагу.
2. Встановити баки над насосами, забезпечивши можливість подачі рідини до насосів самоплином.
3. Дещо підвищити надійність систем, так як в такому випадку на одному маршовому двигуні розташовані агрегати однієї системи й у випадку пошкодження двигуна або при пожежі може бути виведена з ладу тільки одна система.

Для збереження працездатності системи у випадку відмови маршевого двигуна в якості резервного джерела живлення використані зворотні агрегати передачі потужності (гідротрансформатори) НС-53, які живлять систему, встановлену на непрацюючому двигуні за рахунок відбору потужності від



сусідньої системи. Гідротрансформатори встановлені між системами №1 і №2 і між системами №3 і №4. Використання гідротрансформаторів забезпечило достатній енергетичний рівень резервного живлення і в той же час не викликало великих вагових затрат.

В системах №2 і №3 тиск може створюватись за допомогою турбонасосних установок ТНУ-86А. Стиснуте повітря для роботи ТНУ подається через систему підготовки повітря від будь-якого маршевого двигуна або від допоміжних силових установок. Основне призначення ТНУ – обслуговування споживачів на землі й для аварійного живлення систем в польоті, в тому числі й при відмові всіх маршевих двигунів.

В системах №2 і №3 встановлені малопотужні насосні станції НС55А-5, які призначені для живлення споживачів на землі і підзарядки гідроаккумуляторів гальм.

Виконавчі приводи закрилків, предкрилків, заднього вантажного люка, керування, шасі живляться від ліній нагнітання за підпірними клапанами систем №2 і №3 та є спільними для цих систем. Тобто між цими системами можливий обмін робочою рідиною.

Агрегати, чутливі до забруднення, додатково мають на вході вбудовані фільтри.

Елементи керування і параметри, що підлягають контролю обиралися з умови виконання наступних умов:

1. Забезпечення зручного користування органами керування.
2. Виключення можливості помилкового включення пристроїв, що може призвести до небажаних наслідків.
3. Забезпечення видачі оперативної інформації про стан основних параметрів комплексу.
4. Забезпечення своєчасного попередження екіпажу про відмови і несправності гідравлічного комплексу, які можуть призвести до виникнення особливих ситуацій.

Органи керування агрегатами комплексу забезпечують:

1. Ручну та автоматичну зміну режимів роботи насосів НП-107.
2. Ручне та автоматичне керування гідротрансформаторами.
3. Ручне та автоматичне керування підпірними клапанами РД-36;
4. Керування турбонасосними установками.
5. Керування насосними станціями НС55-5.

Система індикації забезпечує оперативний контроль наступних параметрів комплексу:

1. Кількості рідини в баках кожної системи;.
2. Величини тиску в кожній системі.
3. Сигналізації наявності тиску наддуву гідробаків.
4. Сигналізації нормальної роботи насосів НП-107.
5. Сигналізації роботи гідротрансформаторів.
6. Сигналізації роботи турбонасосних установок.
7. Сигналізації роботи насосних станції НС55-5.
8. Сигналізації положення підпірних клапанів РД36.
9. Температури робочої рідини в системах.

При виникненні в будь-якій з систем несправностей загоряється сигнальне табло “Несправність ГС” відповідної системи.

Це відбувається при наступних несправностях:

1. Відмові будь-якого насоса НП107.
2. Підінні тиску наддуву нижче 0,2 МПа.
3. Зменшенні рівня рідини в баках нижче критичного рівня.
4. Підвищення температури робочої рідини вище 100 °С.
5. Відмові перекачуючої станції НС63;

А для систем №2 або №3 ще й:

1. Зниження рівня рідини в компенсаційному баці.
2. Закритті підпірного клапана РД36.
3. Якщо перемикач гідротрансформатора підпірного клапана знаходиться

не в положенні “Автомат”;

4. Якщо перемикач гідротрансформатора не в положенні “Автомат”, а РУД будь-якого двигуна в положенні більше 93°.

Компоновка гідравлічних систем виконана таким чином, що трубопроводи й агрегати конструктивно рознесені один від одного і до будь-якого гідроагрегата підводиться не більше двох гідросистем, таким чином, при пошкодженні агрегата або конструкції літака з ладу може вийти тільки дві системи з чотирьох.

Складові елементи і параметри гідравлічного комплексу вибрані й розроблені з умови забезпечення безвідмовної роботи комплексу в очікуваних умовах експлуатації й відповідають вимогам ІСАО.

Проведений інженерний аналіз гідравлічного комплексу підтвердив його високу надійність.»[4]

### 2.2.3. Розрахунок потужностей спроектованої системи

#### Вступ

Розрахунок проводиться з метою визначення достатньої потужностей джерел тиску (насосів і гідроаккумуляторів) для забезпечення працездатності систем споживачів при найбільш несприятливому поєднанню їх одночасної роботи.

#### Методика розрахунку

Розрахунок проводиться шляхом побудови й співставлення діаграм наявних подач джерел тиску й потрібних витрат робочої рідини для роботи споживачів.

#### Наявні подачі

Подача насоса НП-107, встановленого в гідросистемі:

Злітний режим (обороты насоса 3780 об/хв)	– 165 л/хв.
Максимальний крейсерський (обороты насоса 3600 об/хв)	– 157 л/хв.
Польотний малий газ (обороты насоса 3200 об/хв)	– 137 л/хв.
Земний малий газ (обороты насоса 2300 об/хв)	– 100 л/хв.

Попрібні витрати

Система керування польотом (табл.2.2)

Таблиця 2.2

Канал керування	Тип силового агрегата	Кількість, шт.	Мах витрата, л/хв	Втрати л/хв
Руль напрямку. Верхня секція	РП – 72	4	23.5	1
Руль напрямку. Нижня секція	РП – 72	4	23,5	1
Руль висоти. Зовнішня секція	РП – 72	8	19.5	0.9
Руль висоти. Внутрішня секція	РП – 72	8	23.5	1
Елерони. Зовнішня секція	РП – 68	8	19.5	0.9
Елерони. Внутрішня секція	РП – 68	8	19.5	0.9
САЗ руля висоти	РА – 79	2	2	1
СПС руля висоти	РА – 81	2	2	1
СПС руля напрямку	РА – 81	2	2	1
САЗ елеронів	РА – 79	2	2	1

## Система механізації крила (табл. 2.3)

Таблиця 2.3

Канал керування	Тип силового агрегата	Кількість, шт.	Мах витрата, л/хв	Втрати л/хв
Закрилки. Внутрішня секція	ГП – 400	4	70	1
Закрилки. Зовнішня секція	ГП – 400	4	70	1
Предкрилки	ГП – 400		70	1
Інтерцептори – елерони	РП – 320	8	39	1
Гальмівні та глісадні інтерцептори	РМ – 400	8	36	1.3
Гальмівні інтерцептори	РМ – 400	8	36	1.3

Час переміщення закрилків з прибраного положення на кут  $15^\circ$  -15 с.

Час переміщення закрилків з положення  $15^\circ$  до  $30^\circ$  -15 с.

Час переміщення закрилків з положення  $30^\circ$  до  $40^\circ$  -10 с.

Час випуска тормозних інтерцепторів - 2 с.

## Шасі та склоочисники (табл. 1.4)

Таблиця 2.4

Канал керування	Мах витрата, л/хв	Кількість, шт
Випуск – уборка шасі	12.5	12
Поворот носових стійок	10	2
Гальмування коліс шасі	5	10
Склоочисники	8	2

Час випуску основних опор шасі

-10 с.

## Побудова діаграми подач і витрат

Розглянемо режим зходу на посадку для зниження по глісаді, пробіг. Розглянемо 2-гу гідросистему, тому що вона найбільш навантажена споживачами. На цих режимах двигуни працюють на режимі малого польотного газу.

На цих етапах польоту одночасно працюють:

- елерони  $Q = 15$  л/хв;
- руль висоти  $Q = 10$  л/хв;
- руль напрямку  $Q = 6$  л/хв;
- склоочисники  $Q = 8$  л/хв;
- циліндри випуску шасі;
- гідроприводи випуску закрилків;
- гідроциліндри гальмування коліс;
- механізми випуску гліссадних та гальмівних інтерцепторів,
- гідроциліндри повороту носових стійок шасі.

На рис 2.4 наведена діаграма розрахунку потрібних витрат 3-ї гідросистеми.

Висновок: При експлуатації гідросистеми без відмов, на всіх режимах польоту потужності основних насосів і гідроаккумуляторів достатньо для забезпечення живлення споживачів.

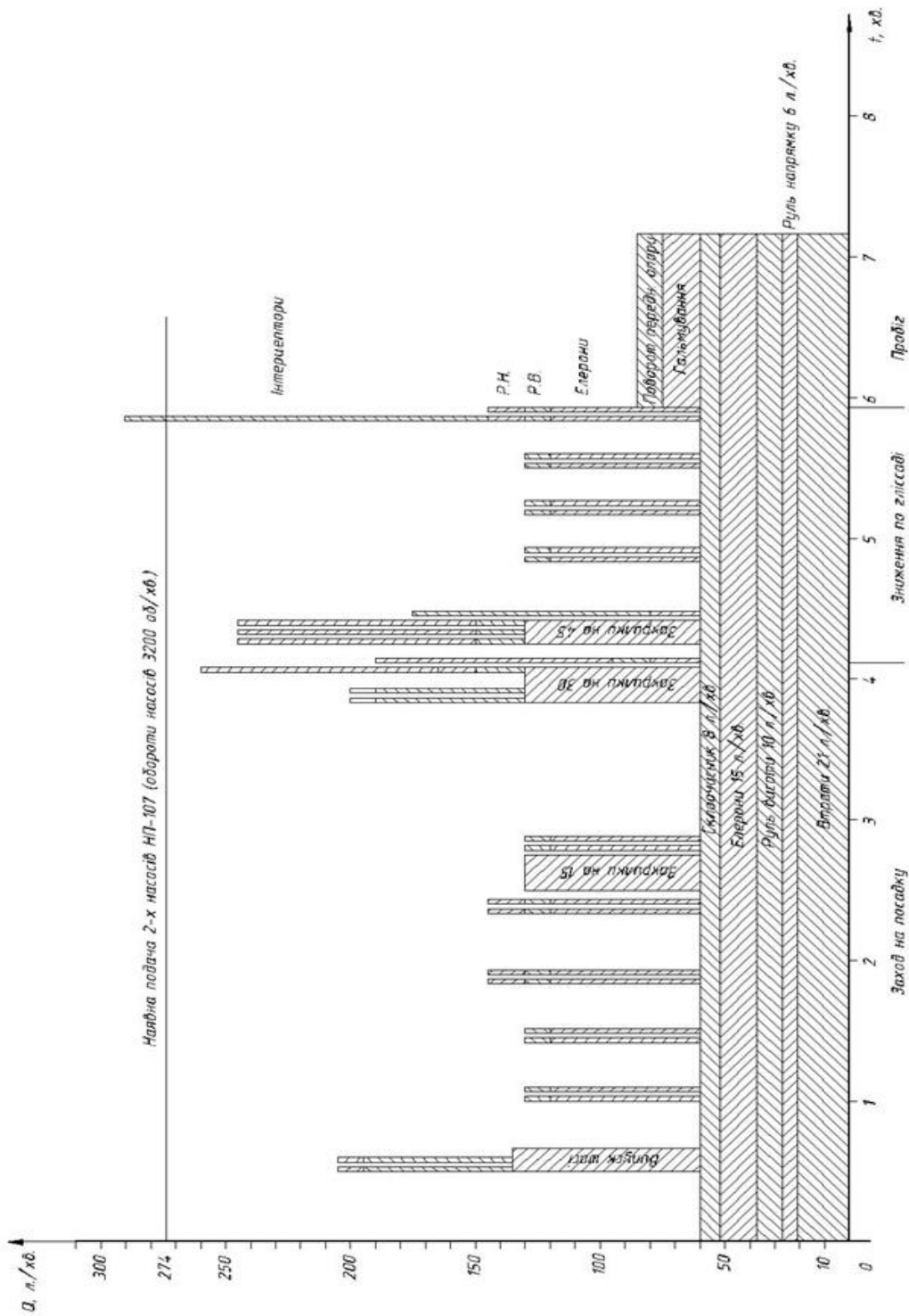


Рис. 2.4. Діаграма розрахунку потрібних витрат

## 2.2.4 Опис роботи проектованої мережі джерел тиску

«Основними джерелами тиску в кожній гідравлічній системі служать два гідронасоси 18 (див. креслення НАУ 20 02 28 000 001 ПС) змінної подачі з приводом від ротора високого тиску маршового двигуна Д18Т. Обидва насоси встановлені на одному двигуні.

При частоті обертання ротора двигуна 3780 про/хв (на злітному режимі) подача одного гідронасоса складає не менше 165 л/хв при тиску до 19,5 МПа (195 кгс/см<sup>2</sup>), тиск нульової подачі насоса 21 МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>).

При крейсерському польоті, коли не потрібно великих витрат робочої рідини, один із двох насосів може бути розвантажений. Розвантаження насоса полягає в перекладі його на режим нульової подачі при зниженому до 4 МПа (40 кгс/см<sup>2</sup>) тиску на виході і здійснюється примусовою подачею напруги на вбудований в насос електромагнітний клапан. Це дозволяє зберегти ресурс насоса і зменшити нагрівання робочої рідини в системі.

Керування режимом роботи насосів здійснюється з щитка “ГІДРОСИСТЕМА”. Розвантаження насоса виконується тільки вручну, а завантаження може виконуватися як вручну, так і автоматично. При цьому електрична схема виконана таким чином, що насос не може бути розвантажений чи автоматично завантажуватися, якщо:

- тиск за другим насосом системи менше 15 МПа (150 кгс/см<sup>2</sup>);
- тиск у системі менше 15 МПа (150 кгс/см<sup>2</sup>);
- ВКД основного двигуна знаходиться в положенні, що відповідає роботі двигуна на режимі менше 0.4 номінального (на цьому режимі обороти насосів, а отже, і їхня подача складає 83% від максимальних).

Сигнали про наявність тиску за насосами надходять від сигналізаторів тиску 23, встановлених у лінії нагнітання кожного насоса, а про наявність тиску в системі - від сигналізаторів тиску 23, встановлених у лінії нагнітання системи.

Сигналізація роботи кожного насоса здійснюється за допомогою сигнального табла “ВКЛ.” і лінії зв'язку, що висвічується на мнемосхемі щитка



керування гідросистемою. Сигнальне табло світиться як при завантаженому, так і при розвантаженому насосі і гасне при відмові насоса або при виключеному двигуні. Лінія зв'язку на мнемосхемі світитися тільки при наявності тиску за насосами більше 15 МПа (150 кгс/см<sup>2</sup>), вказуючи на те, що насос працює на систему.

Для прискорення прогріву рідини в гідробаках після запуску двигунів, а також для відводу тепла, що виділяється насосами, і для обмеження максимальної температури робочої рідини здійснюється примусове прокачування робочої рідини за допомогою шестерних насосів, вбудованих в основні насоси 18, через спеціальний контур, у якому встановлений термостатичний клапан 36, приймач температури 35 і теплообмінники 37 і 74. Робоча рідина, що надходить у внутрішні порожнини основних насосів по лінії всмоктування, подається насосами прокачки до термостатичного клапана. При температурі робочої рідини менше 0 °С вся рідина термостатичним клапаном направляється в гідробак, а при температурі вище 40 °С - у лінію з теплообмінником. У діапазоні температур рідини від 0 до 40 °С частина її направляється прямо в гідробак, частина - через теплообмінник. Теплообмінники розміщені в нижній частині витратних паливних баків відповідних двигунів. У гідросистемах № 1 і 4 встановлено по дві секції теплообмінників, а в системах № 2 і 3 - по одній.

Для підключення наземного гідроагрегата в кожній гідросистемі є бортові клапани 17 і 33, встановлені в нижній частині кожного двигуна під кришкою капота в безпосередній близькості від основних насосів. Там же розташований бортовий штуцер 1 для наддування.

У районі переднього вузла підвіски двигуна в лініях нагнітання, зливу й всмоктування, що йдуть від основних насосів, встановлені гідравлічні роз'єми з гнучкими рукавами 16, 22, 30, 34, що дозволяють відокремлювати ці лінії без зливу робочої рідини з бака системи при демонтажі двигуна або насоса.

В лінії нагнітання й в лінії відкачки кожного основного насоса встановлені зворотні клапани 25 і 27, що пропускають робочу рідину тільки в необхідному напрямку.

Ділянки гідравлічних систем, змонтовані на маршових двигунах, виконані однаково для кожної з чотирьох систем.

Живлення робочою рідиною основних насосів кожної системи здійснюється по лінії всмоктування безпосередньо з гідробака, встановленого в хвостовій частині пілона двигуна. У цей же гідробак повертається вся робоча рідина по лінії зливу з системи і від насосів перекачування.

У гідросистемах № 1 і 4 весь запас робочої рідини міститься в баках 9, а в гідросистемах № 2 і 3 встановлені додаткові компенсаційні баки, об'єднані в блок 59. В компенсаційному баці міститься запас рідини, необхідний для поповнення витратного бака 63 у випадку зниження в ньому рівня рідини. Це має місце у випадках, коли насоси накачують у систему рідини більше, ніж повертається від споживачів по лінії зливу (зарядка гідроаккумуляторів, заповнення поршневих порожнин гідроциліндрів з односторонньою дією і т.п.). Якщо по лінії зливу повертається більше рідини, ніж подають насоси в систему, надлишок рідини з витратного бака витісняється в компенсаційний по сполучному трубопроводу.

Перекачування рідини з компенсаційного бака у витратний здійснюється примусово за допомогою насосної станції 42. Привід насосу станції здійснюється від гідромотора, підключеного до загальної напірної магістралі гідросистеми. При наявності тиску в системі насосна станція працює беззупинно, здійснюючи циркуляцію робочої рідини між витратним і компенсаційним баками. Такий обмін робочою рідиною приводить не тільки до заповнення витратного бака, але й участі поверхні компенсаційного бака і сполучної труби в процесі тепловіддачі із системи в навколишнє середовище. Насосна станція 42 обладнана сигналізатором подачі, що у випадку зниження подачі до визначеного рівня видає сигнал у БАСК про відмову перекачуючого насоса.

Забір рідини з витратного гідробака в лінію всмоктування здійснюється з вбудованого в бак відсіку негативних перевантажень. Злив рідини в бак здійснюється через сітчастий стакан (повітрявідокремлювач), в якому відбувається дроблення струменя рідини і відділення від неї повітря.

Ці міри дозволяють забезпечити безперебійне живлення насосів робочою рідиною у випадку впливу на літак негативних перевантажень і запобігти вспіненню робочої рідини в баці.

Кількість рідини в гідробаці контролюється за допомогою дистанційних рівнемірів, показчики яких розташовані на щитку "ГІДРОСИСТЕМА", а поплавкові датчики вмонтовані в гідробаки. В гідрообаках систем № 1 і 4 встановлені датчики 10, а в гідросистемах № 2 і 3 на показчики працюють датчики 60, встановлені в компенсаційних гідрообаках. Датчики 10, що встановлені у витратних гідрообаках 63 гідросистем № 2 і 3, на показчики не працюють, а використовуються для видачі сигналу про зменшення кількості рідини в цих баках нижче 21 л. По цих сигналах загоряється табло "НЕСПР.", що сигналізує про несправність у даній гідросистемі, а на інформаційному таблі БАСК загорається напис про малу кількість рідини у витратному гідробаці даної системи. При запуску двигуна на землі додатково видається попередження про неготовність двигуна до запуску.

У гідросистемах № 1 і 4 зменшення кількості рідини в баках 9 менше 21 л по сигналах вбудованих датчиків 10 видається сигнал на табло "НЕСПР.", що вказує на несправність у даній системі. Вид несправності визначається за показами показчиків рівнемірів. Сигнали про зниження кількості рідини в компенсаційних баках № 2 і 3 нижче 5-7 л формуються сигналізаторами рівня 61, встановленими в цих баках. По сигналах від цих датчиків загорається табло "НЕСПР.", що вказує на несправність у даній системі.

У всіх гідрообаках за допомогою мереж наддуву створюється надлишковий тиск, необхідний для підтримки необхідного рівня тиску робочої рідини на вході в насоси і сприяє безкавітаційній роботі цих насосів. Крім цього, наявність

надлишкового тиску в баках дозволяє підводити рідину до насосів трубопроводами невеликого діаметра.

Гідросистеми № 2 і 3 обслуговують загальні для цих систем виконавчі механізми (циліндри керування вантажним люкам, циліндри стійок і створок шасі). Це створює можливість перетікання робочої рідини з однієї гідросистеми в іншу.

Щоб робоча рідина не накопичувалася в баці однієї системи і не відбувалося спорожнювання бака іншої системи, передбачене вирівнювання рівня рідини. Для цього компенсаційні баки конструктивно об'єднані в один блок і сполучені між собою зрівняльними і дренажними трубопроводами. На вході в зрівняльний і дренажний трубопроводи в кожному баці встановлені перекирвні клапани 58, які у випадку розгерметизації одного бака і падіння тиску наддування перекирвають ці трубопроводи, зберігаючи тиск наддуву в другому.

Заправлення гідробаків і систем робочою рідиною від штатного наземного заправника спецрідинами (ЗСР) відбувається централізовано через бортовий клапан 80 дозаправки, встановлений на лівому обтічнику шасі. Підключення лінії, що йде від бортового клапана до системи, що заправляється, відбувається за допомогою багатопозиційного крана 82, розташованого у вантажній кабіні по лівому борту, між шпангоутами № 60-61. Передбачена також можливість дозаправки систем з наявної на борту ємності з запасом рідини за допомогою ручного насоса 78.

Лінія нагнітання ручного насоса підведена до багатопозиційного крана 82, через кран розподільник 90, а лінія всмоктування підключається до ємності 92 за допомогою гнучкого рукава 77 із клапаном-наконечником 76.

Ємність 92 також може бути заправлена рідиною від ЗСР через бортовий клапан дозаправки 80, кран розподільник 90 і багатопозиційний кран 82, що має для цієї мети спеціальну позицію.

У лінії нагнітання ручного насоса встановлений запобіжний клапан 81, що захищає трубопроводи ліній заправки системи від надмірного підвищення тиску,

що може мати місце при інтенсивній роботі ручним насосом в умовах низьких температур.

Гідравлічні системи можуть бути заправлені також через бортові клапани 33, які використовуються для підключення наземного джерела тиску.

Злив рідини з гідробаків здійснюється через зливальні крани 11, встановлені безпосередньо на баках.

Для захисту гідросистем від надмірного підвищення тиску у випадку відмови регулюючих пристроїв насосів у кожній системі встановлений запобіжний клапан 41. Клапан спрацьовує при тиску в системі  $25 \text{ МПа} \pm 0,6 \text{ МПа}$  ( $250 \text{ кгс/см}^2 \pm 6 \text{ кгс/см}^2$ ) і перепускає робочу рідину через лінію зливу в бак.

Для забезпечення короточасних підвищень витрат робочої рідини в системі в момент спрацьовування виконавчих механізмів, а також для гасіння відхилень тиску при різких зменшеннях витрати в момент зупинки виконавчих механізмів у загальній напірній магістралі кожної системи встановлені гідроаккумулятори 54.

В гідросистемах № 2, 3 і 4 додатково встановлено по одному гідроаккумулятору в безпосередній близькості від клапанів основного гальмування коліс шасі. Крім того, у гідросистемах № 2 і 3 встановлені гідроаккумулятори, відокремлені від загальної напірної магістралі зворотніми клапанами для додаткового збереження в них тиску при вимкнених насосах. До цих гідроаккумуляторів підключені мережі стояночного гальмування коліс шасі, мережі керування кришками люків для аварійного покидання літака.

Для запобігання надмірного підвищення тиску, внаслідок нагрівання рідини, у гідроаккумуляторах, відокремлених від систем зворотніми клапанами, до рідинних камер гідроаккумуляторів підключені запобіжні клапани, що відкриваються при тиску  $26 \text{ МПа} \pm 1,5 \text{ МПа}$  ( $260 \text{ кгс/см}^2 \pm 15 \text{ кгс/см}^2$ ).

Газові порожнини гідроаккумуляторів заряджаються технічним азотом до тиску  $9 \text{ МПа} \pm 0,5 \text{ МПа}$  ( $90 \text{ кгс/см}^2 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$ ). Зарядка відбувається централізовано від наземного джерела (балона) через бортові зарядні клапани: гідроаккумулятори стояночного гальмування - через бортовий клапан,

встановлений у відсіку під фюзеляжем на стінці шпангоута № 22, а інші - через бортовий клапан на лівому обтічнику шасі. Можлива індивідуальна зарядка газової порожнини кожного гідроаккумулятора через зарядні клапани 56, встановлені безпосередньо на гідроаккумуляторах. Стравлення тиску з газової порожнини гідроаккумулятора можливо тільки через зарядний клапан на гідроаккумуляторі.

Тиск азоту в гідроаккумуляторах контролюється по покажчику, розташованому на щитку "ГІДРОСИСТЕМА". Датчики тиску 55 підключені до газових порожнин гідроаккумуляторів і можуть по черзі підключатися до одного загального покажчика за допомогою галетного перемикача "ГИДРОАККУМ.", розташованого поруч з покажчиком. При відсутності тиску в гідравлічних порожнинах гідроаккумуляторів тиск у їхніх азотних порожнинах відповідає величині фактичної зарядки їх азотом.

Тиск в основних напірних магістралях систем контролюється по покажчиках, розташованих на щитку "ГІДРОСИСТЕМА". Сигнали на ці покажчики надходять від датчиків тиску 40. Крім того, у напірній магістралі кожної гідросистеми встановлений сигналізатор тиску 39, що при тиску у системі більше 10 МПа (100 кгс/см<sup>2</sup>) включає на мнемосхемі щитка гідросистеми підсвічування лінії, що свідчить про наявність тиску в системі (лінії, що йде від місця зустрічі стрілок, що характеризують роботу основних насосів, до покажчика тиску), а при тиску в системі менше 10 МПа (100 кгс/см<sup>2</sup>) включає табло "ВІДМОВА", що свідчить про відмову даної гідросистеми.

Датчики тиску 38 призначені для запису поточного значення величини тиску в аварійному реєстраторі.

Контроль за температурою робочої рідини в системах здійснюється за допомогою БАСК. Датчики температури 35 у всіх чотирьох системах встановлені перед термостатичними клапанами. Датчики температури, встановлені у витратних гідробаках систем, призначені для видачі сигналу про неготовність літака до зльоту, якщо температура робочої рідини хоча б в одному баці нижче мінус 20 °С.

У напірних магістралях гідравлічних систем № 2 і 3 встановлені підпірні клапани 73, які утворюють у цих магістралях по дві ділянки. До першої ділянки, розташованій до підпірного клапана, підключені приводи систем керування польотом, привід інтерцепторів і гальмівних щитків. До другої ділянки підключені споживачі не пов'язані з системою керування польотом (шасі, вантажні люки, механізація крила). При зниженні тиску в напірній магістралі, підпірний клапан поступово зменшує прохідний переріз і при тиску 16...17 МПа (160...170 кгс/см<sup>2</sup>) закривається повністю.

Таким чином, у випадку виникнення великих витрат робочої рідини при одночасній роботі декількох споживачів і пов'язаного з цим зниження тиску в напірній магістралі підпірний клапан 73 зменшує або цілком припиняє подачу робочої рідини до споживачів другої групи, зберігаючи живлення робочою рідиною приводи системи керування. Крім того, у підпірний клапан вбудований керуючий електромагнітний клапан, при включенні якого цілком припиняється подача робочої рідини до споживачів другої групи незалежно від величини тиску в напірній магістралі. У випадку розгерметизації системи і зниження при цьому рівня рідини у витратному і компенсаційному гідробаці до величини, при якій спрацьовує сигналізатор рівня 61, встановлений у компенсаційному гідробаці 59, чи датчик 10, встановлений у витратному гідробаці 63, підпірний клапан автоматично закривається. Якщо розгерметизація відбулася на ділянці за підпірним клапаном подальший витік рідини з гідросистеми припиняється. У витратному баці залишається запас рідини, достатній для збереження працездатності мережі джерел тиску, енергія якої використовується для живлення приводів систем керування польотом.

На щитку "ГІДРОСИСТЕМА" встановлені трьохпозиційні перемикачі "ПІДПІРН. КЛАП." 73, що мають положення "ВІДКР." І "ЗАКР." При встановленні перемикача в положення "АВТОМ." підпірний клапан працює в режимі, при якому відбувається автоматичне закриття клапана у випадку зниження рівня рідини в компенсаційному баці нижче 5...7 л чи витратному нижче 19...23 л відповідної гідросистеми. Два інших положення перемикача

використовуються для ручного відкриття чи закриття клапана незалежно від рівня рідини в баках. При справних системах перемикачі завжди повинні знаходитися в положенні "АВТОМ.". Якщо перемикач не знаходиться в цьому положенні, горить табло "НЕСПР.", що вказує на несправність у даній системі.

Контроль за положенням підпірних клапанів здійснюється по світловому таблі і підсвічуючим лініям на мнемосхемі щитка гідросистеми. При закритому підпірному клапані горить табло "КЛАПАН. ЗАКР.". При відкритому клапані і наявності в напірній магістралі перед клапаном тиску більше 10 МПа (100 кгс/см<sup>2</sup>) на мнемосхемі щитка світиться лінія, що з'єднує напірні магістралі до підпірного клапана і після нього. Лінія мнемосхеми, яка імітує напірну магістраль за підпірним клапаном, світиться при наявності за підпірним клапаном тиску більш 6 МПа (60 кгс/см<sup>2</sup>). Сигнал надходить від сигналізатора тиску 75.

У кожній гідравлічній системі, крім основних насосів, передбачені резервні джерела живлення. Як такі джерела використовуються агрегати передачі потужності - гідротрансформатори 50, встановлені між гідросистемами № 1 і 2 і між системами № 3 і 4, а також турбонасосні установки 64 і електропривідні насосні станції 62, встановлені в гідросистемах № 2 і 3.

Гідротрансформатор 50 призначений для створення тиску в системі у випадку відмови в ній основних насосів або при відмові двигуна за рахунок енергії суміжної гідравлічної системи.

Гідротрансформатор являє собою реверсивний агрегат, що складається з двох нерегульованих моторів-насосів з однаковим робочим об'ємом, з'єднаних загальним валом. Кожний з моторів-насосів гідротрансформатора підключений до своєї системи і їхні рідинні порожнини між собою не з'єднані. При роботі гідротрансформатора один з моторів-насосів працює в режимі гідромотора й обертає другий мотор-насос, що і створює тиск робочої рідини в системі, що живиться. При цьому через механічні й об'ємні втрати в гідротрансформаторі тиск і подача насоса в системі, що живиться, буде трохи менше, ніж тиск у



гідромоторі і витрата через нього. Втрати тиску в діапазоні подач від 25 до 105 л/хв складають 1...3.5МПа (10...35 кг/см<sup>2</sup>), а різниця витрат 10...25 л/хв.

Потужність основних насосів кожної системи обрана з умови забезпечення енергоживленням споживачів на посадці, коли двигуни працюють на режимі малого газу й обороти основних насосів складають близько 63 % від максимальних. При підвищених режимах роботи основних двигунів у системах є запас потужності, що забезпечує можливість роботи гідротрансформаторів.

Гідротрансформатори 50 встановлені в пілонах внутрішніх двигунів нижче витратних гідробаків систем № 2 і 3. Порожнини низького тиску моторів-насосів, підключених до гідросистем, № 2 і 3 через зворотні клапана 65, з'єднані з забірними штуцерами витратних гідробаків і з загальними лініями зливу таким чином, що при роботі моторів-насосів у насосному режимі робоча рідина подається до них безпосередньо з витратних гідробаків, а при роботі в гідромоторному режимі - зливається у витратні гідробаки через загальну зливальну магістраль.

Подача рідини в мотори-насоси, підключені до гідросистем № 1 і 4, відбувається не з основних гідробаків цих систем, що відокремлені від гідротрансформаторів і розташовані нижче їх, а з додаткових баків 46, встановлених на задньому лонжероні крила поряд з силовими установками № 2 і 3. Вся робоча рідина, що повертається з системи по лінії зливу, надходить у бак 46 гідротрансформатора. Якщо на систему працюють основні гідронасоси, робоча рідина проходить через цей бак транзитом і зливається в основний гідробак системи, а якщо тиск у системі створюється гідротрансформатором, робоча рідина, пройшовши через сітчастий повітрявідокремлювач і зворотній клапан, вбудований в бак гідротрансформатора, подається на всмоктування в мотор-насос гідротрансформатора.

Якщо ж мотор-насос працює в гідромоторному режимі, рідина з нього скидається в загальну зливну магістраль через другий зворотній клапан 48, вбудований у бак гідротрансформатора. Таким чином, при роботі гідросистеми № 1 чи 4 від гідротрансформатора циркуляція рідини в системі відбувається по

скороченому контуру: гідротрансформатор забирає рідину з бака 46, подає її під тиском до споживачів, а від споживачів рідина знову повертається в бак гідротрансформатора.

Для поповнення бака гідротрансформатора робочою рідиною при роботі гідротрансформатора і для того, щоб запас рідини, що знаходиться в основному баці 9 гідросистеми, брав участь в загальній тепловіддачі системи, одночасно з включенням гідротрансформатора включаються перекачувальна насосна станція 42. Насосна станція перекачує робочу рідину з основного гідробака 9 системи в лінію зливу, звідти в бак гідротрансформатора. Надлишок рідини з бака гідротрансформатора знову повертається в основний бак. Включення насосної станції 42 відбувається за допомогою електромагнітного крана 43. Контроль за роботою насосної станції 42 здійснюється за допомогою бортової системи автоконтроля БАСК.

Вихідний патрубок лінії зливу, що з'єднує бак 46 гідротрансформатора з основним гідробаком 9, опущений всередину бака гідротрансформатора за рахунок чого в його верхній частині зберігається деякий обсяг повітря. До цієї частини бака через вбудований в бак зворотний клапан 45 підводиться тиск повітря з мережі наддування для запобігання зниження тиску на вході в мотор-насос гідротрансформатора у випадку, якщо з бака гідротрансформатора забирається рідини більше, ніж надходить до нього по лінії зливу від споживачів насосної станції 42 і витісняється з основного гідробака. Крім того, повітряна подушка пом'ягшує провали і стрибки тиску в баці при різких змінах рівня рідини.

Порожнина високого тиску кожного мотор-насоса гідротрансформатора підключена до напірної магістралі відповідної гідросистеми через клапан нерепуска 5, два зворотніх клапани 25 і підпірний клапан 51. При великих витратах в системі клапан забезпечує вільний прохід робочої рідини від мотор-насоса в напірну магістраль через один зворотній клапан і фільтр 52.

При відсутності або малих витратах в системі для полегшення умов роботи гідротрансформатора клапан 53 перепускає робочу рідину в зливну магістраль

через вбудований у нього жиклер. Жиклер забезпечує витрату, що не перевищує 30 л/хв. З напірної магістралі гідросистеми рідина подається до мотор-насоса для забезпечення його роботи в моторному режимі через підпірний клапан 51 і зворотній клапан 25.

Підпірний клапан у виключеному (знеструмленому) положенні закритий і робочу рідину до гідротрансформатора не пропускає. У включеному положенні працює в режимі підпірного клапана, пропускаючи рідину до гідротрансформатора, якщо тиск у напірній магістралі своєї системи перевищує 16...17 МПа (160...170 кгс/см<sup>2</sup>), тобто включає гідротрансформатор в роботу на суміжну систему й одночасно забезпечує перевагу по живленню споживачам своєї системи. Таким чином, підпірний клапан забезпечує передачу в суміжну гідросистему тільки надлишку наявної в системі потужності.

Для того щоб гідротрансформатор не працював на систему, в якій відбулася втрата робочої рідини, передбачене автоматичне відключення гідротрансформатора у випадку, якщо в гідробаці системи, що живиться, рівень рідини знизився. Для цього в баках гідротрансформаторів гідросистем № 1 і 4 і у витратних баках гідросистем № 2 і 3 встановлені сигналізатори рівня 13 і 61.

Керування гідротрансформаторами здійснюється за допомогою чотирьохпозиційних перемикачів "ГІДРОТРАНСФ.", встановлених на щитку "ГІДРОСИСТЕМА". Два положення перемикача використовуються для ручного включення гідротрансформатора на ту чи іншу гідросистему. Якщо перемикач знаходиться в положенні "АВТОМ.", відбувається автоматичне включення гідротрансформатора для створення тиску в гідросистемі при відмові в цій системі маршового двигуна. При нейтральному положенні перемикача гідротрансформатор виключений.

Якщо перемикач керування гідротрансформатором не встановлений у положення "АВТОМ.", включається попереджувальне табло "ВВІМКНИ АВТО. ГІДРОТР."

Сигналізація роботи кожного гідротрансформатора здійснюється двома світловими табло, розташованими над перемикачами. Стрілки на таблі показують, на яку систему включений гідротрансформатор.

Турбонасосна установка 64 являє собою гідравлічний насос із приводом від повітряної турбіни. Стиснене повітря для роботи турбіни подається від будь-якого двигуна або будь-якого двигуна ДСУ через СКП. Турбонасосні установки використовуються для створення тиску в гідросистемах № 2 і 3 на землі, а також як резервні джерела живлення в польоті. Подача турбонасосів - не менш 70 л/хв, тиск нульової подачі 21...24 МПа (210...240 кгс/см<sup>2</sup>).

Турбонасосні установки встановлені в пілонах внутрішніх двигунів. Робоча рідина до насоса турбоагрегата підводиться з лінії всмоктування основних насосів, а від насоса турбоагрегата рідина нагнітається через зворотній клапан 68 в напірну лінію одного з основних насосів. Лінія зливу рідини з корпусу насоса через зворотний клапан 66 підключена до лінії прокачування до термостатичного клапана 36.

Включаються турбонасоси лампами-кнопками, розташованими на щитку "ГІДРОСИСТЕМА" старшого бортінженера, а також натискними вимикачами з пультів керування переднім і задньої вантажними люками. З пульта керування переднім вантажним люком включається турбонасос, встановлений у гідросистемі № 2, а з пульта керування заднім грузолюком турбонасос у гідросистемі № 3.

Передбачено автоматичне включення турбонасосної установки у випадку, коли відбулася відмова двигуна № 2 або 3 під час убирання шасі. Якщо не працює двигун № 2, включається турбонасос у гідросистемі № 2, а якщо не працює двигун № 3 - у гідросистемі № 3.

Сигналізація роботи турбонасосів здійснюється за допомогою ламп-кнопок і світлових табло, розташованих на пультах керування вантажним люком.

Електропривідні насосні станції 62 призначені, в основному для живлення малопотужних споживачів при наземному обслуговуванні літака (керування сходами в кабінах екіпажа і супровідних, підзарядки гідроаккумуляторів

стояночного гальмування і т.п.). Живлення електродвигуна здійснюється змінним трьохфазним струмом з напругою 200 В і частотою 400 Гц. Подача насоса змінна і до тиску 19 МПа (190 кгс/см<sup>2</sup>) складає не менш 10 л/хв, а при подальшому підвищенні тиску до 21 МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>) подача знижується до нуля.

Обидві насосні станції встановлені у відсіку правого заднього зализа центроплана. Робоча рідина подається до насосів по лініях всмоктування з компенсаційних гідробаків гідросистем № 2 і 3.

В зв'язку з тим, що є значні перетічки робочої рідини в лінію зливу (через розподільні пристрої приводів систем керування з ділянок напірних магістралей), сумарна величина витоків може перевищувати подачу насосної станції 62, напірні лінії насосних станцій підключені до напірних магістралей за підпірним клапаном через зворотні клапани 72. Це дозволяє використовувати практично всю подачу насосних станцій для живлення споживачів, підключених за підпірним клапаном.

Для запобігання надмірного підвищення тиску за насосною станцією 62, у випадку відмови регулятора подачі насоса, в її напірній магістралі встановлений запобіжний клапан 71, який відкривається при підвищенні тиску до 24 МПа (240 кгс/см<sup>2</sup>). Необхідність в установці цього клапана викликана тому, що запобіжний клапан встановлений до підпірного клапана і тиск від насосної станції 62 до нього не підводиться.

Включення насосних станцій тільки ручне і здійснюється лампами-кнопками з щитка "ГІДРОСИСТЕМА" і натискними вимикачами з пультів керування переднім та заднім вантажними люками. З пульта керування переднім вантажним люком включається насосна станція 62, встановлена в гідросистемі № 2, а з пульта керування заднім вантажним люком - насосна станція в гідросистемі № 3. Про включення електродвигунів насосних станцій 62 сигналізують палаючі лампи-кнопки і світлові табло на пультах керування вантажними люками.

Очиска робочої рідини в системах виробляється фільтрами з тонкістю фільтрації 12-16 мкм. Фільтри в гідросистемах встановлені таким чином, що через них проходить вся робоча рідина, що подається в системи від будь-якого джерела тиску, включаючи і наземний, а також вся рідина, що надходить у гідробаки по лініях зливу, що прокачується через теплообмінники і закачується в систему при дозаправці гідробаків. Гідравлічні фільтри 69, встановлені в напірних магістралях насосних станцій 62 і в мережі централізованої дозаправки гідробаків, мають вбудовані механічні сигналізатори засмічення. Інші фільтри обладнані електричними сигналізаторами. Електричні сигнали про засмічення фільтрових елементів реєструються бортовою системою автоматичного контролю (БАСК) і після завершення польоту видаються на друкувальний пристрій.» [4]

Гідросистема №5 з ВД-004В-1 призначена для живлення приводу кінцевих закрилків в резервному режимі. Система виконана за автономною схемою.

ТНУ 89 живиться робочою рідиною з бака 88 ГС5, в цей же бак повертається рідина з приводу керування зовнішніми закрилками. Бак з'єднаний з напірною магістраллю ГС2 для забезпечення постійного рівня рідини в баку 88, надлишок рідини через магістраль зливу надходить в ГС2.

В гідробаку 88 створюється надлишковий тиск, необхідний для підтримки необхідного рівня тиску на вході в ТНУ. Надлишковий тиск підтримується повітрям із лінії наддуву ГС2.

Сигнали про зниження рідини в баку формуються сигналізатором рівня 86, який встановлений в гідробаку.

Порожнина високого тиску ТНУ під'єднана до напірної магістралі керування зовнішніми закрилками через клапан перепуску 91. При підвищенні тиску вище  $240 \text{ кгс/см}^2$ , клапан перепускає частину рідини в магістраль зливу ГС5 під'єднаної до гідробаку 88. Для розвантаження лінії нагнітання за ТНУ, в ній встановлено дросель 90 з постійною витратою 10 л/хв, що перепускає рідину в магістраль зливу ГС5. Для контролю тиску за ТНУ в лінії нагнітання встановлено датчик 23.

Переміщення штанги ТНУ на випуск здійснюється під дією власної ваги після відкриття замка прибраного положення. У випущеному положенні штанга фіксується підкосом. У прибраному (не робочому) положенні поворотна штанга установки утримується замком прибраного положення. Заслінка обтікача кінематично пов'язана зі штангою установки. Під час випуску штанги забезпечується попереднє відкриття заслінки, що виключає можливість зачіпання заслінки об елементи конструкції. Заслінка залишається відкритою при випущеному положенні штанги. Прибирання штанги здійснюється лише на землі подачею робочої рідини в гідроциліндр прибирання.

Під час випуску вітродвигуна, після установки відповідного перемикача «ВІТРОДВ.» в положення «ВИПУСК», спрацьовує нижній електрогідравлічний кран 96 і перепускає робочу рідину в гідроциліндр 102 на відкриття замка прибраного положення. Замок відкривається, звільняючи штангу. Штанга під дією власної ваги почне опускатися.

Для прибирання штанги, що здійснюється на землі, перемикач «ВІТРОДВ.» встановлюється в положення «ПІДГОТОВ. ПРИБИР.». при цьому рідина через нижній електрогідравлічний розподільник 96 подається до силового циліндра через два послідовно встановлені крани 97 і 98 з ручним керуванням. При переведенні ручки крану 98 в положення «ПРИБИРАННЯ» відбувається підключення порожнини гідроциліндра 100 до напірної магістралі. Темп прибирання і зупинення штанги в проміжному положенні здійснюється за допомогою дросельного крану 97. Злив рідини з протилежної порожнини силового циліндра здійснюється через електрогідравлічний кран випуску в зливну магістраль ГС2.

#### 2.2.5. Система резервного керування зовнішніми закрілками

З метою підвищення надійності в проектованій системі пропонується замість 5 ГС приводу кінцевих закріпок, джерелом тиску якої є гідротрансформатор, який працює від тиску, що надходить із 4ГС, встановити

автономну систему з агрегатом ВД-004В-1. Перевагою такого рішення є те, що вітродвигун працює при відсутності електроенергії на борту при аварійній ситуації для завершення безпечного польоту, що задовольняє норми безпеки.

У разі виникнення аварійної ситуації, турбонасосна установка випускається в потік під дією власної ваги, а також тиску робочої рідини, що надходить в гідроциліндр випуску-прибирання. Прибирання штанги здійснюється лише на землі при подачі робочої рідини в гідроциліндр випуску-прибирання за допомогою кранів з ручним керуванням, встановлених в обтікачі закрилка.

### **2.3. Розрахунок і проектування магістралей всмоктування та нагнітання ВД-004В-1**

#### **Вихідні дані:**

Максимальна витрата ВД:  $Q = 90 \text{ л/в} = 1.5 \cdot 10^6 \text{ мм}^3/\text{с} .$

Робочий тиск ВД:  $P = 21 \text{ МПа} \left( 210 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \right).$

Робоча рідина: АМГ-10.

Густина:

при  $t = 20^\circ\text{C}$   $\rho = 850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} ;$

при  $t = -40^\circ\text{C}$   $\rho = 890 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} .$

Кінематична в'язкість робочої рідини:

при  $t = 20^\circ\text{C}$  :  $\nu = 16 \text{ сст} = 10 \frac{\text{мм}^2}{\text{с}} ;$

при  $t = -40^\circ\text{C}$   $\nu = 480 \frac{\text{мм}^2}{\text{с}} .$

Довжина лінії всмоктування:  $l_{\text{в}} = 2.5 \text{ м}$

Довжина лінії нагнітання:  $l_{\text{н}} = 7.2 \text{ м}$



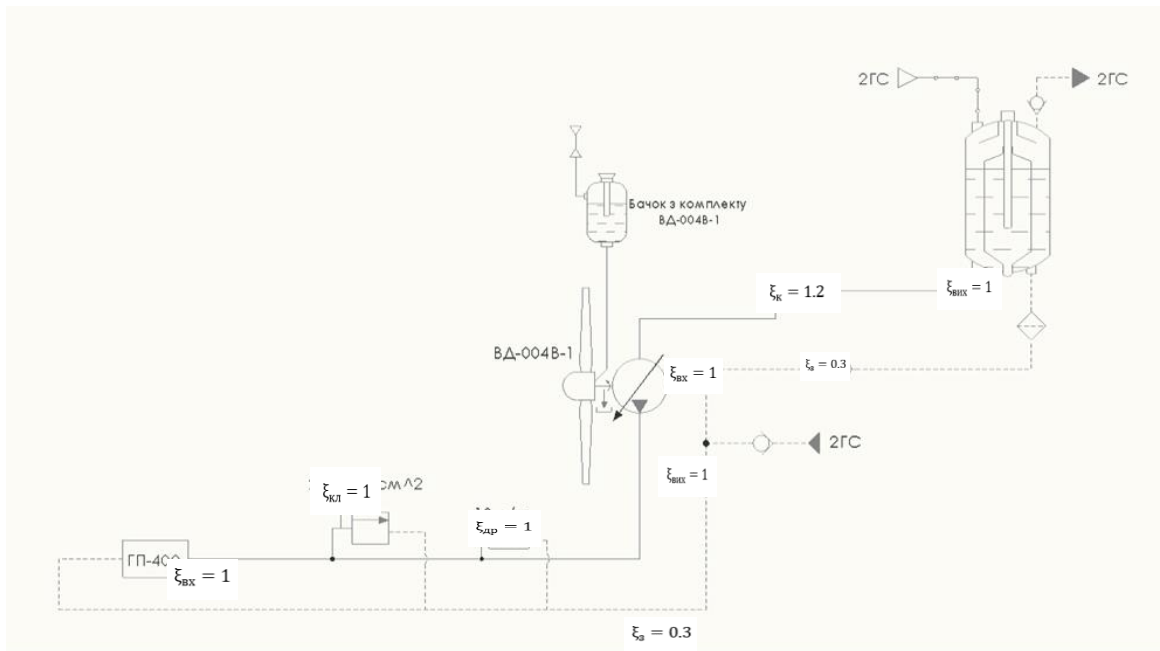


Рис. 2.5 Розрахункова схема підключення ВД-004В-1

### Розрахунок трубопроводу магістралі всмоктування

Нехай швидкість робочої рідини в магістралі всмоктування  $V = 1.5 \text{ М/с}$ .

$$Q = \frac{\pi \cdot d_{\text{вн}}^2}{4} V$$

звідки можемо визначити діаметр трубопроводу  $d$ :

$$d_{\text{вн}} = \sqrt{\frac{4Q}{\pi V}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.5 \cdot 10^6}{3.14 \cdot 1500}} = 35.7 \text{ мм}$$

Обираємо стандартний діаметр трубопроводу:  $40 \times 1.5 \text{ мм}$ .

Обираємо матеріал трубопроводу: Амг2М.

### Розрахунок гідравлічних втрат тиску по довжині магістралі всмоктування

Загальна втрата тиску визначається за формулою:

$$\sum P_{\text{труб всмокт}} = \sum \xi_{\text{м}} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho + \lambda_{\text{л}} \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho,$$

де  $\sum \xi_{\text{м}} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho$  – місцеві втрати тиску;

$\lambda_l \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{v^2}{2} \cdot \rho$  – втрати тиску на тертя;

$\rho$  – густина рідини.

Значення  $\xi_m$  для магістралі всмоктування наведені в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5

Коефіцієнт місцевого опору	Величина
При виході з бака $\xi_{вих}$	1
Кутове з'єднання трубопроводів $\xi_k$	1.2
Поворот потоку $\xi_3$	0.3
При вході в насос $\xi_{вх}$	1
$\sum \xi_m$	3.5

Визначимо швидкість рідини в трубопроводі:

$$V_p = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 1.5 \cdot 10^6}{3.14 \cdot 37^2} = 1474.4 \text{ мм/с} = 1.47 \text{ м/с}.$$

Визначаємо число Рейнольдса:

$$Re = \frac{V_p \cdot d}{\nu} = \frac{1474.4 \cdot 38}{480} = 116.72 .$$

$Re = 116.72 < 2300$  – режим течії ламінарний.

Режим течії ламінарний, тому  $\lambda_l$  визначається за формулою Блазіуса:

$$\lambda_l = \frac{64}{Re} = \frac{64}{116.72} = 0.55 .$$

Загальна втрата тиску в магістралі всмоктування:

$$\begin{aligned} \sum P_{\text{труб всмоктув}} &= \sum \xi_m \cdot \frac{V_p^2}{2} \cdot \rho + \lambda_l \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{V_p^2}{2} \cdot \rho = \\ &= 3.5 \cdot \frac{1.47^2}{2} \cdot 890 + 0.55 \cdot \frac{2.5}{0.038} \cdot \frac{1.47^2}{2} \cdot 890 = 38\,156 \text{ Па} = 0.038 \text{ МПа}. \end{aligned}$$

### Розрахунок трубопровода магістралі нагнітання

Нехай швидкість робочої рідини в магістралі нагнітання  $V = 6 \text{ М/с}$ .

$$Q = \frac{\pi \cdot d_{\text{вн}}^2}{4} \cdot V,$$

звідки можемо визначити діаметр трубопроводу  $d$ :

$$d_{\text{вн}} = \sqrt{\frac{4Q}{\pi V}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.5 \cdot 10^6}{3.14 \cdot 6000}} = 17.85 \text{ мм}.$$

Обираємо стандартний діаметр трубопроводу:  $22 \times 1.5$ , мм.

Обираємо матеріал трубопроводу: 12X18H10T.

### Розрахунок трубопровода магістралі нагнітання на міцність

Для сталі 12X18H10T  $[\sigma] = 350 \text{ МПа}$ .

Розрахункова формула

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{r_{\text{н}}^2 + r_{\text{в}}^2}{r_{\text{н}}^2 - r_{\text{в}}^2} \cdot P = \frac{0.0096^2 + 0.011^2}{0.011^2 - 0.0096^2} \cdot 21 \cdot 10^6 = 155 \text{ МПа}.$$

де

$$r_{\text{в}} = 0.0096 \text{ м};$$

$$r_{\text{зв}} = 0.011 \text{ м}.$$

### Розрахунок гідравлічних втрат тиску по довжині магістралі нагнітання

Загальна втрата тиску визначається за формулою:

$$\sum P_{\text{труб нагн}} = \sum \xi_{\text{м}} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho + \lambda_{\text{л}} \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho,$$

де  $\sum \xi_{\text{м}} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho$  – місцеві втрати тиску;

$\lambda_{\text{л}} \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho$  – втрати тиску на тертя.

Значення  $\xi_{\text{м}}$  для магістралі нагнітання наведені в таблиці 2.6.

Таблиця 2.6

Вид місцевого опору	Величина
При виході з насоса $\xi_{\text{вих}}$	1
Поворот потоку $\xi_3$	0.3
Поворот потоку $\xi_3$	0.3
Дросель $\xi_{\text{др}}$	1
Клапан $\xi_{\text{кл}}$	1
Вхід в ГП $\xi_{\text{вх}}$	1
$\sum \xi_{\text{м}}$	4.6

Визначаємо швидкість рідини в трубопроводі:

$$V_p = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 1.5 \cdot 10^6}{3.14 \cdot 19^2} = 5293.2 \text{ мм/с} = 5.3 \text{ м/с.}$$

Визначаємо число Рейнольдса:

$$Re = \frac{V_p \cdot d}{\nu} = \frac{5293.2 \cdot 19}{480} = 209.53;$$

$$Re = 209.53 < 2300 \text{ – режим течії ламінарний.}$$

Режим течії ламінарний, тому  $\lambda_l$  визначається за формулою Блазіуса:

$$\lambda_l = \frac{64}{Re} = \frac{64}{209.53} = 0.31.$$

Максимальна загальна втрата тиску в магістралі нагнітання при роботі всіх споживачів:

$$\begin{aligned} \sum P_{\text{труб нагн}} &= \sum \xi_{\text{м}} \cdot \frac{V_p^2}{2} \cdot \rho + \lambda_l \cdot \frac{l}{d} \cdot \frac{V_p^2}{2} \cdot \rho = \\ &= 4.6 \cdot \frac{5.29^2}{2} \cdot 890 + 0.31 \cdot \frac{7.2}{0.019} \cdot \frac{5.29^2}{2} \cdot 890 = 1.53 \text{ МПа.} \end{aligned}$$

## 2.4. Турбонасосна установка ВД-004В-1. Опис і робота

ТНУ (НАУ 20 02 28 003 000 ЗК) складається із повітряної турбіни 7, розташованої на штанзі 13, качаючого вузла 14, корпус якого є частиною штанги і одноступеневого конічного редуктора, що з'єднує ротори повітряної турбіни і качаючого вузла.

В польоті, коли працюють основні системи літака, турбонасосна установка знаходиться в обтікачі закрилка і закрита заслінкою. Лопаті турбіни при цьому розташовані вздовж штанги.

Для включення ТНУ в роботу необхідно вивести повітряну турбіну в потік повітря. Ротор установки в ніші і на початковій ділянці виведення його в потік утримується фіксатором 1 і не розкручується. На кінцевому етапі виводу ТНУ фіксатор звільняє ротор в положенні, при якому виключається можливість зачіпання лопатей об конструкцію літака. Ротор установки починає обертатися. Кут установки лопаті змінюється регулятором частоти обертання в діапазоні від  $\varphi_{\min}$  і  $\varphi_{\max}$ .

Регулятор частоти обертання ротора складається із чутливого елемента, підсилювача і виконавчого механізму. Виконавчий механізм являє собою гідроциліндр односторонньої дії. Він утворений циліндричною розточкою в корпусі 4, поршнем 10, повідком 3, пружиною 12. Повідок 3 кінематично пов'язаний з поворотним пристроєм лопатей 2. Для подачі масла під поршень 10 гідроциліндра ротор турбіни має шестеренний насос 8.

Налаштування регулятора частоти обертання здійснюється гвинтом 5.

Якщо повітряна турбіна прибрана в нішу, її лопаті встановлені на максимальний кут. При цьому поршень гідроциліндра знаходиться в крайньому правому положенні на упорі.

Коли ротор турбіни починає обертатися, шестеренний насос подає масло під поршень 10 гідроциліндра. Під тиском масла поршень пересувається вліво і за допомогою повідка 3 повертає лопаті на менший кут установки до тих пір, поки не почне працювати відцентровий регулятор. Відцентровий регулятор

забезпечує злив масла з під поршня 10. Внаслідок падіння тиску масла під поршнем, пружина 12 переводить лопаті турбіни на більший кут установки, не допускаючи перевищення частоти обертання ротора вище відповідного налаштування регулятора. Для захисту повітряної турбіни від надмірного підвищення частоти обертання при виході з ладу відцентрового регулятора в установці передбачений пристрій проти рознесення у вигляді запобіжного клапана 9, що дозволяє стравити тиск під поршнем 10. Клапан обмежує максимальний тиск на виході із шестеренного насоса у всьому діапазоні частоти обертання.

Двухлопатнева повітряна турбіна має пусковий момент, значно менший робочого. Тому установка спроектована так, що при її запуску качаючий вузол працює в режимі холостого ходу і при досягненні ротором турбіни частоти обертання близької до робочої, перемикається на подачу робочої рідини в гідросистему літака.

Це перемикання здійснюється блоком забезпечення запуску. В склад блоку входить вузол мембрани 17 з командним золотником 18, підтисненим до мембрани пружиною 19, виконавчого золотника 21 і жиклера 20.

До виходу установки на частоту обертання, близьку до робочої, мембрана 17 і командний золотник 18 знаходяться під дією пружини 19 в лівому положенні. Робоча рідина, що нагнітається качаючим вузлом, йде через канал «А» в порожнину виконавчого золотника 21, переміщуючи його вліво. При цьому основний потік рідини через проточку виконавчого золотника 21 і жиклер 20 йде на злив в порожнину всмоктування. Таким чином качаючий вузол працює в режимі холостого ходу. Завдяки цьому, крутний момент, що споживається качаючим вузлом, малий, що дає можливість розкрутки ротора качаючого приводу,

При досягненні ротором частоти обертання близької до робочої мембрана 17 під дією тиску, що створюється крильчаткою 15 насоса підкачки качаючого вузла, переміститься вправо. Пов'язаний з мембраною командний золотник 18, долаючи дію пружини, рухатиметься вправо, відкриваючи канал «Б». Потік

робочої рідини надходить в канал «Б» і переміщує виконавчий золотник 21 вправо, перекриваючи злив рідини через жиклер 20, тобто ТНУ переходить з режиму холостого ходу на подачу робочої рідини в гідросистему літака.

В залежності від режиму роботи споживачів, качаючий вузол 14 змінює витрату робочої рідини при заданому тиску і заданій частоті обертання ротора, яка забезпечується регулятором подачі.

## РОЗДІЛ 3

### НАУКОВА ЧАСТИНА

#### 3.1. Причини та природа появи пульсацій у гідравлічних системах

Характерним для умов, в яких працюють трубопроводи гідравлічних систем є наявність періодичних пульсацій внутрішнього тиску рідини, що створюється насосами з частотою, що рівна добутку числа обертів на число робочих елементів насосу.

На рис. 3.1 наведено графік пульсацій внутрішнього тиску, які виникають при роботі плунжерного насосу.

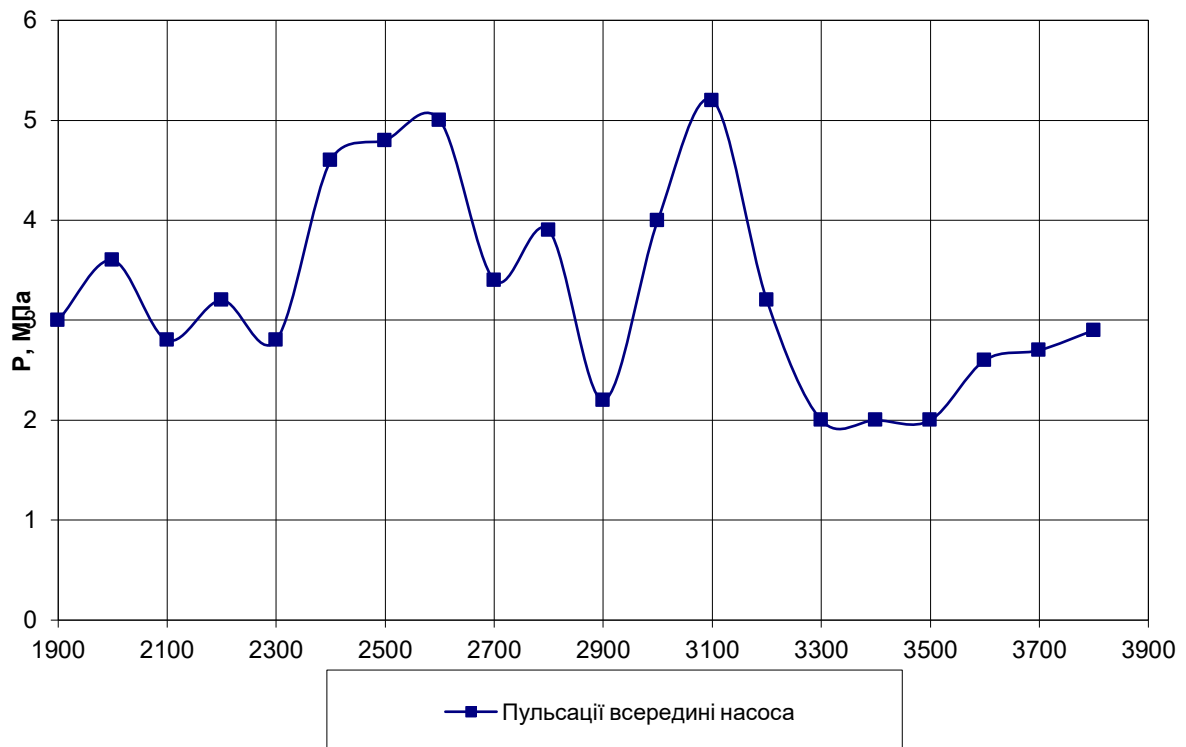


Рис. 3.1 Графік пульсацій внутрішнього тиску



«Якщо в гідросистемі встановлено два або декілька одночасно працюючих насоси, амплітуди коливань тиску можуть значно перевищувати відповідні амплітуди при роботі одного насосу, внаслідок ймовірності співпадіння піків коливань. При цьому в матеріалі трубопроводів можуть виникати напруження, амплітуда яких може бути досить значною.

До періодичних коливань варто також віднести такі коливання тиску в напірних трубопроводах гідравлічних систем, які пов'язані з періодичним ввімкненням насосів автоматами розвантаження на зарядку пневмогідравлічних акумуляторів системи. Такі цикли навантаження напірних трубопроводів повторюються через певні проміжки часу, що здебільшого залежать від акумуляторів та витрати рідини через споживачі та втрати. Часте вимкнення насосу після зарядки акумулятора супроводжується деякими пульсаціями тиску.» [6]

Значні напруження в трубопроводах можуть виникати при гідравлічних ударах, пов'язаних з раптовою зміною швидкості потоку, що може відбуватись при миттєвому відкриванні чи закриванні кранів, ввімкненні чи вимкненні автоматів розвантаження.

### Джерела можливих пульсацій тиску на літаку

Таблиця 3.1

№	Джерела пульсацій тиску	Порядок частоти	Величина співвідношення $\Delta P/P_{роб}$ , %
1	Плунжерні насоси:		
	а) насос з продуктивністю $Q=7$ л/хв и $n_{max}=4500$ об/хв, $z=7$	до 1500 Гц	-
	б) насос з продуктивністю $Q=20$ л/хв и $n_{max}=2200$ об/хв, $z=9$	до 6600 Гц	6.7
	в) насос з продуктивністю		

	Q=28 л/хв и $n_{max}=2200$ об/хв, z=7 г) два насоси з продуктивністю Q=28 л/хв и $n_{max}=2200$ об/хв, z=7	до 520 Гц 6-440 Гц	9.4 32.8
2	Автомати розвантаження насосів: а) періодичні спрацьовування автоматів б) кулькового типу в) золотникового типу	10-120 хв 30-100 Гц 60-100 Гц	- до 200 до 100
3	Електро-магнітні гідравлічні крани	50-60	
4	Гідропідсилювачі	2-40	
5	Редукційні клапани	310-370	До 200
6	Гідравлічні явища в трубопроводах	Залежить від параметрів системи	

### 3.2. Методи гасіння коливань робочого середовища в гідравлічних ланцюгах

Виникнення коливань робочого середовища в авіаційних гідравлічних ланцюгах пов'язане з недосконалістю робочого процесу нагнітаючих пристроїв, вихроутворенням в потоках рідини, автоколивальними процесами в агрегатах автоматики і розподільних елементах, роботою силових установок. Періодичні режими в ланцюгах можуть бути обумовлені передачею механічних коливань через стінки арматури, періодичним характером дії масових сил тощо.

Якісне й кількісне дослідження фізичної картини утворення коливань, з'ясування основних причин походження окремих складових спектра і визначення залежності величин амплітуди й складу спектра частот від

характеристик вузлів ланцюга є основним етапом в розв'язанні задачі гасіння коливань.

Боротьба з коливаннями в самому джерелі – найбільш радикальний шлях гасіння коливань. В його основу покладено глибоке вивчення тих сторін робочого процесу, які пов'язані з першопричиною виникнення коливань, і знаходження способів вдосконалення системи. Будь які успіхи в напрямку гасіння коливань в джерелі приводять до створення систем з великим ресурсом і надійністю. Гасіння коливань в самому джерелі може призводити до значних конструктивних змін окремих агрегатів або, навіть, системи. Також, сам принцип організації робочого процесу в елементах систем визначає виникнення коливань робочого середовища значної амплітуди. Проблема гасіння коливань в самому джерелі ще не є остаточно вирішеною, тому методи зниження рівня коливань робочого середовища направлені на вдосконалення гідравлічного ланцюга.

Досить розповсюдженими є методи гасіння коливань, що стосуються частотної відбудови ланцюга. Шляхом вдалого компоновання гідравлічного ланцюга можна досягти результатів, при яких частоти особистих коливань максимально віддалені від частот коливань, які генеруються джерелом. Тому, довжини і конфігурація трубопроводів, а також, розташування агрегатів мають суттєвий значення. Частотна відбудова найбільш ефективна у випадках фіксованих частот і вузького спектра генерованих коливань; може також використовуватись при гасінні автоколивань. Проте, вона пов'язана з контролем можливості появи резонансів на кратних, а для нелінійних систем - на дробних частотах.

Вибір оптимальної компоновки гідравлічного ланцюга є найбільш ефективним і економічним на етапі проектування системи. Для частотної побудови на етапі вдосконалення виробу можуть бути необхідні значні конструктивні переробки розгалуженого ланцюга, а в деяких випадках і зміна її схеми. Проте, значні переробки в системах авіаційних двигунів, літаків та вертольотів, як правило, неможливі, тому що компоновки всіх систем живлення

і керування пов'язані між собою і регламентованими. Для широкосмугових спектрів збудовальних коливань, які змінюються в залежності від режиму роботи системи, частотна відбудова стає неефективною, так як зниження коливань на одних резонансних частотах загрожує збуренню на інших.

Ще одним ефективним способом гасіння коливань є встановлення спеціальних гасителів. У якості гасителів часто використовуються елементи ланцюгів (пневмогідроаккумулятори, фільтри, дроселі тощо), які мають властивість згладжувати коливання, також, створені спеціальні гасителі коливань робочого середовища.

Гасителі відрізняються конструктивною простотою та надійністю. Введення їх в систему не пов'язане зі значними змінами в компоновці. Суттєво зменшується час на вдосконалення трубопровідних систем. Гасителі стабілізують граничні умови на агрегатах не залежно від характеристик під'єднаних систем, що особливо важливо для багатоцільових агрегатів (насосів, регуляторів). В результаті, спрощується відпрацювання таких агрегатів в стендових умовах. Розробка деяких схем гасителів стає можливою в умовах обмеженої інформації про систему (розрахунок гасителів за особистими характеристиками). Визначені схеми гасителів забезпечують ефективний розрив зворотніх зв'язків в автоколивальних системах або максимальний винос енергії з автоколивальних систем. Оскільки, використання гасителів практично не обмежує варіанти компоновки системи (за рахунок відсутності обмежень по пульсаціям), конструктори – проектувальники отримують широкі можливості для оптимізації системи по іншим технічним вимогам, без врахування пульсацій.

Проте, використання гасителя на магістралі змінює характеристику системи керування або подачі робочого тіла на перехідних режимах. Доводиться використовувати тільки деякі можливі варіанти гасителя, тому вибір схеми гасителя суттєво обмежується.

В загальному випадку гаситель, як спеціальне включення в трубопровідну систему, повинен перешкоджати розповсюдженню коливань середовища або за рахунок механічної дії на потік, що викликає втрати коливальної енергії, або за

рахунок пружно – інерційної дії, яка викликає перерозподіл енергії в спектрі коливань.

Конструкція гасителя коливань базується на двох принципах:

- принцип локалізації енергії джерела коливань на визначеній ділянці системи;

- принцип поглинання енергії джерела коливань.

Гасителі першого типу називаються реактивними, другого – активними. Реактивні гасителі працюють як акустичні фільтри, які перешкоджають проходженню коливань визначених частот від джерела до трубопровідного ланцюга. Ці частоти залежать від маси та пружності робочого середовища в елементах гасителя. В активних гасителях енергія коливань розсіюється за рахунок в'язкого або внутрішнього тертя.

Розподіл гасителів на вказані типи відносний, так як характер роботи гасителя перш за все залежить від його взаємодії з трубопровідною системою в цілому, а не від його складових елементів. Дійсно, при введенні в систему простого гасителя в вигляді дросельного пакета (або шайби) реалізується не тільки поглинання, але й відбиття коливань. Існують схеми гасителів з реактивними елементами в структурі, які при визначеній настройці забезпечують максимальне поглинання енергії коливань, тобто роботу гасителя без відбивань.

### 3.2.1. Реактивні гасителі коливань

Обмеження інтенсивності коливань в гідравлічному ланцюзі при використанні принципу локалізації джерела коливань здійснюється або встановленням гасителя, який забезпечує перекачку коливальної енергії з джерела в гаситель й в зворотному напрямку, або встановленням гасителя, який забезпечує інтерференцію коливань. Гасителі такого типу називаються реактивними і являють собою сукупність з'єднаних по визначеній схемі відрізків трубопроводів, пружних перегородок та ємностей. Реактивні гасителі є акустичними фільтрами і по принципу дії аналогічні електричним фільтрам.

Найпростіші реактивні гасителі є елементами, що мають достатні акумулюючі або інерційні властивості.

Для зменшення коливань в авіаційних гідравлічних ланцюгах широко використовуються гасителі, виконані в вигляді ємностей. Потрапляюча в ємність акустична енергія від джерела накопичується, а потім майже повністю повертається джерелу коливань. Ефективність зменшення коливань залежить від величини ємності. Для збільшення ефективності зменшення коливань на низьких частотах і зменшення габаритів гасителів використовують ємності, частково заповненні повітрям або іншим газом. Необхідна величина газового об'єму при робочому тиску в гасителях забезпечується попередньою зарядкою газової порожнини до визначеного тиску. Основним недоліком таких гасителів є малий ресурс і надійність еластичного розподільника.

Для зменшення коливань робочого середовища при частотах більших 200 Гц допустимими по габаритам та масі для авіаційних систем є ємності без спеціальних пружних елементів.

Гасителі ємнісного типу необхідно використовувати в системах з джерелами змінних витрат, пульсаційна продуктивність яких слабо залежить від характеристик приєднаного гідравлічного ланцюга; розміщувати гаситель необхідно біля джерела коливань.

Для ланцюга з джерелом змінного тиску, які забезпечують відносну незалежність амплітуди тиску від характеристик ланцюга, найбільш ефективно використання реактивних гасителів, які мають інерційні властивості. Найпростішим елементом трубопровідного ланцюга, в якому проявляються інерційні властивості робочого тіла, є звужена ділянка трубопроводу з повздовжніми розмірами, меншими чверті довжини хвилі коливальної рідини. Величина інерційного опору ділянки при фіксованій частоті коливань рідини прямо пропорційна довжині і обернено пропорційна площі поперечного перерізу ділянки. Реалізація інерційного елемента пов'язана зі зменшенням площі прохідного перерізу трубопроводу і зі збільшенням гідравлічного опору потоку

рідини, тому отримати значні інерційні опори при малому значенні гідравлічних втрат важко.

Суттєве збільшення ефективності дії гасителя може бути досягнуто при послідовному з'єднанні ємнісних та інерційних елементів. Таке з'єднання представляє собою акустичний фільтр низьких частот. Обмеження інтенсивності коливань в системі за гасителем досягається одночасно проявленням акумулюючих властивостей робочого середовища в камерах та його інерційних властивостей в звужених ділянках з'єднань. Використання гасителів, виконаних за схемою акустичного фільтра низьких частот, в порівнянні з гасителями ємнісного типу, має перевагу за рахунок зменшення габаритів при однаковій ефективності дії або збільшення ефективності при однакових розмірах. В порівнянні з гасителями у вигляді інерційних елементів та дросельних елементів перевага досягається значним зменшенням опору гасителя стаціонарному потоку і зменшенням маси трубопровідної системи. Використання акустичних фільтрів в гідросистемі літака Боїнг 727 дало можливість знизити рівень коливань тиску в 5 – 10 разів при всіх режимах роботи системи.

Широке використання в авіаційних гідравлічних та паливних системах знаходять реактивні гасителі коливань, котрі включають в себе резонансні контури. Такі гасителі забезпечують високу ефективність зменшення коливань, мають малі габарити та масу, просту конструкцію, малий гідравлічний опір.

Якщо в якості елемента пружності використовується гідравлічна ємність, з'єднана з основною магістраллю каналами, що мають інерційний опір, реалізується резонансний контур, відомий як резонатор Гельмгольца.

При збігу частоти коливань робочого середовища з власною частотою резонатора, опір резонатора для змінної складової витрати середовища різко падає. Зниження амплітуди коливань середовища в системі за резонатором проходить за рахунок перекачки енергії пульсуючої складової потоку з джерела коливань в резонатор та в зворотному напрямку. При цьому швидкість потоку в горлі резонатора різко зростає, що обумовлює поглинання енергії в системі.

Гасителі коливань типу відокремленого резонатора можуть бути виконані у вигляді декількох порожнин, з'єднаних з основною магістраллю під'єднувальними каналами різної конфігурації: у вигляді чотирьоххвильового тупикового відводу; у вигляді гідропневматичного акумулятора, встановленого на деякій відстані від основної магістралі.

Оскільки, в відокремленому резонаторі відсутній потік робочого середовища, а при високо амплітудних коливаннях в горлі виділяється значна кількість тепла, то через зміну температури та пароутворення можлива зміна пружних властивостей рідини в порожнині, як наслідок, настройки резонатора. Зміна настройки також спостерігається за рахунок теплообміну з оточуючим середовищем. Для стабілізації характеристик резонатор розміщують на пілонах в середині потоку рідини. Такі конструкції резонансних гасителів можуть знайти використання для зменшення коливань криогенних робочих середовищ.

Розміщення в трубопроводному ланцюзі на шляху розповсюдження коливань пружної перегородки та вузької трубки дає можливість реалізувати паралельний резонансний контур.

При пульсуючій течії робочого середовища на центральній трубці виникає інерційний перепад тиску, що змінюється по періодичному закону. Під дією цього перепаду коливається пружна перегородка, яка генерує за рахунок свого руху витрату, що змінюється по періодичному закону. Так як трубка володіє інерційним опором, а перегородки являють собою коливальний контур, в якому змінна складова витрати через центральну трубку зсунута по відношенню до витрати, що генерується за рахунок переміщення перегородки, на  $180^\circ$ . В області частот, близьких до резонансної частоти контуру, обидві складові стають рівними, й величина змінної витрати за гасителем стає рівною нулю, тобто гаситель володіє нескінченно великим опором. Постійна складова витрати робочого середовища з малими гідравлічними втратами проходить через центральну трубку.



Введення резонансних контурів в структуру широкополосних акустичних фільтрів дозволяє збільшити ефективність зменшення коливань, зменшити розміри й масу гасителів.

Інтерференційні гасителі використовуються звичайно для гасіння окремих складових спектра коливань й виконуються в вигляді паралельного каналу. Послаблення коливань досягається за рахунок додавання розповсюджуваних по обом каналам хвиль з протилежними фазами. Для цього довжини паралельних каналів обирають таки чином, щоб вони відрізнялись на величину  $\lambda/2$ , де  $\lambda$  - довжина хвилі коливань. До інтерференційних гасителів можна віднести також гасителі у вигляді паралельного резонансного контуру. Інтерференційні принципи використовуються й в структурах акустичних фільтрів.

Під час аналізу принципів побудови та структури гасителів необхідно враховувати, що в складі авіаційних гідравлічних ланцюгів віддалені від генератора коливань реактивні гасителі утворюють в загальному випадку гостро резонансну систему. Складовою частиною таких систем, як правило, є трубопроводи між джерелом коливань та гасителем. При значному зниженні коливань на ділянці трубопровідної системи, розміщеної за гасителем, в практиці неодноразово спостерігалось збільшення коливань на ділянці генератор – гаситель, тому реактивні гасителі коливань необхідно розміщувати як можна ближче до джерела коливань. Допустимі відстані між джерелами коливань й реактивними гасителями визначаються шириною спектра коливань. Необхідно також враховувати, що наявність вузьких входних штуцерів або патрубків може суттєво впливати на співвідношення ємнісних й інерційних властивостей та призвести до суттєвого відхилення їх характеристик від розрахункових. Характеристики гасителів, розміри яких співрозмірні з довжиною хвилі коливань, можуть значно відрізнятись від характеристик гасителів, розрахованих з умови зосередженості параметрів. У подібних гасителів спостерігаються додаткові полоси пропускання, обумовленні резонансами в окремих елементах гасителя.

Реактивні гасителі коливань часто розглядають як компактний засіб для деформації спектра особистих частот трубопровідної системи з метою гасіння автоколивань. З використанням гасителів ємнісного типу та резонансного типів вдало вирішуються задачі гасіння автоколивань в двигунах з РРД.

### 3.2.2. Активні гасителі коливань

Найпростіший спосіб розсіяння енергії коливань потоку робочого середовища полягає в введенні на його шляху різноманітних місцевих опорів: діафрагм, дросельних пакетів, жиклерів, шерохватих каналів, поворотів в сукупності з камерами, які розширюються або без них. При використанні подібних елементарних пристроїв використовується значна потужність на подачу основної, стаціонарної складової потоку, тому вказані елементарні засоби використовуються в основному в тупикових магістралях, а для проточних ланцюгів до теперішнього часу розроблений ряд схем гасителів, які забезпечують високу ефективність розсіяння енергії коливань при малому опорі стаціонарної складової потоку. Протиріччя між вимогами високої ефективності розсіяння енергії коливань й малими гідравлічними опорами дозволяються в конструкціях гасителів з розсіянням енергії на паралельних опорах. Найбільш розповсюдженим способом розсіяння енергії коливань на паралельних опорах є внутрішня поверхня труб з пружним поглинаючим матеріалом. Проте, використання еластичних покриттів труб й гнучких шлангів з метою гасіння коливань робочого середовища в авіаційних трубопровідних системах обмежено їх ваговими параметрами, а також питаннями міцності, надійності й технологічності. Для збільшення ефективності, зменшення маси й габаритів гасителів, маючих внутрішнє покриття, звичайно збільшують поверхню звукопоглинаючого матеріалу шляхом збільшення кількості каналів, використанням сотових конструкцій.

Для гідравлічних систем найбільш вигідним є використання гасителів у вигляді сукупності зосереджених реактивних та активних елементів. Такі гасителі можна розглядати як акустичні фільтри з втратами. На відміну від гасителів типу реактивних фільтрів, параметри й структура фільтрів активного типу обираються таким чином, щоб забезпечити максимальне розсіяння коливальної енергії потоку. В якості активних елементів в гасителях такої схеми використовуються гольчасті й щілинні дроселі, дросельні пакети, діафрагми. Налаштування гасителя на максимальне поглинання коливальної енергії потоку, як правило, здійснюється підбором опору активного елемента.

Здатність тієї чи іншої структури поглинати енергію коливань сама по собі не повністю визначає ефективність гасіння коливань в системі. Ефективна робота гасителя означає виконання умов максимального поглинання енергії коливання. Ця умова рівносильна умові рівності хвильового опору гасителя хвильовому опору трубопроводу між джерелом коливань та гасителем. Так в багатьох випадках хвильовий опір вхідного трубопроводу можна прийняти незалежним від частоти й активним, то для забезпечення умов максимального поглинання енергії структура гасителя повинна забезпечувати активний характер хвильового опору і мінімальне його відхилення від постійного значення по всій полосі суттєвих частот. Виконання умов узгодження також дуже важливе при гасінні автоколивань.

Найпростіша структура гасителя, яка допускає виконання умов узгодження, це послідовний ланцюг з зосередженого гідравлічного опору, наприклад діафрагми й порожнини достатніх розмірів. Величина гідравлічного опору діафрагми на робочому режимі обирається рівною хвильовому опору вхідного трубопроводу, а акустичний опір - розміщеної за нею трубопровідної системи. З метою зменшення габаритів гасителя за зосередженим опором замість ємнісного може розміщуватись відокремлений резонатор, але в такому випадку умови узгодження можуть бути забезпечені тільки в вузькій полосі частот.

Серед структур гасителів, побудованих за акустичним принципом, можливістю реалізації постійного хвильового опору в широкому діапазоні

частот коливань вирізняється гаситель, виконаний по Т-подібній мостовій структурі. Потік рідини в гасителі проходить по двом каналам: центральному й обвідному. В якості активних опорів використані елементи з пористого матеріалу. Постійність й активний характер хвильового опору забезпечується відповідним вибором геометричних розмірів центрального каналу, ємності та гідравлічного опору пористих елементів.

Для збільшення ефективності гасіння коливань в трубопровідній системі, розміщеної за гасителем, при одночасному забезпеченні умов узгодження на вході в гаситель можливе використання комбінованих структур. Такі структури пропонують розміщення в середині гасителя реактивних складових.

Для багатьох авіаційних гідравлічних систем з аксіально-плунжерними насосами характерна робота в непроточному режимі при короткочасних пікових витратах. Захист від пульсацій для подібних систем важливий, перш за все, на непроточних режимах і може бути забезпечений гасителями з малими прохідними перерізами, що дозволяє значно зменшити їх масу й габарити. Але зниження прохідних перерізів призводить до різкого зростання гідравлічного опору гасителя на пікових витратах й зменшення швидкодії систем. Вказане протиріччя дозволено в схемах гасителів з регульованим прохідним перерізом.

### **3.3. Дослідження пульсацій тиску в напірних магістралях**

#### **3.3.1. Об'єкт досліджень**

Об'єктом дослідження є стендовий гідравлічний комплекс виробу 400.

Гідравлічний комплекс стенда складається:

а) з підсистем відповідних штатним:

- мережі джерел тиску всіх чотирьох систем;
- мережі живлення систем керування літаком;
- мережі живлення механізації крила;
- мережі системи повороту правої носової стійки шасі;

- мережі системи вбирання-випуску носових стійок шасі;

б) з підсистем, що частково відповідають штатним, а частково імітують штатні по споживаних витратах робочої рідини; мережі системи вбирання-випуску основних опор шасі, у якій мережі чотирьох стійок правого борта штатні, підключені по основному керуванню до системи №2 і по резервному до системи №3, а інші шість імітуються по споживаних витратах робочої рідини підключені по основному каналу до системи №3 і по резервному до системи №2;

в) з підсистем, робота яких у складі стенда імітується по споживаних витратах робочої рідини:

- мережі гальмування коліс;
- мережі системи повороту лівої носової стійки шасі;
- мережі склоочисників;
- мережі заднього вантажного люка;

г) підсистеми носових вантажних опор, люків для аварійного покидання, сходи кабіни екіпажу і супровідних, переднього вантажного люка відповідають і не імітуються по витратах.

Електричні системи, що забезпечують роботу, керування, сигналізацію й індикацію напірних ділянок гідравлічного комплексу відповідають штатним.

Для оперативного контролю інформації, формованої в штатній гідросистемі системою автоконтролю Г002, у складі стенда є пульт і, також, передбачено паралельне підключення до натурального стенда гідравлічного комплексу пересувного стенда Г002(НІЛ).

Склад і місця установки більшості датчиків реєстрації параметрів гідросистеми під час досліджень такі ж, як на льотній машині.

### 3.3.2. Результати досліджень пульсацій тиску в напірних магістралях без гасителів

При різких змінах подачі насосів з 200 л/хв до 25 л/хв спостерігаються короткочасні (0,2...0,3с) стрибки тиску до 25,5 МПа (255 кгс/см<sup>2</sup>) на виході насосів і до 0,45 МПа (4,5 кгс/см<sup>2</sup>) – на вході в насос.

При різкому збільшенні подачі насосів з 25 л/хв до 200 л/хв тиск на виході насоса "провалюється" (~ 0,2 с) до 19,5 МПа (195 кгс/см<sup>2</sup>), на вході – до 0,17...0,18 МПа (1,7...1,8 кгс/см<sup>2</sup>).

Заміри пульсацій тиску всередині насоса НП-107 і в різних перетинах гідросистеми при роботі насосів у діапазоні оборотів 1900...3800 об/хв показали, що рівні пульсацій як усередині насоса, так і в системі на деяких режимах роботи насосів перевищують припустимі норми  $\Delta P=3,5$  МПа (35 кгс/см<sup>2</sup>), обговорені в ТЗ №9947 на розробку насоса НП-107.

Так, наприклад, при роботі насоса в без витратному режимі і номінальному наддуві бака зафіксовані максимальні пульсації тиску всередині насоса ~ 5,2 МПа (52 кгс/см<sup>2</sup>) з переважною частотою 1,5...2 кГц.

Вар. 1. Насос без гасителя, агрегати встановлені по кресленнях:

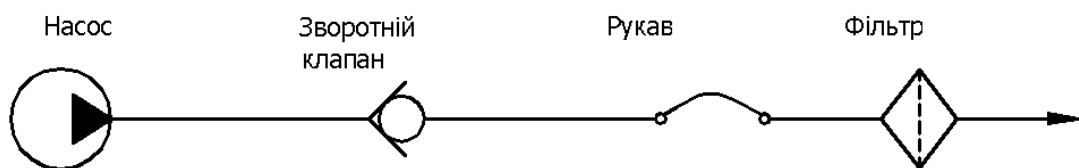


Рис. 3.2 Насос без гасителя, агрегати встановлені по кресленнях

Дані досліджень наведені в таблиці 3.2

Таблиця 3.2

Обороти насоса n, об/хв	Пульсація тиску всередині насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску перед зворотнім клапаном $\Delta P$ , МПа
1900	3,0	4,0
2000	3,6	6,0
2100	2,8	5,3
2200	3,2	6,7
2300	2,8	6,3
2400	4,6	4,9
2500	4,8	5,7
2600	5,0	7,9
2700	3,4	5,5
2800	3,9	7,2
2900	2,2	4,2
3000	4,0	6,5
3100	5,2	5,0
3200	3,2	3,7
3300	2,0	3,2
3400	2,0	5,1
3500	2,0	6,9
3600	2,6	4,3
3700	2,7	4,1
3800	2,9	4,0

На рис 3.3 приведені залежності пульсацій тиску від оборотів насоса в різних точках системи.

Вар. 1 Насос без гасителя, агрегати встановлені по кресленнях

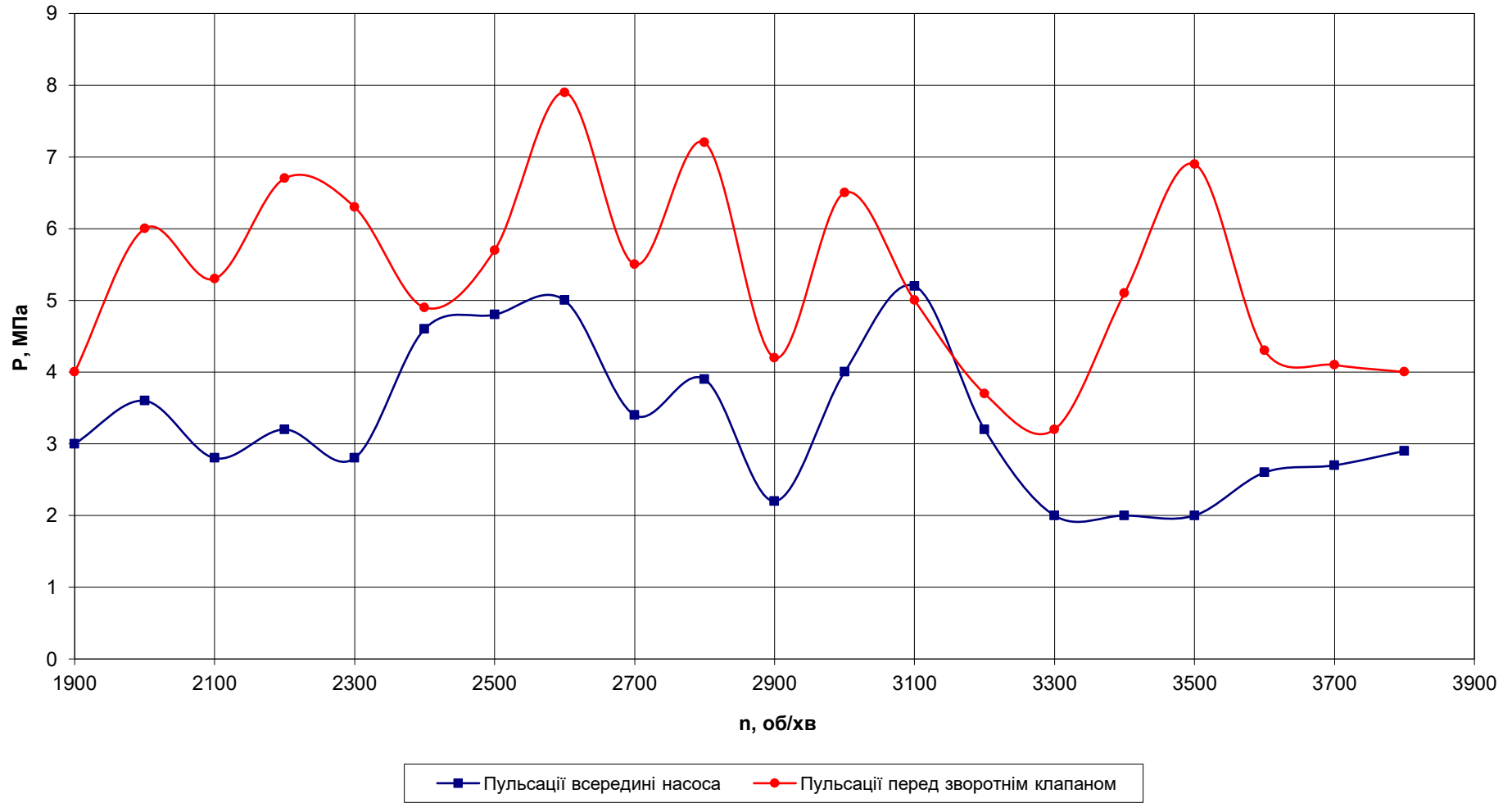


Рис. 3.3 Залежність пульсації тиску від оборотів насосу



### 3.4. Розрахунок і проектування гасителя коливань

Найбільш широко в практиці використовуються найпростіші гасителі ємнісного типу. Динамічні характеристики гасителя визначаються імпедансом  $Z_{\Pi}$ :

$$Z_{\Pi} = -j \frac{\rho a^2}{\omega V_{\text{пр}}},$$

модуль якого залежить від зведеного об'єму порожнини й монотонно зменшується зі збільшенням частоти коливань. Подібні гасителі доцільно використовувати в гідравлічних ланцюгах з джерелами змінної витрати, наприклад, об'ємними насосами. Розміщувати гасителі необхідно як можна ближче до джерела коливань.

Розрахунок гасителя ємнісного типу зводиться до визначення зведеного об'єму  $V_{\text{пр}}$ , виходячи з заданого рівня зменшення коливань в смузі частот  $[\omega_1, \omega_2]$ .

Для забезпечення заданого значення коефіцієнта вносимого затухання  $K_{\text{ВН}} \geq \eta$ :

$$K_{\text{ВН}} = \left| 1 + \frac{1}{Z_{\Pi}(Y_{\text{и}} + Y_{\text{н}})} \right|,$$

де  $Y_{\text{и}}$  - внутрішня провідність джерела коливань;

$Y_{\text{н}}$  - вхідна провідність гідравлічного ланцюга.

Тоді:

$$\left| 1 + \frac{1}{Z_{\Pi}(Y_{\text{и}} + Y_{\text{н}})} \right|_{\omega \in [\omega_1, \omega_2]} \geq \eta \quad (3.1)$$

Прийнявши  $Z_{\Pi} = -j|Z_{\Pi}|$  і позначивши:

$$Y_{\text{и}} + Y_{\text{н}} = |Y_{\Sigma}(\omega)| \exp[j\varphi_{\Sigma}(\omega)],$$

нерівність (3.1) запишемо у вигляді:

$$[(\eta^2 - 1)|Z_{\Pi}|^2 |Y_{\Sigma}(\omega)|^2 - 2|Z_{\Pi}| |Y_{\Sigma}(\omega)| \sin \varphi_{\Sigma}(\omega) - 1]_{\omega \in [\omega_1, \omega_2]} \leq 0 \quad (3.2)$$

Розв'язуючи нерівність (3.2) відносно модуля імпеданса гасителя, отримаємо залежність для визначення зведеного об'єму, який забезпечує рівень зменшення коливань не нижче заданої на ділянці системи, розташованої за гасителем:

$$V_{\text{пр}} \geq \sup \left\{ \frac{\rho a^2 (\eta^2 - 1) |Y_{\Sigma}(\omega)|}{\omega [\sqrt{\sin^2 \varphi_{\Sigma}(\omega) + (\eta^2 - 1)} + \sin \varphi_{\Sigma}(\omega)]} \right\}_{\omega \in [\omega_1, \omega_2]} \quad (3.3)$$

З формули (3.3) видно, що при інших рівних умовах більший зведений об'єм гасителя потрібен для високодобротних ланцюгів з малим акустичним опором. В практиці досить важко визначити аргумент сумарної провідності ланцюга, тому гаситель необхідно розраховувати на найгірші умови роботи, що відповідає  $\varphi_{\Sigma}(\omega) = -\frac{\pi}{2}$ . В цьому випадку рівняння (3.3) запишемо у вигляді:

$$V_{\text{пр}} \geq \sup \left\{ \frac{\rho a^2 (\eta + 1) |Y_{\Sigma}(\omega)|}{\omega} \right\}_{\omega \in [\omega_1, \omega_2]}$$

### Розрахунок вхідного імпеданса гідросистеми

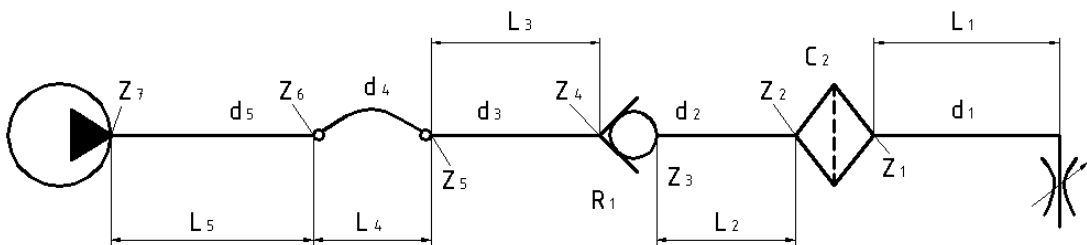


Рис. 3.4 Розрахункова схема

Визначення вхідного імпеданса однорідної ділянки ланцюга довжиною  $l_1$  з опором навантаження  $Z_H$ :

$$Z_{\text{п}} = Z_{\text{СК}} \frac{Z_H + Z_{\text{СК}} \cdot \text{th}(\gamma_K l_1)}{Z_{\text{СК}} + Z_H \cdot \text{th}(\gamma_K l_1)}$$

де  $Z_H$  - опір навантажувального дроселя.

$$Z_H = \frac{\Delta P_{\text{ПОТ}}}{Q}, \quad \gamma_K = a_{\gamma K} + j b_{\gamma K},$$

де  $\gamma_K$  - постійна розповсюдження хвильового процесу для  $K$  - ї гармоніки.

$Z_{CK}$  - хвильовий опір ділянки трубопроводу діаметром  $d_1$  і довжиною  $l_1$ .

$$Z_{CK} = a_{CK} + j b_{CK},$$

де  $a_{CK}$  - дійсна частина хвильового опору трубопроводу:

$$a_{CK} = \frac{\rho c}{F_{\text{ТР}}} \left( \frac{c}{a} \cdot \frac{b_{\gamma K}}{\omega} \right);$$

$b_{CK}$  - уявна частина хвильового опору трубопроводу:

$$b_{CK} = \frac{\rho c}{F_{\text{ТР}}} \left( \frac{c}{a} \cdot \frac{a_{\gamma K}}{\omega} \right);$$

$a_{\gamma K}$  - дійсна частина постійної розповсюдження хвильового процесу:

$$a_{\gamma K} = \frac{a}{4c} \left[ (2\bar{\omega})^{\frac{1}{2}} + 1 + \frac{7}{16} (2\bar{\omega})^{\frac{1}{2}} \right];$$

$b_{\gamma K}$  - уявна частина постійної розповсюдження хвильового процесу:

$$b_{\gamma K} = \frac{a\bar{\omega}}{c} \left[ 1 + \frac{1}{2} (2\bar{\omega})^{-\frac{1}{2}} - \frac{7}{32} (2\bar{\omega})^{-\frac{3}{2}} - \frac{1}{16} (2\bar{\omega})^{-2} \right];$$

$a$  - коефіцієнт в'язкого тертя,

$c$  - швидкість розповсюдження в рідині імпульсів коливань тиску:

$$a = \frac{16\nu}{d_{\text{ТР}}^2}; \quad \bar{\omega} = \frac{K\omega}{a}.$$

Вхідний імпеданс  $Z_2$  сумується з імпедансом фільтра  $C_2$ :

$$Z_2 = \frac{Z_1 \frac{1}{j\omega K C_2}}{Z_1 + \frac{1}{j\omega K C_2}},$$

де

$$C_2 = \frac{V_0}{E_{\text{ПР}}},$$

де  $V_0$  - об'єм порожнини пружного елемента,

$E_{\text{ПР}}$  - зведений модуль пружності робочої рідини.

Визначення вхідного імпеданса ділянки довжиною  $l_2$  з опором навантаження  $Z_2$ :

$$Z_3 = Z_{CK} \frac{Z_2 + Z_{CK} \cdot th(\gamma_K l_2)}{Z_{CK} + Z_2 \cdot th(\gamma_K l_2)}.$$

Визначення імпеданса зворотного клапана:

$$Z_K = R_1 + \frac{R_2 \left( j\omega K L_1 + \frac{1}{j\omega K C_3} \right)}{R_2 + \left( j\omega K L_1 + \frac{1}{j\omega K C_3} \right)},$$

$$\text{де } R_2 = \begin{cases} R_1 & \text{при } Q > 0 \\ \infty & \text{при } Q \leq 0 \end{cases},$$

де  $L$  - інерційність рухомих елементів:

$$L_2 = \frac{M}{S^2},$$

де  $M$  - маса клапана;

$S$  - площа клапана;

$C$  - пружність об'єму порожнини з рідиною.

$$C_3 = \frac{S^2}{r},$$

де  $r$  - жорсткість пружини.

Імпеданс зворотного клапана  $Z_K$  сумується з врахуванням імпеданса  $Z_3$ :

$$Z_4 = Z_3 + Z_K.$$

Визначення вхідного імпеданса ділянки довжиною  $l_3$  з опором навантаження  $Z_4$ :

$$Z_5 = Z_{CK} \frac{Z_4 + Z_{CK} \cdot th(\gamma_K l_3)}{Z_{CK} + Z_4 \cdot th(\gamma_K l_3)}.$$

Визначення вхідного імпеданса ділянки довжиною  $l_4$  з опором навантаження  $Z_5$ :

$$Z_6 = Z_{CK} \frac{Z_5 + Z_{CK} \cdot th(\gamma_K l_4)}{Z_{CK} + Z_5 \cdot th(\gamma_K l_4)}.$$

Визначення вхідного імпеданса ділянки довжиною  $l_5$  з опором навантаження  $Z_6$ :

$$Z_7 = Z_{CK} \frac{Z_6 + Z_{CK} \cdot th(\gamma_K l_5)}{Z_{CK} + Z_6 \cdot th(\gamma_K l_5)} .$$

Визначення імпеданса насоса:

$$Z_8 = R_3 + \frac{1}{j\omega K C_4} ,$$

де

$$R_3 = \frac{\Delta P_{ПОТ}}{Q} ; C_4 = \frac{V_0}{E_{ПР}} .$$

Визначення вхідного імпеданса гідросистеми з врахуванням імпеданса насоса  $Z_8$ :

$$Z_9 = \frac{Z_7 \cdot Z_8}{Z_7 + Z_8} ,$$

де  $Z_9$  - вхідний імпеданс системи.

$$Y_{\Sigma}(\omega) = \frac{1}{Z_9} - \text{сумарна провідність системи.}$$

$$V_{пр} \geq \sup \left\{ \frac{\rho a^2 (\eta + 1) |Y_{\Sigma}(\omega)|}{\omega} \right\}_{\omega \in [\omega_1, \omega_2]} .$$

$$V_{пр} \geq 380 \text{ см}^3 .$$

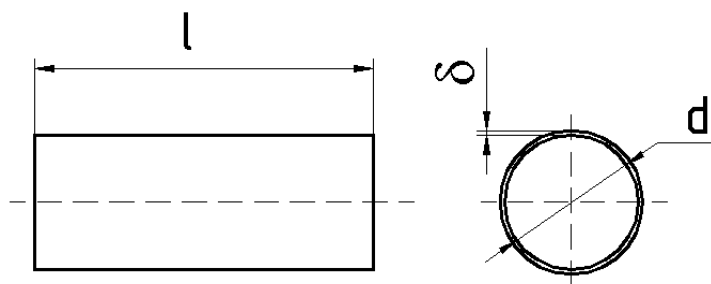


Рис. 3.5 Визначення геометричних розмірів гасителя пульсацій

$$V_{пр} = \frac{\pi d^2}{4} l .$$

Нехай  $l = 100$  мм,

тоді

$$d = \sqrt{\frac{4V_{\text{пр}}}{\pi l}},$$

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot 380\,000}{3,14 \cdot 100}} = 69,57 \text{ мм} \approx 70 \text{ мм}.$$

Обираємо матеріал гасителя – сталь 1Х18Н9Т.

$$[\sigma] = 35 \text{ кгс/мм}^2.$$

З умови міцності визначаємо мінімальну товщину стінки гасителя при  $P = 210 \text{ кгс/см}^2$ :

$$[\sigma] = \frac{P(D^2 + d^2)}{D^2 - d^2}$$

Звідки:

$$D = \sqrt{\frac{d^2(P + [\sigma])}{[\sigma] - P}},$$

$$D = \sqrt{\frac{70^2(2,1 + 35)}{35 - 2,1}} = 74,3 \text{ мм} \approx 75 \text{ мм}.$$

Мінімальна товщина стінки:

$$\delta_{\text{min}} = \frac{D - d}{2},$$

$$\delta_{\text{min}} = \frac{75 - 70}{2} = 2,5 \text{ мм}.$$

### **3.5. Результати досліджень пульсацій тиску в напірних магістралях з встановленим гасителем**

Установка гасителів пульсацій тиску на насос НП-107 значно знизил рівні пульсацій тиску в системі й всередині насоса.

Вар. 2. Насос з гасителем, агрегати встановлені по кресленнях:

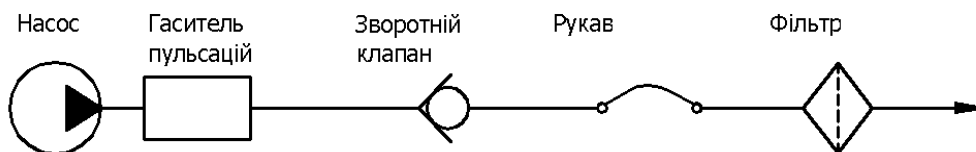


Рис. 3.6 Насос з гасителем, агрегати встановлені по кресленнях

Дані досліджень наведені в таблиці 3.3

Таблиця 3.3

Обороти насоса n, об/хв	Пульсація тиску всередині насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску на виході насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску перед зворотнім клапаном $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску за рукавом $\Delta P$ , МПа
1900	0,8	0,3	0,4	0,1
2000	0,8	0,3	0,4	0,1
2100	1,0	0,4	0,4	0,1
2200	0,6	0,3	0,4	0,1
2300	0,55	0,3	0,6	0,1
2400	0,55	0,3	0,6	0,1
2500	0,8	0,3	0,6	0,1
2600	0,8	0,3	0,6	0,1
2700	0,8	0,3	0,6	0,1
2800	0,8	0,3	0,6	0,1
2900	0,8	0,3	0,8	0,1
3000	1,2	0,3	0,8	0,1
3100	1,0	0,3	0,9	0,1
3200	0,8	0,3	1,0	0,1
3300	0,6	0,4	1,1	0,1
3400	0,4	0,3	0,6	0,1
3500	0,4	0,3	0,6	0,1
3600	0,4	0,3	0,6	0,1
3700	0,7	0,3	0,6	0,1
3800	1,2	0,3	0,6	0,1

Вар. 2а. Насос з гасителем, зворотний клапан встановлений перед рукавом:



Рис. 3.7 Насос з гасителем, зворотний клапан встановлений перед рукавом

Дані досліджень наведені в таблиці 3.4

Таблиця 3.4

Обороти насоса $n$ , об/хв	Пульсація тиску всередині насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску на виході насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску перед зворотнім клапаном $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску за рукавом $\Delta P$ , МПа
1900	0,8	0,4	0,2	0,1
2000	0,8	0,4	0,2	0,1
2100	0,6	0,4	0,3	0,1
2200	0,6	0,4	0,3	0,1
2250	1,0	0,5	0,3	0,1
2300	0,6	0,6	0,3	0,1
2400	0,6	0,6	0,3	0,1
2500	0,6	0,6	0,2	0,1
2600	1,25	0,2	0	0,1
2700	0,9	0,1	0	0,1
2800	0,9	0,4	0	0,1
2900	0,9	0,4	0	0,1
3000	1,1	0,4	0	0,1
3100	1,4	0,5	0	0,1
3200	1,0	0,5	0	0,1
3300	0,8	0,4	0	0,1
3400	0,6	0,4	0	0,1
3500	0,6	0,4	0	0,1
3600	0,6	0,3	0	0,1
3700	0,9	0,3	0	0,1
3800	1,6	0,3	0	0,1



Вар. 3. Насос з гасителем, зворотній клапан встановлений перед фільтром:

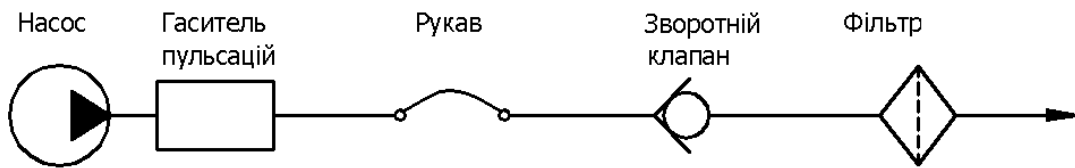


Рис. 3.8 Насос з гасителем, зворотній клапан встановлений перед фільтром

Дані досліджень наведені в таблиці 3.5

Таблиця 3.5

Обороти насоса $n$ , об/хв	Пульсація тиску всередині насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску на виході насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску перед зворотнім клапаном $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску за рукавом $\Delta P$ , МПа
1900	1,0	0,4	0,4	0,4
2000	0,8	0,4	0,3	0,2
2100	0,8	0,4	0,4	0,2
2200	0,8	0,4	0,4	0,5
2300	0,9	0,3	0,3	0,4
2400	0,7	0,3	0,3	0,4
2500	0,7	0,3	0,3	0,4
2600	0,8	0,3	0,4	0,35
2700	0,8	0,4	0,4	0,3
2800	0,9	0,4	0,5	0,2
2900	1,0	0,5	0,5	0,2
3000	1,1	0,4	0,4	0,25
3100	1,2	0,4	0,4	0,3
3200	1,0	0,4	0,4	0,3
3300	1,0	0,3	0,4	0,5
3400	0,7	0,3	0,5	0,4
3500	0,6	0,3	0,5	0,3
3600	0,6	0,3	0,4	0,2
3700	0,8	0,3	0,4	0,2
3800	1,2	0,3	0,4	0,2

Вар. 4. Насос з гасителем, фільтр встановлений на місці зворотного клапана, а зворотній клапан – на місці фільтра:

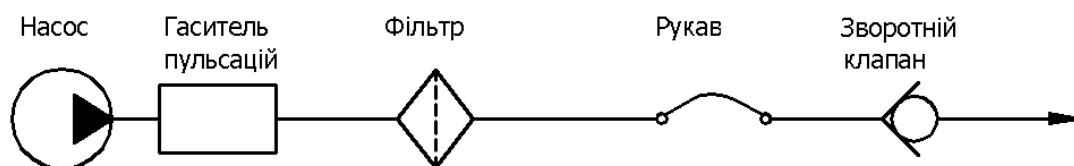


Рис. 3.9 Насос з гасителем, фільтр встановлений на місці зворотного клапана, а зворотній клапан – на місці фільтра

Дані досліджень наведені в таблиці 3.5

Таблиця 3.5

Обороти насоса n, об/хв	Пульсація тиску всередині насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску на виході насоса $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску перед зворотнім клапаном $\Delta P$ , МПа	Пульсація тиску за рукавом $\Delta P$ , МПа
1900	0,6	0,6	0	0,1
2000	0,6	0,6	0,1	0,1
2100	0,7	0,8	0	0,1
2200	0,8	0,8	0	0,1
2300	1,0	0,6	0	0,1
2400	1,0	0,6	0,1	0,2
2500	0,9	0,5	0	0,1
2600	0,9	0,3	0	0,1
2700	1,0	0,3	0	0,1
2800	1,0	0,2	0	0,1
2900	1,0	0,2	0	0,1
3000	1,0	0,2	0	0,1
3100	1,0	0,2	0	0,1
3200	1,2	0,4	0	0,1
3300	1,1	0,4	0	0,1
3400	1,1	0,4	0	0,1
3500	1,0	0,3	0	0,1
3600	0,8	0,3	0	0,1
3700	0,8	0,3	0	0,1
3800	0,8	0,3	0	0,1

На рис. 3.10...3.13 приведені залежності пульсацій тиску від оборотів насоса в різних точках системи при різних варіантах установки зворотного клапана і напірного фільтра.

При роботі насосів з гасителем пульсацій у всіх варіантах системи максимальний розмах пульсацій тиску всередині насоса не перевищує 1,6 МПа (16 кгс/см<sup>2</sup>) з частотою основною складової частотного спектра 1,5 кГц, в системі – 1,1 МПа (11 кгс/см<sup>2</sup>) з плунжерною частотою ~ 500 Гц.

Втрати тиску на гасителі пульсацій при максимальній подачі насоса НП-107 ( ~ 175 л/хв) і температурі робочої рідини ~ 20 °С не перевищують 1 МПа (10 кгс/см<sup>2</sup>).

Замір віброперевантажень у різних точках напірної магістралі (на напірному штуцері насоса, у місці установки МСТ-140АС, перед рукавом) на різних режимах роботи насосів НП-107 показав, що при стендовому кріпленні агрегатів і трубопроводів віброперевантаження, у залежності від точки виміру і режиму роботи, змінюються від 1 до 30g у діапазоні частот 150...2000 Гц.

### 3.6. Висновки

1. Проведений аналіз сучасних методів гасіння коливань робочого середовища в гідравлічних ланцюгах. Розглянуто принцип роботи активних та реактивних гасителів коливань.

2. Виконано досліді на натурному стенді проектованої гідравлічної системи. Під час стендових досліджень встановлено, що при різкій зміні подачі насосів з 200 л/хв до 25 л/хв спостерігалися короточасні стрибки тиску до 25,5 МПа, що перевищує допустимі норми, обговорені в ТЗ на насос НП-107

3. Наведено методику розрахунку хвильових опорів системи та методики проектування гасителя пульсацій, за якою спроектовано гаситель на насос НП-107.

4. Встановлення гасителя пульсацій на насос НП-107 та проведено дослідів при різних варіантах компановки системи. Визначено оптимальну компановку системи, при якій пульсації тиску найменші.

5. При роботі насосів з гасистелем пульсацій у всіх варіантах системи максимальний розмах пульсацій в системі 1,1 МПа з плунжерною частотою ~500 Гц.

6. Установка гасителя пульсацій тиску на насос НП-107 знижує віброперевантаження на стендових трубопроводах у всьому діапазоні частот у 2...10 раз. Аналогічного результату можна чекати при літаковому кріпленні агрегатів і трубопроводів напірної магістралі. Пропонується встановити розроблений гаситель пульсацій тиску на літак.

Вар. 2 Насос з гасителем, агрегати встановлені по кресленнях

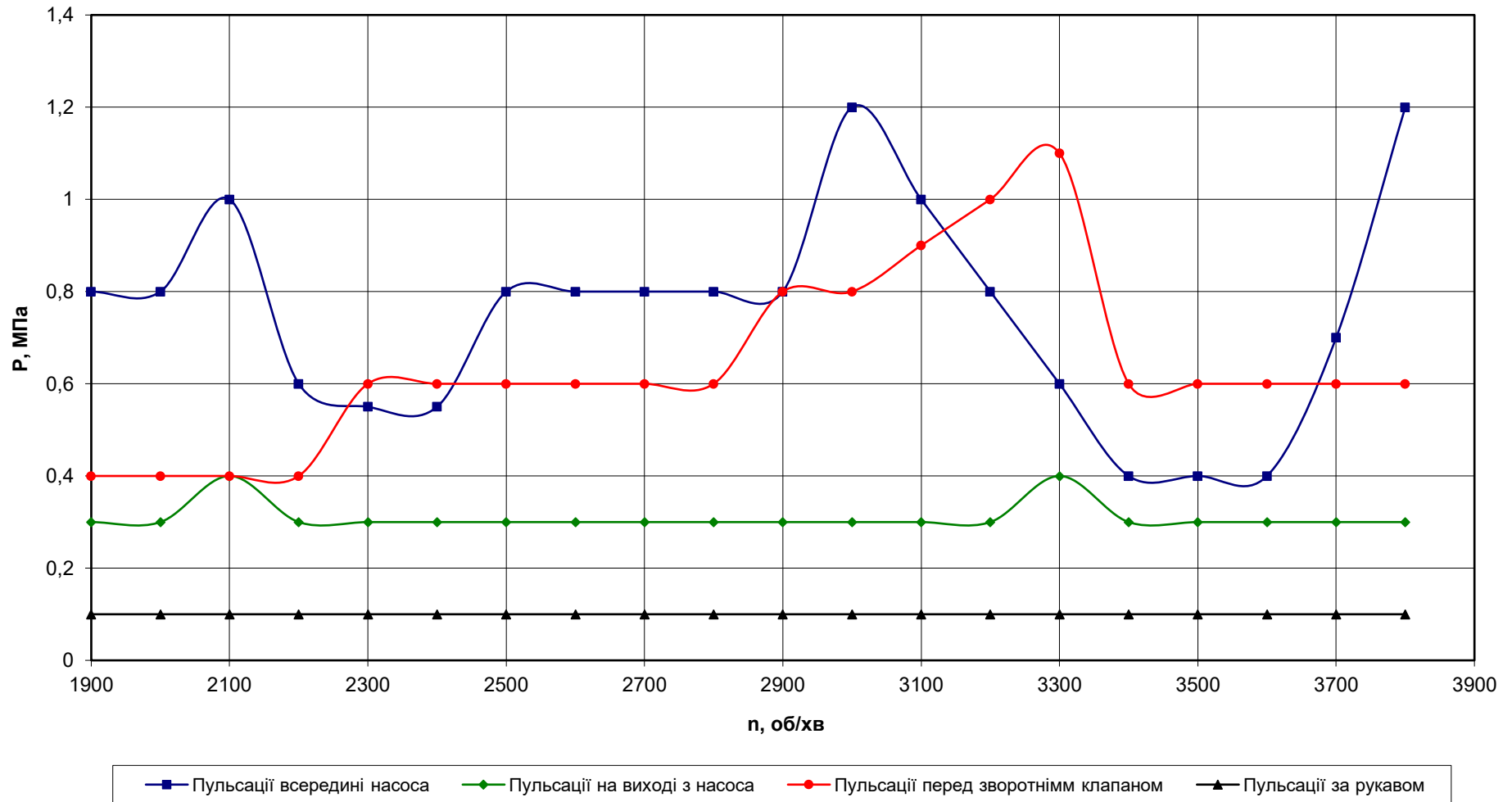


Рис. 3.10 Залежність пулсації тиску від оборотів насосу

Вар. 2а Насос з гасителем, зворотний клапан встановлений перед рукавом

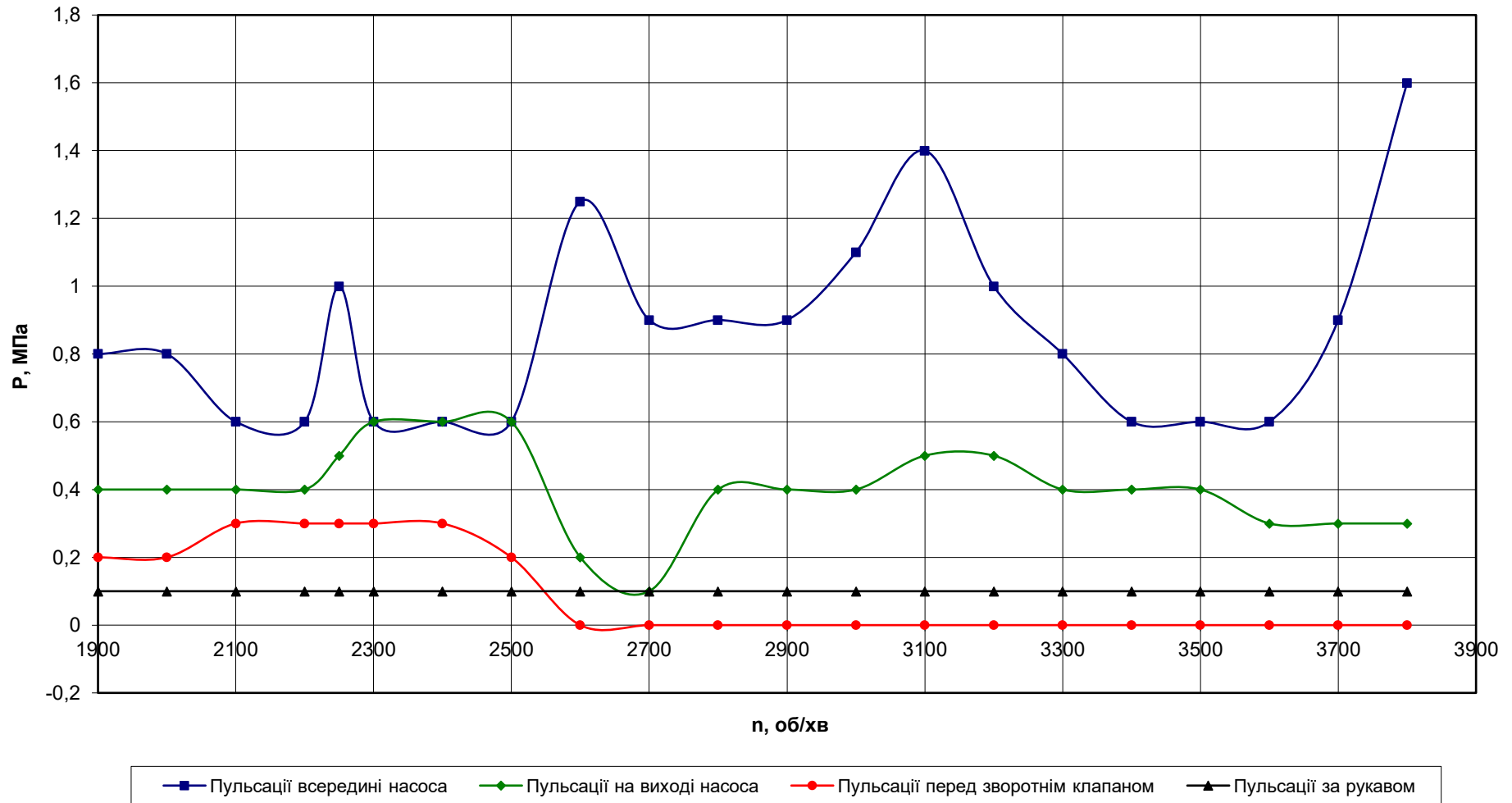


Рис. 3.11 Залежність пульсації тиску від оборотів насосу

Вар. 3 Насос з гасителем, зворотній клапан встановлений перед фільтром

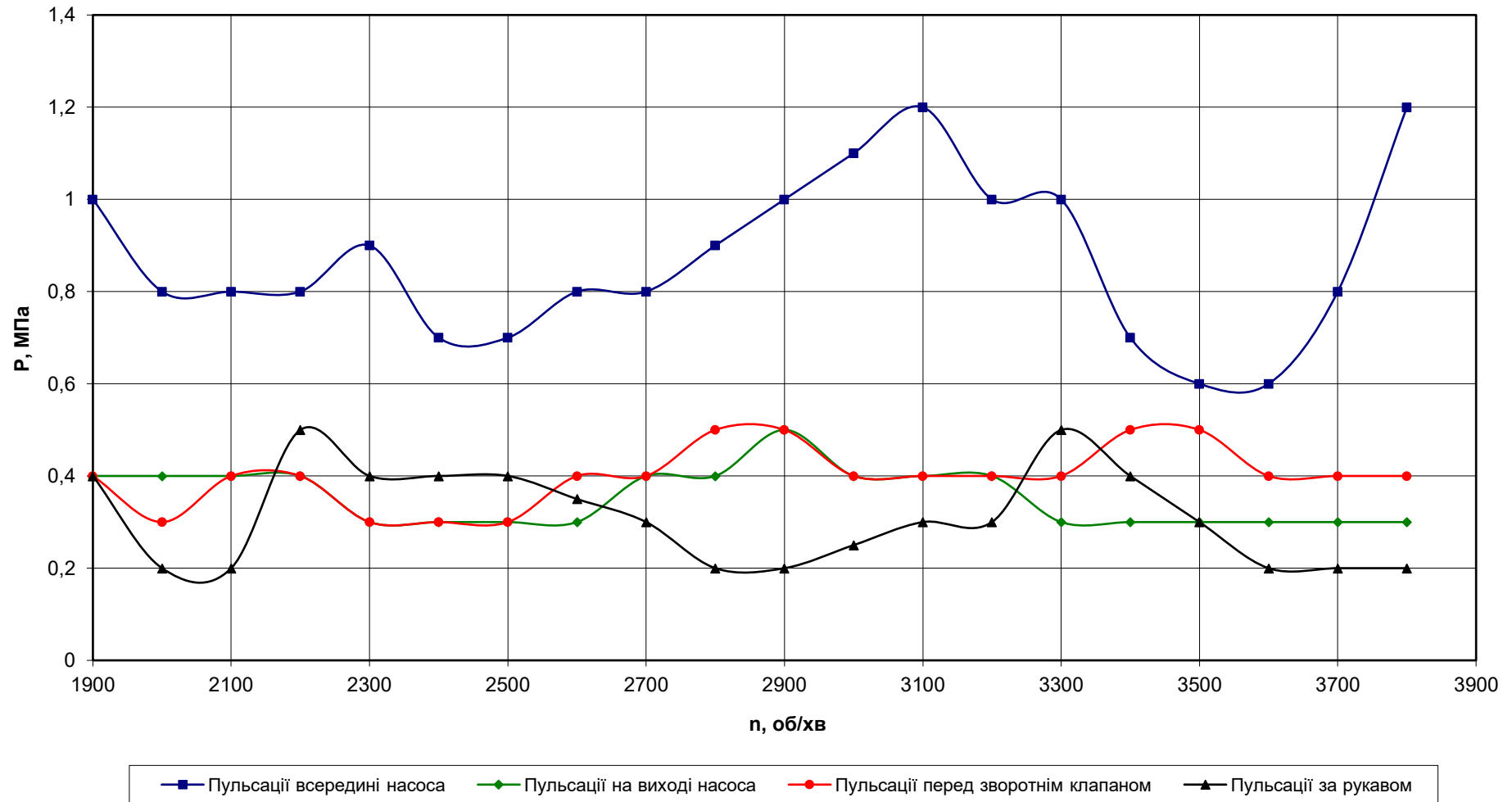


Рис. 3.12 Залежність пульсації тиску від оборотів насосу

Вар. 4 Насос з гасителем, фільтр встановлений на місці зворотного клапана, а зворотній клапан – на місці фільтра

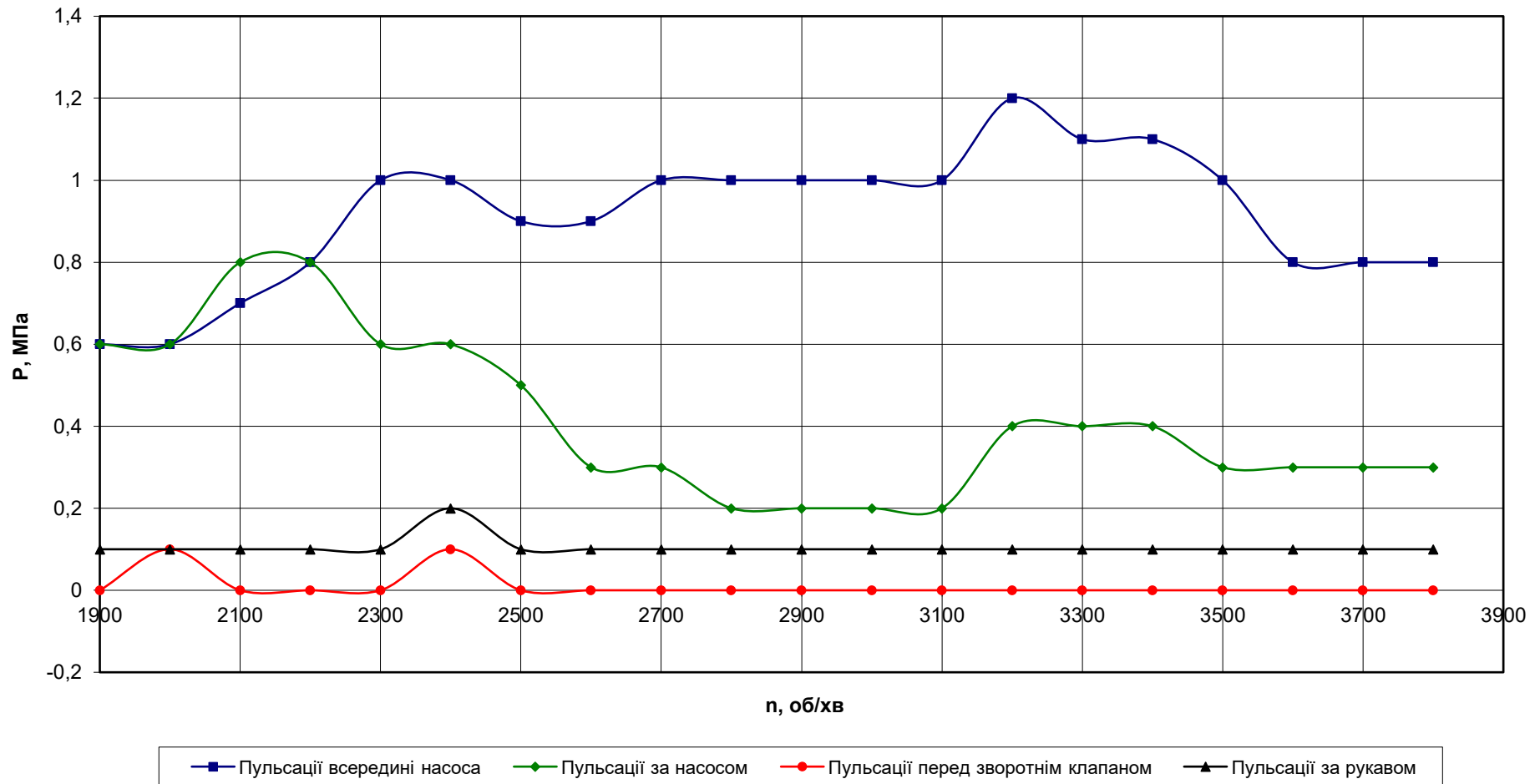


Рис. 3.13 Залежність пульсації тиску від оборотів насосу



**Метрологічна карта**  
**випробувань гідравлічного комплексу**

№ п/ п	Вимірюваний параметр					Датчик		Прилад				Зау в.
	Найменування	По зн.	Роз м.	Ма х зна ч.	Доп. похи б.	Тип Шиф р	Ме жа вимі р	Найме нуванн я	Ши фр	Меж а вимі р	Кл ас точ н.	
1	Обороти насоса	п	об/ хв	378 0	±5%	ДТЭ- 018	500 0	Вказівн ик	4160 0	5000	1,5	-
2	Наробіток насоса	А	год .	150 0	-	МСТ -140	-	Лічиль ник часу	ЭСВ -2	3000	-	-
3	Кількість масла в баках	Е	Л.	40	±2	ДУС 2-1	50	Вказівн ик рівня	ИП- 1- 50П Б	50	±1	-
4	Температу ра масла в баках	t <sub>б</sub>	°С	+1 00	±3	П-63	-	Вказівн ик темпер ат.	ИТТ П- 60	180	±2	-
5	Тиск наддуву гідробаків	Рн ад.	кг/ см <sup>2</sup>	3,5	±0,1	-	-	Маном етр	ОБ МІ- 160	6	1,5	-
6	- //-	- //-	- //-	- //-	- //-	МДД -0-6	6	Потенц . пристр.	-	6	±2, 5	осц .
7	Тиск розрідженн я в гідробаках	Рб	- //-	- 0,8	- //-	-	-	Вакуум метр	ОБВ І- 160	-1-0	1,5	-
8	- //-	- //-	- //-	- //-	- //-	МДД ФУ	10	Потенц . пристр.	-	-1- 10	±2, 5	осц .
9	Тиск на вході в насос	Рвс ас.	кг/ см <sup>2</sup>	3,5	±0,1	-	-	Маном етр	ОБ МІ- 160	6	1,5	-
10	- //-	- //-	- //-	- 0,8	- //-	-	-	Вакуум метр	- //-	-1-0	1,5	-
11	- //-	- //-	- //-	- //-	- //-	МДД ФУ	10	Потенц . пристр.	-	-1- 10	±2, 5	осц .
12	- //-	- //-	- //-	3,5	- //-	ЛХЧ 15	10	Підсил ювач	ЛХ- 7000	10	±2, 5	осц .

Метрологічна карта  
випробувань гідравлічного комплексу

№ п / п	Вимірюваний параметр					Датчик		Прилад				Зауваг.
	Найменування	Позн.	Розм.	Мах знач.	Доп. похиб.	Тип Шифр	Межа вимір	Найменування	Шифр	Межа вимір	Клас точн.	
13	Тиск нагнітання	P	кг/см <sup>2</sup>	220	±3	-	-	Манометр	ОБМІ-160	400	0,5	-
14	-//-	-//-	-//-	-//-	-//-	-	-	Лічильник часу	ЭСВ-2	3000	-	-
15	-//-	-//-	-//-	-//-	-//-	ЛХЧ 12	250	Підсилювач	ЛХ-7000	250	±2,5%	осц.
16	Тиск зливу	P <sub>сл</sub>	кг/см <sup>2</sup>	30	±1	-	-	Манометр	ОБМІ-160	40	1,5	-
17	-//-	-//-	-//-	-//-	-//-	ЛХ4 12	60	Підсилювач	ЛХ-7000	6	1,5	-осц.
18	Витрата рідини	Q	л/хв	8	±3%	ТДР 7-142	9,6	Вказівник	ФП 2-ЦУРІ	9,6	±0,18	-
	-//-	-//-	-//-	30	-//-	ТДР 10-142	36	-//-	-//-	36	-//-	-
	-//-	-//-	-//-	200	-//-	ТДР 14-142	240	-//-	-//-	240	±4,8	-
19	Температура робочої рідини	t.	°C	+100	±3	ХК термометра	-	Міст. смощ. ш.	МСЩ	150	±2	-

## **РОЗДІЛ 4**

### **ОХОРОНА ПРАЦІ**

#### **4.1. Загальні положення**

Метою охорони здоров'я є зведення до мінімуму можливості нанесення ушкоджень або захворювання працівника з одночасним забезпеченням комфорту при максимальній продуктивності праці.

Закон України "Про охорону праці" визначає основні положення по реалізації конституційного права громадян на охорону їх життя і здоров'я в процесі трудової діяльності, регулює за участю відповідальних державних органів взаємодію між власником підприємства, установи і організації або уповноваженим ним органом і робітником з питань безпеки, гігієни праці і виробничого середовища та встановлює єдиний порядок організації охорони праці в Україні.

У даному розділі наведено загальні питання з охорони праці та спеціальні питання з охорони праці, які безпосередньо відносяться до системи, що проектується – гідравлічної системи.

#### **4.2. Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при ТО, ремонті та випробуваннях**

Даний розділ базується на ДНАОП 5.1.30-1.06-98 та ГОСТ 5471001-82 Стандарт встановлює загальні вимоги безпеки при ТО літаків, що виконується у відповідності з керівництвом по експлуатації та регламентом ТО.

«При виконанні ТО на технічний персонал можуть діяти загальні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- повітряні судна, що рухаються при рулінні по аеродрому, спецавтотранспорт, самохідні механізми, стенди, прилади для контролю та інші;
- незахищені рухомі елементи повітряних суден (елерони, щитки, шасі, закрилки, двері, люки та ін.), спецавтотранспорту, вантажопідйомних механізмів та іншого обладнання;
- незакріплені інструменти та матеріали, які використовуються для виконання ТО літаків на поверхнях, стабілізаторі, фюзеляжі та при роботі на висоті з застосуванням механізованих підйомників;
- літак, що обрушується (з підйомників, або, у випадку помилкового прибирання шасі або перекидання літака при порушенні умов зливу палива);
- підвищена запиленість та загазованість повітря в зоні ТО літаків (працюючі двигуни та ДСУ ПС, рух спецтранспорту);
- підвищене значення напруги в електричній мережі, замикання якої може відбутися через тіло людини;
- підвищений рівень статичної електрики;
- недостатнє освітлення робочої зони;
- розташування робочого місця на значній висоті відносно землі (більше 1,3 м);
- хімічні речовини, які входять до складу матеріалів, що застосовуються (паливно-мастильні матеріали, спецрідини, які можуть проникнути в організм людини через органи дихання, шкіряні покрови та слизові оболонки);
- фізичні (статичні та динамічні) та нервово-психічні перевантаження.» [14]

Небезпечні та шкідливі виробничі фактори, які можуть діяти на персонал при обслуговуванні гідросистеми:

- ударна хвиля (вибух ємностей, які працюють під тиском парів і рідини), гідроакумулятори, балони з азотом;

- витікаючі струмки газів та рідин з ємностей та трубопроводів, які працюють під тиском (втрата герметичності з'єднань трубопроводів, зношеність ущільнюючих елементів);
- підвищена чи понижена температура поверхонь авіаційної техніки, обладнання та матеріалів (під час роботи температура робочої рідини значно підвищується);
- гострі кромки, заусениці та шорсткість на поверхні обладнання та інструменту (випробувальний стенд);
- відсутність чи недостатність освітлення (розміщення агрегатів системи в погано освітлених місцях).

### **4.3. Інженерно-технічні та організаційні рішення по запобіганню можливого впливу небезпечних та шкідливих факторів на працівника**

#### 4.3.1. Розрахунок заземлювача

В зв'язку з тим, що у спеціальній частині проводилися дослідження циліндричного насадку насосу НП148Н на експериментальній установці для досліджень кавітаційних характеристик дросельних пристроїв, яка знаходиться на кафедрі, було вирішено розрахувати заземлення цієї установки.

#### Вихідні дані

1. Питомий опір ґрунту:  $\rho_{\text{изм}} = 40 \text{ Ом} \cdot \text{м}$ .
2. Коефіцієнт збільшення ґрунту (сезонності):  $K_c = 1.1$
3. Довжина:  $l=2\text{м}$
4. Діаметр:  $d=0.038$
5. Глибина закладення:  $H = 2.2 \text{ м}$
6. Смугова сталь ширина:  $b = 0.04 \text{ м}$
7. Коефіцієнт використання одиночного заземлителя:

$$\eta_{\text{ст}} = 0.85$$

$$\eta_{\text{пол}} = 0.5$$

8. Норма опору контуру заземлення:  $r_{\text{н}} = 10 \text{ Ом}$

Заземлювачі бувають: природні і штучні. У якості природних заземлювачів застосовують металеві конструкції будинків і споруджень, що мають надійне з'єднання з землею. Це: трубопроводи, прокладені в землі (крім трубопроводів для паливних рідин і вибухових газів); обсадні труби артезіанських колодязів і шпар; свинцеві оболонки кабелів, прокладених у землі т.д. Природні заземлителі приєднуються до магістралі заземлення не менше, ніж у двох місцях.

Якщо природне заземлення більше норми, то встановлюють штучне заземлення з наступних матеріалів: сталевих стрижнів (труб) діаметром  $d = 38 - 40 \text{ мм}$ ,  $l = 2 - 3 \text{ м}$  чи довжиною сталевих куточків, що  $50 * 50 * 5 \text{ мм}$  забиваються в землю вертикально на глибину  $0.5 - 0.8 \text{ м}$  від верху чи стрижня куточка до поверхні землі.

Опір у (омах) розтіканню струму від одиночного заземлителя стрижня (труби) :

$$R_{\text{ст}} = 0.366 \frac{\rho}{l} \left( \lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H + l}{4H - l} \right),$$

$$R_{\text{ст}} = 0.366 \frac{40}{2} \left( \lg \frac{2 \cdot 2}{0.38} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2.2 + 2}{4 \cdot 2.2 - 2} \right) = 7.32(1.022 + 0.2) = 8.94 \text{ Ом},$$

де  $\rho$  - питомий опір ґрунту,  $\text{Ом} \cdot \text{м}$ ;

$$\rho = \rho_{\text{изм}} \cdot K_{\text{с}},$$

$$\rho = 40 \cdot 1.1 = 44 \text{ Ом} \cdot \text{м},$$

$K_{\text{с}}$  - коефіцієнт сезонності;

$l$  - довга чи стрижня куточка,  $\text{м}$ ;

$d$  - діаметр стрижня (труби), для куточка  $d = 0.95b_1$ , де  $b_1$  сторона куточка;

$H$  - відстань від поверхні землі до половини довгі стрижня, м;

$$H = H_0 + 0.5l$$

$$H_0 = 2.2 - 1.4 = 0.8\text{м}$$

$H_0$  - глибина, на яку стрижні забиті в землю.

Для сталевих смуг перетин не менш 100мм і товщиною 4мм, що закладається в ґрунт паралельно землі на глибину 0.5-0.8м опір у (омах) розтіканню струму від смуги:

$$R_{\text{ст}} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{b \cdot H_0},$$

$$R_{\text{пол}} = 0.366 \frac{44}{8} \lg \frac{2 \cdot 8.4_1^2}{0.04 \cdot 0.8} = 7.33 \text{ Ом},$$

де  $l_1$  - довжина смуги, м;

$$l_1 = n \cdot a$$

$n$  - кількість стрижнів;

$a$  - відстань між стрижнями.

$$l_1 = 4 \cdot 2 = 8 \text{ м}$$

Якщо опір одиночного заземлювача більше нормованого значення, то заземлення виконують з декількох заземлювачів. Вони з'єднуються між собою і розташовуються один від одного на відстані, рівній довжині стрижня.

Число заземлювачів:

$$n = 4,$$

$r_n$  - нормований опір пристрою, що заземлює, в Ом;

$\eta_{\text{ст}}$  - коефіцієнт використання одиночного стрижневого заземлителя.

Опір прямокутного контурного заземлюючого пристрою:

$$r_{\text{кз}} = \frac{R_{\text{ст}} \cdot R_{\text{пол}}}{R_{\text{ст}} \cdot \eta_{\text{пол}} + n \cdot R_{\text{пол}} \cdot \eta_{\text{ст}}},$$

де  $n$  - число заземлювачів.

$$r_{\text{кз}} = \frac{8,94 \cdot 7,33}{8,94 \cdot 0,5 + 4 \cdot 7,33 \cdot 0,85} = 2,23 \text{ Ом}.$$

**Висновок:** зроблений розрахунок показав, що найбільш оптимальним є прямокутний контрольний пристрій, що заземлює, з 4-х стрижневих заземлювачів зі сполучною смугою; опір розрахованого заземлителя не перевищує припустимі межі.

#### 4.3.2. Запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів

Робочий тиск спроектованої ГС становить 21 МПа. Для забезпечення необхідного рівня безпеки персоналу потрібно забезпечити проведення експерименту із тиском в 1,5 рази більшим за робочий.

Електричне живлення насосів з приводом від електричних двигунів здійснюється від електричної мережі постійного струму з напругою у 27 В та мережі змінного струму напругою 115В 400 Гц.

Система наддуву гідробаків живиться від системи кондиціонування повітря.

Дипломна робота передбачає заходи, які запобігають впливу шкідливих факторів на робітників, зайнятих обслуговуванням, ремонтом та випробовуванням системи.

Проектування, організація та проведення системи, механізація та автоматизація технічних операцій виконується для забезпечення усунення чи зменшення впливу небезпечних та шкідливих факторів. Цьому також сприяють вмонтовані в систему засоби контролю відмов та несправностей. При цьому використовується стратегія експлуатації літака по стану.

Процес технічного обслуговування починається лише:

- після повної зупинки літака на місці стоянки;



- після повної зупинки гвинтів;
- при встановлених упорних колодках під колеса шасі;
- при підключенні фюзеляжу літака до заземлюючого пристрою місця стоянки літака.

При наявності сигналу про відмову гідравлічної системи, в бортовій автоматизованій системі контролю (БАСК) відмов та несправностей, здійснюється заміна агрегату, що вийшов з ладу.

Демонтаж та монтаж агрегатів і вузлів системи здійснюється після попереднього вимкнення напруги, її живлення та вивісивши на пускових пристроях заборонний знак: "Не вмикати, працюють люди !", а також для запобігання її вмикання вивішуються забороняючі написи, відповідно, на зонах керування гідравлічною системою.

У відповідності з ОСТ 5430030-84 в процесі ТО системи виконуються наступні заходи забезпечення безпеки:

- усунення небезпечного та шкідливого впливу електричного струму на працюючих;
- своєчасне отримання інформації про те, що рівень напруги дотику може бути більше гранично допустимого;
- необхідно використовувати ізолюючі засоби індивідуального захисту:
- діелектричні рукавиці;
- інструменти з ізольованими рукоятками;
- покажчики напруги.

Визначається наявність напруги в електричній мережі в діелектричних рукавичках та перевіреним вимірювальним засобом, з'єднуючи його з мережею за допомогою гнучких проводів, які мають на кінцях щупи.

У відповідності з ОСТ 5430030-84 в процесі роботи з ємностями високого тиску гідросистеми, виконуються наступні загальні заходи забезпечення безпеки:

- забороняється використовувати ємності, які не пройшли перевірку, мають несправні вентиля, пошкоджений корпус;
- використання в якості ущільнювачів паклі та інших легкозаймистих матеріалів суворо забороняється;
- при стендових дослідженнях гідроакумулятори розміщують від опалювальних пристроїв на відстані не менше 1 м.

#### **4.4. Пожежна та вибухова безпека**

Гідравлічна система заповнена маслом АМГ-10, яке є горючою речовиною.

Для запобігання пожежі в проектованій системі передбачено:

- підвищена герметичність з'єднань агрегатів та трубопроводів, а це можливо заміною різьбових з'єднань зварними;
- заземлення літака на стоянці;
- виконання мережі джерел тиску з рядом конструктивних особливостей, що забезпечують безпеку мережі в пожежному відношенні;
- вибір вибухобезпечної робочої рідини;
- суворе виконання інструкцій з техніки безпеки під час стендових випробувань.

Система протипожежного захисту включає в себе:

- засоби пожежогасіння та відповідні види пожежної техніки в місцях проведення ТО та ремонту літака;
- організаційні заходи по забезпеченню працюючих, інструктаж про порядок роботи з пожежонебезпечними речовинами.

При розгерметизації системи та витіканні гідравлічної рідини та наступному її запаленні буде пошкоджена електрична проводка живлення агрегатів інших системи, що розташовані поруч. Тому необхідно використовувати

вогнегасний склад, який не проводить електричного струму. До них відносяться газові вогнегасні склади: двоокис вуглецю, інертні гази та ін.

Для гасіння пожеж використовують такі типи вогнегасників:

- водяний;
- водопінний;
- аерозольний водопінний;
- порошковий;
- газовий.

Порошковими вогнегасниками (особливо із зарядом класів АВСЕ) можна успішно гасити майже всі класи пожеж, зокрема й електрообладнання, яке перебуває під напругою до 1000 В. Проте вони не призначені для гасіння займань лужних і лужноземельних металів та інших матеріалів, горіння яких може відбуватися без доступу повітря.

Газові вогнегасники призначені для гасіння пожеж в електроустановках під напругою до 1000 В. Вони не призначені для гасіння займання речовин, горіння яких може відбуватися без доступу повітря (алюмінію, магнію та їхніх сплавів, натрію, калію).

Пінні вогнегасники використовують для гасіння тліючих матеріалів, горючих рідин. Однак, їх не можна застосовувати для гасіння устаткування, що знаходиться під напругою, для гасіння сильно нагрітих або розплавлених речовин, а також речовин, які вступають з водою в хімічну реакцію, що супроводжується інтенсивним виділенням тепла і розбризкуванням горючої суміші.

Генератори вогнегасного аерозолю (ГВА) призначені для гасіння і локалізації пожеж твердих горючих матеріалів, легкозаймистих і горючих рідин, устаткування, що знаходиться під напругою. Встановлюються у виробничих, адміністративних і житлових будівлях. Принцип дії заснований на сильній дії аерозолю та на реакцію горіння речовин в кисні.

#### **4.5. Інструкція з техніки безпеки при випробуваннях системи**

Після ТО та ремонту системи її необхідно випробувати на функціонування, для цього передбачуються наступні правила безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівки по техніці безпеки, які викладені в інструкції по експлуатації системи та вимоги по техніці безпеки при виконанні робіт на об'єкті та при відпрацюванні об'єкту під струмом;
- до виконання відпрацювання системи допускаються працівники, які вивчили документацію по системі та здавали залік по техніці безпеки;
- при проведенні робіт, зв'язаних з відпрацюванням системи, встановлюється огорожа з попереджуючими червоними прапорцями;
- забороняється знаходитись стороннім особам всередині літака та в зоні огороження під час відпрацювання системи та виконувати роботи не зв'язані з відпрацюванням;
  - між особами, які проводять відпрацювання, повинен бути забезпечений чіткий зв'язок по переговорному пристрою.

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

#### **4.6. Інструкція з охорони праці**

Перед початком робіт необхідно:

- заземлити літак;
- поставити на стоянкові гальма, поставити протидкатні пристрої;
- перевірити наявність тиску в гідросистемі;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака.

Під час роботи необхідно:

- дотримуватись інструкцій по виконанню даних робіт;
- під час роботи системи наявність персоналу в кабіні пілотів;
- використовувати стандартне обладнання;
- при роботі з гідравлічною системою стравити тиск в системі, при зливі рідини не допускати її проливання;
- заправляти систему рідиною тільки на стоянках, на яких є протипожежні засоби;
- при роботі з електричною системою вимкнути електроживлення та користуватися засобами індивідуального захисту.

При виконанні робіт забороняється:

- торкатися елементів системи до заземлення випробувального стенду або літака;
- проводити дозаправку системи маслом, під час її роботи;
- знаходитися поруч з вибухонебезпечними елементами системи (гідроаккумулятори, гасителі коливань, ємностей з спец рідинами);
- використовувати непередбачене інструкцією обладнання та інструмент;
- залишати працюючий стенд без нагляду.

При аварійній ситуації необхідно:

- знеструмити літак;
- запобігти запаленню гідравлічної рідини, у випадку загорання - загасити пожежу або викликати пожежну команду;
- при розгерметизації гідросистеми - вимкнути її;
- при враженні персоналу електричним струмом та отриманні фізичних пошкоджень - надати першу медичну допомогу та викликати швидку допомогу.

По закінченню робіт необхідно:

- перевірити наявність всіх інструментів;
- забрати допоміжні пристрої з робочої зони.

## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 5.1. Вплив роботи двигунів транспортного літака на екологію біосфери

Зростання обсягів перевезень повітряним транспортом призводить до забруднення навколишнього середовища продуктами згоряння авіаційних палив. Гази в атмосферне повітря викидають сопла й вихлопні патрубки двигунів. Цей процес називають емісією авіаційних двигунів.

Найвищий рівень забруднення викидами досягається на режимах роботи малого газу (холостий хід) під час руління перед зльотом або після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску.

Щорічне зростання кількості авіаційних перевезень призводить до збільшення навантаження на навколишнє середовище на 4-5%.

Впродовж останніх років відбувається значне навантаження на навколишнє середовище, що супроводжується збільшенням авіаперевезень на 4-5%.

«Проблема забруднення атмосфери авіаційним транспортом не вичерпується лише вивченням і оцінкою впливу газових і аерозольних продуктів згоряння авіаційних двигунів на озоновий шар. Існує кілька аспектів прояву наслідків такого забруднення:

- фотохімічний: виражений у зміні співвідношення між концентраціями малих, але важливих складових атмосферного повітря внаслідок протікання фотохімічних реакцій. Тобто ріст одних атмосферних газів (а також аерозолів) супроводжується зменшенням інших газових компонентів повітря;

- радіаційний: коливання в складі парникових газів (вуглекислого газу CO<sub>2</sub>, водяної пари H<sub>2</sub>O, озону O<sub>3</sub>, метану CH<sub>4</sub> і ін.), аерозолів і особливо утворення перистих хмар ведуть до зміни теплового і радіаційного балансів системи Земля-атмосфера, а отже, і до зміни температури повітря в атмосфері та і на земній поверхні;

- біологічний: виражений впливом потоку біологічно активного ультрафіолетового випромінювання на рівні поверхні Землі, інтенсивність якого залежить від товщини озонового шару. Як відомо, ультрафіолетове випромінювання є небезпечним для здоров'я людей, тварин та знижує продуктивність деяких видів рослин.» [16]

Отже, викиди авіаційних двигунів впливають на життєво важливі елементи екосистеми: якість повітря, його температуру, атмосферну циркуляцію і клімат, потік ультрафіолетової радіації.

## **5.2. Загальна характеристика викидів шкідливих речовин літаками**

«Хімічний склад викидів унаслідок спалювання палива здебільшого залежить від виду і якості палива, технології виробництва, способу спалювання в двигуні і технічного стану двигуна.

Основні компоненти відпрацьованих газів сучасних авіаційних двигунів, які забруднюють атмосферу:

- оксиди сірки  $SO_x$ ;
- оксиди азоту  $NO_x$ ;
- оксид вуглецю  $CO$ ;
- вуглеводні, які не повністю згоріли,  $C_xH_y$  (метан  $CH_4$ , ацетилен  $C_2H_2$ , етан  $C_2H_6$ , бензол  $C_6H_6$  та ін.);
- альдегіди (формальдегід  $HCHO$ , акролеїн  $CH_2=CH=CHO$ , оцтовий альдегід  $CH_3CHO$  та ін.);
- сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) — виділяється у вигляді шлейфу за соплами двигунів під час зльоту літака (сажі виділяється загалом небагато).

Вміст  $\text{NO}_x$  у відпрацьованих газах авіаційного двигуна залежить від:

- температури суміші в камері згоряння (чим вона вища, тим більше утворюється  $\text{NO}_x$ ), а вона максимальна (2500...3000 K) на зльотному режимі;

- часу перебування суміші в камері згоряння (чим він більший, тим більше утворюється  $\text{NO}_x$ ), а це має місце на невеликих швидкостях літака. Тобто, максимальний викид  $\text{NO}_x$  відбувається на зльотному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту).

Вуглеводні ( $\text{C}_x\text{H}_y$ ) — основний компонент рідких і газоподібних палив.

Авіаційні палива — бензин, гас — різняться між собою вмістом парафінових, нафтових та ароматичних вуглеводнів, а також сполук сірки. У пришляховому просторі під час зльоту літака приблизно 50 % викидів у вигляді мікрочастинок, серед яких — багато важких металів, одразу розсіюється на прилеглих до аеропорту територіях. Інша частина протягом декількох годин знаходиться в повітрі у вигляді аерозолів, а потім також осідає на ґрунт.

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є *індекс емісії (EI)*, який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні. Розмірність індексу емісії — г/кг.

З метою створення єдиного підходу до нормування викидів забруднюючих речовин, ІКАО було введено поняття стандартного злітно-посадкового циклу, який включає всі операції літака з моменту запуску двигунів до набору висоти 1000 м, а також з моменту заходу на посадку з висоти 1000 м до зупинки двигуна після посадки літака. Параметри злітно-посадкового циклу ІКАО наведено в таблиці 5.1.

Значення відносної тяги двигунів на етапах злітно-посадкового циклу є середньостатистичними для світового парку літаків цивільної авіації, а значення тривалості етапів зорієнтовано на великі міжнародні аеропорти.» [15]

«Максимальна повнота згорання палива відбувається на злітному режимі (режим максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають  $\eta = 0,97...0,99$ ,



( $\eta = 1,0$  за абсолютно повного згоряння, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших режимах  $\eta$  нижча, тобто, повнота згоряння менша, ( $\eta = 0,75...0,85$ ), у процесі роботи двигун викидає в атмосферу більше продуктів неповного згоряння і, відповідно, рівень забруднення повітря збільшується.

### Середньостатистичні характеристики злітно-посадкового циклу літаків цивільної авіації

*Таблиця 5.1*

№ режиму	Режим роботи двигуна	Відносна тяга, $\bar{R}$	Тривалість режиму t, хв
1	Малий газ (холостий хід) під час руління перед зльотом	0.07	15
2	Злітний режим	1	0.7
3	Режим набору висоти 1000 м	0.85	2.2
4	Режим заходу на посадку	0.3	4
5	Малий газ (холостий хід) під час руління після посадки	0.07	7

Рівень забруднення в зонах аеропортів є вищим, більш концентрованим і стійким. Під зоною аеропорту розуміють простір, обмежений висотою 1000 м і розмірами аеродрому. Доля викидів оксидів азоту від цивільної авіації на великих висотах становить 55%, на малих – 2-4%.

Результати моделювань впливу авіації на навколишнє середовище показали, що викиди оксидів азоту цивільними повітряними суднами, які виконують польоти у верхніх щарах тропосфери (H=10-13 км), можуть призвести до збільшення концентрації озону на 3-4%, а в середніх і високих широтах північної півкулі, збільшення концентрації озону може досягати 9%. Підвищена концентрація озону у

верхніх шарах тропосфери, як і діоксид вуглецю, посилює парниковий ефект і може сприяти глобальній зміні клімату.» [15]

Згідно з дослідженнями вчених, щорічне збільшення емісії вуглекислого газу, води і метану двигунами цивільних повітряних суден змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що в поєднанні з емісією сажевих сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Оксиди сірки і сажі приводять до утворення аерозолів. Аерозолі збільшують збільшують хмарність у формі лінійних контрейлів (конденсаційних слідів). В залежності від стану атмосфери, ці сліди можуть існувати від декількох хвилин до декількох годин, розпливаючись на декілька кілометрів.

### **5.3. Акустичне забруднення атмосфери**

*Основні джерелами шуму на території авіаційних підприємств:*

- авіаційні силові установки з газотурбінними і поршневіми двигунами;
- допоміжні силові установки літаків та агрегати запуску.

Під час наземних випробувань, зльотах і посадках повітряних суден виникають складні акустичні коливання, які включають високочастотний шум і інфразвуки низької частоти, які, в свою чергу, посилюють рівень негативного впливу на живі організми.

Рівні звуку під час зльотів і посадок літаків у аеропортах (у точці, розташованій під траєкторією зльоту / посадки) перевищують нормовані значення на 0,5-0,6 дБА у нічний час, і на 8-15 дБА – у денний час.

Негативному впливу шуму від авіаційних силових установок насамперед піддаються оператори, інженери, техніки виробничих підрозділів аеропорту та населення, яке проживає поблизу.

#### **5.4. Особливості забруднення ґрунтів та гідросфери авіаційним транспортом**

«Авіаційний транспорт також забруднює ґрунти різними механічними, фізичними та хімічними домішками. Забруднення ґрунту відбувається внаслідок осідання із повітря на поверхню ґрунту забруднюючих речовин, які надходять в атмосферу з відпрацьованими газами літаків.

Ґрунти виконують протекторну роль стосовно природних вод і рослинності. Водночас, виконуючи захисні функції, ґрунти можуть стати основним джерелом багатьох хімічних речовин, що забруднюють природні води й небезпечні для рослин.

Перерозподіл забруднень у ґрунті, а, отже, і суміжних із ним середовищах (рослинах, воді, повітрі) спричинений переміщенням важких металів по ґрунтовому профілю. На відміну від органічних хімічних забруднювачів, що розкладаються з часом, важкі метали здатні лише перерозподілятися між компонентами природного середовища, й періоди їхнього розкладу можуть становити багато тисяч років.

Результати досліджень показали, що вміст важких металів у ґрунтах поблизу аеропортів перевищує норми приблизно в 20 разів. Максимальне забруднення спостерігалось біля складів паливно-мастильних матеріалів, ремонтних майстерень, перону, а також уздовж злітно-посадкових смуг, особливо в місцях зльоту і посадки літаків. За сильного та помірного забруднення в ґрунтах знаходили від 8 до 18 мг/кг важких металів, вміст яких значно перевищував допустимі норми.

Загалом ґрунти поблизу аеропортів забруднені такими важкими металами: цинк, мідь, свинець, хром, олово, вольфрам, а також специфічними металами (кобальт, нікель, кадмій, стронцій, срібло, літій).

Забруднення рослин поділяють на зовнішні (осідання на поверхні листя і стебел) і внутрішні (надходження в клітини через коріння). Під час надходження забруднювачів через коріння рослин спрацьовують захисні механізми. Вони обмежують проникнення полютантів у наземні органи та включення їх у метаболічні

реакції клітин. Щодо різних забруднювачів захисні можливості рослин проявляються неоднаково: свинець, наприклад, затримується вже на корінні, кадмій легко проникає в наземні органи. Характер поглинання й акумуляції важких металів рослинами в умовах забруднення визначається рівнем забруднення, вибірковістю рослин, впливом супутніх викидів, які підкислюють чи підлужнюють ґрунтовий розчин.

Між хімічним складом рослин і елементним складом середовища існує безперечний зв'язок, але пряма залежність вмісту важких металів у рослинах від вмісту у ґрунті часто порушується через вибіркочу властивість рослин до накопичення елементів. Поглинання елементу рослиною визначається не тільки проходженням реакцій у системі ґрунт–розчин, але і взаємодією між розчином і рослиною, що може змінюватися за зміни концентрації елементу.» [15] Вуглеводні нафти мають здатність проникати на значну глибину (авіаційни керосин може проникати на глибину до 700 м).

### **5.5. Заходи, що здійснюються для підвищення екологічної безпеки**

Документи, що містять обов'язкові до виконання норми та положення по забезпеченню екологічної безпеки для авіаційних двигунів:

- стандартам ІСАО, які містять вимоги по екологічним характеристикам (Додаток 16 (том I, II));
- АП-34;
- ISO 14000;
- директиви та державні стандарти.

Можливі шляхи зменшення рівня негативного впливу авіаційних двигунів на навколишнє середовище:

- підвищення екологічних показників палива;
- удосконалення конструкції авіаційних двигунів (камери згорання - підвищення повноти згорання палива).

## ВИСНОВКИ

Дана робота розроблена відповідно до отриманого завдання на дипломну роботу

Розглянуто аспекти розвитку гідравлічних систем вітчизняних літаків, а також проведений огляд і аналіз сучасного рівня систем джерел тиску гідравлічних систем та їх споживачів.

Спроектовано гідросистему для важкого транспортного літака, що пропонує використання вітрового двигуна в якості резервного джерела гідравлічної енергії.

Розроблені структурна і принципова схеми, пояснюючі логіку та принцип виконання закладених функцій.

Проведено дослідження явища пульсацій у гідравлічній системі. Проведено аналіз різних типів гасителів пульсацій, а також розроблено гаситель пульсацій для гідравлічної системи важкого транспортного літака

Запропонований ряд заходів, спрямованих на підвищення безпеки праці при експлуатації гідросистеми літака, а також на етапі стендових досліджень.

Наведена необхідна інформація, що стосується проблеми забруднення атмосфери шкідливими викидами авіаційних двигунів.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / М.Г. Акопов, В.И. Бекасов, А.С. Евсеев и др.; Под ред. А.М. Матвеевко и В.И. Бекасова. - е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1995. – 496 с.: ил.
2. ГОСТ 2.103-2013
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.
4. Руководство по технической эксплуатации АН-124 ( РЭ 5) / [http://www.aviadocs.net/RLE/An-124-100/CD1/RYE/An-124-100\\_RYE5.pdf](http://www.aviadocs.net/RLE/An-124-100/CD1/RYE/An-124-100_RYE5.pdf)
5. Руководство по технической эксплуатации АН-70.
6. Вопросы надежности гидравлических систем. Выпуск 1. КИГВФ Киев 1960
7. Галдин Н.С. Основы гидравлики и гидропривода: Учебное пособие. – Омск: Изд-во СибАДИ, 2006. – 145 с.
8. Головин А.Н., Шорин В.П. Гасители колебаний для гидравлических систем. Самара: Самарский научный центр РАН, 2005. 168с.
9. Шарин В.П. Устранение колебаний в авиационных гидросистемах. М.: Машиностроение, 1980. 156с.
10. Шорин В. П., Гимадиев А. Г., Шахматов Е. В. Проектирование гасителей колебаний для гидравлических цепей систем управления // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт. 1987. № 4. С. 127—133.
11. Макарьянц Г. М., Прокофьев А. Б., Шахматов Е. В. Использование численного моделирования для расчета собственных характеристик гасителей колебаний давления в распределенных параметрах // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С. П. Королева (национального исследовательского университета). 2007. № 1. С. 148—155.

12. Белов Г. О., Головин А. Н., Крючков А. Н., Родионов Л. В., Шахматов Е. В. Исследование процессов возбуждения и подавления пульсаций рабочей среды и гидродинамического шума в трубопроводных системах // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. Т. 13, № 4. С. 178—184.

13. НПАОП 0/00-1.29-97. Правила захисту від статичної електрики.

14. ДНАОП 5.1.30-1.06.98 (НПАОП 63.23-1.06-98). ПРАВИЛА БЕЗОПАСНОСТИ ТРУДА ПРИ ТЕХНИЧЕСКОМ ОБСЛУЖИВАНИИ И ТЕКУЩЕМ РЕМОНТЕ САМОЛЕТЕ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ (43768).

15. Транспортна екологія: навчальний посібник / О. І. Запорожець, С. В. Бойченко, О. Л. Матвеева, С. Й. Шаманський, Т. І. Дмитруха, С. М. Маджд; за заг. редакцією С. В. Бойченка. – К.: НАУ, 2017. – 507 с.1

16. АНАЛІЗ ВПЛИВУ АВІАЦІЙНОГО ТРАНСПОРТУ НА ЗАБРУДНЕННЯ АТМОСФЕРИ, І.Л. Трофімов, канд. техн. наук, доцент Національний авіаційний університет, УДК 504.06:656.71(043.2).

17. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: Учебник для машиностроительных вузов / Т.М. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов и др. – 2-е изд., перераб.: Машиностроение, 1982. – 423 с., ил.

18. Руководство по технической эксплуатации ТУ-204.

19. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под редакцией С.М. Егера, - 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 613 с.