

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  
середньомагістрального пасажирського літака»

Виконавець: студена 2-го курсу Городиського Романа Владиславовича \_\_\_\_\_  
(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

Городиський Роман Владиславович  
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи джерел тиску гідравлічної системи середньомагістрального пасажирського 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: середньомагістральний пасажирський літак, високоплан виконаний за класичною схемою, робоча рідина НГЖ-5У, робочий тиск в системі джерел тиску 21МПа..

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Структура гідравлічної системи, опис роботи мережі джерел тиску, використання гідробаку закритого типу.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: Креслення загального виду літака, структурна та принципова схеми гідравлічної системи літака, креслення бака закритого типу.

## 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.	Розрахунок та проектування гідравлічного баку закритого типу	...	
6.	Розрахунок гідравлічного бака на міцність	...	
7.	Дослідження кавітаційних характеристик	...	
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 2020р.

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

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Городиський Р.В.  
(підпис)

Дата \_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

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

ЛІТАК, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ДЖЕРЕЛА ТИСКУ, ГІДРАВЛІЧНИЙ БАК.

Об'єкт дослідження – гідравлічна система середньомагістрального пасажирського літака АН-148, предмет дослідження – конструктивне виконання та особливості роботи гідравлічної системи АН-148, її принципова та функціональна схеми.

Мета дипломної роботи – розробка проекту по заміні гідробаків літака АН-148 баками закритого типу, з метою економії маси літака за рахунок відсутності необхідності встановлення системи наддуву гідробаків. Дослідження та аналіз кавітаційних процесів у гідравлічній системі літального апарата.

Метод дослідження – аналіз процесу кавітації у гідравлічній системі літального апарата.

Установлено можливість заміни використовуваного гідробака на гідробак закритого типу зі збереженням необхідних характеристик та внесено необхідні зміни у принципову та функціональну схему гідросистеми. Проведено дослідження процесу кавітації в гідравлічній системі літального апарату.

Матеріали дипломної роботи 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-148

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1. Гідравлічна система літального апарата.....	11
1.1.1. Призначення і основні вимоги до гідравлічної системи.....	12
1.1.2. Оптимізація структур і параметрів бортових гідрокомплексів.....	12
1.1.3. Призначення і основні вимоги до гідравлічної системи.....	15
1.1.4. Вимоги до гідросистем з урахування АП-25.....	16
1.2. Проектування гідросистем літальних апаратів.....	17
1.2.1. Етапи створення конструкції гідросистеми літального апарата.....	19
1.2.2. Аналіз вихідних даних.....	20
РОЗДІЛ 2	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
2.1. Аналіз систем літаків-аналогів.....	22
2.1.1 Літак SSJ 100.....	23
2.1.2 Літак Ту-334.....	24
2.1.3 Літак Ан-72.....	25
2.1.4 Літак Ан-148.....	27
2.2. Обґрунтування вибору схеми. Особливості проектованої конструкції.....	28
2.2.1 Тактико-технічні вимоги на літак.....	28
2.2.2. Опис проектованої системи літака .....	32
2.2.3. Визначення характеристик системи джерел тиску.....	35
2.2.4 Розрахунок гідросилових елементів споживачів літака.....	35
2.2.5 Розрахунок лінії всмоктування.....	44

2.2.6 Розрахунок на міцність гідробаку.....	47
---	----

## РОЗДІЛ 3

### НАУКОВА ЧАСТИНА

3.1 Опис насосу НП148Н.....	49
3.2 Обґрунтування діагностичних параметрів блоку живлення літака АН-148.....	57
3.2.1 Загальна характеристика процесу кавітації.....	57
3.2.2 Експериментальне дослідження кавітаційних характеристик циліндричних насадків і насадків конфузorno-диффузорного типу.....	65
3.2.3 Експериментальна установка для дослідження кавітаційних характеристик.....	67
3.2.4 Результати проведення експерименту.....	69
3.2.5 Оцінка точності вимірювань.....	73
3.2.6 Висновки по результатам вимірювань.....	75

## РОЗДІЛ 4

### ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Перелік небезпечних і шкідливих факторів при технічному обслуговуванні мережі джерел тиску гідравлічних систем .....	79
4.2 Обставини прояву.....	80
4.3 Інженерно-технічні та організаційні роботи з запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів на робітника.....	81
4.3.1 Розрахунок заземлювача.....	81
4.3.2. Запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів.....	83
4.4 Пожежна та вибухова безпека.....	85
4.5 Характеристика робочої рідини.....	86
4.6 Конструктивні особливості системи.....	87
4.7 Вимоги з охорони праці.....	88
4.8 Інструкція з безпеки праці при випробуваннях системи.....	89

## РОЗДІЛ 5

## ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Загальна характеристика викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами..	90
5.1.1. Склад викидів авіаційних двигунів.....	90
5.1.2. Проблема забруднення у аеропортах.....	91
5.2. Екологічні вимоги.....	92
ВИСНОВКИ.....	93
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	94
ДОДАТКИ	

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

АП – авіаційні правила;

БАСК – бортова автоматизована система контролю;

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;



## ВСТУП

Найважливіша частина розвитку цивільної авіації направлена на поліпшення ефективності всіх параметрів 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.» [1]

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

Основним критерієм оцінки ефективності пасажирських повітряних суден є їхня пасажиромісткість, дальність польоту судна, економічність та надійність.

Конструктивними особливостями пасажирських суден є :

- переважно це низькоплани, використання схеми високоплан зумовлюється можливістю використання на аеродромах поганої якості
- наявність пасажирських трапів та багажних відсіків;

# РОЗДІЛ 1

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

### 1.1. Гідравлічна система літального апарата

На теперішньому етапі розвитку цивільної авіації, гідравлічна система є незамінною схемою передачі потужності на велику кількість споживачів на борту літального апарату, таких як: приводи системи керування, механізації крила, системи випуску та прибирання шасі, системи гальмування коліс, приводи замків, люків, тощо.

«У порівнянні з електромеханічними та пневматичними енергетичними системами, гідравлічні мають наступні переваги:

- Висока силова напруженість (практична 15...30 МПа, теоретична гранична 40...60 МПа (мінімізація мас), 50...90 МПа (мінімізація об'ємів)).
- Висока швидкодія (час зупинки двигуна після припинення подачі 10<sup>-3</sup>...10<sup>-4</sup> с, граничні кутові прискорення 10000 1/с<sup>2</sup>).
- Висока масова віддача (джерела енергії 0.1...0.4 кг/кВт, виконавчі органи 0.3...0.4 кг/кВт, мережі 0.04...0.09 кг/(кВт·м)).
- Високий загальний ККД системи (0.7...0.9).
- Висока надійність (кількість відмов у автоматизованих системах по вині систем 2...10%).
- Пожежо- та вибухонебезпечність не існує при використанні негорючої рідини.
- Електромагнітні поля не впливають на роботу системи.
- Висока точність позиціонування.
- Приводи не чутливі до режимів зупинки під навантаженням» [1]

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

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.

### 1.1.2. Оптимізація структур і 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.» [2]

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, ремонтпридатності 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.

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

На сучасних літаках гідравлічні системи використовуються в силових пристроях і приводах керування літаком, для випуску та прибирання шасі, закрилків, аеродинамічних гальм, в керуванні і рулінні літака, та для гальмування коліс шасі.

«Загалом гідравлічну систему можна розділити на основні частини:

- Енергетичну – насоси, фільтри, баки та гідроакумулятори
- Агрегатну – гідропідсилювачі органів керування, силові циліндри і гідромотори.
- Комунікаційну – трубоповоди, з'єднання, крани, переключателі, сигналізатори тиску і тд.

Загалом, гідравлічна система характеризується:

- Складом функціональних споживачів
- Робочою рідиною, що застосовується
- Тиском рідини в системі
- Типом використаних насосів
- Пристроями, що перетворюють входні сигнали (електричні, пневматичні, механічні) в гідравлічні командні впливи
- Конструкцією та ємністю баків для робочої рідини
- Фільтрами для захисту агрегатів від впливу забрудненої робочої рідини
- Способом ущільнення рухомих та нерухомих з'єднань
- Допустимим температурним режимом роботи
- Джерелом енергії для приведення в рух насосів (гідромотор, електромотор і т.д.)
- Методами дублювання в роботі агрегатів, резервування окремих підсистем та аварійними підсистемами в цілому.» [3]

На теперішній час, на етапі створення чи удосконалення літаків інженерні рішення чітко контролюються не лише показниками безпеки, енергоефективності та традиційними вимогами до габаритно-масової оптимізації, а і новим рівнем вимог до льотно-технічних, експлуатаційно-економічних характеристик.

Розвиток авіаційної гідравліки характеризується безперервним ростом потужності, що споживається та маси ГС, при однакових розмірах та компоновальних об'ємах ЛА. Ця тенденція приводить до абсурдної ситуації «літак, як носій гідросистеми». Однією з проблем ГС є низька енерговіддача загалом, у порівнянні з подачою насосів. Інше актуальне завдання при проектуванні ЛА – забезпечення температурних режимів виконавчих приводів, що зумовлене зростанням вимог до швидкості польоту та маневрених характеристик літаків. Оптимізація характеристик гідросистем літаків на сучасному етапі відбувається в основному за рахунок підвищення тиску в системі до 28-35 МПа та розробкою приводів, рульових поверхонь і комплектуючи з композитних матеріалів.

«Існують такі вимоги до гідравлічних систем:

- Час спрацьовування повинен відповідати технічним умовам:
- Надійність роботи всіх умовах польоту і руху по землі (висота, швидкість, еволюції, режими роботи авіадвигуна), що властиві літальному апарату;
- Застосування резервування, дублювання і можливо більшої автоматизації:
- Герметичність нерухомих з'єднань і агрегатів в діапазоні температур навколишнього середовища від  $-55^{\circ}\text{C}$  до найвищої, що зустрічається при експлуатації ЛА.

Виключення ймовірності попадання в гідросистему твердих сторонніх частин і ретельна очистка робочої рідини в процесі експлуатації» [4]

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

«І. 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 витоку 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 кабінку екіпажу і пасажирів не призводило до ситуації, гіршої, ніж ускладнення польоту.» [5]

## **1.2. Проектування гідросистем літальних апаратів**

«Процес розробки будь-яких конструкцій та систем регламентовано єдиною системою конструкторської документації (ЄСКД). Таким чином відповідно до ГОСТ 2.103-68 існує така структура процесу розробки:

Проектна конструкторська документація

а) технічна пропозиція

- Підбір матеріалів.
- Розробка технічної пропозиції.
- Розгляд та затвердження технічної пропозиції.

б) ескізний проект

- Розробка ескізного проекту.

- Виготовлення та випробування матеріальних макетів (при необхідності) і (або) розробка, аналіз електронних макетів (при необхідності).
- Розгляд та затвердження ескізного проекту.

в) технічний проект

- Розробка технічного проекту.
- Виготовлення та випробування матеріальних макетів (при необхідності) і (або) розробка, аналіз електронних макетів (при необхідності).
- Розгляд та затвердження технічного проекту.

Робоча конструкторська документація:

Розробка конструкторської документації, призначеної для виготовлення та випробування дослідного зразка (дослідної партії).

а) дослідного зразка (дослідної партії) виробу, призначеного для серійного (масового) або одиничного виробництва (крім разового виготовлення)

- Виготовлення та попередні випробування дослідного зразка (дослідної партії).
- Коригування конструкторської документації за результатами виготовлення і попередніх випробувань дослідного зразка (дослідної партії).
- Приймальні випробування дослідного зразка (дослідної партії).
- Коригування конструкторської документації за результатами приймальних випробувань дослідного зразка.
- Для виробу, що розробляється на замовлення Міністерства оборони, при необхідності, - повторне виготовлення і випробування дослідного зразка (дослідної партії) по документації з літерою "ГОСТ 2.103-68 Єдина система конструкторської документації (ЕСКД).

б) серійного (масового) виробництва

- Виготовлення та випробування установчої серії по документації з літерою "ГОСТ 2.103-68 Єдина система конструкторської документації (ЕСКД). Стадії розробки (з Змінами N 1, 2, з Поправкою)" (або "ГОСТ 2.103-68 Єдина

система конструкторської документації (ЕСКД) . Стадії розробки (з Змінами N 1, 2, з Поправкою) ").

- Коригування конструкторської документації за результатами виготовлення і випробування установчої серії, а також оснащення технологічного процесу виготовлення виробу.
  - Для виробу, що розробляється на замовлення Міністерства оборони, пр необхідності, - виготовлення та випробування головний (контрольної) серії.»
- [6]

### 1.2.1. Етапи створення конструкції гідросистеми літального апарата

«У відповідності з етапами проектування гідравлічних систем ЛА зазначеними у ГОСТ 2.103-68, рекомендацій з приводу їх виконання містять у собі такі пункти:

I етап: Ескізний проект:

- Розробляється загальна схема об'єкта, відповідно створюється його конструкція.
- Розпочинати компоновання елементів потрібно з найбільших та першочергових, від розташування яких залежатиме подальша конструкція.
- Найкращим варіантом є паралельна розробка декілька варіантів виконання системи з проведенням порівняльного аналізу.
- Проведення розрахунків у першому наближенні.
- Перевірка конструкції з точки зору технологічності.
- Перевірка уніфікації та стандартизації елементів.

II етап: Технічний проект:

- Компоновання системи (бажано в масштабі 1:1).
- Застосовувати принцип агрегатності, тобто компоувати елементи у вигляді агрегатів, що встановлюватимуться у зібраному вигляді.
- Не розташовувати рухомі деталі небезпечній близькості до деталей фюзеляжу
- Враховувати необхідність повної взаємозамінності

- Передбачити фіксувальні елементи для правильного встановлення частин системи.
- Забезпечити високу питому міцність конструкції методами, з урахуванням необхідності збереження мінімальної маси
- Забезпечити жорсткість деталей.
- Забезпечити максимальний ресурс.
- Необхідно проектувати скорочення об'єму операцій регулювання.
- Вводити запобіжні пристрої і виключити можливість роботи на небезпечних режимах експлуатації, попередити можливість неправильного використання.
- Виключити можливість неправильного збирання вузлів і агрегатів.
- Забезпечити неперервне змащування рухомих деталей.
- Забезпечити захист чутливих елементів від зовнішнього та робочого середовищ.
- Забезпечити надійне страхування різьбових з'єднань.
- Прагнути до зменшення собівартості виготовлення об'єкта за рахунок впровадження високої технологічності, уніфікації, нормалізації, зменшення кількості типорозмірів деталей.
- Прагнути зменшення ваги шляхом підвищення компактності, використання легких сплавів, неметалевих матеріалів, раціоналізації кінематики, попередження нераціональних випадків навантаження.
- Прагнути до спрощення конструкції на всіх рівнях.
- Проектувати деталі так, щоб зменшувати об'єм механічної обробки.
- Дотримуватись дійсних стандартів.
- Прагнути, за можливості, зменшувати об'єм використання дорогих та дефіцитних матеріалів, або зводити їх використання до мінімуму.
- Вивчати досвід експлуатації аналогічних машин.
- Безперервно вдосконалювати конструкцію.
- Забезпечити конструктивний заділ для можливості подальшого вдосконалення конструкції.» [7]

## 1.2.2. Аналіз вихідних даних

Технічне завдання є точкою відліку роботи конструктора, даний пункт визначає напрям руху у процесі розробки об'єкта.

«У випадку, коли ТЗ відсутнє (наприклад, у рамках виконання навчальної роботи), у якості вихідних даних слугуватимуть:

- Характеристики проектного ЛА.
- Креслення проектного ЛА.
- Загальні вимоги щодо розробки ГС ЛА (див. п. 1.2.1).
- Нормативні вимоги щодо проектування ГС ЛА та суміжних систем (див. п. 1.1.2).
- Дані літаків-прототипів (структура та характеристики їх ГС, креслення, рекомендації з ТО, тощо).

Аналізуючи характеристики проектного літака слід визначити тип літака за призначенням і тип літака за злітною масою, адже за цими критеріями розглядається ряд літаків-прототипів, дані котрих слугуватимуть опорними у подальшому проектуванні.

Підібравши ряд літаків-прототипів за вищевказаними критеріями, проводиться пошук конструкторської документації за необхідними розділами, наприклад:

- Керівництво з технічної експлуатації (Aircraft maintenance manual, АММ).
- Керівництво з льотної експлуатації (Flight crew operating manual, FCOM; Aircraft flight manual, АFМ; Aircraft operators manual, АОМ).
- Керівництво з центрування та завантаження (Aircraft weight and balance manual, АWВМ).
- Інші доступні та достовірні джерела (фахові видання, презентації від виробника, тощо).» [7]

## РОЗДІЛ 2

### СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

#### 2.1. Аналіз систем літаків-аналогів

##### 2.1.1. SSJ 100

«Гідравлічна система призначена для забезпечення гідравлічного живлення:

- Системи керування
- Системи прибирання і випуску шасі
- Системи керуванням поворотом носової стійки шасі
- Основної гальмівної системи
- Системи стоянкового гальмування
- Керування реверсивними пристроями

Основна ГС включає в себе три незалежних підсистеми, номінальний тиск в лінії нагнітання 21МПА.

ГС 1 виконана по схемі закритого типу (відсутній контакт гідравлічної рідини з газовим середовищем в гідробаку).

ГС 1 працює незалежно від інших гідросистем, однак, у випадку відмови гідронасоса чи лівого двигуна, для забезпечення прибирання і основного випуску шасі, передбачений відбір потужності від ГС3 до ГС1 через блок передачі потужності.

Основним джерелом живлення в ГС 1 є гідронасос з приводом від лівого двигуна. Для відключення гідронасоса від гідросистеми при пожежі лівого двигуна чи підвищенні температури в гідробаку вище 135 °С в лінії живлення гідронасоса встановлений перекирвний протипожежний клапан (FWSOV1). Закриття клапана FWSOV1 проводиться електродистанційно екіпажем з пульта або автоматично при спрацьовуванні сигналізатора температури.

Резервним джерелом тиску є насосна станція змінного струму. Насосна станція змінного струму вмикається автоматично при прибиранні шасі, а також при відмові лівого двигуна чи основного гідронасоса. Насосна станція в польоті на землі забезпечується живленням від приводів-генераторів. В польоті при відмові одного з генераторів можливе живлення від генератора ДСУ тільки однієї насосної станції. На землі насосна станція забезпечується живленням від приводів-генераторів, генератора ДСУ та наземних джерел живлення.

В склад ГС1 функціонально входить допоміжне джерело гідроживлення – насос блока передачі потужності. БПП представляє собою моноблок передачі потужності від ГС3 до ГС1 ( в систему прибирання і основного випуску шасі), який складається з мотора і насоса, механічно з'єднаних спільним валом.

ГС2 виконана за схемою закритого типу. Всі агрегати ГС2 розташовані в задньому технічному відсіку по правому борту між шпангоутом 53 і 54.

Основним джерелом тиску в ГС2 являється насосна станція змінного струму. Насосна станція змінного струму в польоті забезпечується живленням від приводів-генераторів. На землі насосна станція забезпечується живленням від приводів-генераторів, генератора ДСУ та наземних джерел живлення.

Насосна станція змінного струму використовується, як у польоті, так і на землі при технічному обслуговуванні. В склад ГС2 функціонально входить аварійна система, джерелом гідравлічної енергії якої являється насосна станція постійного струму.

ГС3 виконана по схемі закритого типу. Основним джерелом тиску в ГС3 є гідронасос з приводом від правого двигуна. Для відключення насосів від гідросистеми при пожежі правого двигуна або підвищенні температури в гідробаку вище ніж 135 °С в лінії живлення гідронасоса встановлений перекиривний протипожежний клапан FWSOV3. Закриття клапана проводиться електродистанційно екіпажем з пульта, або автоматично при перевищенні температури в гідробаку.

Резервним джерелом живлення є насосна станція змінного струму. Насосна станція вмикається автоматично при відмові правого двигуна або гідронасоса ГС3, а

також при відмові лівого двигуна чи гідронасоса ГС1 в процесі прибирання чи випуску шасі.

У всіх гідросистмах встановлені гідробаки з пневмопідтискувнням, що представляють собою баки закритого типу з диференційним поршне. Гідробаки призначені для створення тиску підтиснення гідрорідини на вході в насоси і насосні станції, в тому числі при від'ємних перевантаженнях, для компенсації зміни об'єму гідрорідини в гідробаках в результаті їх температурного розширення і стиснення, розрахункових витоків і зміни об'єму в трубопроводах і агрегатах.

Для забезпечення роботи споживачів в умовах різкої зміни тиску і витрати рідини, а також для забезпечення підтискання газової порожнини гідробаків в гідросистемах встановлені гідроаккумулятори. Газова порожнина гідроаккумулятора з'єднується з газовою порожниною гідробака.

На кожному гідробаку встановлений електромеханічний рівнемір гідробака з вбудованим недистанційним механічним показчиком заправки гідробака, датчик температури та сигналізатор температури.» [8]

### 2.1.2. Літак Ту-334

«Гідравлічна система (ГС) літака складається з 3-х незалежних, одночасно працюючих підсистем (ГС1, ГС2 і ГС3). Гідравлічна система повинна забезпечувати керування літаком при відмові всіх двигунів. Номінальний робочий тиск у кожній гідросистемі повинен бути 210 кгс/см<sup>2</sup>.

За робочу рідину в кожній гідросистемі застосовують вибухопожаробезпечну рідину НГЖ-5У.

Для забезпечення безкавітаційної роботи всіх джерел гідравлічної енергії незалежно від висоти польоту передбачена система наддуву гідробаків. Контроль за роботою гідросистеми і системи наддуву гідробаків повинен здійснюватися по приладах.

Гідравлічне живлення систем керування літака здійснюють три основні незалежні, ізольовані одна від одної, гідросистеми (перша, друга і третя).



Загальна потужність гідросистем, створювана насосами змінної продуктивності з приводами від двигунів літака, повинна бути достатня для приведення в дію гідроагрегатів, що працюють одночасно при робочих комбінаціях.

Для відпрацювання на землі, а також для компенсації потужності гідросистем при відмовленні одного з двигунів у першій, другій і третій системах передбачені електричні насосні станції.

Керування агрегатами гідросистеми – дистанційне.

Кожна гідросистема повинна бути однією з трьох гідросистем літака, гідравлічна потужність якої повинна передаватися по незалежним від інших гідросистем каналам.

Основним джерелом гідравлічної потужності першої і третьої гідросистем є насос змінної продуктивності, установлений на коробці літакових агрегатів (КЛА) лівої і правої силових установок. Для виключення перегріву робочої рідини повинна бути забезпечена можливість розвантаження насоса першої і третьої гідросистем від перемикача на щитку гідросистем пульта пілотів.

Основним джерелом гідравлічної потужності в другій гідросистемі повинні бути два насоси змінної продуктивності. Один насос установлений на КЛА лівої силової установки, інший – на КЛА правої силової установки. Максимальна подача насоса повинна бути не менша 100 л/хв, а тиск нульової подачі – 21 МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>). При запуску двигуна для зниження потужності насос двигуна, що запускається, працює на режимі повної продуктивності. Для виключення перегріву робочої рідини повинна бути забезпечена можливість відключення насосів другої гідросистеми від перемикача на пульті пілотів.» [9]

### 2.1.3. Літак Ан-72

«Гідравлічна система літака забезпечує роботу мереж прибирання-випуску шасі, повороту коліс передньої опори, гальмування, керування літаком, вантажним люком, вхідними дверима (у польоті), опорами під порогом вантажного люка, реверсом двигунів, склоочисниками.

Гідравлічна система складається з двох систем: лівої (система №1) і правої (система №2).

Ліва гідросистема забезпечує: прибирання-випуск шасі; гальмування коліс; випуск-прибирання зовнішніх закрилків у резервному режимі; випуск-прибирання внутрішніх закрилків; випуск-прибирання інтерцепторів №4 і 6 на лівому і правому напівкрилах; випуск-прибирання дефлектора стабілізатора в резервному режимі; живлення рульового приводу напрямку; живлення гідропідсилювача лівої половини руля висоти; дублювання живлення гідропідсилювача правої половини руля висоти; відкриття і закриття вантажного люка; відкриття входних дверей з місця правого льотчика; керування опорами під порогом вантажного люка; роботу лівого склоочисника; реверс лівого двигуна.

Права гідросистема забезпечує: аварійний випуск шасі; поворот коліс передньої опори шасі; аварійне та стояночне гальмування коліс; випуск-прибирання зовнішніх і внутрішніх закрилків у резервному режимі; випуск-прибирання передкрилків; дублювання живлення кермового приводу руля напрямку і гідропідсилювача лівої половини руля висоти; живлення гідропідсилювача правої половини руля висоти; реверс правого двигуна.

Основним джерелом тиску в кожній гідросистемі служить насос перемінної продуктивності з приводом від двигуна. Номінальний тиск у гідросистемах 150 кгс/см<sup>2</sup> (15 МПа), робоча рідина АМГ-10. Загальна кількість рідини в гідросистемах – 91 л.

У лівій гідросистемі є електроприводна насосна станція і блок живлення з ручним приводом (БЖРП), що служать допоміжними джерелами тиску. Насосна станція забезпечує живлення робочою рідиною споживачів при наземному обслуговуванні літака і підзарядку гідроаккумулятора стояночного гальмування. Насос з ручним приводом використовується для виконання операцій по керуванню вантажним люком при виключених інших джерелах живлення, а також для дозаправлення гідробаків.

Приводи систем керування літаком, гальмуванням коліс і реверсом двигунів мають переваги по живленню, для чого в лініях нагнітання встановлені підпірні

клапани, що перекривають подачу рідини до інших споживачів при зниженні тиску в системі нижче визначеної величини.

Лінії нагнітання гідросистем з'єднані між собою краном кільцювання, що дозволяє використовувати потужність обох насосів для живлення будь-якого споживача.

Дозаправлення гідробаків рідиною проходить закритим способом через клапан нагнітання, установлений на бортовій панелі гідросистеми, чи за допомогою ручного насоса з ємності з запасом рідини.» [10]

#### 2.1.4. Літак Ан-148

«Літак постачений двома цілком автономними гідравлічними системами (ГС1 і ГС2) і мережею резервної насосної станції. Перша гідросистема (ГС1) живить тільки агрегати системи керування польотом, гальмові інтерцептори і реверсний пристрій двигуна №1. Друга гідросистема (ГС2) крім агрегатів системи керування, другої пари гальмових інтерцепторів і реверсного пристрою двигуна №2 живить системи шасі (прибирання-випуск, рульовий пристрій, гальмова система) і приводи закрилків і передкрилків. Крім того, у ГС1 є аварійний турбонасос.

Мережі джерел тиску ГС1 і ГС2 практично цілком однакові. Відмінності полягають у наявності в другій гідросистемі підпірного клапана РД57-2 із своєю системою керування, через який живляться споживачі, не пов'язані із системою керування польотом, і трохи іншою системою автоматичного включення насосної станції.

Основним джерелом тиску в першій і другій гідросистемах служать насоси змінної подачі НП148Н з приводом від маршових двигунів, а резервним і наземним – насосні станції НС140-7Н, які мають електродвигуни змінного струму.

Резервна насосна станція НС140-2Н, яка має свої окремі гідробаки та мережу напірних і зливальних трубопроводів і агрегатів, призначена для резервного випуску шасі, резервного живлення рульового пристрою, аварійного гальмування коліс шасі,

керування кришками багажних відсіків і прибирання аварійного турбогенератора. Насосна станція працює від електродвигуна постійного струму.

Усі несправності і відмови, що виникають в системах, надходять і запам'ятовуються БСТО. У БСТО видаються також деякі параметри гідросистеми, відсутні на кадрі "ГІДРО", наприклад, величина тиску наддуву гідробаків, тиск зарядки гідроаккумуляторів.» [11]

## **2.2. Обґрунтування вибраної схеми. Опис конструкції**

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

«Ан-148 призначений для пасажирських перевезень на регіональних і коротко-магістральних маршрутах до 3100 км завдовжки з можливістю базування на злітно-посадкових смугах зі штучним покриттям і підготовлених ґрунтових смугах, розташованих на висоті до 1500 метрів над рівнем моря, за будь-яких кліматичних умов. Крейсерська швидкість польоту літака становить 780—850 км/год, а крейсерська висота польоту — до 12 200 м. На базі літака передбачене створення сімейства його варіантів і модифікацій цивільного призначення.

Літак Ан-148 оснащується двома двоконтурними турбоструменевими двигунами Д-436-148. Витрата палива — 1458 кг/год при максимальному комерційному завантаженні. Додатково використовується допоміжна силова установка АІ-450-МС.

Двомоторний турбореактивний літак, побудований за аеродинамічною схемою вільнонесучого високоплана з крилом помірної стрілоподібності і однокільовим Т-подібним оперенням. Фюзеляж суцільнометалевий типу «напів монокок» круглого перерізу. Шасі забирається, триопорне з носовою стійкою.» [11]

Основні характеристики літака:

Таблиця 2.1.

1	Злітна вага, т	36,4
2	Пасажиромісткість, чол.	85
3	Комерційне навантаження, т	7,7
4	Вага спорядженого літака, т	22,5
5	Вага палива в ОЧК ( $\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$ ), т	8,51
	Вага палива в центроплані ( $\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$ ), т	3,15
6	Двигуни Д-36-5АФ:	
	- злітна тяга ( $H = 0, +30^\circ\text{C}$ ), кгс	6380
	- тяга ЧР ( $H = 0, +30^\circ\text{C}$ ), кгс	7100
	крейсерська тяга ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кгс	1350
	питомі крейсерські витрати палива ( $M = 0,75, SA, H = 11 \text{ км}$ ), кг/кг·год	0,64
	крейсерська тяга ( $M = 0,772, SA, H = 11,6 \text{ км}$ ), кгс	1200
	розташовувані питомі крейсерські витрати палива ( $M = 0,772,$ $SA, H = 11,6 \text{ км}$ ), кг/кгс·год	0,68
7	Швидкість:	
	- максимальна, км/год	880
	- крейсерська, км/год	820
8	Крейсерська висота, м	11600
9	Практична дальність, км:	
	- з 70 пасажирами (6,65 т)	2800
	- з платним навантаженням (7,7 т)	2200
	и максимальному запасі палива в консолях крила (55 пасажирів = 5,23 т)	3700
10	Необхідна довжина ЗПС ( $H = 0, SA$ ), м:	

	- для зльоту	1800
	- для посадки	1800
11	Паливна ефективність, г.пас.км	27,6
12	Крейсерська якість ( $M = 0,78$ , $C_y = 0,45$ )	15,8

Геометричні характеристики літака:

*Таблиця 2.2.*

Параметр	Фюзеляж
Діаметр, мм	3350
Довжина, мм	26200
Подовження	7,82
Мідель (с ОШ), кв. м	9,459

## 2.2.2. Опис проектованої системи літака Ан-148

«Гідравлічна система призначена для:

- живлення кермових приводів системи керування в повздовжньому, поперечному і шляховому каналах;
- основного керування закрилками;
- основного керування передкрилками;
- керування гальмовими інтерцепторами;
- прибирання і випуску шасі, резервного випуску шасі;
- основного та аварійного гальмування коліс шасі;
- живлення пристрою повороту передньої опори шасі;
- живлення систем реверса маршових двигунів;
- керування дверима та трапом.

Гідравлічна система складається з двох повністю незалежних систем: ГС1 і ГС2 та мережі резервної насосної станції.

Перша гідросистема ГС1 живить тільки рульові приводи системи керування, зовнішні секції гальмових інтерцепторів і реверс двигуна №1.

Друга гідросистема ГС2 живить приводи системи керування, внутрішні секції гальмових інтерцепторів, реверс двигуна №2, приводи передкрилків і закрилків, системи прибирання-випуску шасі, гальм і рульового пристрою.

Мережа **резервної насосної станції** використовується для резервного випуску шасі, аварійного гальмування коліс шасі, резервного живлення рульового пристрою передньої опори шасі і для керування кришками багажних люків. Керування насосною станцією здійснюється перемикачем “НС” із щитка гідросистеми, встановленого в кабіні екіпажу. Робота насосної станції контролюється по сигнальному табло “Δ” на щитку гідросистеми. Табло “Δ” загоряється по команді сигналізатора тиску, встановленого в лінії нагнітання насосної станції.

Основним джерелом тиску в першій та другій гідросистемах служать насоси змінної подачі НП148Н з приводом від маршових двигунів, а резервним та наземним – насосні станції НС140-7Н, які мають електродвигуни змінного струму.

ГС2 складається з трьох мереж:

- мережа до підпідного клапану, від якої живляться кермові приводи системи керування;

- мережа за підпідним клапаном, від якої живляться приводи передкрилків і закрилків системи прибирання-випуску шасі, основного і стояночного гальмування і рульовий пристрій; у системі основного і стояночного гальмування передбачений автономний гідроакумулятор;

- автономна мережа насосної станції ГС2, від якої живиться резервний випуск шасі, аварійне гальмування коліс шасі, двері, трап і рульовий пристрій; тиск у цій ділянці створюється електроприводною насосною станцією, підключеною до аварійної системи електропостачання постійного струму і робочої рідини, яка має свій запас.» [11]

**Гідробак** забезпечує живлення насосної станції робочою рідиною. У всіх гідросистмах встановлені гідробаки з пневмопідтискуванням, що представляють собою баки закритого типу з диференційним поршнем. Гідробаки призначені для створення тиску підтиснення гідрорідини на вході в насоси і насосні станції, в тому числі при від'ємних перевантаженнях, для компенсації зміни об'єму гідрорідини в гідробаках в результаті їх температурного розширення і стиснення, розрахункових витоків і зміни об'єму в трубопроводах і агрегатах.

Для забезпечення роботи споживачів в умовах різкої зміни тиску і витрати рідини, а також для забезпечення підтискування газової порожнини гідробаків в гідросистемах встановлені гідроакумулятори. Газова порожнина гідроакумулятора з'єднується з газовою порожниною гідробака.

На кожному гідробаку встановлений електромеханічний рівнемір гідробака з вбудованим недистанційним механічним показчиком заправки гідробака, датчик температури та сигналізатор температури.

Використання гідравлічних баків замкнутого типу дають можливість зменшити масу гідравлічної системи.



Однією з додаткових та не менш важливих переваг бака закритого типу є відсутність контакту гідравлічної рідини з повітрям чи азотом завдяки наявності рухомого гідравлічного поршня.

Гідробаки закритого типу дозволяють подовжити ресурс гідравлічної рідини і її жорсткість через зменшення в ній кількості розчиненого газу, а також дозволяють використання вакуумування робочої рідини при її заправці в ГС.

Баки закритого типу мають менші габаритні розміри та не критичні в плані просторового розташування і перевантажень. Але мають рухомі частини складні у виконанні та обмежені в ресурсі та надійності відносно звичайних гідробаків.

**Блок фільтрів** – багатофункціональний агрегат. Фільтрами забезпечується очищення всієї робочої рідини, що подається в систему від насосної станції, а також усієї рідини, що надходить у гідробак, у тому числі і накачуваної у систему при заправленні (дозаправленні) гідробака. Фільтри постачені механічним сигналізатором.

**Запобіжний клапан** призначений для захисту гідросистеми від надмірного підвищення тиску у випадку відмовлення регулюючого пристрою насосної станції. Клапан пропускає рідину з надлишковим тиском у лінію зливу системи.

**Електрогідравлічний розподільник** розділяє напірну магістраль гідросистеми на дві лінії №1 і 2, до яких підключені споживачі гідросистеми. Керування розподільником – автоматичне.

**Запірний клапан** служить для запобігання втрати рідини з гідросистеми у випадку розгерметизації лінії нагнітання.

**Перекиривний клапан** призначений для відключення гідроаккумулятора загальної мережі від напорної магістралі на період прибирання шасі з метою забезпечення необхідного часу прибирання шасі. Клапан керується автоматично.

**Гідроаккумулятор** призначений для забезпечення короткочасних підвищених витрат робочої рідини в системі в момент спрацьовування виконавчих механізмів, а також для гасіння забросів тиску при різких зменшеннях витрати рідини в момент зупинки виконавчих механізмів.

Номінальний тиск у гідросистемі -  $210 \text{ кгс/см}^2$ . Номінальний тиск в автономній мережі насосної станції ГС –  $150 \text{ кгс/см}^2$ . Робоча рідина - непальна рідина типу НГЖ-5У.

### 2.2.3. Визначення характеристик системи джерел тиску

Вихідні дані для розробки мережі джерел тиску гідравлічної системи

1. Призначення літака – пасажирський.
2. Кількість пасажирів – 80 – 100.
3. Кількість двигунів – 2 (турбогвинтові).

4. Керування літаком. Керування літаком по всім трьом каналам (повздовжній, шляховий та поперечний) здійснюється необоротними бустерними системами (перехід на керування в ручному режимі не передбачено).

4.1. У повздовжньому каналі є дві секції руля висоти. На кожній секції встановлені по два рульових гідравлічних привода та один автономний електроприводний агрегат.

4.2. У шляховому каналі є одна секція руля напрямку, на якій встановлені два рульових гідравлічних привода та один автономний електроприводний агрегат.

4.3. У поперечному каналі є дві секції елеронів та дві секції інтерцепторів-елеронів (по одній секції елеронів та інтерцепторів-елеронів на кожному півкрилі). На кожній секції елеронів встановлені по два рульових гідравлічних привода. На кожній секції інтерцепторів-елеронів встановлено по одному автономному електроприводному агрегату.

4.5. Завершення польоту при відмові двигунів в польоті планується здійснювати за рахунок живлення по одному гідравлічному приводу на кожній секції керування.

### 5. Механізація крила.

5.1. Закрилки. Закрилки встановлюються одним комбінованим двохканальним приводом. Основний канал живиться від гідросистеми. Резервний канал живиться від електросистеми.

5.2. Передкрилки. Передкрилки керуються одним комбінованим двохканальним приводом. Основний канал живиться від гідросистеми. Резервний канал живиться від електросистеми.

5.3. Гальмові інтерцептори. На кожному півкрилі є по дві секції гальмових інтерцепторів. Кожна секція гальмових інтерцепторів керується гідравлічним циліндром. Випускатися інтерцептори повинні за 1,5 с.

6. Реверс двигуна. Кожен з двигунів має реверсний пристрій, який приводиться в дію приводом, який отримує живлення від літакової гідросистеми.

7. Прибирання-випуск шасі.

7.1. Передня опора шасі. Прибирається та випускається передня стійка шасі силовим гідроциліндром. Створки кінематично пов'язані зі стійкою. У випущеному та в прибраному положенні стійки утримуються замками. Замки відчиняються гідроциліндрами. Час прибирання – 10 с. Циліндри замків на вибір потужності гідросистеми не впливають. Резервний випуск передньої опори шасі відбувається під дією власної ваги стійки та набігаючого потоку. Відчинення замків прибраного положення відбувається вручну.

7.2. Основна опора шасі. Основна опора має дві стійки. Стійки основного шасі прибираються та випускаються силовими циліндрами створки кінематично пов'язані зі стійками. У прибраному та випущеному положеннях стійки утримуються замками. Замки відкриваються гідроциліндрами. Час прибирання – 12 с.

7.3. Резервний випуск шасі здійснюється циліндром підкосу, який має наступні параметри: хід – 30 мм; зусилля на виштовхування – 500 кг; час виштовхування – 5 с.

8. Система гальмування коліс шасі. Мається основне, аварійне та стояночне гальмування коліс. Основний та аварійний канал гальмування має антиюз. Максимальний тиск (забезпечується редуктором) – 110 кгс/см<sup>2</sup>; необхідний об'єм рідини для одного гальмування – 80 см<sup>3</sup>; максимальний тиск стояночного гальмування – 60 кгс/см<sup>2</sup>; втрати у мережі автономного гідроаккумулятора не більше 20 см<sup>3</sup>/хв. Стояночне гальмування повинне бути зживлене від автономного аккумулятора. Гідроаккумулятор повинен забезпечувати роботу стояночного гальма не менше двох годин.

9. Система повороту передньої стійки шасі. Поворот колес передньої стійки шасі проводиться за рахунок циліндра повороту, керування та живлення яким проходить за рахунок слідкую чого гідроагрегату. Максимальна необхідна витрата для живлення привода повороту колес передньої стійки шасі не більше 4,5 л/хв.

10. Багажні люки. На літаку є два багажні люка, кожен з яких відчиняється і закривається двома гідро циліндрами. Час відкриття не більше 4 с.

З точки зору зменшення ваги гідросистеми та габаритів силових циліндрів доцільне використання великого тиску  $P_{ж}$ . Величина максимального робочого тиску визначається тим тиском, при якому нормально працюють агрегати, які випускаються в промисловості: насоси, трубопроводи, з'єднувальна апаратура. Візьмемо максимальний робочий тиск:  $P_{нас} = 210 \text{ кгс/см}^2$ .

Втрати по довжині трубопроводів, у вигинах та гідроагрегатах, у лінії від насосу до споживача складає приблизно 10% від максимального робочого тиску та складає 21 кгс/см<sup>2</sup>. Гідроопір робочого тиску в лінії сливу складає 10 кгс/см<sup>2</sup>. Номінальний робочий тиск споживача буде:  $P_{раб} = 210 - 21 = 189 \text{ кгс/см}^2$ .

#### 2.2.4. Розрахунок гідросилових елементів споживачів літака

Носова опора шасі:

Розрахунковий випадок – прибирання шасі.

Хід поршня циліндра  $\Delta x = 150 \text{ мм}$  – з кінематичної схеми шасі. Робоча площа циліндру  $S_p$  дорівнює:  $S_p = S_k$ , так як циліндр працює на втягування.

$$\begin{cases} p_{роб} \cdot S_k - p_{сл} \cdot S = F \\ S_n = S - S_{ш} \end{cases}$$

де  $F = 4277 \text{ кг}$  – максимальне зусилля, яке діє на шток поршня носової стійки шасі при її прибиранні;

$S_k$  – площа кільцевої частини поршня зі сторони штоку;

$S$  – площа поршня циліндру;

$S_{ш}$  – площа штока циліндру.

$$\begin{cases} 189 \cdot S_k - 10 \cdot S = 4277 \\ S = S_n + S_{ш} \end{cases}$$

Приймаємо  $S_{ш} = 56 \text{ см}^2 \rightarrow L_{ш} = 6,5 \text{ см} = 65 \text{ мм}$ .

$$S_k = \frac{4277 + 360}{179} = 25,9 \text{ см}^2$$

Приймаємо  $S_k = 29 \text{ см}^2$ . Тоді:

$$S = S_k + S_{ш} = 36 + 29 = 65 \text{ см}^2$$

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot 65}{3,14}} = 9 \text{ см} = 90 \text{ мм}$$

Робочий об'єм циліндра  $V_p$ . Так як площею є кільцева частина поршня, то робочим об'ємом циліндра буде об'єм циліндра зі сторони штока:

$$V_p = V_k \rightarrow V_k = S_k \cdot \Delta x$$

$$V_k = 29 \cdot 15 = 435 \text{ см}^3$$

Час прибирання шасі 15 секунд, 3 секунди з яких – час відкриття створок та замків шасі. Тобто, час втягування штока повинне бути не менше 12 секунд:

$$Q = \frac{435}{12} = 36,25 \frac{\text{см}^3}{\text{с}} = 2,2 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Основна опора шасі (для 1 стійки):

Розрахунковий випадок – прибирання шасі.

Хід поршня циліндра  $\Delta x = 360 \text{ мм}$  - з кінематичної схеми механізації прибирання-випуску шасі.

Визначимо геометричні параметри циліндра:

$S_p = S_k$  - так як циліндр працює на втягування;

$F = 2586,15 \text{ кг}$  - максимальне зусилля, яке діє на шток поршню при прибиранні основної опори.

$$\begin{cases} p_{\text{роб}} \cdot S_k - p_{\text{сл}} \cdot S = F \\ S_n = S - S_{ш} \end{cases}$$

$$\begin{cases} 189 \cdot S_{\text{к}} - 10 \cdot S = 2586.15 \\ S = S_{\text{к}} + S_{\text{ш}} \end{cases}$$

$$S_{\text{к}} = \frac{2586,15 + 10 \cdot S_{\text{ш}}}{179} = 25,9 \text{ см}^2$$

Прийmemo  $S_{\text{ш}} = 45 \text{ см}^2$

$$S_{\text{к}} = \frac{2586,15 + 10 \cdot 45}{179} = 17 \text{ см}^2$$

$$S = S_{\text{к}} + S_{\text{ш}} = 45 + 17 = 62 \text{ см}^2$$

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot 62}{3,14}} = 8.9 \text{ см} = 89 \text{ мм}$$

$$S_{\text{ш}} = 45 \text{ см}^2 \rightarrow$$

$$D_{\text{ш}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 45}{3,14}} = 7.5 \text{ см} = 75 \text{ мм}$$

Робочий об'єм циліндра:  $V_{\text{р}} = V_{\text{к}}$ , так як робочою площею циліндра є кільцева частина зі сторони штока.

$$V_{\text{к}} = S_{\text{к}} \cdot \Delta x$$

$$V_{\text{к}} = 17 \cdot 36 = 612 \text{ см}^3$$

Визначаємо необхідні витрати. Час випуску основних стійок шасі становить 15 секунд, з яких 3 секунди – час відкриття створок і замків шасі. Тоді час втягування штока циліндру не повинно перевищувати 12 секунд.

$Q = \frac{V_{\text{р}}}{t}$ , де  $t$  – час ходу штока циліндра.

$$Q = \frac{612}{12} = 51 \frac{\text{см}^3}{\text{с}} = 3.06 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Для своєчасного прибирання двох стійок шасі необхідно:

$$Q_2 = Q \cdot 2 = 6.12 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Руль висоти:

В повздовжньому каналі є 2 секції руля висоти. На кожній секції встановлено два рульових привода РА100. Одна працює від ГС1, інша – від ГС2. В польоті працює всього дві рульових машинки – по одній на кожну секцію.

Для максимально швидкої переключки з одного крайнього положення в інше необхідно 9,7 л/хв., агрегат також має постійні внутрішні витоки 2 л/хв, робочий тиск РА100 не менше 110 кгс/см<sup>2</sup>. Значить в максимальному режимі для нормальної роботи рулів направлення необхідно:

$$Q = 23.4 \frac{\text{л}}{\text{хв}}, P_{\min} = 110 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Руль напрямку:

В шляховому каналі є одна секція руля напрямку. На ній встановлено два гідропривода РП67А по одному від кожної гідросистеми. В нормальному польоті працює один гідропривід.

Для максимальної швидкості переключки руля направлення необхідно:

$$Q = 14.7 + Q_{\text{ут}}$$

$$Q_{\text{ут}} = 2 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

де  $Q_{\text{ут}}$  - внутрішні витоки гідропривода.

$$Q_{\max} = 14.7 + 2 = 16.7 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Елерони:

В поперечному каналі є дві секції елеронів та дві секції інтерцепторів-елепронів. На кожній секції елеронів знаходиться два гідропривода РА110. Один гідропривод секцій заживлюється від ГС1, другий – від ГС2.

В польоті працює по одному гідроприводу на секцію. Для максимально швидкої переключки елерона з одного крайнього положення в інше необхідно

$$Q = 6.76 + Q_{\text{ут}}$$

$$Q_{\text{ут}} = 2 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

$$Q_{\max} = 6.76 + 2 = 8.76 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

де тиск не менше  $P_{\min} = 100 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$ .

Закрилки:

Закрилки приводять у рух двохканальний гідропривод ГП-148. Крутячий момент на трансмісії не більше  $M = 12 \text{ кг}\cdot\text{м}$ . Швидкість оборотів  $n = 200 \text{ об/хв}$ .

Потужність на валу буде:

$$N = \frac{M \cdot n}{974} = \frac{12 \cdot 200}{974} = 2.26 \text{ кВт}$$

ККД гідропривода:

$$\eta_{\text{заг}} = \eta_{\text{мех}} \cdot \eta_{\text{гідр}} = 0.8 \cdot 0.8 = 0.64$$

$$N_{\Gamma} = \frac{2.46}{0.64} = 3.85 \text{ кВт}$$

$$N_{\Gamma} = \frac{\Delta p \cdot Q}{612} \rightarrow Q = \frac{612 \cdot N_{\Gamma}}{\Delta p}, \text{ де } \Delta p = 160 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} - \text{робочий тиск.}$$

$$Q = \frac{612 \cdot 3.85}{160} = 14.72 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

де  $N$  – потужність на валу трансмісії;

$M$  – крутний момент на валу трансмісії;

$n$  – швидкість обертання на валу трансмісії;

$\eta_{\text{заг}}$  – загальний ККД гідромотора;

$\eta_{\text{мех}}$  – механічний ККД гідропривода;

$\eta_{\text{гідр}}$  – гідравлічний ККД гідропривода;

$N_{\Gamma}$  – необхідна потужність гідропривода;

$Q$  – потрібна витрата.

Передкрилки:

Приводяться у рух двохканальним гідроприводом ГП-148 так само, як і закрилки. Потрібна витрата:  $Q = 15 \text{ л/хв}$ .

Гальма:



Об'єм рідини, необхідний для загальмування одного колеса,  $32 \text{ см}^3$ . Витрати на загальмування колес основних опор шасі (час загальмування 1 секунда)  $Q = 7,7 \text{ л/хв}$ .  
Усереднена витрата при роботі антиюзових автоматів  
 $Q = 1,75 \text{ л/хв}$ .

Гальмові щитки:

Гальмові щитки приводяться в рух гідро циліндрами. Розрахунковий випадок – випуск гальмових інтерцепторів. Циліндр працює на витаскування штока. З кінематики ход поршня циліндру  $\Delta x$  дорівнює 59 мм.

Навантаження на шток циліндру при випуску гальмових щитків  $F = 1500 \text{ кгс}$ .  
Час випуску гальмових щитків не менше 1 с.

$$\begin{cases} \Delta p_{\text{роб}} \cdot S - \Delta p_{\text{сл}} \cdot S_{\text{к}} = F \\ S_{\text{к}} = S - S_{\text{ш}} \end{cases}$$

$$\Delta p_{\text{роб}} \cdot S - \Delta p_{\text{ел}} \cdot (S - S_{\text{ш}}) = F$$

де  $\Delta p_{\text{роб}} = 185 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$  - робочий тиск;

$\Delta p_{\text{сл}} = \omega \left[ \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \right]$  - тиск зливу;

$S$  – площа поршня;

$S_{\text{ш}}$  – площа штока;

$S_r$  – площа кільця.

$$175 \cdot S + 10 \cdot S_{\text{ш}} = F \rightarrow S = \frac{F - 10 \cdot S_{\text{ш}}}{175}$$

Прийmemo:  $S_{\text{ш}} = 4 \text{ см}^2$ ,  $d_{\text{ш}} = 2.25 \text{ см}$ , тоді:

$$S = \frac{1500 - 10 \cdot 4}{175} = 8.3 \text{ см}^2$$

$$d = \sqrt{\frac{8.3 \cdot 4}{3.14}} = 3.2 \text{ см} = 32 \text{ мм}$$

Об'єм циліндра :

$$V = S \cdot \Delta x$$

$$V_{\text{к}} = 8.3 \cdot 5.9 = 48.97 \text{ см}^3$$

Витрати:

$Q = \frac{V}{t}$ , де  $t$  – час випуску гальмових щитків.

$Q = \frac{48.9}{1} = 3 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$  - витрати для одного циліндру гальмового щитка.

Поворот передньої стійки:

Працює двохсторонній циліндр. Зусилля на штоці циліндру від повороту стійки не більше 1200 кгс. Хід штока:

$\Delta x = 1200 \text{ мм}$  – в режимі руління час повороту  $t_{PV} = 2 \text{ с}$ .

$\Delta x = 1200 \text{ мм}$  - у зльотному режимі  $t_{ВЗ} = 2 \text{ с}$ .

$$S_K = \frac{1200}{285 - 10} = 6.86 \text{ см}^2$$

$$S = S_K - S_{Ш}$$

Прийmemo  $S_{Ш} = 4 \text{ см}^2$ ,  $d_{Ш} = 2.25 \text{ см}$ , тоді

$$S_{ш} = 10.86 \text{ см}^2 \rightarrow$$

$$D_{ш} = \sqrt{\frac{4 \cdot 10.86}{3.14}} = 4 \text{ см} = 40 \text{ мм}$$

Об'єм циліндру:

$$V = S \cdot \Delta x$$

$$V^{PV} = 6.86 \cdot 20 = 137.2 \text{ см}^3$$

$$V^{ВЗЛ} = 6.86 \cdot 10 = 68.3 \text{ см}^3$$

де  $V^{PV}$  – об'єм циліндру в режимі руління;

$V^{ВЗЛ}$  – об'єм циліндру в режимі зльоту.

Витрати:

$$Q^{PV} = \frac{V^{PV}}{t^{PV}} = \frac{137.2}{4} = 2.58 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

$$Q^{ВЗЛ} = \frac{V^{ВЗЛ}}{t^{ВЗЛ}} = \frac{68.3}{2} = 2 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Реверс двигуна:

Реверс двигуна створюється за рахунок перекриття зовнішнього контура заслонками та перенаправленням напрямлення повітряного потоку через

відкриваючуся в момент реверса щілину між неподвижною та подвижною частиною кожуха двигуна. Подвижна частина кожуха приєднана до неподвижної за допомогою чотирьох гвинтових підйомників. Підйомники з'єднані один з одним трансмісією, яка приводиться в дію гідромотором. Потрібні витрати для заданої швидкості переводу двигуна в режим реверсу:  $Q = 25$  л/хв. Час переходу на режим реверса 2 с. Об'єм рідини при цьому буде:

$$V = 25 \cdot 0.03 = 0.83 \text{ л}$$

Реверс двигуна працює тільки при умові, що двигун працює.

### 2.2.5. Розрахунок лінії всмоктування

Максимальні витрати:  $Q_{max} = 65 \frac{\text{л}}{\text{хв}}$  - подача насосу НП148Н.

Припустима швидкість течії рідини:  $V_d = 1.3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ .

Знайдемо діаметри трубопроводів:

$$Q = 47100 \cdot d^2 \cdot V$$

де  $Q$  – витрати [л/хв];

$d$  – площа перерізу трубопроводу [м];

$V$  – швидкість течії рідини при заданій витраті  $Q$  в трубопроводі з заданим діаметром  $d$  [м/с].

$$d = \sqrt{\frac{Q}{47100 \cdot V}} = \sqrt{\frac{65}{47100 \cdot 1.3}} = 0.033 \text{ м} = 33 \text{ мм}$$

Внутрішній діаметр трубопроводу повинен бути не менше 33 мм. На двигун вибираємо сталю трубу 30ХГСА діаметром 35Х0,6, довжиною  $L = 3,3$  м. Інше – дюралюмінієва труба АМГ2М діаметром 35Х1, довжиною 8,2 м.

Лінія всмоктування складається з:

1 Трубопроводу:

а) сталю діаметром  $\varnothing 35 \times 0,6$  та довжиною  $L = 3,3$  м;

б) АМГ2М діаметром  $\varnothing 35 \times 1$  та довжиною  $L = 8,2$  м – всі інші.

2 Клапан роз'єму;

3 Кран перекирвий;

4 Кран 768600А;

5 Втрати на вході в бак.

Найбільший опір в лінії всмоктування при запуску двигуна після тривалої стоянки  $t = -20^\circ \rightarrow$  в'язкість  $\mu = 170$  сст. Втрати по довжині трубопроводів:

30ХГСА:  $\varnothing 35 \times 0,6$ ,  $d_{\text{вн}} = 33,8$  мм,  $L = 3$  м:

$$Re = 10^3 \cdot \frac{V \cdot d}{\lambda}$$

де  $V$  – швидкість течії [м/с];

$d$  – діаметр трубопроводу [мм];

$\lambda$  - в'язкість рідини [сст].

$$Re = 10^3 \cdot \frac{1,3 \cdot 33}{170} = 253,4 < 2300 \text{ – течія ламінарна}$$

$$\lambda = \frac{75}{Re} = \frac{75}{252,4} = 0,297 \text{ – коефіцієнт втрат}$$

$$\Delta h = \lambda \frac{L V^2}{d 2g} = 0,297 \cdot \frac{3}{0,0332} \frac{1,3^2}{2 \cdot 9,8} = 2,4 \text{ м}$$

Переведемо висоту стовпчик рідини в тиск:

$$\Delta p = \gamma \cdot h$$

де  $\gamma$  - питома вага.

$$\Delta p = 1042 \cdot 2,4 = 2500,8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} = 0,24 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Трубопровід АМГ2М діаметром  $\varnothing 35 \times 1$  та довжиною  $L = 8$  м.

$$Re = 10^3 \cdot \frac{1,3 \cdot 33}{170} = 253,4 < 2300 \text{ – течія ламінарна}$$

$$\lambda = \frac{75}{Re} = \frac{75}{252,4} = 0,297 \text{ – коефіцієнт втрат}$$

$$\Delta h = \lambda \frac{L V^2}{d 2g} = 0,297 \cdot \frac{8}{0,0332} \frac{1,3^2}{2 \cdot 9,8} = 6,4 \text{ м}$$

$$\Delta p = 1042 \cdot 6.4 = 6770.92 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^2} = 0.68 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$$

Перепад тиску трубопроводів буде:

$$\sum \Delta p_{\text{тер}} = 0.68 + 0.25 = 0.92 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$$

Місцевий опір:

$$\Delta p = \xi \cdot \frac{V^2 \cdot \gamma}{2g} = 5.316 \cdot 10^{-3} \cdot \xi \cdot V^2$$

де  $\Delta p$  – перепад тиску в місцевому опорі [кгс/см<sup>2</sup>];

$\xi$  – коефіцієнт місцевого опору;

$V^2$  – швидкість течії рідини через місцевий опір [м/с].

При швидкості  $V = 1,3$  м/с:

Втрати на:

- клапані-роз'ємі  $p_1 = 0.2 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$

- кран перекрив ний  $p_2 = 0.1 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$

- кран 768600А  $p_3 = 0.1 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$

- на вході в насос  $p_4 = 0.2 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$

$$\sum \Delta p_{\text{м}} = 0.2 + 0.1 + 0.1 = 0.5 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$$

$$\sum \Delta p_{\text{заг}} = \sum \Delta p_{\text{м}} + \sum \Delta p_{\text{тер}} = 0.5 + 0.32 = 1.42 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$$

Гідробак знаходиться на 2 м вище насоса (відносно горизонтальної площини).

$$\Delta p = 1042 \cdot 2 = 2084 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^2} = 0.21 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$$

На вході в насос НП148Н абсолютний тиск не повинен перевищувати  $3 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$ ,

надлишковий тиск -  $2 \frac{\text{КГС}}{\text{СМ}^2}$ .

$$p_0 = p_a + p_{\text{розп}} - \Delta p_{\text{м}} \geq p_{\text{min}}$$

де  $p_a$  – тиск наддуву в гідробаці;

$p_{\text{min}}$  – мінімальне значення тиску на вході в насос;

$p_0$  – тиск на вході в насос з розрахунковими параметрами, дорівнює 2 кгс/см<sup>2</sup>.

$$p_a = 3.22 \geq p_{min}$$

Для без кавітаційної роботи насосу необхідний тиск наддуву в гідробаці не повинен бути менший  $p_a = 3,22 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$ .

### 2.2.6. Розрахунок бака на міцність

Матеріал бака: АМг6М;  $\sigma^p = 3200 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$

#### 1. Стінка

$$P = 21 \text{ кгс/см}^2$$

$$\sigma^p = \frac{D_{BH} P^p}{2 \cdot S}$$

$$D_{BH} = 194 \text{ мм}, S = 5 \text{ мм}$$

$$\sigma^p = \frac{19.4 \cdot 21}{2 \cdot 0.5} = 407.4 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Коефіцієнт запасу міцності  $\eta = 7.85 > 3$

#### 2. Шток

$$P = 21 \text{ кгс/см}^2$$

$$\sigma^p = \frac{D_{BH} P^p}{2 \cdot S}$$

$$D_{BH} = 50 \text{ мм}, S = 5 \text{ мм}$$

$$\sigma^p = \frac{50 \cdot 21}{2 \cdot 0.5} = 1050 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Коефіцієнт запасу міцності  $\eta = 3.04 > 3$

#### 4. Проставка (обичайка)

$$\delta = 0,15 \text{ см}$$

$$d = 0,290 \text{ см}$$

$$\sigma^p = \frac{19.4 \cdot 21}{2 \cdot 0.5} = 1160 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

$$\text{Для } \delta_{min} = 0,12 \text{ см}$$

$$\sigma = 1450 \text{ кгс/см}^2$$

$$\sigma_B = 32 \text{ кгс/см}^2$$

$$\sigma_{\text{св.зливу}} = 0,9 \times 32 = 29 \text{ кгс/мм}^2$$

Коефіцієнт запасу міцності  $\eta > 2$ .

## РОЗДІЛ 3

### НАУКОВА ЧАСТИНА

В даному розділі був проведений аналіз діагностичних параметрів блоку живлення середньо магістрального пасажирського літака, за прототип було взято літак АН-148. В нашому випадку ми будемо проводити експеримент, за допомогою якого ми зможемо контролювати дросель, який стоїть в насосі НП148Н, на витіки. Для цього був проведений експеримент на дослідження кавітації, котра, в свою чергу, і залежить від витоків у систему. Були побудовані залежності  $(\bar{Q})^2 = f(\Delta\bar{p})$ , по яких були встановлені межі кавітаційних режимів витікання для деяких агрегатів гідравлічних систем повітряних суден для дроселів різних типів.

#### 3.1. Опис насосу НП148Н

Призначення насоса – подача в гідросистему робочої рідини під тиском.

Технічні вимоги до виробу

##### 1) Склад виробу

###### 1.1 До складу насоса повинні входити:

- аксиально-плунжерний насос змінної подачі з регулятором подачі;
- підкачувальний насос;
- клапан запобіжний;
- гасник високочастотної пульсації тиску;
- вузол розвантаження насоса з запірним клапаном у лінії нагнітання;
- пристрій сигналізації передвідмовного стану.

##### 2) Вимоги по призначенню

2.1 Робоче тіло – гідрорідина НГЖ-5У.

2.2 Навколишнє середовище – повітря.



2.3 Номінальний тиск в гідросистемах, у яких встановлюється насос, 21 МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>).

2.4 Номінальний робочий об'єм насоса – 12,5 см<sup>3</sup>.

2.5 Напрямок обертання приводного вала насоса – по годинній стрілці відповідно до ОСТ 1 00371-80.

2.6 Частота обертання вала насоса, хв<sup>-1</sup>:

– максимальна .....6000;

– номінальна .....5500;

– мінімальна .....3580.

2.7 Діапазон експлуатаційних температур навколишнього середовища від мінус 60 до 85°C, робочої рідини на вході в насос – від мінус 55 до 90°C. Короткочасно протягом 12 хв за 100 льотних годин можливе підвищення температури робочої рідини до 100°C. В діапазоні температур робочої рідини від мінус 55 до мінус 20°C при стендових випробуваннях до насоса пред'являються тільки вимоги по функціонуванню і герметичності.

2.8 Абсолютний тиск робочої рідини на вході в насос від 0,2 до 0,5 МПа (від 2 до 5 кгс/см<sup>2</sup>).

2.9 Надлишковий тиск робочої рідини штуцера зливу від 0,6 до 1,0 МПа (від 6 до 10 кгс/см<sup>2</sup>). Допускається короткочасне підвищення тиску до 1,2 МПа (12 кгс/см<sup>2</sup>) у кількості одне підвищення тривалістю до 5 с за 100 льотних годин (л.г.). Тиск у зливальній порожнині корпусу насоса обмежується запобіжним клапаном, вбудованим у насос і пропускаючим рідину з корпусу насоса в лінію всмоктування. Перепад тисків, при якому відкривається клапан, повинен бути 0,6<sup>+0,05</sup> МПа (6<sup>+0,5</sup> кгс/см<sup>2</sup>).

2.10 Номінальна подача насоса при частоті обертання  $(5500 \pm 50)$  хв<sup>-1</sup>, тиску нагнітання  $(19_{-0,7})$  МПа [ $(190_{-7}$  кгс/см<sup>2</sup>)], абсолютному тиску на вході в насос  $(0,35 \pm 0,05)$  МПа [ $(3,5 \pm 0,5)$  кгс/см<sup>2</sup>], тиску у штуцера зливу  $(0,6^{+0,1})$  МПа [ $(6^{+1})$  кгс/см<sup>2</sup>] і

Таблиця 3.1

Температура робочої рідини, °С	Подача насоса, л/хв, не менш	
	При прийомо-здаточних випробуваннях	В кінці встановленого ресурсу
$30 \pm 5$	65	61
$80 \pm 5$	62	Не регламентується

нерегламентованій температурі навколишнього середовища повинна відповідати вимогам таблиці 3.1.

2.11 Тиск нульової подачі у всьому діапазоні частоти обертання вала насоса, температур і тисків робочої рідини на вході в насос, температур навколишнього середовища і тисків у штуцера зливу повинне складати  $21_{-0,7}^{+1,0}$  МПа ( $210_{-7}^{+10}$  кгс/см<sup>2</sup>).

Наприкінці встановленого ресурсу допускається зниження тиску нульової подачі до 19,8 МПа (198 кгс/см<sup>2</sup>).

При температурі навколишнього середовища і робочої рідини нижче мінус 30°С допускається на час розігріву робочої рідини в гідросистемі збільшення тиску нульової подачі до  $25^{+0,6}$  МПа ( $250^{+6}$  кгс/см<sup>2</sup>). Перевірка виконання цієї вимоги здійснюється при номінальній частоті обертання.

2.12 Підвищення тиску при переході з тиску нагнітання [ $19_{-0,7}$  МПа ( $190_{-7}$  кгс/см<sup>2</sup>)] на тиск нульової подачі і час переходу з тиску нульової подачі на тиск [ $19_{-0,7}$  МПа ( $190_{-7}$  кгс/см<sup>2</sup>)] при номінальній частоті обертання вала насоса, у всьому діапазоні тисків і температур робочої рідини на вході в насос, тисків у штуцера зливу і температур навколишнього середовища не повинні перевищувати 25 МПа (250 кгс/см<sup>2</sup>) і 0,2 с, відповідно. Величина підвищення тиску і час переходу уточнюються при іспитах насоса на натурному стенді гідросистеми об'єкта.

2.13 Охолодження насоса повинне здійснюватися за рахунок відводу внутрішніх витоків з корпусу насоса через теплообмінник гідросистеми в бак. Витрати робочої рідини з корпусу насоса у всьому діапазоні частот обертання вала насоса, температур і тисків робочої рідини на вході в насос, тисків у штуцері зливу і температур навколишнього середовища, тиску на виході з насоса  $19 - 21$  МПа ( $190 - 210$  кгс/см<sup>2</sup>) не повинен перевищувати: при прийомо-здавальних іспитах –  $4,7$  л/хв; наприкінці встановленого ресурсу –  $7,7$  л/хв.

2.14 Подвійна амплітуда високочастотної пульсації тиску нагнітання в напорній магістралі за гасником пульсацій у всьому діапазоні частот обертання вала насоса, температур і тисків робочої рідини на вході в насос, тисків біля штуцера зливу і температур навколишнього середовища при тиску нагнітання [ $19_{-0,7}$  МПа ( $190_{-7}$ ) кгс/см<sup>2</sup>] не повинна перевищувати  $2$  МПа ( $20$  кгс/см<sup>2</sup>). Контроль амплітуди високочастотної пульсації тиску при роботі насоса в стендових умовах проводиться при подачах насоса  $15 \pm 3$ ,  $30 \pm 5$  і  $60_{-10}$  л/хв.

2.15 Насос повинен переходити на режим розвантаження при подачі напруги живлення на електромагніт у всьому експлуатаційному діапазоні частот обертання вала насоса, тисків робочої рідини на вході, виході і у штуцера зливу, напруг живлення електромагніта, а також температур робочої рідини і навколишнього середовища, при цьому: запірний клапан повинен закрити вихід робочої рідини з насоса в напірну магістраль гідросистеми.

Час переходу насоса на режим розвантаження, відлічуване від моменту подачі напруги живлення на електромагніт до припинення подачі робочої рідини в напірну магістраль повинне бути не більше  $2$  с.

2.16 Живлення електромагніта клапану розвантаження здійснюється від мережі постійного струму з номінальною напругою  $27$  В.

Мінімальна напруга спрацьовування електромагніта у всіх умовах експлуатації повинна бути  $18$  В.

2.17 Режим роботи електромагніта – тривалий (до  $5$  год).

2.18 Струм, споживаний електромагнітом, при температурі навколишнього середовища  $25 \pm 10^{\circ}\text{C}$  у всьому діапазоні напруг живлення повинен бути  $1$  А, не більше.

2.19 Сигналізатор передвідмовного стану повинен у діапазоні температур робочої рідини на вході в насос від мінус 20 до 90°C замикати електричний ланцюг бортової системи сигналізації при збільшенні витрати робочої рідини в лінію зливу понад  $9^{+1}$  л/хв. Величина витрат уточнюється за результатами ресурсних випробувань і експлуатації.

2.20 Зовнішня герметичність насоса повинна відповідати:

а) по нерухомих з'єднаннях групі 1-7 при приймальних випробуваннях і групі 1-8 в експлуатації;

б) по ущільненню приводного вала насоса (дренажні витоки):

– при працюючому насосі – групі 1-15 при приймальних випробуваннях і не більше 4 см<sup>3</sup>/годину в експлуатації;

– при непрацюючому насосі – групі 1-10 при приймальних випробуваннях і групі 1-11 в експлуатації.

в) витік робочої рідини в лінію нагнітання через закритий запірний клапан насоса (у режимі розвантаження) при температурі робочої рідини (90<sub>-10</sub>)°C повинен бути не більш 15 см<sup>3</sup>/хв.

2.21 Насос встановлюється в гідросистему об'єкта, промиту до чистоти не грубішої 8 класу. У процесі експлуатації чистота рідини підтримується фільтрами об'єкта з номінальною тонкістю фільтрації 3 мкм.

2.22 Електрична ізоляція струмоведучих ланцюгів електромагніта клапану розвантаження повинна витримувати без пробою протягом однієї хвилини іспитової напруги змінного струму частотою 50 Гц:

(250 ± 25) В – у нормальних кліматичних умовах;

(125 ± 10) В – в умовах впливу підвищеної вологості і зниженого атмосферного тиску, а також у нормальних кліматичних умовах після випробування на вироблення ресурсу.

2.23 Електрична ізоляція струмоведучих ланцюгів сигналізатора передвідмовного стану повинна витримувати без пробою протягом однієї секунди іспитову напругу (100 ± 10) В змінного струму частотою 50 Гц у нормальних

кліматичних умовах, в умовах впливу підвищеної вологості і зниженого атмосферного тиску, а також у нормальних кліматичних умовах після випробування на відпрацювання ресурсу.

2.24 Електричний опір ізоляції між струмоведучими ланцюгами електромагніта і сигналізатора передвідказного стану і корпусом насоса, повинне бути МОм, не менш:

- у нормальних кліматичних умовах - 20;
- при підвищенні температури навколишнього середовища - 2;
- після впливу підвищеної вологості навколишнього середовища - 1;
- у нормальних кліматичних умовах після ресурсних іспитів - 2.

2.25 Насос для повітряного судна є компонентом III класу і кваліфікується як комплектуючий виріб категорії Б.

3) Вимоги по радіоелектронному захисту

3.1 Вимоги по радіоелектронному захисту не пред'являються.

3.2 Вимоги по HIRE не пред'являються.

4) Вимоги по стійкості до зовнішніх факторів

4.1 Насос повинен бути міцний після впливу зовнішніх факторів (ВЗФ).

4.2 Імпульсні наведення, індуковані в бортових ланцюгах по категорії твердості 4 при проходженні по корпусу об'єкта струму блискавки, не повинні викликати відмов насоса.

Оцінка блискавкостійкості насоса до імпульсних наведень у бортових ланцюгах по категорії 4 підтверджується лабораторними іспитами до установки на об'єкт.

5) Вимоги по надійності

5.1 Вимоги по безвідмовності

5.1.1 Середній наробіток насоса на відмову у польоті повинна бути не менша  $4 \cdot 10^5$  л.г.

5.1.2 Середній наробіток насоса на відмову і ушкодження в польоті повинна бути не менша  $10^4$  л.г.

5.1.3 Наробіток насоса на відмову, що призводить до нерегульованого підвищення тиску за насосом вище  $240 \text{ кгс/см}^2$  повинна бути не менша  $1 \cdot 10^6$  л.г.

5.1.4 Наробіток насоса на відмову, що призводить до відмови гідросистеми об'єкта (зовнішня розгерметизація з витоками робочої рідини більша  $25 \text{ см}^3/\text{хв}$ ) повинна бути не менша  $5 \cdot 10^6$  л.г.

## 5.2 Вимоги по довговічності

5.2.1 Насос повинен задовольняти вимогам по довговічності, перерахованим у таблиці 2.

Таблиця 3.2

Найменування показника	Значення показника
а) Призначений ресурс, годин	80 000
б) Призначений термін служби, років	30
в) Початковий призначений ресурс, годин	1000
г) Початковий призначений термін служби, років	7
д) Попередній призначений ресурс, годин	300

5.3 Критерієм граничного стану насоса є збільшення витоків робочої рідини з корпусу насоса понад  $9^{+1}$  л/хв.

## 5.4 Показники ремонтпридатності

Конструкція насоса повинна бути придатна для ремонту поза об'єктом на заводі-виготовлювачі чи ремонтних підприємствах.

## 5.5 Гарантійні зобов'язання виготовлювача на виробі:

- гарантійний ресурс не менше 1000 годин;
- гарантійний термін служби не менше 7 років.

б) Вимоги по експлуатації, зручності технічного обслуговування, ремонту і збереження

6.1 Привід насоса здійснюється від маршового двигуна об'єкта. Насос встановлюється на коробці приводів, повздовжня вісь насоса горизонтальна і по напрямку збігається з віссю "X" об'єкта.

6.2 Запуск насоса і зміна частоти обертання приводного вала відбувається плавною зміною частоти зі швидкістю 200 – 250 оборотів за секунду.

6.3 Наробіток насоса за ресурс при різній частоті обертання приводного вала відповідає даним таблиці 3.3.:

Таблиця 3.3.

Частота обертання вала, хв <sup>-1</sup>	Час роботи за ресурс, %
6000	1
5500	5
5350	85
4350	4
3580	5

6.4 Перевірка запуску насоса при температурі навколишнього середовища і початковій температурі робочої рідини мінус (55.5)°С виконується на стенді при абсолютному тиску на вході (0,35 ± 0,05) МПа [(3,5 ± 0,5) кгс/см<sup>2</sup>]. Темп зміни температури робочої рідини і навколишнього середовища не регламентується. Тривалість наробітку – 1 хв.

6.5 При експлуатації насос переводиться в режим розвантаження при виникненні відмов у гідросистемі (зовнішня розгерметизація), при перевірках у процесі регламентних робіт з об'єкта і при запусках маршових двигунів.

6.6 Насос повинен бути пристосований до технічної експлуатації за станом, до безпечної відмови без проведення планових ремонтів.

6.7 Заміна насоса, який відмовив, повинна здійснюватися без використання спеціального інструменту.

6.8 Конструктивне виконання насоса в сполученні з маркіруванням повинне виключити можливість неправильного монтажу при установці (заміні) насоса на об'єкті.

6.9 Насоси повинні бути взаємозамінними і не повинні вимагати регулювання і настроювання в процесі експлуатації.

6.10 Усунення відмов насоса повинне здійснюватися заміною агрегату на справний.

7) Вимоги по транспортабельності

7.1 Насос, упакований у транспортувальну тару підприємства–виготовлювача, повинен допускати транспортування будь-яким видом транспорту без обмеження швидкості і відстані, установлених для даного виду транспорту.

7.2 Виконання вимог повинне підтверджуватися іспитами насоса в упакованому виді на режимах:

- прискорення  $147 \text{ м/с}^2$  (15 g), кількість ударів 5000;
- прискорення  $98 \text{ м/с}^2$  (10 g), кількість ударів 15000;
- тривалість кожного імпульсу 10 – 20 мс;
- число ударів за хвилину 40 – 80.

8) Вимоги по контролепридатності

8.1 Технічний стан насоса оцінюється по величині витоків з корпусу насоса і зовнішньої герметичності.

### **3.2. Обґрунтування діагностичних параметрів блоку живлення літака АН-148**

#### 3.2.1. Загальна характеристика процесу кавітації

В практиці вітчизняного та зарубіжного машинобудування спостерігається тенденція переходу гідроприводу на експлуатацію з високим робочим тиском. Ця обставина обумовила ряд проблем і висунула підвищені вимоги до конструкції як окремих гідроагрегатів , так і гідросистем в цілому. До актуальної проблеми сучасного гідроприводу великої потужності відноситься і проблема, пов'язана з кавітацією робочої рідини.

«В авіаційному гідроприводі великої потужності в якості джерела живлення широкого розповсюдження набули аксіально-поршневі насоси регульованої подачі. Режими роботи насоса, при яких проходить виділення нерозчиненого повітря та



кавітація, супроводжуються підвищенням шумом, зменшенням подачі, інтенсивними коливаннями тиску. Негативними наслідками цих явищ є ерозія деталей, втомлювальні розрушення трубопроводів, зниження в'язкості робочої рідини, її забруднення продуктами зносу. Окрім того, підвищений рівень коливань тиску в нагнітаючих магістралях, обумовлений процесом кавітації, є причиною виникнення вібрацій трубопроводів системи, ініціювання хибного спрацьовування регулюючої автоматики та апаратури. Кавітаційні коливання тиску є однією з причин розгерметизації гідравлічної системи. Вони також сприяють розвитку незатухаючих коливань клапанів, золотників, сервопоршнів, що призводить до їх передчасного зносу, появи наклепу і задирів на робочих поверхнях. В кінцевому результаті процеси кавітації знижують надійність та довговічність не тільки насосів, але й гідрообладнання в цілому.

Щоб виключити або попередити виникнення кавітаційних коливань тиску в гідросистемах необхідно мати дані про їх прояви та ознаки, суті фізичних явищ, які спричинюють їх, а також про особливості розвитку кавітації в тому чи іншому гідроагрегаті. В даному випадку об'єктом дослідження є аксіально-плунжерний насос змінної подачі з регулятором подачі.

Дослідження механізму впливу кавітації на коливання тиску пов'язано з рядом проблем. Одна з них – кількісна оцінка ступеню двофазності робочої рідини. В даний час в технічному відношенні ця проблема в загальному виді не є вирішеною. Існуючі експериментальні методи визначення газової складової у потоці рідини працюючого гідропривода не забезпечують достатньо точної оцінки, яка б характеризувала потік в безперервному режимі, і тому не підходять для умов експлуатації.

Слід також зазначити, що явище кавітації може бути і корисним, у зв'язку з цим останнім часом підвищений інтерес, обумовлений можливістю широкого їх використання в різних галузях, наприклад, в процесах гідрорізання металів, очистці та знезараженню забрудненої води, змішуванні вуглепластиків, очистці виробів від забруднення, прискорених випробуваннях гідрообладнання, підвищенні урожайності сільськогосподарських угідь і так далі.» [12]

«Пухирці нерозчиненого повітря можуть генеруватися кавітаційними зонами внаслідок захоплення кавітаційних каверн. Фізична сутність кавітації визначається як утворення в краплинній рідині порожнин, заповнених газом чи парою, їхньою сумішшю, що виникають внаслідок падіння тиску до значень нижче деякого  $p_{кр}$ . В міру збільшення швидкості і зменшення тиску в рідині суцільність потоку порушується і до цього однофазне середовище перетворюється в двофазне. Пухирці, заповнені пором і газом, потрапляючи в зону з більш низькими швидкостями, захоплюються в результаті конденсації пари.

Розрив суцільності потоку рідини при впливі на неї розтягуючих напруг у першу чергу відбувається через наявність мікроскопічних пухирців повітря і часток забруднення. Їх називають ядрами кавітації. В даний час визнання одержали кілька моделей ядер кавітації. Однак більшість учених дотримують гіпотези Гарвея, відповідно до якої центр утворення кавітаційного пухирця являє собою тверду часточку гідрофобної речовини з тріщинами на поверхні, у яких знаходиться нерозчинний газ.

Кавітація як гідродинамічне явище залежить від фізичних властивостей рідини і гідродинамічних якостей проточних каналів пристроїв і машин. Вона виникає при зниженні місцевого тиску в потоці рідини до критичного граничного тиску і супроводжується порушенням суцільності течії з утворенням каверн, наповнених паром і газами, що виділилися з рідини. Зниження місцевого тиску може бути обумовлено різними причинами динамічного характеру: інерційними втратами, збільшенням швидкості течії через збільшення частоти обертання насоса чи перепаду тиску, відриву і стиску потоку, скривлення ліній струму. Кавітація виникає як на рухомих, так і нерухомих елементах проточної частини гідравлічних пристроїв.» [13]

З'ясування структури потоку має важливе значення для пояснення природи кавітації, дозволяє установити взаємозв'язок між гідродинамічними параметрами течії та ефектами кавітації.

Спостереження за структурою потоку дозволяють установити три стадії кавітації: початкову, розвинену і суперкавітацію. При початковій стадії кавітації каверни, приєднані до поверхні, не утворюються. Розвинена стадія кавітації

характеризується наявністю приєднаних каверн і каверн, що переміщуються з потоком. В умовах суперкавітації вся проточна частина каналу знаходиться в зоні приєднаної кавітаційної каверни. Суперкавітаційні режими витікання рідини характеризуються повною сепарацією струменю, що минає, від стінок каналу дроселя.

«У залежності від вмісту каверн кавітацію розділяють на парову, газову і псевдокавітацію. При паровій кавітації пухирці містять в основному пари рідини. Такі каверни вкрай хитливі і швидко колапсують. Пухирці при газовій кавітації містять неконденсуючий газ (зазвичай повітря). На відміну від газової, для псевдокавітації не характерні процеси, обумовлені дифузією газу через стінки каверни у фазі росту чи колапсу пухирця.

При кавітаційному витіканні рідини АМГ-10 через дросельні пристрої встановлено: для початкової кавітації характерна наявність бульбашкових каверн; структуру розвиненої кавітації визначають каверни, що переміщуються, приєднані і вихрові каверни; для суперкавітації характерно вакуумування проточної частини великою приєднаною каверною і наявність вихрових каверн.

Крім тиску і швидкості кавітація також залежить від величини числа Рейнольдса, що визначає турбулентність потоку і товщину приграничного шару, температури, тиску насиченої пари, в'язкості, щільності, поверхневого натягу, забруднення, властивостей рідини і ступеня її аерації.» [14]

Обсяг повітря, що може розчинитися в рідині, визначають за законом Генрі-Дальтона:

$$\frac{V_2}{V_{жс}} = k \cdot \frac{p_2}{p_1},$$

де  $V_2$  – обсяг розчиненого газу;  $V_{жс}$  – обсяг рідини;  $k$  – коефіцієнт розчинності газу в рідині;  $p_1$  і  $p_2$  – початковий і кінцевий тиск газу.

Оскільки обсяг повітря, розчиненого в рідині до його насичення, пропорційний тиску, то при зменшенні тиску спостерігається процес дегазації. Зниження тиску в потоці до граничного значення відбувається в каналах дросельних пристроїв. Об'ємна

витрата повітря  $Q_n$ , яке виділяється з рідини в кавітаційній зоні дросельного каналу визначається за формулою:

$$Q_n = Q \cdot \left( \frac{p_{кав} - p_{н.п.}}{p_{атм}} \right) \cdot \left( 1 - \frac{p_{н.п.}}{p_{кав}} \right) \cdot \frac{\varepsilon}{\mu_{нас}} \cdot \sqrt{\frac{\Delta\bar{p} - \Delta\bar{p}_{кр}}{\Delta\bar{p}_{кр}}},$$

де  $Q_{II}$  – об'ємна витрата рідини;  $p_{атм}$  – атмосферний тиск.

Аналіз цього виразу показує, що кількість повітря, що виділяється в зоні кавітації із дроселюючої рідини, залежить від ступеню розвитку кавітації, властивостей рідини і гідродинамічних характеристик каналу.

«Джерелами газовиділення в напірних магістралях гідросистем є зони кавітації в дросельних пристроях. На безкавітаційних режимах дроселювання рідини АМГ-10 у системі вільне повітря не генерується, якщо протитиск вище тиску наддуву бака. Повітря з рідини починає виділятися з моменту встановлення на дроселі закритичного перепаду тиску. Розвиток кавітації супроводжується інтенсифікацією газовиділення в дросельному каналі. Для умов насичення рідини повітрям під нормальним атмосферним тиском ( $p_{атм} = 95 \div 98$  кПа) режими витікання, близькі до суперкавітаційних ( $\Delta\bar{p} \geq 0,98$ ), характеризуються переходом у вільний стан до 50% розчиненого повітря.

Структура потоку при кавітаційному витіканні через дросельні пристрої дозволяє пояснити фізичну природу ряду кавітаційних ефектів. Стабілізація витрати рідини через дросель при незмінному тиску живлення і варіюваному протитиску викликається стабілізацією перепаду тиску між вхідним і стиснутим перетинами потоку. Інтенсивне газовиділення з потоку дроселюючої рідини є наслідком глибокого вакуумування потоку в межах кавітаційної зони. Повітря виділяється тим більше, ніж сильніше насичене газом робоче середовище і чим вище ступінь розвитку кавітації. Спостереження за кавітаційним потоком дозволяють пояснити природу високочастотних коливань тиску в системі за дросельним пристроєм. Розриви суцільності рідини мають дискретний характер і при визначеному ступені розвитку кавітації течія стає “снарядною”.» «[15]

Вплив газовмісту рідини на кавітацію виявляється в наступному: наявність повітря призводить до більш раннього початку кавітації рідини; у фазі колапсу пухирці діють як демпфер, знижуючи тиск і процес ерозії; колапс газових каверн підсилює деградацію рідини. При дослідженні газовмісту за кавітуючими дросельними пристроями було показано, що з розвитком кавітації ступінь двофазності рідини зростає. В маслі АМГ-10 при його кавітаційному витіканні через конфузорно-диффузорні насадки максимальний газовміст досягає 6%.

Припустимий вміст повітряної фази, приведений до атмосферних умов, не повинен перевищувати 0,1%.

Таким чином, присутність у робочій рідині повітря незалежно від того, в якій формі він знаходиться, істотно знижує термін служби мінеральних масел і погіршує експлуатаційні характеристики гідроприводу.

### **Міри, спрямовані на попередження кавітації в гідравлічних системах**

Для попередження кавітації в гідравлічних системах чи зниження її інтенсивності, передбачаються наступні міри:

- оптимізація режимів руху рідини;
- оптимізація геометричних параметрів гідроеlementів;
- удосконалення конструкції і доробка виробів;
- вибір ерозійно-стійких матеріалів.

В зв'язку з тим, що в насосах об'ємного типу однією з головних причин виникнення кавітації є знижений тиск на вході, то для її попередження підвищують тиск на вході в насос такими засобами:

- створенням у гідробаці надлишкового тиску за допомогою наддуву його повітрям;
- підвищенням тиску в баці через поршень чи мембрану (закриті гідросистеми);
- установкою безпосередньо на вході в насос додаткового підкачуючого насоса. У більшості випадків він розташований у корпусі основного насоса. Підкачуючі насоси можуть бути: відцентрові, шестеренні і шнекові, які підвищують

тиск на вході основного насоса за рахунок утилізації кінетичної енергії рідини, що надходить з лінії зливу;

- установкою гідроакумулятора підживлення на вході в насос, що дозволяє зменшити провал тиску, викликаний інерційними втратами в режимі переходу насоса з мінімальної подачі на номінальну.

Щоб уникнути значних гідравлічних втрат вхідного тиску до всмоктуючих ліній пред'являється ряд конструктивних вимог:

- лінії всмоктування повинні бути по можливості короткими і прямими;
- діаметр всмоктувального трубопроводу насоса повинен мати оптимальний розмір, що забезпечує мінімальні гідравлічні втрати з урахуванням типу рідини і температурних обмежень;

- тиск у баці повинен забезпечувати визначений кавітаційний запас на вході в насос;

- геометрична форма бака, засіб його розміщення, місце розташування його вхідного і вихідного патрубків не повинні викликати утворення воздуховиділення;

- перехід з однієї частоти обертання приводного вала насосу на іншу, більш високу, повинен бути забезпечений відповідним підвищенням тиску в баці.

Найбільш часто застосовувані конструктивні заходи щодо запобігання кавітації в аксіально-поршневих насосах такі:

- підвищення тиску робочої рідини в циліндрі за рахунок його стиску. Це досягається шляхом зсуву напірного отвору розподільника по куту до положення, при якому переміщення поршня викликає підвищення тиску в циліндрі;

- запобігання зворотних струмів рідини з напірної магістралі. Для цієї мети використовують насоси з клапанним розподільником. Вони сприяють зменшенню різниці тисків на ділянці циліндр – напірна лінія в момент їхнього повідомлення;

- дозаповнення циліндра рідиною з напірної лінії на етапі, що передує її витисненню. Для цього золотники постачають прорізами у виді вусів, через які рідина з напірної магістралі перетікає в циліндри.

Якщо є ймовірність того, що в процесі роботи насоса може виникнути кавітація, то попередження кавітаційної ерозії здійснюється:

- шляхом вибору стійкого матеріалу;
- віддаленням зони колапсу каверн від поверхні твердих тел.

Опір кавітаційної ерозії різних конструктивних матеріалів має широкі межі. Оскільки установити точну кореляцію між опором кавітаційної ерозії і механічних властивостей матеріалу не представляється можливим, то оцінка його стійкості до ерозії впроваджується експериментальним шляхом.

При виборі ерозійно-стійкого матеріалу необхідно враховувати наступні фактори:

- відстань поверхні матеріалу від кавітаційного смолоскипа (найбільш активною зоною ерозійного впливу є відстань  $13 \div 15d$  (де  $d$  – діаметр кавітатора) від джерела кавітації;

- кут нахилу поверхні матеріалу стосовно кавітаційного смолоскипа. При зміні кута нахилу від  $0^\circ$  до  $90^\circ$  (процес наростання ерозії відбувається до максимального значення, що відповідає  $20^\circ$ ). Потім, при збільшенні нахилу до  $45^\circ$ , відзначається незначний спад процесу ерозії, після чого він стає знову більш інтенсивним. Найбільше віднесення матеріалу відбувається при куті впливу  $90^\circ$ , а найменший – при  $0^\circ$ .

Для підвищення кавітаційної стійкості матеріалів широко використовують антиерозійні покриття. Кавітаційна стійкість при цьому підвищується за рахунок високої суцільності покриття та усунення дефектів поверхні матеріалу, тому що саме вони в першу чергу сприяють розвитку ерозійного розмиву.

### 3.2.2. Експериментальне дослідження кавітаційних характеристик циліндричних насадків і насадків конфузорно-диффузорного типу

Метою експериментальних досліджень є перевірка отриманих аналітичних залежностей для визначення критичних протитиску і перепаду на дросельних пристроях при витіканні рідини з кавітацією і без неї.

#### Методика проведення експериментів

Об'єктами експериментальних досліджень є типові дросельні пристрої, які одержали широке застосування в паливних, масляних і гідравлічних системах. Схеми дросельних пристроїв показані на рис. 1.

У якості основного геометричного параметру дросельного пристрою приймається діаметр отвору, а довжина каналу, діаметри трубопроводів, міждросельна відстань і інші розміри обчислюються в його частках.

Контроль геометричних розмірів проточної частини дросельного пристрою робиться на всіх етапах експериментального дослідження.

Дослідження проводяться на гідравлічній рідині АМГ-10, яка застосовується в авіаційній техніці.

При обробці результатів вимірів враховується вплив температури рідини на її щільність і кінематичну в'язкість.

Теоретична (розрахункова) витрата рідини при витіканні без кавітації визначається по перепаду тиску на дросельному пристрої:

$$Q_T = \omega \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{вх} - p_{вых})}, \quad (1)$$

а при витіканні з кавітацією – по абсолютному тиску на вході в дросельний пристрій:

$$Q_T = \omega \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{вх}^{абс} - p_{к})}. \quad (2)$$

На підставі результатів проливок обчислюється коефіцієнт витрати при витіканні рідини без кавітації:



$$\mu_I = \frac{4 \cdot Q_I}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex} - p_{вых})}} \quad (3)$$

і з кавітацією

$$\mu_{II} = \frac{4 \cdot Q_{II}}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex}^{abc} - p_k)}} \quad (4)$$

Числа Рейнольдса в процесі досліджень визначається по формулі:

а) при бескавітаційному витіканні:

$$Re = \frac{\sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex} - p_{вых})} \cdot d}{\nu}; \quad (5)$$

б) при кавітації:

$$Re = \frac{\sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex}^{abc} - p_k)} \cdot d}{\nu}. \quad (6)$$

Результати проливок представляються у вигляді безрозмірних характеристик витікання:  $\bar{Q}^2 = f(\bar{P})$  чи  $\bar{Q}^2 = f(\Delta\bar{P})$ .

Всі експериментальні дослідження проводяться стосовно напірних ділянок гідравлічних систем ВР, у яких тиск дорівнює 15...21 МПа, що значно перевищує критичний тиск початку кавітації в стиснутому перетині потоку рідини. Тому в розрахункових формулах (2), (4), (6) критичний тиск не враховується через його малість.

### 3.2.3. Експериментальна установка для дослідження кавітаційних характеристик

Дослідження кавітаційних характеристик дросельних пристроїв проводилися на експериментальній установці, принципова гідравлічна схема якої приведена на рис. 2. Як джерело тиску використовувався насос 1 регульованої подачі. Тиск рідини на вході в досліджуваний пристрій 23 регулювався зміною зусилля затягування пружини регулятора насоса. Необхідний тиск на виході з досліджуваного пристрою встановлювалося дросельним краном 21. Тиск вимірявся зразковими манометрами 22 і 24.

Температура робочої рідини регулювалася шляхом зміни витрати охолодної рідини (води) через холодильник 13, а контроль її здійснювався термометрами 26.

Витрата робочої рідини визначається за допомогою мірних баків 15, 17 і витратоміра 14 об'ємного типу, що забезпечував вимір витрати рідини в будь-який момент часу. Витратомір складався з гідравлічного двигуна та індукційного тахометра. Переключення потоку рідини на мірні баки чи витратомір вироблялося кранами 20 і 25. Рідина з мірних баків 15, 17 перекачувалася у видатковий бак 3 насосом 19. З метою виключення витоків з мірних баків на злив через насос 19 при вимірі витрати рідини використовувалися перекирвні крани 16, 18.

Для гасіння пульсації тиску, яка виникає при роботі насоса, у системі передбачений сферичний гідроакумулятор 29 з гумовою діафрагмою.

Очищення робочої рідини вироблялося фільтром 28, який встановлювався в напірній магістралі. Тонкість фільтрації 12...14 мкм.

Надлишковий тиск робочої рідини у видатковому баці здійснювалося через редуктор 7 стисненим повітрям від балона. Тиск піддавлення контролювалося манометром 8.

Для візуального вивчення кавітаційного витікання рідини застосовувалися зразки, виготовлені з органічного скла.

Для візуального спостереження за виникненням і розвитком кавітації були проведені проливики циліндричного насадка і насадка конфузорно-дифузорного типу, виготовлених зі сталі та органічного скла відповідно. Для проливок використовувалася рідина АМГ-10.

Для рідини АМГ-10 при малих надлишкових тисках на вході (0,05...0,2 МПа), що мало місце у всмоктувальних магістралях, зниження тиску приводило до виділення повітря, пухирці якого концентрувалися в застійній зоні. Подальше зменшення тиску на виході до критичного приводило до виникнення в стиснутому перетині потоку хмари кавітаційних пухирців.

При тисках на вході вище 0,2 МПа попереднє виділення пухирців повітря перед початком кавітації не спостерігалось. Кавітація рідини не відрізнялася від кавітації в напірних ділянках гідравлічних систем.

Збільшення тиску на вході і виході циліндричного насадка призводило до зміни форми кавітаційного плинину. Так, при тиску на вході 10,0 МПа і відносному перепаді 0,8 кавітаційна зона на вхідних кромках не заповнювала кавернами всієї проточної частини насадка. Збільшення відносного перепаду до 0,9 призводило до подовження кавітаційної зони.

При кавітаційному витіканні рідини АМГ-10 через насадки конфузорно-дифузорного типу спостерігалася така ж картина, однак, повторного виникнення кавітаційних зон (смолоскипів) на вихідних крайках не було через збільшення площі вихідного перетину дифузора і зменшення вихреутворення за ним.

При розвитку кавітації в насадку можна виділити характерні ділянки з різною структурою потоку. Центральну частину насадка займає суцільний струмінь постійного діаметра, довжина якого з ростом перепаду тиску збільшується. Тиск у межах кавітаційної зони в міру розвитку кавітації зберігається рівним критичному тиску початку кавітації.

### 3.2.4. Результати проведення експерименту

За відомим значенням критичного протитиску, що розмежовує режими витікання рідини з кавітацією і без неї, будується кавітаційна характеристика дросельних пристроїв, тобто графік залежності витрати рідини від протитиску, що включає в себе зону витікання з кавітацією і без неї. Характеристику  $Q = f(p)$  зручно будувати в безрозмірному виді, показуючи поточні значення витрат у частках стабілізованої витрати і тиску – у частках від тиску на вході в дросельний пристрій. Як приклади показані кавітаційні характеристики циліндричного і конфузорно-дифузорного насадків, у яких  $\bar{p}_{кр} = 0,65$  і  $\bar{p}_{кр} = 0,45$  відповідно.

Для побудови кавітаційної характеристики на графіку з осями  $\bar{Q}^2$  і  $\bar{p}$  варто провести вертикальну пряму з абсцисою  $\bar{p} = \bar{p}_{кр}$  до перетинання її з горизонтальною прямою стабілізованої витрати. Пряма, проведена з початку координат до цієї точки, відповідає безкавітаційному режиму витікання рідини і рівняння витрати в даному випадку буде мати вигляд:

$$Q_I = \mu_I \cdot \omega \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{вх} - p_{вих})}.$$

Горизонтальна пряма, яка проходить через цю точку, відповідає кавітаційному режиму витікання і не залежить від тиску за дросельним пристроєм, оскільки  $p_{вх}^{abc} - p_{кр} = const$ . Однак у напірних ділянках величиною  $p_{кр}$  можна зневажити, тому що  $p_{вх}^{abc} \gg p_{кр}$ , і рівняння витрати прийме вигляд:

$$Q_{II} = \mu_{II} \cdot \omega \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_{вх}^{abc}}.$$

Використовуючи отриманий графік по відомому протитиску, можна встановити, яким буде режим витікання рідини через дросельний пристрій. Якщо  $\bar{p} > \bar{p}_{кр}$  чи  $\Delta\bar{p} < \Delta\bar{p}_{кр}$ , кавітація не виникає. Кавітаційні режими мають місце у випадку, коли  $\bar{p} < \bar{p}_{кр}$  чи  $\Delta\bar{p} > \Delta\bar{p}_{кр}$ . Кавітаційний запас для розглянутого режиму витікання рідини, наприклад для циліндричного насадка, визначається як  $\Delta\bar{p}_{кр} + \bar{p}_{кр} = 1,0$ , тобто

$\bar{p}_{кр} = 1 - \Delta\bar{p}_{кр} = 1 - 0,65 = 0,35$ . Звідси випливає, що при абсолютному тиску на вході, рівному  $p_{вх}^{абс} = 1,2 МПа$ , тиск на виході повинен бути  $p_{вих} = 1,2 - 0,35 = 0,42 МПа$ .

При настанні кавітації і збільшенні перепаду тиску понад критичний спостерігається розбіжність між розрахунковим (без обліку кавітації) і дійсним (стабілізованим) витратами рідини.

Кавітаційні характеристики дають можливість не тільки визначити межу зміни режимів витікання, але й установити кавітаційний запас чи інтенсивність розвитку кавітації на заданому режимі роботи дросельного пристрою. Злам перепадно-витратної характеристики в точці, де  $Q_I = Q_{II}$  при проливках реалізується з деяким затягуванням вихідного режиму витікання, тобто спостерігається явище гістерезису.

Гідравлічні втрати тиску в докритичному режимі витікання рідини досягають найбільшого значення на границі кавітаційного режиму:

$$\Delta p_I^{\max} = \Delta p_{кр} = \Delta\bar{p}_{кр} \cdot p_{вх}.$$

У частках швидкісного напору втрати складають:

$$\Delta p_I^{\max} = \zeta_I \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}.$$

Кавітаційна зона зі зменшенням протитиску подовжується по потоці. Додаткова енергія витрачається на подолання додаткових гідравлічних опорів, викликаних утворенням кавітаційної зони.

При деякому ступені розвитку кавітації гідравлічні втрати складають:

$$\Delta p = \Delta\bar{p} \cdot p_{вх},$$

де  $\Delta p > \Delta p_{кр}$  - поточний перепад тисків.

У частках швидкісного напору втрати тиску при кавітації складають:

$$\Delta p = \Delta\bar{p} \cdot p_{вх} = \zeta_{II} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}.$$

Вирішуючи спільно рівняння щодо коефіцієнта опору  $\zeta_{II}$ , одержимо:

$$\zeta_{II} = \zeta_I \cdot \frac{\Delta\bar{p}}{\Delta\bar{p}_{кр}}$$

У граничному випадку, коли  $\Delta\bar{p} = 1$ , маємо:

$$\zeta_{II}^{\max} = \frac{\zeta_I}{\Delta\bar{p}_{кр}}$$

Таким чином, в умовах розвиненої кавітації при  $p_{ex} = const$ , а  $0 < p_{вих} < p_{вих.кр.}$ , гідравлічні втрати при незмінній витраті істотно переверщують вихідну величину для безкавітаційного плинну. Для зовнішнього циліндричного насадку приріст опору складає величину порядку 70%:

$$\zeta_{II}^{\max} = \frac{\zeta_I}{0,60} = 1,67 \cdot \zeta_I.$$

Для встановлення впливу геометрії елементів дросельних пристроїв на величину критичного протитиску були проведені проливки найбільш широко застосовуваних пристроїв: циліндричного насадку та насадку конфузорно-дифузорного типу. Результати занесені у таблицю 3.4. Були також побудовані графіки залежності  $(\bar{Q})^2 = f(\Delta\bar{p})$  для даних насадків.

Таблиця 3.4.

Тиск на вході, $P_{вх.}$ МПа	Тиск на виході, $P_{вих.}$ МПа	Перепад тиску, $\Delta P$ , МПа	Перепад тиску, $\Delta\bar{p} = \Delta p / p_{ex}$	Час наповнення мірного баку, с	Витрати рідини, $Q$ , см <sup>3</sup> /с	Витрати рідини, $(\bar{Q})^2 = \left(\frac{Q}{Q_{cm}}\right)^2$	Режим течії
<b>Конфузорно-дифузорний насадок</b>							
5,5	3	2,5	0,45	7,5	266	1,0	кавітація
5,5	3,3	2,2	0,40	8,8	227	0,73	без кавітації
5,5	1,5	4,0	0,73	7,7	260	0,96	кавітація

5,5	2	3,5	0,64	7,5	266	1,0	кавітація
5,5	1	4,5	0,82	7,4	270	1,04	кавітація
7,0	1	6,0	0,86	6,3	317	1,0	кавітація
7,0	1,5	5,5	0,79	6,6	303	1,0	кавітація
5,5	3,5	2	0,36	8,8	227	0,73	без кавітації
5,5	4	1,5	0,27	9,8	204	0,59	без кавітації

Абсолютний тиск на вході, $P_{вх}^{абс}$	Тиск на вході, $P_{вх}$ , кгс/см <sup>2</sup>	Тиск на виході, $P_{вих}$ , кгс/см <sup>2</sup>	Перепад тиску, $\Delta P$ , кгс/см <sup>2</sup>	Перепад тиску, $\Delta \bar{p} = \Delta p / p_{вх}$	Час наповнення мірного баку, с	Витрати рідини, $Q$ , см <sup>3</sup> /с	Витрати рідини, $(\bar{Q})^2 = \left(\frac{Q}{Q_{см}}\right)^2$
--	---	---	---	---	--------------------------------	--	---

**Циліндричний насадок**

13	12	3	9	0,69	5,5	363,6	1,0
13	12	4	8	0,62	5,8	344,8	0,903
13	12	4	8	0,62	5,9	338,9	0,86
13	12	5	7	0,54	6,0	333,3	0,85
13	12	6	6	0,46	6,0	333,3	0,85
13	12	6	6	0,46	6,9	289,9	0,62
13	12	8	4	0,31	7,8	256,4	0,51
13	12	9	3	0,23	8,4	238,1	0,42
13	12	9	3	0,23	8,9	224,7	0,38
13	12	10	2	0,15	9,9	202,0	0,31
13	12	10	2	0,15	10,9	183,5	0,26
9	8	7	1	0,11	13	153,8	0,26

9	8	6	2	0,22	10,2	196,1	0,42
9	8	4	4	0,44	8,05	248,4	0,64
9	8	2,8	5,2	0,58	7,2	277,8	0,85
9	8	1,7	6,3	0,70	6,8	294,1	0,94
9	8	1,3	6,7	0,74	6,6	303,0	1,0
6	7	0,9	4,1	0,68	8,4	238,1	0,91
6	7	0,7	4,3	0,72	8,0	250,0	1,0
6	7	1,8	3,2	0,52	9,4	212,8	0,72
6	7	3	2	0,33	11,8	169,5	0,46
6	7	3,8	1,2	0,24	13,0	153,8	0,38

$$W = 2000 \text{ см}^3$$

### 3.2.5. Оцінка точності вимірювань

Для визначення точності експериментальних досліджень використовується метод визначення похибки функції, якщо відома похибка її аргументів та вид функціональної залежності.

Коефіцієнт витрат при витіканні з кавітацією знаходиться за формулою:

$$\mu_{II} = \frac{4 \cdot Q_{II}}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex}^{abc} - p_{\kappa})}}$$

Максимальна абсолютна похибка визначення коефіцієнта витрат знаходиться з формули:

$$\Delta \mu_{II} = \pm \left[ \left| \frac{\partial \mu_{II}}{\partial W} \Delta W \right| + \left| \frac{\partial \mu_{II}}{\partial d} \Delta d \right| + \left| \frac{\partial \mu_{II}}{\partial \rho} \Delta \rho \right| + \left| \frac{\partial \mu_{II}}{\partial p_{ex}} \Delta p_{ex} \right| + \left| \frac{\partial \mu_{II}}{\partial \tau} \Delta \tau \right| \right],$$

де  $\Delta W$ ,  $\Delta d$ ,  $\Delta \rho$ ,  $\Delta p_{ex}$ ,  $\Delta \tau$  – абсолютні похибки вимірюваних величин.

Часні похибки визначаються:



$$\frac{\partial \mu_{II}}{\partial W} = \frac{4 \cdot 1}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_{ex} \cdot \tau}} \cdot \frac{W}{W} = \mu_{II} \cdot \frac{1}{W};$$

$$\frac{\partial \mu_{II}}{\partial d} = \frac{4 \cdot W}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_{ex} \cdot \tau}} \cdot \left(-2 \cdot \frac{1}{d^3}\right) \cdot \frac{d^2}{d^2} = \mu_{II} \cdot \left(\frac{-2}{d}\right);$$

$$\frac{\partial \mu_{II}}{\partial \rho} = \frac{4 \cdot W}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{2 \cdot p_{ex} \cdot \tau}} \cdot \frac{1}{\frac{2 \cdot \sqrt{\rho}}{\sqrt{\rho}}} = \mu_{II} \cdot \frac{1}{2 \cdot \rho};$$

$$\frac{\partial \mu_{II}}{\partial p_{ex}} = \frac{4 \cdot W}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \tau}} \cdot \left(\frac{-1}{2 \cdot \sqrt{p_{ex}^3}}\right) = \mu_{II} \cdot \left(\frac{-1}{2 \cdot p_{ex}}\right);$$

$$\frac{\partial \mu_{II}}{\partial \tau} = \frac{4 \cdot W}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_{ex}}} \cdot \left(\frac{-1}{\tau^2}\right) = \mu_{II} \cdot \left(\frac{-1}{\tau}\right).$$

Підставляя ці формули у рівняння для абсолютної похибки, будемо мати:

$$\frac{\Delta \mu_{II}}{\mu_{II}} = \pm \left[ \left| \frac{\Delta W}{W} \right| + \left| \frac{2 \cdot \Delta d}{d} \right| + \left| \frac{\Delta \rho}{2 \cdot \rho} \right| + \left| \frac{\Delta p_{ex}}{2 \cdot p_{ex}} \right| + \left| \frac{\Delta \tau}{\tau} \right| \right].$$

Підставляя поточні значення вимірюваних величин і проводячи деякі обчислювання, получимо:

$$\frac{\Delta \mu_{II}}{\mu_{II}} = \pm \left[ \frac{98,5}{3000} + \frac{2 \cdot 0,005}{0,428} + \frac{0,005}{2 \cdot 0,837} + \frac{0,016}{2 \cdot 10} + \frac{0,05}{10} \right] = \pm [0,0328 + 0,0326 + 0,0003 + 0,0008 + 0,005] = \pm 0,062.$$

Максимальна відносна похибка визначення коефіцієнта витрат  $\mu_{II}$  при витіканні рідини з кавітацією при максимально можливих похибках виміру параметрів  $W, d, \rho, p_{ex}, \tau$  складає величину, яка не повинна перевищувати 6,2%.

Відносна похибка коефіцієнтів витрат при витіканні рідини без кавітації визначається аналогічним чином.

Продіференціював функцію:

$$\mu_l = \frac{4 \cdot Q_l}{\pi \cdot d^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot (p_{ex} - p_{вих})}},$$

получимо:

$$\partial \mu_l = \frac{\Delta \mu_l}{\mu_l} = \pm \left[ \left| \frac{\Delta W}{W} \right| + \left| \frac{2 \cdot \Delta d}{d} \right| + \left| \frac{\Delta \rho}{2 \cdot \rho} \right| + \left| \frac{\Delta p_{ex}}{2 \cdot p_{ex}} \right| + \left| \frac{\Delta p_{вих}}{2 \cdot p_{вих}} \right| + \left| \frac{\Delta \tau}{\tau} \right| \right].$$

Підставляя поточні значення вимірюваних величин знаходимо:

$$\begin{aligned} \partial \mu_l &= \pm \left[ \frac{98,5}{3000} + \frac{2 \cdot 0,005}{0,428} + \frac{0,0005}{2 \cdot 0,837} + \frac{0,016}{2 \cdot 10} + \frac{0,012}{2 \cdot 4} + \frac{0,05}{10} \right] = \\ &= \pm [0,0328 + 0,0236 + 0,0003 + 0,0008 + 0,0015 + 0,005] = \pm 0,064 \end{aligned}$$

Таким чином, максимальна відносна похибка визначення коефіцієнта витрат  $\mu_l$  при витіканні рідини без кавітації складає величину, яка не повинна перевищувати 6,4%.

### 3.2.6. Висновки по результатам вимірювань

1. Встановлено, що в дросельних пристроях режими витікання з кавітацією та без неї однозначно визначаються значеннями критичного перепаду або протитиску.

2. Одержані залежності для визначення критичного перепаду та протитиску на дросельних пристроях, які дозволяють проводити розрахунок їх кавітаційних характеристик.

3. Встановлено, що діапазон кавітаційних режимів витікання через насадки можна значно звужити за рахунок зменшення стиску потоку в дросельному каналі. Критичний протитиск для насадків на вході до циліндричної частини не перевищує 1...2% від тиску нагнітання.

4. Отримані нові експериментальні дані, які необхідні для розрахунку кавітаційних характеристик дросельних пристроїв гідравлічних систем.

5. Визначена оптимальна геометрія насадків конфузорно-дифузорного типу для пристроїв, які використовують корисні ефекти кавітації:

а) діапазон кавітаційного режиму витікання з насадка зі східчастим конфузором і дифузором можливий при протитисках до 0,85. Оптимальна геометрія насадка цього типу: кут конфузора  $55\text{...}60^\circ$ , кут дифузора  $9^\circ$ , відносна довжина конфузора 4...5, дифузора 10...11, циліндричної частини 0,2...0,25 діаметрів дросельного отвору;

б) кавітаціне витікання через насадок з плавним переходом від труби до конфузора і дифузора можливо до протитиску 0,89. Оптимальна геометрія насадка цього типу: кут конфузора  $55^\circ$ , кут дифузора  $6^\circ$ , відносна довжина циліндричної частини 0,32 діаметра дросельного отвору, відношення діаметра трубопроводу до діаметра дросельного отвору 1,8.

6. Значення коефіцієнтів гідравлічного опору та витрат дросельних пристроїв при кавітації можуть бути скоректовані по запропонованим розрахунковим залежностям в функції поточного та критичного значень протитиску.

7. Експериментально встановлені межі кавітаційних режимів витікання для деяких агрегатів гідравлічних систем повітряних суден типу золотникових розподільників, голчастих кранов та пакетів дросельних шайб.

8. Встановлено, що найбільш ефективними мірами подавлення кавітації в дросельних пристроях є:

а) профілювання дросельних каналів шляхом зкруглення кромки з метою зменшення стиску потоку;

б) скорочення довжини отворів для того, щоб дросель мав характеристику, близьку до характеристики отвору в тонкій стінці;

в) співвісність розміщення шайб в пакетах при малому числі їх з метою перепаду тиску на останній шайбі;

г) застосування пакетів дросельних шайб з діаметрами, які збільшуються за потоком у відповідності до закону рівних відносних протитисків, які дозволяють скоротити потрібне число шайб у 3...5 разів.

9. Розроблена методика розрахунку кавітаційних характеристик дросельних пристроїв, за допомогою яких критичні параметри витіку визначаються по значенням гідродинамічних коефіцієнтів витіку. Збіжність розрахунків за пропонуваною методикою з експериментальними даними задовільна.

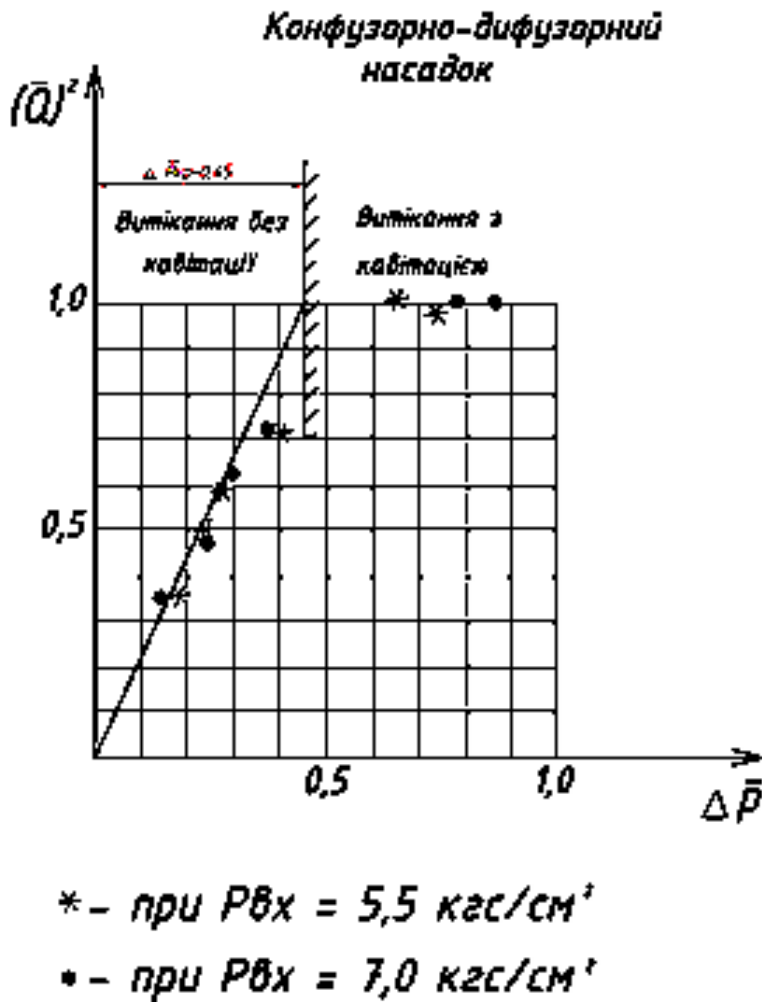


Рис.3.1

### Циліндричний насадок

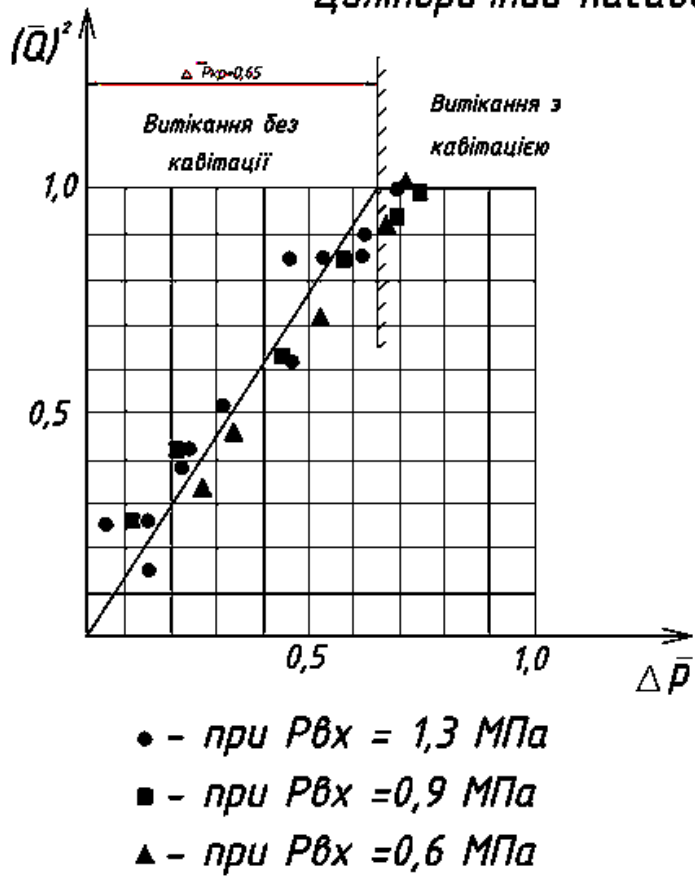


Рис.3.2

## РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ

### **4.1. Перелік небезпечних і шкідливих факторів при технічному обслуговуванні мережі джерел тиску**

Розділ виконано у відповідності з ГОСТ 12003-74 і правилами безпеки праці при технічному обслуговуванні та поточному ремонті авіаційної техніки ДНАОП 5.1.30-1.06-98.

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні і ремонті ЛА регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; порадами по здійсненню польотів, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д.

Внаслідок того, що ряд технологічних процесів є загальними для багатьох технологій, класифікація шкідливих і небезпечних факторів при експлуатації ЛА практично придатна для ремонтних процесів ЛА. Цими факторами є:

- літаки, що рухаються, спецавтотранспорт і самоходні механізми;
- незахищені рухливі елементи літака (механізація крила, кермові площини, гвинти і турбіни, що обертаються, шасі та ін.)
- інструменти, агрегати, прилади, які можуть впасти при технічному обслуговуванні літака на крилах, фюзеляжі, стабілізаторах і при роботі на висоті із застосуванням підйомників;
- ударна хвиля при вибуху агрегатів, трубопроводів, що працюють під тиском;
- витікання потоку газів або рідини із ємностей і трубопроводів, що працюють під тиском (при розгерметизації трубопроводів);
- літак, що падає з підйомників або при помилковому збиранні шасі;
- нагріті частини агрегатів (зупинений двигун, насос та ін.);
- конструкції, що руйнуються (розрив тросів бортового крана

- підвищене забруднення та загазованість повітря в зоні технічного обслуговування;
- підвищений рівень шуму, вібрацій, ультразвуку при роботі ДСУ;
- відсутність або нестача світла;
- низька чи висока температура повітря в зоні технічного обслуговування;
- хімічні рідини (токсичні – такі, що дратують, канцерогени – ті, що впливають на репродуктивну функцію організму), що входять до складу робочих матеріалів (робоча рідина НГЖ-5У);
- фізіологічні (фізичні та психічні навантаження).

## **4.2. Обставини прояву**

1. Незахищені рухливі елементи літака (шасі, допоміжні опори) являють собою небезпеку при іспитах на випуск-прибирання або при випадковому спрацьовуванні механізму
2. Виникнення ударної хвилі, які можливі під час вибуху гідроаккумуляторів, штокових порожнин, опор допоміжних від надлишкового тиску.
3. Витікання цівки рідини при розгерметизації гідравлічної системи або окремих ділянок напірних (зливних) трубопроводів.
4. Тривалий вплив шкідливих речовин, що містяться в забрудненому та загазованому повітрі в зоні технічного обслуговування.
5. Підвищена токсичність робочих речовин рідини НГЖ-5У, що застосовуються в гідравлічних системах.
6. Фізичні перевантаження при монтажі, контролі, демонтажі агрегатів і елементів системи, що знаходяться у важкодоступних місцях.

### 4.3. Інженерно-технічні та організаційні роботи з запобігання можливої дії небезпечних і шкідливих факторів на робітника

#### 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.

Питомий опір ґрунту:  $\rho_{\text{изм}}=40 \text{ Ом}\cdot\text{м}$

Коефіцієнт збільшення ґрунту (сезонності):  $K_c=1.1$

Довжина:  $l=2\text{м}$

Діаметр:  $d=0.38$

Глибина закладення:  $H=2.2 \text{ м}$

Смугова сталь ширина:  $b=0.04 \text{ м}$

Коефіцієнт використання одиночного заземлителя:

$\eta_{\text{ст}}=0.85$

$\eta_{\text{пол}}=0.5$

Норма опору контуру заземлення:  $r_n=10 \text{ Ом}$

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 пальних 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  $50*50*5 \text{ м}$ .



забиваються в землю вертикально на глибину 0.5 - 0.8 м від верху чи стрижня куточка до поверхні землі.

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

:

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

$$R_{\text{ст}} = 0.366 \frac{40}{2} \left( \lg \frac{2 \cdot 2}{0.38} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2.2 + 2}{4 \cdot 2.2 - 2} \right) = 7.32(1,022 + 0,2) = 8,94 \text{ Ом}$$

$\rho$  - питомий опір ґрунту, Ом · м;

$$\rho = \rho_{\text{изм}} \cdot K_c$$

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

$K_c$  - коефіцієнт сезонності;

$l$  - довга чи стрижня куточка, 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:

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

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

$l_1$  - 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;

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

Опір прямокутного контурного заземлюючого пристрою:

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

$n$  - 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

У даному дипломному проекті передбачене проведення ряду заходів для запобігання можливої дії шкідливих і небезпечних факторів на обслуговуючий персонал, таких як:

- незахищені рухомі елементи літака (шасі);
- ударна хвиля при вибуху судин, агрегатів і трубопроводів, що працюють під

тиском;

- підвищений рівень шуму, вібрації, ультразвуку (при роботі ДСУ);
- падаючий з підйомників літак;
- хімічні речовини (токсичні, дратівні та ін.), які широко використовуються у виробництві, при експлуатації та ремонті систем;
- витікання рідин і газів із судин або зруйнованих трубопроводах під тиском.

«»З метою запобігання можливої дії перелічених шкідливих і небезпечних факторів на працюючий персонал у дипломному проекті передбачено (ГОСТ 12.4.011-89):

а) Суворе дотримання правил безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні та ремонті системи;

б) У гідравлічній системі для запобігання вибуху судин, що працюють під тиском, силових циліндрів, передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні критичного значення тиску. Передбачено установку кінцевих вимикачів, що блокують відкриття крана прибирання шасі при обтиснутих амортизаційних стійках.

в) Випробування мережі джерел тиску на міцність і герметичність повинні проводитися відповідно до діючих норм та правил випробувань. Випробування необхідно виконувати на спеціальних стендах, у спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб запобігти впливу шуму на робочий персонал, що виникає в процесі випробування системи, рекомендується виконувати іспит системи вцілому (чи окремих її агрегатів) у спеціальних звукоізолюваних баках.

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

- заміна шкідливих речовин, які використовуються у виробничих процесах на менш шкідливі (використання робочої рідини АМГ-10 замість більш токсичної НГЖ-5У) (ГОСТ ССБТ 12.1.007-76);

- застосування персоналом засобів індивідуального захисту (ГОСТ ССБТ 12.4.103-83);

- спеціальна підготовка та інструктаж робочого персоналу;

- застосування прогресивних технологій виробництва (замкнутий цикл, дистанційне керування і контроль);

- проведення попередніх і періодичних медичних оглядів людей, що працюють у контакті зі шкідливими речовинами.

д) При експлуатації, технічному обслуговуванні та ремонті мережі передбачено суворе додержання техніки безпеки і технології виконання робочих процесів. Передбачено виготовлення трубопроводів лінії високого тиску з високоміцної сталі 12Х18Н10Т, а трубопроводи лінії низького тиску виготовляються з алюмінієвого сплаву АМ-2М. У системі передбачена установка запобіжного клапана, що спрацьовує при критичному значенні тиску в порожнині циліндра. Такий засіб запобігає руйнуванню циліндра від надлишкового тиску.» [16]

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

Розділ виконаний у відповідності з ГОСТ ССБТ 12.1.004-91.

У дипломному проекті передбачено проведення ряду заходів, що спрямовані на забезпечення пожежної та вибухової безпеки мережі джерел тиску гідросистеми. Передбачено: виконання мережі з рядом конструктивних особливостей, що забезпечують безпеку мережі в пожежному відношенні; вибір вибухобезпечної робочої рідини; суворе виконання інструкції з техніки безпеки під час стендових іспитів.

Звичайна причина виникнення пожежі на повітряному судні – запалення витоку рідин, що здатна запалитися. Основними засобами запобігання пожеж є: ретельне дренажування рідини із ПС як у польоті, так і на землі; забезпечення вентиляції, яка призводить до збіднення паливно-повітряної суміші, а також ізоляцію, по можливості, потенційних джерел запалювання.

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 аерозолу (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 аерозолу та на реакцію горіння речовин в кисні.

#### **4.5. Характеристика робочої рідини**

«Рідина НГЖ-5У призначена для гідравлічних пристроїв, які працюють в інтервалі температур від мінус 60°C до 150°C.

Робоча рідина НГЖ-5У представляє собою суміш ефірів фосфорної кислоти з присадками, які поліпшують в'язкостні, антигідролізні, антиокисні та антиерозійні властивості.

Щільність рідини при 20°C – 1020 кг/м<sup>3</sup>, не більше (згідно ГОСТ 3900-93).  
Кінематична в'язкість при 0°C – 8,5 мм<sup>2</sup>/с, при 60°C – 4200 мм<sup>2</sup>/с, не менше (згідно ГОСТ 20287-93).

Температура спалаху, що визначається у відкритому тигелі, - 155°C (згідно ГОСТ 4333-93).

По ступіню впливу на організм згідно з класифікацією шкідливих речовин згідно з ГОСТ 12.1.007-93 робоча рідина НГЖ-5У відноситься до другого класу шкідливості.

Хімічний аналіз повітря на вміст парів основи рідини НГЖ-5У здійснюється колометричним методом та згідно до ГОСТ 12.1.005-93 з періодичністю не менше одного разу у місяць.» [17]

#### **4.6. Конструктивні особливості системи**

У дипломному проекті передбачене виконання мережі джерел тиску з рядом конструктивних особливостей, які спрямовані на забезпечення пожежної і вибухової безпеки:

- електричні компоненти, що використовуються в зонах можливих витоків робочої рідини, відповідають вимогам пожежної безпеки, що приводяться до 160°C чи п. 8.1.3 НЛГС-3. А також вони не можуть бути джерелом запалювання з причини іскріння, а їхні поверхні мають температуру нижче, ніж температура самозаймання рідини (ГОСТ ССБТ 12.1.044-89);

- між трубопроводами з робочою рідиною і електричною проводкою витримана максимально можлива відстань (для запобігання іскріння між електричною проводкою та металевими трубопроводами) (ГОСТ ССБТ 12.1.044-89);

- зона розташування мережі добре вентильовується, що зменшує концентрацію паливно-повітряну суміш (ГОСТ ССБТ 12.4.021-75);

- джерела можливих витоків рідини зі штокових порожнин амортизатора запобігаються шляхом установаження гумових ущільнень;

- у справній системі цілком відсутні умови запалення робочої рідини АМГ-10 та НГЖ-5У (ГОСТ ССБТ 12.1.007-76);

- передбачено не розташовувати трубопроводи систем у відсіках, де робоча рідина може попадати на розпечені деталі, що здатні викликати самозаймання рідини.

У випадку виникнення пожежі передбачено для його гасіння використовувати вогнегасник ОВП-100.

Висновок: аналізуючи конструктивні особливості, що передбачені при проектуванні системи, властивості робочої рідини, можна зробити висновок про те, що спроектована система джерел тиску є безпечною у пожежному відношенні і здатна для експлуатаційних і ремонтних робіт.

#### **4.7. Вимоги з охорони праці**

Розділ виконано згідно (ГОСТ ССБТ 12.4.011-89).

Перед початком робіт необхідно:

- перевірити наявність тиску в гідросистемі;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака.

Під час роботи необхідно:

- дотримувати інструкції з виконання даних робіт;
- під час роботи гідросистеми повинна забезпечуватися наявність персоналу у кабіні пілота;

- при роботі з гідравлічною системою стравити тиск у системі. При зливі рідини не допускати її проливання;

- заправляти систему тільки на стоянках, забезпечених прототивпожежними засобами.

При аварійній ситуації необхідно:

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

Після закінчення робіт необхідно:

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

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

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

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівок з техніки безпеки, що викладені в інструкції з експлуатації системи;

- при проведенні робіт, пов'язаних з відпрацюванням поворотів передньої опори, встановлюється огороження з попереджуючими червоними прапорцями;

- забороняється знаходитися стороннім особам усередині літака або у зоні огороження під час поворотів опори і проводити роботи, які не пов'язані з відпрацюванням;

- між техніками, що проводять відпрацювання, повинен бути чіткий зв'язок по переговорному пристрою.

Таким чином, при виконанні всіх правил і інструкцій дана розробка зводить до мінімуму вплив шкідливих і небезпечних виробничих факторів на людей.



## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 5.1. Загальна характеристика викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами

Вплив на навколишнє середовище авіації відбувається тому, що авіаційні двигуни випромінюють тепло, шум, тверді частинки і газу. Як і інші викиди, що виникають в результаті спалювання викопного палива, авіаційні двигуни виробляють викиди, що підсилює екологічну стурбованість з приводу їх глобального впливу і їх впливу на якість повітря на місцевому рівні.

Літаки виділяють газу ( $\text{CO}_2$ , водяна пара, оксиди азоту або окис вуглецю - зв'язуючись з киснем і перетворюючись в  $\text{CO}_2$  при викиді) і атмосферні тверді частинки (неповністю згорілі вуглеводні, оксиди сірки, чорний вуглець), взаємодіючи між собою і з атмосферою. Незважаючи на те, що авіаційна промисловість більш ефективна, вдвічі зменшуючи кількість палива, що спалюється на рейс в порівнянні з 1990 роком, за рахунок технічного прогресу і експлуатаційних удосконалень, загальні викиди зросли в міру збільшення обсягу авіаперельотів.

##### 5.1.1. Склад викидів авіаційних двигунів

«Основні компоненти відпрацьованих газів авіаційних двигунів, що забруднюють атмосферу:

- оксиди сірки  $\text{SO}_x$ ;
- оксиди азоту  $\text{NO}_x$ ;
- оксид вуглецю  $\text{CO}$ ;
- вуглеводні (метан  $\text{CH}_4$ , ацетилен  $\text{C}_2\text{H}_2$ , етан  $\text{C}_2\text{H}_6$ , бензол  $\text{C}_6\text{H}_6$  та ін );
- альдегіди (формальдегід  $\text{HCHO}$ , акролеїн  $\text{CH}_2=\text{CH}=\text{CHO}$ , оцтовий альдегід  $\text{CH}_3\text{CHO}$  та ін );

– сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) – виділяється у вигляді шлейфу за соплами двигунів під час зльоту літака (сажі виділяється загалом небагато).

Вміст NOx у відпрацьованих газах авіаційного двигуна залежить від:

- величини температури суміші в камері згоряння (чим вона вища, тим більше утворюється NOx), а вона максимальна (2500...3000 К) на зльотному режимі;
- часу перебування суміші в камері згоряння (чим він більший, тим більше утворюється NOx), а це має місце на невеликих швидкостях літака.

Максимальний викид NOx відбувається на злітному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту).

Вуглеводні (СХНУ) – основний компонент рідких і газоподібних палив.» [18]

### 5.1.2. Проблема забруднення у аеропортах

Аналіз результатів інвентаризації джерел викидів забруднюючих речовин в аеропортах Європи та України показали, що повітряні судна є переважаючими джерелами забруднення атмосферного повітря в межах аеропорту. Так, складова викидів від авіаційних двигунів повітряних суден на локальному рівні перевищує 50 % від загальної маси викидів забруднюючих речовин у зоні аеропорту.

Під час експлуатації повітряних суден цивільної авіації (ЦА) на території аеропорту викид шкідливих забруднюючих речовин здійснюється з моменту запуску авіадвигуна перед зльотом і до моменту зупинки авіадвигуна після посадки.

За останнє десятиріччя значна кількість досліджень сфокусована на проблемі несприятливого впливу викидів авіадвигунів на якість атмосферного повітря у локальному та регіональному масштабах.

Особливо це стосується викидів оксидів азоту (NOx) та зважених часток (PM10, PM2.5 та PM1.0), які спричиняють виникнення відповідно фотохімічного смогу та туману з наступними несприятливими наслідками для населення.

Проблема регіонального забруднення атмосферного повітря аеропортів ЦА є актуальною для України у зв'язку із дедалі більшим наближенням житлових районів

до аеропортів (зокрема для аеропортів Київ (Жуляни), Львів, Одеса, Харків, Донецьк, Запоріжжя) та подальшим застосуванням застарілих типів повітряних суден.

## **5.2. Екологічні вимоги**

Екологічні вимоги стають жорсткішими з 2016 року САЕР (Комітет ІКАО з охорони навколишнього середовища від впливу авіації) рекомендував два нові стандарти: щодо емісій діоксиду вуглецю і нелетких зважених часток. Рекомендований стандарт по CO<sub>2</sub> запропонований для стимулювання більш ефективних технологій спалювання палива при використанні літаків і аналогічний існуючим стандартам щодо емісій і авіаційному шуму.

Стандарти планується застосовуватися до моделей нового типу дозвукових і турбогвинтових літаків, які будуть вводитися в експлуатацію з 2020 року, а до вже експлуатується - з 2023 г. Якщо експлуатовані моделі, які не відповідають поки вимогам по стандартам CO<sub>2</sub>, не зможуть бути модернізовані належним чином до 2028 р то після цього терміну вони не зможуть використовуватися.

Регулювання емісій буде проводитися за допомогою, запропонованої «Глобальної системи ринкових заходів». Перевищення квот емісії (за базовий рівень передбачається прийняти емісії 2019-2020 рр.) Буде обкладатися значним штрафом, який піде на відновлення навколишнього середовища і компенсаційні заходи. Такий підхід до квотування емісій не новий, він застосовувався в країнах Євросоюзу з початку 2000-х років.

## 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 пасажирського середньомагістрального літака, що пропонує використання гідравлічного бака замкнутоно типу, та відсутність системи наддуву гідробаків.

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

Запропонований ряд заходів, спрямованих на підвищення безпеки праці при експлуатації гідросистеми літака.

Проведена оцінка забрудненості аеропорту, результати порівняні з вимогами ІКАО.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / М. Г. Акопов, В. И. Векасов, В. Г. Долгушев и др.; Под ред. А. М. Матвеевко и В. И. Бекасова. — 3-е изд., исправил и доп. — М.: Машиностроение, 2005. — 558с.:
2. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Воскобойник М.С., Лагосюк Г.С., Миленский Ю.Д., Миртов К.Д., Осокин Д.П., Скрипка М.Л., Ушаков В.С., Черненко Ж.С.. Изд-во «Транспорт», 1972 г., стр. 1-440.
3. 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.
4. Матвиенко А. П., Зверев И. И. Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. — М., 1982.
5. 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
6. ГОСТ 2.103-68 Єдина система конструкторської документації (ЕСКД).
7. Абрамов Є. І., Зайончковський Г. Й. Гідравлічні слідкуючі приводи систем керування літальних апаратів: Навчальний посібник. — Київ: КМУЦА, 2000. — 224 с/
8. Руководство по технической эксплуатации SSJ-100
9. Руководство по технической эксплуатации Ту-334
10. Руководство по технической эксплуатации АН-72
11. Руководство по технической эксплуатации АН-148
12. Арзуманов Э. С. Кавитация в местных гидравлических сопротивлениях. — М.: Энергия, 1978. — 300 с.
13. Алексеева Т. В., Соколов В. Я., Капитонов О. К. Исследование кавитации в золотниковых распределителях гидросистем дорожных и строительных машин

- при установившемся движении рабочей жидкости//Строительство и архитектура. – Изв. ВУЗов, 1974, №2, с. 155 – 159.
14. Богачев И. Н., Минц Р. И. Повышение кавитационно-эрозионной стойкости деталей машин. – М.: Машиностроение, 1964. – 271 с.
  15. Охрана окружающей среды в ГА. Под ред. Ененкова Е. Г.
  16. Протоерейский А.С. «Безопасность труда при применении горюче-смазочных материалов в гражданской авиации».
  17. Богачев И. Н., Минц Р. И. Повышение кавитационно-эрозионной стойкости деталей машин. – М.: Машиностроение, 1964. – 271 с.
  18. Бычкова Л. С., Лысов Е. Н., Петров В. И. Напорные характеристики шнековых насосов, перекачивающие газожидкостные смеси//Кавитационные колебания в насосных системах. – Киев: Наукова думка, 1976. Ч. 1., с. 95 – 100.

