

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33 : 621.226.3

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
«__» _____ 2022 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Гідравлічна система транспортного літака»**

Виконав:
Студент VI курсу, групи АЛ-11мп
Пихтін Ілля Вячеславович _____

Керівник:
к.т.н., старший викладач кафедри
Конотоп Дмитро Ігорович _____

Консультант:

Рецензент:
Доцент, к.т.н., доцент кафедри СКЛІА
Черняк М.Г.. _____

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації
немає запозичень з праць інших авторів без
відповідних посилань.

Студент _____

Київ – 2022 року

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«___» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Пихтіну Іллі Вячеславовичу

1. Тема дисертації Тема дисертації «Гідравлічна система транспортного літака», науковий керівник дисертації старший викладач кафедри Конотоп Дмитро Ігорович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «11» листопада 2022 р. № 4174-с.

2. Термін подання студентом дисертації 05 грудня 2022 р.

3. Об'єкт дослідження: Гідравлічна система транспортного літака.

4. Вихідні дані:

<u>Злітна маса літака</u>	22 т.
<u>Робоча рідина гідравлічної системи</u>	АМГ 10
<u>Загальна ємність ГС</u>	65 л.
<u>Кількість рідини у гідробаку</u>	21-28 л.
<u>Мінімальна кількість рідини для роботи ГС</u>	8 л.
<u>Максимальний тиск основної ГС</u>	155±5 кгс/см ² .
<u>Максимальний тиск аварійної ГС</u>	160±15 кгс/см ² .
<u>Максимальний тиск в системі ручного насоса</u>	165±3 кгс/см ² .
<u>Тиск наддуву гідробаку</u>	1±0,1 кгс/см ² .
<u>Продуктивність насосу основної ГС</u>	19,5 л/хв.
<u>Продуктивність насосу аварійної ГС</u>	8 л/хв.
<u>Тиск зарядки гідроаккумулятора</u>	85±5 кгс/см ² .

5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
- 5.1. Огляд сучасних гідравлічних систем літака _____
 - 5.2. Оцінка рівня експлуатаційної технологічності _____
 - 5.3. Вимоги до надійності і безвідмовності гідравлічних систем _____
 - 5.4. Розробка і установка датчиків вбудованого контролю параметрів в гідросистемі _____
 - 5.5. Застосування технічного обслуговування з контролем параметрів _____
 - 5.6. Вибір параметрів для контролю функціональних систем _____
 - 5.7. Основні несправності гідроаккумулятора. Розрахунок надійності. _____
 - 5.8. Технічне обслуговування гідравлічної системи _____
 - 5.9. Розробка експериментальної моделі гідроаккумулятора _____
 - 5.10. Розробка стартап-проекту _____
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:
- 6.1. Огляд літератури _____
 - 6.2. Параметри системи в цілому _____
 - 6.3. Контроль параметрів системи _____
 - 6.4. Результати розрахунку надійності системи _____
 - 6.5. Порівняння розробленої системи з існуючими аналогами _____
 - 6.6. Гідравлічна система транспортного літака (Складальний кресленник) _____
7. Орієнтовний перелік публікацій:
- 7.1. Стаття у фаховому виданні _____
 - 7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез _____
8. Дата видачі завдання _____ 08.11. 2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці гідравлічних систем	до 15.12.2021 р.	
2.	Оцінка рівня експлуатаційної технологічності	до 01.02.2022 р.	
3.	Вимоги до надійності і безвідмовності ГС	до 21.03.2022 р.	
4.	Розробка і установка датчиків вбудованого контролю параметрів ГС	до 03.06.2022 р.	
5.	Застосування технічного обслуговування з контролем параметрів	до 20.09.2022 р.	
6.	Вибір параметрів для контролю функціональних систем	до 27.10.2022 р.	
7.	Основні несправності гідравлічної системи. Розрахунок надійності	до 15.11.2022 р.	
8.	Технічне обслуговування ГС	до 25.11.2022 р.	
9.	Гідравлічна система літака	до 05.12.2022 р.	
10.	Розробка стартап-проекту	до 05.12.2022 р.	
11.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2022 р.	
12.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент _____

Ілля ПИХТІН

Науковий керівник _____

Дмитро КОНОТОП

РЕФЕРАТ

Актуальною задачею літакобудування залишається розробка та проектування більш надійних літальних апаратів для забезпечення безпеки польотів.

Робота пов'язана з дослідженням гідравлічних систем транспортного літака, що розробляються на кафедрі літальних апаратів.

Метою роботи є розробка гідравлічної системи транспортного літака, підвищення показників надійності та технологічності гідравлічної системи за рахунок збільшення якості окремих елементів.

Для реалізації поставленої мети, необхідно вирішити наступні завдання:

1. Провести порівняльний аналіз гідравлічної системи транспортних літаків.
2. Створити принципову гідравлічну схему, визначити базові проектні параметри гідравлічної системи транспортного літака.
3. Визначити технології виробництва елементів гідравлічної системи транспортного літака.

Транспортний літак є об'єктом дослідження, а предметом дослідження даної роботи є гідравлічна система транспортного літака.

Особистий внесок здобувача: дослідження властивостей гідравлічної системи транспортного літака; вибір оптимального варіанту гідравлічної системи транспортного літака.

Структура і обсяг роботи

Робота складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків та списку використаної літератури. Загальний обсяг дисертації становить 80 сторінок. Робота включає 23 рисунка, 27 таблиць, список використаної літератури з 18 найменувань.

Апробація результатів магістерської дисертації проводилась на наукових конференціях. Перелік представлено нижче.

Пихтін І. В. Гідравлічна система військово-транспортного літака / І. В. Пихтін, Д. І. Конотоп // III науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» – С. 40. – 2021

Пихтін І. В. Розробка гідравлічної системи транспортного літака / І. В. Пихтін, Д. І. Конотоп // IV науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку». – 2022 (у друці)

Пихтін І. В. Гідравлічна система транспортного літака / І. В. Пихтін, Д. І. Конотоп // Механіка гіроскопічних систем – 2022 (у друці)

Ключові слова: транспортний літак, гідравлічна система, гідроаккумулятор.

ABSTRACT

The development and design of more reliable aircraft to ensure flight safety remains an urgent task of aircraft construction.

The work is related to the study of hydraulic systems of transport aircraft, developed at the Department of Aircraft.

The aim of the work is to develop a hydraulic system of transport aircraft, to improve the reliability and manufacturability of the hydraulic system by improving the quality of individual elements.

To achieve this goal, it is necessary to solve the following tasks:

1. To conduct a comparative analysis of the hydraulic system of transport aircraft.
2. Create a schematic hydraulic system, determine the basic design parameters of the hydraulic system of the transport aircraft.
3. Determine the technology of production of elements of the hydraulic system of transport aircraft.

The transport aircraft is the object of research, and the subject of research of this work is the hydraulic system of the transport aircraft.

Personal contribution of the applicant: study of the properties of the hydraulic system of the transport aircraft; selection of the optimal variant of the hydraulic system of the transport aircraft.

The structure and the volume of the paper.

The paper consists of an introduction, four chapters, conclusions and a list of references. The total volume of the dissertation is 80 pages. The work includes 23 figures, 27 tables, a list of references from 18 items.

The approbation of the results of the master's dissertation was carried out in the scientific conferences. The list is presented below.

Pikhtin I. V. Hydraulic system of a military transport aircraft / I. V. Pikhtin, D. I. Konotop // III scientific and practical conference of students and young scientists "Aerospace engineering: prospects and directions of development" - P. 40. - 2021

Pikhtin I. V. Development of a hydraulic system of a transport aircraft / I. V. Pikhtin, D. I. Konotop // IV scientific and practical conference of students and young scientists "Aerospace engineering: prospects and directions of development." - 2022 (in print)

Pikhtin I. V. Hydraulic system of transport aircraft / I. V. Pikhtin, D. I. Konotop // Mechanics of gyroscopic systems - 2022 (in print)

Keywords: transport aircraft, hydraulic system, hydraulic accumulator.

ЗМІСТ

СПИСОК ТЕРМІНІВ І СКОРОЧЕНЬ	8
1. Огляд сучасних гідравлічних систем літака	10
1.1. Енергетичні системи літального апарату та їх порівняльний аналіз	10
1.2. Опис гідравлічної системи.....	11
1.3. Загальна характеристика гідравлічної системи	12
1.3.1. Структурна схема блоку живлення ГС	14
1.3.2. Система наддуву гідробаків відкритого типу	15
1.4. Використання блочної структури гідравлічної системи	22
1.5. Огляд існуючих ГС літака	24
2. Оцінка рівня експлуатаційної технологічності	35
2.1. Основні напрямки вдосконалення гідравлічних систем	35
3. Вимоги до надійності та безвідмовності ГС	41
3.1. Загальні вимоги	41
3.2. Обробка статистичних даних відмов та несправностей ГС	42
3.3. Розрахунок характеристик надійності об'єкту на основі статистичних даних.....	44
4. Розробка та установка датчиків вбудованого контролю	47
4.1. Інтеграція систем та засоби відображення	47
4.2. Блок керування гідравлічної системи	49
5. Застосування технічного обслуговування з контролем параметрів	51
5.1. Порядок та вимоги до зарядки ГА.....	51
5.2. Методи контролю чистоти робочої рідини.....	53

					<i>АЛмн1107.10.53.00.00 ПЗ</i>			
					<i>Гідравлічна система транспортного літака</i>			
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		Арк.	Маса	Масштаб
		Пихтін І.В.						
		Конотоп Д.І.						
						Арк. 6	Арк. 97	
					<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. АЛ-11мп</i>			
		Поваров С.А						
		Бондаренко О.М.						

6.	Вибір параметрів для контролю функціональних систем....	54
7.	Основні несправності гідроаккумулятора. Розрахунок надійності.....	55
7.1.	Загальні відомості	55
7.2.	Розрахунок об'ємних параметрів гідроаккумулятора.....	57
7.3.	Розрахунок гідроаккумулятора на міцність	58
8.	Технічне обслуговування гідравлічної системи	59
8.1.	Обґрунтування вибору схеми гідросистеми, що проектується..	59
8.2.	Розрахунок потужностей спроектованої системи	61
8.3.	Рекомендації щодо обслуговування ГС.....	64
9.	Розробка експериментальної моделі гідроаккумулятора	66
10.	Розробка стартап-проекту.....	67
10.1.	Опис ідеї проекту	67
10.2.	Технологічний аудит проекту.....	68
10.3.	Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	68
10.4.	Розробка ринкової стратегії проекту	74
10.5.	Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	76
	ВИСНОВКИ	78
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	79
	ДОДАТКИ.....	81
1.	АЛмп1107.10.53.00.01 СС – Структурна схема ГС.....	82
2.	АЛмп1107.10.53.00.02 СП – Принципова схема ГС	83
3.	АЛмп1107.10.53.00.03.10.00.00 СК – Акумулятор гідравлічний....	84

СПИСОК ТЕРМІНІВ І СКОРОЧЕНЬ

БСТО – бортова система технічного обслуговування;

БФІ – багатофункціональний індикатор;

ВТК – відділ технічного контролю;

ГС – гідравлічна система;

ДСУ – допоміжна силова установка;

КІСС – комплексний індикатор системи сигналізації;

КСЕІС – комплексна система електронної індикації та сигналізації;

ЛПІ – лінії передачі інформації;

ООШ – основні опори шасі;

ПОШ – передня опора шасі;

ПС – пневматична система;

ПС – повітряне судно;

САРТ – система автоматизованого регулювання тиску;

СКЗО – система керування загальнолітаковим обладнанням;

СУМК – система управління механізацією крила;

СКП – система кондиціонування повітря;

ЕС – електрична система;

ЦСВ – центральний сигнальний вогонь.

ВСТУП

Гідравлічна система сучасного літака належить до найбільш складних, розгалужених та відповідальних функціональних систем.

Гідравлічна система літака забезпечує управління системами і механізмами, що визначають безпеку польоту. Надійність, живучість і довговічність гідросистеми досягається досконалістю конструкції агрегатів, багатократним резервуванням, як джерела енергії, так і гідроприводів, автоматизацією управління, контролю роботи і інформації екіпажу.

1 Огляд сучасних гідравлічних систем літака

1.1 Енергетичні системи літального апарату та їхній порівняльний аналіз

Джерелами енергії на борту літального апарату (ЛА), необхідними для відхилення аеродинамічного керма та злітно-посадкової механізації, випуску та прибирання шасі тощо – є енергетичні системи ЛА: гідравлічна (ГС), пневматична (ПС) та електрична (ЕС), які в якості робочого тіла, що передає енергію споживачам (гідравлічним та пневматичним приводам, електродвигунам, заслінкам, пристроям охолодження повітря тощо), використовують відповідно, гідравлічну рідину, газ (наприклад, повітря або азот) та електричний струм.

У свою чергу для зазначених енергосистем основним джерелом енергії є маршовий двигун ЛА. Механічну енергію двигуна через коробку літакових агрегатів споживають гідравлічна (за допомогою гідронасосів) та електрична (за допомогою електрогенераторів) системи. Енергію стисненого повітря, яке відбирається від компресора, використовує пневмосистема.

До основних споживачів гідросистеми належать виконавчі приводи системи керування літаком, а також системи шасі. Авіоніка, електродвигуни, обігрівачі системи протиобмерзання електричного типу.

На сучасному ЛА для живлення енергетичних систем витрачається близько 4% потужності, що виробляється двигунами. У тому числі більшість (понад 70%) як пневматичної енергії. Решту гідравлічна та електрична системи ділять приблизно порівну: 14% і 12%, відповідно.

1.2 Опис гідравлічної системи

Переваги:

- висока масова ефективність, особливо для резервованих (або дубльованих) гідроприводів у системі управління, так як резервування забезпечується установкою кількох гідроприводів, що працюють спільно. Маса ГС становить лише 1-2% злітної маси сучасних літаків;

- широкий діапазон безступінчастого регулювання швидкості вихідної ланки (наприклад, діапазон регулювання частоти обертання гідромотора може становити від 30-40 до 2500 об/хв, а в деяких випадках у гідромоторів спеціального виконання доходить до 1-4 об/хв, що для електромоторів важко реалізовано);

- самозмащування тертьових поверхонь при застосуванні мінеральних і синтетичних масл як робочих рідин;

- гідравлічні силові приводи при передачі великої потужності з вихідними швидкостями, потрібними для приводу рульових поверхонь, конструктивно значно простіше електромеханічних;

- високий рівень надійності;

- жорсткість навантажувальних показників, тобто. швидкість руху вихідної ланки змінюється в обмежених межах за зміни навантаження на вихідну ланку;

- точність позиціонування, тобто. досить проста (з урахуванням фактичної стискання робочого тіла) конструктивна реалізація проміжних положень виконавчих пристроїв;

- простота здійснення різних видів руху: поступального, обертального;

- можливість частих і швидких перемикань при поворотно-поступальних та обертальних прямих та реверсивних рухах.

Недоліки:

- нестабільність характеристик робочої рідини при зміні температури та механічних впливах;

- складність у забезпеченні внутрішньої та зовнішньої герметичності;

- необхідність фільтрації робочої рідини;

- пожежонебезпека;
- необхідність захисту гідросистеми від проникнення повітря, наявність якого призводить до нестабільної роботи гідроприводу, великих гідравлічних втрат та нагрівання робочої рідини;
- Складність ефективної передачі гідравлічної енергії на великі відстані внаслідок великих гідравлічних втрат.

1.3 Загальна характеристика гідравлічної системи

Гідравлічна система – сукупність пристроїв, які забезпечують енергією споживачів у вигляді передачі до них робочої рідини під тиском.

Гідравлічна система сучасного літака належить до найбільш складних, розгалужених та відповідальних функціональних систем. Типова ГС структурно складається з кількох незалежних гідросистем, кожна з яких самостійно чи спільно з іншими незалежними ГС забезпечує функціонування великої кількості споживачів гідравлічної енергії – приводів, агрегатів та пристроїв. З методичної точки зору корисно розглядати ГС спільно з її споживачами (гідроприводами, гідроциліндрами тощо), що трансформують гідравлічну енергію у поступальний або обертальний рух аеродинамічних поверхонь ЛА, опор шасі тощо. Тому розширимо поняття ГС і далі під ГС розумітимемо як блок джерел енергії (блок живлення), так і блок функціональних підсистем (по суті – споживачів ГС).

До блоку живлення ГС входять:

- підсистема забезпечення безкавітаційного режиму роботи джерел енергії;
- ємності для розміщення гідрорідини (гідробаки);
- власне джерела енергії (приводні гідронасоси, насосні станції, турбонасосні установки, блоки передачі потужності та інші джерела енергії);
- пасивні джерела енергії (гідроаккумулятори);
- пристрої фільтрації в лініях нагнітання та зливу;
- пристрої під'єднання наземних джерел енергії
- (бортові клапани всмоктування та нагнітання);

- пристрої управління, контролю та індикації (запобіжні, протипожежні, підпірні клапани; гасники гідроудару;
- система зворотних клапанів; датчики та сигналізатори тиску, температури та ін. пристрої);
- мережа трубопроводів, що зв'язує агрегати блоку живлення в заданій послідовності.

Функціональні підсистеми ГС призначені для виконання великої кількості виключно важливих функцій на борту ЛА, таких як:

- управління прибиранням та випуском шасі;
- забезпечення живленням виконавчих пристроїв системи управління літаком та злітно – посадкової механізації;
- керування гальмами коліс;
- керування поворотом передньої опори шасі;
- керування дверима пасажирських салонів та вантажних відсіків;
- управління реверсом двигунів;
- управління склоочисниками та ін.

Структурно кожна функціональна підсистема зазвичай включає:

- крани управління включенням та вимкненням функціональних підсистем;
- виконавчі пристрої (гідроциліндри, приводи, агрегати управління та ін.);
- пристрої управління, контролю та індикації;
- мережа трубопроводів, що з'єднує агрегати функціональної підсистеми у заданій послідовності.

Нині прийнято класифікувати гідравлічні системи за низкою важливих ознак.

За характером контакту робочої рідини в гідробаку з газом або відсутністю такого, системи поділяються на:

- системи відкритого типу, коли є безпосередній контакт гідрорідини з повітрям, як при наддуві гідробаків від системи кондиціонування повітря (пневмосистеми) ЛА;
- системи закритого типу, коли контакту гідрорідини з повітрям немає;
- системи напівзакритого типу, коли об'єм над рідиною в баку заповнений інертним газом (азотом). Прикладом такої системи може бути гідросистема літака, що у складних температурних умовах через аеродинамічного нагріву. Системою напівзакритого типу є система літака за основною схемою наддуву. Азот знижує пожежонебезпечність системи та виключає контакт робочої рідини з повітрям, яке може викликати її деструкцію.

Гідравлічні системи дозвукових транспортних літаків зазвичай відкритого типу, що спрощує конструкцію системи наддуву та знижує вагу.

Гідросистема може бути централізованою, що обслуговує низку споживачів, або автономною – що обслуговує одного споживача.

Гідросистеми також можуть бути:

- основними, які обслуговують споживачів у нормальних умовах польоту;
- резервними, які працюють як основні у штатних умовах експлуатації та можуть за необхідності підключатися до споживачів інших основних систем;
- аварійними, що працюють лише в аварійних ситуаціях.

Для забезпечення заданого рівня надійності ряд гідросистем в нормальних умовах можуть одночасно обслуговувати тих самих споживачів. Такі гідросистеми називаються кратними.

1.3.1 Структурна схема блоку живлення ГС

На літаках використовують два види блоків живлення залежно від типу споживачів. Якщо серед споживачів є постійно діючі споживачі (наприклад, система керування літаком), то в блоці живлення ГС такого літака зазвичай

використовується насос, що регулюється (або насоси). Якщо ж серед споживачів є лише епізодично діючі споживачі (система прибирання та випуску шасі, система управління механізацією крила, тощо), то в блоці живлення може бути нерегульований насос (насоси) з автоматом розвантаження та акумулятором. Нерегульований насос в основному працює на холостому ході, що збільшує його ресурс у 2-3 рази. В обох типах блоків використовуються аксіально-плунжерні або аксіально-поршневі насоси, так як інші типи насосів працюють при менших робочих тисках.

Структурно блок живлення кожної незалежної ГС ЛА можна розділити на такі підсистеми:

- Система забезпечення безкавітаційного режиму роботи джерел енергії (гідронасосів). У ГС відкритого та напівзакритого типу цю функцію виконує система наддуву, а в системах закритого типу – спеціальним чином сконструйований гідробак із системою підтиску;
- система джерел енергії, що включає основні, резервні та аварійні джерела енергії ГС на борту ЛА;
- система управління, контролю та індикації, яка включає зворотні та запобіжні клапани, протипожежні клапани (крани), датчики та сигналізатори тиску та температури, фільтри, сепаратори, дроселі та інші агрегати.

1.3.2 Система наддуву гідробаків ГС відкритого типу

Для створення заданого надлишкового тиску на вході в гідронасоси (фактично в лінії всмоктування) у блоках живлення ГС відкритого типу сучасних ЛА використовується система наддуву, типова схема якої наведена на рис.1.3.1.

У відкритих ГС джерелом стиснутого повітря для наддуву гідробаків зазвичай є повітря із системи кондиціонування або пневматичної системи ЛА.

Таким чином повітря надходить від компресора двигуна або ДСУ (допоміжної силової установки). Повітря від відповідного джерела через

вологовідділювач 1 і фільтр 2 надходить до регулятора тиску 3, який забезпечує заданий тиск у гідробаку 8, і, відповідно, в лінії всмоктування на вході в гідронасоси. У разі відмови регулятора 3 надлишковий тиск стравлюється в атмосферу через запобіжний клапан 6.

У системі також є бортовий штуцер наддуву 5 для перевірки наземної системи і манометр 7. Зворотний клапан 4 забезпечує заданий напрямок руху повітря при функціонуванні системи наддуву.

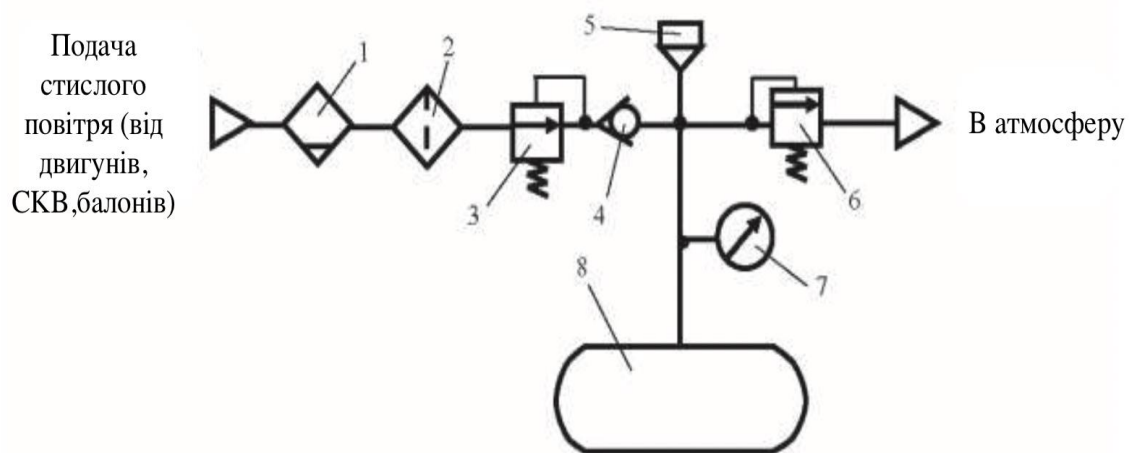


Рис.1.3.1. Типова схема системи наддуву гідробака ГС відкритого типу, де
 1 - вологовідділювач; 2 - повітряний фільтр; 3 - регулятор тиску; 4 - зворотний клапан; 5
 - бортовий штуцер наддуву; 6 - запобіжний клапан; 7 - манометр;
 8 – гідробак

Типова схема забезпечення безкавітаційної роботи гідронасосів ГС закритого типу наведено на рис.1.3.2. В даному випадку відсутній безпосередній контакт гідрорідини з газом (азотом), що забезпечується спеціальною конструкцією гідробаку 1. Необхідний тиск гідрорідини, розміщеної в порожнині гідробаку А, створюється за рахунок тиску азоту в порожнині Б, яка через систему трубопроводів пов'язана з газовою порожниною гідроаккумулятора 6. У разі перевищення заданого тиску в порожнині А спрацьовує запобіжний клапан 2. Через клапан 2 можна також нагнітати тиск у гідробак вручну. Зарядження гідроаккумулятора 6 азотом здійснюється через зарядний клапан 4. Тиск у газовій порожнині гідроаккумулятора фіксується манометром 3 і датчиком тиску 5.

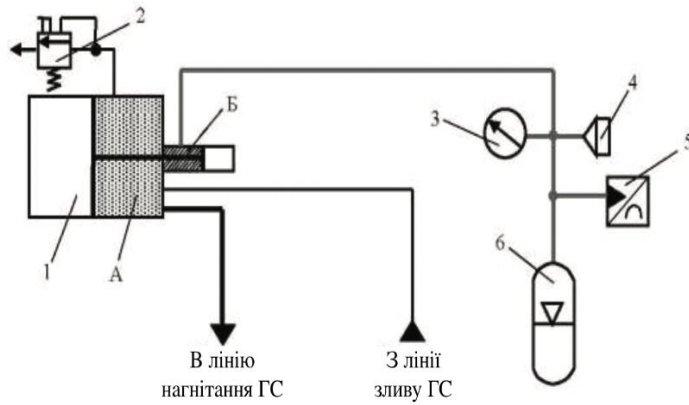


Рис.1.3.2 Типова схема гідробаку ГС закритого типу із системою підтиску, де
 1 - гідробак; 2 - запобіжний клапан; 3 - манометр; 4 - зарядний клапан; 5 - датчик тиску;
 6 - гідроакумулятор; А - порожнина гідробака з рідиною; Б - порожнина гідробака з азотом

У блоках живлення систем напівзакритого типу має місце контакт робочої гідрорідини з нейтральним газом – азотом, а контакту з повітрям немає.

Можлива й деяка комбінація систем. Так, система наддуву за принципом дії відноситься до напівзакритого типу, коли наддув здійснюється азотом зі спеціального балона. Як резервної системи наддуву цьому літаку може використовуватися система відкритого типу з подачею стиснутого повітря.

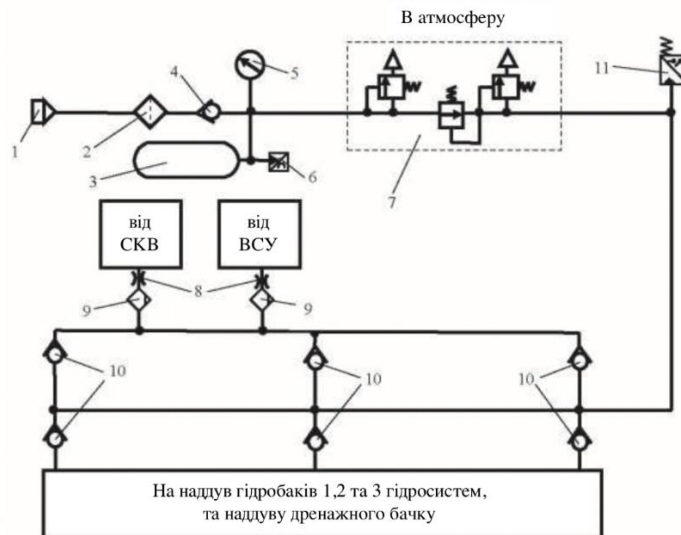


Рис.1.3.3. Принципова схема системи наддуву баків гідросистеми напівзакритого типу, де:

- 1 - клапан зарядки азотом; 2 - повітряний фільтр; 3 - балон азотний;
- 4,10 - зворотний клапан; 5 - манометр; 6 - датчик тиску; 7 - редуктор повітряний;
- 8 - дросель; 9 - масловлагодзбірник; 11 - сигналізатор тиску

Кожна з енергетичних систем має свої переваги та недоліки. Зі зміною рівня розвитку техніки змінюватимуться і самі системи, і сфери їх застосування. Слід розуміти, що при проектуванні ЛА архітектура його енергетичних систем визначається не з показників ефективності енергосистеми чи її окремих елементів, і навіть не виконавчих пристроїв, а з його ефективності ЛА в цілому.

Слід наголосити, що сучасні енергетичні системи ЛА зазвичай є системами змішаного типу.

Перспективним способом покращення масових та об'ємних характеристик гідросистеми є перехід на підвищені рівні робочих тисків. Існують оптимальні рівні робочих тисків мінімізації маси ГС, і навіть оптимальні рівні робочих тисків для мінімізації обсягу ГС. Для сучасних конструкційних матеріалів зазначені рівні знаходяться в межах 40-50 МПа (мінімізація маси) та 40-80 МПа (мінімізація обсягів). Саме такі рівні номінального робочого тиску передбачається проектувати перспективні гідросистеми.

Управління рівнем робочого тиску в системі

На різних етапах польоту потреби у гідравлічній потужності різні. Наприклад, на великих швидкостях польоту через зростання шарнірного моменту на органах управління вони вищі, ніж на малих швидкостях. Управління робочим тиском залежно від режиму польоту дозволить уникнути неефективного витрачання енергії, забезпечивши цим підвищення паливної ефективності ЛА.

Використання в блоках живлення максимально можливої кількості незалежних, різнорідних зовнішніх джерел енергії для забезпечення роботи гідронасосів

Конструктивне резервування джерел енергії в блоках живлення незалежних ГС літака досі є одним з основних способів досягнення заданого рівня експлуатаційної надійності системи. Історично забезпечення незалежності ГС досягалося встановленням приводних гідронасосів різні двигуни літака. Якщо двигуна чотири, то зазвичай формувалося чотири незалежні гідросистеми з одним або декількома приводними гідронасосами в кожній.

Сучасний підхід до формування блоку живлення незалежної гідросистеми насамперед відрізняється прагненням конструктора використовувати максимально можливу кількість незалежних і різнорідних зовнішніх джерел енергії для забезпечення роботи гідронасосів.

Основними незалежними зовнішніми джерелами енергії є двигуни літака, які забезпечують роботу:

- приводу гідронасосів;
- насосних станцій змінного або постійного струму, що живляться від електропостачання літака. При цьому можливе перехресне резервування системи шляхом живлення насосних станцій від генераторів, встановлених на різних двигунах, або вітрогенераторі;
- турбонасосних установок, що використовують енергію стисненого повітря від системи або пневмосистеми. У цьому разі повітря у систему надходить від усіх двигунів літака, отже, реалізується принцип перехресного резервування;

Допоміжні силові установки (живлять насосні станції змінного чи постійного струму), бортові акумуляторні батареї (живлять насосні станції постійного струму, аварійні джерела енергії), енергія потоку, що набігає - може використовуватися безпосередньо при встановленні на вал вітродвигуна гідронасоса (наприклад, аварійна енергетична установка літака) або опосередковано через вітрогенератор.

Слід зазначити, що у сучасних літаках широко використовується додатковий канал резервування джерел енергії ГС шляхом введення у систему блоків передачі потужності (PTU), які дозволяють забезпечити живленням споживачі ГС, що відмовили, за рахунок енергії функціонуючої ГС.

Централізована ГС передбачає наявність розгалуженої мережі трубопроводів, заповнених гідравлічною рідиною. Очевидно, що вага ГС стрімко зростає зі зростанням розмірності ЛА. Тому актуальним є використання локальних ГС, наближених до споживачів або гідравлічних пристроїв із вбудованою ГС, наприклад приводів системи управління ЛА (рис. 1.3.4, 1.3.5).

Дане технічне рішення не є принципово новим, тому що на літаку використовуються автономні кермові машини типу АРМ. Однак створення автономних гідросистем на новому технологічному рівні, зокрема з впровадженням елементів концепції більш електричного літака (перехід на високоефективні гідронасоси з живленням від мережі постійного струму підвищеної напруги), є винятково актуальним завданням, оскільки дозволяє на сучасному великогабаритному літаку суттєво скоротити розгалуженість гідравлічних мереж, зменшивши масу та підвищити експлуатаційну надійність ГС.

Такий підхід вже реалізований, на сучасних літаках, де замість традиційних трьох ГС застосовано лише дві централізовані ГС, за рахунок чого вдалося знизити масу ЛА, а також скоротити обсяг робіт при наземному обслуговуванні.

Надійність виконавчих пристроїв ГС літака залежить від кратності їх резервування, під якою, мається на увазі число незалежних джерел енергії, які забезпечують функціонування споживача.

Відомий підхід, коли найбільш відповідальні споживачі (приводи органів управління та злітно-посадкової механізації, агрегати автоматичної системи управління літаком та ін.) Забезпечуються живленням від усіх наявних на борту літака незалежних енергетичних систем. Так, наприклад, на сучасних літаках реалізовані деякі принципи більш електричного літака, використовуються спеціальні дворежимні електрогідравлічні рульові приводи (ЕВНА - Electrical Back-up Hydraulic Actuator) з можливістю живлення як від ГС, так і від системи електропостачання літака., рис.1.3.6.

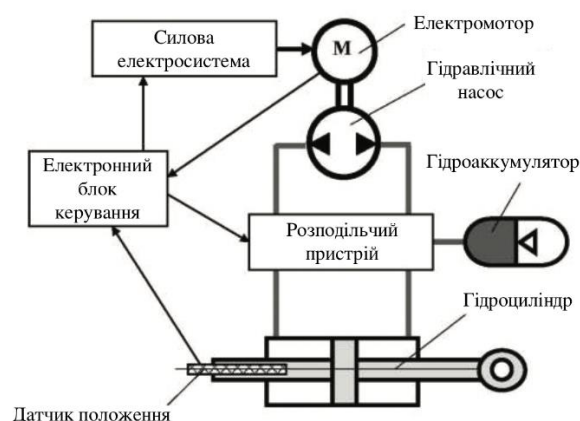


Рис.1.3.4 Схема автономного гідроприводу (електрогідростатичного)

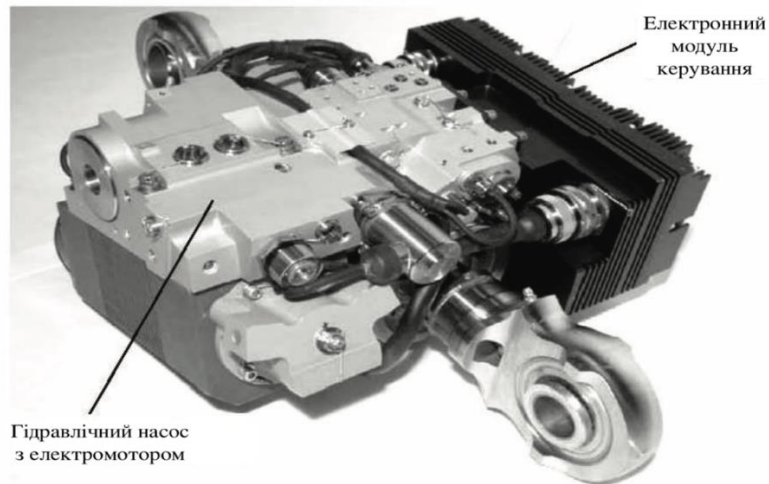


Рис.1.3.5. Електрогідростатичний привод (ЕНА-electrohydrostatic actuator) елерона літака

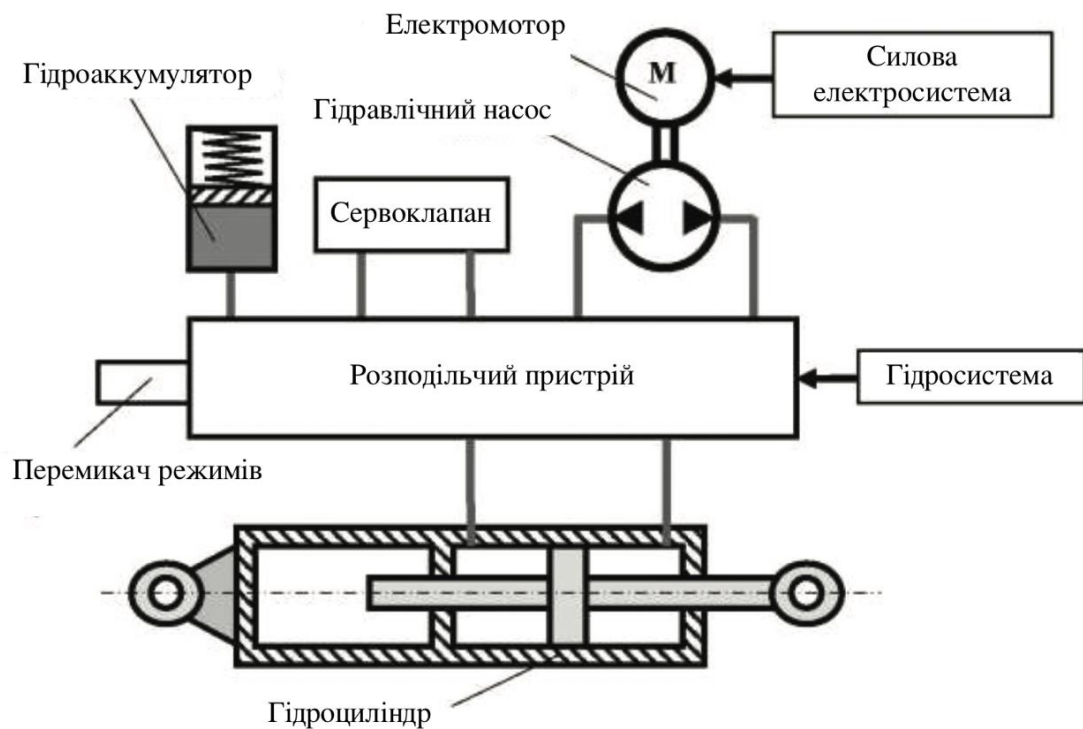


Рис.1.3.6. Схема дворежимного електрогідравлічного кермового приводу (ЕВНА - Electrical Back-up Hydraulic Actuator) з можливістю живлення як від гідросистеми (основний режим), так і системи електропостачання літака (у разі відмови гідросистеми)

1.4 Використання блочної структури гідросистеми

Будь-яка функціональна система сучасного літака є виключно складною, багатокомпонентною структурою з різноманітними внутрішніми та зовнішніми зв'язками (гідравлічними, електричними та пневматичними). Вочевидь, чим більше компонентів становлять структуру системи, тим складніше забезпечити заданий рівень надійності, внутрішню і зовнішню герметичність.

Для вирішення зазначеної проблеми на сучасних літаках використовують підхід, при якому в одному корпусі поєднують велику кількість агрегатів та пристроїв, а також реалізують зв'язки між ними. Такий підхід забезпечує покращення масово-габаритних характеристик системи, її експлуатаційну технологічність та надійність. Хоча витрати на проектування та виробництво таких великих структурних блоків зростають.

На сучасних літаках з метою підвищення надійності функціонування важливих виконавчих пристроїв (насамперед приводів системи управління та органів управління злітно-посадковою механізацією) використовується принцип ненавантаженого резервування. Для переміщення органу управління використовуються два або більше приводів, причому енергетичні характеристики кожного їх розраховані таким чином, щоб забезпечити функціонування системи на всіх передбачуваних режимах експлуатації.

Приводи працюють послідовно, наприклад, в одному польоті управління органом управління здійснює один привод (активний), а другий знаходиться в пасивному режимі (ненавантажений резерв). У наступному польоті приводи змінюють свої функції. У разі відмови активного приводу здійснюється автоматичне перемикання пасивного приводу в активний режим.

Такий підхід дозволяє скоротити витрати на технічне обслуговування та ремонт, а також підвищити експлуатаційну надійність функціональної системи, забезпечити рівномірну витрату ресурсу агрегатами.

Так, на рис. 1.4.1 наведено типовий привод системи керування деякою керуючою поверхнею (елерон, кермо напрямку та ін.), коли реалізується принцип ненавантаженого резерву.

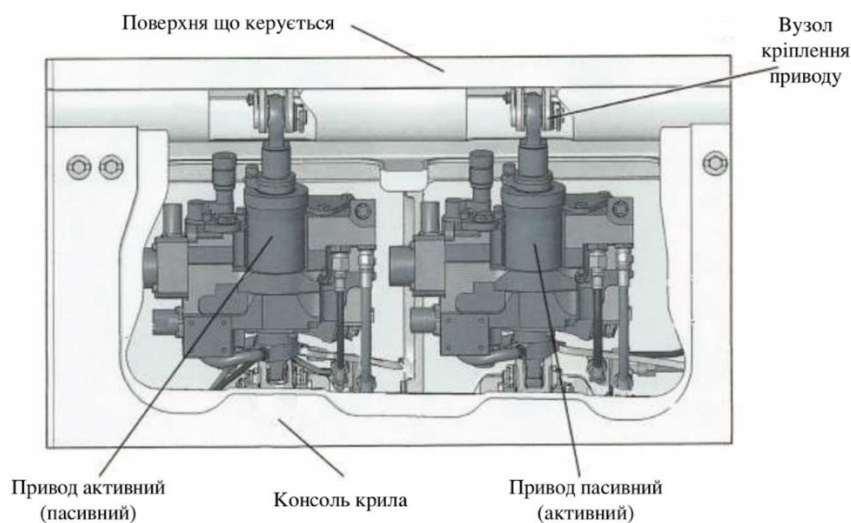


Рис. 1.4.1. Типовий привод системи керування

Аналіз причин відмов та несправностей агрегатів та пристроїв гідравлічної системи показує, що незважаючи на значні зусилля, що докладаються до усунення їх конструктивно-виробничих недоліків, завжди існують елементи, що визначають експлуатаційну надійність агрегатів та пристроїв у цілому. Де значною мірою такими елементами є електричні блоки, клапани, приводні електродвигуни та ін. надійності даного агрегату, та гідросистеми у цілому. Так, на рис. 1.4.2 показаний типовий замок прибраного положення опори шасі, в якому резервований найбільш відповідальний елемент замку - гідроциліндр управління положенням зіва.

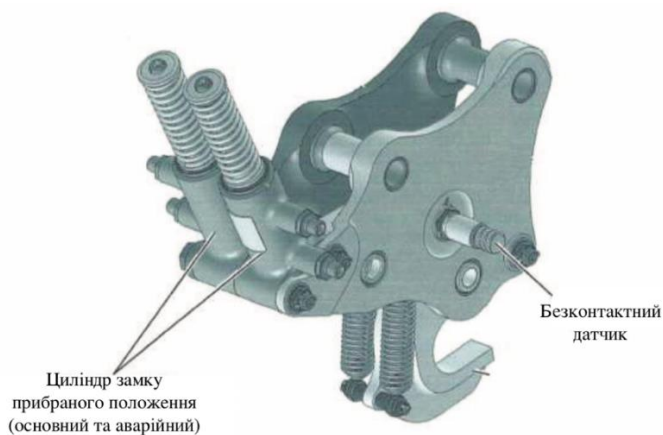


Рис.1.4.2. Замок прибраного положення опори шасі з резервуванням гідроциліндру управління положенням зів

1.5 Огляд існуючих гідравлічних систем ЛА

Розглянемо систему турбогвинтового транспортного літаку Ан-26, що був розроблений на базі літака Ан-24РТ і відрізняється від останнього розширеною хвостовою частиною фюзеляжу з великими вантажними дверима і напірною рампою.

Оригінальна конструкція дверей рампи, що ковзають під фюзеляж або опускаються на землю, забезпечує швидке виконання вантажно-розвантажувальних робіт, транспортування великогабаритних вантажів та обладнання, а також зручність парашутного скидання вантажів і людей.

Гідравлічна система ЛА Ан-26 призначена для:

- прибирання та випуску шасі;
- живлення кермового пристрою передньої опори шасі;
- живлення рульових приводів системи керування у поздовжньому, поперечному та шляховому каналах;
- основного, аварійного, стоянкового гальмування коліс шасі;
- основного керування закрилками;
- керування кришкою аварійного люку;
- керування приводом транспортера, відкриття, закриття та підйому рампи вантажного відсіку;
- аварійного флюгування гвинта та останов двигуна;
- керування приводом склоочисника.

Гідравлічна система поділяється на основну, аварійну та систему ручного насоса. В якості робочої рідини використовують оливу АМГ-10.

Основна система забезпечує роботу усіх споживачів перерахованих вище. Робочий тиск знаходиться в діапазоні $120 \pm 5 \dots 155 \pm 5$ кгс/см².

Аварійна система використовується для аварійного випуску закрилків, аварійного гальмування коліс основних опор шасі, аварійного відкриття кришки

нижнього аварійного люку екіпажу, підйому рампи, аварійного керуванням відкочуванням та накатом рампи при виході з ладу основної ГС. Максимальний тиск аварійної системи 160 кгс/см².

Система ручного насоса забезпечує відкриття порогових і бокових замків, відкочування і накат рампи, дозаправку гідробака рідиною АМГ-10.

Загальна ємність ГС 65л. Система умовно розділена на мережі: джерело тиску, наддув гідробака, прибирання і випуск шасі, поворот коліс передньої опори шасі, привод склоочисників, аварійного флюгування і останов двигуна, ручного насоса, керування замками рампи, відкриття та закриття кришки аварійного люка, привод транспортеру

До мережі джерел тиску (рис.1.5.1) включені наступні агрегати: гідронасос – 1, роз'ємні клапани – 2, гідробак – 4, бортовий штуцер всмоктування – 16, бортовий штуцер нагнітання – 17, зворотні клапани – 135, автомат розвантаження насосів (ГА-77Н) – 138, основної гідросистеми з балоном 132, гідроаккумулятор – 133, кран прискореного прибирання шасі (ГА-140) – 136, гідравлічні фільтри – 141, перепускний клапан – 142, гідроаккумулятор гальм – 145, датчики - 140 та 147 монометра основної ГС 2 ДИМ-240, трубопроводи та інші деталі.

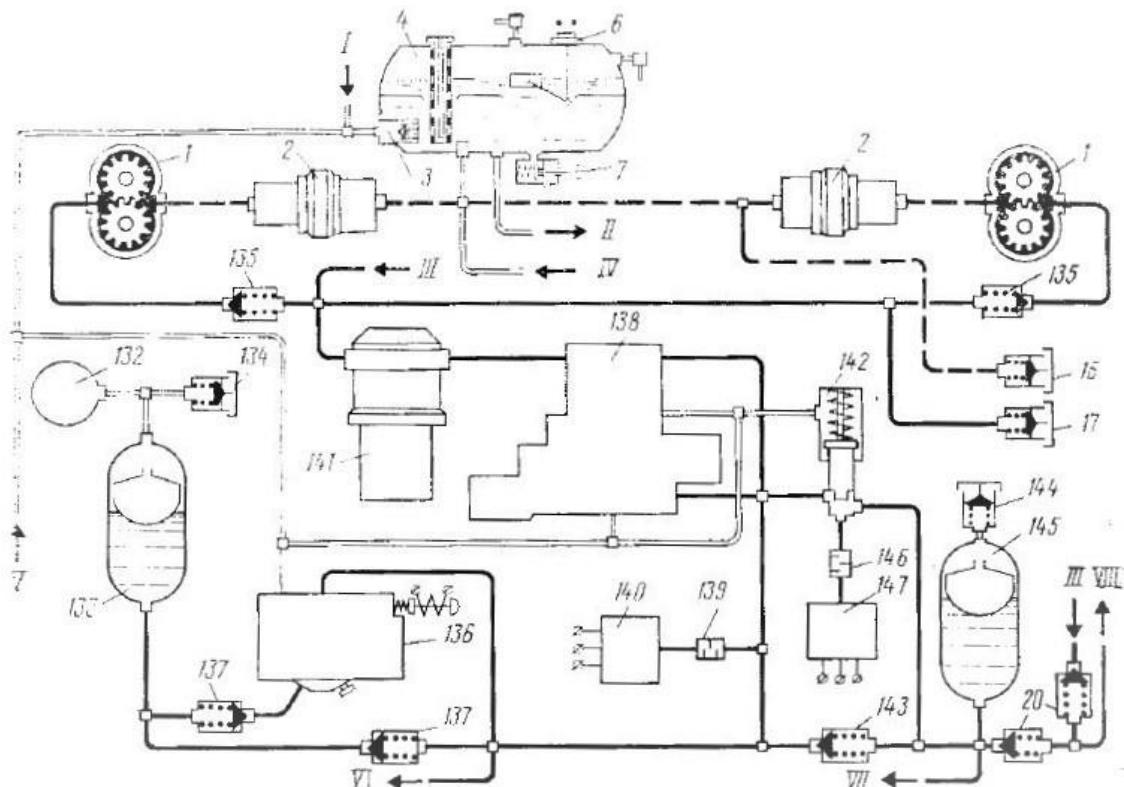


Рис.1.5.1. Принципова схема основної гідравлічної системи Ан-26

Гідравлічна система транспортного літака Ан-178 призначена для живлення робочою рідиною приводів системи керування польотом, гальмівних інтерцепторів, систем основного, стоянкового та резервного гальмування коліс шасі, систем прибирання-випуску шасі та резервного випуску основних опор шасі, рульового пристрою, приводів закрилків та передкрилків, пристроїв реверсу тяги двигунів та керування багажними люками.

Гідравлічна система складається з двох автономних постійно працюючих систем (ГС1 та ГС2) та окремої мережі резервної насосної станції.

ГС1 живить свій комплект гідравлічних приводів системи керування польотом та гальмівних інтерцепторів, а також реверсний пристрій маршового двигуна 1. Ця система забезпечує роботу системи управління польотом у разі відмови обох маршових двигунів.

ГС2 живить другий комплект гідравлічних приводів системи керування польотом та гальмівних інтерцепторів, а також реверсний пристрій маршового двигуна 2. Крім того, ця система через клапан пріоритету (підпірний клапан) живить систему прибирання-випуску шасі, кермовий пристрій, систему основного та стоянкового гальмування коліс шасі через окремий гідроакумулятор та приводи передкрилок та закрилків.

Клапан пріоритету пропускає робочу рідину до споживачів тільки на етапах польоту, коли споживачі працюють, захищає приводи керування польотом від надмірного зниження тиску, а також електричним сигналом про зниження рівня рідини в гідробаку ГС2 повністю перекриває подачу рідини до споживачів, не пов'язаних з керуванням польотом.

Мережа резервної насосної станції забезпечує дублювання живлення кермового пристрою, живить резервну систему гальмування коліс шасі, мережу резервного випуску основних опор шасі, допомагає прибрати основні опори шасі при відмові маршового двигуна 2 і використовується при керуванні багажними люками.

Увімкнення насосної станції в необхідних випадках проводиться автоматично; при керуванні багажними люками – вручну.

Робоча рідина у гідросистемах:

НГЖ-5У, ТУ 38.401-58-57-93 або Skydrol LD4, стандарт SAEAS1241В.

Номінальний тиск:

- у ГС1 та ГС2 – 210 кгс/см;
- у мережі резервної насосної станції 150 кгс/см².

Основним джерелом тиску ГС1 і ГС2 служить аксіально-плунжерний насос змінної подачі з приводом від ротора високого тиску відповідного маршового двигуна. Насос має пристрій, що дозволяє за електричним сигналом відключити його від системи, при цьому подача рідини від насоса в систему перекривається вбудованим клапаном, а сам насос переводиться на нульову подачу при низькому тиску. Відключення насоса в необхідних випадках здійснюється тільки вручну зі щитка "ГІДРО" натисканням відповідної кнопки-табло.

Резервним, додатковим і наземним джерелом тиску ГС1 і ГС2 служить насосна станція з приводом від електродвигуна змінного струму. Насосні станції включаються автоматично при відмові відповідного маршового двигуна або при зниженні тиску за основним насосом, а в ГС2 насосна станція також автоматично включається при роботі приводу передкрилків або приводу закрилків. Передбачено і ручне увімкнення та відключення насосних станцій.

В ГС1 є насос із приводом від повітряної турбіни, який у польоті випускається в потік автоматично при відмові або вимкнення обох маршових двигунів. Передбачено також ручний випуск.

Робоча рідина подається до насосів по лініях всмоктування з гідробаків, в яких системами наддуву підтримується надлишковий тиск повітря. У лініях всмоктування основних насосів встановлені перекривні крани, які за потреби закриваються вручну від кнопки-табло, що розташовані на щитках "ГІДРО". Гідробаки ГС1 та ГС2 забезпечені повітровідділювачами та відсіками для безперебійного живлення насосів робочою рідиною при негативних навантаженнях.

Фільтрування робочої рідини здійснюється фільтрами з номінальною тонкістю фільтрації 10 мкм, встановленими в лініях нагнітання та фільтрами з тонкістю фільтрації 3 мкм, встановленими в лініях зливу.

ГС1 та ГС2 забезпечені бортовими клапанами для підключення наземного джерела тиску.

Джерелом тиску в мережі резервної насосної станції є насосна станція з приводом від електродвигуна постійного струму. Насосна станція може працювати від електричного бортового акумулятора.

Насосна станція живиться рідиною по лінії всмоктування з окремого гідробака. Для підтримки постійного рівня рідини та прогрівання робочої рідини при непрацюючій насосній станції організовано протоку невеликої кількості робочої рідини з напірної магістралі ГС2 через електромагнітний кран і дросель у гідробак насосної станції, а з гідробаку окремим трубопроводом рідина повертається у гідробак ГС2. У разі зниження рівня рідини в гідробаку ГС2 протікання рідини автоматично припиняється.

Мережа резервної насосної станції має окремі лінії нагнітання робочої рідини до споживачів і окремі лінії зливу.

Вмикається насосна станція автоматично при введенні в дію резервної системи гальмування коліс шасі, при включенні системи резервного випуску шасі, при включеному кермовому пристрої та одночасної відсутності тиску за підпірним клапаном у ГС2, при відмові двигуна 2 на час прибирання основних опор шасі, при посадці літака з закритим в автоматичному режимі підпірним клапаном. При керуванні багажними люками насосна станція вмикається вручну.

Інформація про стан гідросистем, стан її елементів та про параметри формується СКЗО і видається КСЕІС на КІСС та БФІ.

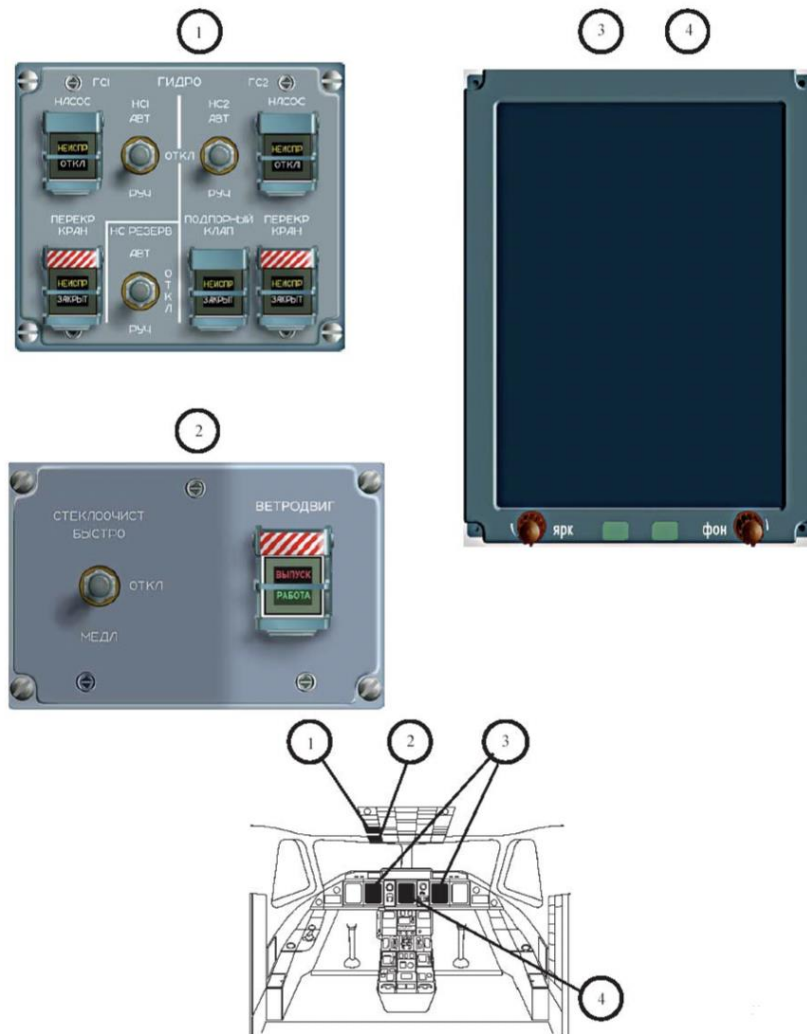


Рис. 1.5.2 Органи керування та контролю гідравлічної системи

Роботу систем шасі забезпечує ГС2 та резервна насосна станція НС140-2Н. Гідросистема 2 живить:

- основну систему прибирання-випуску основних та передньої опор;
- основне та стоянкове гальмування;
- систему управління рульовим пристроєм.

Резервна насосна станція НС140-2Н забезпечує:

- резервний випуск основних опор;
- резервне живлення рульового пристрою;
- резервне гальмування;
- прибирання основних опор шасі при відмові маршового двигуна 2.

Прибирання-випуск передньої та основних опор здійснюється окремими електрогідравлічними мережами, підключеними до напірної магістралі гідросистеми 2 (ГС2). У разі відмови ГС2 передбачено резервний випуск основних опор шляхом подачі тиску від резервної насосної станції.

У разі відмови маршового двигуна 2 для забезпечення заданого часу прибирання основних опор передбачено автоматичне включення резервної насосної станції НС140-2Н.

Стулки шасі кінематично пов'язані зі стійками опор та окремого керування від гідросистем не мають.

Органи управління та контролю системи прибирання-випуску шасі наведено на рис. 1.5.3.

Принципова схема мережі гідросистеми прибирання-випуску шасі наведена на рис. 1.5.4.

Система механічного випуску ООШ

Система призначена для випуску основних опор у разі відмови ГС 2 та резервної насосної станції шляхом ручного відкриття замків прибраного положення стояків.

Система механічного випуску ПОШ призначена для механічного випуску передньої опори у разі відмови ГС 2 шляхом ручного відкриття замку прибраного положення стійки.

Система – гідравлічна, з антиюзовою автоматикою релейного типу забезпечує:

- основне гальмування при рулюванні, на післяпосадковому пробігу та перерваному зльоті;
- резервне гальмування;
- стоянкове гальмування;
- аварійне розгальмовування коліс;
- післязлітне загальмовування коліс при прибиранні шасі;
- захист від посадки на загальмовані колеса при основному та резервному гальмуванні;

- захист коліс від юза при швидкості руху по землі понад 30 км/год з керуванням антиюзовою автоматикою:

Система гальмування коліс виконана за електрогідромеханічною схемою і складається з гідравлічної мережі, що забезпечує подачу робочої рідини до гальм коліс, та механічної проводки, що зв'язує гідравлічні задатчики тиску з органами управління.

Гідравлічна мережа системи гальмування живиться від гідросистеми 2 і включає в себе: гідравлічні датчики тиску робочої рідини, електрогідравлічні крани, човникові та зворотні клапани, дроселі, датчики тиску рідини, гідроприводи та гідрошарніри, гідроаккумулятор в мережі основного гальмування.

Гідравлічна мережа гальмування стоянки живиться від гідроаккумулятора основного гальмування. Гідроаккумулятор забезпечує стоянкове гальмування протягом 1 години.

Гідравлічна мережа резервного гальмування живиться від резервної насосної станції та складається з агрегату гальмування, човникового клапана, електрогідравлічних кранів, дроселів та системи трубопроводів.

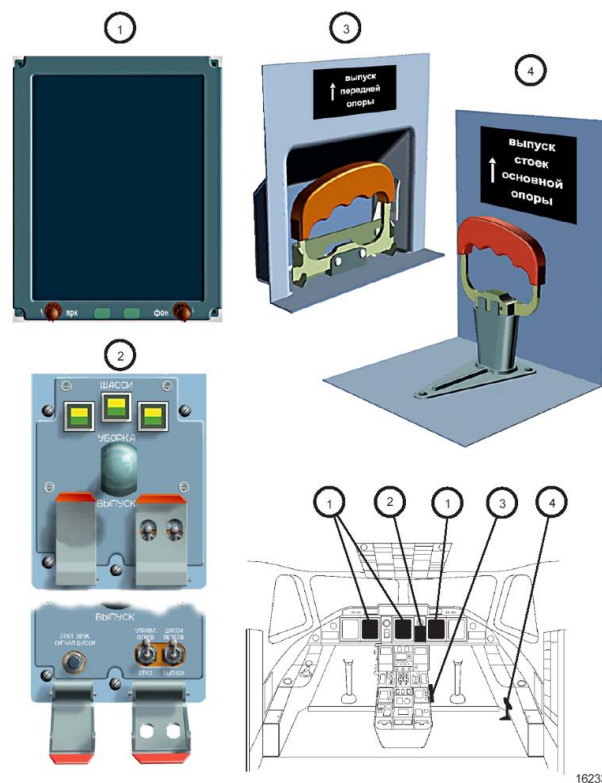


Рис. 1.5.3 Органи керування і контролю системи прибирання-випуску шасі

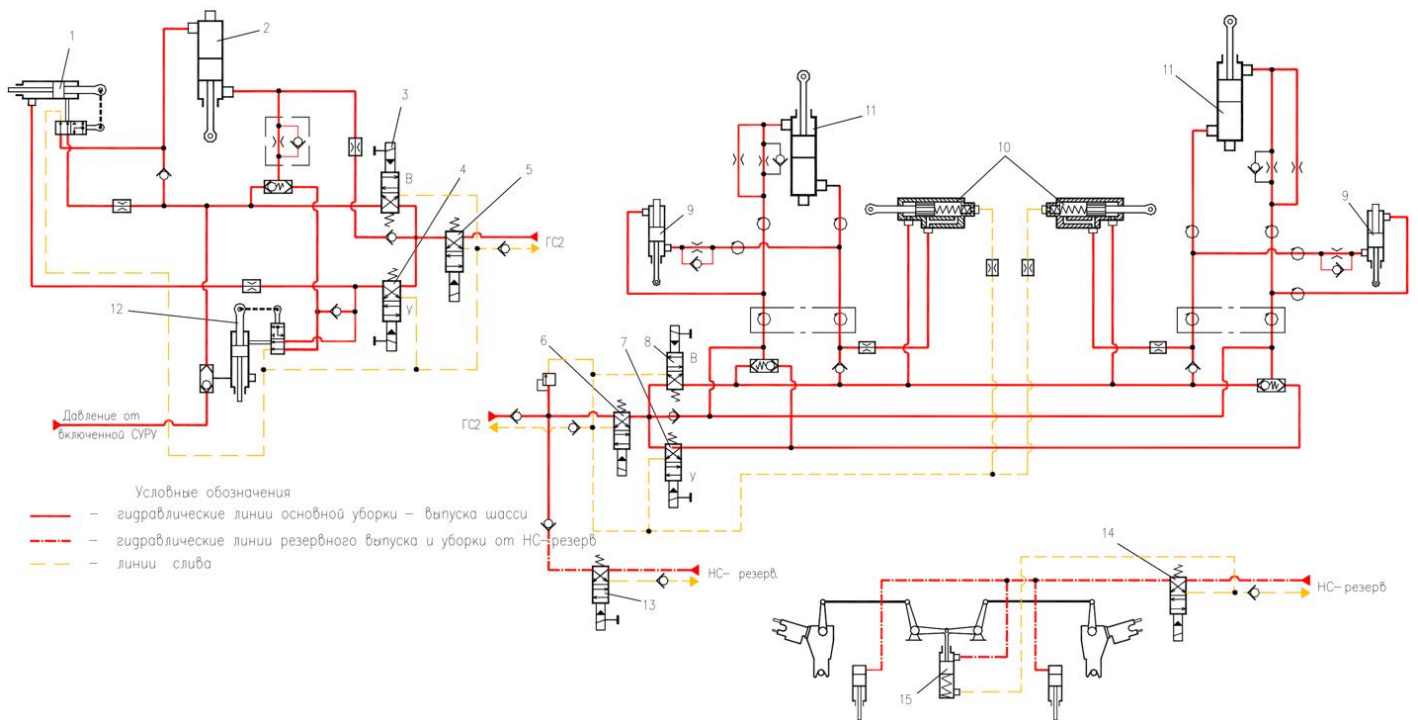


Рис.1.5.4 Принципова схема гідромережі прибирання-випуску шасі

Система гальмування і охолодження коліс оснащена блокуванням, яке відключає її при відриві передньої опори від землі (система переходить у режим "Орієнтування"), при цьому центруючий механізм встановлює колеса в нейтральне положення. Зняття блокування відбувається при обтисненні переднього амортизатора опори.

Якщо при збиранні шасі система не відключилася, то в зливній порожнині замку випущеного положення передньої опори шасі присутній тиск, який унеможливорює прибирання передньої опори.

Увімкнення системи керування кермовим пристроєм здійснюється перемикачем "УПРАВЛ ПЕРЕД КОЛЕСОМ", встановленим на лівому пульта в кабіні екіпажу.

Гідроживлення здійснюється від ГС2. За відсутності тиску в гідросистемі система автоматично перемикається працювати від резервної насосної станції НС140-2Н.

Інформація про стан системи передається до СКЗО.

Функціональна схема системи керування кермовим пристроєм наведена на рис. 1.5.5.

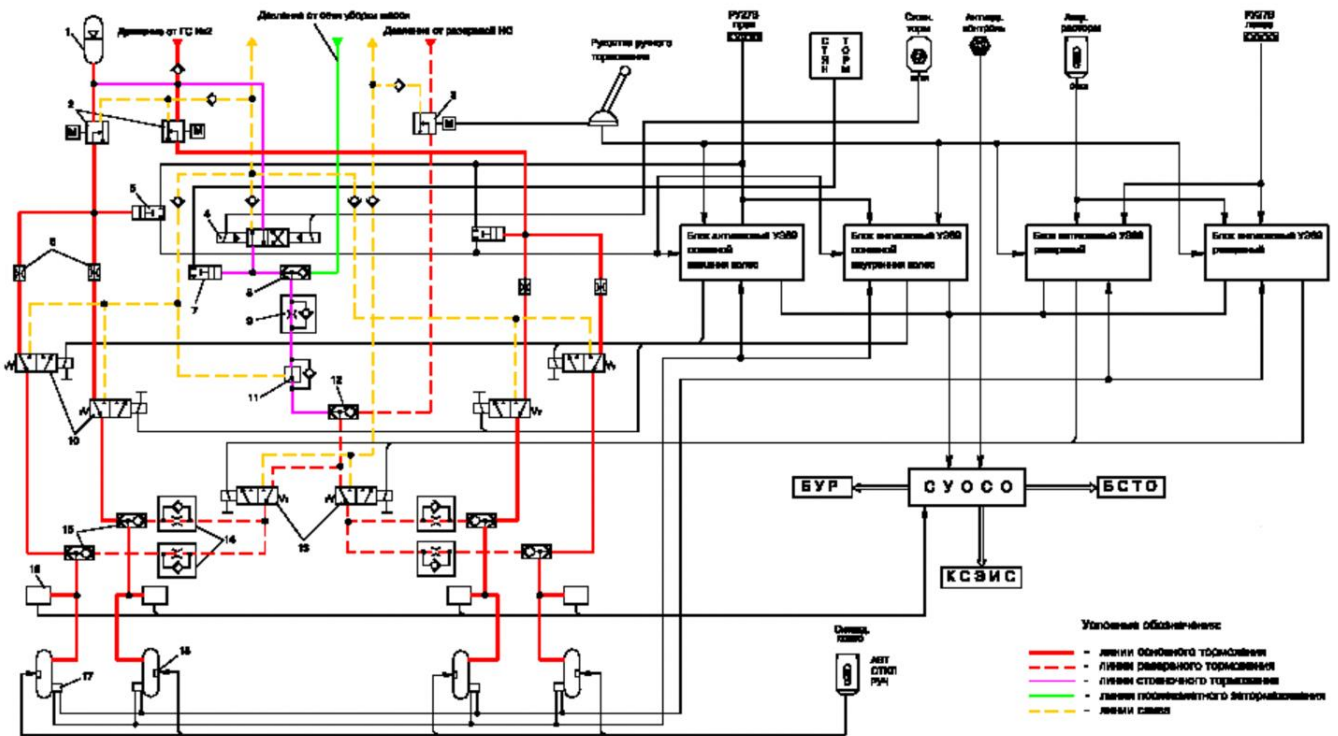


Рис. 1.5.5 Функціональна схема системи гальмування і охолодження коліс

На кожному замку прибраного та випущеного положення встановлено по два вимикачі. Один кінцевий вимикач видає сигнали про положення опор першого каналу, інший – у другий канал сигналізації.

Сигналізація про необхідність випуску шасі – триканальна, по всіх трьох каналах формується СКЗО.

Сигналізація дверей та люків рис. 1.5.7. призначена для візуального контролю членами екіпажу незачиненого положення передньої та задньої вхідних дверей, передньої та задньої службових дверей, переднього та заднього багажних люків за світлосигнальними табло та текстовими повідомленнями на екранах КІСС, розміщених у кабіні екіпажу, а також незакритого положення дахів на правому обтічнику основних опор шасі.

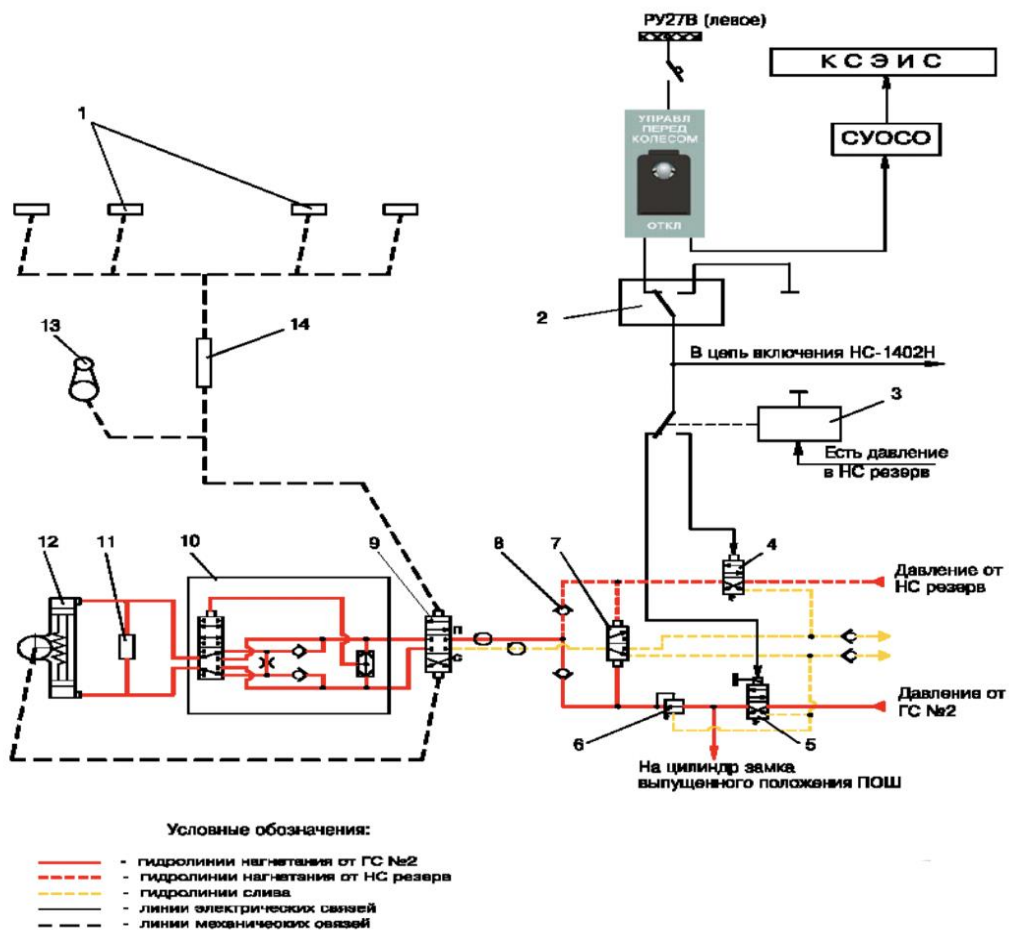


Рис. 1.5.6 Функціональна схема системи керування рульвим пристроєм

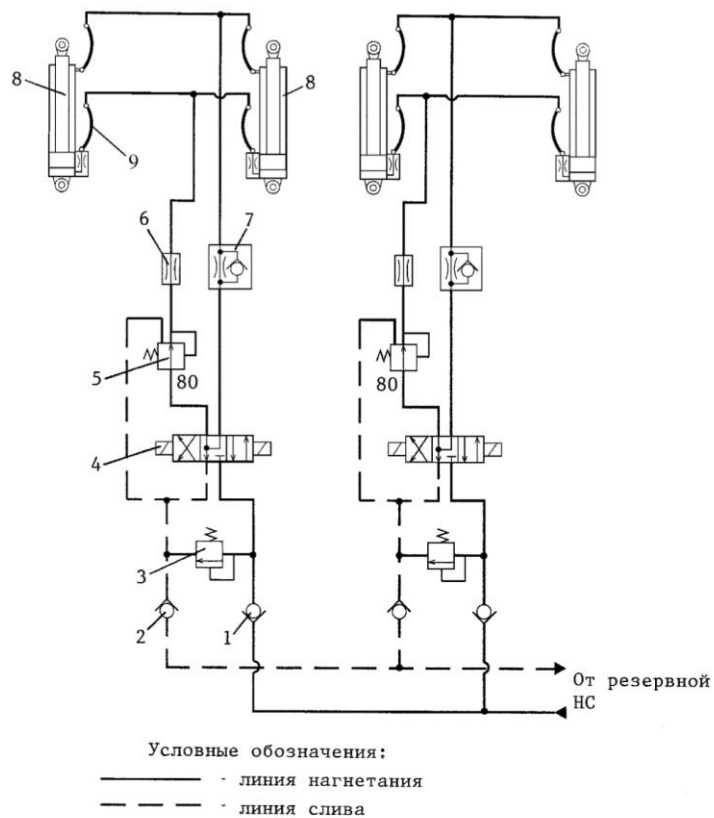


Рис. 1.5.7 ГС відкриття і закриття кришок багажних люків

2 Оцінка рівня експлуатаційної технологічності

2.1 Основні напрямки вдосконалення гідравлічних систем

На ранніх етапах проектування гідрогазових систем літальних апаратів вирішується завдання прокладення трубопроводів, їх модифікації і аналіз отриманих конструктивних рішень (оптимізація довжин і мас комунікацій). Для цього використовують спеціалізовані модулі САД-систем що забезпечують:

- прокладення трас трубопроводів, як поодиноких, так і об'єднаних в паралельні джгути;
- сполучення ділянок труб різними радіусами, у тому числі залежно від зовнішнього діаметру труби;
- асоціативне перестроювання конфігурації трубопроводу, використовуючи механізм контрольних точок;
- здійснення наочного і точного стикування труб і агрегатів гідросистеми з використанням спеціалізованих портів.

До складу модуля входить база цих стандартних виробів з'єднань трубопроводів:

- електронні моделі труб із закінцівками із сталі і алюмінієвого сплаву;
- електронні моделі сполучної (прохідною і перехідною) арматури трубопроводів із сталі, титанового і алюмінієвого сплаву.

Модуль виконує значну частину рутинної роботи конструктора. Так конструктор задає базові точки траєкторії і вибирає стандартний переріз після чого модуль автоматично моделює трубу з побудовою необхідних радіусів. Модель трубопроводу асоціативно пов'язана з трасою.

Ступінь складності електронної моделі трубопроводу зростає при переході до подальших етапів проектування. Так, наприклад, на ранній стадії проектування (аванпроект) конструктор здійснює компоновання основних агрегатів у відсіках, магістралі трубопроводу виглядають спрощено сполучна арматура і кріплення відсутні. Надалі модель деталізується, розбивається на складальні одиниці, вхідні,

стандартні вироби. В результаті, на завершальному етапі проектування електронного макету є з високою мірою наближення реальну трубопровідну систему як складову і невід'ємну частину електронного макету виробу.

При оцінці технологічності на ранніх етапах проектування велику складність представляє розбиття деталей на складальні одиниці, або в застосуванні до трубопроводів - монтажні зони.

Оцінка монтажних зон за рівнем технологічності

Монтажні зони за рівнем технологічності можна розділити, виходячи з принципів їхнього компонування:

- можливість перевірки усіх або однієї системи на функціонування;
- можливість промивання і перевірки магістралі на герметичність;
- можливість виконання установки елементів систем.

При аналізі технологічності виробництва трубопроводів необхідно враховувати:

- вибір методів відробітку конфігурації;
- можливість використання типових технологічних рішень по виготовленню трубопроводів;
- розробку нових технологічних рішень по виготовленню трубопроводів і засобів їх оснащення.

В процесі опрацювання конструкторської документації визначається перелік деталей, що вимагають освоєння нових технологічних процесів розробки засобів оснащення і устаткування. Аналізуючи можливість розбиття трубопроводів на окремі ділянки можна запропонувати оцінку технологічності виробництва трубопроводів для двох монтажних зон, що входять: патрубків і ділянок трубопроводів, виконаних з гнутих трубних заготовок з додатковим технологічним опрацюванням.

Аналіз технологічності передбачає класифікацію ділянок труб і патрубків у зборі по методах формування конфігурації і умовах стандартизації, а також розробку нових технологічних рішень у зв'язку з освоєнням нових конструкцій.

Конфігурація патрубків круглого перерізу прямої форми з обробленими торцями характеризується геометричними параметрами згідно рис. 2.1

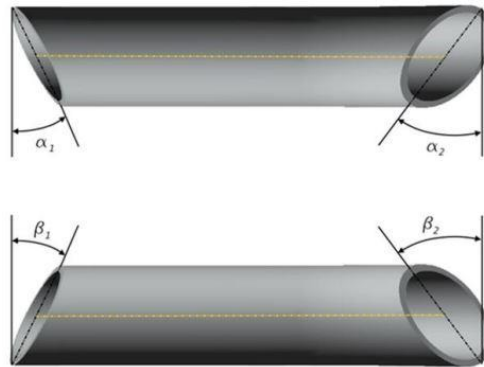


Рис.2.1 Патрубок круглого перерізу прямої форми з обробленими торцями:
 α_1 і β_1 - кути скосу лівого торця в двох площинах; α_2 і β_2 - кути скосу правого торця в двох площинах

Конфігурація патрубків круглого перерізу зігнутої форми з обробленими торцями характеризується геометричними параметрами згідно рис. 2.2.

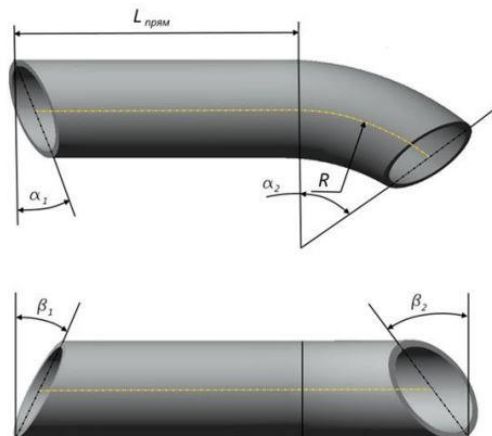


Рис. 2.2. Патрубок круглого перерізу зігнутої форми з обробленими торцями:
 $L_{\text{прям}}$ - довжина прямої ділянки; R - радіус згину; α_1 і β_1 - кути скосу лівого торця в двох площинах; α_2 - кут згину; β_2 - кути скосу правого торця в одній площині

Конфігурація ділянок трубопроводів круглого перерізу, зігнутих в одній або двох площинах з обробленими торцями, виконаних з гнутих трубних заготовок характеризується геометричними параметрами згідно рис. 2.3. Для усіх конфігурацій патрубків і ділянок трубопроводів приймаємо діаметр початкової заготовки – D_0 .

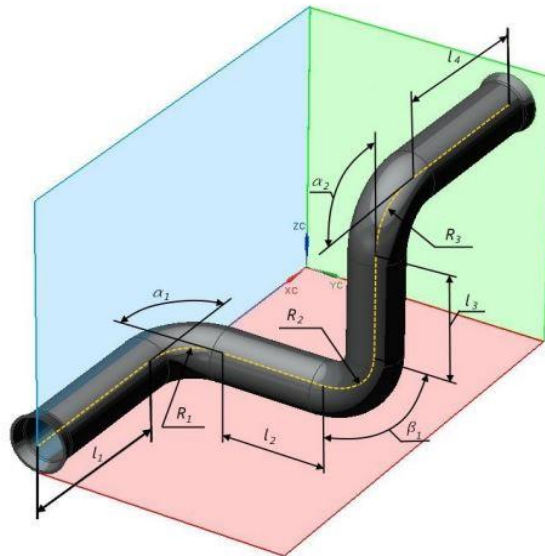


Рис. 2.3. Патрубок круглого перерізу зігнутої форми з обробленими торцями:

l_1 - l_4 – довжини прямих ділянок; R_1 , R_2 , R_3 – радіуси згину; α_1 , α_2 – кут згину заготовлі в одній площині; β_1 – кут згину заготовлі в іншій площині

До з'єднань трубопроводів пред'являються дуже високі вимоги. Ці вимоги визначають, передусім, вид з'єднань трубопроводів і матеріал які вибирають залежно від робочих параметрів: тиски, температури агресивності робочої рідини і зовнішнього середовища, діаметру, товщини стінки труби, необхідної точності стикування трубопроводів при монтажі, числа циклів при експлуатації, допустимій негерметичності. Дані по з'єднаннях можуть бути враховані при загальній оцінці технологічності магістралей трубопроводів в цілому на етапі постановки на виробництво.

Оцінка технологічності

Оцінка технологічності виробництва патрубків і ділянок трубопроводів ґрунтується на порівнянні проектної конфігурації, яка враховує все технологічні операції виробництва трубопроводу, з базовою конфігурацією трубною заготовлі, що враховує тільки прямі необроблені ділянки. Будь-яка технологічна операція з торцем труби (розвальцьовування, зиговка розкочування, дорнування) збільшує загальний час, вимагає додаткового технологічного оснащення для деформації і нагріву, і, як наслідок знижує технологічність. В деяких випадках торці труб

можуть бути виконані із скосами в різних площинах (рис. 2.1, 2.2), а в деяких випадках можуть мати бічний отвір в стінці труби, отриманої за допомогою технологічної операції "відбортовка".

Крім того, патрубки можуть мати вигин в одній або декількох площинах, що також вимагає спеціального устаткування, а деякі патрубки роблять методом згину-роздачі на формувальних сердечниках з індукційним нагрівом, що також знижує технологічність виробництва.

Усі ці, а також і інші технологічні операції по виробництву патрубків і трубопроводів, а також форми самих патрубків і трубопроводів мають бути враховані при розрахунку показника технологічності у вигляді окремих коефіцієнтів складності виготовлення.

Перерахуємо конструкторсько-технологічні чинники, які будуть враховані при призначенні коефіцієнтів складності виготовлення :

- кількість прямих ділянок (характеризується завдовжки прямої ділянки);
- кількість кутів скосу в одній площині (характеризується кутами скосу);
- кількість кутів скосу в двох площинах (характеризується кутами скосу в другій площині);
- кількість кутів згину (характеризується кутами згину в одній площині, а також відношенням радіусу згину до діаметру трубної заготівлі);
- кількість кутів повороту (характеризується кутами в іншій площині, а також відношенням радіусу згину до діаметру трубної заготівлі);
- кількість оброблених торців (характеризується коефіцієнтом обтиску і роздачі, а також використанням пуансонів різного типу, застосуванням додаткової технологічної операції нагріву);
- кількість складно зігнутих ділянок (характеризується кутом вигину і коефіцієнтом роздачі);
- кількість відбортованих отворів в стінці труби з витягом і без (характеризується відношенням діаметру трубної заготівлі до діаметру отвору).

Введемо показники конструкторсько-технологічних чинників, які будуть бути узагальненими для коефіцієнтів складності виготовлення виробів.

Чинник Y_0 - чинник кількості прямих ділянок (оцінює долю прямих ділянок в загальній довжині виробу);

$$Y_0 = \sum_{i=1}^{n_1} K_{li}, \quad \text{де -}$$

n_1 – кількість прямих ділянок;

K_{li} – коефіцієнт, що враховує довжину прямої ділянки (таблиця 2.1).

Таблиця 2.1. Залежність коефіцієнта K_{li} від довжини прямої ділянки

Довжина прямої ділянки, мм	0...50	50...100	100...250	250...400	400...700	700...1200	12000...
Коефіцієнт прямої ділянки K_{li}	0,8	1	1,1	1,25	1,4	1,6	2,0

Чинник Y_1 - чинник кута скосу (оцінює долю операцій обрізання загалом кількості технологічних операцій); виріб без відбортовоки в стінці має два торця, отже:

$$Y_1 = \sum_{i=1}^2 K_{S1i} K_{S2i},$$

де: K_{S1i} – коефіцієнт, що враховує кут скосу в одній площині, K_{S2i} - коефіцієнт, що враховує кут скосу в другій площині (таблиця 2.2.)

Таблиця 2.2. Залежність коефіцієнтів K_{S1i} , K_{S2i} від кутів скосу

Кут скосу, град	0...5	5...25	25...45
Коефіцієнт кута скосу в одній площині K_{S1i}	1,0	1,15	1,25
Коефіцієнт кута скосу в другій площині K_{S2i}	1,05	1,1	1,15

3 Вимоги до надійності та безвідмовності гідравлічних систем

3.1 Загальні вимоги

Надійність системи, що складається з багатьох елементів, кожен з яких характеризується в свою чергу певною надійністю залежить від кількості елементів в системі, способу їх з'єднання і надійності кожного елемента. Відомо, що простіше спроектувати високонадійний елемент, однак це пов'язано з високою вартістю та великим часом виготовлення. На практиці задачу забезпечення заданого рівня надійності системи вирішують за допомогою прийому резервування, що дозволяє забезпечити роботоспособність об'єкту в цілому навіть у випадку відмови окремих елементів.

Метод резервування – це метод використання додаткових засобів з метою збереження роботоспособності стану об'єкту у випадку відмови одного чи декількох його елементів. До додаткових засобів та можливостей, що використовують при резервуванні відносяться елементи, що вносять в структуру об'єкту в якості резервних, функціональні, алгоритмічні, інформаційні засоби і можливості, використання додаткового часу, запасу міцності та ін.

Резервування у вигляді використання резервних елементів особливо широко використовується у системах літальних апаратів – гідравлічних, електричних, паливних, протипожежних, систем керування та регулювання двигунів та ін.

В якості прикладу розглянемо гідросистему сучасного літака, котра зазвичай складається з декількох самостійних систем, котра із яких має дублюючі елементи живлення, регулюючі, запобіжні і керуючі агрегати, прилади контролю і сигналізації несправності. Система забезпечує живлення найбільш важливих елементів (гідроприводи керування, шасі, закриток та ін.) одночасно від двох або трьох гідравлічних систем.

У загальному випадку сукупність додаткових засобів і можливостей, використовуваних для резервування, називається резервом.

Елемент структури, необхідний для виконання об'єктом заданих функцій при відсутності відмов його елементів, називається основним елементом.

Передусім слід детально вивчити конструкцію заданих систем, вузла, агрегату, принцип роботи, основні характеристики, діючі навантаження і умови роботи, а також регламент і технологію технічного обслуговування об'єкту в основному по технічному опису літака, за допомогою регламенту і технології для заданого типу авіаційної техніки.

3.2 Обробка статистичних даних відмов та несправності системи літака

Статистичні дані про відмови і несправності авіаційної техніки можуть бути отримані в групах обліку несправності при технічних відділах (ВТК), у бюро надійності авіаційно-технічних баз, в групах статистики при відділах головного технолога на заводах, у відділах надійності на заводах у вигляді карток обліку несправності авіатехніки, дефектної відомості, річний і кварталний звіту, технічний звіт по дослідженню причина достроковий зняття з експлуатація агрегат і двигун, технічний (рекламаційних) акт, бюлетень, звідний відомість та ін.

Отримані дані слід згрупувати у вигляді таблиці.

У першій графі вказується бортовий або заводський номер літального апарату, якщо розглядається несправність його систем (вузлів, агрегатів), і додатково заводський номер двигуна, якщо розглядається несправність систем (вузлів) двигуна.

У другій графі вказується найменування і шифр вузла (агрегату, деталі), на якому виявлена несправність.

Наприклад: "Гідравлічний плунжерний насос, НП-89".

У третій графі відзначається вид або характер несправності, відмови з урахуванням фізичної суті явища, наслідком якого стала ця несправність. Слід вказати, що сталося: відмову або дефект, а також дату їх виявлення. Наприклад: "Руйнування валу приводу насоса, відмова, 20.6.80" або "Протікання АМГ- 10 зі штуцера нагнітання, дефект, 8.08.80".

У четвертій графі вказується наліт в годинах або напрацювання в посадках, циклах включення (виключення) та ін. об'єкту на момент виявлення відмови або несправності після останнього ремонту та з початку експлуатації.

У п'ятій графі відзначаються обставини виявлення несправності (при зльоті, наборі висоти, крейсерському режимі, зниженні, заході на посадку, посадці, запуску двигунів, обслуговуванні за формою А, Б, В, Г, 1, 2, 3 та ін., разовому огляді, буксируванні та ін.) і метод їх виявлення (візуально або за допомогою неруйнівних методів контролю).

В шостій графі вказується, що стало причиною виникнення відмови або несправності та її класифікація.

Встановити істинну причину появи відмов та несправності без спеціальних додаткових досліджень, як правило дуже важко. Тому припущення в даному випадку можна зробити тільки імовірно, що не виключає необхідності серйозного обґрунтування припущень. У встановленні причин відмов і несправності велику допомогу може надати інженерно-технічний склад, до якого слід звертатися за консультацією.

Причина відмови при несправності може бути виражена у формі: недостатня втомна міцність, надмірне затягування різьбового з'єднання, втрата фізико-механічних властивостей, порушення технології технічного обслуговування та ін.

Відмови і несправності залежно від причин прийнято класифікувати як конструктивні, технологічні (виробничі) та експлуатаційні.

Конструктивні - несправності обумовлені помилками конструктора, недосконалістю вживаних методів конструювання або розрахунку, невідповідністю вибраних матеріалів діючим навантаженням та ін.

Технологічні (виробничі) - несправності викликані низькою якістю виготовлення матеріалів, деталей, порушенням технологічного процесу виготовлення та ін.

Експлуатаційні - несправності є наслідком порушенням встановлених правил експлуатації, технічного обслуговування і ремонту літальних апаратів.

У сьомій графі відзначаються наслідки виявленої відмови при несправності у формі: льотна подія, передумова до льотної події, вимушена посадка, політ з вимкненим двигуном, невиконання завдання, затримка рейсу, простій, без наслідків.

У восьмій графі вказується спосіб усунення несправності : дострокове знімання двигуна, регулювання, ремонт, заміна агрегату, вузла, модуля, деталі.

У дев'ятій графі наводяться додаткові відомості про об'єкт і несправності, а саме - про кількість ремонтів, ресурс, наявність бюлетенів по попередженню цієї несправності, відомостях про їх виконання та ін.

Після збору статистики відмов і несправності слідує встановити загальне число літальних апаратів, що експлуатуються в парку ЛА в період, за який був зібраний матеріал.

3.3 Розрахунок характеристик надійності об'єкту на основі статистичних даних

Зібраний статистичний матеріал дозволяє розрахувати емпіричні характеристики надійності об'єкту, після встановити теоретичні функції розподілення відмов. Надалі маються на увазі несправності, дефекти.

Знання функцій розподілу дозволяє здійснити контроль рівня надійності в період експлуатації об'єкту, уточнити можливість подальшого збільшення ресурсу, розрахувати та відкоригувати терміни профілактичних робіт, визначити необхідність проведення робіт по вдосконаленню об'єкту з метою підвищення рівня його надійності, вирішити інші завдання.

З позиції теорії надійності одним з найважливіших етапів організації робіт по збору інформації про надійність АТ являється планування спостережень.

При цьому розрізняються наступні плани спостережень:

$[N, U, N]$; $[N, U, T]$; $[N, U, r]$; $[N, R, r]$,

де: N – загальна кількість виробів, під наглядом;

U – плани для невідновлювальних виробів (вироби що відмовили надалі можуть бути відремонтовані, але їх відмови після ремонту з розглядання виключають);

T – встановлений час нагляду;

R – плани щодо відновлюваних виробів (результати нагляду за відремонтованим виробом включаються в загальні аж до зняття виробу з експлуатації);

r – число відмов (граничних станів), до виникнення яких проводять нагляд.

Вищевказані плани трактуються іншим чином:

[N, U, N] – під нагляд поставлено N виробів АТ, нагляд ведеться до відмови (настання граничного стану) усіх виробів, виріб що відмовив новим не замінюється (випадок повної вибірки). На практиці експлуатації АТ зустрічається зрідка. Потребує тривалого часу нагляду.

[N, U, T] – під нагляд поставлено N виробів, нагляд ведеться до настання часу T, виріб що відмовив новим не замінюється (усічена вибірка).

[N, U, r] – під нагляд поставлено N виробів, нагляд ведеться до настання r відмов, виріб що відмовив новим не замінюється (усічена вибірка).

[N, R, r] – під нагляд поставлено N виробів, нагляд ведеться до настання r відмов, виріб що відмовив замінюють новим або ремонтують (усічена вибірка).

Останні чотири плани здійснюються на основі усічених вибірок і легко відтворні в умовах як звичайної експлуатації, так і при різних видах випробувань авіаційної техніки.

Таблиця 3.1 – Інтенсивність відмов елементів гідросистеми

Найменування елемента	λ , 1/год
Блок зворотнього клапану	$5 \cdot 10^{-5}$
Зворотній клапан системи наддуву гідравлічного баку	$2 \cdot 10^{-5}$
Патрон осушувач	$1,5 \cdot 10^{-5}$
Повітряний фільтр 11ВФ12-1	$1 \cdot 10^{-5}$

Редуктор типу РВ-2Т	$4 \cdot 10^{-5}$
Бортовий штуцер наддуву	$0,5 \cdot 10^{-5}$
Запобіжний клапан системи наддуву гідравлічного баку	$3 \cdot 10^{-5}$
Манометр МА-4	$0,7 \cdot 10^{-5}$
Гідробак	$3 \cdot 10^{-5}$
Фільтри гідросистеми	$1,3 \cdot 10^{-5}$
Відсічний клапан	$4 \cdot 10^{-5}$
Роз'ємні клапани	$0,1 \cdot 10^{-5}$
Фторопластові рукава	$0,7 \cdot 10^{-5}$
Насос типу НШ	$5 \cdot 10^{-5}$
Реле тиску	$2,5 \cdot 10^{-5}$
Зворотні клапани гідросистеми	$1 \cdot 10^{-5}$
Бортовий клапан нагнітання	$1 \cdot 10^{-5}$
Бортовий клапан всмоктування	$1 \cdot 10^{-5}$
Клапан стравлювання	$1,5 \cdot 10^{-5}$
Гідроакумулятор	$1 \cdot 10^{-5}$
Зарядний клапан гідроакумулятора	$3 \cdot 10^{-5}$
Датчики тиску	$1,8 \cdot 10^{-5}$
Запобіжний клапан	$0,7 \cdot 10^{-5}$
Підпірний клапан типу РД20Д-2	$0,5 \cdot 10^{-5}$
Дросель	$0,1 \cdot 10^{-5}$
Клапан переключення	$1,2 \cdot 10^{-5}$
Редукційний клапан УГ149	$2,4 \cdot 10^{-5}$
Гідравлічні вимикачі	$0,9 \cdot 10^{-5}$
Дозатор типу ГА 175-00-3/Т	$0,2 \cdot 10^{-5}$
Чолноковий клапан	$1,6 \cdot 10^{-5}$
Гальмівний циліндр	$0,35 \cdot 10^{-5}$

4 Розробка і установка датчиків вбудованого контролю параметрів в ГС

4.1 Інтеграція систем та засоби відображення.

Система, опис якої наведено в цьому розділі, призначена для забезпечення збору, обробки та передачі інформації від датчиків літакових систем лініями передачі інформації та формування параметрів.

На літаку цю функцію виконує система управління загальнолітаковим обладнанням.

Система управління загальнолітаковим обладнанням є спеціалізованою обчислювальною інформаційно-керуючою системою з розподіленою мережею систем, що сполучаються, і комплексів літака.

Система призначена для:

- збору, обробки та передачі інформації від датчиків літакових систем по ЛПІ відповідно до заданих програм функціонування, алгоритмів та "Протоколів інформаційної взаємодії систем, що сполучаються";
- організації обміну інформацією між блоками прийому та видачі сигналів по двох дубльованих мультиплексних каналах інформаційного обміну;
- формування параметрів та ознак загального обладнання;
- прийому інформації про відмови у функціональних системах та комплексах літака, що мають вбудовану систему контролю;
- здійснення контролю працездатності та локалізації несправностей у системах літака;
- виведення в аварійний реєстратор параметричної інформації та кодів відмов для запису в захищений накопичувач;
- вирішення алгоритмів та видачі команд управління у системах, які не мають власних обчислювальних засобів та забезпечення зв'язку з цифровими бортовими обчислювальними системами;
- виведення параметричної інформації кодів;

- контролю справності датчиків мережі збору інформації та ланцюгів їх підключення.

Поєднання реалізується по радіальним зв'язкам (радіально сполучена система).

Датчики та приймачі інформаційних сигналів підключаються до СКЗО по індивідуальних каналах зв'язку.

Завдання СКЗО:

- збирання та перетворення інформації від аналогових датчиків;
- Забезпечення інформаційної взаємодії між системами;
- Забезпечення інформаційної взаємодії між системами;
- забезпечення бортових систем та комплексів даними про стан;
- вирішення алгоритмів контролю та управління;
- видачу команд управління у системи;
- інформаційне забезпечення екіпажу даними;
- виведення параметричної інформації та кодів відмов у аварійний реєстратор.

Система СКЗО виконує прийом, обробку та передачу цифрової інформації через канали інформаційного обміну сигналів та забезпечує підключення до відповідних радіальних ліній зв'язку для забезпечення взаємодії з наступними системами :

- електродистанційною системою штурвального керування ЕДСУ-148;
- системою автоматичного регулювання тиску САРТ 1,2;
- паливною системою;
- бортовою системою технічного обслуговування БСТО;
- системою управління механізацією крила;
- системою сигналізації дверей, люків;
- системою гальмування коліс;
- гідравлічною системою (ГС);
- зі зв'язковим обладнанням (PCO);
- системами пілотажно-навігаційного обладнання;

- Системою електропостачання;

Конструктивно СКЗО виконано у вигляді трьох окремо встановлених блоків прийому та видачі сигналів (БПМВС-05-5, БПМВС-05-6, БПМВС-05-7).

БПМВС є багатопроцесорним цифровим обчислювальним пристроєм з розвиненою структурою засобів збору та перетворення аналогової, дискретної та цифрової інформації та мережею передачі сигналів управління.

4.2 Блок керування гідравлічної системи

Блок керування і контролю гідросистеми здійснює автоматичну роботу основної ГС на усіх етапах польоту, а також забезпечує стабільність роботи ГС при аварійних режимах польоту.

Блок управління є однокорпусній електронним контроллером, що складається з двох каналів А і В. Електроживлення каналів А і В здійснюється від аварійних шин живлення постійного струму лівого і правого борту відповідно. Блок здійснює моніторинг роботи гідросистеми і управління нею з урахуванням вимог безпечної експлуатації літака. Блок забезпечує:

- управління в автоматичному режимі основним джерелом живлення гідросистеми ГС2, резервними і аварійним джерелами живлення трьох гідросистем ГС1, ГС2 і ГС3 і клапаном включення блоку передачі потужності (SV - PTU);

- контроль працездатності гідросистеми, її компонентів і самого блоку;

- формування і видачу сигналів для відображення робочих параметрів гідросистеми на дисплеях в кабіні екіпажу і на дисплеї технічного обслуговування гідросистеми (MDU);

- запис і зберігання інформації в енергонезалежній пам'яті.

Блок управління в автоматичному режимі керує наступними виконавчими агрегатами гідросистеми:

- насосною станцією змінного струму ГС1 (АСМР1);

- насосною станцією змінного струму ГС2 (АСМР2А);

- насосною станцією постійного струму (DCMP2B)
- насосною станцією змінного струму ГС3 (АСМР3)
- клапаном включення блоку передачі потужності (SV - PTU).

Управління цими виконавчими агрегатами виконується по сигналах стану, що поступають від трьох гідросистем :

- від датчиків тиску в ГС1, ГС2, ГС3;
 - від датчиків об'єму гідrorідини в гідробаках ГС1, ГС2, ГС3;
 - від датчиків температури гідrorідини в ГС1, ГС2, ГС3;
- від дискретних перемикачів і сигналів ГС.

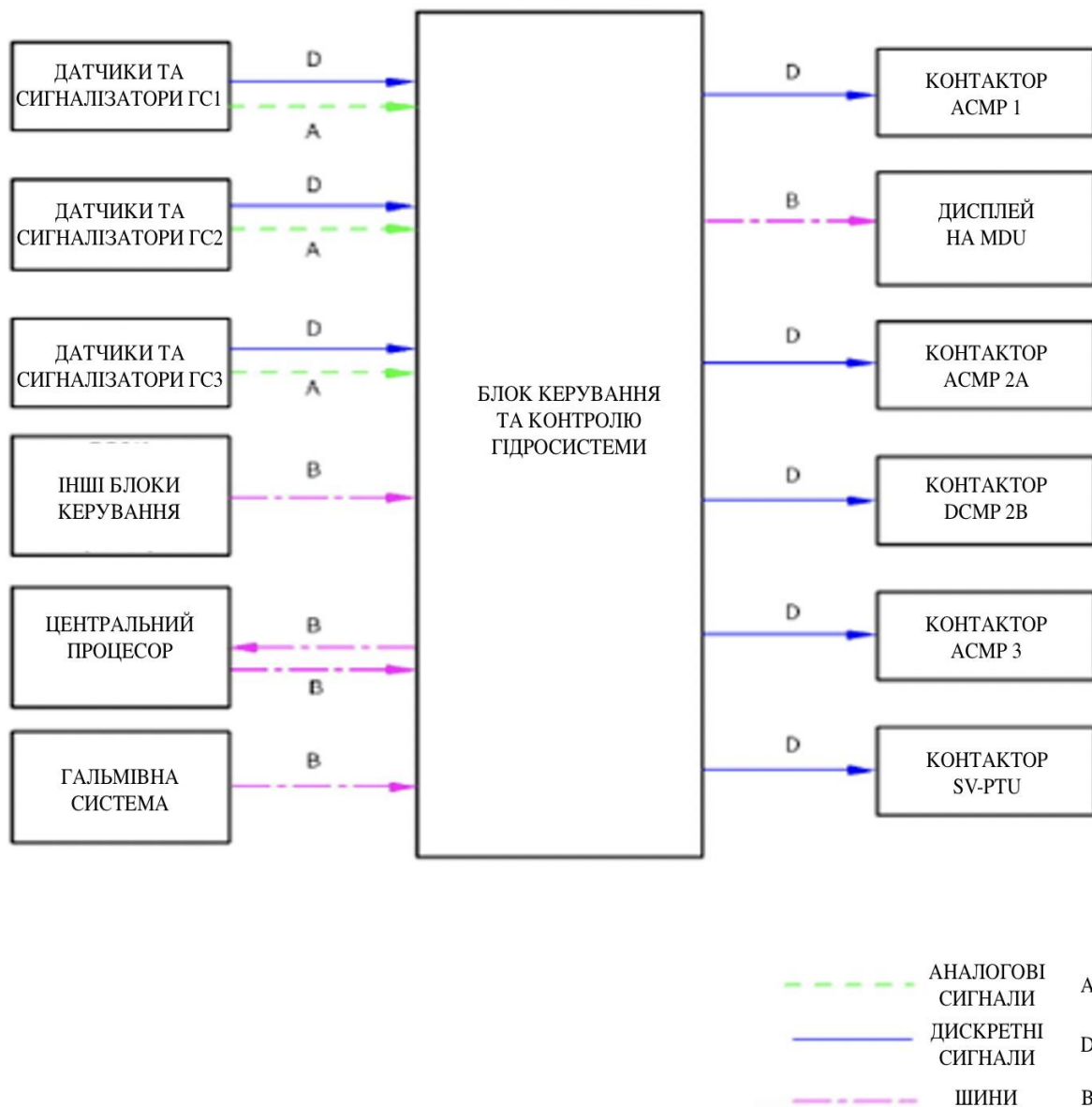


Рис. 4.1 Схема взаємодії блоку керування з бортовими системами літака

5 Застосування технічного обслуговування з контролем параметрів

5.1 Порядок та вимоги до зарядки ГА

Порядок виконання робіт з обслуговування гідравлічних акумуляторів регламентується стандартом, що встановлює технічні вимоги до заправки (дозаправки) і зарядки (дозарядці) гідроакумуляторів рідиною і газом при технічному обслуговуванні літаків.

Для заправки (дозаправки) ГС повинні застосовуватися рідини:

- АМГ- 10 ГОСТ 6794-75;

- НГЖ- 4 ТУ 38 101740-80.

Клас чистоти рідин не більше 8 згідно ГОСТ 17216-71.

Тонкість фільтрування рідини - не більше 16 мкм.

Для зарядки (дозарядки) гідроакумуляторів повинен застосовуватися азот технічний газоподібний, сорт не нижче II по ГОСТ 9293-74.

Тиск зарядки не більше 8,5 МПа (85 кгс/см²).

Тиск зарядки, а також граничне відхилення значень тисків манометром кл, що заміряються. 1,5 і верхня межа вимірів згідно ГОСТ 2405-80 при температурі газу 20°С повинні відповідати вказаним в таблиці.

Заправка робочою рідиною і зарядка азотом робиться від прийнятих на постачання засобів наземного обслуговування.

Перевірка значення тиску в гідроакумуляторах, а також контроль тиску при зарядці їх газом повинні робитися манометрами без одночасного контролю температури газу. При цьому контроль значення тиску зарядки повинен проводитися після закінчення часу після операції зарядки, необхідного для охолодження.

У керівництві з експлуатації літаків і вертольотів повинна наводитися наступна інформація:

- значення тисків зарядки для температури газу 20°С;

- графік ізохор, використовуваний при перевірці значень тисків зарядки газом гідроаккумуляторів;

- тип засобів виміру тиску з вказівкою межі вимірів і класу точності;

- порядок заправки і зарядки гідроаккумуляторів рідиною і газом.

Порядок заправки ГА рідиною повинен відповідати вказаному нижче:

- підняти виріб на підйомниках;

- зняти заглушку із зарядного клапана;

- приєднати закінцівку рукава наземного засобу на зарядний клапан;

- відкрити зарядний клапан і підбурити тиск газу до атмосферного;

- вивернути пробку клапана зливу;

- приєднати до клапана зливу пристосування типу ОСТ 1 03713-74;

- зробити заправку рідиною методом дозування, періодично контролюючи рівень рідини;

- зробити витримку для відстою рідини;

- закрити зарядний пристрій;

- злити надлишок рідини за рахунок використання тиску газу;

- від'єднати пристосування від клапана зливу;

- встановити пробку на зливний клапан;

- зробити зарядку ГА азотом відповідно.

Схема пристосування для перевірки і контролю тиску зарядки в амортизаційних стойках і гідроаккумуляторах наведена на рис. 5.1.

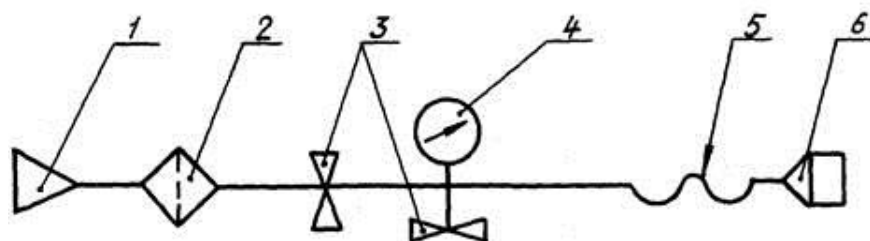


Рис. 5.1

1 – закінцівка для приєднання; 2 – фільтр; 3 – вентиль Р=35 МПа;

4 – манометр; 5 – гнучкий рукав з металевим обплетенням; 6 – закінцівка для зарядки.

5.2 Методи контролю чистоти робочої рідини

Існує два способи контролю чистоти внутрішніх поверхонь : безпосередній і непрямий. Перший спосіб пов'язаний з безпосереднім спостереженням контрольованої поверхні і визначенням міри її забруднення. Проте цей спосіб може бути застосований, головним чином, тільки на ранніх етапах технологічного процесу, наприклад, при визначенні чистоти окремих елементів баків : днищ, обичайок і т. д., коли є доступ до поверхонь, що перевіряються. Після того, як бак або інший елемент системи зібраний безпосереднє спостереження поверхні стає неможливим і тоді застосовують непрямі методи, коли про чистоту внутрішніх поверхонь судять по чистоті промивальних рідин. Так, зокрема, перевіряють чистоту внутрішніх поверхонь гідравлічних систем управління.

В приладах безпосереднього контролю чистоти рідини внутрішніх поверхонь типу ПУЛК (приладу універсального люмінесцентного контролю) використовують особливість органічних речовин і мінеральних мастил просвітлюватись під дією ультрафіолетового випромінювання. Люмінесценція мастил в залежності від сорту може мати блакитний, синій або зелений відтінки кольорів. Зі збільшенням концентрації мастили на виробі яскравість просвічуваної плями пропорційно зростає, що дозволяє визначити ступінь забрудненості виробу.

Ступінь обезжирювання поверхні виробу визначають шляхом порівняння інтенсивності випромінювання люмінесценції поверхні еталону. Еталон припустимої якості обезжирювання являє собою поверхню, що має таку саму ступінь обезжирювання, якої можна набути у виробничих умовах промиванням водяним розчином ОП-7.

6 Вибір параметрів для контролю функціональних систем

Одним із головних параметрів, що визначає якість та надійність гідрогазової системи є герметичність. Герметичність – властивість зовнішніх або внутрішніх поверхонь не пропускати через себе робочі рідини або гази. В залежності від цього розрізняють внутрішню або зовнішню герметичність.

Зовнішня негерметичність обумовлена з протіканням рідин або газів підконтрольною системою через нещільність (у суцільних оболонках, з'єднаннях в інших місцях) в оточуючу систему простір.

Внутрішня негерметичність пов'язана з небажаними перетіканнями робочих рідин або газів з області високого тиску до області низького тиску в середині системи або окремого агрегату. Внутрішня негерметичність окремих агрегатів загалом передбачена технічними умовами і перевіряється вхідним контролем.

Кількісна оцінка герметичності визначається протіканням через елементи конструкції систем робочої або контрольованої рідини, величина якої характеризує ступінь негерметичності.

Ступінь герметичності можна визначити кількістю рідини або газу, що витікає з замкнутих контурів підконтрольної системи на протязі часу при заданому тиску. З даного визначення виходить, що чим вище ступінь герметичності, тим нижче її чисельна величина.

Ступінь герметичності визначається заданою надійністю і умовами роботи, зберігання, допустимою концентрацією робочої речовини в тому, що оточує систему просторі протипожежною безпекою, запасом робочої речовини в системі і іншими чинниками. У одиницях потоку вимірюються міра герметичності, витіку, а також чутливість методу контролю герметичності. Чутливість методу контролю герметичності - це мінімальний витік контрольної речовини, реєстрований приладами або яким-небудь чином при цьому методі контролю. При виборі методу контролю герметичності необхідно, щоб чутливість методу виміру була б в кілька разів вище міри герметичності контрольованої системи.

7 Основні несправності гідроаккумулятора. Розрахунок надійності гідроаккумулятора

7.1 Загальні відомості

В усіх гідросистемах встановлені гідробаки , баки закритого типу з диференціальним поршнем. Гідробаки призначені для створення тиску підтиснення гідрорідини на вході в насоси і насосні станції, у тому числі, при негативних перевантаженнях, для компенсації зміни об'єму гідрорідини в гідробаках в результаті її температурного розширення і стискування, розрахункових витоків і зміни об'єму гідрорідини в трубопроводах і агрегатах гідросистеми.

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

Гідроаккумулятор призначений для зменшення рівня пульсацій тиску лінії нагнітання на виході з гідронасоса. Гідроаккумулятор також є пасивним джерелом енергії, що забезпечує підвищену витрату гідрорідини на перехідних режимах роботи функціональних систем ЛА. При використанні ГС насосів постійної подачі гідроаккумулятори покращують умови роботи системи шляхом зменшення числа включення автомата розвантаження насосів.

Гідроаккумулятор (рис.7.1) складається з корпусу 1, до якого приварено днище 2. Корпус герметично закривається кришкою 3. Усередині корпусу розташований плаваючий поршень 4, який поділяє внутрішню порожнину гідроаккумулятора на дві ізольовані камери: газову і гідравлічну. Внутрішня та зовнішня герметичність гідроаккумулятора забезпечується установкою ущільнень 5.

Кришка 3 має наплив з різьбовим отвором 6, який призначений для приєднання трубопроводу лінії нагнітання ГС. У днищі 2 також виконаний

наплив з різьбовим отвором 7, який повертається стандартний клапан зарядки газової камери гідроакумулятора технічним азотом.

Зарядка гідроакумулятора проводиться при відсутності тиску в лінії нагнітання ГС (плаваючий поршень знаходиться в крайньому правому положенні) При подачі гідрорідини під тиском з лінії нагнітання через наплив 6 поршень переміщається вліво. Він зупиниться, коли тиск у газовій порожнині стане рівним тиску лінії нагнітання ГС.

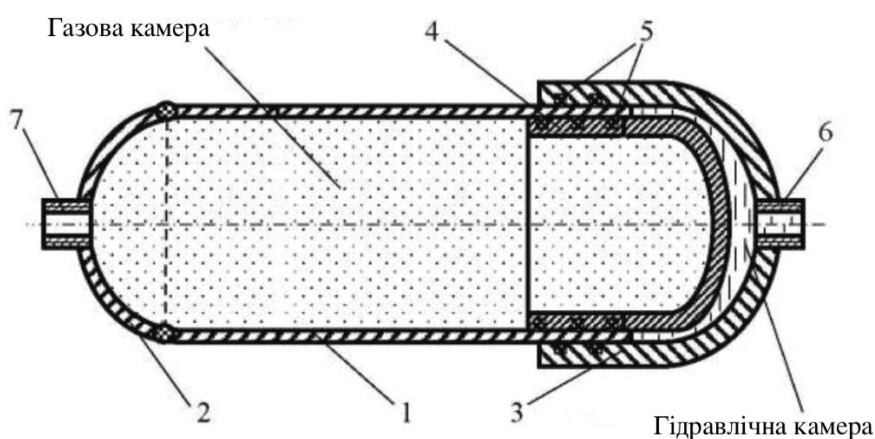


Рис.7.1. Принципова схема гідроакумулятора, де

1 – корпус, 2 – днище, 3 - кришка; 4 – поршень, 5 - кільце ущільнююче, 6,7 – наплив.

Розсіювання енергії пульсацій тиску гідрорідини в лінії нагнітання досягається за рахунок тертя поршня 4, що здійснює коливальні рухи, стінки корпусу 1. У гідравлічній порожнині гідроакумулятора при функціонуванні ГС знаходиться гідрорідина при робочому тиску. У разі збільшення потрібної витрати гідрорідини в системі (одночасне підключення кількох споживачів), накопичена в гідроакумулятор рідина виштовхується назад в систему.

Робочі параметри гідроакумулятора вибираються таким чином, щоб при його мінімальному конструктивному об'ємі і заданому перепаді (діпазоні) робочого тиску (p_{\max} - p_{\min}) була досягнута максимальна корисна місткість акумулятора.

7.2. Розрахунок об'ємних параметрів гідроаккумулятора

При розрахунках об'ємних параметрів гідроаккумулятора задаються значення мінімального і максимального робочих тисків, а також корисної місткості акумулятора. Загальний (конструктивний) об'єм визначається із співвідношення:

$$\frac{V_n}{V_k} = \frac{P_H^{\frac{1}{E}}}{P_{min}} - \frac{P_H^{\frac{1}{E}}}{P_{max}};$$

де: V_k – загальний об'єм;

V_n – корисний об'єм рідини, витиснений з акумулятора від p_{max} до p_{min} ;

$E = 1$ – ізотермічний закон;

$P_{max} = 16$ МПа, $P_{min} = 12$ МПа – max та min тиск в системі,

$P_H = 0,9 \cdot P_{min} = 0,9 \cdot 12 = 10,8$ МПа;

Згідно статистичних даних $V_n = 0,00035 - 0,0004$ м³.

Тоді загальний об'єм гідроаккумулятора:

$$V_k = \frac{V_n}{\frac{P_H^{\frac{1}{E}}}{P_{min}} - \frac{P_H^{\frac{1}{E}}}{P_{max}}} = \frac{0,0004}{\frac{10,8}{12} - \frac{10,8}{16}} = 0,08 \text{ м}^3;$$

Об'єм газової камери розрахуємо за формулою:

$$\frac{V_n}{V_A} = \left(\frac{P_{max}}{P_{min}} \right)^{1/E} - 1;$$

$$V_A = \frac{V_n}{\frac{P_{max}}{P_{min}} - 1} = \frac{0,0004}{\frac{16}{12} - 1} = 0,0012 \text{ м}^3;$$

Об'єм сфери дорівнює:

$$V_k = \frac{4}{3} \pi R^3;$$

Тоді радіус сфери дорівнює:

$$R = \sqrt[3]{\frac{3V_k}{4\pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 * 0,0017}{4 * 3,14}} = 0,1 \text{ м};$$

Діаметр гідроакумулятора приймаємо 100 мм.

7.3. Розрахунок гідроакумулятора на міцність

При виборі товщини стінки гідроакумулятора, враховуючи вимоги міцності та технологічності. За розрахунковий руйнуючий тиск приймаємо:

$$P_p = f * P_{max};$$

де: f - коефіцієнт безпечності, $f = 4$;

$$P_p = 4 * 16 = 64 \text{ МПа};$$

Товщину стінки з умови міцності знаходимо за формулою:

$$S = \frac{P_p * R}{2\sigma};$$

де: σ – гранична міцність для сталі 30ХГСА, $\sigma = 1080$ МПа;

$$S = \frac{26 * 75}{2 * 1080} = 4,18 \text{ мм};$$

Кінцеву товщину стінки гідроакумулятора з урахуванням технологічності
приймаємо 5 мм.

8 Технічне обслуговування гідравлічної системи

8.1 Обґрунтування вибору схеми гідросистеми, що проектується

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

Основні вимоги й задачі для гідравлічного комплексу:

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

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

В результаті проведеного аналізу можливих схем була обрана схема гідравлічного комплексу з двома системами. Визначальною в виборі кількості систем стала вимога забезпечення живлення систем керування польотом по двом незалежним каналам. «Основними джерелами тиску в кожній гідросистемі служать два насоса НП-107 змінної подачі з приводом від маршевого двигуна.

Насоси кожної системи встановлені на одному двигуні. Кількість насосів в одній системі (2 шт.) зумовлена умовами:

- Підвищення надійності системи джерел тиску.

- Можливість в крейсерському польоті, коли потрібні невеликі потужності, розвантажувати один з насосів, збільшуючи його ресурс й покращуючи тепловий режим системи.

- Технічними перешкодами створення насоса достатньої потужності (320-350 л/хв); 21 МПа (210 кгс/см²).

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

- Різко скоротити довжину ліній всмоктування, зменшити їх вагу.

- Встановити баки над насосами, забезпечивши можливість подачі рідини до насосів самоплином.

- Дещо підвищити надійність систем, так як в такому випадку на одному маршовому двигуні розташовані агрегати однієї системи й у випадку пошкодження двигуна або при пожежі може бути виведена з ладу тільки одна система.

Агрегати, чутливі до забруднення, додатково мають на вході вбудовані фільтри. Елементи керування і параметри, що підлягають контролю обиралися з умови виконання наступних умов:

- Забезпечення зручного користування органами керування.

- Виключення можливості помилкового включення пристроїв, що може призвести до небажаних наслідків.

- Забезпечення видачі оперативної інформації про стан основних параметрів комплексу.

- Забезпечення своєчасного попередження екіпажу про відмови і несправності гідравлічного комплексу, які можуть призвести до виникнення особливих ситуацій.

Система індикації забезпечує оперативний контроль наступних параметрів комплексу:

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

Складові елементи і параметри гідравлічного комплексу вибрані й розроблені з умови забезпечення безвідмовної роботи комплексу в очікуваних умовах експлуатації й відповідають вимогам ІСАО. Проведений інженерний аналіз гідравлічного комплексу підтвердив його високу надійність.

Структурна та принципові схеми наведені у додатку 2 та 3.

8.2. Розрахунок потужностей спроектованої системи

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

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

Наявні подачі

Подача насоса НП-107, встановленого в гідросистемі:

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

Наявні витрати

Система керування польотом (табл. 8.1.)

Таблиця 8.1

Канал керування	Тип силового агрегату	Кількість, шт.	Мах витрата, л/хв	Витрати, л/хв
Руль напрямку	РП – 72	4	23,5	1
Руль напрямку. Нижня секція	РП – 72	4	23,5	1
Руль висоти. Зовнішня секція.	РП – 72	8	19,5	0,9
Руль висоти. Внутрішня секція	РП – 72	8	23,5	1
Елерони. Зовнішня секція	РП – 68	8	19,5	0,9
Елерони. Внутрішня секція	РП – 68	8	19,5	0,9
САЗ руля висоти	РА – 79	2	2	1
СПС руля висоти	РА – 81	2	2	1
СПС руля напрямку	РА – 81	2	2	1
САЗ елеронів	РА – 79	2	2	1
Закрилки. Внутрішня секція	ГП – 400	4	70	1
Закрилки. Зовнішня секція	ГП – 400	4	70	1
Предкрилки	ГП – 400		70	1
Інтерцептори – елерони	РП – 320	8	39	1
Гальмівні та глісадні інтерцептори	РМ – 400	8	36	1,3
Гальмівні інтерцептори	РМ – 400	8	36	1,3

Час переміщення закрилків з прибраного положення на кут 15° .. 15 с.

Час переміщення закрилків з положення 15° до 30° 15 с.

Час переміщення закрилків з положення 30° до 40° 10 с.

Час випуску тормозних інтерцепторів 2 с.

Побудова діаграми подач і витрат

Розглянемо режим заходу на посадку для зниження по глісаді, пробіг, та 2-гу гідросистему, тому що вона найбільш навантажена споживачами.

На цих етапах польоту одночасно працюють:

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

На рис 8.1 наведена діаграма розрахунку потрібних витрат гідросистеми.

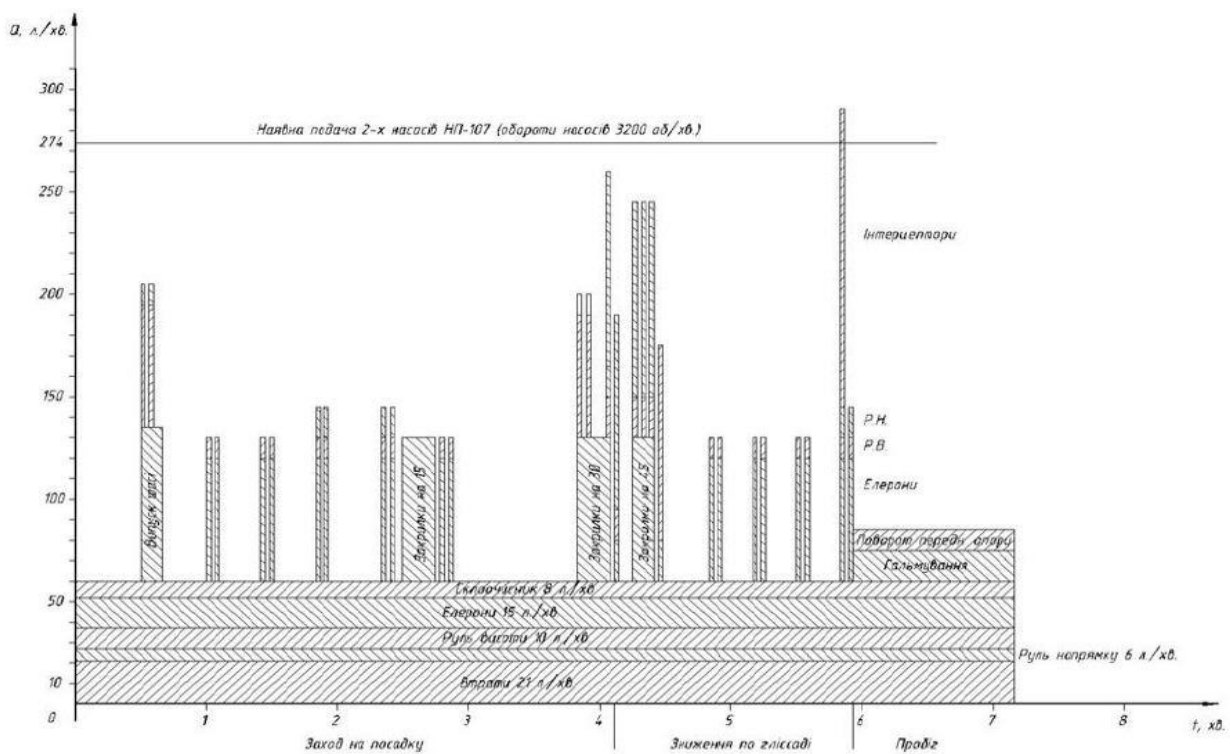


Рис. 8.1 Діаграма розрахунку потрібних витрат

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

Принципова схема зазначена у додатку 1 АЛмп1107.10.53.00.01 СС , структурна схема зазначена у додатку 2 АЛмп1107.10.53.00.02 СП.

8.3 Рекомендації щодо обслуговування ГС

Забезпечення надійної роботи гідрогазових систем полягає у відпрацюванні, контролі і випробуванні в умовах, що імітують експлуатаційні.

Одним з важливих завдань є розробка єдиної методики і рекомендацій по проведенню контрольних-випробних робіт і створення типових конструкцій автоматизованого контрольних-випробних устаткування.

Нині напруження, контроль і випробування гідросистем виконується в декілька етапів:

- руйнування трубопроводів в зоні вигину, в місцях їх кріплення і з'єднань, а також в місцях розвальцьовування і пайки;
- руйнування сполучної арматури і деталей з труб із-за металургійних вад;
- негерметична з'єднань трубопроводів і агрегатів;
- забрудненість системи.

Багато деталей з труб в період експлуатації перебувають під впливом високих навантажень, що виникають від тиску пульсуючого потоку робочої рідини, вібрації температурних, монтажних і експлуатаційних деформацій, і внаслідок цього більшість відмов і несправностей трубопровідних систем відбуваються в результаті негерметичної і руйнування елементів системи.

Надійність гідрогазових систем багато в чому визначається якістю монтажу забезпеченою досконалістю технології монтажних робіт.

Розробка досконалих технологій монтажних робіт зустрічає ряд значних труднощів:

- велика номенклатура деталей з труб і велика кількість з'єднань;
- велика різноманітність конфігурацій труб;
- високі вимоги до точності труб і деталей арматури і розбіжності в допусках на деталі і монтаж трубопроводу і елементи планера, на яких трубопровід монтується.

Велика номенклатура і велика різноманітність конфігурацій труб затрудняють механізацію процесу гнучкі, а механізований згин труб, як відомо,

дає більш високу якість, зокрема забезпечує незначну еліптичність перерізи труби в місці вигину.

Впровадження стандартизованої системи оснащення дає можливість значно підвищити точність виготовлення деталей.

Залежно від групи точності труб визначається точність інших елементів гідрогазових систем і установка їх на планері з урахуванням конструктивно-експлуатаційного призначення цього елемента. Це дозволяє визначити фактичну необхідну точність кожного елемента і засобу її досягнення, дозволяє знайти величину допустимих відхилень залежно від кількості ланок розмірного ланцюга і розподілити загальний допуск до окремих елементів. В цьому випадку можна визначити, на якому етапі циклу складання планера найвигідніше, з точки зору забезпечення точності.

В процесі складання і монтажу літальних апаратів неможливо повністю виключити попадання пилу, піску, стружки і інших дрібних часток у внутрішні порожнини гідросистеми, дотримуючись дуже суворих правил виготовлення, монтажу і випробувань як усіх гідрогазових систем, так і їх окремих вузлів і деталей. Також неможливо повністю усунути знос деталей ущільнень і інших рухливих деталей агрегатів гідросистем.

Тому відразу ж після заправки гідросистеми робочою рідиною потрібне ретельне промивання. Промивання полягає в повному вимиванні і уловлюванні фільтруючими елементами часток, що забруднюють гідросистему.

Практика показує, що якісне промивання системи підвищує термін служби насосів і інших агрегатів у декілька разів.

Гідрогазові системи літальних апаратів необхідно промивати в два етапи: на першому етапі промивають трубопроводи, а на другому - повністю зібрану і працюючу гідросистему.

На першому етапі промивання трубопроводів виконують в агрегатних цехах на окремих частинах літального апарату. В процесі монтажних робіт, передуючих першому етапу промивання, встановлюють і закріплюють усі трубопроводи і агрегати гідросистеми. При цьому для виключення зайвих операцій необхідно

перед монтажем усі силові гідравлічні циліндри, а також агрегати з великим внутрішнім об'ємом заповнювати робочою сумішшю і замість фільтрів, передбачених кресленнями, встановлювати технологічні фільтри тонкого очищення.

На другому етапі промивають повністю зібрану гідросистему після стикування частин літака і завершення монтажу усієї гідросистеми і суміжних систем в цеху остаточної складки. Промивання на другому етапі виконують без попереднього кільцювання гідроагрегатів. Навпаки, систему промивають при спрацьовуванні майже усіх агрегатів (прибирання і випуск шасі, закрилків і т. д.). Перед промиванням знімають технологічний фітинг і шланги і підключають промиті (на першому етапі) трубопроводи до усіх гідроагрегатів, за виключенням особливо чутливих до забруднення. До таких гідроагрегатів відносяться гідропідсилювачі, золотникові розподільники та ін.

9. Розробка експериментальної моделі гідроаккумулятора

Враховуючи зазначені параметри системи та на основі проведених розрахунків була розроблена корисна модель гідравлічного акумулятора.

Особливістю даної моделі є роздільник, що передбачає додаткову камеру у поліні рідини, що зменшує тиск на поршень. Наявні кресленики наведені у додатку 1. АЛмп1107.10.53.00.03.10.00.00 СК – Акумулятор гідравлічний.



Рис. 9.1 Експериментальна модель

10. Розробка стартап-проекту

10.1. Опис ідеї проекту

Таблиця 10.1. Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Заміна існуючих гідравлічних акумуляторів на більш досконалі	Авіабудування. Гідравлічна система.	1. Зменшення часу міжремонтного обслуговування
		2. Виграш у ціні.

Таблиця 10.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів		W (Слабка сторона)	N (Нейтральна сторона)	S (Сильна сторона)
		Мій проект	ГА мембранного типу			
1	Напрацювання до відмови	4000-5000 год.	3000-4000 год.			+
2	Маса	9,3 кг.	6,5	+		
3	Ємність	8 л.	5 л.		+	

10.2. Технологічний аудит проекту

Таблиця 10.3. Технологічна здійсненність ідеї проекту

№	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Устаткування гідравлічних систем більш надійним виробом	1. Механічна обробка / хонінгування	Наявна	Доступна
2		2. Гідроформування / пресування	Наявна	Доступна
3		3. Гальванічне покриття	Наявна	Доступна

Обрана технологія реалізації проекту: повний цикл обробки та складання.

10.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Таблиця 10.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	1000000 \$
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Немає
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Немає
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	15 %

Оскільки середня рентабельність складає 15%, ринок можна вважати прибутковим.

Таблиця 10.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Зменшення витрат на обслуговування, підвищення надійності ЛА	Авіаційні підприємства	В залежності від якості виконання замовлення, клієнти формують репутацію фірми	Відсутність дефектів, характеристики деталі відповідають заявленим у паспорті

Таблиця 10.6. Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Наявність кваліфікованих кадрів	При виготовленні потрібні висококваліфіковані спеціалісти	Пошук персоналу
2	Дефект у деталі	При виробництві можливі деякі похибки	При виявленні похибок, деталь треба переробляти заново
3	Проблеми постачання	Можливі затримки з виробництвом	Пошук нових постачальників
4	Зміна ТЗ та вимог	Проектування виробу з новими параметрами	Завчасно визначити потенційні розробки.

Таблиця 10.7. Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Конкуренція	Спонукає розробляти і виробляти нові продукти, знижувати витрати їх виробництва і вартість	Ускладнення структури та функціональної наповненості товару
2	Попит	Зацікавленість військової сфери	Державні замовлення

Таблиця 10.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Вказати тип конкуренції: - олігополія	На ринку присутня дуже невелика кількість фірм, які займаються виготовленням елементів	Підвищувати якість товару за рахунок використання передових технологій та залучення кваліфікованих кадрів
2. За рівнем конкурентної боротьби: - національний	В Україні дуже мала кількість компаній, загалом всі фірми знаходять за кордоном	Створювати локалізований веб-сайт компанії і налагоджувати експорт продукції
3. За галузевою ознакою: - внутрішньогалузева	Економічна боротьба між різними товаровиробниками, які	Відслідковувати продукти конкурентів

	діють в одній галузі економіки, виробляють і реалізують однакові товари, що задовольняють одну й ту саму потребу, але мають відмінності у виробничих затратах, якості, ціні, тощо.	
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Конкуренція між товарами одного виду	Покращувати якість товару
5. За характером конкурентних переваг: - не цінова	Ціна продукції досить висока, тому головне досягти хорошої якості	Продавати товар за конкретною ціною.
6. За інтенсивністю: - не марочна	Боротьба носить явно не марочний характер	Відсутність у галузі такого поняття, як «Бренд».

Таблиця 10.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари - замітники
	Компанія «АероГідро»	-	Кількість постачальників	Вимоги до якості (відтворюваність заявлених властивостей)	Замітники існують, проте технологічно

					невигідні
Висновки:	Інтенсивність висока, бо продукт є специфічним та не має масового характеру виробництва	-	Постачальники не диктують умови роботи на ринку	Товар має бути якісним та мати сталі властивості	Обмежень немає

Таблиця 10.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Ціна	Оскільки ціна нижча ніж у конкурентів
2	Терміни та масовість виробництва	Необхідно вчасно постачати продукт і знижувати ціну виробництва.

Таблиця 10.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

№	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з нашим проектом						
			-3	-2	-1		+1	+2	+3
1	Ціна	15			+				
2	Терміни та масовість виробництва	16					+		
3	Гарні робочі характеристики	18				+			

Таблиця 10.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: гарні робочі характеристики, надійність.	Слабкі сторони: ціна.
Можливості: знижувати витрати на виробництво продукції.	Загрози: відсутність кваліфікованих кадрів на ринку праці; зниження попиту.

Таблиця 10.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Розробка більш дешевого виробу з такими ж властивостями.	50 %	2 роки
2	Розробка більш дешевого виробу з дещо нижчими властивостями.	75 %	1 рік

Обрано альтернативу №2.

10.4. Розробка ринкової стратегії проекту

Таблиця 10.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Комерційні структури	Готові	Високий	Низька	Середня
2	Військові структури	Готові	Високий	Низька	Висока

Які цільові групи обрано: обрано цільову групу №1.

Таблиця 10.15. Визначення базової стратегії розвитку

№	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Розробка більш дешевого виробу з такими ж властивостями	За рахунок пріоритету вибору більш дешевого аналога з подібними характеристиками	Можливість досягнення тих же результатів з використанням більш дешевих підходів	Стратегія лідерства на витратах
2	Розробка більш дешевого виробу з дещо гіршими властивостями	За рахунок пріоритету вибору більш дешевого аналога	Дещо понизити рівень пропонованих властивостей продукту, щоб знизити ціну	Стратегія диференціації

Обрано стратегію лідерства на витратах.

Таблиця 10.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№	Чи є проєкт «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні	Другий варіант	Ні	Заняття конкурентної ніші

Таблиця 10.17. Визначення стратегії позиціонування

№	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентно спроможні позиції власного стартап-проєкту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проєкту (три ключових)
1	Якість	Лідерства на витратах	Висока якість	Оптимальне співвідношення ціна/якість, покращення існуючих характеристик
2	Точність	Лідерства на витратах	Висока точність	
3	Ціна	Лідерства на витратах	Низька ціна	

10.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Таблиця 10.18. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Низька ціна	Найнижча ціна на ринку	Найнижча ціна на ринку
2	Висока якість	Висока якість	Висока якість

Таблиця 10.19. Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Панель кесона крила літака із композиційних матеріалів		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1. Вага	М	Вр
	2. Надійність	М	Тх
	3. Міцність	М	Тл
	Якість: відповідає вимогам стандартів		
	Пакування: готова деталь		
Марка: «Pro Hydraulic»			
III. Товар із підкріпленням	До продажу: договір, гарантія.		
	Після продажу: доставка, підтримка.		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: патентні права.			

Таблиця 10.20. Визначення меж встановлення ціни

№	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1	6000\$	4500\$	200000\$	3500 - 4000\$

Таблиця 10.21. Формування системи збуту

№	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Найкращі характеристики за найнижчу ціну	Встановлення контакту з клієнтами, інформування про характеристики матеріалу, зберігання.	Канал першого рівня	Виробник безпосередньо збуває продукцію покупцям

Таблиця 10.22. Концепція маркетингових комунікацій

№	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	Вибір найбільш привабливого і надійного продукту	Прямі - канал комунікації, коли інформація передається безпосередньо від інформатора до інформованої особи	Висока якість, Низька ціна	Показати всі переваги вдосконаленого продукту	Хороші характеристики та висока якість

Проведений вище аналіз, виведення даного продукту на ринок є конкурентоспроможним та рентабельним. Рентабельність виражається у низькому рівні конкуренції, сталого попиту на продукцію та динаміку ринку, де зростає потреба покупців у заміні деталей.

Основними клієнтами, зацікавленими у використанні ГС, є виробники авіаційної продукції.

Головними показниками конкурентоспроможності проекту є його нижча ціна порівняно з аналогами, висока якість та надійність.

Висновки

Завданням на дисертацію було розробити та дослідити власний варіант ГС транспортного літака.

У процесі виконання роботи було проведено вивчення аналогічних систем та комплексів, сформульовані методика та критерії дослідження характеристик моделі. На основі проведеної роботи було сформовано бачення рішення проблем підвищення надійності ГС транспортного літака та уточнені схеми реалізації системи у вигляді кінцевого зразка.

Основним методом розробки власної ГС транспортного літака стало удосконалення надійності гідравлічної системи ЛА за рахунок підвищення надійності гідравлічного акумулятора.

Список використаних джерел

1. «Устройство и летная эксплуатация самолета» Ан-26 А.А.Комаров, В.П. Рычка, П.Н. Мамошин. 1987г.
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. Fourth Edition. / D. Raymer –American Institute of Aeronautics and Astronautics, 4th edition, 2006 p.
3. Егер С. М. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 728 с.
5. Зінченко В. П. Інформаційні технології моделювання компоновки складного технічного об'єкта / В. П. Зінченко, Д. І. Конотоп, О. П. Сидоренко, В. В. Борисов // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2011. – № 6. – 27–35 с.
6. Мультимедийно образовательный модуль «Монтажно-испытательные процессы бортовых систем» О.В. Ломовской, А.А. Шаров, Ю.А. Вашуков .
7. Експлуатаційна надійність авіаційної техніки К.А. Жуков, Е.А. Милов Куйбишев 1987р.
8. Основы теории рабочих процессов жидкостно-газовых систем воздушных судов: Методические указания и контрольное задание. К.: КИИГА, 1988. – 40 с.
9. Башта Т. М. Самолётные гидравлические приводы и агрегаты: (Конструкции и расчёт). – М.: Оборонгиз, 1951. – 640 с.
10. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.
11. А.А. Комаров, «Основы проектирования и расчёта гидравлических систем летательных аппаратов», Киев, КИИГА, 1969 г., - 80 с.

12. Е.И. Абрамов, В.Т. Маслов, «Элементы гидропровода», Киев, «Техника», 1977 г., 375 - с.
13. А.М. Матвеевко, И.И. Зверев, «Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов», М.: «Машиностроение», 1982 г., - 295 с.
14. А.М. Матвеевко, «Рачёт и испытание гидравлических систем летательных аппаратов», М.: «Машиностроение», 1974 г., - 178 с.
15. Ю.М. Терещенко, «Авіаційні матеріали та їх обробка»: Підручник – К.: Вища освіта, 2003. – 303 с.
16. В.М. Стадниченко, «Методика дослідження перехідних процесів в вузлах тертя гідромашин з застосуванням методу акустичної емісії»: автореферат – Харків: ХНД ПКІ П, 1997. – 17 с.
17. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969. - 388с.
18. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977.

ДОДАТКИ

1. АЛмп1107.10.53.00.01 СС – Структурна схема ГС – 1 арк.
2. АЛмп1107.10.53.00.02 СП – Принципова схема ГС – 1 арк.
3. АЛмп1107.10.53.00.03.10.00.00 СК – Акумулятор гідравлічний – 13 арк.