

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Бадах В. М.

“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021р.

# ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

Тема: «Гідравлічна система пасажирського літака місцевих повітряних ліній»

Виконавець: студент 4-го курсу Астахов Аристарх Борисович

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Керівник: доцент, Бадах Валерій Миколайович

\_\_\_\_\_  
(підпис)

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

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ 2021



6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	24.05.2021	
2.	Визначення плану роботи	29.05.2021	
3.	Підготовка необхідних джерел інформації	02.06.2021	
4.	Аналіз гідравлічних систем літаків-аналогів	04.06.2021	
5.	Написання основної частини	05.06.2021	
6.	Проведення розрахунків та написання спеціальної частини	09.06.2021	
7.	Створення необхідних креслень	13.06.2021	
8.	Оформлення дипломного проєкту	15.06.2021	
9.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	20.06.2021	

Дата видачі завдання “ 3 ” травня 2021р.

Керівник: \_\_\_\_\_ Бадах В.М.  
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Астахов А.Б.  
(підпис)

## Реферат

Пояснювальна записка до дипломного проекту на тему «Гідравлічна система пасажирського літака місцевих авіаліній»

Об'єкт проектування: гідравлічна система пасажирського літака злітною масою 20-25 тон.

Предмет проектування: Основні параметри вузлів та агрегатів системи джерел тиску гідравлічної системи пасажирського літака.

В ході дипломного проектування було одержано аналіз літаків аналогів а також розрахунок аксіально-поршневого насосу із загальним ККД – 0,8.

## **Перелік скорочень та позначень**

ЛА – літальний апарат;

ГС – гідравлічна система;

EDP – engine drive pump;

DCMP – DC motor pump;

PTU – power transfer unit;

НС – насосна станція

## Зміст

1. Вступ.....	7
2. Основна частина. Проектування гідравлічної системи пасажирського літака місцевих повітряних ліній.....	10
2.1 Аналіз питання проектування гідравлічної системи.....	10
2.2 Аналіз гідравлічних систем літаків-аналогів.....	11
2.3 Обґрунтування вибору схеми гідравлічної системи.....	17
2.4 Вимоги до норм льотної придатності.....	20
2.5 Опис мережі джерел тиску Ан-140.....	22
2.6 Вимоги до проектуємої системи .....	23
2.7 Висновки по основній частині дипломного проекту.....	25
3. Спеціальна частина. Розрахунок аксіально-плунжерного насосу.....	26
3.1 Розрахунок качаючого вузла аксіально-плунжерного насосу.....	27
3.2 Розрахунок плунжерних груп гідромашини.....	30
3.3 Розрахунок піджимної пружини.....	32
3.4 Розрахунок торцевого розподільника.....	32
3.5 Розрахунок валу.....	33
3.6 Розрахунок підшипників на довговічність.....	35
3.7 Визначення ККД.....	37
3.8 Висновки по спеціальній частині.....	38
4. Список використаних джерел.....	39

## Вступ

**Актуальність теми.** Гідравлічні системи є одними з визначальних аспектів літакобудування через те, що гідравлічна система являє собою невід'ємну частину сучасного, технологічного та оптимізованого літального апарату. Технологічність гідравлічної системи обумовлюється економічністю та масо-габаритними чинниками, за якими неймовірно пильно слідкують сучасні провідні літакобудівні компанії світу. Натомість, оптимізацією досягається надійність, швидкодія та ефективність системи .

Гідравлічні системи на сучасних ЛА вирішують задачі протягом експлуатації ЛА, а саме: випуск та прибирання шасі, руління передньою стійкою шасі, керування механізацією крила (випуск закрилків, інтерцепторів, тощо.), бустинг рулів керування ЛА.

Задачі, які вирішує гідравлічна система також можуть бути вирішені за допомогою електричних систем, але, інженери схильні саме до гідравлічних систем через те, що задачі, які були перелічені вище, потребують великих зусиль (випуск та прибирання шасі), або швидкодії та плавності роботи (бустинг рулів керування). Звісно, електричні можуть дати сприятливі показники необхідних зусиль та швидкодії з плавністю роботи, але, при таких умовах, електричні системи будуть програвати в масо-габаритних та економічних аспектах.

Тим не менше компактність гідравлічних систем це одна з актуальних проблем сучасного літакобудування через те, що труби, по яким тече робоча рідина, досить складно зробити малими оскільки в системі присутній великий тиск, що ставить обмеження на діаметр та товщину труб згідно до умов міцності конструкції.

Але компактність також може бути досягнута не тільки зміненням габаритів труб, а підвищенням досконалості виконуючих механізмів, що закономірно призводить до зменшення габаритів виконуючих механізмів та підвищення економічності ЛА.

Економічність, яку можна досить періодично зустріти при вивченні питань літакобудування, досягається за рахунок збільшення кількості вантажу або пасажирів в ЛА без, або, з мінімальним зміненням ТТХ даного ЛА.

Вимоги щодо надійності підвищуються з удосконаленням ЛА, що впливають на безпеку польотів. Гідравлічна система являє собою систему, до якої вимоги щодо надійності призначаються першочергово через те, що гідравлічна система забезпечує функціонування відповідальних систем, вивід з ладу яких, приводить до виникнення аварійної ситуації.

До основних вимог надійності відводяться питання чистоти робочої рідини, якою виступає частіш за все гідравлічні оливи, а саме АМГ-10 через свої характеристики. Питання фільтрування – важливе питання надійності гідравлічної системи, яке враховується під час проектування гідравлічної системи та її випробування.

Мета та завдання дипломного проекту

Метою є проектування гідравлічної системи пасажирського літака місцевих повітряних ліній.

Завдання дипломного проекту:

- 1) Проаналізувати стан питання;
- 2) Вибрати схему гідравлічної системи
- 3) На основі характеристик літака прототипу спроектувати аксіально-плунжерний насос для гідравлічної системи пасажирського літака місцевих повітряних ліній.



Об'єктом проектування є гідравлічна система пасажирського літака місцевих повітряних ліній.

Предметом проектування є основні параметри агрегатів та вузлів гідравлічної системи пасажирського літака місцевих повітряних ліній.

## 2. Проектування гідравлічної системи пасажирського літака місцевих повітряних ліній.

### 2.1 Аналіз питання проектування гідравлічної системи.

Забезпечення нормального функціонування гідроагрегатів під час всіх режимів польоту літака та при наземному обслуговуванні літального апарату є основною функцією гідравлічної системи літальних апаратів. Надійність роботи гідравлічної системи пов'язана з роботою елементів, що входять до складу гідравлічної системи.

Експлуатаційні фактори, які впливають на надійність гідравлічних систем: змінення температури робочої рідини до недопустимих значень, збільшення внутрішніх витоків, деформація трубопроводів та агрегатів.

Висока надійність досягається при використанні наступних заходів конструктивно-технологічного, та експлуатаційного характеру:

- Підвищення зносостійкості шляхом використання зносостійких матеріалів при виробництві трубопроводів та агрегатів, та нанесення зносостійких покриттів в місцях підвищеного зносу.
- Розробка конструкцій агрегатів та їх елементів з підвищеним рівнем безвідмовності.
- Виготовлення гідравлічно чистих деталей та елементів
- Підвищення контролю якості монтажу та діагностики агрегатів та їх елементів.

					НАУ 21.01.20.ПЗ			
Изм./Лист	№ докум.	Подпись	Дата			Лист	Лист	Листов
Разраб.	Астахов А.Б.				Основна частина			
Пров.	Бадах В.М.							
Н. контр.	Сивашенко Т.І.					АКФ 401		
Утв.	Бадах В.М.							

Під час роботи гідравлічної системи, використовується деяка потужність. Тому зменшення витрати потужності є важливим питанням проектування гідравлічних систем. Зменшення витрати потужності в гідравлічних системах досягається за допомогою таких заходів:

- Зменшення місцевих опорів
- Скорочення довжини трубопроводів

Під час роботи гідравлічної системи, температура робочої рідини постійно змінюється. Температура підвищується завдяки тертю рідини при русі по трубопроводу, та під час дії агрегатів, які виконують роботу над робочою рідиною. Зниження температури робочої рідини досягається роботою холодильних установок в магістралях зливу. Забруднення, кавітація та дроселювання рідини також впливають на температуру робочої рідини.

Пожежна безпека гідравлічних систем досягається герметичністю системи і окремих її елементів, що зменшує ризик займання робочої рідини при виникненні пожежної ситуації.

Зручність технічного обслуговування обумовлено зручністю доступу до агрегатів для працівників технічного обслуговування, що підвищує швидкість та якість обслуговування тих чи інших агрегатів літального апарату.

## **2.2 Аналіз гідравлічних систем літаків аналогів**

Для аналізу гідравлічних систем було обрано гідравлічні системи наступних літаків-аналогів:

- Ан-140
- Іл -114
- De Havilland Canada DHC-8 Q400 (De Havilland Dash-8 Q400)

Ан-140

«Гідравлічна система літака призначена для живлення робочою рідиною гідравлічних сітей систем випуску-прибирання шасі, гальмування коліс шасі, керувального пристрою, випуску-прибирання закрилок, інтерцепторів та закриття вхідної двері.

Напірна магістраль гідросистеми розділена електрогідравлічним розподільником блоку фільтрів на дві поодинокі лінії №1 та №2

До лінії №1 підключені споживачі сітей:

- Випуску прибирання шасі;
- Основного та стоянкового гальмування коліс шасі (через гідроаккумуляторів гальм);
- Випуску-прибирання закрилок;
- Керувального пристрою передньої опори шасі.

До лінії №2 підключені споживачі сітей:

- Керувального пристрою передньої опори шасі;
- Аварійного гальмування коліс шасі;
- Закриття вхідної двері.

Споживачі сіті випуску інтерцепторів підключені до загальної напірної магістралі гідросистеми.

Джерелом тиску в гідросистемі є електропривідна насосна станція НС-140. Номінальний тиск в системі  $150 \text{ кгс/см}^2$ , робоча рідина АМГ-10 (ГОСТ 6794-75). Загальна кількість рідини в гідросистемі – 20л.

В гідросистемі є автономний гідроаккумулятор, який є основним джерелом живлення для стоянкового гальмування коліс шасі та резервним джерелом живлення для основної системи гальмування.

Запас робочої рідини, необхідний для роботи гідросистеми, зберігається в гідробаці. Заправка (дозаправка) гідробаку відбувається закритим способом через бортовий клапан заправки.» [3].

Іл – 114

«Гідравлічна система складається із двох автономних і одночасно працюючих систем №1 та №2. В якості робочої рідини в системах використовується вибухопожежнобезпечна гідрорідина НГЖ-4. Обидві системи забезпечують номінальний тиск 21МПа (210 кгс/см<sup>2</sup>).

Насосні станції обох систем працюють тільки на етапах наземного руху літака (керування, розбіг та пробіг), а також в повітрі на етапах зльоту і посадки для керування прибиранням (випуском) шасі та механізацією крила. В крейсерському польоті насосні станції відключаються.

Гідравлічна система літака забезпечує:

- Прибирання і випуск шасі;
- Гальмування коліс основних опор шасі;
- Керування поворотом коліс передньої опори шасі;
- Керування закрилками;
- Керування інтерцепторами;
- Керування гальмівними щитками

Гідравлічна система (джерела тиску). Джерела тиску обох систем ідентичні. Тиск в автономних системах створюється електричними насосними станціями (НС) з гідронасосами змінної подачі. В системі №1 встановлені дві НС, в системі №2 – одна. Керування насосними станціями здійснюється вручну. Одна з НС системи №1 наряду з ручним керуванням має і автоматичний режим роботи (тільки під час прибирання шасі). Гідросистема має двосекційний гідробак, в якому знаходиться запас гідрорідини обох систем.

Лінії нагнітання двох систем з'єднані між собою краном з електродистанційним керуванням для підключення НС системи №2 до системи №1, яке здійснюється автоматично тільки під час прибирання шасі.

Для підключення наземної гідроустановки з метою створення тиску в гідросистемі, а також для заправки гідросистеми гідрорідиною в системі №1 маються бортові клапани всмоктування та нагнітання.» [4]

### De Havilland Dash-8 Q400

«Dash 8-Q400 має чотири гідравлічні системи, три основних та одну допоміжну.

Перша та друга незалежні основні системи забезпечують потужність для:

- Керування польотом;
- Шасі
- Повороту передньої стійки шасі;
- Гальмівної системи.

Третя основна система постачає тиск для роботи лівого та правого руля висоти в випадках, коли перша або друга системи вийшли з ладу, а також при виведення з ладу обох систем. Допоміжна ручна гідравлічна система забезпечує потужність у випадках екстреного випуску шасі.

Основна гідравлічна система літака розподіляється на три незалежні системи №1 (ліва), №2 (права), №3 (на хвості). Джерелом тиску для гідравлічних систем №1 та №2 є насос з приводом від двигуна (EDP) по одному для кожної системи. Номінальний тиск для гідросистем №1 та №2 становить 3000 psi (20,7 Мпа, 207 кгс/см<sup>2</sup>).

Джерелом тиску для гідравлічної системи №3 є гідроаккумулятор, який заряджається від електропривідного насосу постійного струму (DCMP). Тиск

в гідроаккумуляторі знаходиться в межах від 2600 до 3250 psi (18 – 22,4 Мпа, 180 – 224 кгс/см<sup>2</sup>)

Електропривідний резервний насос працює як резерв для гідравлічної системи №1. Резервний насос працює під час зльоту та посадки, або якщо двигун №1 вийшов з ладу. Блок передачі енергії (PTU) працює як резерв для гідравлічної системи №2. Гідравлічна система №1 є джерелом енергії для блоку передачі енергії. У випадку відмови обох двигунів, коли обидва насоси з приводом від двигуна, та резервні насоси недосяжні, насос із живленням від постійного струму (DCMP) гідравлічної системи №3 забезпечує достатню гідравлічну потужність для керування рулями висоти літака.

Гідравлічна система №1 забезпечує потужність для:

- Випуску-прибирання закрилок;
- Керування рулем напрямку
- Випуску-прибирання інтерцепторів
- Керуванням рулем висоти
- Гальмування коліс шасі

Гідравлічна система №2 забезпечує потужність для:

- Випуску-прибирання шасі
- Керуванням носовою стійкою шасі
- Випуск-прибирання інтерцепторів
- Екстремим гальмуванням коліс шасі
- Керуванням рулем напрямку
- Керуванням рулем висоти

Гідравлічна система №3 забезпечує резервну потужність для:

- Керування лівим рулем висоти
- Керування правим рулем висоти

Допоміжна гідравлічна система забезпечує потужність для:

- Аварійного випуску шасі.» [5].

Аналізуючи три типи гідравлічних систем турбогвинтових літаків можна зробити висновок, що гідравлічні системи Ан – 140 та Іл – 114 досить схожі в своїй конструкції через відсутність насосів керованих двигуном та використанням електричних насосних станцій. Це обумовлюється конструкцією системи керування цих літаків, так як керування усіма керуючими поверхнями (елеронами, рулями напрямку та висоти) здійснюється механічною системою управління літака. В такому випадку, джерела споживачів гідравлічної енергії позбуваються елементів, які потребують постійного підводу гідравлічної енергії, таких як бустерів керування, а інші операції здійснюються за допомогою вмикання насосних станцій під час режимів зльоту та посадки для Ан – 140 та Іл – 114, та під час режиму крейсерського польоту для Іл – 114. Гідравлічна система літака Ан – 140, натомість, використовує гідроаккумулятори для здійснення операцій під час режиму крейсерського польоту.

Гідравлічна система літака De Havilland Dash 8-Q400 має в своєму складі насоси керовані двигунами. Це обумовлено тим, що система керування літака використовує гідравлічні бустери для керування рулями напрямку та висоти, які споживають енергію постійно. Але елерони керуються механічною системою управління.



## **2.3 Обґрунтування вибору схеми гідравлічної системи для проектування**

Тактично-технічні характеристики до конструкції пасажирського літака місцевих повітряних ліній.

Опис літаку-прототипу Ан-140

Літак Ан-140 призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти та вантажу на регіональних авіалініях з великими пасажиропотоками, а також на окремих міжнародних лініях з можливістю експлуатації як на аеродромах з штучним покриттям, так і на ґрунтових ВПС. [6]

Екіпаж складається із трьох осіб: командира повітряного судна, другого пілота та бортпровідника. [6]

Літак являє собою цілнометалевий вільнонесучий моноплан з високорозташованим крилом, однокілевим вертикальним та палубним горизонтальним оперенням. [6]

Фюзеляж являє собою полумонокот циліндричної форми в середній частині та конічної форми з двійною кривизною в носовій та хвостовій частині. [6]

Каркас фюзеляжу включає працюючу обшивку, повздовжній силовий набір у вигляді стрингерів і балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах. [6]

Крило літака – високорозташоване, вільнонесуче, трапецієвидної форми в плані з прямокутним центропланом. [6]

«Конструктивно крило складається з носової, кесонної і хвостової частини. Кесонна частина є силовою частиною крила і складається з повздовжнього та поперечного силових наборів. Повздовжній набір включає передній і задній лонжерон, верхню та нижню панелі, поперечний набір – нервюри.» [6 с.3]

«Оперення літака – вільнонесуче, однокільове, встановлено на фюзеляжі, складається з горизонтального і вертикального оперення. Горизонтальне оперення включає стабілізатор, який складається із двох консолей і навішаного на кожній консолі руля висоти з роговою та осьовою компенсаціями. На кожній половині руля висоти встановлені тримери-сервокомпенсаторами – внутрішній і зовнішній. Вертикальне оперення включає: киль, форкіль і руль напрямку. Руль напрямку має рогову та осьову компенсацію. На рулі напрямку встановлено тример-компенсатор.» [6]

Шасі літака виготовлено по трьохопорній схемі та складається з передньої і двох основних опор. [6]

«Основні опори мають стійки важільного типу – ліву та праву, на кожній з яких встановлено по два гальмівних колеса КТ-231. Стійки основних опор прибираються в відсіки основних опор шасі. В прибраному положенні стійки фіксуються замками прибраного положення, а в випущеному – замками випущеного положення.» [6]

«Система керування літаком забезпечує керування:

- Елеронами
- Рулем напрямку
- Рулем висоти
- Закрилками
- Інтерцепторами в режимі автоматичного керування креном (АУК)

Керування елеронами безбустерне, здійснюється через механічну проводку.

Механічна проводка – комбінована: в фюзеляжі – тросова, у крилі – с використанням тяг. На кожному елероні встановлен сервокомпенсатор.» [6]

«Керування рулем висоти – безбустерне, з використанням пружинного тримеру-сервокомпенсатору, здійснюється педалями через механічну

проводку. Механічна проводка – комбінована: в фюзеляжі – тросова, на закінцівці фюзеляжу та вертикальному оперенні – з використанням тяг.

Керування рулем висоти – безбустерне, здійснюється штурвальними колонками через механічну проводку. Механічна проводка – комбінована: в фюзеляжі – тросова, в хвостовій частині фюзеляжу та оперенні – виконана з використанням тяг. Лівий та правий руль висоти забезпечені внутрішнім та зовнішнім тримером-сервокомпенсатором. Внутрішні тримери-сервокомпенсатори відхиляються єдиною трансмісією, приводимою двома послідовно встановленими електромеханізмами тримерування – основним и резервним.

Кожен зовнішній тример-сервокомпенсатор, крім кінематичного зв'язку з особистою секцією руля висоти, переміщується індивідуальним електромеханізмом тримерування.» [6]

«Система керування закрилками здійснюється синхронне електродистанційне керування прибиранням-випуску секцій закрилок, зв'язаних з силовим приводом КПМ-02 трансмісією, включаючи карданні вали, редуктори та підйомники. Силовий привід КПМ-02 – комбінований, включає гідромотор та електродвигун постійного струму. По кінцях трансмісії встановлені протиприбиральні гальма (ПУТ) і датчики асиметрії положення закрилків.» [6]

«Система керування інтерцепторами при відмові двигуна і положення РУД на режимі максимального тривалому і вище ( $\geq 96^\circ$  по ІКМРТ) забезпечує автоматичне відхилення інтерцепторів на півкрилі з справним двигуном на кут  $30^\circ$  з метою:

- Автоматичного зменшення крену (АЗК) при випущених закрилках в діапазоні від  $2^\circ$  до  $21^\circ$  (відхилення інтерцептора здійснюється через 1,5 – 2 с після відмови двигуна з послідовною автоматичним прибиранням – через 5 с);

- Забезпечення поперечної керованості літака при уході на друге коло при випущених закрилках в діапазоні кутів від 19 до 40° (відхилення інтерцепторів автоматично здійснюється через 1,5 – 2 с, прибирання інтерцепторів – вручну від перемикача «ІНТЕРЦЕПТОРИ».)» [6 с.8]

Таблиця 1 – основні характеристики літака-прототипу

Характеристика	Розмірність	Значення
Довжина	м	23,36
Розмах крила	м	30
Висота	м	6,6
Площа крила	м <sup>2</sup>	81
Зльотна вага макс.	кг	22005
Посадкова вага макс.	кг	20494
Комерційне навантаження макс.	кг	4819,5
Дальність польоту макс.	км	1500
Крейсерська швидкість	км/ч	450
Довжина розбігу	м	1138
Довжина пробігу	м	553
Тип двигуна	ТВгД	ТВ3-117ВМА-СБМ1В

#### 2.4 Вимоги норм льотної придатності гідравлічних систем

Розглянемо вимоги до гідросистем, продиктовані в Авіаційних правилах АП-23

«Конструкція. Усі гідравлічні системи повинні бути спроектовані наступним чином:

- (1) Кожна гідравлічна система та її елементи повинні витримувати без залишкової деформації очікувані навантаження на конструкцію в комбінації з гідравлічними навантаженнями.

- (2) Для екіпажу повинні бути передбачені засоби індикації тиску в кожній гідравлічній системі, яка живить два чи більше основних споживача, або яка потребує корекційних дій екіпажу при її відмові.
- (3) Повинні бути передбачені засоби, які гарантують, що тиск, включаючи тиск при перехідних процесах (закиди тиску) на будь-якій ділянці системи не буде перевищувати безпечної межі робочого тиску і які передбачують підвищення тиску понад вкачаної вище межі в результаті змінення об'єму рідини во всіх магістралях, які можуть залишатися замкненими досить довго, щоб такі зміни відбулись.

Робочий тиск – максимально усталений тиск, який діє на елемент гідравлічної системи на нормальних робочих режимах, виключаючи перехідні процеси.

- (4) Мінімальний розрахунковий тиск руйнування повинно в 3 рази перевищувати робочий тиск.

Іспити. Кожна система повинна бути піддана контрольним іспитам тиском. В результаті контрольних іспитів жодна частина будь-якої систем не повинна мати відмов, несправностей чи залишкової деформації. Контрольне навантаження кожної системи повинна не менш ніж у 1,5 раз перевищувати робочий тиск даної системи.

Акумулятори. Гідравлічні акумулятори або резервуари можуть встановлюватись зі сторони пожежної перегородки, повернутої до двигуна, якщо:

- (1) Вони є невід'ємною частиною системи двигуна або повітряного гвинта.
- (2) Резервуари не герметичні і їх суммарна місткість не перевищує 1 л.»

[7]

## 2.5 Опис сіті джерел тиску літака-прототипу Ан-140

В склад агрегатів сіті джерел тиску входять гідробак (8), насосна станція (12), блок фільтрів (16), перекиривний клапан (24), гідроакумулятори (21), запірний клапан (29), запобіжні клапани (43), сигналізатори тиску (18), рукав (11) з гідравлічним роз'ємом (13), бортовий клапан заправки (30), двосторонній дросель (52), зворотні клапани (15) в перемикач зливу (53).[3] Крім того, в мережу джерел тиску входять мережа наддуву гідробаку та пристрої контролю. [3]

Насосна станція (12) – електропривідна від двигуна постійного струму напругою 27 В, змінної продуктивності. Тиск нагнітання 140 кгс/см<sup>2</sup>, продуктивність – не менш 7л/хв. Тиск нульової продуктивності – 150 кгс/см<sup>2</sup>. Насосна станція переводиться на тиск нульової продуктивності за допомогою регулятора.

Перед НС в лінії всмоктування встановлений гідравлічний роз'єм (13), який дозволяє розмикати лінію без зливу з гідробаку при знятті НС.

Гідробак (8) забезпечує живлення гідравлічної системи робочою рідиною. Робоча рідина вертається по лінії зливу назад в гідробак. Конструкція гідробаку виконана з використанням протиперенавантажувального пристрою, що дозволяю забезпечити живлення НС робочою рідиною під час від'ємних навантажень

За допомогою сигналізатора рівню робочої рідини ДСМКЗ-2Т (9), виконується контроль критичного рівню рідини в гідробаку.

Блок фільтрів ОА 08077 (16) – багатофункціональний агрегат.

В конструкцію блоку входять електрогідравлічний розподільник, зворотні клапани, запобіжний клапан, перепускний клапан фільтру зливної магістралі, фільтри напірної та зливної магістралей гідросистеми.

«Фільтрами забезпечується фільтрація рідини яка постачається в систему при заправці або дозаправці гідробаку, рідини, що поступає в гідробак через лінію зливу та рідина, що подається в систему від НС. Номінальна тонкість фільтрації фільтроелементу лінії нагнітання – 15 мкм, фільтроелементу лінії зливу – 3 мкм. Обидва фільтра споряджені механічними сигналізаторами тиску засмічення. Сигналізатори спрацьовують при перепаді тиску (5,27 – 7,13) кгс/см<sup>2</sup>.» [3]

Запірний клапан (29) застережує витрату рідини при розгерметизації лінії нагнітання на ділянці із запірним клапаном при непрацюючій НС. Тиск спрацювання клапану менше 9 – 15 кгс/см<sup>2</sup>.

Перекривний клапан (24) відключає гідроаккумулятор загальної мережі від напірної магістралі при прибиранні шасі. За допомогою тиску, якій підводиться до перекривного клапану (24) з лінії прибирання шасі виконується автоматична робота клапану. При відсутності тиску в лінії прибирання шасі, клапан відкритий, сполучаючи гідроаккумулятор з напірною магістраллю.

Гідроаккумулятор (21) призначений для забезпечення короткочасних витрат робочої рідини при роботі виконуючих механізмів. Газові порожнини заряджаються технічним азотом до тиску 60 кгс/см<sup>2</sup> через зарядні клапани (22), встановлені на гідроаккумуляторі [3].

Перемикач зливу (53) підключає лінію зливу керувального пристрою до лінії зливу якщо живлення керувального пристрою здійснюється від лінії нагнітання.

## **2.6 Вимоги до проектуємої гідросистеми**

Основними вимогами являється вимоги до надійності, які визначають рівень безвідмовності, експлуатаційної технологічності. Крім надійності пред'являються вимоги до функціональності (які забезпечують необхідні потужності), масо-об'ємні вимогу (які мінімізують масу та об'єм) та вимоги щодо стандартизації та уніфікації [2].

Приведені вимоги є основними але також можуть бути доповнені деякими другорядними вимогами до гідросистем, таких як:

- Вартісними;
- Конструкторсько-технологічними.

Проектування гідравлічної системи є процесом поступовим, під час якого відбувається задоволення вимог [2].

1. На першому етапі задається перелік функціональних підсистем;
2. Вибирається структура гідросистеми;
3. Після вибору структури слідує ряд етапів для вибору основних функціональних характеристик системи;
4. Створюється принципіальна схема системи;
5. Компонуються приводи всіх споживачів;
6. Проводиться опрацювання монтажною схемою гідросистеми;
7. Обґрунтовується вибір всіх агрегатів системи із стандартних рядів;



## **2.7 Висновки до основної частини дипломного проекту**

Під час роботи над основною частиною дипломного проекту було виконано:

- Аналіз стану питання та розібрані конструкції гідравлічних систем літаків аналогів
- Обґрунтування схеми гідравлічної системи для проектування на основі вимог та роботи гідравлічної системи літака-прототипу Ан-140.
- Визначено вимоги до проєктованих гідравлічних систем.

### 3. Розрахунок аксіально-плунжерного насосу

Аксіально – плунжерні гідромашини відрізняються великою компактністю, що приводить до малої маси при одній передавальній потужності порівняно з іншими типами поршневих гідромашини.

«Насоси та гідромотори аксіального типу мають найкращі з усіх типів таких машин габаритами та ваговими характеристиками. Так наприклад, на 1 кг ваги насосів, які використовуються в авіаційній техніці, часто приходиться потужність 5-8 л.с.» [11]

«Особливістю машин є малий момент інерції частин, що обертаються, що має суттєве значення при використанні їх в якості гідромоторів.

Важливим параметром для багатьох випадків є також швидкодія насосу при регулюванні витрати. Зміна продуктивності від нульового до максимального значення в деяких насосах за 0,04 сек та від максимального до нульового за 0,02 сек.» [11]

Число обертів насосів авіаційних гідросистем лежить в діапазоні 3000-4000 обертів за хвилину, але в виняткових випадках використовуються гідромашини зі значно більшими числами обертів [11].

Насоси та мотори з аксіальним розташуванням циліндрів використовуються при тиску 210 – 350 кГ/см<sup>2</sup> та рідше при більш високих тисках (насоси продуктивністю до 400 л/хв часто випускаються на робочий тиск до 550 кГ/см<sup>2</sup> и насоси з малими витратами – на тиск 700 кГ/см<sup>2</sup>) [11].

					НАУ 21.01.20.ПЗ		
Изм./Лист	№ докум.	Подпись	Дата				
Разраб.	Астахов А.Б.			Лит.	Лист	Листов	
Пров.	Бадах В.М.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.	Спеціальна частина				АКФ 401	
Утв.	Бадах В.М.						

### 3.1 Розрахунок качаючого вузла аксіально-плунжерного насосу.

Робочий об'єм качаючого вузла

$$q = Q_{\text{фак}} / (n_{\text{ном}} \cdot \eta_V)$$

Де:  $Q_{\text{фак}}$  – фактична подача = 9 л/хв

$n_{\text{ном}} = 3000$  об/хв – номінальна частота обертання насосу

$\eta_V = 0,95$  – об'ємний ККД насосу

$$q = \frac{9 \cdot 1000}{3000 \cdot 0,95} = 3,16 \text{ см}^3.$$

Теоретична подача

$$Q_T = Q_{\text{фак}} / \eta_V$$

$$Q_T = \frac{9}{0,95} = 9,57 \text{ л/хв}$$

Робочий об'єм насосу є величиною стандартною, тому, вибираємо згідно ГОСТ 13824 – 80:

$$q_{\text{ном}} = 3,2 \text{ см}^3$$

Діаметр поршнів визначається за формулою:

$$d_n = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot q_{\text{ном}} \cdot \sin \frac{57,3 \cdot \pi}{z}}{1,2 \cdot \pi \cdot z \cdot K_D \cdot \sin \gamma}}$$

Де  $\gamma = 20^\circ$  - кут нахилу тарілки

$$z = \sqrt{\frac{1,5}{6}} = \sqrt{\frac{1,5}{0,015}} = 10. \text{ З урахуванням непарності плунжерів насосу,}$$

приймаємо кількість – 11.

$K_D = 1,05$  дезаксіал

Тому:

$$d_H = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot 3,16 \cdot 10^6 \cdot \sin\left(\frac{57,3 \cdot \pi}{11}\right)}{1,2 \cdot \pi \cdot 11 \cdot 1,05 \cdot \sin 20}} = 6,2 \text{ мм.}$$

Діаметри параметрів частин гідромашин величина стандартизована тому, згідно з ГОСТ 12447 – 80 приймаємо  $d_H = 8 \text{ мм}$ .

Діаметр ділительного кола:

$$D_d = \frac{d_H \cdot 1,3}{\sin\left(\frac{57,3 \cdot \pi}{11}\right)}$$

$$D_d = \frac{8 \cdot 1,3}{0,28} = 37,14 \text{ мм}$$

Приймаємо діаметр ділительного кола  $D_d = 38 \text{ мм}$ .

Зовнішній діаметр блоку циліндрів визначається по формулі

$$D_H = D_d + d_H + 2 \cdot b$$

Де  $b$  – розмір перемички між двома циліндрами:

$$b = K_b \cdot d_H$$

При  $K_b = 0,3$ :

$$b = 0,3 \cdot 8 = 2,4 \text{ мм}$$

З цього слідує, що:

$$D_H = 38 + 8 + 2 \cdot 2,4 = 50,8$$

Приймаємо  $D_H = 52 \text{ мм}$

Внутрішній діаметр визначається по формулі:

$$D_H = D_d - d_H - 2 \cdot b$$

$$D_H = 38 - 8 - 2 \cdot 2,4 = 25,2$$

Приймаємо  $D_H = 26 \text{ мм}$

Блок циліндрів перевіряється на міцність за формулою:

$$\sigma = \left( \frac{A^2 + 1}{A^2 - 1} \right) * P_p \leq \sigma_{\text{доп}}$$

Де  $P_p = 1,2 * 15 = 18$  МПа – максимальний тиск нагнітання,  $A$  – відносна товщина стінки циліндра, яка розраховується за формулою:

$$\tilde{A} = \frac{d_n + 2*b}{d_n}$$

$$\tilde{A} = \frac{8 + 2*2,4}{8} = 1,6$$

$$\sigma = \frac{1,6^2 + 1}{1,6^2 - 1} * 18 * 10^6 = 41,5 \text{ МПа}$$

Для блоку циліндрів обираємо матеріал виготовлення – бронзу ОСН10-2-3 з  $\sigma_B = 60$  МПа

Жорсткість перевіряється за формулою:

$$\delta = \frac{d_n}{E} * \left( \frac{A^2 + 1}{A^2 - 1} + \mu \right) * P_p \leq \delta_{\text{доп}}$$

Де:  $\mu$  – коефіцієнт Пуассона, для бронзи складає  $\mu = 0,3$

$E$  – модуль пружності  $E = 100$  ГПа

$$\delta = \frac{8}{100*10^9} * \left( \frac{1,6^2 + 1}{1,6^2 - 1} + 0,3 \right) * 18 * 10^6 = 3 \text{ мм}$$

Дно приймається не менше за  $2*b$  та становить 4,8 мм

### 3.2 Розрахунок плунжерних груп гідромашини

Визначемо максимальний хід плунжеру гідромашини.

Максимальний хід  $h_{max}$  становить:

$$h_{max} = D_d * \tan \gamma$$

$$h_{max} = 38 * 0.36 = 13.83 \text{ мм}$$

Визначемо сили, що діють на плунжери:

$$F_n = P_{max} * \frac{\pi * d^2}{4} = 15 * 10^6 * \frac{3.1415 * (8 * 10^{-3})^2}{4} = 754 \text{ Н}$$

Сила  $F_n$  розподіляється на нормальну та осьову складові  $F_N$  та  $F_a$  відповідно.

$$F_N = F_n * \cos \gamma = 754 * \cos 20 = 708.5 \text{ Н}$$

$$F_a = F_n * \sin \gamma = 754 * \sin 20 = 258 \text{ Н}$$

Визначення геометричних параметрів плунжерної групи

Довжина плунжерів величина стандартна, тому згідно з ГОСТ 12484-67

Обираємо довжину плунжера  $L_{пл} = 25 \text{ мм}$

Матеріал плунжерів – сталь 12ХН3В ГОСТ4543

Перевірка міцності відбувається за формулою:

$$\sigma = \frac{4 * S_{п} * P_p}{\pi * d_{пл}^2} \leq [\sigma_{доп}]$$

Де:  $S_{п}$  – площа плунжера,  $S_{п} = 50,3 \text{ мм}^2$

Тоді:

$$\sigma = \frac{4 * 50,3 * 18}{3,1415 * 0,008^2} = 18 \text{ МПа}$$

Обрахуємо момент тертя, що розвивається при русі плунжерів у циліндрах блоку.

$$M = p_n * \frac{\pi * d_n^2}{4} * \left( D_d * \sin \frac{\gamma}{2} \right) * f$$

f – коефіцієнт тертя = 0,16 (Бронза – сталь)

Отже:

$$M = 15 * 10^6 * \frac{3.1415 * 0.008^2}{4} * \left( 0,038 * \sin \frac{20}{2} \right) * 0,16 = 0.8 \text{ Н * м}$$

Напруга стиснення визначається за формулою:

$$\sigma_{сж} = \frac{4 * F_n}{\pi * d_{пл}^2} \leq [\sigma_{доп}]$$

$$\sigma_{сж} = \frac{4 * 754}{3,1415 * 0,008^2} = 15 \text{ МПа}$$

Напруження згину:

$$\sigma_{зг} = \frac{M_{тр}}{W_{мин}} = \frac{M_{тр}}{0,1 * d_{пл}^3} = \frac{0,8}{0,1 * 0.008^3} = 15,6 \text{ МПа}$$

Сумарні напруження:

$$\sigma_{сум} = (\sigma_{сж} + \sigma_{зг}) \leq \psi_6 * \frac{\sigma_{-1}}{K_{ш}}$$

Де  $\psi_6 = 0,91$  – Коефіцієнт зниження допустимого напруження.

$K_{ш} = 1,8$  – запас міцності

$\sigma_{-1} = 700 \text{ МПа}$  – межа втомної міцності

$$\sigma_{сум} = 15 + 15,6 \leq 0,91 * \frac{700}{1,8}$$

$$\sigma_{сум} = 30,6 \leq 353,89$$

З цієї нерівності виходить, що умова міцності виконується для даної поршневої групи.

### 3.3 Визначаємо параметри піджимної пружини.

Жорсткість:

$$C_{\text{пруж}} = (25 \dots 30) \text{ Н/мм}$$

Приймаємо:  $C_{\text{пруж}} = 25 \text{ Н/мм}$

Максимальне зусилля:

$$F_{\text{мах}} = (0,05 \dots 0,08) p_{\text{мах}} * \frac{\pi * d^2}{4}$$

$$F_{\text{мах}} = 0,05 * 15 * 10^6 * \frac{\pi * 0,008^2}{4} = 38 \text{ Н}$$

Експлуатаційний діапазон зусиль:

$$F_{\text{верхне}} = 0,3 * F_{\text{мах}} = 11,4 \text{ Н}$$

$$F_{\text{нижне}} = 0,1 * F_{\text{мах}} = 3,8 \text{ Н}$$

Матеріал пружини обираємо сталь 65С2ВА [12].

### 3.4 Розрахунок торцевого розподільника

Ширина перемички між вінками всмоктування та нагнітання обраховується за формулою:

$$s = (1,1 \dots 1,2) d_{\text{н}}$$

Де  $d_{\text{н}}$  – діаметр плунжеру

$$s = 1,1 * 8 = 8,8 \text{ мм}$$

Ширина вінка:

$$c = (0,4 \dots 0,5) d_{\text{н}}$$

$$c = 0,5 * 8 = 4 \text{ мм}$$



### 3.5 Розрахунок валу

Діаметр валу знайдемо за формулою:

$$d \geq \sqrt[3]{\frac{16 * M}{\pi * [\tau_k]}}$$

Де  $M$  – крутний момент на валу, що знаходиться по формулі:

$$M = \frac{P_p * q}{2 * \pi}$$

$$M = \frac{15 * 10^6 * 3,16 * 10^{-6}}{2 * 3,1415} = 7,54 \text{ Н * м}$$

$[\tau_k]$  – допустиме напруження згину, що знаходиться по формулі:

$$[\tau_k] = \frac{\sigma_T}{k_T}$$

Для валу вибираємо сталь 40ХН для якої  $\sigma_T = 980 \text{ МПа}$  при закалюванні та відпуску [10].

$k_T$  – коефіцієнт запасу міцності який дорівнює 3

Отже:

$$[\tau_k] = \frac{980}{3} = 326,7$$

Діаметр валу:

$$d \geq \sqrt[3]{\frac{16 * 7,54}{3,1415 * 326,7 * 10^6}} = 5 \text{ мм}$$

5 мм для валу це досить мала величина, тому з конструкторських міркувань приймаємо діаметр валу як 15 мм.

Наступною частиною буде розрахування витоків в зазорах гідромашини, що відбувається за наступною формулою:

$$Q = \frac{p * \Delta^3 * W}{12 * \mu * l} * z$$

Де:  $\Delta$  – зазор, який дорівнює 10мкм

$W$  – периметр щілини, що дорівнює  $W = \pi * d_H$

$\mu$  – динамічна в'язкість, що дорівнює  $\mu = \rho * \nu$

$\rho$  – густина робочої рідини АМГ-10 – 850кг/м<sup>3</sup>

$\nu$  – кінематична в'язкість АМГ-10 – 10сСт при 50°С

$l$  – довжина поршня – 25мм

Отже:

$$Q_{вт} = \frac{15 * 10^6 * (10 * 10^{-6})^3 * 3.1415 * 0.008}{12 * 0.0085 * 0.025} * 11 = 0,978л/хв$$

### 3.6 Перевірка довговічності підшипників

Для проєктованого насосу обираємо підшипники кулькові однорядні радіальні надлегкої серії. Позначення підшипників – 1000902 ГОСТ 8338-75

$$d = 15 \text{ мм}$$

$$D = 28 \text{ мм}$$

$$B = 7 \text{ мм}$$

$$r = 0,5 \text{ мм}$$

$$C_0 = 1480 \text{ Н}$$

$$C = 3480 \text{ Н}$$

Величина еквівалентного навантаження

$$P_e = (XV F_N + Y F_a) K_\sigma * K_T$$

$K_T$  – температурний коефіцієнт,  $K_T = 1$

$K_\sigma$  – коефіцієнт безпеки,  $K_\sigma = 1$

$V$  – коефіцієнт який враховує обертання кілець,  $V = 1$

$X, Y$  – коефіцієнти радіального та осьового навантаження відповідно, що вибираються за таблицею 7.3[13].

При  $\frac{F_a}{C_0} = 0.17$ , значення  $e = 0,2$ .

$\frac{F_a}{F_N} = 0,36$  що  $> e = 0,2$  з чого виходить

$$X = 0,56, Y = 2,21$$

Отже:

$$P_e = (708.5 * 0,56 + 258 * 2,21) * 1 * 1 = 966,94$$

Розрахункова довговічність в млн.обертів:

$$L = \left(\frac{C}{P_e}\right)^m$$

$m = 3$  для кулькових підшипників

$$L = \left(\frac{3480}{966,94}\right)^3 = 46,61 \text{ млн. об.}$$

Розрахункова довговічність в годинах

$$L_h = \frac{10^6 * L}{60 * n}$$

$$L_h = \frac{10^6 * 46,61}{60 * 3000} = 259 \text{ год}$$

### 3.7 Розрахунок механічного, об'ємного та загального ККД

Насоси та мотори таких типів мають великий об'ємний ККД та становить в багатьох випадках 0,97-0,98. Загальний ККД частіш за все становить 0,95. Такі середні значення ККД аксіально-плунжерних гідромашин є одною з найважливіших їх характеристик.

Обрахуємо механічний ККД по наступній формулі

Підшипники мають ККД – 0,99

$$\eta_{\text{мех}} = \left(1 - \frac{M}{M + M_{\text{вЛ}}}\right) * \eta^2$$

$$\eta_{\text{мех}} = \left(1 - \frac{0,8}{0,8 + 7,54}\right) * 0,99^2 = 0,89$$

Обрахуємо об'ємний ККД по наступній формулі:

$$\eta_V = \left(1 - \frac{Q_{\text{вТ}}}{Q_{\text{Т}}}\right)$$

$$\eta_V = \left(1 - \frac{0,978}{9,57}\right) = 0,9$$

Загальний ККД обрховується як добуток частинних ККД, що в нашому випадку добуток механічного та об'ємного ККД.

$$\eta = \eta_{\text{мех}} * \eta_V$$

$$\eta = 0,89 * 0,9 = 0,8$$

### 3.8 Висновок

Під час виконання спеціальної частини дипломного проектування було обраховано основні геометричні параметри качаючого вузла аксіально-плунжерного насосу, розраховано поршневі групи, торцевий розподільник, втрати та ККД. Загальний ККД насосу становить 0,8, що є величиною меншою, порівняно зі середніми значеннями ККД цих типів гідромашин, який становить 0,95.

Такий різкий перепад ККД обумовлюється великими витоками проєктованого насосу, що в свою чергу знижує об'ємний ККД до 0,9. Об'ємний ККД проєктованого насосу є величиною меншою, за середні значення в 0,97-0,98.

Але, треба зауважити, що проєктований насос є не основним джерелом тиску гідравлічної системи, тому ККД в 0,8 вважаю достатнім.

## Список використаних джерел

1. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: Учебник для машиностроительных вузов/Т. М. Башта, С. С. Руднев, Б. Б. Некрасов и др. – М.: Машиностроение, 1982. – 423 с.
2. Матвиенко А. П., Зверев И. И. Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. – М., 1982.
3. Самолет Ан-140. Руководство по технической эксплуатации. Книга 9. Раздел 029
4. Основы технологии производства самолета Ил-114: учебное пособие/ В.П. Кучеров – 2-е изд., доп. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 332 с.
5. Dash8 – Q400 Hydraulic Power [https://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Hydraulic\\_Power.pdf](https://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Hydraulic_Power.pdf)
6. Самолет Ан-140. Руководство по технической эксплуатации. Книга 1. Раздел 000
7. Авиационные правила АП-23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов – 4-е издание. 2013.
8. ГОСТ 13824 – 80 Гидроприводы объемные и смазочные системы. Номинальные рабочие объемы.
9. ГОСТ 12447 – 80 Гидроприводы объемные, пневмоприводы и смазочные системы. Номинальные диаметры.
10. Сталь марки 40ХН. Центральный металлический портал РФ. [https://metallcheckiy-portal.ru/marki\\_metallov/stk/40XH](https://metallcheckiy-portal.ru/marki_metallov/stk/40XH)
11. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика: Справочное пособие. – М.: Машиностроение, 1971. – 672 с.
12. Проектування гідравлічних та пневматичних пристроїв літальних апаратів. Методичні рекомендації до виконання курсової роботи / Уклад: В.П. Бочаров, В.С. Бутько, Ю.С. Головка, Р.І. Солонін – К.: НАУ, 2008.

13. Курсовое проектирование деталей машин: Учебное пособие для техникумов/ С.А. Чернавский, Г.М. Ицкович, К.Н. Боков и др. – М.: Машиностроение, 1979 – 351 с.