

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

Бадах В.М.

«__» _____ 2021 р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«БАКАЛАВР»

Тема: Гідравлічна система важкого транспортного літака

Виконавець: студент 4-го курсу Ланчук Іван Іванович

Керівник: штатний доцент Бадах Валерій Миколайович

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

Київ – 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аерокосмічний
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Бакалавр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

_____ 2021р.
«__»_____

З А В Д А Н Н Я
на виконання дипломного проекту студента

Ланчук Іван Іванович

1. Тема проекту: Гідравлічна система важкого транспортного літака
2. Затвердження наказом ректор від « 29 » квітня 2021р. № 684/ст.
3. Термін виконання проекту (роботи): 24.05.2021 – 20.06.2021
4. Вихідні дані до проекту: літальний апарат злітною масою 250 тон, тиск в гідравлічній системі – 21 МПа, робоча рідина – АМГ – 10, крейсерська швидкість – 850 км/год.
5. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): аналіз гідравлічної систем літака, основна частина, спеціальна частина, висновки.
6. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака (А3), компонування (А3), гідравлічна схема проектованої паливна система (А4).

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Етапи виконання проекту (роботи)	Термін виконання етапів	Примітка
1	Уточнення завдання	24.05.2021	Виконано
2	Розподіл теми на основні частини	24.05.2021-27.05.21	Виконано
3	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	28.05.2021-30.05.21	Виконано
4	Виконання аналізу паливних систем в основній частині проекту	31.05.2021-2.06.21	Виконано
5	Розрахунок основних параметрів	2.06.2021-6.06.21	Виконано
6	Розрахунок елементів системи живлення двигунів	7.06.2021-12.06.21	Виконано
7	Розгляд та удосконалення системи нейтрального газу	13.06.2021-14.06.21	Виконано
8	Підведення висновків	14.06.2021-15.06.21	Виконано
9	Остаточна перевірка	15.06.2021-16.06.21	Виконано
10	Захист	16.06.2021-20.06.21	

Студент Ланчук Іван Іванович

Керівник дипломного проекту (роботи) Бадах Валерій Миколайович

1. Консультанти з окремих розділів проекту (роботи):

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв

2. Дата видачі завдання 03.05.2021 р

Керівник

(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту: «Гідравлічна система транспортного літака злітною масою »

ЛІТАК, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, НОРМИ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ, ДЖЕРЕЛА ТИСКУ, ГІДРОБАК, ПІДПІРНИЙ КЛАПАН.

Об'єкт дослідження – проектування та робота гідравлічної системи літака.

Предмет дослідження – робота елементів гідравлічної системи, конструкція гідравлічних баків.

Мета дипломного проекту – проектування заданої системи та забезпечення безвідмовної роботи елементів гідравлічної системи, а також підвищення якості технічного обслуговування гідравлічної системи.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – аналіз оптимальної конструкції гідравлічної системи літака заданої злітної маси.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

Абревіатури:

ЛА – літальний апарат;

АП – авіаційні правила;

НГЖ – негорюча гідравлічна рідина;

ГС – гідравлічна система;

ГДСУ – гідравлічної дистанційної системи управління;

ЕДСУ – електричної дистанційної системи управління;

АМГ – авіаційне масло гідравлічне;

СК – система кондиціонування;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ГТД – газотурбінний двигун;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

РВ – руль висоти;

РН – руль напрямку;

ТУ – технічні умови;

КВП – короткий зліт, посадка;

ОВП – основний зліт, посадка;

СУ ОСО – система управління загально літаковим обладнанням;

БІС – бортова індикаційна система;

УПГ – установка перевірки гідросистеми;

ЗСЖ – заправка літаків рідиною;

ГТД – гідротрансформатор;

АВТ – автоматично;

СКП – система кондиціонування повітря;

ТНУ – турбонасосна установка;

Прийняті позначення для одиниць вимірювання (СІ):

Найменування	Осн.	Альт.
Метр	м	m
Сантиметр	см	cm
Міліметр	мм	mm
Ньютон	Н	N
Паскаль	Па	Pa
Джоуль	Дж	J
Кілограм	кг	kg
Секунда	с	s

ЗМІСТ

Вступ	
1. Основна частина	
1.1. Загальні вимоги до надійності та безпеки основних функціональних систем повітряних суден	
1.2. Вимоги до надійності та надійності гідравлічної системи літака	
1.3. Вимоги до технологічності експлуатації авіаційної гідравлічної системи.....	
1.4 Стандартні вимоги до льотної придатності гідравлічної системи	
1.5. Аналіз прототипу гідравлічної системи	
1.5.1 Гідравлічна система літака А-310.....	
1.5.2 Гідравлічна система літака В-757.....	
1.5.3 Гідравлічна система літака АН-225.....	
2. Спеціальна частина	
2.1 Пояснення вибору схеми. Особливості дизайну	
2.2 Раціональність конструкції гідравлічної системи вибору схеми.....	
2.3 Розрахунок і проектування всмоктувального трубопроводу та нагнітання	
2.3.1 Розрахунок лінії всмоктування	
2.3.2 Обчислення гідравлічних втрат по довжині лінії поглинання	
2.3.3 Розрахунок нагнітального трубопроводу	
2.3.4 Розрахунок міцності трубопроводу нагнітання	
2.3.5 Обчислення гідравлічних втрат по довжині напірного	
2.4 Турбонасосна установка ВД-004В-1. Опис і робота	
Висновки	
Список використаних джерел	

ВСТУП

- Розвиток цивільної авіації, яка займає важливе місце в загальній транспортній системі, заважає постійному підвищенню її ефективності: кількості рейсів, економічності та регулярності. Що відіграє головну роль у цьому процесі, це технічний рівень виробництва літаків, особливо стан бортової гідравлічної системи.
 - Гідравлічна система - це сукупність обладнання, призначеного для приводу механізмів і агрегатів за рахунок забезпечення робочої рідини під тиском.
 - Гідравлічна система включає:
 - -Насос, який перетворює енергію приводного пристрою (авіаційний двигун, електродвигун) в енергію потоку робочої рідини;
 - -Гідравлічний двигун (гідроциліндр, гідромотор), який перетворює енергію потоку робочої рідини в енергію перекладу або обертання вихідного шатуна;
 - -Робоча рідина;
 - -Гідравлічні труби, які забезпечують канали для робочої рідини (всмоктувальні, нагнітальні, напірні, дренажні труби);
 - -Пристрої, що регулюють витрату і тиск робочих рідин (розподільники, редуктори тиску, дроселі, перемикачі, зворотні клапани);
 - -Робочий регулятор робочої рідини (фільтр) для забезпечення його стабільної роботи;
 - Масляний бак (гідромасляний бак, гідроакумулятор);
 - Система для надування баку стисненим повітрям.
- Основними перевагами ГС, які призвели до її широкого використання, є:
- Здатний забезпечити високу швидкість, хорошу швидкість відгуку та плавний рух пристрою управління;
 - Порівняно невелика маса і обсяг на одиницю передачі потужності;

-Здатний створити велику потужність з відносно високою ефективністю, що досягає 50 ... 70%;

-Висока напруга;

-Висока надійність, великий обсяг ресурсів та хороша працездатність;

-Фактична нестисливість робочої рідини, яка забезпечує відносно невелику затримку управління та можливість використання гідравлічних замків.

До основних недоліків гідравлічних систем можна віднести:

-Пожежна небезпека через можливе використання робочої рідини;

-Недостатній діапазон робочого тепла через зміну характеристик робочої рідини та ущільнень з температурою;

-Зовнішні та внутрішні витоки;

-Здатність працювати сильно залежить від забруднення робочої рідини.

До основних недоліків гідравлічних систем можна віднести:

-Пожежна небезпека через можливе використання робочої рідини;

-Недостатній діапазон робочого тепла через зміну характеристик робочої рідини та ущільнень з температурою;

-Зовнішні та внутрішні витоки;

-Здатність працювати сильно залежить від забруднення робочої рідини.

Оскільки інерція гідроагрегатів менша, ніж у електричних агрегатів, вони мають вищу швидкість збору та менший час затримки при обробці командних сигналів, що особливо важливо для високошвидкісних механізмів відстеження, особливо приводів управління літаками.

Перевагою гідравлічної системи є те, що вона може постійно регулювати вихідну швидкість і має високий ступінь виконання, її рух є плавним, рівномірним, стабільним, тривалим терміном служби та високою ефективністю. Крім того, ця система структурно простіша для запобігання перевантажень та забезпечення демпфування автоколиваний. Однак їх легко виготовити.

Цінною якістю гідравлічної системи є легкий контроль різних параметрів, частоти, тиску, швидкості, зміни обсягу рідини, реверсу та їх комбінацій. Крім

того, гідравлічна система дозволяє встановлювати привод в будь-якому проміжному положенні в межах заданого діапазону.

Однак гідравлічні системи поступаються електричним за зручністю передачі енергії та швидкістю передачі командних імпульсів. Тому в багатьох випадках доцільніше використовувати комбіновану електрогідравлічну систему, в якій ви можете скористатися можливостями електрики та гідностями гідравліки.

Використовуючи електричну енергію для приводу гідравлічного розподільного пристрою, можна вивести їх з кабіни та розмістити насос поруч із користувачем гідравлічної енергії. Крім того, використання електроенергії в гідравлічній системі відстеження може компенсувати деякі її характеристики.

Створити загальну теорію повітряно-десантних гідравлічних систем. В даний час розроблено багато теорій про окремі компоненти та процеси в гідравлічних системах: теорія гідравлічного преса з позитивним переміщенням, теорія фільтрації, теорія потоку рідини в трубах, теорія теплопередачі тощо. Однак гідравлічні компоненти об'єднуються в гідравлічну систему, щоб сформувану нову систему (структуру), яка вимагає такого процесу для управління, а існуючих теорій недостатньо. Тому, не враховуючи процес фільтрації та проблеми втоми, неможливо описати процес зносу, який визначає довговічність системи, не враховуючи надзвичайно складний хвильовий процес.

– Тому створення загальної теорії повітряно-десантної авіаційної гідравлічної системи є дуже складною науковою проблемою, її вирішення дозволить вирішити та передбачити нові характеристики гідравлічної системи та безпосередньо розвиватися у напрямку найбільш інтенсивного вдосконалення технічного рівня.

Поліпшення технологічності експлуатації літальних апаратів характеризується його придатністю для технічного обслуговування та ремонту з мінімальними витратами праці, матеріалів та ресурсів, що є не лише загальною технічною проблемою повітряно-десантних систем, а й загальною технічною проблемою загальної авіації. Досвід експлуатації сучасних

літальних та вертолітних гідравлічних систем показав, що доступність, простота, взаємозамінність, однорідність та стандартизація компонентів, можливість використання вдосконалених методів технічного обслуговування (включаючи стан) та автоматизація контролю стану є актуальними для сучасних літаків. І робота гідравлічної системи вертольота має велике значення. Що стосується гідравлічної системи, це все ще актуально.

Отже, чи вдасться вирішити ці ключові проблеми у галузі авіаційного гідравлічного обладнання, значною мірою визначить і прискорить подальше вдосконалення його технічного рівня.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1 Загальні вимоги до надійності та безпеки основних функціональних систем повітряних суден

Гідравлічні системи відносяться до категорії систем, що забезпечують основні та важливі функції літака, так звані "базові" системи. Вони мають більш високі вимоги щодо надійності та надійності, як зазначено в АП-25 та подібних стандартах у США та Великобританії.

Відповідно до чинного законодавства, системи літаків, які належать до категорії «значущих», повинні бути спроектовані відповідно до принципу, що ймовірність відмови обернено пропорційна тяжкості її наслідків.

Несправність функціональної системи зазвичай призводить до особливих умов польоту. Їх наслідки зазвичай оцінюються з використанням наступних критеріїв:

- Знизити безпеку, пов'язану з характеристиками польоту, якістю пілотажу, конструкцією та експлуатацією системи;
- Збільшити навантаження екіпажу вище нормального рівня;
- Чи є незручності, травми або смерть на літаку.

Для того, щоб зрозуміти ситуацію погіршення безпеки польотів через ненадійні фактори в польоті за особливих обставин. Особливі ситуації поділяються на погіршення умов польоту, складні, надзвичайні та катастрофічні ситуації.

Погіршуються умови польоту характеризуються незначним збільшенням психологічного навантаження екіпажу та незначним зниженням характеристик стійкості або керованості. У цьому випадку погіршення умов польоту не призведе до необхідності зміни плану польоту і не завадить його успішному завершенню.

НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ

Виконав	Ланчук І.І.			Основна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Бадах В.М.						
Консулт.	Бадах В.М.				гр. ЛВ - 401Б		
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв. кафедр	Бадах В.М.						

При зіткненні зі складними ситуаціями психологічне навантаження екіпажу значно зростає, або стійкість і керованість літака та його льотні характеристики значно погіршуються. Один або кілька параметрів повітряного судна можуть перевищувати експлуатаційні допуски, але межа не досягнута. Своєчасні та правильні дії екіпажу, включаючи негайні зміни планів, профілів або схеми польоту, можуть забезпечити перетворення складних ситуацій в надзвичайні ситуації або катастрофічні ситуації.

Надзвичайна ситуація характеризується значним збільшенням психологічного навантаження екіпажу та значним погіршенням стійкості та керованості літака та його льотних характеристик. Це може призвести до досягнення або перебільшення обмежень або проектування умов польоту. Запобігання переходу аварійної ситуації в катастрофічну ситуацію вимагає високого рівня професіоналізму екіпажу. Катастрофічні означають особливі обставини, що призводять до жертв та знищення літаків.

Відповідно до функціональних систем літаків АП-25, включаючи гідравлічні системи, системи літаків, що розглядаються окремо та в поєднанні з іншими системами, повинні бути спроектовані як:

-Будь-яка ситуація відмови, що призводить до катастрофічної ситуації, оцінюється як подія, яка майже неможлива, або загальна ймовірність загальної катастрофічної ситуації літака, спричиненої можливою несправністю групи систем, не перевищує 10^{-7} рейсів на годину;

-Можливість надзвичайної ситуації, спричиненої функціональною несправністю, не перевищує 10^{-6} рейсів на годину, і будь-яка окрема функціональна несправність, що спричиняє надзвичайну ситуацію, повинна бути подією не частішою за екстремальну;

-Можливість складної ситуації, спричиненої функцією, не перевищує 10^{-4} польотів на годину; у цьому випадку окремий збій функції, що спричиняє складну ситуацію, слід класифікувати як кілька можливих подій.

Якщо ми розглядаємо будь-яку негативну подію (збій у функціонуванні) ПС як негативний стан складної системи, то для кожної функціональної системи ПС ми можемо взяти такі значення ймовірності для особливих умов польоту:

-Аварія "без помилок" функціональної системи повинна бути подією, яка майже неможлива ($P < 10^{-9}$);

-Надзвичайна ситуація - надзвичайно малоймовірна подія ($P < 10^{-7}$);

-Складна ситуація - подія навряд чи відбудеться ($P < 10^{-5}$);

-Ускладнення умов польоту-Подія помірно вірогідна ($P < 10^{-3}$). [3]

1.2 Вимоги до надійності гідравлічної системи літака

Гідравлічні системи літаків належать до категорії "основних" функціональних систем і повинні повністю відповідати вищезазначеним вимогам щодо надійності, беручи до уваги вплив нещодавніх відмов на безпеку польотів. Це досягається шляхом правильного вибору структури ланцюга гідравлічної системи, конструктивних рішень та виробництва агрегатів та компонентів, що містяться в ній. Як правило, конструкція гідравлічної системи повинна забезпечувати, щоб силові виконавчі механізми, що входять до складу другої повітряної системи, могли надійно житись за очікуваних робочих умов та у всіх режимах роботи.

Потужність джерела тиску гідравлічної системи повинна бути достатньою, щоб забезпечити працездатність системи користувача, найменш надійну можливу комбінацію їх одночасної роботи та привід, який належним чином протистоїть зовнішньому навантаженню в будь-який найкоротший визначений проміжок часу. Якщо робота гідравлічного механізму спрацьовування користувальницької системи, як правило, забезпечується гідроаккумуляторами, їх енерговитрати повинні бути достатніми для виконання необхідної кількості робочих циклів (операцій) та необхідного інтервалу часу між ними.

Гідравлічна система літака приймає принцип резервування для забезпечення надійності живлення силового приводу. Частота резервування гідравлічної системи та її різних підсистем визначається вимогами користувача до її надійності, з урахуванням впливу відмов на безпеку польоту.

Трубопроводи резервної або головної аварійної системи зазвичай розташовані таким чином, що причина пошкодження одного трубопроводу не є причиною пошкодження інших трубопроводів одночасно.

Негативний вплив екстремально високої температури на гідравлічну систему через несправність агрегату або інші збої в системі може мати місце в деяких частинах системи і повинен бути мінімальним.

Для запобігання несправності та несправності блоку гідравлічної системи через забруднення робочої рідини в гідравлічній системі встановлюється фільтр із необхідною потужністю бруду, який розрахований на номінальну витрату рідини при різних режимах роботи системи .

Гідравлічна система повинна мати пристрій, який може обмежувати максимальний тиск системи в різних режимах роботи, включаючи перехідні процеси, термічне розширення рідини або газу, вихід з ладу будь-якого компонента гідравлічної системи та під час її роботи. Зазвичай максимально допустимий тиск в системі відповідає тиску обтиску її компонентів. Цій вимозі відповідає наявність одного або декількох розвантажувальних перепускних клапанів.

Крім того, повинні бути передбачені пристрої, що захищають усі компоненти гідравлічної системи від підвищення тиску, яке може статися через аномальні явища. Робоча рідина, що скидається через ці пристрої, повинна бути повернута в систему або виведена в безпечне місце. Однак гідравлічна система повинна бути спроектована таким чином, щоб ці втрати рідини не досягли значення, при якому функції будь-якої функціональної

системи літака, що мають критичне значення для безпеки, можуть вийти з ладу.

Гідравлічна система та її вузли не повинні спричиняти або збільшувати ймовірність пожежі або переривання повітряного судна, а також повинні відповідати вимогам пожежної безпеки, що застосовуються до них.

Багато використовувати рідини з низькою горючістю в гідравлічних системах. Гідравлічні системи, що використовують легкозаймісті рідини, повинні бути ізольовані або захищені від потенційних джерел вогню, щоб зменшити ризик пожежі внаслідок витоків або пошкодження рідини системи до прийняттого рівня.

Блоки та компоненти гідравлічної системи повинні витримувати робоче навантаження та збільшення тиску розділювального пристрою безпеки в межах розрахункового діапазону допусків, без тріщин або розривів, витоків або деформацій. [3]

1.3 Вимоги до технологічності експлуатації авіаційної гідравлічної системи

Важливою умовою забезпечення того, щоб літак був найбільш підготовлений до польоту, є його експлуатаційна технологічність і рівень ремонтпридатності, тобто його пристосованість до швидкого та ефективного виконання операцій з технічного обслуговування та ремонту в реальних умовах експлуатації.

Визначає наступні загальні вимоги до технологічності гідравлічних систем та гідравлічного обладнання транспортних літаків:

-Конструкція гідравлічної системи повинна дозволяти визначати місце внутрішнього витоків без розбирання пристрою;

- Труба гальмівної системи між колесами головного кронштейна шасі повинна мати можливість вільного входу, щоб перевірити стан труби та замінити трубу, не знімаючи спочатку колеса та інші деталі;
- Гідравлічний бак і зливний бак гідравлічної системи повинні бути легкодоступними, легко розбиратися і розміщуватися в спеціальному відсіку для забезпечення зручної роботи підрядника;
- Гідравлічний фільтр та паливний бак повинні бути легко доступними та розбиратися; коли фільтр виймається, рідина наврядчи витече;
- Гідравлічний насос та електронасосна станція повинні бути встановлені у легкодоступному місці, а установка надійна та швидка;
- При заміні насосів та насосних станцій деталі від знятого агрегату до нещодавно встановленого агрегату не можна збирати повторно, щоб виключити витік системи при заміні насоса;
- Регулювання роботи після заміни блоку має бути зведено до мінімуму;
- Під час технічного обслуговування необхідно забезпечити контроль тиску в повітряній камері гідроаккумулятора;
- Агрегати системи підсилювального управління повинні бути взаємозамінними і легко розбиратися; вони повинні бути простими в обслуговуванні;
- Усі труби гідравлічної системи повинні бути марковані відповідно до діючих стандартів, а на робочих стиках труб повинен бути встановлений шаблон із позначенням труб. [3]

1.4 Стандартні вимоги до льотної придатності гідравлічної системи

а) Будівництво:

- Кожен елемент гідравлічної системи повинен бути спроектований таким чином, щоб витримувати поєднання розрахункового тиску та максимального

робочого навантаження на конструкцію, а конструкція повинна витримувати ці навантаження без деформації, що буде заважати її роботі.

-Кожен компонент гідравлічної системи повинен бути здатний витримувати навантаження проектного робочого тиску, помножене на 1,5, і очікуване навантаження на конструкцію, і ці навантаження можуть виникати одночасно.

Розрахунковий робочий тиск - максимальний тиск під час нормальної роботи, за винятком перехідних процесів.

в) Випробування:

- Зібрана гідравлічна система повинна пройти випробування на статичний тиск, щоб підтвердити, що вона може витримувати тиск, що перевищує проектний робочий тиск, що перевищує проектний робочий тиск, без деформації будь-якої частини системи, що впливає на функціональні характеристики системи. Для проведення цих експериментів запобіжний клапан повинен бути закритий для формування необхідного тиску.

-Гідравлічна система відповідає вимогам 25.1309 і повинна бути перевірена шляхом перевірки роботи, ресурсів та аналізу. Усі гідравлічні системи або їх підсистеми повинні бути випробувані на літаку або на шельфі, щоб визначити, чи відповідають вони необхідним характеристикам, і порівняти їх з іншими системами літаків. Експлуатаційні випробування повинні включати моделювання несправностей гідравлічної системи. Перевірка ресурсів повинна імітувати повторювані цикли польоту, які можуть виникати під час експлуатації. Елементи системи, які вийшли з ладу під час експерименту, повинні бути модифіковані, щоб усунути конструктивні недоліки, і достатня кількість випробувань повинна бути проведена знову, коли це необхідно. Імітація робочих умов та зовнішніх навантажень компонентів та відповідних частин гідравлічної системи повинна бути достатньою для оцінки впливу зовнішніх факторів.

с) Пожежний захист:

Кожна гідравлічна система, яка використовує легкозаймисту робочу рідину, повинна відповідати вимогам, зазначеним у 25.863, 25.1183, 25.1185 та 25.1189.

(А) Гідравлічна система не повинна спричиняти вибуху на літаку.

(С) Проектування, монтаж або захист компонентів гідравлічної системи повинні бути у випадку витoku:

(1) Отруйні рідини та пари не можуть потрапляти в салон екіпажу та пасажирів.

(2) Проникнення нетоксичних рідин в кабіни екіпажу та пасажирів не спричинило ускладнень в умовах польоту. [1]

1.5 Аналіз прототипу гідравлічної системи

1.5.1 Гідравлічна система літака А-310

А-310 має передбачено 3-разове резервування гідравлічної системи, тому він включає 3 незалежні системи з незалежними джерелами тиску: синій, зелений та жовтий.

Робоча рідина гідравлічної системи являє собою негорючу рідину на основі органічного кремнію. Робочий тиск (207 кгс / см²) у всіх системах вибирається при мінімальній масі трубопроводів та арматури, що входять до системи.

Кожна з трьох систем має три джерела тиску - три гідравлічні насоси з незалежним приводом. Насос може приводитися в рух двигуном, що рухається, двигуном змінного струму, що живиться від мережі 1 або 2, та насосом вітряка. У разі можливої поломки силового двигуна, "розбиття" потужних великих насосів на насоси відносно малої потужності та їх привід від різних двигунів збільшить ступінь поразки польоту.

У разі одночасної роботи декількох споживачів максимальне навантаження насосного агрегату значно зменшується. Гідроаккумулятори встановлені в синьо-жовтій системі, один з них може розряджатися лише на гальма. У жовтій системі паралельно електричній насосній станції встановлюється ручний насос, який відкриває та закриває вантажні двері на стоянці, коли знеструмлена бортова мережа.

Більшість споживачів живляться від 3-х гідравлічних систем за допомогою використання 3-х камерних приводів або паралельного встановлення трьох приводів рульового управління одного і того ж призначення. Якщо гідравлічна система недостатньо продуктивна, через часткову несправність, пріоритетний клапан відключає споживачів, які не мають нічого спільного з управлінням літаком.

Вони також використовують негорючі робочі рідини, такі як НГЖ-5У, магістральні труби з нержавіючої сталі, прості у видаленні системи тонких фільтрів із детекторами забруднення, пульсаційні та гідравлічні амортизатори, а також надійні та герметичні з'єднання труб. Багато компонентів ГС об'єднані в модульні блоки. Пристрої ГС розташовані на допоміжній коробці приводу двигуна, основній опорі шасі та технічному відділенні носової опори, а також наземній панелі обслуговування.

Літак має три автоматичні системи, що працюють одночасно. Кожна система має власний бак для гідравлічного масла, який містить однакову кількість робочої рідини для живлення споживачів. У цих системах відсутні сполучні елементи, тому усувається перетікання рідини з однієї системи в іншу, а також повна втрата рідини в разі пошкодження труб однієї з систем. За допомогою паралельних всмоктувальних трубопроводів кожен резервуар з'єднаний з основним джерелом тиску та допоміжним джерелом тиску. Основні-4 однакові гідравлічні насоси приводяться в рух по 2 двигуни на кожному двигуні.

Якщо електричний насос не працює, гідравлічну потужність можна отримати наступними способами:

-Додатковий джерело тиску;

-два електричні насоси зеленої системи (в основному використовуються для огляду землі);

-Електричний насос жовтої системи, що використовується для впорскування гальмівного гідроаккумулятора, використовується для регулювання або роботи з головними дверцятами вантажного відсіку;

-Насоси, що ведуться вітряками в жовтій системі для забезпечення гідравлічної енергії в аварійних ситуаціях;

-Коли електричний насос у жовтій системі не працює, ручний насос у жовтій системі працює з дверцятами основного вантажного відсіку.

ГС має 2 нереверсивні випромінювачі енергії, щоб забезпечити передачу енергії обміну рідини із зеленої системи на синю та жовту. Вони застосовуються у випадках недостатньої потужності (внаслідок несправності двигуна або насоса) та огляду землі.

Гідравлічна енергія рідини, що знаходиться під тиском, подається до головної магістралі управління польотом та магістралі високого тиску через зворотний клапан і сервокерований електронний клапан. Лінія високого тиску оснащена пріоритетним клапаном для ізоляції заслінок, заслінок і система розбирання шасі. Тиск опускається нижче певного рівня, і основне управління польотом літака стабілізується.

У разі пожежі в рушійному двигуні основний гідравлічний насос ізолюється від бака гідравлічного масла через пожежний клапан.

Висока надійність літака забезпечується високими вимогами до виготовлення гідравлічних пристроїв та технологією їх установки на літаку, з одного боку, що виключає потрапляння вологи та механічних домішок в конструкцію, з іншого боку - надійною присутністю миючі рідини до 15 мкм.

Отже, потрійна система управління безперервною подачею рідини та гідравлікою на літаку А-310 може забезпечити необмежений політ у разі виходу з ладу однієї з ГС та безпечну посадку у разі відмови обох систем.

Зелена система оснащена двома однаковими гідравлічними амортизаторами та саморегулювальними насосами, а її привід надходить від двигуна змінного струму, встановленого в ніші головного шасі шасі. Жовту систему забезпечує саморегулюючий гідравлічний насос, що приводиться в рух двигуном змінного струму. Система забезпечує 2 однакові передавачі енергії. Кожен складається з гідравлічного двигуна, що приводиться в дію тиском зеленої системи, та гідравлічного насоса синьої або жовтої системи. Двигун і насос з'єднані приводним валом. Передавач енергії встановлений у ніші головної опори зліва.

1.5.2 Гідравлічна система літака В-757

Гідравлічна система літака складається з трьох систем. Робочий тиск в системі-20,6 МПа.

Усі три системи мають кольоровий код для легкої ідентифікації труб та агрегатів. Ліва система червона, центральна - синя, а права - зелена.

Кожна система забезпечує отримання необхідного тиску рідини двома насосами, що працюють від незалежних джерел енергії. Всього в системі сім джерел тиску, які можуть забезпечити вищу надійність системи. Розподіл тиску трьох незалежних систем тиску гарантує, що вихід з ладу однієї з систем не призведе до втрати будь-яких функцій управління польотом літака. У разі виходу з ладу двох гідравлічних систем літак може також безпечно працювати. Аварійний гідравлічний насос може забезпечити роботу керма при відмові двох двигунів.

Кожна система має гідравлічний насос, що приводиться в дію електродвигуном для підтримки систем літаків на землі. Централізоване наповнення (з однієї точки) полегшує наповнення рідинами у всіх трьох системах. Бак гідравлічного масла надувається пневматичною системою літака. До кожної системи можна підключити гідравлічні та пневматичні джерела.

Основна частина гідравлічної системи включає наступні деталі.

Область подачі включає агрегати та компоненти, що забезпечують подачу робочої рідини під тиском, дренаж та регулювання. Споживча зона включає гідравлічні агрегати, що забезпечують переміщення механізмів та обладнання та управління ними за допомогою тиску робочої рідини.

Ділянка тиску обладнена наступними основними пристроями: три баки гідравлічного масла з системами накачування; сім гідравлічних насосів від різних незалежних джерел енергії; тонкі фільтри, вбудовані в модуль рідинного фільтра; три теплообмінники; сигналізація роботи насоса; панель аеродромного живлення зі штуцерами; турбінний привід; гідравлічний кран; вузол передачі енергії; знімний клапан; зворотний клапан; запірний клапан; гідравлічний трубопровід.

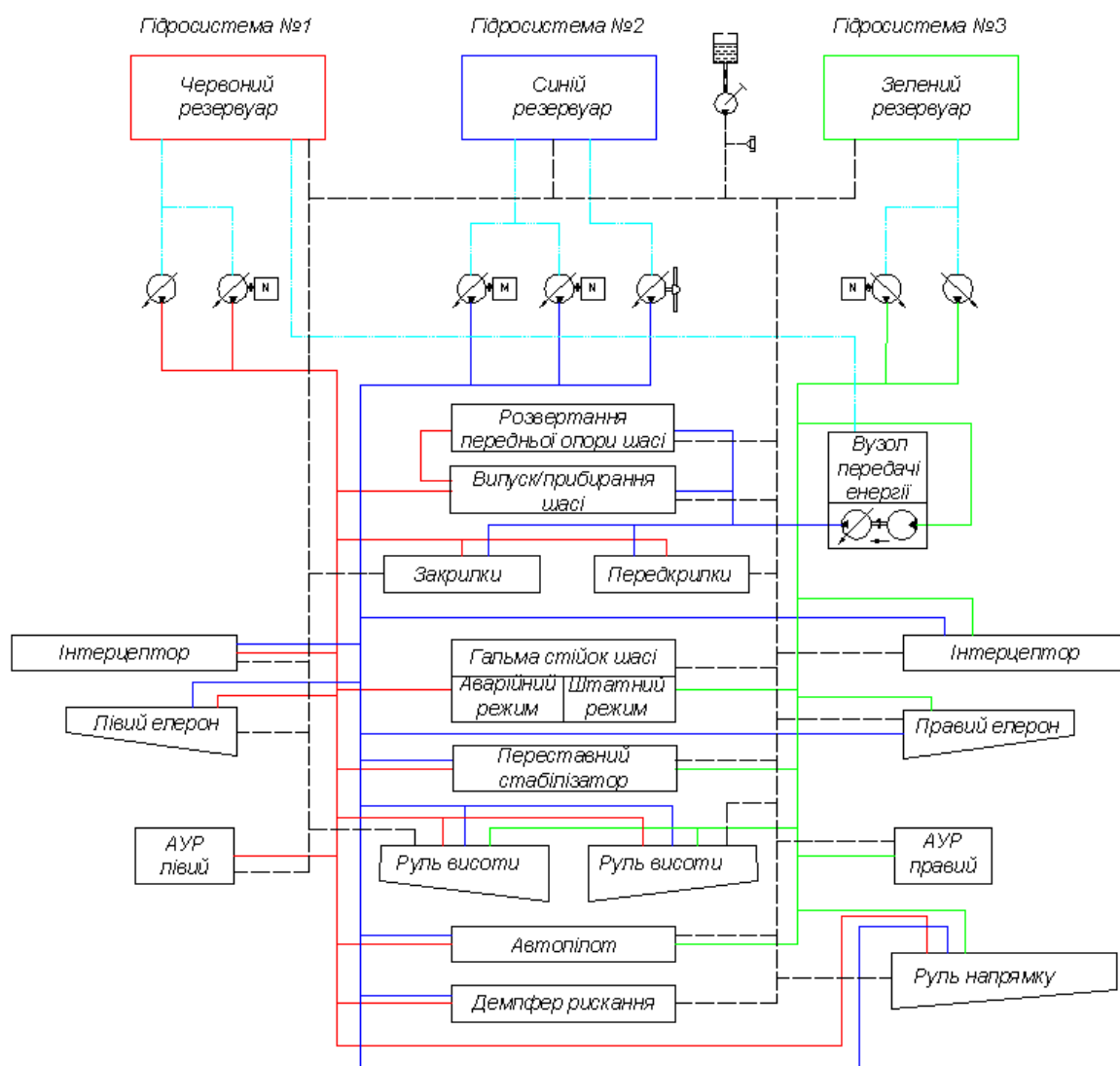


Рис.2 Структурна-схема гідравлічної системи літака В-757

ГС складається з 3 незалежних систем - лівої, центральної та правої. Ліва та права ГС подібні, кожна має насос з приводом від двигуна та насос з приводом від двигуна змінного струму. Блок передачі енергії механічно з'єднує ліву та праву системи. Тиск рідини через запірний клапан надходить у гідравлічний двигун, який обертає гідравлічний насос у лівій системі, щоб забезпечити достатній потік рідини для очищення шасі та пристроїв механізації крила. Якщо лівий двигун виходить з ладу, ця активація відбудеться автоматично. Між трьома системами відсутній гідравлічний зв'язок.

Центральна ГС має герметичний резервуар для гідравлічного масла для подачі гідравлічного масла до двох насосів, що працюють від двигунів змінного

струму, і одного насоса, що працює від турбіни, що рухається від тиску повітря. Насос отримує рідину з напірної труби гідравлічного бака, а насос, що приводиться в дію турбіною, отримує рідину з дна гідравлічного бака. Насос підтримується модулем фільтра. Будь-який насос може забезпечувати тиск у центральній системі ГС.

Якщо насос або відповідний трубопровід протікає, центральний витратомір ГС зменшить сигнал приблизно до $\frac{1}{2}$ повного обсягу, а напірна труба запобіжить повністю витіканню рідини. У баку гідравлічного масла буде достатньо рідини для роботи насоса, який приводиться в дію обертанням турбіни.

При відмові лівої та правої ГС та двох насосів центральної ГС, тиск на центральній ГС регулюється турбіною для забезпечення роботи літака управління польотом. Компоненти системи розташовані в ніші для очищення шасі та обтічника.

1.5.3 Гідравлічна система літака АН-124

"Гідравлічна система літака призначена для забезпечення робочої рідини для водія системи управління літаком, а також для контролю за очищенням і вивільненням шасі, обертаючи передні опорні колеса, гальмівні колеса, склоочисники, а також передні та задні вантажні люки .

Гідравлічний комплекс складається з чотирьох автономних систем 1, 2, 3 і 4. Дві гідравлічні системи (№1 та №4) використовуються для керування системою управління літаком, а дві інші (№2 та №3), крім машиніста системи управління повітряним судном, подають рідину іншим споживачі (шасі, вантажний відсік тощо).

Гідросистема №1 (1ГС) забезпечує:

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

- рульових машин четвертої і восьмої секцій і рульового привода дванадцятої секції інтерцепторів;

- рульових приводів, рульових агрегатів і автоматів відключення в системі керування кермом висоти;

- рульових приводів, рульових агрегатів у системі керування кермом напрямку;

- гідроприводу кінцевих закрилків в основному режимі.

Гідросистема №2 (2ГС) забезпечує:

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

- живлення рульових машин третьої і сьомої секцій і рульових приводів одинадцятої секції інтерцепторів;

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

- живлення рульових приводів, рульових агрегатів у системі керування кермом напрямку;

- живлення гідроприводів внутрішніх закрилків у резервному режимі;

- живлення гідроприводів предкрилків в основному режимі;

- прибирання і випуск другого і четвертого рядів стійок основних опор шасі в основному режимі;

- випуск першого, третього і п'ятого рядів основних опор шасі в резервному режимі;

- убирання і випуск стійок передньої опори шасі в основному режимі;

- поворот коліс лівої стійки передньої опори шасі;

- гальмування коліс стійок третього ряду основних опор і четвертої стійки лівої основної опори шасі;
- стояночне гальмування коліс третьої, четвертої і п'ятої стійки лівої основної опори шасі;
- живлення привода склоочисника лівого пілота;
- підйом і опускання носового обтічника;
- підйом і опускання рампи переднього вантажного люка;
- розкладку і убирання трапів переднього вантажного люка;
- відкриття і закриття заднього вантажного люка в резервному режимі;
- підйом і опускання сходів у кабінку екіпажа;
- підйом і опускання сходів у кабінку супровідних у резервному режимі;
- відкриття і закриття аварійного виходу в основному режимі;
- випуск і убирання вантажних опор;33
- регулювання висоти порога переднього вантажного люка;

випуск стійок передньої опори шасі і від системи РВПП.

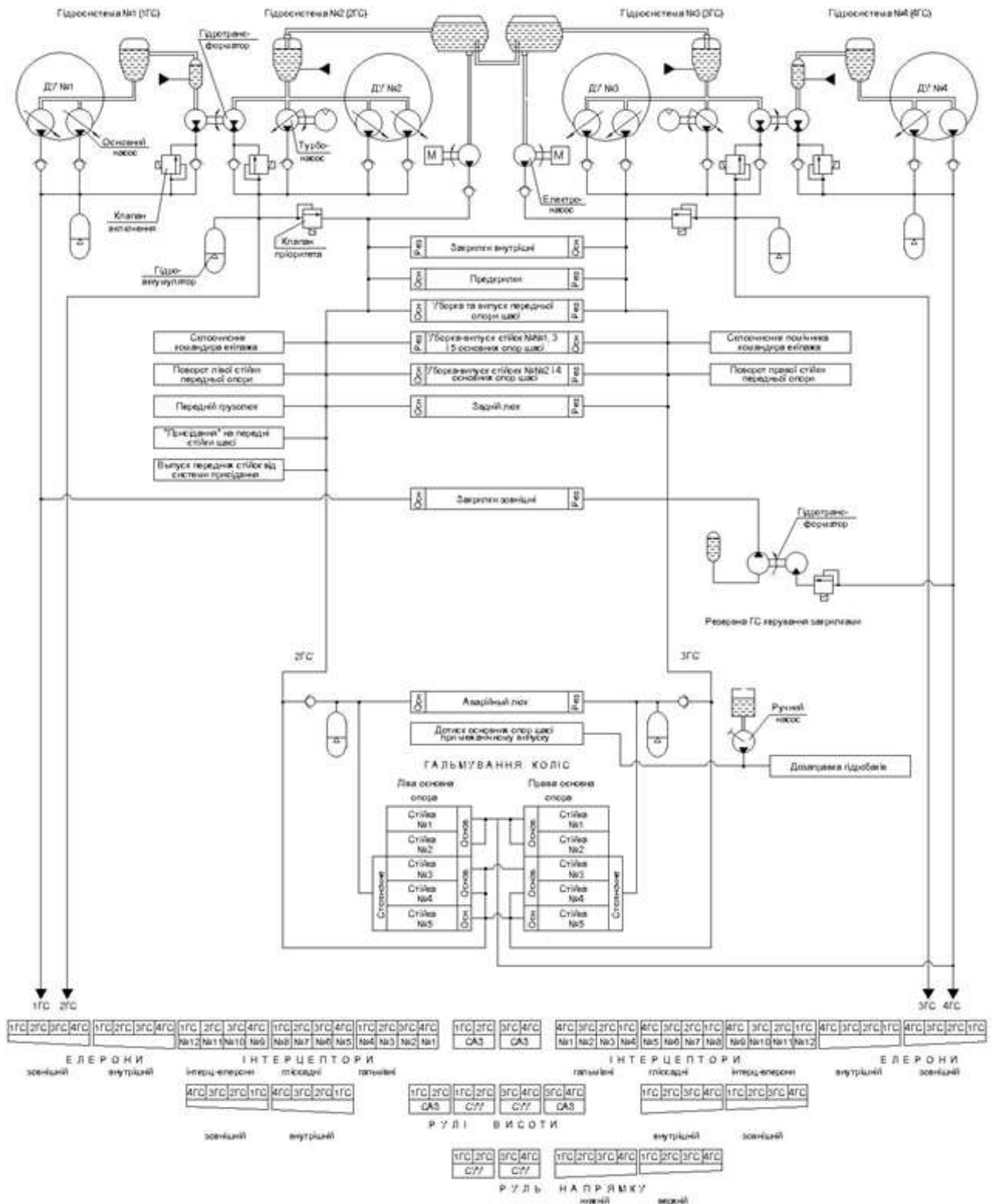


Рис.3 Принципова-схема гідравлічної системи літака АН 124

Гідравлічна система №3 (ЗГС) забезпечує:

- Електроживлення рульового приводного пристрою, рульового пристрою та пристрою автоматичного відключення в системі управління елероном;

- Блок живлення для другої та шостої секцій десятого приводу перехоплювача;
- Електроживлення рульового приводного пристрою, рульового пристрою та пристрою автоматичного відключення в системі контролю висоти;
- Електроживлення рульового приводу та рульового блоку в напрямку рульового управління;
- Блок живлення для гідравлічного приводу внутрішніх заслінок в основному режимі;
- Блок живлення для гідравлічного приводу планок в режимі очікування;
- Прибирання та випуск першого, третього та п'ятого рядів стійок, що підтримуються шасі в основному режимі;
- Прибирання та звільнення другого та четвертого рядів стійок, що підтримуються шасі в режимі очікування;
- Прибирання і випуск передньої опори шасі в режимі очікування;
- Поворот коліс правої рами, що підтримується перед шасі;
- гальмувати колеса основної опори п'ятого ряду шасі та четвертої опори правої основної опори;
- Стоянкове гальмо третього, четвертого та п'ятого стійких правих основних опорних коліс шасі;
- Прямо керований блок живлення приводу склоочисника;
- Відкрити і закрити задній вантажний відсік в основному режимі;
- Підйом і спуск сходів супутньої кабіни в основному режимі;
- Підняття герметичної драбини та кінцевої драбини, яка контролює задній багажник
- Відкрити та закрити аварійні виходи в режимі очікування.

Гідросистема №3 (ЗГС) забезпечує:

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

- підйом і опускання сходів кабіни супровідних в основному режимі;
- підйом і опускання гермотрапа і керування кінцевими трапами заднього вантажного люка;
- відкриття і закриття аварійного виходу в резервному режимі.

Гідросистема №4 (4ГС) забезпечує:

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

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

Основними джерелами тиску в кожній гідросистемі є два насоси НП107 змінної подачі з приводом від основного двигуна. Номінальний тиск у гідросистемах 210 кгс см² / (21 МПа), робоча рідина АМГ-10 ДСТ 6794-75.

Загальна кількість рідини в гідрокомплексі - 850 л (без системи регулювання

висоти заднього порога РВЗП).

У кожній гідравлічній системі, крім основних насосів, передбачені резервні джерела живлення. Як такі джерела використовуються агрегати передачі потужності - гідротрансформатори НС53, встановлені між гідросистемами № 1 і 2, 3 і 4, а також турбонасосні установки ТНУ86А и електропривідні насосні

станції НС55А-5, встановлені в гідросистемах № 2 і 3. До резервних джерел живлення відноситься і гідросистема приводів кінцевих закріпків (гідросистема

№ 5), джерелом тиску якої є гідротрансформатор, що працює від тиску, що надходить з гідросистеми № 4.

Гідротрансформатори призначені для створення тиску в гідросистемі у випадку відмовлення в ній основних або насосів при відмові двигуна за рахунок

енергії суміжної гідросистеми. При цьому передача потужності з однієї системи

в іншу відбувається без обміну робочою рідиною.³⁶

Турбонасосні установки призначені для створення тиску рідини в польоті при відмові двигуна відповідної системи і для перевірки роботи споживачів системи на землі при непрацюючих двигунах. Привод турбонасосної установки

здійснюється стисненим повітрям, що відбирається від будь-якого працюючого

двигуна або від будь-якої ДСУ.

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

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

Привід системи керування літаком має перевагу по живленню, для цього в напірних лініях 2ГС і 3ГС перед споживачами, не зв'язаними з системою керування, встановлені підпірні клапани РДЗ6, що зменшують подачу рідини до

цих споживачів при зниженні тиску в лініях, що живлять приводи системи керування. Крім того, при зниженні рівня рідини в баках 2ГС і 3ГС, пов'язаному

з порушенням герметичності системи, підпірний клапан цієї системи по команді

від сигналізатора рівня повністю перекриває напірні лінії, що йдуть до споживачів, не зв'язаних із системою керування.

Дозаправлення гідробаків рідиною відбувається від заправника

спецрідинами (ЗСР) через бортовий заправний штуцер на лівому обтічнику шасі

або за допомогою ручного насоса з ємності з запасом рідини. Рідина від насосів

ЗСР або ручного насоса подається в лінію зливу тієї чи іншої гідросистеми через

розподільний кран.

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

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1 Пояснення вибору схеми. Особливості дизайну

Ваговий транспортний літак Ан-225 призначений для перевезення обладнання та вантажів, у тому числі великих та важких. Екіпаж складається із льотного екіпажу і обслуговуючого персоналу.

Ан-225 - це цілнометалевий моноплан, з високо розташованим стрілоподібним крилом, вертикальним парним кильовим оперення та шасі з трьома опорами з двома передніми (носовими) та чотирнадцятьма задніми (основними) стійками. Передній і задній краї крил механізовані.

Літак використовує двошарову компоновку фюзеляжу. Верхня палуба має кабіни для екіпажів, кабіни для відпочинку екіпажів, кабіни стюардес і невеликі вантажні кабіни. Нижня палуба призначена для розміщення великих комерційних вантажів. Верхня і нижня палуби герметичні. Вантажний люк на носовій та хвостовій частині є відмінною рисою літака, оскільки його легко завантажувати та розвантажувати.

Літак оснащений вантажним обладнанням та мобільними бортовими кранами, які можуть здійснювати навантажувально-розвантажувальні роботи без використання наземного обладнання. Система віддачі шасі спрощує процес завантаження та розвантаження літака.

Літак оснащений шістьма двоконтурними турбовентиляторними двигунами Д-18Т, встановленими на пілонах під крилами Літак працює в конкретному аеропорту і може літати вдень і вночі за простих і складних погодних умов., встановленими на обтічнику шасі.

				НАУ НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ			
Виконав	Ланчук І.І.			Спеціальна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Бадах В.М.						
Консульт.	Бадах В.М.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв. кафедр	Бадах В.М.						
					Гр. ЛВ - 401Б		

Найменування і розмірність	АН-225
Макс. платне навантаження, кг	150000
Екіпаж, чоловіків	6+5
Пасажирських місць	-
Навантаження на крило, кН/м ²	4,568
Середня крейсерська якість	16,24
Дальність польоту з $m_{кн\ max}$, км	4500
Діапазон крейсерських висот, км	12,6
$V_{кр\ max}/H$, км/г/км	850
$V_{кр\ екон}/H$, км/г/км	800
Тягозабезпеченість, кН/кг	2,3
Дані силової установки	
Кількість і тип двигунів	6
Злітна тяга, кН	229
Крейсерська тяга, кН	140
Питома витрата палива зльотна, кг/кН (кВт)	37,406
Питома витрата палива крейсерська, кг/кН (кВт)	60,11
Ступінь підвищення тиску	27,5
Ступінь двоконтурності	5
Злітно-посадкові характеристики	
Клас аеродрому базування	СА
Швидкість заходу на посадку, км/год	233,77
Посадкова швидкість, км/год	218,77
Швидкість відриву, км/год	252,98
Довжина розгону, м	1349
Довжина пробігу, м	643
Дистанція злітна, м	1797
Дистанція посадкова, м	1153

Основні геометричні параметри	Ан-225
Розмах крила, м	88,4
Стрілоподібність по 1/4 хорд, град	28
Середня геометрична хорда, м	11
Подовження крила	7
Звуження крила	3
Довжина фюзеляжу, м	80,4
Діаметр фюзеляжу, м	7,2
Подовження фюзеляжу	11,16
Ширина (вантажної) кабіни, м	6,4
Довжина (вантажної) кабіни, м	40
Висота кабіни, м	4,4
Об'єм вантажного приміщення, м ³	1300
Розмах ГО, м	24
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорд, град	37,5
Подовження ГО	3,13
Звуження ГО	1
Висота ВО, м	10
Стрілоподібність ВО по 1/4хорд, град.	45
Подовження ВО	2,88
Звуження ВО	3,5
База шасі, м	29,878
Колія шасі, м	5

2.2 Раціональність конструкції гідравлічної системи вибору схеми

Основні технічні рішення, резервування та діапазон регулювання параметрів гідрокомплексу визначаються та вибираються на основі основних вимог гідрокомплексу та виконання завдань.

Основні вимоги та завдання гідрокомплексу:

1. Забезпечення надійного і якісного живлення гідравлічною енергією систем керування польотом, механізації крила, керування шасі, гальмування шасі, керування грузовими й аварійними люками, керування склоочисниками.

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

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

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

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

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

1. Підвищення надійності системи джерел тиску.
2. Можливість в крейсерському польоті, коли потрібні невеликі потужності,

розвантажувати один з насосів, збільшуючи його ресурс й покращуючи тепловий режим системи.

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

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

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

Для збереження працездатності системи у випадку відмови маршового двигуна в якості резервного джерела живлення використані зворотні агрегати передачі потужності (гідротрансформатори) НС-53, які живлять систему, встановлену на непрацюючому двигуні за рахунок відбору потужності від сусідньої системи. Гідротрансформатори встановлені між системами №1 і №2 і між системами №3 і №4. Використання гідротрансформаторів забезпечило достатній енергетичний рівень резервного живлення і в той же час не викликало великих вагових затрат.

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

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

Виконавчі приводи закрилків, предкрилків, заднього вантажного люка,

керування, шасі живляться від ліній нагнітання за підпірними клапанами систем

№2 і №3 та є спільними для цих систем. Тобто між цими системами можливий обмін робочою рідиною.

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

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

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

Органи керування агрегатами комплексу забезпечують:

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

Система індикації забезпечує оперативний контроль наступних параметрів комплексу:

1. Кількості рідини в баках кожної системи;
2. Величини тиску в кожній системі.
3. Сигналізації наявності тиску наддуву гідробаків.
4. Сигналізації нормальної роботи насосів НП-107.
5. Сигналізації роботи гідротрансформаторів.

6. Сигналізації роботи турбонасосних установок.
7. Сигналізації роботи насосних станції НС55-5.
8. Сигналізації положення підпірних клапанів РД36.
9. Температури робочої рідини в системах.

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

Це відбувається при наступних несправностях:

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

А для систем №2 або №3 ще й:

1. Зниження рівня рідини в компенсаційному баці.
2. Закритті підпірного клапана РД36.
3. Якщо перемикач гідротрансформатора підпірного клапана знаходиться не в положенні “Автомат”;
4. Якщо перемикач гідротрансформатора не в положенні “Автомат”, а РУД будь-якого двигуна в положенні більше 93°.

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

Складові елементи і параметри гідравлічного комплексу вибрані й розроблені з умови забезпечення безвідмовної роботи комплексу в очікуваних умовах експлуатації й відповідають вимогам ІСАО. Проведений інженерний аналіз гідравлічного комплексу підтвердив його високу надійність.»[4]

2.3 Розрахунок і проектування всмоктувального трубопроводу та нагнітання

ВД-004В-1

Вихідні дані:

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

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

Робоча рідина: АМГ-10.

Густина:

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

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

Кінематична в'язкість робочої рідини:

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

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

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

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

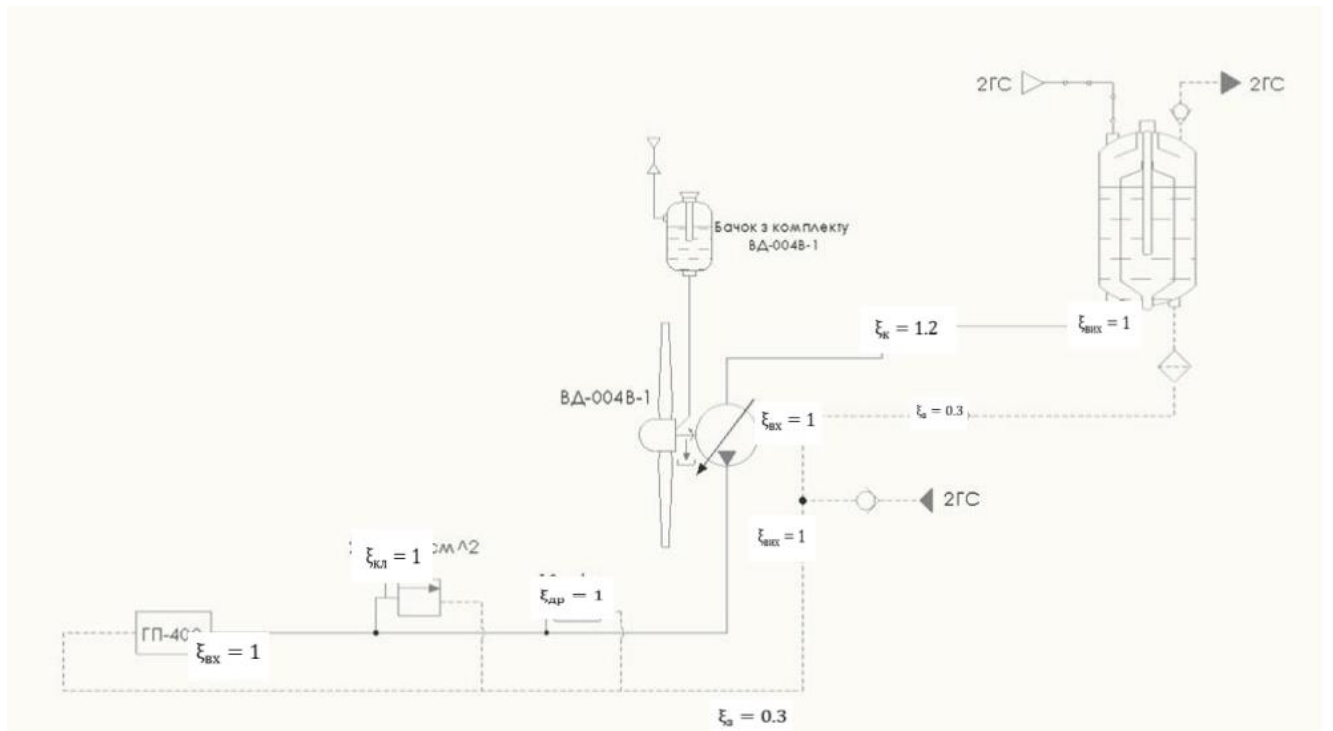


Рис. 3 Розрахункова схема підключення ВД-004В-1

2.3.1 Розрахунок лінії всмоктування

Нехай робоча рідина в трубопроводі всмоктується зі швидкістю $V = 1.5 \text{ м/с}$.

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

як ми можемо визначити діаметр d труби:

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

Оберемо стандартний діаметр труби: $40 \times 1.5 \text{ мм}$.

Вибираємо матеріал труби: АМГ2М.

2.3.2 Обчислення гідравлічних втрат по довжині лінії поглинання

Загальні втрати тиску визначаються за такою формулою:

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

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

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

ρ – густина рідини.

Значення $\xi_{\text{м}}$ всмоктувального трубопроводу показано в таблиці.

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

Знайдемо швидкість рідини в трубопроводі:

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

Визначити число Рейнольдса:

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

$Re = 116.72 < 2300$ – стан ламінарного потоку.

Струм потоку є ламінарним, тому λ_l визначається за формулою Блазіуса:

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

Загальна втрата тиску в магістралі всмоктування:

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

2.3.3 Розрахунок нагнітального трубопроводу

Нехай робоча рідина в трубопроводі всмоктується зі швидкістю $V = 6 \text{ м/с}$.

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

як ми можемо визначити діаметр d труби:

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

Оберемо стандартний діаметр труби: $22 \times 1.5 \text{ мм}$.

Вибираємо матеріал труби: 12X18Н10Т.

2.3.4 Розрахунок міцності трубопроводу нагнітання

Для сталі 12X18Н10Т $[\sigma] = 350 \text{ МПа}$.

Формула розрахунку

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

де

$$r_B = 0.0096 \text{ м;}$$

$$r_{зв} = 0.011 \text{ м.}$$

2.3.5 Обчислення гідравлічних втрат по довжині напірного трубопроводу

Загальні втрати тиску визначаються за такою формулою:

$$\sum P_{\text{труб нагн}} = \sum \xi_M \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho + \lambda_L \cdot \frac{1}{d} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \rho ,$$

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

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

Значення ξ_M напірного трубопроводу показано в таблиці

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

Знаходимо швидкість рідини в трубопроводі:

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

Визначимо число Рейнольдса:

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

$Re = 209.53 < 2300$ – режим ламінарного потоку.

Струм потоку є ламінарним, тому λ_l визначається за формулою Блазіуса:

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

Максимальна сумарна втрата тиску в напірному трубопроводі під час роботи споживачів:

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

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

ТНУ складається із повітряної турбіни ,розташованої на штанзі, качаючого вузла, корпус якого є частиною штанги і одноступеневого конічного редуктора, що з'єднує ротори повітряної турбіни і качаючого вузла.

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

Для включення ТНУ в роботу необхідно вивести повітряну турбіну в потік повітря. Ротор установки в ніші і на початковій ділянці виведення його в потік утримується фіксатором і не розкручується. На кінцевому етапі виводу ТНУ фіксатор звільняє ротор в положенні, при якому виключається можливість зачіпання лопатей об конструкцію літака. Ротор установки починає обертатися.

Кут установки лопаті змінюється регулятором частоти обертання в діапазоні від ϕ_{\min} і ϕ_{\max} .

Регулятор частоти обертання ротора складається із чутливого елемента, підсилювача і виконавчого механізму. Виконавчий механізм являє собою гідроциліндр односторонньої дії. Він утворений циліндричною розточкою в

корпусі , поршнем , повідком , пружиною . Повідок кінематично пов'язаний з поворотним пристроєм лопатей . Для подачі масла під поршень гідроциліндра ротор турбіни має шестеренний насос .

Налаштування регулятора частоти обертання здійснюється гвинтом .

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

Коли ротор турбіни починає обертатися, шестеренний насос подає масло під поршень гідроциліндра. Під тиском масла поршень пересувається вліво і за допомогою повідка 3 повертає лопаті на менший кут установки до тих пір, поки не почне працювати відцентровий регулятор. Відцентровий регулятор забезпечує злив масла з під поршня. Внаслідок падіння тиску масла під поршнем, пружина переводить лопаті турбіни на більший кут установки, не допускаючи перевищення частоти обертання ротора вище відповіного налаштування регулятора. Для захисту повітряної турбіни від надмірного підвищення частоти обертання при виході з ладу відцентрового регулятора в установці передбачений пристрій проти рознесення у вигляді запобіжного клапана , що дозволяє стравити тиск під поршем . Клапан обмежує максимальний тиск на виході із шестеренного насоса у всьому діапазоні частоти обертання.

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

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

До виходу установки на частоту обертання, близьку до робочої, мембрана і командний золотник знаходяться під дією пружини в лівому

положенні. Робоча рідина, що нагнітається качаючим вузлом, йде через канал «А» в порожнину виконавчого золотника, переміщуючи його вліво. При цьому основний потік рідини через проточку виконавчого золотника і жиклер йде на злив в порожнину всмоктування. Таким чином качаючий вузол працює в режимі холостого ходу. Завдяки цьому, крутний момент, що споживається качаючим вузлом, малий, що дає можливість розкрутки ротора качаючого приводу.

При досягненні ротором частоти обертання близької до робочої мембрана під дією тиску, що створюється крильчаткою насоса підкачки качаючого вузла, переміститься вправо. Пов'язаний з мембраною командний золотник, долаючи дію пружини, рухатиметься вправо, відкриваючи канал «Б». Потік робочої рідини надходить в канал «Б» і переміщує виконавчий золотник вправо, перекриваючи злив рідини через жиклер, тобто ТНУ переходить з режиму холостого ходу на подачу робочої рідини в гідросистему літака. В залежності від режиму роботи споживачів, качаючий вузол змінює витрату робочої рідини при заданому тиску і заданій частоті обертання ротора, яка забезпечується регулятором подачі.

Висновки

Гідравлічна система є однією з основних систем на літаку. Тому він повинен відповідати наступним вимогам:

- Загальні вимоги до надійності та безпеки основних функціональних систем повітряного судна;
- ГС надійність та вимоги до надійності;
- Вимоги до експлуатаційної технологічності для авіаційних гідравлічних систем;
- Вимоги до стандарту льотної придатності (АП-25).

Незважаючи на суворі вимоги, несправності та несправності все ще трапляються з різних причин та обставин. Отже, аналіз та класифікація відмов та відмов. Резюме досвіду експлуатації показує, що основними видами відмов сучасних літаків є:

- Зовнішні та внутрішні витіки;
- Дисфункція одиниць;
- Знищення агрегатних елементів;
- Електрична частина електромагнітного крана несправна.

Місія дипломного проекту полягала в розробці гідравлічної системи для транспортного літака, тому були проаналізовані прототипи літаків А-310, В-757 і АН-225. Враховуються їх гідравлічні системи, переваги та недоліки. Одна особливість полягає в тому, що всі вони складаються з трьох-чотирьох незалежних гідравлічних систем, які виконують завдання, і одночасно, якщо одна з них виходить з ладу, роботу виконують дві-три інші системи. Це забезпечує високу надійність та надійність гідравлічної системи літака.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолета транспортной категории. С поправками по 5-ю включительно. Межгосударственный авиационный комитет.
2. Егер С.М. Проектирование самолетов: учебник для вузов, -3-е изд., перераб. и доп./ С.М. Егер. - Москва: Машиностроение, 1983. - 616с.
3. Надежность гидравлических систем ВС (Под. Ред. Башта Т.М.) М., Транспорт, 1986, 279с.
4. Матвеев А.М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов/ А.М. Матвеев. – Москва: Машиностроение, 1977. – 168с.
5. Матвиенко А. П., Зверев И. И. Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. – М., 1982.
6. Башта Т. М. Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств. – М., 1961.
7. Башта Т. М. Самолетные гидравлические приводы и агрегаты. – М., 1951.
8. М. Гийон Исследование и расчет гидравлических систем. – М., Машиностроение, 1964.
9. Бочаров В. П., Глазков М. М. Гидро- и пневмоаппаратура жидкостно-газовых систем воздушных судов. – К., 1993. – 76 с.
10. Бочаров В. П., Кузнецов Гидравлика и гидропневмопривод. МУ, - К., 1975.
11. Зайцев В.Н. Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е./ В.Н. Зайцев В.Л. Рудаков. – Киев: издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978,- 488 с.
12. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов/ Г.И. – Москва: Машиностроение, 1991. – 367с.
13. Акопов М. Г. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов вузов / М. Г. Акопов, В.И. Бекасов. - Москва: Машиностроение, 1986. - 368с.
14. Башта Т.М. Гидравлика, гидромашины и гидропроводы: Учебник для машиностроительных вузов/Т.М. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов. - Москва: Машиностроение, 1982. - 423с.