

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: Система керування висотою вантажної підлоги за допомогою амортизаційних стійок шасі вантажного літака зі злітною масою 20-23 тонн

Виконавець: студент 4-го курсу Рубанович Андрій Юрійович

Керівник: штатний доцент Халіль Сергій Ахмедович

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

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

_____ 2021р.
«__»_____

ЗАВДАННЯ на виконання дипломного проекту студента

Рубанович Андрій Юрійович

1. Тема проекту: Система керування висотою вантажної підлоги за допомогою амортизаційних стійок шасі вантажного літака зі злітною масою 20-23 тонн
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 21 тон, дальність польоту-3500, 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), структурна схема гідравлічної системи (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 Рубанович Андрій Юрійович

Керівник дипломного проекту (роботи) Халіль Сергій Ахмедович

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 _____

ЗМІСТ

Вступ	
1. Основна частина	
1.1. Опис ознак та тенденцій розвитку систем шасі.....	
1.2. Аналіз запропонованого прототипу літака	
1.3. Гідравлічна система прототипу	
1.4 Розробка системи шасі. Передня опора та її механізм поглинання та вивільнення	
1.5. Механічна система висоти вантажної підлоги. Основна опора шасі. Механізм всмоктування та вивільнення	
1.6 Розрахунок основних параметрів та компонування шасі.....	
1.7 Резервний привід, що підтримується шасі. Висота трюму.....	
1.8 Контроль висоти трюму	
1.9 Визначення параметрів висотного механізму підлоги вантажного відсіку.....	
1.10 Розрахунок сили, необхідної для впуску повітря, щоб звільнити шатун силового циліндра шасі.....	
1.11 Гідравлічний розрахунок гідравлічної системи всмоктування та нагнітання шасі	
1.12 Розрахунок гідравлічного циліндра основної рами шасі.....	
2. Спеціальна частина	
2.1 Причини вибору об'єктів та цілей дослідження	
2.2 Математичне моделювання одиничного блоку та гідравлічного трубопроводу.....	
2.3 Рівняння руху та вихідні дані системи	
2.4 Комп'ютерна модель системи контролю висоти трюму	
2.5 Аналіз параметрів системи контролю висоти підлоги навантаження.	
Висновки	
Список використаних джерел	

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

Абревіатури:

АЕР – аеродинамічний розрахунок;

АС – аварійна ситуація;

БСТО – бортова система технічного огляду;

БС – без наслідків;

ВЗК-1 – контроль у польоті з вбудованими засобами контролю.

ВО – візуальний огляд;

ГП – гідравлічний привід;

ГС – гідравлічна система;

ДКБ – дослідно – конструкторське бюро;

ДСУ – допоміжна силова установка;

ЕСКД – єдиний стандарт конструкторської документації;

ЗПС – злітно – посадкова смуга;

ККД – коефіцієнт корисної дії;

ЛА – літальний апарат;

МСА – міжнародна стандартна атмосфера;

ООШ – основні опори шасі;

ОС – основна система;

ПОШ – передня опора шасі;

РЛЕ – руководство льотної експлуатації;

РС – резервна система;

САПР – системи автоматизованого проектування;

ЦА – цивільна авіація;

ЦМ – центр мас

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



ВСТУП

Шасі - це система підтримки літака, яка використовується для забезпечення зльоту та посадки літака, маневру навколо аеропорту та паркування під час зберігання. Шасі є важливою частиною конструкції літака. Чим важче і швидше літак, тим більше проблем з'явиться в області шасі. Сучасні літаки витрачають 60-65% своїх ресурсів на землі. Чим більша злітна маса, швидке збільшення швидкості літака, коли він виходить із землі, так і зменшення швидкості посадки - всі ці точки повинні бути розроблені з урахуванням безпеки. Колеса, гальма та гідравлічні системи повинні працювати, коли висока температура, що утворюється під час гальмування, температура нижче нуля в польоті, висока температура в надзвуковому польоті та зміна тиску від землі до стратосфери [25].

Загальні вимоги до шасі:

- Надійність.
- Мінімальна вага;
- Міцність, що відповідає встановленому терміну служби;
- Ефективність в межах заданого діапазону температур;
- Висока технологічність виробничого процесу, призначена для масового виробництва.

Разом із загальними вимогами до шасі висуваються такі вимоги:

- Забезпечити умови експлуатації повітряного судна в даному аеропорту (наземна або тверда та нежорстка поверхня);
- Розміщується в невеликому розмірі в положенні носіння;
- Забезпечити контрольоване всмоктування та вивільнення;
- Переконайтеся, що шасі поглинається і вивільняється за певний час;
- При стисканні амортизатора переконайтеся, що колеса рухаються у бічному напрямку до мінімуму;
- Забезпечити заданий радіус повороту літака під час маневру;

-Наявність вузлів на опорах дозволяє буксирувати літаки з повною злітною масою вперед-назад. [25]

Висувна система шасі використовується для втягування та фіксації висоти вантажної підлоги в граничному положенні, а також для відкривання та закривання ступки вікна під час процесу втягування. Під поглинанням шасі розуміється відношення коефіцієнта замикання стовпа шасі до положення поглинання ступки вікна шасі, яке згодом закривається, і відношення вивільнення опори шасі до замку великого положення вивільнення, тобто згодом закрито. Більшість літаків СА контролюють висоту вантажного відсіку головним чином за рахунок електричної потужності бортового джерела живлення та гідравлічної енергії основної гідравлічної системи (ГС). Гідроциліндри використовуються як виконавчі механізми в системі, оскільки найпоширенішою енергетичною системою, яка використовується для поглинання та вивільнення шасі, є гідравлічна система [4].

Загальні вимоги до систем висоти вантажної підлоги з використанням стовпів шасі:

- Механізм очищення шасі, заслінки шасі та їх кріпильні структурні компоненти повинні бути розроблені для навантаження, що утворюється при знятті шасі через такі навантаження, як тертя, інерція, гальмівний момент, аеродинаміка та навантаження, що поглинає вологу під час польоту - коли немає інших способів У разі заданої швидкості шасі, для гальмування повітряного судна в польоті очисний механізм та конструктивні елементи літального апарату (включаючи шасі) повинні витримувати льотне навантаження, яке виникає в конфігурації, коли шасі звільнено при максимальній швидкості польоту в цій конфігурації, але не менше 0,67 [25].

-Закрилки посадочного механізму, елементи керування підлогою вантажного відсіку та конструктивні елементи повинні бути спроектовані таким чином, щоб витримувати навантаження під час маневрних операцій, передбачених для повітряного судна.

-Повинні бути передбачені надійні заходи для підтримання висоти підлоги вантажного відсіку у звільненому положенні на землі та у похідному положенні в польоті.

- Повинні бути передбачені надзвичайні заходи. - Придатність механізму очищення та витяжки повинна бути доведена шляхом перевірки ефективності.

-Повинен бути передбачений індикатор положення шасі або інший пристрій, який повідомляє пілоту, що шасі знаходиться у звільненому (або втягнутому) положенні. шестерня повинна захищати паз шестерні від шин Пошкодження внаслідок вибуху або відшарування протектора шини.

-Система очищення шасі повинна мати замок, щоб шасі не можна було чистити на землі [25].

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1 Опис ознак та тенденцій розвитку систем шасі

Електрогідравлічна система втягування шасі іноземних та вітчизняних літаків дистанційно управляється з кабіни. Гідроциліндр використовується як привід в системі. Конструкція шасі враховує управління та роботу гідравлічної системи під час випуску та втягування на швидкості до 400 км / год. Основні та допоміжні механізми, що живлять шасі, не з'єднані між собою, що забезпечує безпеку посадки літака в разі відмови вільного механізму. Опори основних рамок різних виробників в основному поширюються збоку: опори на крилах, колеса в середньому відсіку фюзеляжу.

Підперте шасі широко використовується в транспортних літаках і знімається разом з опорою на палубі внизу фюзеляжу. Шасі та цикл послідовності забезпечуються кінцевими вимикачами або гідравлічними вимикачами. Під час збирання врожаю всі колеса автоматично гальмуються. Шасі можна втягнути лише тоді, коли поточні опорні колеса знаходяться в середньому положенні, а підголівник повністю висунутий. У надзвичайних ситуаціях, якщо основна система виходить з ладу, іноземні та вітчизняні літаки використовують різні методи резервного копіювання. Наприклад, на декількох літаках, якщо основна гідравлічна система вийде з ладу, шасі буде звільнено резервною (аварійною) системою. У цьому випадку з'являється перша кронштейн, і затискач у положенні випуску змінюється під впливом власної ваги та аеродинамічної сили (у разі протитокового випуску).

Деякі літальні апарати мають механізм вивільнення шасі, а дротяний замок вручну відкривається ручкою через механічний пристрій. Електропроводка із замком гвинта або спеціальним електричним механізмом через механічну проводку [9].

НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ

Виконав	Рубанович А.Ю.			Основна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Халіль С.А.						
Консульт.	Халіль С.А.				гр. ЛВ - 401Б		
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв кафедр	Бадах В.М.						

У сучасній авіації розвиток системи шасі описується наступним чином: Поліпшуючи експлуатаційні та технічні характеристики, що відображають безпеку польоту та нормальний рівень та економічну ефективність, можна поліпшити майбутню експлуатаційну ефективність. Основним напрямком підвищення безпеки та регулярності польоту та ефективності нового цивільного літального апарату (ЦА) є раціональне формування рішень щодо функціонального планування, тобто безліч розумних надмірних виборів каналів системи, ефективних засобів виявлення помилок і запобігання дії екіпажу та засоби захисту. Активуйте випадково, щоб сформувати ефективний сигнал тривоги. Схемотехнічне рішення забезпечує високий рівень надійності системи та відносно просту конструкцію. Але надмірність каналів та компонентів - не єдиний спосіб забезпечити надійність системи. Для зменшення частоти відмов компонентів шасі та випадкових компонентів шасі слід вивчити інші методи вдосконалення, особливо для підвищення стійкості до втоми. [8]

Гідравлічні силові системи для підйому та опускання шасі є найпоширенішими через їх відносно невелику вагу та невеликі розміри, низьку інерційність та високу швидкість гідравлічного приводу (і високу ефективність GP) та відносно просту конструкцію. Збільшення злітної ваги літака призведе до збільшення навантаження на шасі. Це призводить до того, що основною функцією шасі є компонування. Як правило, існує два методи: збільшити кількість ніжок шасі або збільшити допустиме навантаження на стійку. При використанні новіших і міцніших сплавів проблему збільшення допустимого навантаження на основну раму можна вирішити за рахунок збільшення коліс вантажівки або збільшення міцності стовпів.

Система шасі може в основному керуватися двома гідравлічними системами літака, що в свою чергу підвищує надійність системи повітрозабірника літака, але додає ваги. Вибираючи конструкцію системи, слід покладатися на простоту конструкції, довговічність в умовах втоми, тривалий термін служби між ремонтом та простоту обслуговування. Однак

сучасним літакам важко робити прості конструкції, оскільки варіанти конструкції обмежені, а обсяг шасі також обмежений у стані запису. Тому не лише на військових літаках, а й на пасажирських літаках застосовується все більше правил, серед них (при наближенні до шасі): колеса обертаються відносно рами, амортизатор стискається, а шланг рами укорочується , Встановіть два гідравлічні пускові циліндри та використовуйте розширювальні планки. [6]

Згинання та лінійне переміщення амортизатора та колеса під час руху підйому та звільнення шасі здійснюється за допомогою додаткових механічних приводних пристроїв, до яких належать коромисла, штоки, важелі тощо, які з'єднані з шасі На шатуні програми руху. Для того, щоб підвищити надійність обраної схеми шасі, напрямок її поглинання повинен відповідати напрямку польоту літака. Однак конструкція основних стовпів не завжди дозволяє включати їх у напрям польоту літака. У цьому випадку слід використовувати схему основного шасі, де стовпи відкриваються в бічному напрямку (вздовж прольоту), тобто в площині YOZ або площині, яка відхиляється від неї під невеликим кутом. Важливою перевагою надійності плівкової композиції шасі, в тому числі у напрямку польоту або подалі від літака (вздовж польоту), пояснюється його використання в переважній більшості вітчизняних пасажирських літаків. І іноземці [3].

Правила управління рухомими лопатями поділяються таким чином:

1) Відкриття та закриття дверей контролюється механічною трансмісією, включаючи башту, шатун та механізм, пов'язаний з програмою руху шасі. У цих механізмах енергія, необхідна для відкривання та закриття заслінки, відводиться від шасі;

2) Кінематична діаграма, коли ваше з'єднання не підключено:

а) Коли шасі розкладено, дверцята залишаються відкритими.

б) Коли шасі витягнуто, великий клапан закривається гідроциліндром.

Аналіз конструкції шасі показує, що літаки СА зазвичай не використовують схему в цілому або надмірність окремих елементів. Однак

підсистема розширення шасі використовує кілька надлишкових каналів. Основне управління більшістю шасі літальних апаратів СА здійснюється за рахунок електричної потужності основного джерела живлення та гідравлічної енергії основної ГС. [25]

У всіх типах літаків буде порушено надійність підсистем і підсистем шасі, оскільки механічні деталі, вузли та компоненти шасі, що входять до загального механічного вимикача, вийдуть з ладу та вийдуть з ладу. Клапани з рухомими елементами, стійки з шатунами, а також силові та рухомі блоки. Втрата потужності одного елемента звичайної механічної муфти призводить до виходу з ладу абсорбційно-вихлопної системи всього шасі. Про технічний рівень вітчизняного та закордонного авіаційного гідравлічного обладнання можна судити за конкретними науково-технічними показниками, введеними в конструкцію системи шасі для підвищення ефективності та безпеки літака. [25]

Система висоти підлоги вантажу є однією з найважливіших систем літаків, і ПВТ потребує постійного вдосконалення, щоб не відставати від інших систем літаків. Диплом цього проекту описує важливість інновацій у проектуванні висоти багажного відділення та розрахунок елементів системи, які показують його недоліки в роботі прототипу літаків, а саме:

- Розрахувати кінематику шасі "ПОШ" та "ООШ";
- Вибір та розрахунок гідроциліндрів для висоти трюму;
- Система розрахунку висоти вантажної підлоги з графіками та варіанти, коли всі опори зняті - ніс у фюзеляжі, головним чином - кабіна на крилах (Ту-134, Ту-154). [25]

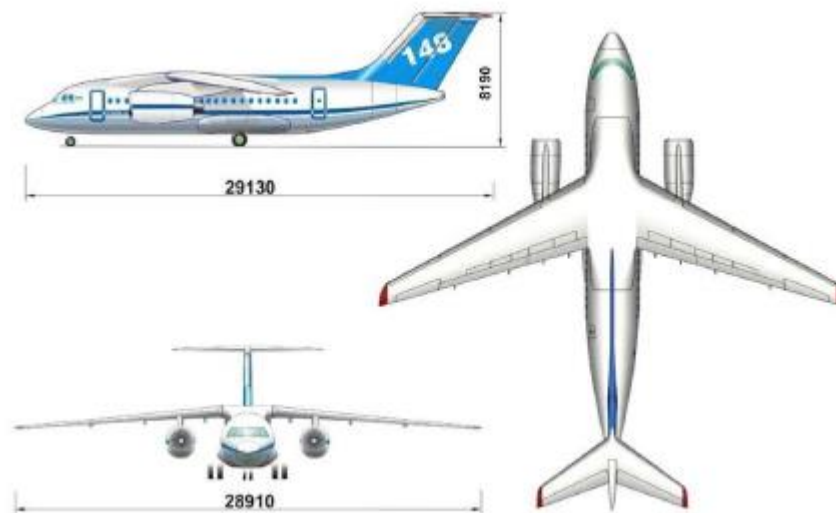
Передні опори інших виробників можна зняти вище і нижче за течією. Послідовність циклів очищення та звільнення шасі забезпечується кінцевими вимикачами або гідравлічними вимикачами. У процесі очищення всі колеса автоматично гальмуються. Чистити шасі можна лише тоді, коли колеса переднього кронштейна та повністю відокремленого головного кронштейна знаходяться в середньому положенні.

В надзвичайних ситуаціях, коли основна система вітчизняних та іноземних літаків виходить з ладу, застосовуються різні методи резервування. Тому на деяких літаках у разі виходу з ладу основної гідравлічної системи випуск шасі здійснюється через резервну (аварійну) систему. У цьому випадку передній кронштейн вивільняється під власною вагою та аеродинамічною силою і блокує положення розблокування (у разі противільного випуску). Основна опора отримується під впливом власної маси. На деяких літаках відбувається механічне вивільнення шасі, а замок кронштейна відкривається вручну через ручку через механічну проводку із запорною стрілкою або через спеціальний електромеханічний пристрій через механічну проводку. [25]

1.2 Аналіз запропонованого прототипу літака

Літак Ан-148 використовувався як прототип літака для розробки (рисунок 1.1). Це високий консольний літак. Крила мають стрілоподібну форму і мають високе подовження. Перо являє собою єдиний кіль, Т-подібну форму, а на багажнику встановлений нерухомий стабілізатор. Це регіональний літак, який може перевезти до 85 пасажирів, багаж, пошту та вантаж від внутрішніх та міжнародних авіакомпаній. Її можна експлуатувати в аеропорту вручну На дорогах і підготовлених коліях до 1500 м над рівнем моря

Сучасне пілотажне навігаційне та радіолокаційне обладнання, багатофункціональний індикатор використання та електрична система управління польотом дозволяють використовувати Ан-148-100 на всіх маршрутах за простих і суворих погодних умов, вдень та вночі, включаючи маршрути з високою інтенсивністю польоту та високим комфортом Екіпаж [25].



Як показано. 1.1 Повна картина прототипу

Завдяки розумному плануванню та композиції офісних приміщень та глибокій ергономічній оптимізації всієї кабіни та особистого простору, комфорт пасажирів забезпечується середнім комфортом багажника [25].

При проектуванні та виготовленні літака розглядаються:

- Стандарт льотної придатності AP-25, змінений на 25-5, та європейський стандарт льотної придатності CS-25 для великих літаків (JAR-25, поправка 16);

- Правила сертифікації наземного шуму, частина 36 Міждержавної авіаційної комісії (AP-36) Авіаційні правила, переглянуті до рівня 36-1, рівень 4;

- "Конвенція про міжнародну цивільну авіацію" Додаток 16, Захист навколишнього середовища, том 1, Авіаційний шум, із змінами, розділ 7, розділ 7;

- викиди двигуна Aero, частина 34 Авіаційних правил Міждержавної авіаційної комісії (AP-34);

- Додаток 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію "Захист навколишнього середовища", том 2 "Викиди від авіаційних двигунів", переглянута частина 4, частина 2 "Викиди палива". [25]

Шасі за планом складається з трьох кронштейнів, що складається з переднього кронштейна, лівого та правого основних кронштейнів та декількох механічних, гідравлічних та електричних пристроїв:

- Колесне гальмування;
- Охолодження колеса;
- Управління напрямками;
- Сигналізація положення шасі.

Літак був побудований за висотним планом, з двигунами, розташованими на пілонах під крилами. Це покращує рівень захисту двигуна і конструкції крила від сторонніх предметів. Наявність допоміжних електростанцій, бортова система реєстрації повітряних суден, а також високий рівень експлуатації та надійність системи дозволяють використовувати літаки в погано обладнаних мережах аеропортів [25].

Електростанції включають:

- Дві двоконтурні турбореактивні двигуни, що працюють D-436-148;
- Електронна автоматична система управління двигуном;
- Система протипожежного захисту;

-Додатковий силовий агрегат типу OI-450-MS (BAT "Мотор-Січ"), встановлений в задній частині фюзеляжу, забезпечує стиснене повітря та подачу живлення для системи кондиціонування салону пасажирського салону

Бортова електрична система від генератора змінного струму встановлена в "DSU". Основні характеристики серії Ан-148Це найбільша єдність і безперервність частин і компонентів основного літального апарату: крил, стріл, фюзеляжу, рухової системи, пасажирського обладнання та літаків. Літаки серії Ан-148 розглядали варіанти літаків сучасних іноземних двигунів тягою від 6000 до 8000 кг, включаючи двигуни CF34-8 / 10, PW 800 та SM-146 [25].

Конструкторські ресурси та термін служби літака Ан-148-100 складають 80 000 льотних годин, 40 000/30 000 польотів залежать від впровадження SART та 30 років експлуатації. Дедукція базується на двох інших раніше досягнутих показниках. Розробка ресурсів проекту та термін служби здійснюються поетапно.

У розділі "Обмеження льотної придатності" перелічено поточний етап розробки проектних ресурсів (термін служби). ДП "Антонов" підтримує безпечну експлуатацію літаків на сучасному етапі випробувальних ресурсів шляхом:

- Пояснити в "ЕД";
- Оголошення про випуск, перелік запасних частин з обмеженими ресурсами, ремонти та повна технічна документація (за необхідності);
- Консультувати щодо технічної експлуатації літака при виявленні дефектів, крім "ЕД", та усуненні цих дефектів;
- Розробити процедури контролю старіння літаків;
- Інформаційне забезпечення експлуатації літаків [25]

1.3 Гідравлічна система прототипу

Гідравлічна система призначена для:

- BSTO виведення повідомлення про помилку;
- Блок живлення для рульового приводу системи управління в поздовжньому, бічному та колійному каналах;
- Основний контроль заслінки;
- Основний контроль заслінки;
- Управління гальмовим перехоплювачем;
- Поглинання і вивільнення шасі, і вивільнення резерву шасі;
- Основне та екстрене гальмування велосипедів шасі;
- Блок живлення для переднього опорного рульового пристрою шасі;
- Блок живлення для реверсивної системи двигуна
- Контроль дверей сходів

Літак оснащений двома повністю автономними гідравлічними системами (GS1 та GS2) та резервною мережею насосних станцій (рис. 1.2). Перша гідравлічна система (GS1) подає живлення лише на блок управління

польотом, перехоплювач гальм та двигун реверсу №1. Друга гідравлічна система (GS2) подає живлення до системи шасі (абсорбційного виходу, прокатного пристрою, гальмівної системи), а також клапанів і приводних клапанів, а також блоків системи управління, другої пари гальмівних перехоплювачів та двигуна заднього ходу №2. Крім того, GS1 оснащений аварійним турбонасосом, що приводиться в дію вітряком (VD). [25]

Мережі джерел тиску GS1 та GS2 майже однакові. Різниця полягає в тому, що є другий гідравлічний клапан. Другий гідравлічний клапан RD57-2 має власну систему управління. Електрообладнання через нього не підключено до системи управління польотом. Логіка автоматичного перемикання насоса дещо відрізняється від станція. GS2 складається з трьох мереж:

- Мережа до опорного клапана, від якого подається рульовий привід системи управління;

- Зверніться до мережі за клапаном, яка приводить крило та шасі для поглинання / звільнення кришки системи, головного гальма, стояночного гальма та руху при коченні; головна та стояночна гальмівні системи оснащені незалежними гідроаккумуляторами;

- Автономна мережа насосної станції GS2, яка забезпечує резервну потужність шасі, екстрене гальмування коліс шасі, дверних сходів та рульових пристроїв. Тиск у цій секції генерується електронасосною станцією, яка підключена до аварійної системи і використовується для подачі постійного струму та робочої рідини. [25]

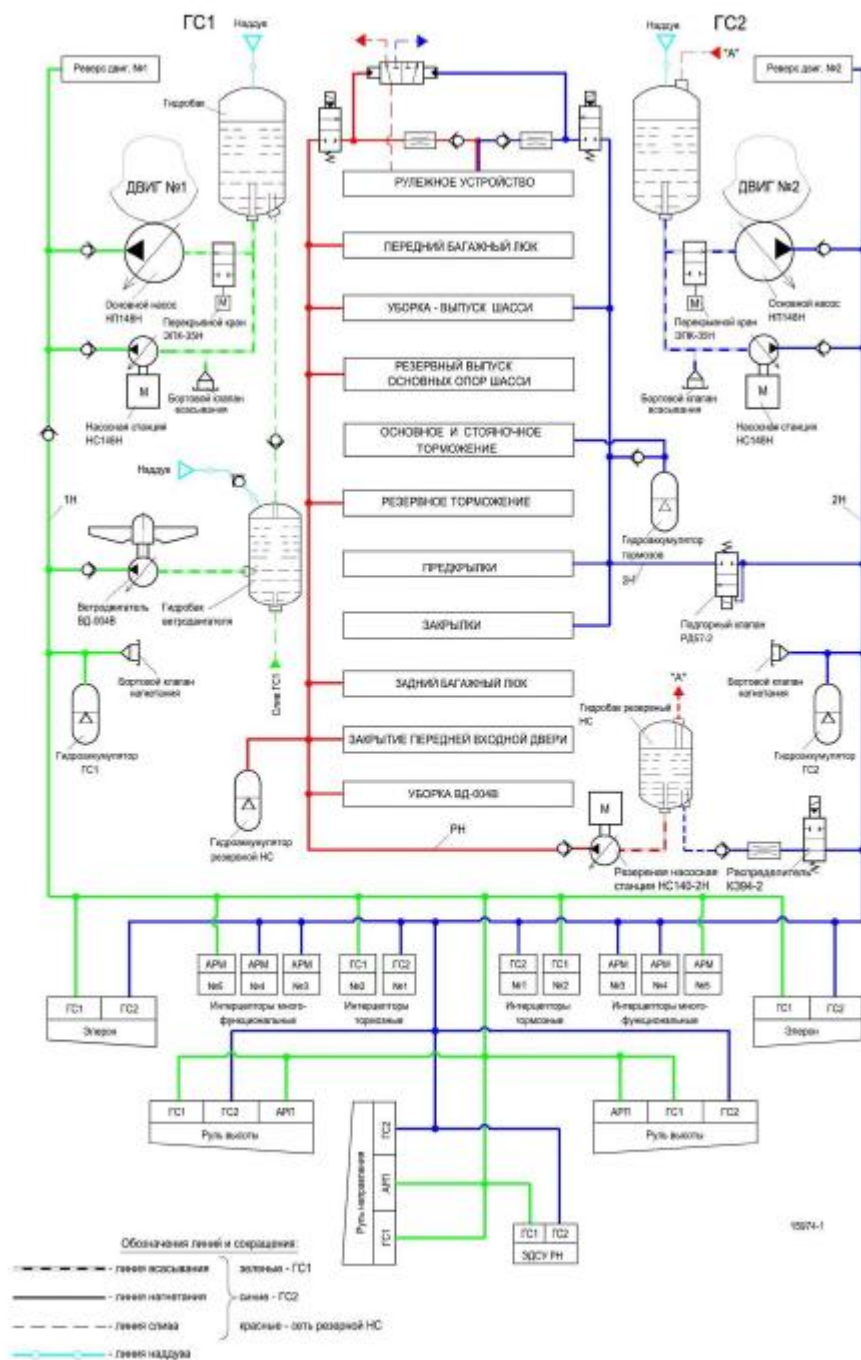
Номінальний тиск в гідравлічній системі становить 210 кгс / см² (21 МПа) Номінальний тиск в автономній мережі насосних станцій HS становить 150 кгс / см² (15 МПа). Робоча рідина-негорюча рідина типу НГЖ-5У.

Основними джерелами тиску в першій та другій гідравлічних системах є насос змінної подачі "NP148N", що працює від силового двигуна, та резервна та наземна насосна станція "НС140-7Н", оснащена двигунами змінного струму. Основний насос "NP148N" в "GS1" і "GS2" встановлений на коробці

передач відповідного приводного двигуна, а його приводний вал постійно з'єднаний з ротором компресора високого тиску через кілька передач. Частота обертання вала насоса становить 0,396 (кВт) частоти обертання ротора компресора високого тиску. Насос можна відокремити від гідравлічної системи. Коли насос вимкнений, коли напруга (27В, 1А) на обмотці електромагнітного клапана, вбудованого в насос, насос змушений перейти в режим низького тиску, а вихідний (тиск) канал від насоса затискається на в той же час. Насос стає. У закритому стані насос відкачує лише невелику кількість рідини, необхідної для охолодження. [25]

Резервна насосна станція "НС140-2Н" оснащена незалежними резервуарами для гідравлічного масла та мережею друкувальних голів і зливних ліній та агрегатів. Вона використовується для звільнення запасів шасі, забезпечення резервного живлення обладнання, яке здається в оренду, гальмування шасі, а також контролювати кришку багажного відділення та у разі надзвичайної ситуації. Аварійне очищення турбіни. Насосна станція приводиться в рух двигуном постійного струму. [25]

Всі гідравлічні елементи управління знаходяться на знаку "HYDRO" на лівій консолі пілота. Вся інформація про стан гідравлічної системи Параметри, які вимагає льотний екіпаж, містяться в полі "ГІДРО" та відображаються на вимогу в МФО. Структура містить блок-схему гідравлічної системи з використанням кольорових ліній, символів та цифр для чіткого розуміння стану системи та її компонентів. У нижній частині кадру розміщені текстові повідомлення про помилки та збої та дії щодо їх відображення. [25] Звіти про несправності гідравлічної системи, надзвичайні ситуації чи умови відмов надсилаються на СНП, супроводжуючись записами ОГС та звуковими сигналами "Дзвоник" [25].



Як показано. 1.2 Структурна схема гідравлічної системи [25]

1.4 Розробка системи шасі. Передня опора та її механізм поглинання та вивільнення

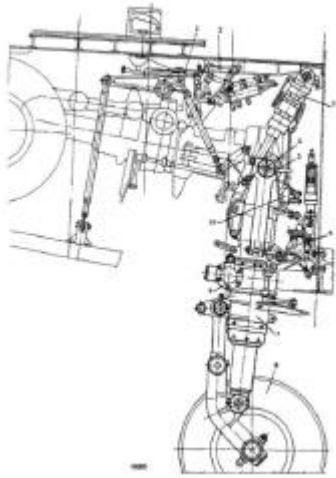
Дослідний зразок літака оснащений висувним шасі з трьома опорами та передньою опорою. При звільненні шасі передня опора блокується

положенням блокування, а основна опора фіксується опорою опорної складної рами. У прихованому положенні кронштейн шасі фіксується прихованим замком. Передня опора шасі забезпечена нетормозними колесами та обертовим механізмом, що контролює рух літака на землі. Гальмівне колесо встановлене на головній опорі шасі. За допомогою гальмівного колеса літак гальмується автоматичним зіткненням на злітно-посадкову смугу. Розпірки шасі продовжують літати в спеціально розроблених нішах, закритих крилами. Шасі має положення сигналізації, а саме - випуск, зняття та між ними [25].

Передня опора являє собою напівважільну раму, на якій встановлені рейковий рульовий механізм (гідравлічно підключений до пускового крана і механічно підключений до поворотного клапана) та механізм замикання системи літака. Поглинання шельфу здійснюється в напрямку польоту. Стійка підвішується на кронштейні, встановленому на стіні ніші VOSH, і закріплюється обертовими болтами в канавках балок за допомогою штифтів. Ніш, підтримуваний передньою частиною шасі, повністю закритий двома парами лопатей на поглиненій рамі. У звільненому положенні мала стулка відкривається, а велика стулка закривається. Механізм управління великою стулкою вікна підключений до руху рами, що дозволяє відкривати або закривати стулку вікна під час процесу поглинання або звільнення. Привід невеликого леза також підключений до руху рами. Стійка підтримується в передній частині шасі і одночасно керує великими та малими лопатями опорного положення шасі.

Механізм VOSH включає гідравлічний циліндр для поглинання та звільнення стійки, положення фіксації блокування та положення фіксатора блокування. Отвори головки блоку циліндрів з'єднані з кронштейнами на стінці рами №6. Закрите положення наклеюється на стелю ніші переднього кронштейна шасі, а замкнене - на нижній частині стіни рами №6. Кожен замок має своє власне ядро замка [25].

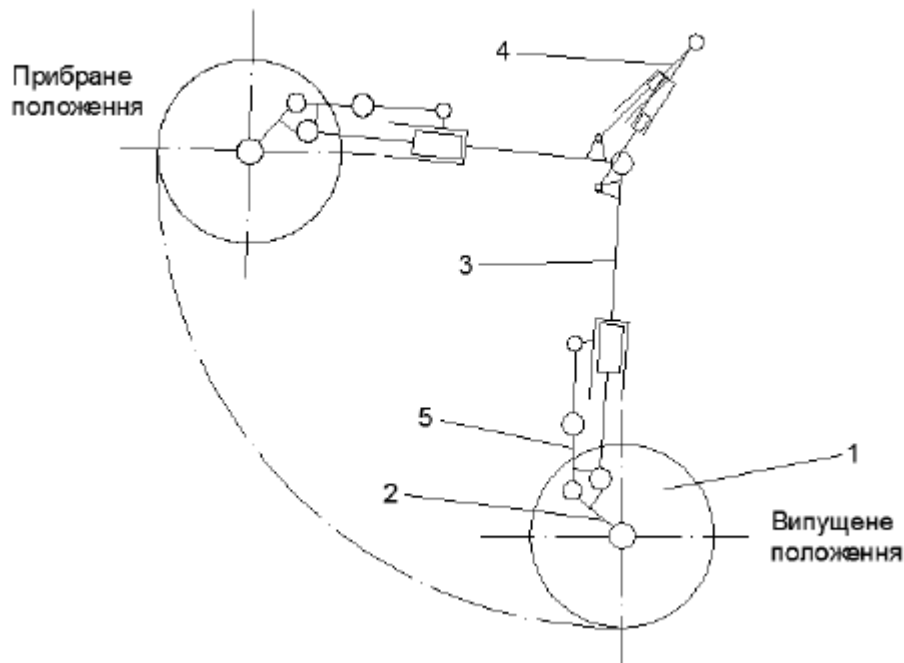
У базовому режимі тиску подачі циліндр блокування положення поглинання відкриває замок положення поглинання, а гідроциліндр ВВ знімає стійку до того, як його підвіска зафіксується у положенні випуску замку.



Як показано. 1.3 Передня опора шасі:

1-відкрити вручну механізм для очищення блокування положення; 2-блокування положення очищення; 3-розвантажувальний циліндр; 4-голка; 5-болт; 6-блокування положення розблокування; 7-амортизатор; 8-колісний КН-35; 9-кермовий механізм; 10-кран.

Коли тиск рідини подається на замок блокування положення розблокування, затвор положення розблокування відкривається, і гідравлічний циліндр ВВ поглинає стійку, щоб зафіксувати свою підвіску в заблокованому положенні блокування. На початку процесу поглинання великі крила відкриваються, а в кінці передня опорна ніша закривається великим і малим крилами. В кінці всмоктування Передні опорні колеса гальмуються ремінцями колісного гальмового пристрою [25].



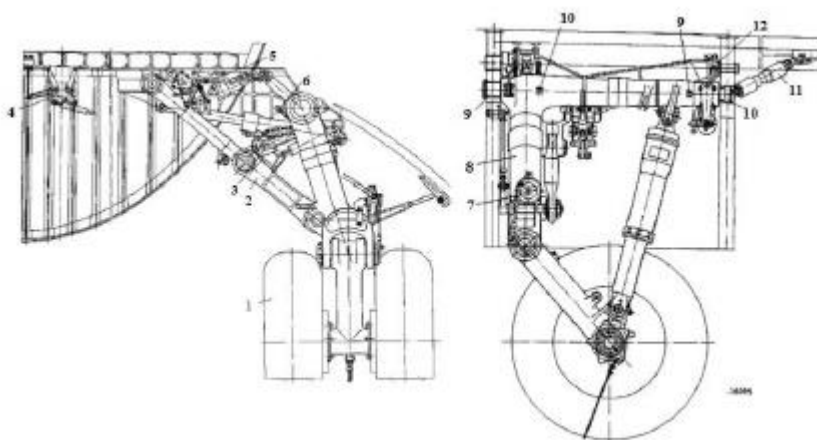
Як показано. 1.4 Принципова схема передньої опори шасі

1.5 Механічна система висоти вантажної підлоги. Основна опора шасі. Механізм всмоктування та вивільнення

Система висоти підлоги вантажу використовується для звільнення передньої опори шляхом механічного відкриття блокування положення поглинання стійки при відмові гідравлічної системи №2. Стійка вивільняється і фіксується в положенні випуску під впливом маси персоналу та зустрічного потоку води. Система включає ручку з позначкою "PULL UP", встановлену на бічній панелі центральної консолі під шаблоном "AVAR NOSE OF THE NOSE CHASSIS", і привід, який з'єднує його з важелем блокування в положенні поглинання. Щоб виконати висоту підлоги вантажівки, потягніть ручку вгору. Одночасно крісло-гойдалка діє на важіль шляхом тяги, важіль повертається назад, і замок відкривається. Після зняття зусилля з рукоятки пружина повертає систему в попереднє положення [25].

Механізм всмоктування та вивільнення головного кронштейна є невід'ємною частиною системи всмоктування та випуску шасі, яка може всмоктувати та фіксувати полицю головного кронштейна шасі. Вибуховий

механізм кожної основної опори включає розвантажувальний замок із циліндром, гідравлічний циліндр всмоктування та випуску стійки, підпірку з циліндром, механізм розблокування та механізм приводу резервного випуску.



Як показано. 1.5. Основна коробка підтримує:

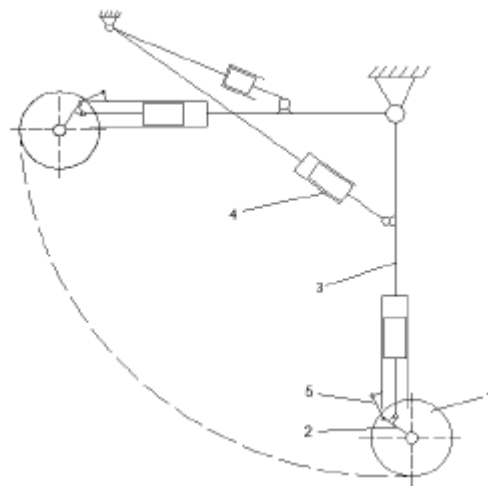
1 — Гальмівне колесо КТ-263; 2-складаний кронштейн; 3-прокладка; 4-блокувальний механізм управління; 5-фіксація положення очищення; 6-полиця, що очищає-відпускає гідравлічний циліндр; 9-контактний; 10-болтовий; 11-кронштейн; 12-резервний привід [25].

У основному режимі, коли застосовується тиск рідини, циліндр відкриває замок положення поглинання, і гідроциліндр звільняє стійку. У звільненому положенні стійки стійка повністю випрямлена і закріплена стовпами. Кронштейн використовується для фіксації стійки в положенні випуску. Під час попереджувального випуску тиск рідини подається до гідроциліндра запірною механізму. [25]



Як показано. 1.6. Тривимірна модель основної опори шасі

Штанга гідроциліндра діє на коромисло механізму, а коромисло з'єднується з коромислом замку в положенні поглинання тросом. Замок відкривається, щоб звільнити стійку. У той же час тиск рідини подається на гідравлічний циліндр пристрою аварійного вивільнення ООС, штовхаючи опір, щоб скластися у вертикальному положенні. Коли гідравлічний циліндр чинить тиск рідини, стійка і два дзвони стійки руйнуються. Це водопоглинальна рама, яка використовується для блокування її підвіски в заблокованому положенні [25].



Як показано. 1.7 Принципова схема основної опори шасі

Вага складальної одиниці стійки ООШ:

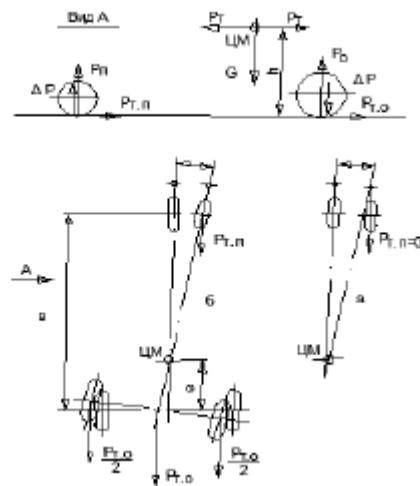
- Кронштейн-18,7 (кг);
- Висока з валом-70,8 (кг);
- Горизонтальний-85,5 (кг);
- Амортизатор-28,2 (кг);
- Вага силового циліндра-7,3 (кг);
- Вага колеса-160,0 (кг) [25].

1.6 Розрахунок основних параметрів та компоновання шасі

Через поперечну силу на основні опорні колеса під час руху літак з передньою опорною шасі не може злітати і працювати. Передні опорні колеса

повинні вільно вирівнюватися, тобто обертатися навколо вертикальної осі в площині симетрії ПС. Як результат, під дією сили, коли літак обертається під кутом β , передня опора не має тертя R_t , оскільки колеса вільно вирівнюються в напрямку руху, тертя R_t , що створюється на головній опорі відносно СМ літака виробляє стабільний крутний момент обчислюється за наступним рівнянням:

$$M_{st} = P_{t.o.} \times e \times \sin \beta.$$



Як показано. 1.8. План визначення стійкості літака на злітно-посадковій смузі

Розміщення передньої опори перед літаком дозволяє використовувати реактивні двигуни [25]. Основними геометричними параметрами шасі з передньою опорою є: b -основа шасі (відстань між осями у вигляді однієї сторони). Якщо базове число не велике (дорівнює або менше $L_f / 4$), вертикальна площина літака буде істотно коливатися при русі, викликаючи дискомфортПілоти та пасажери. $b = (0,3 \dots 0,4) L_f$, де L_f - довжина стовбура дерева; B -рейка шасі (відстань між точками контакту підлоги передньої основної опори).

Орбіта залежить від висоти літака СМ. Якщо орбіта не відповідає цій висоті, сила, що створюється силою тяжіння відносно 1-2 лінії, більша за момент утворення сили тертя. $Gc \geq \mu \times Pt \times h_{ш}$, $c \geq \mu b \times h_{ш}$, де Pt - сторона літака Сила тертя під час ковзання; μb - коефіцієнт поперечного тертя, який дорівнює 0,85 [25].

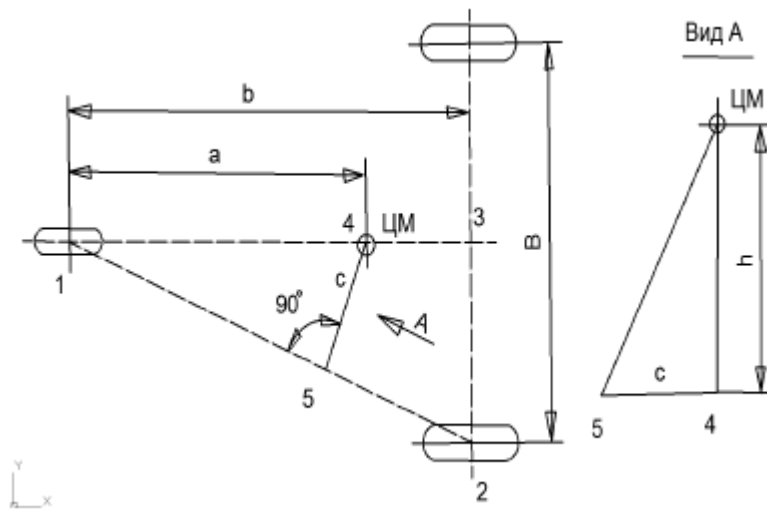


Рисунок 1.9. Рішення для визначення мінімальної орбіти

Відстань між передньою і однією з основних опор (у лінії 1-2) дорівнює $\sqrt{b^2 + B^2}$. значення c Ми знаходимо з подібності між трикутниками 1-4-5 і 1-3-2:

$$c = \frac{\alpha B}{2\sqrt{b^2 + B^2/4}}$$

Вартість заміни c У нерівності після перетворення ми визначимо колію шасі:

$$B = 2 \cdot h_{ш} \cdot b \cdot \mu_6 / \sqrt{\alpha^2 - h_{ш}^2 \cdot \mu_6^2}$$

e - відстань між вертикальною лінією, що проходить через центр мас повітряного судна, та основною опорною віссю. $e = (0,15 \dots 0,2) \times L_{sah}$, де L_{sah} - середня аеродинамічна хорда крила, $e = (0,06 \dots 0,12) \times b$; α - відстань між вертикальною лінією, що проходить через центр мас літака і вісь переднього колеса. значення α Вибирайте так, щоб сила тяжіння, що діє на передню опору під час стоянки літака, не перевищувала 6 ... 12% ваги літака. $\alpha = (0,94 \dots 0,88) \times b$.

Керованість передньої опори літака погіршується при рулінні; γ_0 - кут зняття основної опори. Цей кут не дозволяє літаку сідати на хвіст фюзеляжу під час посадки. $\gamma_0 = \varphi + (1 \dots 2)$; φ — кут повороту (контактний кут між хвостом фюзеляжу або його опорою безпеки та поверхнею злітно-посадкової смуги. $\varphi = 10 \dots 18$; ψ — кут зупинки (горизонтальна вісь фюзеляж та

поверхня злітно-посадкової смуги) Включений кут. Значення кута стоянки дорівнює $0 \dots 4\alpha$.

Оптимальне значення цього кута відповідає мінімальному опору літака під час експлуатації, забезпечуючи тим самим мінімальну тривалість експлуатації. Під час бігу кут стоянки зменшиться, оскільки гальмівне зусилля навантажується до опори та вивантажує основну опору. Якщо кут стоянки стає негативним, пробіг зменшується. [25] hsh-висота шасі. Визначте з умов, що забезпечують мінімальну відстань між поверхнею злітно-посадкової смуги та конструкцією ПС: фюзеляж, крила, гвинтові двигуни, нижні хребти фюзеляжу тощо. -Одночасно стискайте шини та амортизатори, встановлені на головній опорі та передній опорі. Цю відстань потрібно також визначити при використанні рулонної посадки. Параметри шасі розраховуються за допомогою нестиснених коліс та амортизаторів. Положення СМ літака вибирається якомога далі, можливо, злітаючи або приземляючись. [25]

Навантаження ВПС:

Визначте аеродинамічну складову на штоці циліндра:

- 1) Максимальна швидкість польоту літака, який може звільнити і поглинути шасі $V_{lo} = 330$ км / год;
- 2) Максимальна швидкість польоту літака з випущеним шасі становить $V_{le} = 370$ км / год;
- 3) Максимальна робоча швидкість літака $V_{mo} = 551$ км / год;
- 4) Аеродинамічне навантаження $S_{stv} = 0,506$ м² та $0,196$ м², що діє на стулку вікна в передній опорній зоні, отримується за такою формулою: шасі; q - тиск швидкості. [25]

1.7 Резервний привід, що підтримується шасі. Висота трюму

Резервний привід використовується для стискання розпірок, які утворюються в процесі випуску основної опори з резервної насосної станції. Кожна основна підтримка має свої причини. Резервний привід закріплений на

кронштейні на стелі опорної ніші основи і підключений до крісла-гойдалки стовпа, що розвивається. Пристрій резервної передачі складається з гідроциліндрів, гідравлічних шарнірів та трубопроводів. Гідроциліндр складається з оболонки та штока. Коли робоча рідина виводиться з нагнітального трубопроводу резервної насосної станції через резервну гідравлічну петлю, трубопровід і адаптер потрапляють в порожнину циліндра, щоб штовхнути шток поршня. Вусики затискача виступають з паза кришки, дріт обривається, шток обертає коромисло, а коромисло спирається на гайку кріпильного циліндра всмоктувально-напірного пристрою і тисне на стовп, у тому числі у вертикальному положенні. Після ослаблення кронштейна та від'єднання резервної насосної станції вручну перемістіть шток у втягнутому положенні до положення зупинки, щоб затискач потрапив у паз кришки, а потім з силою потягніть затискач, щоб відновити гідроциліндр у вихідне положення. Лінія та печатка [25].

Стійка звільняється і фіксується в положенні випуску під дією власної ваги та аеродинамічної сили, що діє на стулку вікна. Система контролю висоти підлоги вантажного відділення включає ручку з позначкою "PULL UP", яка встановлена на підлозі відділення для екіпажу на правій консолі під шаблоном "Аварійне вивільнення головного шасі", і кабель. Підключіть ручку до проводки запірної механізми. Кабель, з'єднаний з рукояткою, буде натягнутий по правому борту до рами №25, на якій встановлені ролики, повертаючи кабель до качалки. Накиньте трос на ролики в кінці крісла-гойдалки і закріпіть його на стінці монорейки. До крісла-гойдалки підключений кабель, який проходить через ущільнення на рамі №25. Ролик направляється тросом до качалки механізму розблокування. Для механічного звільнення основної опорної колони ручку потрібно підтягнути вгору. Сила прокладання кабелю передається через крісло-гойдалку, яке тисне ролики на вампіра. У той же час крісло-гойдалка, з'єднане тросом, повертається в поглинаюче положення, щоб зафіксуватися і розгойдуватися. Замок відкрито.

Основна опорна рама шасі важільного типу складається з балки, амортизатора та ревівого корпусу з колісним валом. Ригель, важіль і амортизатор шарнірно з'єднані між собою, утворюючи закриту конструкцію. Рама підвішена шпильками, а штири закріплені в гнізді балок болтами. Вставте шпильки в схил рами. Поворот рами в шарнірному блоці забезпечений затискачем. Змастіть кронштейн у масляному пресі, де встановлені болти. Масло потрапляє в кронштейн через отвори в болтах і втулки, встановлені в штифтах. Балка являє собою порожнисту конструкцію, а нижня частина балки виконана у вигляді великого вушка для кріплення реву. У середній частині балки спостерігається тенденція кріплення кронштейнів. Під час припливу було встановлено масло під тиском для змащення підшипника шатуна під розпіркою. У верхній частині балки є вушні отвори для фіксації стовпів, затискачів, привідних жалюзі та гуркіт для фіксації гідравлічного циліндра всмоктування та випуску стійки. Амортизатор закріплений на вушці балки болтами. У поздовжньому напрямку болт фіксується гайкою.

Рухливість амортизатора забезпечується сферичними підшипниками. Змастіть кронштейн і несучі кулі, встановлені на вухах поперечної рами. Встановіть ущільнювач, щоб захистити з'єднання від пилу та вологи. Важіль з'єднаний з балкою через порожнистий вал. Ось захистіть від обертання болтами, встановленими в штекері. Рухомість мобільності забезпечує бронзова втулка. Для змащення пробки в балці був побудований масляний прес. У поздовжньому напрямку вал закріплений гайкою, яка утримується упором [25].

1.8 Контроль висоти трюму

Механізмом управління висотою вантажного відсіку є гідророзподільник. Кожна мережа має три регулюючі клапани KE94-2. Гідравлічний розподільник управляється кабіною за допомогою перемикача

розсмоктування шасі. Електрична система забезпечує дистанційне управління розподільником, сигналізує про положення опори та запобігає контролю за поглинанням через амортизатор стиснення. [25]

Якщо рухомий двигун №2, який використовувався для підтримання основної опори для поглинання встановленого часу, виходить з ладу, буде забезпечена резервна насосна станція НС140-2Н. На землі амортизатор основної опори стискається, а схема поглинання шасі від'єднується мікроперемикачем блоку мікроперемикачів, встановленим на лівій головній опорі. Колеса основної опори гальмуються в процесі всмоктування. Інформація про стан системи поглинання та випуску шасі передається до OSH, BSTO, BUR. Відповідно до отриманої інформації та встановлених операційних процедур, SUOSO реалізує:

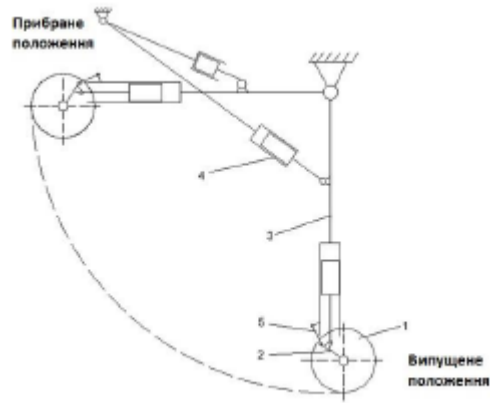
- Сформуйте логотип кадру "CONF" та опублікуйте інформацію про сигнал на екрані KSEIS;

- Вихід інформації про несправності BSTO;

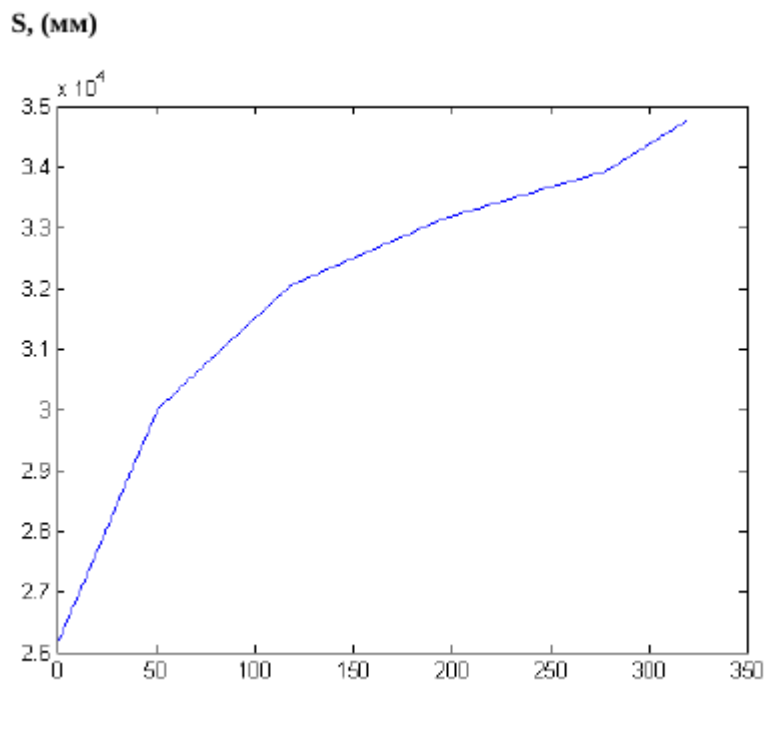
- Вихідна інформація про систему BUR [25].

1.9 Визначення параметрів висотного механізму підлоги вантажного відсіку

Механізм розрахунку висоти вантажного відсіку за кінематичною схемою (рисунок 1.10). Параметри механізму визначаються залежністю залежності (рис. 1.11) $P = f(S)$, де P - сила, необхідна для висоти вантажного відсіку; S - процес роботи механізму. [25]



Як показано. 1.10.Схема основної опори шасі



Як показано. 1.11.Зв'язок між зусиллям, необхідним для звільнення циліндра, та ходом штока, що використовується для втягування (поглинання стійки) [25].

Якщо ми побудуємо вагову залежність компонентів шасі (колеса, амортизатори тощо), вони збільшаться у відповідь на робоче перевантаження, а аеродинамічна сила визначається швидкістю, з якою має закінчуватися поглинання шасі (відповідно до швидкості при якому шасі починає розширюватися). У прототипі літака джерелом енергії, що забезпечує поглинання та вивільнення шасі, є гідравлічна система та механізм поглинання - силовий гідравлічний циліндр [25].

1.10 Розрахунок сили, необхідної для впуску повітря, щоб звільнити шатун силового циліндра шасі

Для гідроциліндра з одностороннім виходом з штока площа кільцевої порожнини визначатиметься за такою формулою: $F = P / p_{\text{пнпн}}$, де $p_{\text{пнпн}}$ - тиск робочої рідини на вході в порожнину циліндра / см^2 менше тиску в системі).

Сила, що діє на шток циліндра, задається за формулою:

$$M_{\text{мама}} + M_{\text{Мейер}} \pm M_{\text{тер}} + M_{\text{зам}} = M_{\text{тс}}, \quad (1.1)$$

Масовий момент обчислюється як сума масових моментів стійки, колеса та осі, а також включає масовий момент стулки вікна:

$$\sum M_{\text{аса}} = m_{\text{ст}} * h_{\text{ст}} + m_{\text{кол.}} + V_{\text{вісь}} * h + M_{\text{ств}} \quad (1.2)$$

Аеродинамічний момент включає аеродинамічний момент від рами та великих та малих жалюзі.

$$\sum M_{\text{аер}} = M_{\text{аер. Сент}} + M_{\text{аер. м. стл.}} + M_{\text{аер. в. стл.}} \quad (1.3)$$

Момент тертя протилежний напрямку обертання рами шасі, тому це невелика частина загального моменту: $k_{\text{тер}} = 0,1$ -коефіцієнт тертя,

$$M_{\text{тер}} = 0,1 \times (M_{\text{мас}} + \text{травень}), \quad (1.4)$$

Момент блокування положення всмоктування стійки шасі:

$$M_{\text{зам}} = R_{\text{зам}} v_{\text{бір}} \times h_{\text{зам}} v_{\text{бір}}, \quad (1.5)$$

Повітрязабірник рами шасі звільняє зусилля, необхідне для штока циліндра:

$$P = \sum M / h = (M_{\text{мас}} + M_{\text{аер}} \pm M_{\text{тер}} + M_{\text{зам}}) / \text{год}, \quad (1.6)$$

Вага складальної одиниці стійки ООШ:

-Кронштейн-18,6 (кг);

-Висока з валом-70,7 (кг);

-Горизонтальний-85,4 (кг);

-Амортизатор-28,1 (кг);

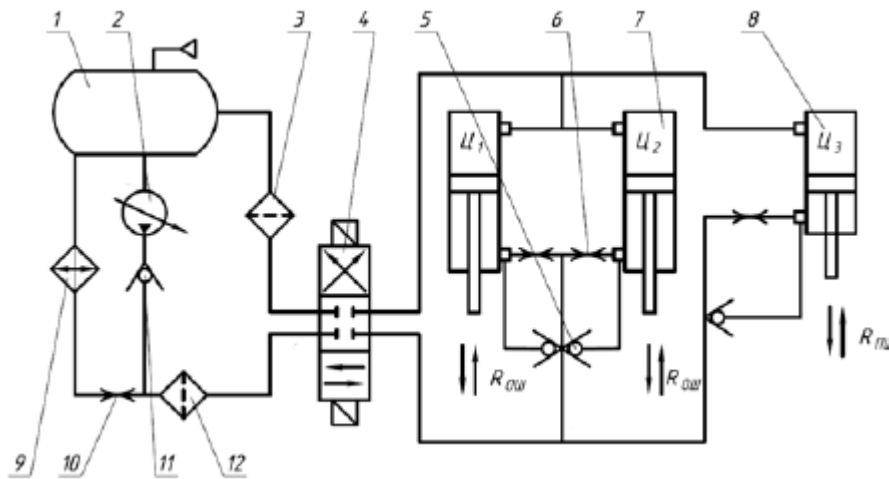
-Вага силового циліндра-7,2 (кг);

-Вага колеса-150,0 (кг).

1.11 Гідравлічний розрахунок гідравлічної системи всмоктування та нагнітання шасі

Відповідно до схеми розрахунку (рис. 1.10) виконайте гідравлічний розрахунок системи контролю висоти вантажного шасі шасі в такому порядку:

1. Визначте джерело живлення та потужність руху, необхідні насосу 2;
2. Визначте діаметр силових циліндрів С1, С2, С3;
3. Визначте діаметр труби [25].



Як показано. 1.12 План оцінки гідравлічної системи очищення-випуску шасі літака:

1 бак; 2 насоси; 3-фільтр; 4-електрогідравлічний кран; п'ятиходовий клапан; 6-дросельний комплект; головна опора шасі 7 циліндрів; 8 циліндрівПередня опора шасі; 9-фільтр; 10 шайб дросельної заслонки холостого ходу насоса; 11-ходовий клапан; 12-фільтр.

Визначте характеристики силового циліндра Передня частина шасі та площа поршня силового циліндра основної опори (потягніть шток для поглинання) [25]. $F_{n.p0sh} = 42781,8 / 21 \times 106 = 20,38 \times 10^{-4}$ (квадратні метри); $F_{p.o0sh} = 34745,94 / 21 \times 106 = 17,34 \times 10^{-4}$ (м²).

Визначимо основні параметри силових гідроциліндрів ПОШ та ООШ. Знайдіть ефективну площу поршня за такою формулою: $F_{eff. п0ш} = \pi / 4 \times (D^2$

$-d^2) = F_{п.п0ш}$, отже (ми приймаємо $d = 0,6 \times D$) $\pi/4 \times (D^2 - 0,27 \times D^2) = 20,39 \times 10^{-4}$ (м²); $\pi/4 \times 3/4 \times D^2 = 20,38 \times 10^{-3} \Rightarrow 3/16 \times \pi \times D^2 = 20,28 \times 10^{-4}$ (квадратні метри); $\Rightarrow D = (20,37 \times 10^{-4} \times 16 / (3 \times \pi))^{1/2} = 5,86 \times 10^{-2}$ (м); Дудка. $o0ш = \pi/4 \times (D^2 - d^2) = F_{п.o0ш}$, отже $\pi/4 \times (D^2 - 0,25 \times D^2) = 17,34 \times 10^{-4}$ (м²); $\pi/4 \times 3/4 \times D^2 = 18,33 \Rightarrow 3/16 \times \pi \times D^2 = 17,36 \times 10^{-4}$ (квадратні метри); $\Rightarrow D = (17,23 \times 10^{-4} \times 16 / (3 \times \pi))^{1/2} = 5,42 \times 10^{-2}$ (м).

З конструктивного розуміння ми приймаємо:

- Діаметр циліндра POSH-Dts = 56 (мм);
- Діаметр стержня ПОШ-дшт = 47 (мм);
- Діаметр циліндра ООШ-Дц = 56 (мм);
- Діаметр стрижня ООШ-дшт = 51 (мм).

Знайдіть площу циліндра та штока та визначте F_{eff} . (Кільцева область):
 Для передньої опори шасі: $F_{cil.} = \pi/4 \times 652 = 3316,65 \times 10^{-6}$ (квадратні метри);
 $F_{шт} = \pi/4 \times 362 = 1017,4 \times 10^{-6}$ (квадратні метри); $F_{eife.} = (3316,65 - 1017,4) \times 10^{-6} = 2299,25 \times 10^{-6}$ (м²). Для основної підтримки кадру: $F_{cil.} = \pi/4 \times 652 = 3316,65 \times 10^{-6}$ (квадратні метри); $F_{шт} = \pi/4 \times 402 = 1240 \times 10^{-6}$ (квадратні метри); $F_{eife.} = (3316,65 - 1240) \times 10^{-6} = 2077,65 \times 10^{-6}$ (м²) [25].

Фактична сила, яку може створити гідравлічний циліндр всмоктування та випуску шасі: $R_{fact} = R \times \eta_{Хутро}$, де $\eta_{Хутро}$ -Механічна ефективність циліндра. Ефективність враховує втрати на тертя поршня в ущільненні та штоку поршня. [25] $\eta_{Хутро} = 0,85 \div 0,99$; ми приймаємо $\eta_{Хутро} = 0,96$, то для POS: $R_{f1} = (P \times F_{cyl-P} \times F_{eff}) \times \eta = (21 \times 10^6 \times (33,18 - 23)) \times 0,96 = 19907,5$ (Н)
 Для OOS: $R_{f1} = (P \times F_{cyl-P} \times F_{eff}) \times \eta = (21 \times 10^6 \times (33,18 - 20,78)) \times 0,96 = 24261,65$ (Н).

Ход поршня штоком S (з урахуванням похибки в кінематиці) приймається рівним: $S_{osn} = 0,36$ (м); $S_{nos} = 0,16$ (м).

Розрахуйте вартість гідравліки в лінії поглинання та випуску шасі. Щоб знайти робочий об'єм силового гідроциліндра, використовуйте таку формулу:
 $W = F \times S$: $W_{osn} = 2077,65 \times 10^{-6} \times 0,36 = 747,8 \times 10^{-6}$ (м³); $W_{nos} = 2299,25 \times$

$10^{-6} \times 0,16 = 369 \times 10^{-6}$ (м³). Кількість робочої рідини, необхідна для нормальної роботи гідроциліндра: $W_{ш} = 2 \times W_{осн} + W_{нос} = 2 \times (757,8 + 369) \times 10^{-6} = 1874,6 \times 10^{-6}$ (м³).

Ми вважаємо, що час на очищення справи рівний $\tau = 15$ секунд: $Q_{рег} = W_{рег} / \tau = 359 \times 10^{-6} / 15 = 25,55 \times 10^{-6}$ (кубічні метри в секунду); $Q_{осн} = W_{осн} / \tau = 2 \times 767,8 \times 10^{-6} / 15 = 97,8 \times 10^{-6}$ (кубічні метри в секунду); $Q_{ш} = W_{ш} / \tau = 1853,6 \times 10^{-6} / 15 = 134,3 \times 10^{-6}$ (кубічні метри в секунду).

Потужність, необхідна гідравлічній системі літака для роботи під час шасі, визначається як добуток подачі повітря насоса та максимальний тиск насоса: $N_{ош} = P_{max} \times Q_{ш}$; $N_{ош} = 17,36 \times 10^6 \times 134,3 \times 10^{-6} = 2,51$ (кВт). Порівняно з потужністю гідравлічної системи знаходимо: $N_{гс} = 21 \times 1,18 = 22,57$ (кВт). Отже, потужність, необхідна для поглинання шасі, становить близько 10% від загальної потужності насоса. Надлишок гідравлічної потужності використовується для живлення інших споживачів авіаційних систем [25].

Розрахунок трубопроводу.

При гідравлічному розрахунку трубопроводу необхідно визначити внутрішній діаметр трубопроводу d і втрати тиску ΔP дано з конструктивної точки зору на робочу довжину L . Внутрішній діаметр гідравлічного трубопроводу визначається витратою робочої рідини. $Q = \pi \times d^2 \times V_{ж} / 4$, де $V_{ж}$ - допустимий витрата робочої рідини в трубопроводі; d - внутрішній діаметр гідравлічного трубопроводу: $d = (4 \times Q / (\pi \times V(V)))^{1/2}$. У загальній лінії впорскування гідравлічної системи витрата робочої рідини становить 65 л / хв, 0,00108 кубічних метрів за секунду. Припустимо, що швидкість у нагнітальному трубопроводі $V_j = 5$ м / с. [25] У загальній лінії впорскування гідравлічної системи (див. Схему розрахунку) знаходимо значення діаметра: $d = (4 \times 0,00108 / (\pi \times 5))^{1/2} = 0,024$ (м), ми приймаємо $\varnothing 16 \times 1,2$ (мм). Система управління літаком споживає 22,5 л / хв, тоді $d = (4 \times 0,00017 / (\pi \times 5))^{1/2} = 0,00829$ (м), ми приймаємо $\varnothing 10 \times 0,8$ (мм). На лінії впорскування, яка

підтримується перед шасі, швидкість потоку становить 20 літрів / хв: $d = (4 \times 0,0002 / (\pi \times 5))^{1/2} = 0,00813$ (м), ми приймаємо $\varnothing 8 \times 0,7$ (мм). Для напірного трубопроводу швидкість робочої рідини дорівнює $V_j = 2$ м / с. $d = (4 \times 0,00015 / (\pi \times 2))^{1/2} = 0,008$ (м), ми приймаємо $\varnothing 8 \times 0,7$ (мм).

У загальній зливній трубі спереду шасі та основної опори: $d = (4 \times 0,00030 / (\pi \times 2))^{1/2} = 0,012$ (м), ми приймаємо $\varnothing 12 \times 1$ (мм). Перед надходженням робочої рідини в бак гідравлічного мастила: $d = (4 \times 0,000870 / (\pi \times 2))^{1/2} = 0,029$ (м), ми приймаємо $\varnothing 20 \times 1$ (мм) [25].

Мінімальний тиск руйнівної робочої рідини такий: $p = \sigma_y \times (d / s + 1) / 0,5 \times (d / s)^2 + d / s + 1$, де d - внутрішній діаметр гідравлічної труби, м; s - мінімальна товщина стінки труби, м .

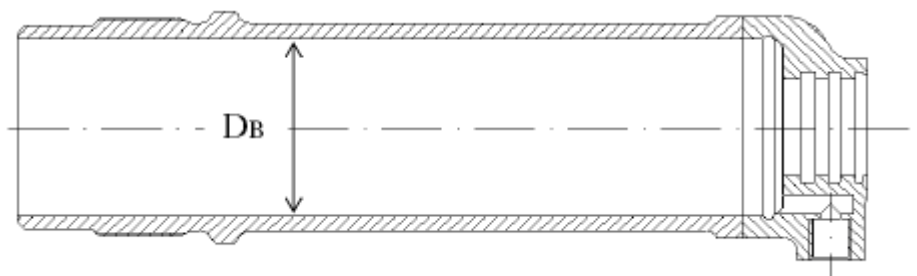
Для матеріалу 12X18H10T $[\sigma_y] = 539$ (МПа). $\varnothing 15 \times 1,2$. $p = 539 \times (0,0135 / 0,0012 + 1) / 0,5 \times (0,0137 / 0,0012)^2 + 0,0137 / 0,0012 + 1 = 88,7$ (МПа); $R_{rab} = 87,6 / 3,15 = 28,2$ (МПа); $\sigma_p = R_{rab} \times (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2)$; $\sigma_h = 28,1 \times (0,0162 + 0,01362) / (0,0162 - 0,01362) = 174,86$ (МПа); умова $\sigma_{фосфор} < [\sigma_y]$ Виконати. $\varnothing 10 \times 0,9$ $p = 549 \times (0,0094 / 0,0007 + 1) / 0,5 \times (0,0086 / 0,0009)^2 + 0,0084 / 0,0008 + 1 = 104,75$ (МПа); $R_{rab} = 105,75 / 3,17 = 32,95$ (МПа); $\sigma_p = R_{rab} \times (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2)$; $\sigma_h = 32,95 \times (0,0102 + 0,00842) / (0,012 - 0,00842) = 190,94$ (МПа); умова $\sigma_{фосфор} < [\sigma_y]$ Виконати. $\varnothing 8 \times 0,8$ $p = 549 \times (0,0078 / 0,0007 + 1) / 0,5 \times (0,0068 / 0,0011)^2 + 0,0069 / 0,0006 + 1 = 96,2$ (МПа); $R_{rab} = 96,2 / 3,18 = 30,7$ (МПа); $\sigma_p = R_{rab} \times (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2)$; $\sigma_h = 30,6 \times (0,0083 + 0,00682) / (0,0082 - 0,00682) = 189,28$ (МПа); умова $\sigma_{фосфор} < [\sigma_y]$ виконується [25].

Для матеріалу АМg2М $\sigma_y = 217$ (МПа). $\varnothing 8 \times 0,8$ $p = 216 \times (0,0078 / 0,0006 + 1) / 0,5 \times (0,0069 / 0,0007)^3 + 0,0078 / 0,0006 + 1 = 38,75$ (МПа); робота = $37,76 / 3,16 = 11,97$ (МПа); $\sigma_p = робота \times (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2)$; $\sigma_h = 11,96 \times (0,0082 + 0,00682) / (0,0082 - 0,00683) = 74,25$ (МПа); умова $\sigma_{фосфор} < [\sigma_y]$ Виконати. $\varnothing 12 \times 1$ $p = 216 \times (0,01 / 0,001 + 1) / 0,5 \times (0,01 / 0,003)^2 + 0,01 / 0,001 + 1 = 43,75$ (МПа); робота = $42,76 / 3,15 = 13,53$ (МПа); $\sigma_p = робота \times (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2)$; $\sigma_h = 13,53 \times (0,0123 + 0,032) / (0,0122 - 0,0302) = 75,02$ (МПа);

умова $\sigma_{\text{фосфор}} < [\sigma_{\text{у}}]$ Виконати. $\sigma = 216 \times (0,018 / 0,001 + 1) / 0,5 \times (0,019 / 0,002) \times 2 + 0,018 / 0,003 + 1) = 23,94$ (МПа); робота = $23,82 / 3,15 = 7,84$ (МПа); $\sigma_{\text{р}} = \text{робота} \times (D_2 + d_2) / (D_2 - d_2)$; $\sigma_{\text{н}} = 7,84 \times (0,022 + 0,0182) / (0,022 - 0,0182) = 75,73$ (МПа); умова $\sigma_{\text{фосфор}} < [\sigma_{\text{у}}]$ Виконати. [25]

1.12 Розрахунок гідравлічного циліндра основної рами шасі

Гідроциліндр виготовлений із титанового сплаву VT-22, $\sigma_{\text{у}} = 88,1 \cdot 10^6$ Па. Гідроциліндр показаний на малюнку. 1.13



Як показано. 1.13. Гідроциліндр основного шасі шасі.

Розрахунковий тиск: $p_{\text{р}} = R_{\text{г.с.}} \times f = (15 \cdot 10^5) \cdot 1,5 = 22,5 \cdot 10^6$ Па; де $f = 1,5$ -коефіцієнт безпеки. [25] Напруження при розтягуванні стінки циліндра від тиску визначається за такою формулою:

$$\sigma = \frac{P_{\text{р}} \times D_{\text{в}}}{2 \times S}$$

Де $p_{\text{р}}$ - розрахунковий тиск у гідроциліндрі, $P_{\text{р}} = 22,5$ МПа; $D_{\text{в}}$ - внутрішній діаметр = 0,062 м; S - мінімальна товщина стінки $S = 0,003$ м. [25]

$$\sigma = \frac{22,5 \cdot 10^6 \cdot 0,062}{2 \times 0,003} = 2,312 \cdot 10^8 \text{ Па}$$

$$\eta = \frac{8 \cdot 10^8}{2,312 \cdot 10^8} = 3,46 > 2$$

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1 Причини вибору об'єктів та цілей дослідження

Одним з основних споживачів гідравлічних систем літальних апаратів є шасі, система поглинання та випуску шасі в польоті [25]. Об'єктом дослідження є силовий привід системи шасі поглинаючої рами регіонального пасажирського літака.

Метою даної частини дослідження є розробка методу визначення основних параметрів силового приводу системи контролю висоти вантажного відсіку. Для досягнення цієї мети було вирішено такі завдання:

1. Вибір та перевірка параметрів гідравлічного приводу на початковій стадії проектування та попередні гідравлічні розрахунки (пункти 1.5.1 та 1.5.2).
2. Демонстрація схеми розрахунку системи контролю висоти вантажної підлоги.
3. Розробити математичну модель окремого гідравлічного пристрою та гідропроводу.
4. Розробка рівняння руху під час поглинання стовпів шасі.
5. Розробка комп'ютерних моделей фронтальної (POS) та основної (OSH) шасі підтримують системи поглинання з урахуванням одночасної роботи системи управління літаком.
6. Уточнити раніше обрані параметри системи на основі розробленої комп'ютерної моделі (пункт 1 цього пункту).

2.1 Схема розрахунку системи контролю висоти вантажної підлоги.

Робота секції поглинання шасі (рис. 1.6) здійснюється наступним чином: Коли загальний розподільник і розподільник розподільної лінії з'єднані, тиск робочого середовища одночасно подається в гідравлічний циліндр для

				НАУ НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ			
Виконав	Рубанович А.Ю.			Спеціальна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Халіль С.А.						
Консулт.	Халіль С.А.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв кафедр	Бадах В.М.						
					Гр. ЛВ - 401Б		

формування перегородки, і силовий циліндр рухається кадру. Замок у звільненому положенні механічно закривається переміщенням замку стійки та деталей пружини. У замку у втягнутому положенні переднього кронштейна робоче середовище забезпечує тиск на відносно порожнину гідравлічного циліндра регулятора замку, щоб змусити його повернутися у вихідне положення (через зворотну пружину).

Гідроциліндр оснащений гальмівним пристроєм в кінці ходу для розміщення стовпа. Рідина виводиться з гідроциліндра через гідравлічний запірний клапан, відкритий штовхачем штока. Кожна рама оснащена окремим гідроциліндром. Беручи до уваги симетрію частини ЗБГ з точки зору структури, навантаження та конструктивних параметрів, моделюється лише функція однієї стійки. Гідравлічний замок представлений одностороннім клапаном на лінії подачі та регульованим клапаном подачі на напірному трубопроводі. Дросельний отвір управляється штовхачем, оснащеним потужним демпфером. [25]

2.2 Математичне моделювання одиничного блоку та гідравлічного трубопроводу

Метою даної роботи є створення методу для моделювання функціонування агрегату та побудови вартісних характеристик частини гідравлічного трубопроводу, що поглинає передню частину шасі, та основної опори для подальшого комп'ютерного моделювання всієї гідравлічної системи [25].

Ця робота виконана на основі джерел літератури з використанням персонального комп'ютера в науково-технічному комп'ютерному середовищі, інтегрованому в MATLAB. Дослідження проводили при розрахунковій температурі:

-Віднімаємо 20; 20 і 50 ° С.

Рівняння та припущення, що відображають основні характеристики гідравлічної системи, використовуються для опису процесів у різних компонентах та гідравлічних лініях [25]. Перепад тиску в залежності від витрати на приладі моделюється квадратною параболою, а його коефіцієнт K визначається результатом "переливу":

$$K^{(i)} = \Delta P_{\text{прол}}^{(i)} / (Q_{\text{прол}})^{(i)2}$$

Потім підставте коефіцієнт K в

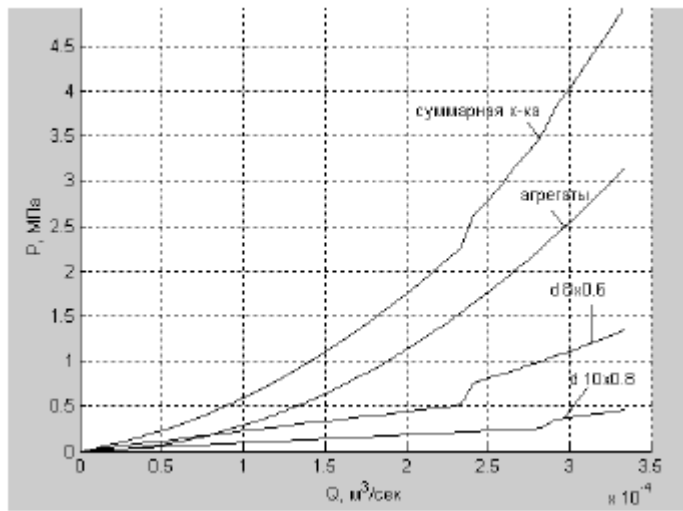
$$\Delta P = K^{(i)} \times Q^2$$

Де Q - швидкість потоку в гідравлічному трубопроводі системи.

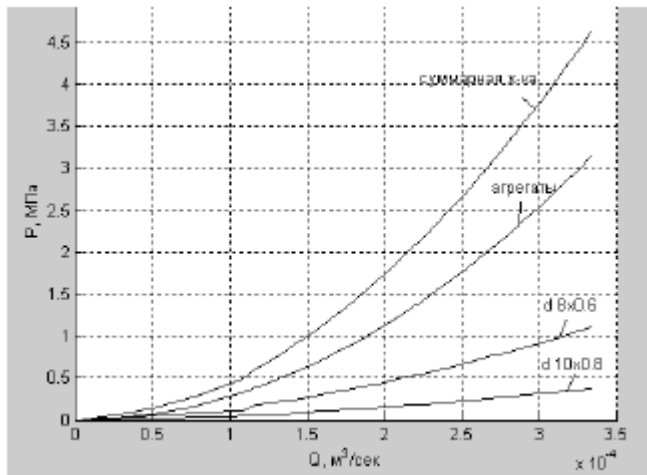
Перепад тиску в трубопроводі визначається аналітичною залежністю ламінарного та турбулентного режимів потоку рідини відповідно: $\Delta P = 150 \times \nu \times L \times Q \times \rho / (\pi \times d^4)$ — Ламінарний потік; $\Delta P = 0,326 \times Re^{-0,25} \times L \times U^2 \times \rho / (2d)$ — турбулентний потік, де U - швидкість рідини в трубі, м / с; L - довжина труби, м; ρ - Густина рідини, кг / м³; d — внутрішній діаметр труби, м; ν - Кінематична в'язкість рідини, кг / см²; Re - число Рейнольдса: $Re = U \times d / \nu$ Або $Re = 4 \times Q / (\pi \times d \times \nu)$.

Загальний перепад тиску кожної частини системи визначається результатом послідовної установки та трубопроводу.

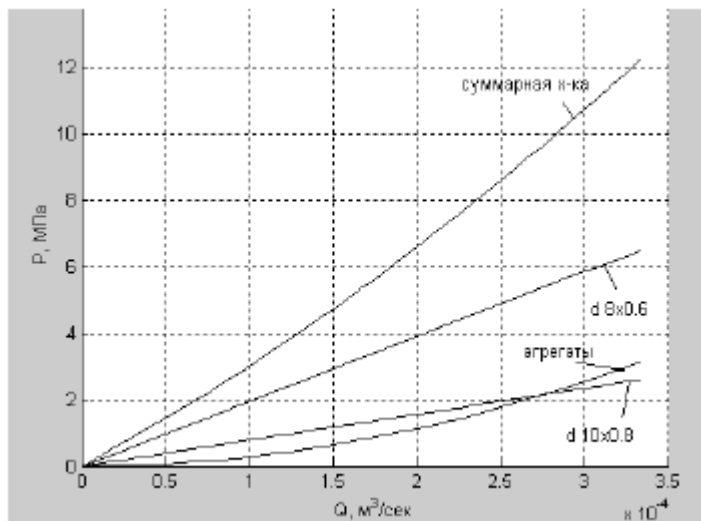
В результаті розрахунку за програмою MATLAB, характеристики найбільш допустимого положення POSh схеми поглинання шасі - Рисунок 2.1; 2.2; 2.3. [25]



Як показано. 2.1. Графік залежності $P = f(Q)$ Лінія введення PUS при $t = 20\%$.



Як показано. 2.2. Графік залежності $P = f(Q)$ Лінія введення PUS при $t = 50\%$.



Як показано. 2.3. Графік залежності $P = f(Q)$ Лінія впорскування PUS, коли $t = \text{мінус } 20^\circ\text{З}$

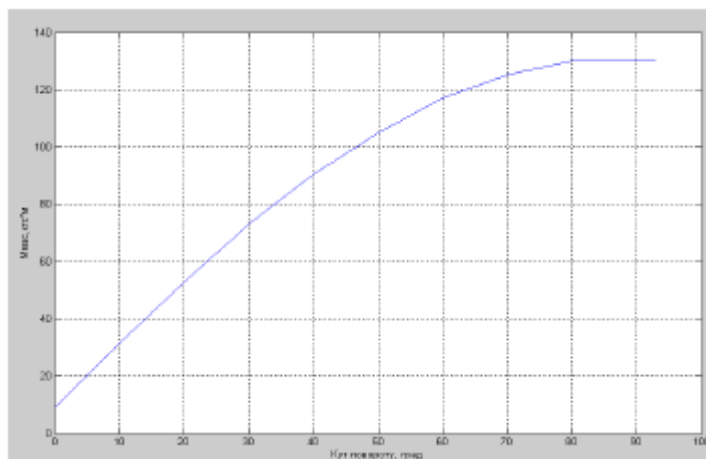
Цифри використовують такі символи: Q — витрата робочої рідини, м³ / сек; P — втрата тиску на місці, МПа. Розрахунок являє собою підмодельну систему, яка описує процеси в одних і тих же елементах та лініях відповідно до заданої проектної схеми. Сама структура моделі дозволить її розробляти шляхом введення нових елементів [25].

2.3 Рівняння руху та вихідні дані системи

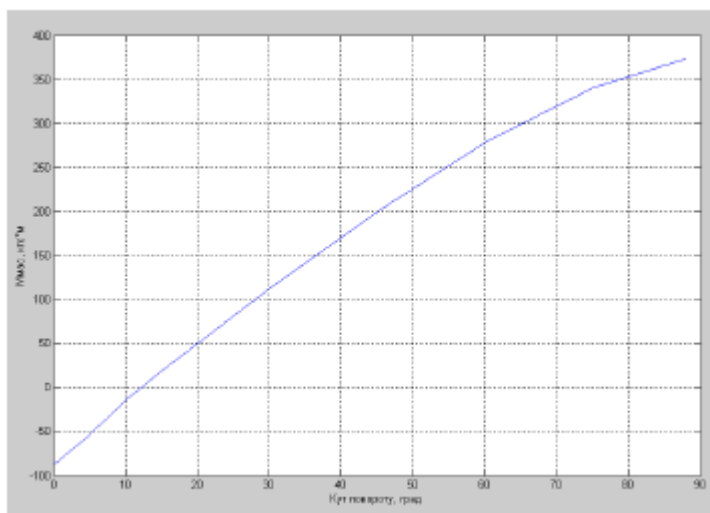
Модель приводного елемента описує рух і швидкість поршневого блоку, навантаженого гідравлічним тиском, і силу реакції кожного рейкового елемента, виражену рівняннями (з використанням першого закону Ньютона). $\varphi'' = M / J$ — Кутове обертання стійки (рад / сек²), де M - сума моментів відносно обертової осі, що діє на стійку під час процесу поглинання ($\text{Н} \times \text{м}$); J дорівнює рама Момент інерції щодо осі обертання ($\text{кг} \times \text{м}^2$).

Розглянемо момент, що діє на кадр (дані згідно з пунктом 1.5.1):

1. Мпотр (φ) Визначається як сума: гравітаційний момент MG (рис. 2.4, 2.5)

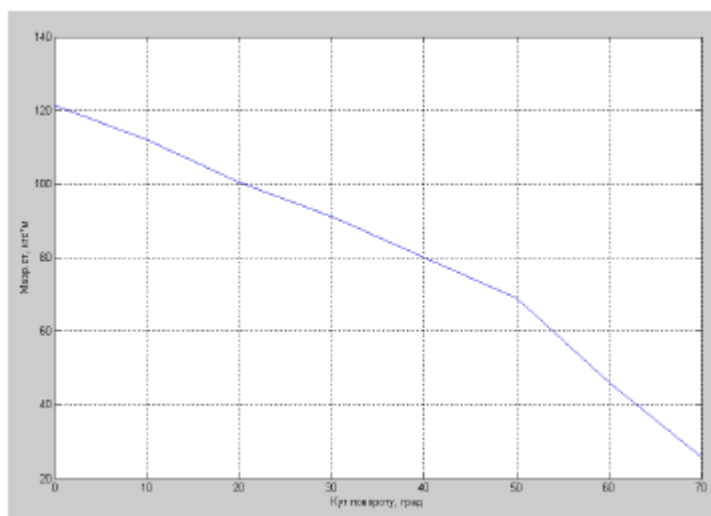


Як показано. 2.4 Кореляція між масовим моментом M_{tas} та кутом повороту POS

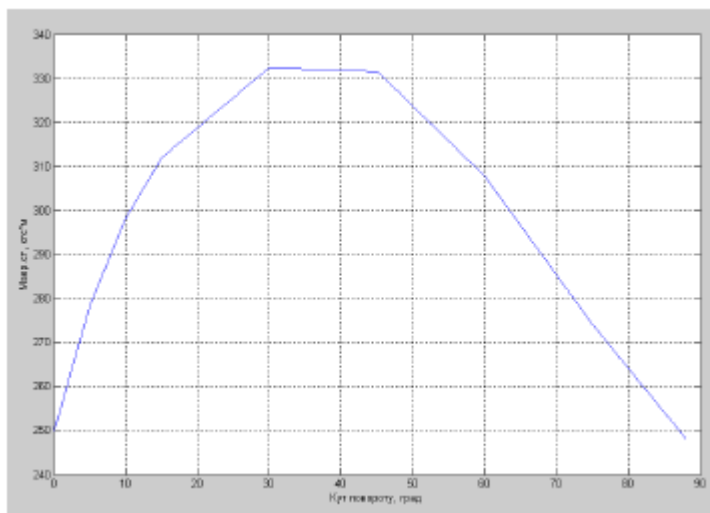


Як показано. 2.5. Кореляція між масовим моментом M_{tas} та кутом обертання ООШ

Момент аеродинамічного МА, що діє на стійку (рис. 2.6; 2.7)

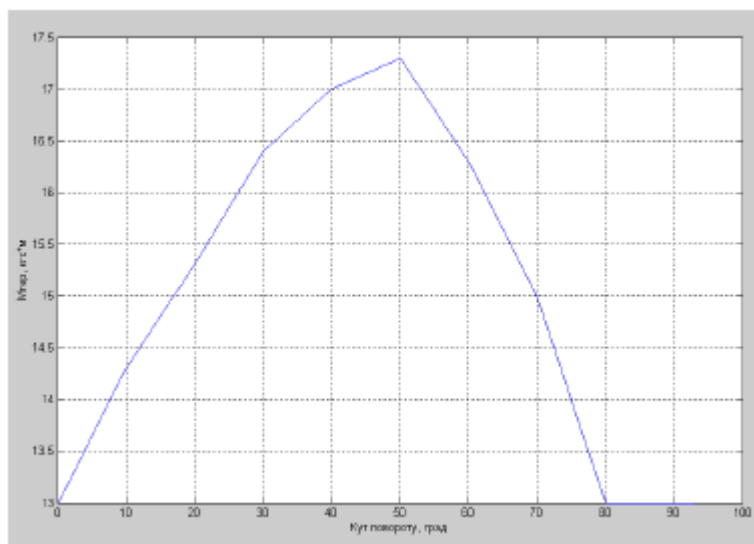


Як показано. 2.6 Кореляція між аеродинамічним моментом Майєра та кутом повороту POS

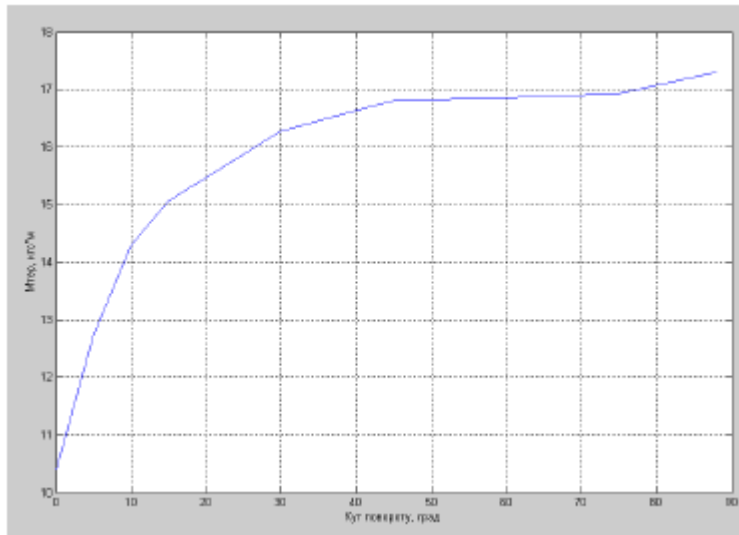


Як показано. 2.7 Залежність аеродинамічного моменту Майєра від кута повороту ООШ

Момент тертя МТ рухомого з'єднання (рис. 2.8; 2.9)

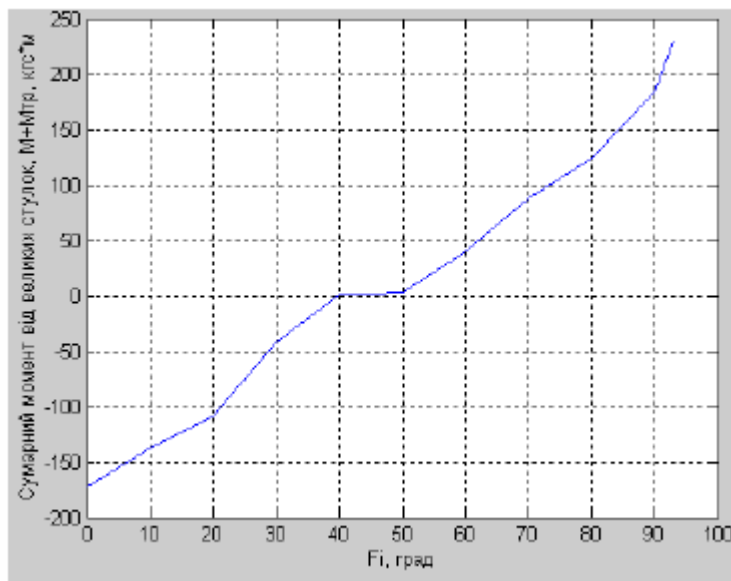


Як показано. 2.8 Залежність крутного моменту від сили тертя M_{tr} та кута повороту POS

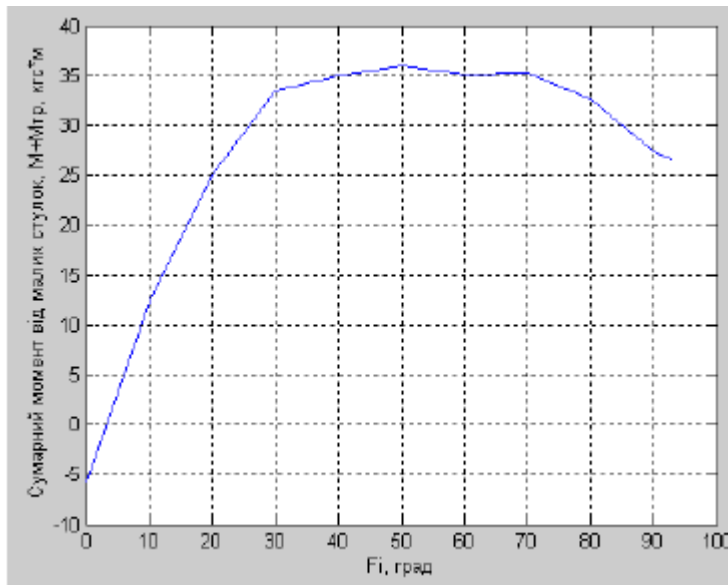


Як показано. 2.9. Залежність крутного моменту від сили тертя Mtr та кута обертання ООШ

Момент навантаження на ступки шасі MD (рис. 2.10; 2.11)



Як показано. 2.10. Кореляція між сумарним крутним моментом $Msum$ та кутом повороту POS



Як показано. 2.11. Кореляція між сумарним моментом M_{sum} та кутом обертання ООШ

Загальновідомо, що величина місцевого аеродинамічного навантаження, що діє на заслінки шасі, сильно залежить від індивідуальних конструктивних особливостей, положення клапана та проектної схеми навантаження (швидкості, допуску та кута атаки, ковзання та прогину). Закрилки). У зв'язку з цим систематизація та узагальнення матеріалів навантажувальних клапанів стикаються з великими труднощами. Для того щоб визначити аеродинамічне навантаження, що діє на заслінку під час польоту, необхідно випробувати модель у аеродинамічній трубі, щоб виконати спеціальні розрахунки місцевих аеродинамічних навантажень [25].

Наступні дві умови розрахунку важливі для завантаження ступок з аеродинамічними навантаженнями:

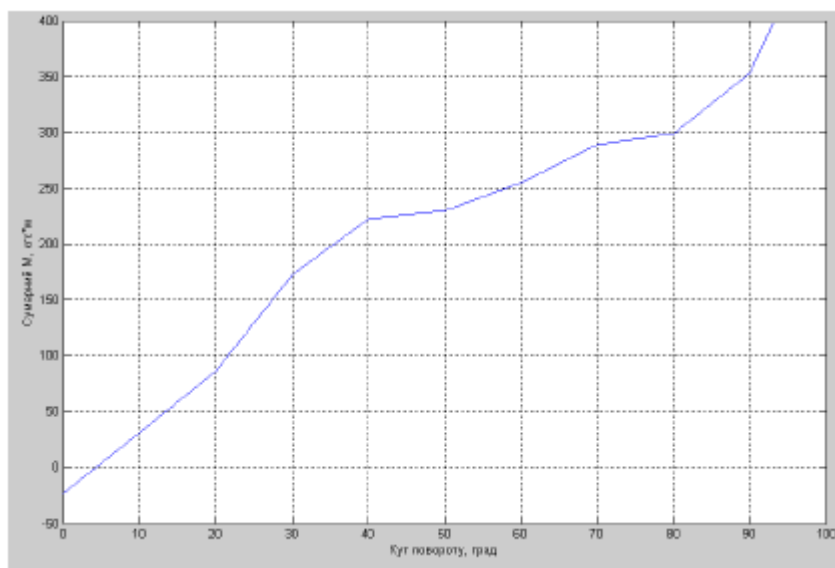
- Завантажте ступку вікна в закритому положенні за будь-яких дозволених умов польоту;

- Завантажте відкриту віконну раму. У першому випадку аеродинамічне навантаження визначається як навантаження на відповідну частину конструкції ПС, де встановлена віконна рама. У цьому випадку для визначення аеродинамічного навантаження розподіліть p - по поверхні віконної ступки

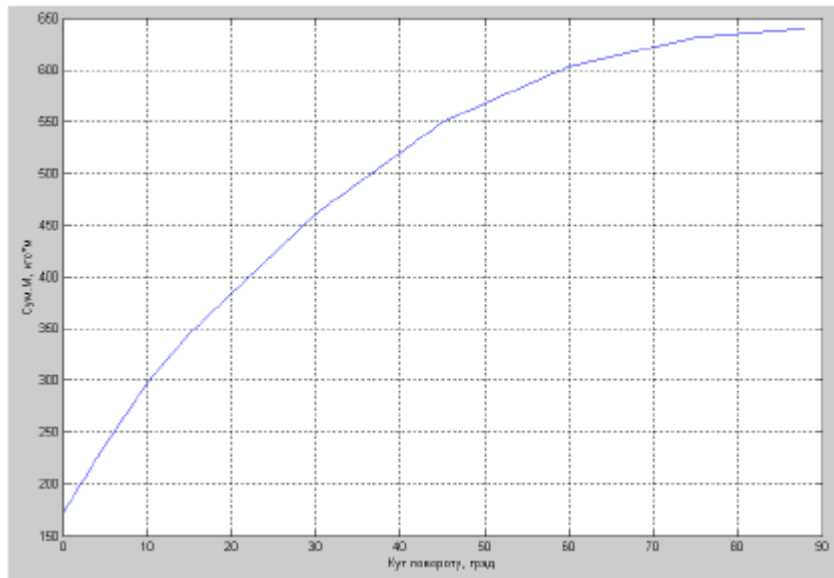
іТиск у порожнині тіла (p) - надлишковий тиск у певній точці, виходячи із швидкості тиску, коефіцієнта тиску точки петлі).

Слід врахувати зміни місцевого потоку, що генеруються відхиляючим клапаном навколо відповідної частини поверхні літака, а стулку вікна слід завантажити у відкрите положення. У цьому випадку для визначення навантаження рекомендується використовувати аеродинамічний коефіцієнт c_x , c_y або c_n , який зазвичай призначається площі крила. У цьому випадку зазвичай припускають, що аеродинамічне навантаження майже рівномірно розподіляється на поверхні крила. Значення аеродинамічного коефіцієнта значною мірою залежить від допустимого режиму польоту літака, що відкриває ворота (θ -Кут ковзання, α -Кут атаки) і положення відкриття клапана. [25]

Усі моменти задані як функція кута повороту. Загальний крутний момент, що діє на раму:

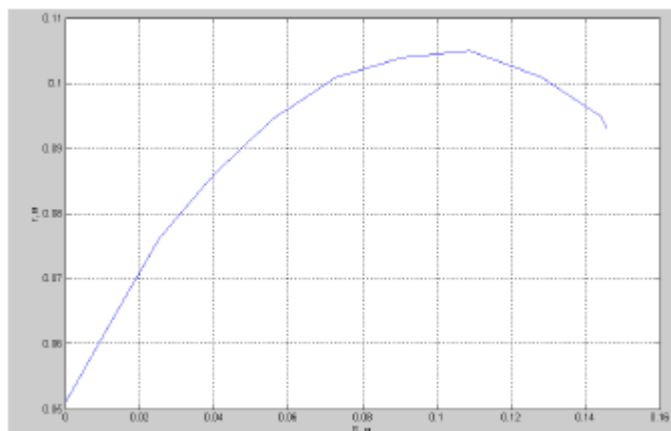


Як показано. 2.12. Кореляція між сумарним крутним моментом M_{sum} та кутом повороту POS

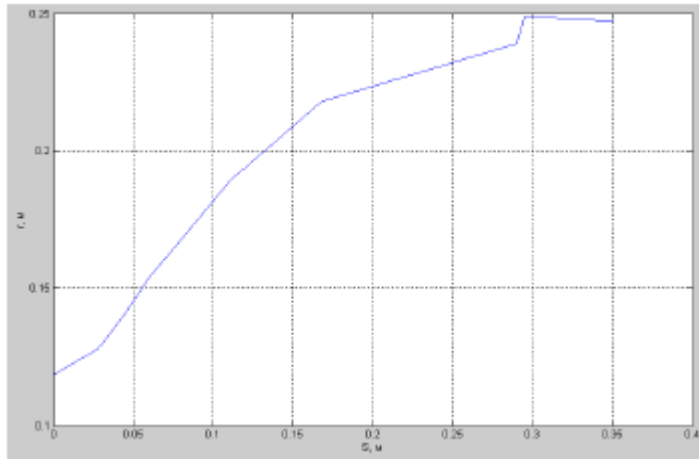


Як показано. 2.13 Кореляція між сумарним моментом M_{sum} та кутом обертання ООШ

2. Доступний крутний момент: $M_p = N_{ts} \times r$, (2.1) де N_{ts} - сила, що генерується гідравлічним циліндром (НС); r - плече сили N_{ts} щодо обертового валу (встановленого відповідно до ходу поршня гідравлічний циліндр S).



Як показано. 2.14. Графік залежності плеча сили N_{ts} від ходу поршня гідроциліндра ПОШ



Як показано. 2.15. Графік залежності силового плеча $N_{ц}$ від ходу поршня ООШ гідроциліндра

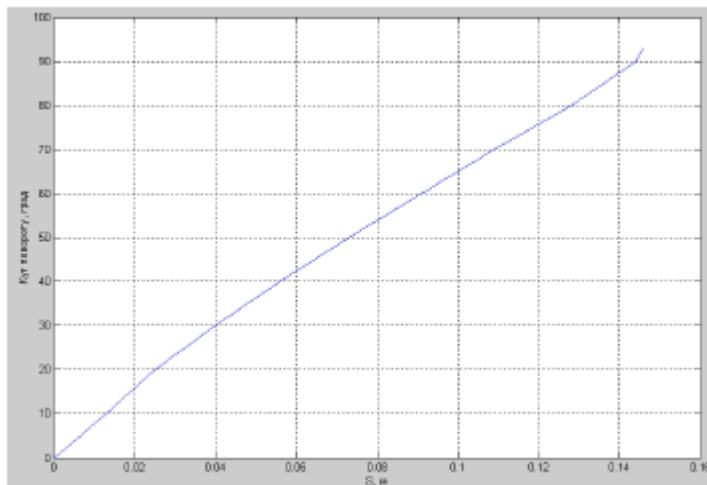
Сила, що генерується гідроциліндром, обчислюється за такою формулою: $N_{ц} = N_{Г} / K_{Т}$, (2.2) де $K_{Т} = 1,1$ - коефіцієнт тертя в Герцах; $N_{Г} = P_{н} \times F_{н} - P_{с} \times F_{с}$ (2.3) - тиск, що генерується робочою рідиною Сила, де $P_{н}$, $F_{н}$ та $P_{с}$, $F_{с}$ - це лінії тиску та площі поршня відповідно у вихлопі та вихлопі. З рівняння (3) визначаємо тиск уприскування: $P_{н} = (N_{Г} + P_{с} \times F_{с}) / F_{н}$ (2.4) Тепер, беручи до уваги рівняння (2.3) (2.2), отримуємо: $N_{Г} = K_{Т} \times N_{тс} = K_{Т} \times M_{р} / r = K_{Т} \times (r)^{-1} \times (M_{п} - M) = K_{Т} \times (r)^{-1} \times (M_{р} - \varphi \times J)$. Момент інерції стійки відносно осі обертання обчислюється за такою формулою: $J = m_1 \times r_1^2 + m_2 \times r_2^2 + \dots + m_n \times r_n^2$, (2.5) де m - масовий каркас компонент, див. п. 2.5.1 (Колеса, важелі, пересування тощо), кг, r_n - відстань від центру ваги кожної частини стійки до осі обертання стійки, м Тоді: $J_{пощ} = 51 \times 1,4652 + 15,76 \times 0,8352 + 39,3 \times 0,1752 + 95,34 \times 0,453 = 141,57$ (кг \times квадратний метр); $J_{жош} = 198 \times 1,213 + 58,74 \times 0,953 + 82,43 \times 0,23 + 23,6 \times 0,61 = 354,6$ (кг \times м²). $p_s = f_c(Q_c)$, де Q_c - витрата в дренажній трубці, яка визначається наступним чином: $Q_c = Q_n \times F_s / F_n$.

Кутове прискорення стійки визначається відомою швидкістю потоку в нагнітальному трубопроводі. Швидкість руху гідравлічного циліндра стійки $S' = Q_n / F_n$, де Q_n - швидкість потоку, що вводиться в трубопровід; інтегральний вираз отримуємо:

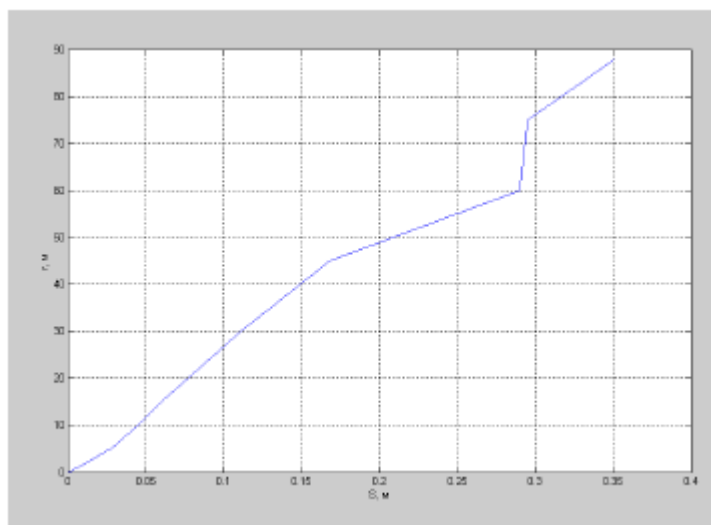
$$S := \int_0^T S dt$$

Де T - час поглинання стента, с.

Кут повороту стійки визначається відомим виходом поршня торгового центру та заданою кореляцією $\varphi = f(S)$:



Як показано. 2.16 Кореляція між кутом повороту стійки та ходом штока S POSH



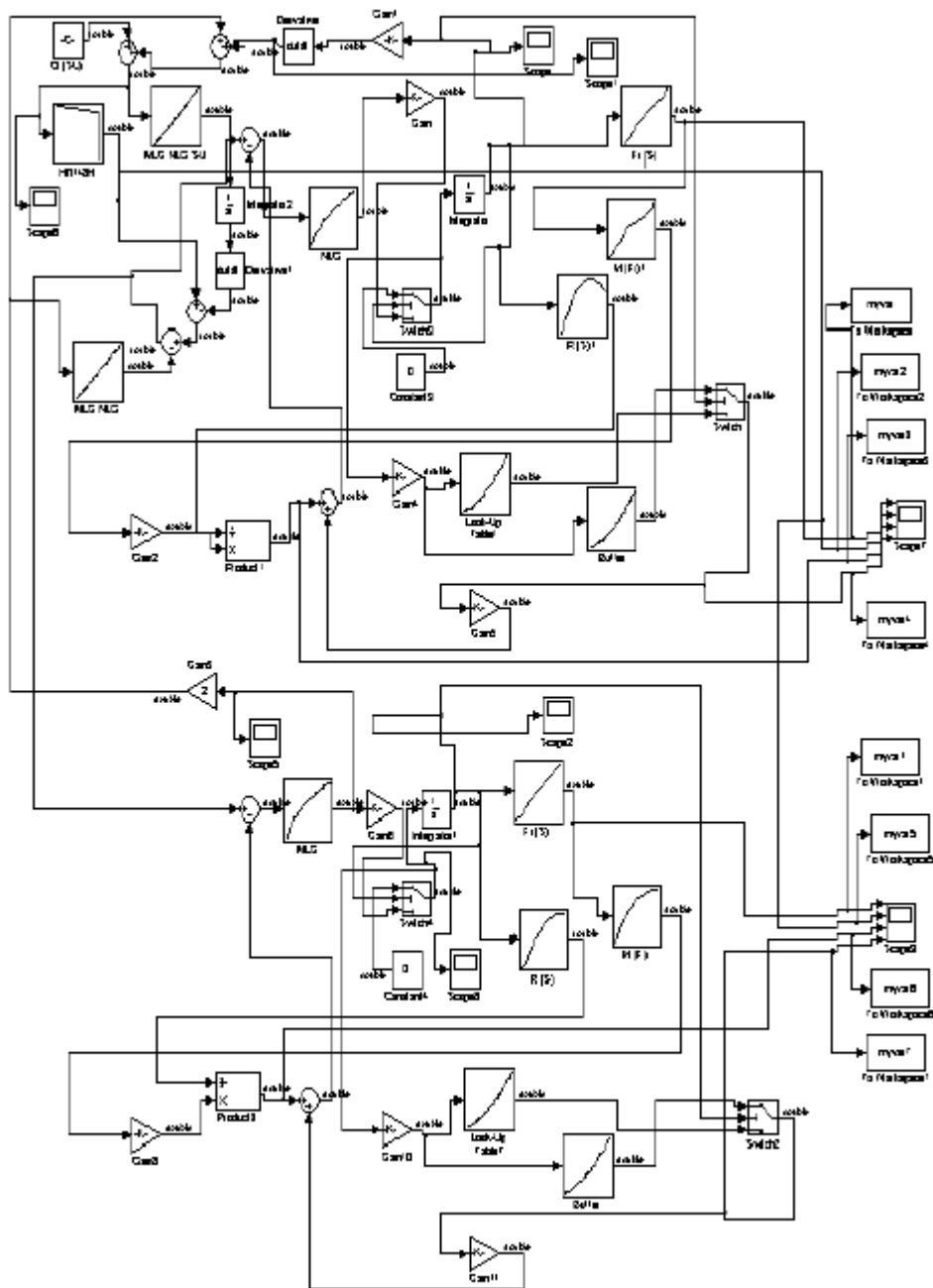
Як показано. 2.17. Залежність кута повороту стійки від ходу штока S ООШ

Диференціація φ Отримаємо кутову швидкість поглинання кадру: $\varphi' = d\varphi/dt$ та кутове прискорення: $\varphi'' = d\varphi'/dt$.

2.4 Комп'ютерна модель системи контролю висоти трюму

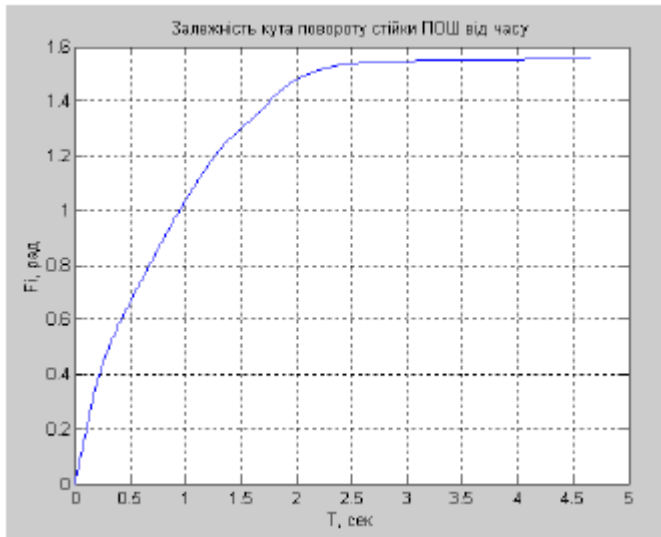
Рівняння руху зазначеної системи при поглинанні передньої та основної рамки мають рішення на комп'ютері Вбудоване середовище MATLAB-Simulink. Попередні дослідження показали, що інертність кадру можна ігнорувати при вирішенні проблем, порушених у цій роботі [25].

Отримані вище математичні моделі кожного гідропроводу, а також характеристики джерела живлення та найважливіші вихідні дані представлені у вигляді табличної кореляції. Одночасно із стійкою поглинання витрати на POSH та OOSH системи управління потужністю описуються як постійний час і витрата $Q_{sist.ker} = 3,75 \times 10^{-4} \text{ м}^3 / \text{с}$. Система розраховується за допомогою числового методу Рунге-Кутти. є постійним розміром кроку інтеграції з часом [25]. Структурна схема розробленої моделі S наведена на рисунку 1. 2. 2,18 [25].

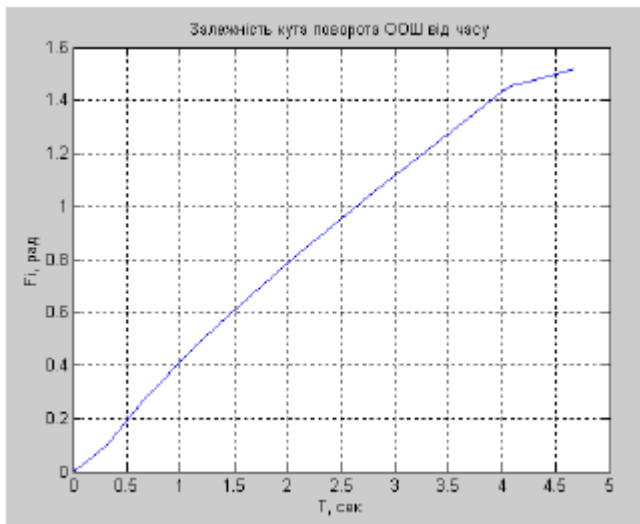


Як показано. 2.18. Структурна схема розробленої моделі S

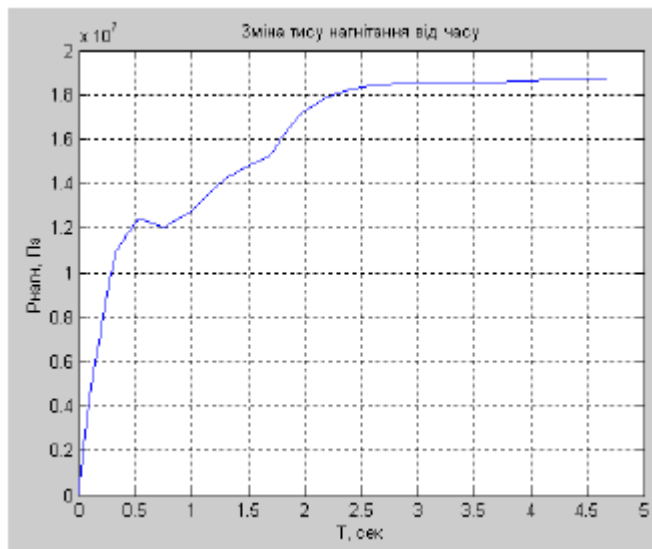
Типові результати моделювання процесу контролю висоти підлоги вантажного відсіку в часі в оригінальній конструкції при температурі робочої рідини 20°C показано на малюнку 2.19 нижче; 2.20; 2.21; 2.24; 2.23; 2.24 [25]



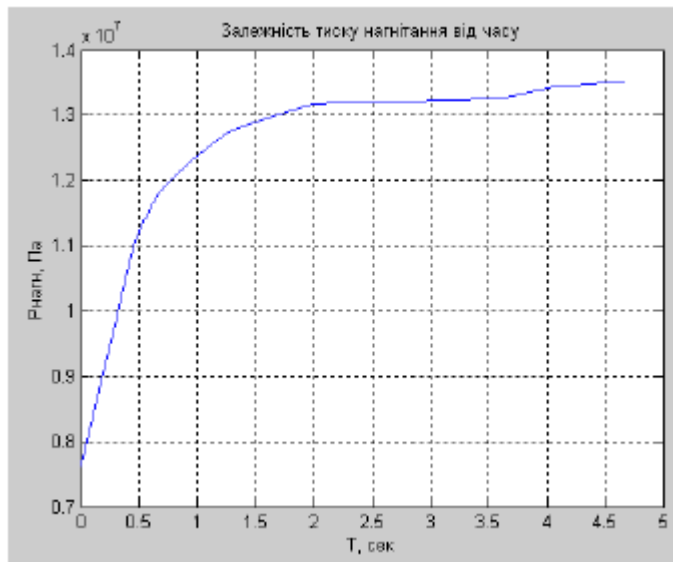
Як показано. 2.19 Кореляція між кутом повороту POSH та часом



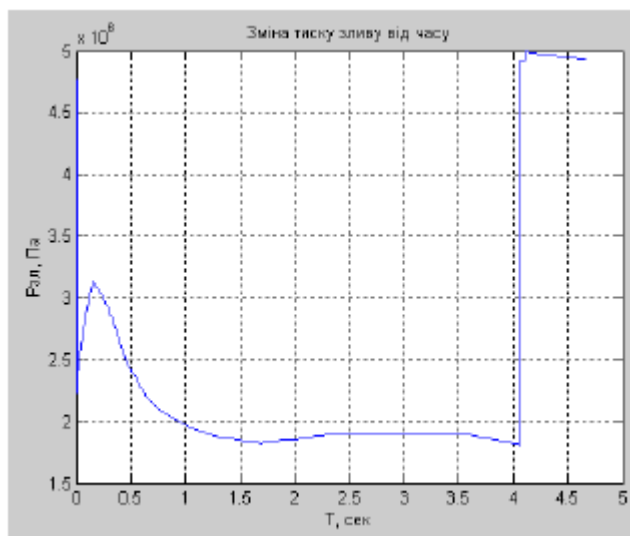
Як показано. 2.20. Залежність кута повороту ООШ від часу



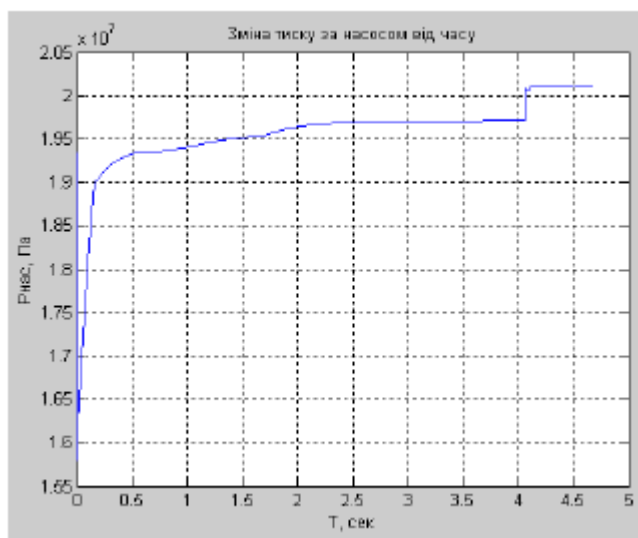
Як показано. 2.21. Залежність тиску Pнагн в POS від часу



Як показано. 2.22. Зміна тиску $P_{нагн}$ в ООШ залежить від часу



Як показано. 2.23. Залежність тиску P_{OS} від тиску R_{zl} від часу

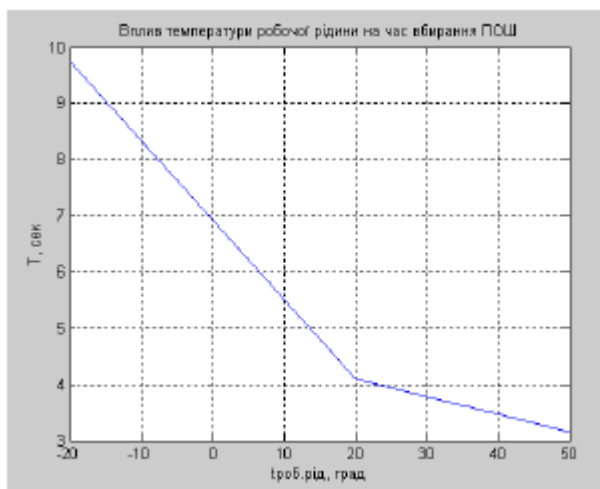


Як показано. 2.24. Залежність тиску $P_{онана}$ ООШ від часу

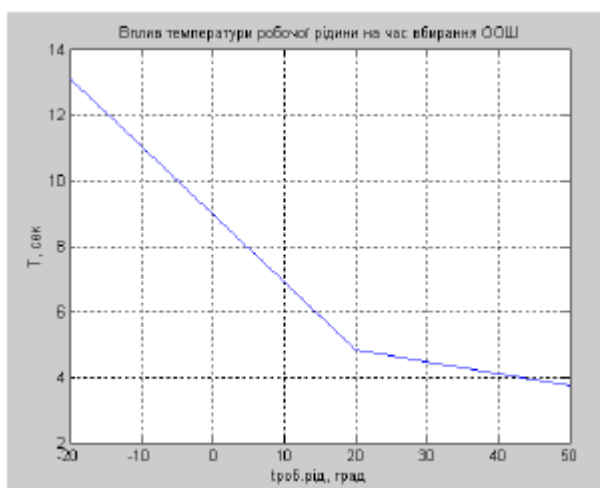
Розділ 2.6 досліджує вплив температурних змін.

2.5 Аналіз параметрів системи контролю висоти підлоги навантаження.

В результаті аналізу параметрів математичної моделі отримані наступні основні результати: 1. Аналіз впливу температури робочої рідини на функціонування системи у вигляді наступного малюнка (рис. 2.25, 2.26) [25]:



Як показано. 2.25. Взаємозв'язок між часом поглинання POSh і температурою робочої рідини



Як показано. 2.26. Зв'язок між часом поглинання ООШ та температурою робочої рідини

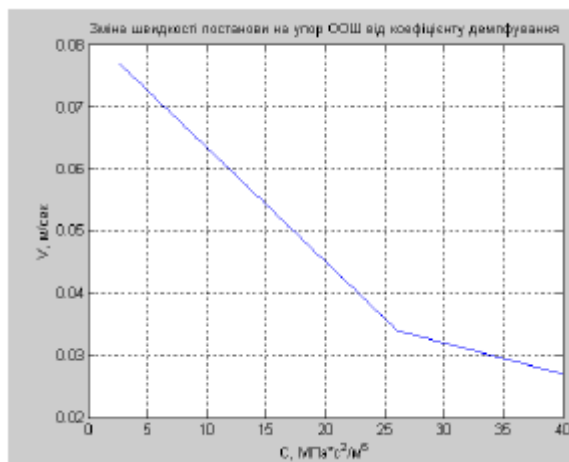
на завершення. Зі збільшенням температури робочої рідини час поглинання кронштейна різко зменшується, а із збільшенням температури кінематичний коефіцієнт в'язкості зменшується. Робоча рідина.

2. Аналіз змін діаметра труби під час роботи системи. Діаметр труби визначає її якість і впливає на час поглинання стовпів шасі. Цей ефект особливо виражений при низьких температурах робочої рідини.

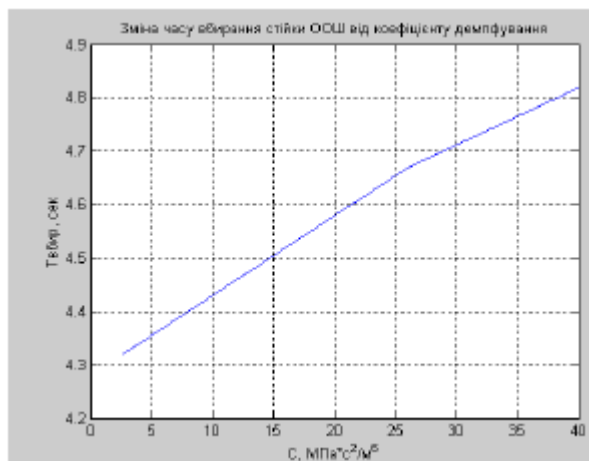
на завершення. Якщо діаметр збільшується з $8 \times 0,6$ (мм \times мм) до $10 \times 0,8$ (мм \times мм), вага збільшується на 0,479 кг. Час поглинання шасі скорочується на 21%.

3. Проаналізуйте вплив демпфуючого клапана (дросельної заслінки), встановленого в зливній порожнині силового циліндра, що зменшує швидкість поглинання шасі і забезпечує плавне закриття шасі. Клапан підключений до роботи за 20 мм до повного ходу торгового центру.

На малюнку. 2.27; 2.28 - залежність роздільної здатності зупинки та часу поглинання ООШ від коефіцієнта затухання при 20 °C [25].



Як показано. 2.27. Швидкість прийняття рішення залежить від акценту ООШ на коефіцієнт демпфування



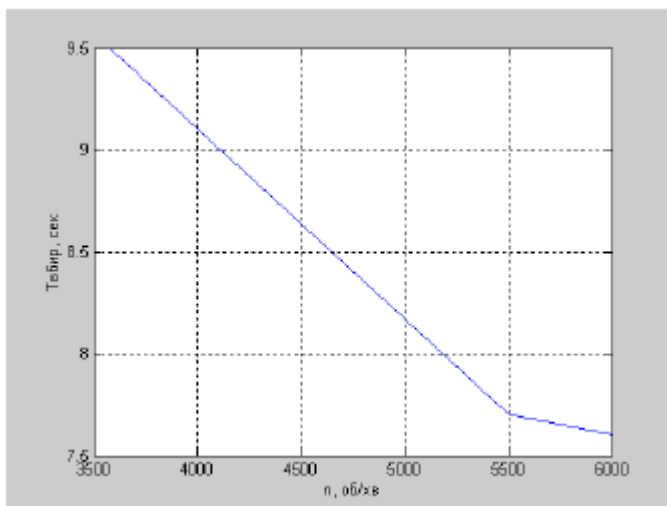
Як показано. 2.28. Зв'язок між часом поглинання стійки ООШ та коефіцієнтом демпфування

на завершення. Коли використовується демпфуючий клапан, швидкість визначення блокування положення поглинання ООШ значно зменшується зі збільшенням коефіцієнта демпфування, а час поглинання стійки трохи збільшується.

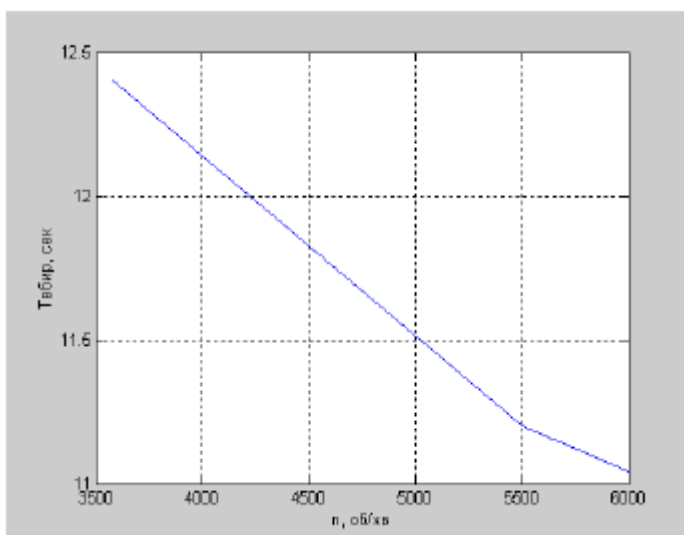
4. Проаналізуйте вплив зміни необхідного крутного моменту на рух опори шасі. У міру створення та модифікації прототипів літальних апаратів їх вагові та швидкісні характеристики будуть змінюватися. Тому необхідно зрозуміти їх вплив на час поглинання шасі на першій стадії проектування.

Щоб забезпечити подальше поглинання стійки POSH, коли необхідний крутний момент збільшується в 1,2 рази, ви можете змінити наявний крутний момент, оскільки:

- Збільште плече всмоктувача та відпустіть гідроциліндр, збільшуючи тим самим його хід;
- Збільшити площу напірної камери гідроциліндра (більш проста конструкція) [25].



Як показано. 2.29 Залежність часу поглинання стійки ПОШ від режиму руху двигуна



Як показано. 2.30. Залежність часу поглинання стійки ООШ від режиму руху двигуна

Висновки

За результатами роботи робляться такі висновки:

1. Розробити та дослідити електрогідравлічну механічну систему, яка відповідає вимогам "АП-25" для реєстрації проблеми шасі пасажирських літаків середньої швидкості.

2. Проектна частина передбачає такі кроки:

-Рішення схеми тестування системи;

- Метод розрахунку визначає попередні значення параметрів енергоблоку, таких як необхідний діаметр гідравлічного трубопроводу системи та дренажного трубопроводу;

-Розрахунок опору труб та гідроциліндрів на передній опорі та основній опорі шасі.

3. В результаті роботи визначено та вивчено основні параметри приводу поглинаючої електрогідравлічної механічної системи шасі:

-Вибір та демонстрація параметрів гідроприводу та попередні гідравлічні розрахунки на першому етапі проектування;

-Перевірка схеми розрахунку системи поглинання шасі;

-Розробити математичну модель окремого гідравлічного пристрою та гідропроводу (в науково-технічному комп'ютерному середовищі, інтегрованому в MATLAB);

-Розробити рівняння руху кадру шасі під час процесу запису;

-Розробити систему поглинання для комп'ютерної моделі передньої та головної опор шасі (в середовищі моделювання Simulink динамічної системи), враховуючи одночасну роботу системи управління літаком; уточнити раніше обрану систему за допомогою розробленого комп'ютера модель для параметра аналізу параметрів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Авіаційні правила. Частина 25. Норми льотної придатності транспортних літаків. 1994 рік.
2. Александров Г.В., Вождаєв Є.С. Технічна інформація. Випуск 1-ЦАГІ, 2002.-1-53с.
3. Биков О.С., Стучалкін Ю. А., Чижов В.М. Аеродинамічні навантаження на рами вікон шасі та вантажного люка. Обладнання флоту. LXXIII том 1/636, 1999.
4. Розробка та розрахунок гідравлічного пристрою літака Tower ТМ. Ред. третій. М., GNTIO, 1961.
5. Абрамов Є. І., Колесніченко К. А., Маслов В. Т. Елементи гідравлічного приводу (довідник). "Технологія", 1969 рік.
6. Кондрашов Н.А. висувна конструкція шасі літака. М., "Машинобудування", 1991 рік.
7. Аналіз та проектування гідравлічної системи літака Матвєєнко А.М. М. "Машинобудування", 1977 рік.
8. Гіхон М. Дослідження та розрахунок гідравлічної системи. М. "Машинобудування", 1969.-388с.
9. Комаров А.А. Розробка та основа розрахунку гідравлічної системи літака. Дизайн дипломної брошури. Київ, Кіга, 1969.
10. Чкалов В.В., д-р Ковальова С.І. Автоматизація розрахунку гідравлічного контуру. Київ, Соціальні "Знання", "Машинобудування", 1982.
11. Віце-президенти Манько П.С., Смирнов Б.І., Кисельов - керівництво технічними матеріалами RTM 1717-88. Гідравлічні системи та пристрої для літаків та вертольотів. 1988 рік.
13. Аналіз та проектування гідравлічної системи літака Матвєєнко А.М. М. "Машинобудування", 1977 рік.