

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“ ____ ” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи прибирання-випуску шасі
магістрального пасажирського літака»

Виконавець: студентка 2-го курсу Смотрицька Анна Дмитрівна _____
(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Бутько Володимир Степанович _____
(підпис)

Консультанти з розділів:
Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович _____
(підпис)

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович _____
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович _____
(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Бадах В. М.
“ ___ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Смотрицька Анна Дмитрівна
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи прибирання-випуску шасі магістрального пасажирського літака.

Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № ___

2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020

3. Вихідні дані до роботи: системи прибирання-випуску шасі магістрального пасажирського літака.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до шасі ; Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску, розрахунок на міцність силового циліндру передньої опори шасі, розрахунок на міцність силового циліндру основної опори шасі, гідравлічний розрахунок гідросистеми вбирання-випуску шасі

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака, гідравлічний циліндр, гідравлічна сема, функціональна блок-схема

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Розподіл теми на основні частини	06.10.2020	
4.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	08.10.2020	
5.	Виконання аналізу системи керування передкрилками середньомагістрального літака	17.10.2020	
6.	Проведення гідравлічного розрахунку	02.11.2020	
7.	Виконання розділу охорони праці	16.11.2020	
8.	Виконання розділу охорони навколишнього середовища	18.11.2020	
9.	Підведення висновків	05.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Казанець В.І.		
4. Охорона праці	Фролов В.Ф.		

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ Бутько В.С.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Смотрицька А
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження системи прибирання-випуску шасі магістрального пасажирського літака» 164 сторінки, 41 рисуноків,

21 таблиці, 23 використаних джерел².

Гідравлічний циліндр, гідравлічна сема, функціональна блок-схема

Об'єкт дослідження – система прибирання-випуску шасі.

Предмет дослідження – параметри і характеристики система прибирання-випуску шасі.

Метою даної роботи є запровадження певних модифікацій системи прибирання-випуску шасі магістрального пасажирського літака.

Метод дослідження – статистичний аналіз, математичний розрахунок.

Розроблена та досліджена електрогідромеханічна система вбирання-випуску шасі середньомагістрального пасажирського літака, яка відповідає вимогам АП-25.

- обґрунтовані схемні рішення системи;

- розрахунковими методами визначені попередні значення параметрів силового приводу, а також

необхідні діаметри трубопроводів напірних та зливних гідравлічних ліній системи;

- виконані розрахунки на міцність трубопроводів та гідравлічних силових циліндрів стійок передньої та основних опор шасі.

Розроблена методика визначення та проведені дослідження основних параметрів силового приводу електрогідромеханічної системи прибирання шасі.

Зміст

ВСТУП	3
РОЗДІЛ 1	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1. Сучасний стан та основні тенденції у розвитку системи вбирання-випуску шасі літального апарата	5
1.2. Вибір системи-прототипу. Основні тактико-технічні характеристики літака-прототипу	9
1.3. Розробка та обґрунтування структури системи вбирання-випуску шасі. .	13
1.3.1. Технічне завдання на гідросистему літака-прототипу.	30
1.3.2. Технічні умови на робочу рідину.	42
1.4. Обґрунтування відповідності гідросистеми вбирання-випуску шасі надійності, безвідмовності вимогам норм льотної придатності та безпеки польотів	46
1.5. Визначення параметрів механізму вбирання-випуску шасі літака-прототипу	60
1.5.1. Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі	60
1.5.2. Розрахунок на міцність силового циліндру передньої опори шасі .	70
1.5.3. Розрахунок на міцність силового циліндру основної опори шасі .	77
1.5.4. Гідравлічний розрахунок гідросистеми вбирання-випуску шасі (попередній)	84
1.6. Висновки по основній частині	91

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Обґрунтування вибору об'єкта та задач дослідження	93
2.2. Розрахункова схема системи вбирання шасі	93
2.3. Математичне моделювання окремих агрегатів та гідроліній	94
2.4. Рівняння руху системи та вихідні дані	101
2.5. Комп'ютерна модель системи вбирання шасі	112
2.5.1. Розрахунок на міцність силового циліндру передньої опори шасі.	
2.5.2. Розрахунок на міцність силового циліндру основної опори шасі.	
2.6. Параметричний аналіз роботи системи вбирання-випуску шасі	117
2.7. Висновки за результатами проведених досліджень	125

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

3.1. Теоретична частина	127
3.2. Розрахунок освітлення	136

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Теоретична частина	139
4.2. Розрахунок емісії двигуна	142

ВИСНОВКИ	147
--------------------	-----

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.	150
-------------------------------------	-----

ВСТУП

Шасі являє собою сукупність опор, необхідних для злету, посадки, пересування і стоянки на землі. Шасі сприймає енергію посадкового удару, поглинаючи велику частину кінетичної енергії літака при пробігу, перерваному зльоті і маневруванні.

Загальні вимоги, пропоновані до шасі:

- мінімальна маса;
- працездатність у заданому інтервалі температур;
- міцність, що відповідає встановленому ресурсу експлуатації;
- висока технологічність процесів виготовлення, розрахована на масове виробництво;
- надійність.

Спеціальні вимоги:

- забезпечення умов експлуатації літака на заданому аеродромі (грунтовому чи з твердим і нежорстким покриттям);
- розміщення у вбраному положенні в невеликих обсягах;
- забезпечення контролю вбирання і випуску;
- забезпечення вбирання і випуску шасі в заданий час;
- забезпечення мінімального переміщення коліс у бічному напрямку при обтисненні амортизатора;
- забезпечення заданого радіуса розвороту літака при маневруванні;
- наявність на опорах вузлів, що дозволяють буксирувати літак з повною злітною масою вперед та назад.

На усіх швидкісних літаках шасі убирається при великих швидкостях польоту ($V > 250$ км/год) з метою виключення значного опору та зниження льотних характеристик літака. Посадкові шасі вважаються істотним, а іноді і домінуючим, джерелом шумів, що генеруються планером комерційного літального апарату .

Система вбирання-випуску шасі призначена для вбирання-випуску та фіксації стійок у крайніх положеннях, а також для відкриття та закриття стулок у процесі вбирання-випуску. При цьому під вбиранням шасі розуміється ставлення стійок шасі на замки вбираного положення з подальшим закриттям стулок шасі, а під випуском – ставлення стійок шасі на замки випущеного положення з подальшим закриттям великих стулок шасі.

Система вбирання-випуску зарубіжних та вітчизняних літаків – електрогідравлічна з дистанційним керуванням із кабіни екіпажу. У якості виконавчих механізмів у системі застосовуються гідроциліндри, так як найбільш розповсюдженими енергетичними системами, що використовуються для вбирання та випуску шасі, є гідравлічні системи. Основне керування випуском шасі на більшості літаків ЦА здійснюється за допомогою електроенергії бортових джерел живлення та гідравлічної енергії основної гідравлічної системи (ГС).

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1. Основна частина

1.1. Сучасний стан та основні тенденції у розвитку системи вбирання-випуску шасі літального апарата.

Сучасний етап розвитку даної системи характерний тим, що подальше підвищення ефективності експлуатації може бути здобуте шляхом удосконалення експлуатаційно-технічних характеристик, що визначають рівень безпеки і регулярності польотів, а також економічною ефективністю. Одним з основних напрямків підвищення безпеки та регулярності польотів, а також ефективності застосування новостворених літальних апаратів цивільної авіації (ЛА ЦА) є раціональне формування схемних рішень функціональних схем, тобто вибір раціональної кратності резервування каналів системи, ефективних засобів відбивання відмов та блокування помилкових дій екіпажу, засобів захисту від довільного спрацьовування, формування ефективної системи сигналізації. Схемні рішення дозволяють забезпечити високий рівень надійності системи і разом з тим відносну простоту їх конструкції. Однак резервування каналів та елементів – не єдиний шлях до надійності системи. Так для зниження частот руйнувань елементів амортизації шасі, довільних складань стійки шасі доцільно досліджувати інші засоби їх удосконалення, та, зокрема, поліпшити характеристики утомленої міцності.

Найбільш розповсюдженими енергетичними системами, що використовуються для вбирання-випуску шасі, є гідравлічні системи, так як вони мають відносно невелику масу та габаритні розміри, невелику інерцію та високу швидкодію гідроприводу (а також високий ККД ГП), відносну простоту конструкції.

Із збільшенням злітної маси ЛА навантаження на шасі зростає. Тому одним з основних питань при проектуванні є визначення схеми шасі літака.

Тут можна відзначити два підходи: збільшення кількості стійок шасі та припустимого навантаження на одну стійку. Проблема збільшення допустимого навантаження на основну стійку може вирішуватись як за рахунок підвищення її міцності, так і за рахунок збільшення колес в її візку. Кількість та шинорозмір колес визначаються також прохідністю літака по аеродрому. Використовуючи схему з великою кількістю стійок отримують систему вбирання-випуску з додатковим резервуванням, так як при невипуску стійки (одного з рядів або двох стійок протилежного ряду) ЛА завершує політ без утворення особливої ситуації. Ряди стійок шасі можуть житися від кількох гідросистем літака, що підвищує надійність системи вбирання-випуску шасі літака.

Обираючи схему системи необхідно прагнути до простоти конструкції, довговічності в умовах дії утомлених навантажень, великому строку служби між ремонтами та зручності при обслуговуванні. Однак для сучасного літака створити просту конструкцію майже неможливо, так як компоновочні рішення пов'язані із обмежуванням на об'єми, що займають шасі у вбраному стані. Внаслідок цього не тільки на військових, але й на пасажирських літаках все частіше використовують схеми, в яких (при вбранні шасі): колеса повертаються відносно стійок, стискаються амортизатори, скорочуються довжини підкосів, встановлюється два гідравлічних циліндра вбирання-випуску шасі, застосовуються розширюючі пневматики.

Додаткові повороти та лінійні переміщення амортизаторів і колес в процесі їх руху при вбранні та випуску шасі здійснюється додатковими механічними передачами, які складаються з качалок, тяг, важелів, тощо, приєднаних до ланок кінематичних схем шасі.

Для забезпечення високої надійності обраної схеми шасі напрямком його вбирання повинно співпадати з напрямком польоту ЛА. Але компоновочні умови розташування основних стійок не завжди дозволяють вбирати їх за напрямком польоту літака. У таких випадках для основних стійок шасі слід

застосовувати схеми, в яких вбирання стійок відбувається в боковому напрямку (за розмахом крила), тобто в площині YOZ або в площині яка відхилена від неї на невеликий кут. Значні переваги по надійності кінематичних схем, в яких шасі вбираються за напрямком польоту, або в сторону від літака (за розмахом крила) пояснюють їх застосування на переважній більшості як відчизняних, так і зарубіжних пасажирських літаках.

Кінематичні схеми керування стулками можуть бути поділені на такі групи:

- 1) схеми в яких відкриття та закриття стулок керує механічна передача, яка складається з качалок, тяг і механізмів, приєднаних до кінематичної схеми шасі (стійки). В таких схемах потужність, яка необхідна для відкриття та закриття стулок відбирається від приводу шасі;
- 2) кінематичні схеми в яких їх ланки не пов'язані з шасі (стійками):
 - а) коли шасі випущено, стулки залишаються відкритими;
 - б) коли шасі випущено, великі стулки закриваються за допомогою гідравлічних циліндрів стулок.

Аналіз побудови ланцюгів вбирання шасі показав, що резервування цих ланцюгів в цілому або їх окремих елементів на літаках ЦА, як правило не застосовується. Але в підсистемі випуску шасі застосовують декілька резервних каналів.

Основне керування випуском шасі на більшості літаків ЦА здійснюється за допомогою елелектроенергії бортових джерел живлення та гідравлічної енергії основної ГС.

На всіх типах літаків безвідмовність підсистем вбирання та випуску стійок шасі порушуються, якщо виникають відмови та руйнування механічних деталей, вузлів, агрегатів стійок шасі, що входять до складу спільної механічної ланки, яка містить замки вбираного та випущеного положення стійок і стулок, стулок з кінематичними елементами, стійки з силовими і кінематичними ланками та вузлами. Втрата роботоспроможності

будь-якого з елементів загальної механічної ланки призводить до порушення безвідмовної роботи системи вбирання-випуску шасі вцілому.

Тенденції в розвитку системи вбирання та випуску шасі визначаються також урахуванням схемно-конструктивних факторів, впливаючих на безвідмовність даної системи:

- 1) для основних та резервних каналів систем вбирання-випуску стійок шасі при їх схемних побудовах прагнуть не припускати “спільних ланок”, які містять електромеханічні та гідромеханічні елементи, що дозволяє істотно підвищити рівень безвідмовності цих систем;
- 2) застосування можливого резервування ланок підсистем вбирання шасі, так як відсутність такого резервування при порушеннях роботоспроможності їх елементів знижує рівень регулярності польотів;
- 3) за наявності двох електрогідравлічних каналів (основного і резервного) поряд з додатковим (аварійним) механічним каналом, у випадках коли перші два канала мають “спільні ланки”, доцільно застосування в системі двох качалок:
 - електрогідравлічного (в якості основного);
 - аварійного (механічного);
- 4) використання резервування елементів, в тому числі в електроланцюгах підсистем вбирання шасі та ухилення застосування спільних шин живлення цих елементів в зв'язку з істотним впливом безвідмовності електромеханічних елементів на роботоспроможність систем вбирання-випуску стійок шасі всіх типів пасажирських ЛА (особливо електричних реле та кінцевих вимикачів які комутують електроланцюги цих систем);
- 5) в системах, які складаються з електромеханічних елементів (шини, перемикачі, кінцеві вимикачі) прагнуть дублювати пристрої блокування (КВ), що попереджають помилкове вбирання шасі через шунтуючі вимикачі блокування або резервного КВ, що комутує

електроланцюг вбирання шасі за відмови основного пристрою блокування.

- б) з огляду на технічну складність резервування гідромеханічних агрегатів (гідроциліндрів, золотникових гідророзподільників), порушення роботоспроможності яких в багатьох випадках призводять до невбирання та невипуску стійок шасі, продовжують конструктивні і технологічні дослідження, розробки по забезпеченню більш високої фізичної безвідмовності функціонування цих агрегатів;
- 7) застосування в деяких частинах конструкції внутрішньоелементного резервування механічних деталей (зокрема контрольного з'єднання);
- 8) з ціллю забезпечення більш надійного використання підсистем попереджаючою сигналізацією, а також для контролю випущеного положення стійок шасі, прагнуть надати цим підсистемам визначну автономність шляхом введення в їх структуру незалежних електромеханічних елементів (шин, кінцевих вимикачів, тощо).

1.2. Вибір системи-прототипу. Основні тактико-технічні характеристики літака-прототипу.

Базовим варіантом є регіональний літак Ан-148, що забезпечує перевезення в однокласній компоновці від 70 пасажирів з відстанню крісел 864 мм (34“) до 80 пасажирів з відстанню крісел 762 мм (30“). З метою забезпечення гнучкості задоволення вимог різних авіакомпаній, а також з метою зниження експлуатаційних витрат та підвищення рентабельності перевозок передбачається сертифікація базового літака у варіантах з максимальною дальністю польоту від 2200 до 5100 км. Крейсерська швидкість польоту 820-870 км/год. Маркетингові дослідження показали, що базовий літак за своїми техніко-економічними характеристиками відповідає вимогам великої кількості авіакомпаній.

Літак виконано за схемою високоплану з двигунами Д-436, розташованими на пілонах під крилом. Це дозволяє підвищити рівень захищеності двигунів та конструкції крила від ушкоджень сторонніми предметами. Наявність допоміжної рушійної установки, бортової системи реєстрації стану літака, а також високий рівень експлуатабельності та надійності систем дозволяють застосовувати літак на мережі технічно слабооснащених аеродромів.

Сучасне пілотажно-навігаційне та радіозв'язне обладнання, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційних систем керування польотом літака дозволяють використовувати його на будь-яких повітряних трасах, в простих та складних метеоумовах, днем та вночі, в тому числі на маршрутах із високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту для екіпажу.

Технічне обслуговування (ТО) літака Ан-148 засновано на задоволенні вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG-3) та забезпечує підтримку льотної гідності літака в межах життєвого циклу експлуатації за станом з інтенсивністю до 300 год в місяць із коефіцієнтом готовності більш

98,5%, при мінімізації витрат на ТО (2,5 чол-год на 1 год нальоту, 30 хв. - транзитне ТО (А1), 2 години на заміну двигуна).

Літак-прототип створюється на базі авіаційних правил і норм АП-25, FAR-25 та JAR-25, глави IV вимог ІСАО за шумом на місцевості та Додатку 16 тома II по емісії авіаційних двигунів.

Сімейство літаків Ан-148 також включає наступні модифікації:

- пасажирський літак, що забезпечує перевезення 40-55 пасажирів на дальність 6000 - 7000 км;
- адміністративний на 10 – 30 пас. з дальністю 7300 - 8700 км;
- вантажний варіант з боковою вантажною двір'ю для перевезення генеральних вантажів на піддонах та в контейнерах;
- вантажно-пасажирський варіант для змішаних перевезень «пасажир + вантаж»;
- транспортний варіант із заднім люком-рампою для перевезення та десантування поширеної номенклатури вантажів; варіанти спецпризначення (санітарний, моніторинга різноманітних видів тощо).

Принципіальною особливістю створення сімейства Ан-148 являється використання максимальної уніфікації та спадкоємності агрегатів та компонентів базового літака – крила, оперення, фюзеляжу, рушійної установки, пасажирського та літакового обладнання.

В складі сімейства літака Ан-148 розглядаються варіанти літаків із сучасними зарубіжними двигунами тягою 6000 – 8000 кгс, в тому числі із двигунами сімейств CF34-8/10, PW 800 та SM-146.

Основні характеристики літака-прототипу:

1	Злітна вага, т	36,4
2	Пасажиромісткість, чол.	70
3	Платне навантаження, т	7,7
4	Вага спорядженого літака, т	22,5
5	Вага палива в ОЧК ($\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$), т	8,51
	Вага палива в центроплані ($\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$), т	3,15
6	Двигуни Д-436: - злітна тяга ($H = 0, +30^\circ\text{C}$), т - тяга ЧР ($H = 0, +30^\circ\text{C}$), т - крейсерська тяга ($M = 0,75, \text{CA}, H = 11 \text{ км}$), т - питомі крейсерські витрати палива ($M = 0,75, \text{CA}, H = 11 \text{ км}$), кг/кг·год - крейсерська тяга ($M = 0,772, \text{CA}, H = 11,6 \text{ км}$), т - розташовувані питомі крейсерські витрати палива ($M = 0,772, \text{CA},$ $H = 11,6 \text{ км}$), кг/кг·год	6,4 7,1 1,35 0,64 1,2 0,68
7	Швидкість: - максимальна, км/год - крейсерська, км/год	870 820
8	Крейсерська висота, м	11600
9	Практична дальність, км: - з 70 пасажирями (6,65 т) - з платним навантаженням (7,7 т) - при максимальному запасі палива в консолях крила (55 пасажирів = 5,23 т)	2800 2200 3700
10	Необхідна довжина ЗПС ($H = 0, \text{CA}$), м: - для зльоту - для посадки	1800 1800
11	Паливна ефективність, г.пас.км	27,6
12	Крейсерська якість ($M = 0,78, C_y = 0,45$)	15,8

Геометричні характеристики літака:

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

Параметр	Крило	ГО	ВО
Площа, кв. м.	87	18,87	19,86
Подовження	9,495	4,61	0,948
Звуження	4,045	2,51	1,346
Відносна площа	-	0,217	0,228
Коефіцієнт статичного моменту	-	0,937	0,0928
Кут поперечного "V", град.	-4,5	0	-
Кут стріловидності по 0,25 хорд, град.	25	32	40
Кут установки, град.	+3	+1	0
Середня аеродинамічна хорда	3394,92		
Кут САХ, град. (польотний)	0		

Діапазон центрувань, % САХ	25 – 39
----------------------------	---------

1.3. Розробка та обґрунтування структури системи вбирання-випуску шасі.

Порівняння схем шасі (наприклад, літаки-аналоги – Embraer на рис.2.1, RRJ, Ан-148, Ан-24) [10, 11, 12], що відрізняються друг від друга тільки напрямком вбирання, дозволяє зробити висновок, що схеми, у яких шасі убераються в напрямку польоту літака, мають наступні переваги по надійності:

1. Випуск шасі і закриття замків випущеного положення (для передньої опори) можуть бути здійснені енергетичною системою, у якій використовуються аеродинамічні сили і сили ваги. У разі потреби аеродинамічні сили можуть бути збільшені підвищенням швидкості польоту.

2. Вертикальні і горизонтальні сили, що діють на шасі при посадці, розбігу, маневруванні і стоянці літака, не навантажують замки випущеного положення. Ці замки не навантажуються й аеродинамічними силами, коли відкриваються після злету перед вбиранням шасі..

Попередні технічні дані по системі шасі для RRJ

(вбирання-випуск шасі та навантаження на ступки шасі).

Повітряні навантаження:

- максимальна швидкість вбирання шасі: 100 м/сек та кут бічного ковзання літака до 20°;
- максимальна швидкість випуску шасі: 100 м/сек та кут бічного ковзання літака до 20°.

Керівництво по відкриттю замка шасі.

Завершення механічного випуску при відсутності маневрування літака.

Умови та час вбирання-випуску шасі:

<i>Випадок</i>	Час (с)	Температура (°C)	Повітряна швидкість (м/с)	Кут бічного ковзання (°)
Вбирання	9*	20	100	20
Випуск	9*	20	100	20
Вбирання при аварійних випадках	12*	20	100	20
Випуск при аварійних випадках	10	20	100	20

* Не включає час вбирання-випуску шасі за ступки основної опори шасі, який не повинен перевищувати 4 с.

Примітки:

1. Максимальна витрата рідини під час вбирання шасі не повинна перевищувати 28 л/хв.
2. Можливе збільшення часу вбирання-випуску шасі до 30 % при більш низьких температурах.

Структурна схема гідравлічної системи літака Embraer.

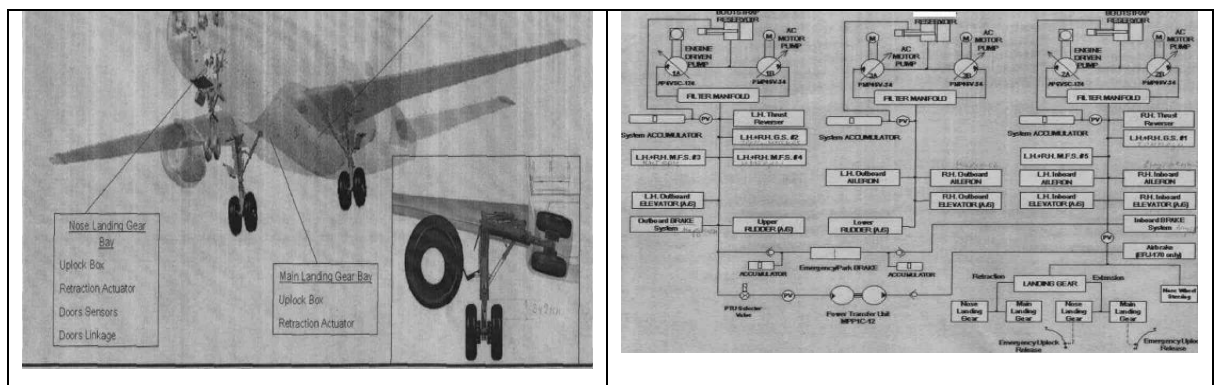


Рис.2.1.

Так як компоновочні умови розміщення основних опор не дозволяють забирати їх у напрямку польоту, то була обрана схема, у якій збирання виробляється в бічному напрямку (площина YOZ). При такій схемі сила ваги, що діє на шасі, дозволяє зробити його випуск. При необхідності силу ваги збільшують створенням перевантаження в площині YOZ. В обраній схемі шасі мають підкоси основних опор, що складаються, де сили, створювані пружинами замків підкосів, також допомагають випуску шасі.

У відмінності від компоновочної схеми Ан-74 на літаку-прототипі не передбачені силові приводи керування стулками основних опор, тому що вони кінематично зв'язані зі стійкою, що дозволяє заощадити вагу системи.

Для кінематичних схем, у яких шасі убираються проти напрямку польоту (наприклад, схема вбирання-випуску літака-аналогу Ту-334), використовувати механічний випуск шасі не представляється можливим.

Аналіз принципів резервування системи випуску шасі показав, що найбільше раціонально застосовувати один резервний механічний канал випуску шасі з $Q = 10^{-7}$ на 1 годину польоту. Імовірність невипуску шасі від основного (електрогідравлічного) каналу й аварійного (механічного) каналу складе $\sim 10^{-13}$ (10^{-12}) на 1 годину польоту, що задовольняє вимогам, пропонованих до системи.

У проектованій системі відсутнє резервування каналу вбирання шасі, тому що невбирання шасі (а також незакриття стулок) впливає тільки на регулярність польотів літака, і не впливає на безпеку польотів. Так як у проектованій системі має місце блокування від помилкового вбирання шасі на землі, що конструктивно представляє із себе кінцевий вимикач (КВ), підключений у електромережу вбирання шасі, то при незнятті блокування при зльоті ЛА в системі передбачене відключення блокування натисканням відповідної кнопки, що збільшує регулярність польотів.

Загальні відомості.

Літак-прототип оснащений трьохопорним шасі, що убирається, з передньою опорою. У випущеному положенні передня опора фіксується замком випущеного положення, а основні опори – розпором, що утримує підкіс, який складається. У прибраному положенні опори утримуються замками прибраного положення.

На передній опорі встановлені негальмові колеса КН35 і механізм їхнього повороту для керування руху літака по землі, на основних опорах – гальмові колеса КТ16 для гальмування літака на злітно-посадковій смузі (ЗПС) із застосуванням антиюзової автоматики. Стійки шасі убираються в польоті в спеціальні ніші, що закриваються стулками. Шасі має сигналізацію випущеного, вбраного і проміжного положень.

Основні опори шасі і стулки.

Кожна основна опора літака-прототипу виконана за підоймовою схемою і складається зі стійки з двома гальмовими колісьми, замка вбраного положення, складального підкоса, циліндра вбирання-випуску і лобового розкосу. Стійка складається з траверси, важеля колеса і виносного амортизатора. У випущеному положенні стійка утримується підкосом, що складається (див. Рис. 2.2). Стійки убираються в поперечному напрямку до осі літака в ніші, що розташовані під підлогою фюзеляжу й в обтічниках основних опор шасі.

Ніші основних опор у прибраному положенні стійок закриваються частково колесом, а частково стулками. Бічна стулка кінематично зв'язана зі стійкою. У випущеному положенні шасі бічна стулка залишається відкритою. Для зручності доступу в нішу на землі бічні стулки відкидаються нагору після розфіксації керуючої тяги.

Передня опора і стулки.

Ніша передньої опори шасі закривається великими і малими стулками. Стулки передньої опори і стулки основних опор кінематично зв'язані зі стійками й окремим керуванням не мають.

Усі три замки вбраного положення опор і замок випущеного положення передньої опори відкриваються однаковими гідроциліндрами, заблокованими з золотником, що після відкриття замка перепускає рідина до гідроциліндра, що переміщає стійку.

При вбиранні основних опор тиск робочої рідини одночасно подається в гідроциліндр, що складає розпір, і в силовий циліндр, що переміщає стійку.

Закриття замків випущеного і вбраного положення відбувається механічно за рахунок переміщення деталей замка підвісної стійки і пружинами. У замках вбраного положення й у замку випущеного положення передньої опори передбачена подача тиску робочої рідини в протилежну порожнину гідроциліндра керування замком для його примусового повернення у вихідне положення (у допомогу поворотній пружині). У гідроциліндр розпору при випуску основної стійки тиск робочої рідини подається в обох порожнин, що дозволяє задемпфувати розпрямлення розпору.

При випуску всіх стійок шасі тиск робочої рідини подається до обох порожнин силових гідроциліндрів, що переміщають стійкі. Це дозволяє забезпечити керований з заданою швидкістю рух стійок на випуск і уникнути великих зусиль, що розвиваються гідроциліндрами. Силові гідроциліндри оснащені пристроєм гальмування наприкінці ходу як на випуск так і на вбирання стійок.

Вбирання-випуск передньої опори і вбирання-випуск основних опор здійснюється окремими гідравлічними мережами, підключеними до напірної магістралі за підпірним клапаном гідросистеми №2 (ГС2). Кожна мережа має три керуючих гідравлічних розподільника КЭ94-2 з електромагнітним керуванням. Для випуску чи вбирання передньої опори й основних опор у кожній мережі завжди потрібно включити два розподільники : загальний розподільник і розподільник лінії вбирання чи загальний розподільник і розподільник лінії випуску.

Включення розподільників здійснюється з щитка "ШАСІ" загальним перемикачем ПШЗ із двома фіксованими положеннями : "ВБИРАННЯ" і "ВИПУСК". Після завершення циклу вбирання чи випуску кінцевими вимикачами прибраного чи випущеного положення опор розподільники знеструмлюються.

На землі при обтиснутих амортизаторах основних опор електроланцюг вбирання шасі розірваний кінцевим вимикачем блоку БМ703, встановленого на лівій опорі.

Для забезпечення заданого часу вбирання шасі у випадку відмовлення маршового двигуна №2 передбачається автоматичне включення резервної насосної станції НС140-2Н й подача від неї робочої рідини в мережу збирання основних стійок шасі.

Сигналізація положення шасі виконана по двох незалежних каналах, для чого на кожному замку і розпорі встановлюється по два кінцевого вимикача.

Перший канал сигналізації видає інформацію на 6 світлосигналізаторів, розташованих на щитку "ШАСІ":

- три зелених світлосигналізатора, кожний з яких горить при випущеній відповідній опорі ;
- три жовтих світлосигналізатора, що горять при проміжному положенні опор.

Другий канал сигналізації видає інформацію на кадр "КОНФІГУРАЦІЯ", виведений по виклику на багатофункціональний індикатор (МФІ). На цьому кадрі є зелені символи випущеного положення опор і жовті символи проміжного положення.

Передбачається порівняння і контроль сигналів першого і другого каналів сигналізації з видачею на комплексний індикатор систем літака (КІСС) і кадр "КОНФІГУРАЦІЯ" повідомлень про виниклі несправностях і відмовленнях. Передбачено також три канали сигналізації про необхідність

випуску шасі з видачею звукових сигналів (дві сирени) і повідомлень на КІСС.

Резервний випуск передньої опори шасі здійснюється механічною системою під дією власної ваги стійки і потоку, що набігає. Відкриття замка вбраного положення передньої опори здійснюється вручну і з робочого місця помічника командира.

Резервний випуск основних опор шасі здійснюється примусово подачею тиску від резервної насосної станції до гідроциліндра, що відкриває через механічну проводку обидва замки вбраного положення, і до гідроциліндрів, що дожимають підкоси стійок, що складаються, у випущене положення. Включення електрогідравлічного розподільника резервного випуску основних опор шасі здійснюється вимикачем, розташованим на щитку "ШАСІ". Там же розташований вимикач, яким відключається електроланцюг основного керування шасі при резервному випуску (на випадок активного відмовлення).

Передбачений також аварійний випуск основних опор під дією власної ваги й аеродинамічних сил, що діють на стулки. Відкриття замків вбраного положення опор здійснюється через тросову проводку рукояткою, розташованою на робочому місці помічника командира.

Функціональна схема системи вбирання-випуску шасі дана на кресленні НАУ 04.07.04.00.

Органи керування і сигналізації.

У кабіні екіпажа повинні розташовуватися наступні органи керування і сигналізації :

- перемикач ПШЗ керування вбиранням і випуском шасі з двома положеннями : "ВБИРАННЯ" і "ВИПУСК" ;
- вимикач типу 2ППНМ для відключення електроланцюга основного керування вбиранням-випуском ;
- вимикач типу 2ППНМ для резервного випуску основних опор шасі ;

- кнопка малогабаритна типу КМ2 для відключення звукової сигналізації про необхідність випуску шасі ;

- три здвоєних світлосигналізатора типів L-302 ... ; нижнє після світлосигналізатора зелене, а верхнє – жовте ;

Перераховані вище елементи розташовуються на щитку "ШАСІ", установленому на середній приладовій дошці пілотів праворуч. Перемикачі 2ППНМ і кнопка КМ2 повинні бути закриті запобіжними ковпачками (кришками).

- рукоятка для ручного відкриття замка вббраного положення передньої опори шасі (на правій бічній стінці центрального пульта) ;

- рукоятка для ручного відкриття замків вббраного положення основних опор шасі ;

- дві сирени типу З-1.

Кінцеві вимикачі.

На замках (розпорах) випущеного положення і на замках вббраного положення стійок встановлені кінцеві вимикачі, що наведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1.

Опора	Замок	Тип К.В.	Позначення на функц. схемі	Призначення К.В.
1	2	3	4	5
Передня опора шасі	Замок випущеного положення	ВКВ-Д713	А1	Сигналізація закритого положення замка в 1-му каналі сигналізації (контакти 1 і 2).
				Комутація електроланцюга випуску стійки (контакти 3 і 4).

	Замок вбраного положення	ВКВ-Д713	А2	Видача в СУОСО сигнала про закриття положення замка (в 2-ий канал сигналізації).
		ВКВ-Д713	Г1	Сигналізація закритого положення замка в 1-му каналі сигналізації (контакти 3 і 4)
				Комутація електроланцюга вбрання стійки (контакти 1 і 2).
ВКВ-Д713	Г2	Видача в СУОСО сигналу про закриття положення замка (в 2-ий канал сигналізації).		
Права основна опора	Розпор	ВКВ-Д713	Б1	Сигналізація випущеного положення стійки в 1 ^{му} каналі сигналізації (контакти 1 і 2).
				Комутація електроланцюга випуску стійки (контакти 3 і 4).
		ВКВ-Д713	Б2	Видача сигналу в СУОСО про випущене положення стійки (в 2 ^й канал сигналізації).
Права основна опора	Замок вбраного положення	Д703 в блоці	Д1	Сигналізація закритого положення замка в 1 ^{му} каналі сигналізації (контакти 3 і 4).
		Коммутация электроцепи уборки стойки (контакты 1 и 2).		
		Геркон	Д2	Видача в СУОСО сигналу про закрий замок (в 2 ^й канал сигналізації).
Ліва основна опора	Розпор	ВКВ-Д713	В1	Сигналізація випущеного положення стійки в 1 ^{му} каналі сигналізації (контакти 1 і 2).i

				Комутація електроланцюга випуску стійки (контакти 3 і 4).
		ВКВ-Д713	В2	Видача сигналу в СУОСО про випущене положення стійки (в 2 ^й канал сигналізації).
	Замок вбраного положення	Д703 в блоці	Е1	Сигналізація закритого положення замка в 1 ^{му} каналі сигналізації (контакти 3 і 4).
				Комутація електроланцюга вбирання стійки (контакти 1 і 2).
		Геркон	Е2	Видача в СУОСО сигналу про закритий замок (в 2 ^й канал сигналізації).

Керування вбиранням і випуском шасі.

Електрична система керування розподільниками КЭ94-2 разом із системою керування загальнолітаковим обладнанням (СУОСО) повинна забезпечувати :

Збирання шасі.

Якщо хоча б один із трьох замків прибраного положення опор не знаходиться в закритому положенні, то повинна подаватися напруга 27В на обмотку електромагніта підпірного клапана РД57-2 .

При перекладі перемикача ПШЗ у положення "ВБИРАННЯ" напруга 27В постійного струму повинна подаватися :

1. По передній опорі :
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2, що включає мережу вбирання-випуску передньої опори ;
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2 лінії збирання опори.

2. По основних опорах :

- на електромагніт розподільника КЭ94-2, що включає мережу вбирання-випуску основних опор ;

- на електромагніт розподільника КЭ94-2 лінії вбирання основних стійок.

3. Після вбирання передньої опори (після закриття замка прибраного положення і натискання відповідного кінцевого вимикача) напруга з розподільників повинна зніматися.

Після вбирання обох основних опор (після закриття обох замків прибраного положення основних опор і спрацьовування відповідних кінцевих вимикачів) напруга з розподільників повинна зніматися.

4. Напруга на включення підпірного клапана РД57-2 повинна зніматися після закриття всіх трьох замків прибраного положення стійок.

Збирання шасі при відмові маршового двигуна №2.

На час вбирання шасі, якщо вона відбувається при відмовленому (непрацюючому) двигуні, повинна подаватися напруга 27В в ланцюг автоматичного включення резервної насосної станції НС140-2Н і на розподільник КЭ94-2, що подає тиск від НС140-2Н в мережу вбирання основних опор, тобто включення НС140-2Н і розподільника КЭ94-2 повинне відбуватися, якщо одночасно є три ознаки :

- включені розподільники КЭ94-2 лінії вбирання основних стійок ;
- обороти КВД двигуна №2 менше 6900 об/хв (у СУОСО) ;
- відсутній сигнал "БАК НС – РЕЗЕРВ - МАЛО РІДИНИ" (у СУОСО).

Допускається включення розподільника КЭ94-2 робити напругою, узятим із входу в ПШЗ.

Випуск шасі.

При перекладі перемикача ПШЗ у положення "ВИПУСК" напруга 27В постійного струму повинне подаватися :

1. На обмотку електромагніта підпірного клапана РД57-2.
2. По передній опорі :
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2, що включає мережу вбирання-випуску передньої опорі ;
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2 лінії випуску опорі.
3. По основних опорах :
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2, що включає мережу вбирання-випуску основних опор ;
 - на електромагніт розподільника КЭ94-2 лінії випуску опор.
4. Після закриття замка випущеного положення передньої опорі знеструмлюються розподільники.

Після запирання розпорів обох основних стійок розподільники повинні знеструмлюватись.

5. Припинення подачі напруги в мережу включення підпірного клапана РД57-2 повинне відбуватися після випуску обох основних опор.

Блокування в електромережах вбирання-випуску шасі.

1. Електромережа вбирання шасі (усіх стійок) повинна розриватися при обтиснутій амортизації шасі кінцевим вимикачем, розташованому в блоці мікрОВИМІКАЧІВ БМД703, установленому на лівій основній опорі шасі.

2. При перекладі перемикача "УПРАВЛ. ОСНОВ.", розташованого на щитку "ШАСІ" у положенні "ОТКЛ" повинні розриватися ланцюги вбирання і ланцюги випуску як передньої, так і основних опор шасі.

Сигнали, видавані з електромережі керування в СУОСО.

З електричної мережі керування вбиранням і випуском шасі в СУОСО видається два сигнали :

- перемикач шасі в положенні "ВИПУСК" (D1) ;
- перемикач шасі в положенні "ВБИРАННЯ" (D2).

Резервний випуск шасі.

Резервний випуск шасі здійснюється подачею напруги на розподільник КЭ94-2 мережі резервного випуску за допомогою перемикача, розташованого на щитку "ШАСІ".

Одночасно з включенням розподільника КЭ94-2, повинна податися напруга 27В в ланцюг автоматичного включення насосної станції НС140-2Н.

Сигналізація положення опор шасі.

Сигналізація положення опор шасі виконується по двох незалежних каналах.

Перший канал сигналізації.

У першому каналі сигналізації положення опор шасі індіціюється за допомогою шести світлосигналізаторів :

- три зелених світлосигналізатора випущені положення опор ;
- три жовтих світлосигналізатора проміжні положення опор .

1. Зелений світлосигналізатор повинен горіти, якщо відповідна йому опора знаходиться у випущеному положенні, тобто якщо закритий замок випущеного положення (замкнений розпір) і відпущений відповідний кінцевий вимикач.

2. Жовтий світлосигналізатор повинен горіти, якщо відповідна йому опора знаходиться в проміжному положенні, тобто відкритий як замок випущеного положення так і замок вбраного положення.

3. У вбраному положенні опори, коли закритий замок прибраного положення і натиснутий відповідний кінцевий вимикач обоє світлосигналізатора опори не горять.

4. У першому каналі сигналізації повинні бути сформовані наступні інтегральні сигнали (+27 В) :

- "ВСІ ОПОРИ ВИПУЩЕНІ" – використовується при формуванні попереджувачого сигналу "ШАСІ ВИПУСТИ", видається в СУОСО для здійснення контролю сигналізації положення опор і видається в бортовий пристрій реєстрації (БУР);

- "ВСІ ОПОРИ ПРИБРАНІ" – видається в СУОСО для здійснення контролю сигналізації положення шасі і видається в БУР ;

- "ХОЧА Б ОДНА ОПОРА НЕ ПРИБРАНА" – використовується для включення підпірного клапана гідросистеми РД57-2.

5. З першого каналу сигналізації в СУОСО повинний видаватися сигнал (+27В) "Є ЖИВЛЕННЯ В ПЕРШОМУ КАНАЛІ СИГНАЛІЗАЦІЇ" (D6).

Другий канал сигналізації.

В другому каналі сигналізації положення опор шасі індіціюється за допомогою зелених символів випущеного положення і жовтих символів проміжного положення, видаваних на кадр "КОНФІГУРАЦІЯ". При прибраних опорах символи стійок на кадрі відсутні.

Формує інформацію для кадру "КОНФІГУРАЦІЯ" СУОСО по сигналах від кінцевих вимикачів. У СУОСО надходять наступні сигнали (+27 В) :

При випущених опорах :

- від кінцевого вимикача замка випущеного положення передньої опори (А2) ;

- від кінцевого вимикача розпору лівої основної опори (У2) ;

- від кінцевого вимикача розпору правої основної опори (Б2).

При прибраних опорах :

- від кінцевого вимикача замка прибраного положення передньої опори (Г2) ;

- від кінцевого вимикача замка прибраного положення лівої основної опори (Е2) ;

- від кінцевого вимикача замка прибраного положення правої основної опори (Д2).

1. Якщо при включеному другому каналі (є D5) в однієї опори шасі є сигнал від К.В. замка випущеного положення (розпору) і відсутній сигнал від К.В. замка прибраного положення, то на кадр "КОНФ." повинен видаватися зелений символ випущеного положення цієї опори.

2. Якщо при наявності D5 в однієї опори відсутні обидва сигнали (від К.В. замка випущеного положення і від КВ замка вбраного положення), то на кадр "КОНФ." повинний видаватися жовтий символ проміжного положення цієї опори.

3. Якщо при наявності D5 в однієї опори шасі є сигнал від К.В. замка прибраного положення й відсутній сигнал від К.В. замка випущеного положення, то на кадрі "КОНФ." символи стійки повинні бути відсутніми.

4. Якщо при наявності D5 в однієї опори є обидва сигнали (від К.В. замка випущеного положення і від К.В. замка прибраного положення), то на кадр "КОНФ." повинний видаватися жовтий символ проміжного положення.

5. З ланцюга живлення кінцевих вимикачів другого каналу сигналізації в СУОСО повинний видаватися сигнал (+27 В) "Є ЖИВЛЕННЯ В ДРУГОМУ КАНАЛІ СИГНАЛІЗАЦІЇ" (D5).

Попереджуюча сигналізація про необхідність випуску шасі.

Сигналізація про необхідність випуску шасі виконується по трьох каналах.

Перший канал.

Попереджуючу сигналізацію в першому каналі формує СУОСО в блоці БПМВС-05-5 за результатами обробки наступної інформації :

- α РУД двигуна №1; (від БУК-148 1^{го} каналу) ;
- α РУД двигуна №2; (від БУК-148 1^{го} каналу) ;
- швидкість польоту (від ИКВСП) ;
- сигнали від кінцевих вимикачів замків випущеного положення опор шасі з другого каналу сигналізації положення опор ;

Якщо одночасно :

- не закритий замок випущеного положення хоча б однієї опори і немає сигналу від відповідного кінцевого вимикача ;
- обоє РУД^a знаходяться в положенні 86^{об} і менш ;
- швидкість польоту складає 300 км/год і менш,

те повинні сформуватися наступні попереджуючі сигнали :

- на КИСС видається сигнальне повідомлення

ШАСІ ВИПУСТИ

(жовте) і включається центральний сигнальний вогонь (ЦСО);

- включається сирена З-1 №1, встановлена в кабіні екіпажа.

- у бортовій системі технічного обслуговування (БСТО) видається повідомлення "ШАСІ ВИПУСТИ 1".

Другий канал.

Попереджуючу сигналізацію в другому каналі формує СУОСО в блоці БПМВС-05-6 за результатами обробки наступної інформації :

- α РУД двигуна №1 (від БУК-148) 2^{го} каналу) ;

- α РУД двигуна 2 (від БУК-148) 2^{го} каналу) ;

-α закрилків (від датчиків СУЗ) ;

- інтегральний сигнал "ВСІ ОПОРИ ВИПУЩЕНІ" (з першого релейного каналу сигналізації положення шасі).

Якщо одночасно :

- відсутній інтегральний сигнал "ВСІ ОПОРИ ВИПУЩЕНІ" :

- обоє РУД^a знаходяться в положенні 104,5^{про} і менш ;

- закрилки знаходяться в положенні 19^{про} і більш,

те повинні сформуватися наступні попереджуючі сигнали :

- на КІСС видається сигнальне повідомлення

ШАСІ ВИПУСТИ

(жовте) і включається ЦСО ;

- включається сирена З-1 №1 ;

- у БСТО видається повідомлення "ШАСІ ВИПУСТИ 2".

Третій канал.

Попереджуючу сигналізацію в третьому каналі формує СУОСО в блоці БПМВС-05-7 за результатами обробки наступної інформації :

- інтегральний сигнал "ВСІ ОПОРИ ВИПУЩЕНІ" (з першого релейного каналу сигналізації положення опор шасі ;

- висота польоту по радиовисотомеру ;

- вертикальна швидкість зниження V_y ;

Якщо одночасно :

- отсутствует інтегральний сигнал "ВСІ ОПОРИ ВИПУЩЕНІ" ;

- висота польоту складає 300 метрів і менш ;

- вертикальна швидкість зниження V_y протягом 3...5 секунд складає 1,5 м/с і більш , те повинні сформуватися наступні попереджуючі сигнали :

- на КІСС видається сигнальне повідомлення

ШАСІ ВИПУСТИ

(жовте) і включається ЦСО ;

- включається сирена 3-1 №2, встановлена в кабіні екіпажа.

- у БСТО видається повідомлення "ШАСІ ВИПУСТИ 3".

4. Якщо відбулося відмовлення маршового чи двигуна відмовило ЕСУ двигуна, то при формуванні сигналів по пунктах 6.1. і 6.2. варто вважати, що РУД двигуна, у якого відбулося відмовлення знаходиться в положенні менше $86^{\text{про}}$ чи $104,5^{\circ}$.

Відключення звукової сигналізації (сирен 3-1).

Обидві сирени 3-1 у випадку неможливості випуску шасі повинні відключатися за допомогою зведеної кнопки типу КМ2, розташованої на щитку "ШАСІ". Кнопка повинна закриватися запобіжною засувкою.

При натисканні на кнопку повинна розірватися електричний ланцюг, по якій у момент натискання кнопки подається напруга на включення сирени. Після відпускання кнопки ця електроцепь повинна залишитися разорваною, а інші повинні безперешкодно пропускати напруга на включення сирени.

Вимоги по електроживленню.

Усі мережі керування і сигналізації системи вбирання-випуску шасі повинні підживлюватись від шин аварійного електроживлення.

Основний канал керування і резервний канал випуску шасі, перший і другий канали сигналізації повинні живитись від різних шин.

Сигнали, що видаються в БУР.

У БУР видаються наступні сигнали :

- перемикач ПШЗ знаходиться в положенні "ВИПУСК" (D1) ;
- перемикач ПШЗ знаходиться в положенні "ВБИРАННЯ" (D2) ;
- "УСІ СТІЙКИ ВИПУЩЕНІ" (інтегральний сигнал з першого каналу D3) ;
- "УСІ СТІЙКИ ПРИБРАНІ" (інтегральний сигнал з першого каналу D4).

1.3.1. Технічне завдання на гідросистему літака-прототипу.

Призначення.

Гідравлічна система призначена для :

- живлення рульових приводів системи керування в повздовжньому, поперечному і шляховому каналах ;
- основного керування закрилками ;
- основного керування передкрилками ;

- керування гальмовими інтерцепторами ;
- вбирання і випуску шасі, резервного випуску шасі ;
- основного й аварійного гальмування коліс шасі ;
- живлення рульового пристрою передньої опори шасі ;
- живлення систем реверса маршових двигунів.
- керування дверима трапом.

Літак оснащений двома цілком автономними гідравлічними системами (ГС1 і ГС2) і мережею резервної насосної станції. Перша гідросистема (ГС1) живить тільки агрегати системи керування польотом, гальмові інтерцептори і реверсний пристрій двигуна №1. Друга гідросистема (ГС2) крім агрегатів системи керування, другої пари гальмових інтерцепторів і реверсного пристрою двигуна №2 живить системи шасі (вбирання-випуск, рульовий пристрій, система гальмування) і приводи закрилків і передкрилків. Крім того, у ГС1 мається аварійний турбонасос із приводом від вітрянки (ВД).

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

ГС2 складається з трьох мереж :

- мережа до підпірного клапана, від якої підживлені рульові приводи системи керування
- мережа за підпірним клапаном, від якої підживлені приводи передкрилків і закрилків системи вбирання-випуску шасі, основного і стояночного гальмування і рульовий пристрій ; у системі основного і стояночного гальмування передбачений автономний гідроаккумулятор ;
- автономна мережа насосної станції ГС2, від якої підживлені резервний випуск шасі, аварійне гальмування коліс шасі, двері-трап і рульовий пристрій ; тиск у цій ділянці створюється електроприводною насосною

станцією, що підключена до аварійної системи електропостачання постійного струму і робочої рідини, що має свій запас.

Номінальний тиск у гідросистемі - 210 кгс/см².

Номінальний тиск в автономній мережі насосної станції ГС – 150 кгс/см².

Робоча рідина - непальна рідина типу НГЖ-5У.

Основним джерелом тиску в першій і другій гідросистемах служать насоси перемінної подачі НП148Н с приводом від маршових двигунів, а резервним і наземної – насосні станції НС140-7Н, оснащені електродвигунами змінного струму.

Резервна насосна станція НС140-2Н, оснащена своїм окремим гідробаком і мережею напірних і зливальних трубопроводів і агрегатів, призначена для резервного випуску шасі, резервного живлення рульового пристрою, аварійного гальмування коліс шасі, керування кришками багажних відсіків і збирання аварійного турбогенератора. Насосна станція працює від електродвигуна постійного струму.

Всі органи керування гідросистемами знаходяться на щитку "ГІДРО", розташованому на верхньому пульта льотчиків ліворуч. Весь обсяг інформації про стан гідросистеми і її параметрів, необхідний екіпажу в польоті, дається на кадрі "ГІДРО", виведеному по виклику на МФІ. Кадр містить структурну схему гідросистеми, на якій за допомогою кольорових ліній, символів і цифр дається наочна картина стану систем і їхніх елементів. У нижній частині кадру даються текстові повідомлення про виникнення несправностей і відмовлень і про необхідні дії по їхньому відбиванню.

Повідомлення про те, що в гідросистемі з'явилися несправності, позаштатні чи ситуації відмовлення видаються на КІСС і супроводжуються включенням ЦСО і звуковим сигналом "ДЗВІН".

Стан систем після виникнення несправностей і відмовлень фіксується на кадрі "СТАТУС".

Усі несправності і відмовлення, що виникли в системах, надходять і запам'ятовуються БСТО. У БСТО видаються також деякі параметри гідросистеми, відсутні на кадрі "ГІДРО", наприклад, величина тиску наддування гідробаків, тиск зарядки гідроаккумуляторів.

Мережі наддування гідробаків.

Мережі наддування гідробаків ГС1 і ГС2 цілком ідентичні. Гідробак резервної насосної станції своєї системи наддування не має. Тиск наддування в ньому створюється за рахунок того, що він повідомлений окремим трубопроводом з гідробаком ГС2.

Повітря в системі наддування подається від маршових двигунів і допоміжної рушійної установки (ВСУ) через систему підготовки повітря чи від наземного джерела через бортовий клапан наддування.

Комплексний агрегат наддування 985800-2 НГЖ підтримує в гідробаках тиск у наступних межах:

- тиск на виході з редуційного клапана – $2,5^{+0,65}_{-0,8}$ кгс/см²;
- тиск відкриття запобіжного клапана – $3,65 \pm 0,35$ кгс/см².

Агрегатів, що вимагають керування, у мережах наддування немає.

Контроль рівня рідини в гідробаках здійснюється за допомогою комплексу рівнемірів гідрорідини КУГЖ-148. У кожному гідробаці встановлений датчик ДИУ-148, що за допомогою електронного блоку БИУ-148 видає аналогові сигнали в СУОСО (А1 у ГС1 і А31 у ГС2) і на дисплей ДУ-148. Дисплей призначений для контролю за рівнем рідини в баці при заправленні системи. Установлені ДУ-148 у хвостовій частині пілонів маршових двигунів біля бортових клапанів заправлення систем. На дисплей видаються чисельні значення кількості рідини в літрах.

Перекривний кран.

У лінії усмоктування основного насоса НП148Н обох систем установлені перекривні крани ЕПК-35Н.

Призначені перекривні крани для перекриття трубопроводу подачі робочої рідини з гідробака до основного насоса в наступних випадках:

- на маршовому двигуні виникла пожежа;
- утрата рідини із системи;
- перегріву робочої рідини в системі, якщо знизити температуру іншими засобами не вдається.

Кран ЕПК-35Н – це кульовий затвір, що через шестерний редуктор повертається електродвигуном постійного струму. У крайніх положеннях крана (у відкритому і закритому) "плюс" електродвигуна на відкриття крана і "плюс" на закриття розриваються убудованим у кран кінцевими вимикачами. Крім того, кран оснащений кінцевими вимикачами сигналізації відкритого і закритого положень.

Керування кранами:

1. Кожен кран ЕПК-35Н відкривається і закривається тільки вручну за допомогою лампи-кнопки з арретиром, "ПЕРЕКР. КРАН" розташованої на щитку керування гідросистемою. Лампа-кнопка закривається запобіжним ковпачком.

2. При відпущеній лампі-кнопці плюс 27 В повинний подаватися в ланцюг відкриття крана.

При натиснутій лампі-кнопці плюс подається в ланцюг закриття крана.

Максимальний споживаний струм – 2,3 А.

Пусковий струм – 4,5 А.

Температура робочої рідини.

У кожній гідросистемі (у ГС1 і в ГС2) температура робочої рідини виміряється в двох місцях:

- у гідравлічному баці;
- у лінії зливу з корпусів насоса і насосної станції перед термодіапапаном

Приймачі температури – П109.

Очищення робочої рідини.

Для очищення робочої рідини в гідросистемі застосовані фільтри фірми "PALL".

У напірних лініях установлені фільтри без пропускних клапанів з номінальною тонкістю фільтрації – 10 мкм ; у зливальних магістралях застосовані фільтри з номінальною тонкістю фільтрації 3 мкм, постачені пропускними клапанами.

Основний насос НП148Н.

Основний насос у ГС1 і в ГС2 установлений на коробці приводів відповідного маршового двигуна і його приводний вал постійно з'єднаний через ряд шестірень з ротором компресора високого тиску. Частота обертання вала насоса складає 0,396 від частоти обертання ротора компресора високого тиску (КВД). Насос може бути від гідросистеми відключений. Відключення насоса полягає в тім, що при подачі напруги (27В, 1А) на обмотку убудованого в насос електромагнітного клапана виробляється примусовий переключення насоса на роботу при низькому тиску й одночасно заціпається вихідний (напірний) канал з насоса. У відключеному стані через насос прокачується тільки невелика кількість рідини, необхідна для його охолодження.

Керування насосом.

Кожен основний насос керується тільки вручну за допомогою лампи-кнопки з арретиром "НАСОС", розташованої на щитку гідросистеми.

При натиснутій лампі-кнопці подається напруга на електромагніт клапана відключення і видається сигнал у СУОСО про те, що насос відключений.

При віджатій лампі-кнопці електромагніт клапана відключення повинний бути знеструмлений.

Насосна станція НС140-7Н.

Насосні станції НС140-7Н, встановлені в ГС1 і ГС2, живляться від мережі змінного струму напругою 115/200 В, 400 гц. Максимальний споживаний струм 37 А, пусковий струм 160 А.

Керування насосними станціями.

Включення насосних станцій виробляється як вручну, так і в автоматичному режимі. На щитку керування гідросистемою для кожної насосної станції мається перемикач "НС1" і "НС2" із трьома положеннями : "АВТ" , "ОТКЛ" і "РУЧ".

1. Якщо перемикач знаходиться в положенні "ОТКЛ", те повинні бути розірвані ланцюги як ручного включення, так і автоматичного включення насосної станції.

2. Якщо перемикач знаходиться в положенні "РУЧ", те повинне бути подане напруга на обмотку контактора, що подає живлення на електродвигун насосної станції.

3. Якщо перемикач знаходиться в положенні "АВТ", те насосна станція повинна включатися за вихідним сигналом із СУОСО.

Сигнали на включення насосних станцій СУОСО видає в наступних випадках:

для насосної станції в ГС1:

- якщо частота обертання КВД маршового двигуна №1 складає 6900 об/хв і менш;

- якщо більш 1 секунди відсутній сигнал про те, що основний насос ГС1 створює тиск 160 кгс/см^2 і більш (відсутній сигнал D8 через розмикання контактів сигналізатора тиску СДМ-160А); якщо після включення насосної станції сигнал D8 з'явився, те насосна станція повинна відробити 30 секунд і тільки потім відключитися.

для насосної станції в ГС2:

- якщо частота обертання КВД маршового двигуна №2 складає 6900 об/хв і менш;

- якщо більш 1 секунди відсутній сигнал про те, що основний насос ГС2 створює тиск 160 кгс/див^2 і більш (відсутній сигнал D38 через розмикання контактів сигналізатора тиску СДМ-160А); якщо після включення насосної станції сигнал D38 з'явився, те насосна станція повинна відробити 30 секунд і тільки потім відключитися;

- якщо є команда на чи випуск вбирання закрилків в основному режимі;

- якщо є команда на чи випуск вбирання передкрилків в основному режимі;

4. У випадку надмірного нагрівання електродвигуна насосної станції, зв'язаного зі зміною режиму його роботи, у тому числі і при обриві однієї фази, електроланцюг включення контактора насосної станції повинна розриватися убудованим в електродвигун термореле.

У гідравлічній системі №2 у напірній магістралі, по якому подається робоча рідина в мережі вбирання-випуску шасі, у гальмову систему, у мережу рульового пристрою і до приводів закрилків і передкрилків установлений підпірний клапан РД57-2. Клапан виконує три функції:

- захищає приводи й агрегати системи штурвального керування літаком від неприпустимого зниження тиску при роботі споживачів, не зв'язаних із системою керування ;

- припиняє подачу робочої рідини до споживачів, не зв'язаним із системою керування, у випадку зниження рівня рідини в гідробаці і тим самим зберігаючи в ряді випадків працездатність гідросистеми для системи керування;

- при непрацюючих другорядних споживачах (не зв'язаних з керуванням) перекриває подачу тиску робочої рідини в трубопровід, що проходить у фюзеляжі, знімаючи імовірність улучення робочої рідини через витоки в пасажирський салон.

Підпірний клапан має електромагнітне керування. При відсутності напруги на обмотці електромагніта підпірний клапан закритий. При подачі на електромагніт клапана напруги 27В (сила струму не більш 1,2А) клапан працює в режимі підпірного клапана, пропускаючи робочу рідину тільки при визначеному рівні тиску.

Резервна насосна станція НС140-2Н.

Заповнення гідробака резервної насосної станції і підтримка в ньому прийнятної температури робочої рідини здійснюється за рахунок того, що з напірної магістралі ГС2 через знеструмлений (відключений) електромагнітний розподільник КЭ94-2 (розподільник "Ц" на функціональній схемі) і дросель постійно скидається близько 0,6 літра в хвилину в зливальну лінію резервної насосної станції. Пройшовши через зливальний фільтр Ф10, рідина надходить у гідробак резервної насосної станції, а з нього через заглиблений у бак патрубок і спеціальний трубопровід витісняється назад у гідробак ГС2. При нормальній роботі системи розподільник КЭ94-2 ("Ц") відключена і циркуляція робочої рідини по зазначеному вище контурі відбувається постійно, якщо є тиск у лінії нагнітання ГС2. Включення розподільника КЭ94-2 ("Ц") для припинення циркуляції рідини повинне відбуватися в наступних випадках:

1. Якщо є вихідний сигнал із СУОСО "ГС2 – МАЛО РІДИНИ" (У31)..

2. Якщо в гідробаці резервної насосної станції підвищився тиск до 8 кгс/див² і замкнулися контакти сигналізатора тиску СИД-8А. Після розмикання контактів СИД-8А розподільник повинний залишатися у включеному положенні протягом 30 секунд, а потім відключитися.

Ця ситуація можлива, наприклад при включенні ГС2 після тривалої стоянки літака при низьких температурах зовнішнього повітря..

Аварійний турбонасос ВД-004В.

Аварійний турбонасос ВД-004В (вітрянка) встановлений у ГС1. Розташований він у передній частині лівого обтічника шасі. У прибраному положенні вітрянка утримується замком прибраного положення, а проріз в обтічнику шасі закривається стулкою, кінематично зв'язаної з вітрянкою. Вбирання вітрянки виробляється тільки на землі гідроциліндром, у який подається тиск від резервної насосної станції через розподільники з ручним керуванням. Випуск вітрянки в потік здійснюється під дією власної ваги і пружини, розміщеної в гідроциліндрі вбирання; відкриття замка прибраного положення здійснюється електромеханічним приводом ПБД-59МВ прав.

Вимоги по електроживленню елементів гідросистеми.

1. Резервна насосна станція НС140-2Н й всі ланцюги її керування і сигналізації повинні бути підживлені від шин аварійного електроживлення.

2. Насосна станція НС140-7Н, встановлена в ГС1 повинна бути підключена до шини, що живиться від електрогенератора, встановленого на маршовому двигуні №2.

3. Насосна станція, НС140-7Н, встановлена в ГС2 повинна бути підключена до шини, що живиться від електрогенератора, встановленого на маршовому двигуні №1.

4. Ланцюга керування індикації і сигналізації елементів гідросистем №1 і №2 – повинні підживлюватися від аварійних шин електроживлення.

Розміщення гідроагрегатів на літаку.

Напірні і зливальні фільтри гідробаки і баки розширники ГС1 і ГС2 розташовані під задніми зализами центроплана крила. Насосні станції

ГС1 і ГС2, зливальні фільтри основних насосів розташовані в хвостовій частині пілонів маршових двигунів. У лінії усмоктування основних насосів ГС1 і ГС2 у пілонах установлені перекривні (пожежні) крани. У технічному відсіку за гермошпангоутом №42 розміщені агрегати автономної мережі насосної станції ГС2 і гідроаккумулятори загальних ліній нагнітання ГС1 і ГС2. Агрегати систем вбирання-випуску шасі, гальмових систем і рульового пристрою розташовані в нішах передньої й основної опор шасі, обтічникам шасі і правому технічному відсіку носової частини фюзеляжу.

Основні траси трубопроводів гідросистеми проходять поза гермокабіною фюзеляжу : у пілонах маршових двигунів, по задньому лонжероні крила, під задніми і переднім зализми центроплана, у гаргроті фюзеляжу і по задніх лонжеронах кола і стабілізатора.

У гермокабині під підлогою на ділянці від ніші передньої опори шасі до шпангоута 42 проходять тільки трубопроводи підведення і відводу рідини до мереж гальмування коліс, рульового пристрою і вбирання-випуску шасі. При цьому в польоті постійний тиск присутнє тільки при роботі цих систем, а інший час польоту трубопроводи знаходяться без тиску. Таке розміщення агрегатів і трас дозволяє :

- максимально зменшити шум у пасажирському салоні від працюючих гідроагрегатів ;
- звести до мінімуму можливість улучення пару робочої рідини в пасажирський салон і кабінку екіпажа ;
- зменшити імовірність виникнення пожежі з вини гідросистеми ;
- забрати гідроагрегати з зони поразки осколками двигуна літака при його нелокалізованому руйнуванні і мати в цій зоні тільки трубопроводи не стосовні до системи керування.
- виключити можливість поразки одним уламком двигуна трубопроводів основних і резервних каналів гальмування коліс і рульового пристрою передньої опори шасі.

Керування, індикація, сигналізація.

Керування агрегатами гідросистеми здійснюється з щитка гідросистеми, розташованого на верхньому пульті льотчиків. На цьому ж щитку встановлюється мінімум світлосигналізаторів, що дозволяє судити про функціональний стан гідросистем і необхідних дій екіпажа по керуванню системою.

Повна інформація про стан систем і агрегатів із указівкою кількісних значень параметрів дається на кадрі "ГІДРО", виведеному на екран електронної системи індикації (ЕСИ). Про наявність несправності в гідросистемі чи позаштатному положенні органа керування сигналізує видаваний ЭСИ сигнал "ГС1 (2,3) ПЕРЕВІР" чи "ГС1 (2,3) НЕСПР."

Бортова система контролю фіксує дискретні сигнали про несправний стан агрегатів чи їхньому відмовленні.

На кадрі ЕСИ "ГІДРО" дається мнемосхема гідросистеми із символами гідроагрегатів, що вказують на їхній стан і приводяться чисельні значення наступних параметрів :

- кількість рідини в гідробаках ;
- значення тиску наддування гідробаків;
- температура рідини в системах ;
- значення тиску в системах .

Бортова експлуатаційна система контролю (ЕР) реєструє сигнали про засмічення фільтрів і час наробітку насосних станцій.

Бортовий аварійний реєстратор (БУР) реєструє значення тиску в ГС1, ГС2 і сигналізацію наявності тиску в автономній мережі насосної станції ГС2.

Структурна схема гідравлічної системи представлена на кресленні НАУ 04.07.01.00 .

1.3.2. Технічні умови на робочу рідину.

1.1. Загальні вказівки.

1.2. Робоча рідина НГЖ-5У в якості робочого тіла призначена для гідравлічних пристроїв літальних апаратів.

1.3. Гідрорідина НГЖ-5У являє собою суміш ефірів фосфорної кислоти з присадками, що поліпшують в'язкість, антиокисні, антигідролізні, антикорозійні, а також антиерозійні властивості.

1.4. Довідкові дані по основних фізико-технічних характеристиках робочої рідини НГЖ-5У (у порівнянні з рідиною АМГ 10) приведені в таблиці 2.2.

1.5. Температурний інтервал використання робочої рідини НГЖ-5У від мінус 60 до плюс 125 °С з перегрівами до 150°С при номінальних тисках у системі до 21 Мпа. Наддування бака, що живить насос, здійснюється повітрям азотом.

2. Умови застосування (переваги).

2.1. Рідина НГЖ-5У є важкозаймистою. Вона має високу температуру самозапалювання (565-630°С), повільно горить у полум'ї і поступово гасне при його видаленні. Однак, при влученні рідини на поверхні, нагріті до 200° С і вище, рідина буде сильно випаровуватися і піддаватися розкладанню з виділенням продуктів деструкції. Тому влучення рідини НГЖ-5У на відкриті металеві поверхні, нагріті до 200° С і вище, не допускається.

3.Вимоги безпеки.

3.1. Відповідно до класифікації шкідливих речовин за ДСТ 12.1.007-76 рідина НГЖ-5У відноситься до другого класу безпеки.

3.2. Гранично припустима концентрація пар рідини НГЖ-5У в повітрі робочої зони виробничих приміщень (ГДК) – 0.5 мг/м³ .

3.3. При роботі з рідиною НГЖ-5У керуватися «Правилами по безпеці праці при роботі з рідиною НГЖ-4», ВІАМ, 1991 р. .

Таблиця 2.2.

Властивості, параметри	АМГ 10	НГЖ-5У
Основа рідини	Очищена нафтова фракція (гас)	Суміш ефірів фосфорної кислоти з присадками
Зовнішній вигляд	прозора, червоного кольору	від фіолетового до синього кольору
Щільність, г/см ³	0.833-0.850	1.020
Інтервал робочих температур, °С	від – 60 до +125 (длит.)	від – 60 до +125 (з перегрівами)
Температура спалаху, °С	92-105	155 (не нижче)
Температура самоzapалювання, °С	290-310	595-630
Температура застигання, °С	-70 (не вище)	-65 (не вище)
Поверхневий натяг, Дн/см	28.9	28.7
Зміст розчиненого повітря (обсяг %)	10-11.1	8.1
Кінематична в'язкість (Сст) при а) t=+20°С; б) t=+50°С.	20-23 10-11.3	19.2 9
Корозійна активність стосовно матеріалів системи	Корозійно пасивна	Застосовується у відповідності з технологічною рекомендацією
Токсичні властивості	Малотоксична	Токсична

<p>Матеріали, що працюють у контакті з рідиною:</p> <p>1) матеріали трубопроводів і агрегатів;</p> <p>2) матеріали ущільнень.</p>	<p>1) практично будь-які матеріали</p> <p>2) на основі нітрильних каучуків У-14, ИРП-1087, У-14-1</p>	<p>1) алюмінієві сплави (анодировані, оксидні)</p> <p>2) гуми на основі СКЭП, ИРП-1377НТА, шайби з фторопласта S-4, повсть, кремнійорганічна каучукова стрічка</p>
<p>Схильність до деструкції</p>	<p>Піддається механічній деструкції</p>	<p>Піддається</p>
<p>Експлуатуються в системах</p>	<p>Ту-134, Ан-74 і ін.</p>	<p>Ту-334, Ан-148 і ін.</p>

1.4 Обґрунтування відповідності гідросистеми вбирання-випуску шасі надійності, безвідмовності вимогам норм льотної придатності та безпеки польотів.

Основні вимоги до системи викладені у нормах льотної гідності АП-25.

25.729. Механізм вбирання і випуску шасі.

(а) **Загальні вимоги.** До літаків з шасі, що убираються, пред'являються наступні вимоги:

(1) Механізм вбирання шасі, стулки відсіку шасі й елементи конструкції, їхні кріплення повинні бути спроектовані під наступні навантаження:

(і) навантаження, що виникають у польоті при прибраному шасі;

(іі) сполучення навантажень від тертя, інерції, гальмового моменту, аеродинамічних і гіроскопічних навантажень, що виникають при обертанні коліс з окружною швидкістю, рівної $1,3 \cdot V_s$ (закрилки знаходяться в зльотному положенні при розрахунковій злітній вазі), під час вбирання і випуску на будь-якій повітряній швидкості аж до максимальної швидкості вбирання і випуску шасі, але не менш $1,6 \cdot V_{s1}$ (закрилки знаходяться в положенні для заходу на посадку при розрахунковій посадковій вазі);

(ііі) перевантаження аж до величин, зазначених для випущених закрилків.

(2) При відсутності інших засобів гальмування літака в польоті на даній швидкості шасі, механізм вбирання й елементи конструкції літака (включаючи стулки шасі) повинні витримувати польотні навантаження, що виникають у конфігурації з випущеним шасі при максимальній швидкості польоту в даній конфігурації, але не менш $0,67 \cdot V_c$.

(3) Стулки шасі, механізм керування стулками шасі й елементи конструкції, до яких вони кріпляться, повинні бути спроектовані на навантаження при маневрах нишпорення, запропонованих для літака в пунктах (а)(1) і (а)(2) даного параграфу.

(б) **Замок шасі.** Повинні бути передбачені надійні засоби для утримання шасі у випущеному положенні в польоті і на землі, а також у прибраному положенні в польоті.

(с) **Аварійний випуск.** Повинні бути передбачені засоби аварійного випуску шасі у випадку:

- (1) будь-якого помірковано ймовірного відмовлення в основній системі вбирання, чи
- (2) відмовлення будь-якого одного гідравлічного, електричного чи іншого еквівалентного їм джерела живлення.

(d) **Іспити на працездатність.** Працездатність механізму вбирання і випуску повинна бути доведена шляхом іспитів на працездатність (функціонування).

(e) **Показчик положення і сигнальний пристрій.**

Якщо застосовуються шасі, що вбираються, то повинний бути встановлений показчик положення шасі (так само, як і необхідні вимикачі для привода індикатора) чи інші засоби, що інформують пілота про те, що шасі знаходяться у випущеному (чи прибраному) положенні. Ці засоби повинні бути виконані в такий спосіб:

- (1) Якщо використовуються вимикачі, то вони повинні бути розміщені і з'єднані з механічними системами шасі таким чином, щоб запобігти помилковій індикації «випущені і встали на замки», якщо шасі знаходяться в нецілком у прибраному положенні. Ці вимикачі можуть бути розташовані там, де вони приводяться в дію безпосередньо замикаючим чи замком іншим пристосуванням шасі.
- (2) Якщо робиться спроба виконати посадку з не замкненими у випущеному положенні шасі, то повинна бути забезпечена звукова сигналізація для екіпажа, що діє безупинно чи періодично повторювана.
- (3) Ця сигналізація повинна спрацювати тоді, коли залишається досить часу для того, щоб замкнути шасі у випущеному положенні чи піти на друге коло.
- (4) Не повинно бути якого-небудь ручного вимикача сигналізації, необхідної пунктом (e) (2) даного параграфу, легко доступного

- екіпажу, що міг би бути задіяний інстинктивно, чи випадково звичною рефлекторною дією.
- (5) Система, використовувана для створення звукового сигналу, повинна бути сконструйована таким чином, щоб виключити можливість помилкової чи несвоєчасної сигналізації.
- (6) Відмовлення систем, використовуваних для придушення звукової сигналізації про положення шасі, що перешкоджають спрацьовуванню звукової сигналізації, повинні бути практично неймовірними.
- (f) **Захист устаткування, встановленого в нішах шасі.** Устаткування, необхідне для безпечної експлуатації літака, установлене на шасі і розташоване в нішах шасі, повинне бути захищене від ушкодження внаслідок:
- (1) вибуху пневматика, якщо не показано, що пневматик не може вибухнути від перегріву, і
- (2) відшарування протектора шини, якщо не показано, що відшарування протектора шини не може викликати ушкодження устаткування.
- (A) Система вбирання шасі повинна мати блокування, що виключає можливість збирання шасі на землі.
- (B) Повинне бути забезпечено електроживлення пристроїв, зазначених в пункті (e) (2) даного параграфа, від бортового аварійного джерела живлення.
- (C) Сигналізація про необхідність випуску шасі повинна спрацьовувати при заході на посадку у випадку, якщо шасі не випущене і не зафіксовано на передбаченому керуванням по льотній експлуатації (РЛЭ) етапі заходу на посадку, у тому числі і при особливих ситуаціях, що не відносяться до практично неймовірного.

Сигналізація повинна здійснюватися, як мінімум, по двох каналах, що використовує різні параметри незалежних систем.

Аналіз відмовобезпеки системи вбирання-випуску шасі.

При проведенні аналізу були прийняті наступні позначення і скорочення:

ООШ – основні опори шасі;

ПОШ – передня опора шасі;

ОС – основна система;

РС – резервна система;

АЄР – аеродинамічний розрахунок;

УУП – ускладнення умов польоту;

СС – складна ситуація;

АС – аварійна ситуація;

БС – без наслідків;

ПФН – психофізіологічне навантаження;

ПР – прийнятне навантаження;

Б – велике навантаження;

НУ – надзвичайно велике навантаження;

ВО – візуальний огляд;

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

Основні принципи забезпечення безпеки польотів, закладені в конструкцію системи вбирання-випуску шасі.

- 1) Основні конструктивні рішення, закладені в систему, її параметри й елементи обрані і розроблені з умов забезпечення безвідмовної роботи систем в очікуваних умовах експлуатації і виконання вимог АП-25.
- 2) Літак обладнаний, шасі, що вбираються у польоті, з керованою передньою опорою і двома основними опорами з гальмовими колісьми, з урахуванням забезпечення безпечної експлуатації на аеродромах з різним покриттям.

- 3) Для забезпечення необхідних рівнів надійності і безпеки в системі передбачена, крім основної системи випуску, резервна та механічна підсистеми.
- 4) Застосовувані засоби індикації і сигналізації дозволяють вчасно виявити виникаючі відмовлення, тому що мається сигналізація положень кожної стійки шасі.
- 5) Система проектується з урахуванням того, щоб при безвідмовній роботі в очікуваних умовах експлуатації не виникало особливих ситуацій, за винятком етапів польоту близьких до експлуатаційних обмежень.

Аналіз функціональних систем

Таблиця А. Перелік видів відмовних станів, вирогідності їх виникнення та завчасна оцінка наслідків функціональних відмов.

Найменування відмовлення	Зовнішній прояв відмовлення індикатор узагальнення	Осереднені імовірності відмовлення на 1 годину польоту	Етапи виникнення відмовлення	Етапи проявлення відмовлення	Степінь безпеки відмови	Імовірність ступеня небезпеки	Обгрунтування ступеня небезпеки	Дії екіпажу по відмовленню	Призначений вид перевірки
1		3	4	5	6	7	8	9	10
Немає вбирання шасі	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" Зелені світлосигналізатори шасі Горять	5.5e-06	1 1А 1Б 1В 1М	1М	УУП	1.8e-07	ПФН- ПР	Польот з неприбраним шасі	АЭР

Немає основного випуску шасі	Зелені світлосигналізатори шасі Не горять Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВИПУСК"	5.5e-06	1-7	5А	УУП	2.2e-05	ПФН- ПР	Випустити шасі від резервної системи	
Немає резервного випуску шасі	Зелені світлосигналізатори шасі Не горять Перемикач 2ППМ у положенні "РЕЗЕРВ ВИПУСК ШАСІ"	4.0e-06	1-7	5А	БС	1.8e-05	ПФН- НУ	Випуск від основної системи випуску	
Немає вбирання- випуску шасі від основної	Зелені світлосигналізатори шасі горять чи не загоряться	4.5e-06	1-7	1М 5А	УУП	1.9e-05	ПФН- ПР	Польот з неприбраним шасі і випустити	

системи	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВИПУСК"							від резервної системи	
Ні збирання ПОШ	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" Зелений чи жовтий світлосигналізатор ПОС горить	1.9e-06	1 1А 1В 1М	1М	УУП	6.3e- 08	ПФН- ПР	Польот з неприбран ої ПОС	АЭР
Немає основного випуску ПОШ	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВИПУСК" Зелений світлосигналізатор ПОС Не горить	1.9e-06	1-7	5А	УУП	8.4e- 06	ПФН- ПР	Випустити від резервної системи	

	Зелений чи жовтий світлосигналізатор ПОС горить								
Немає вбирання-випуску ПОШ від основної системи	Жовті світлосигналізатори ООС Загораються Зелені світлосигналізатори ООС Горять	6.1e-08	1-7	1М 5А	УУП	2.6e-07	ПФН- ПР	Польот з неприбраними ООС	
Немає вбирання-випуску ПОШ від основної системи	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВИПУСК" Зелений світлосигналізатор ПОС горить чи не загоряється	8.8e-08	1-7	1М 5А	УУП	3.8e-07	ПФН- ПР	Польот з неприбраної ПОС чи випустити від резервної системи	

Немає основного і резервного випуску шасі	Зелені світлосигналізатори шасі Не горять Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВИПУСК" Перемикач 2ППМ У положенні "РЕЗЕРВ ВИПУСК ШАСІ"	6.5e-09	1-7	5А	УУП	2.8e- 08	ПФН- ПР	Випустити механічно	
Немає основного випуску ПОШ	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВИПУСК" Зелені світлосигналізатори ООС Не горять	4.4e-07	1	5А	УУП	8.9e- 09	ПФН- ПР	Випустити від резервної системи	
Немає	Перемикач ПШЗ	2.7e-08	1	5А	УУП	5.5e-	ПФН-	Випустити	

основного випуску однієї з ПОШ	У положенні "ШАСІ ВИПУСК" Зелені світлосигналізатори ООС Один не горить					10	ПР	від резервної системи	
Ні збирання ПОШ	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" Зелені світлосигналізатор ООС горять	3.6e-06	1	1М	УУП	7.4e-08	ПФН- ПР	Польот з неприбраними ООС	АЭР
Ні збирання однієї з ПОШ	Зелені світлосигналізатор ООС Один горить	1.8e-08	1 1А 1Б 1В 1М	1М	УУП	5.9e-10	ПФН- ПР	Польот з неприбраними ООС	
Ні блокування вбирання шасі на землі	Інформація відсутня	2.4e-07	зем	зем	БС		ПФН- НУ	Не потрібно	

Немає випуску ПОШ від ОС і РС	Зелений світлосигналізатор ПОС Не горить	3.0e-11	1-7	5A	АС	1.3e-10	ПФН-ЧБ	Посадка з прибраною ПОШ	
Несхід із замка прибраного положення ПОШ від усіх систем	Жовтий світлосигналізатор ПОС не загоряється Зелений світлосигналізатор ПОС Не горить	1.0e-20	1-7 7	5A 7	АС	4.4e-20	ПФН-ЧБ	Посадка з прибраною ПОС	
Немає випуску однієї з ПОШ усіх систем	Жовтий світлосигналізатор ПОС загоряється Зелений світлосигналізатор ПОС Не горить	2.0e-20	1-7	5A	АС	8.7e-20	ПФН-ЧБ	Посадка з прибраним і ООС	
Несхід із замка прибраного положення однієї з ПОШ	Зелений світлосигналізатор однієї з ООС Не горить	1.9e-19	1-7	5A	АС	8.2e-19	ПФН-ЧБ	Не потрібно	

від усіх систем									
Мимовільне вбирання шасі	Зелені світлосигналізатори шасі не горять	3.5e-18	1-7	2 3 4 5	СС	1.5e-17	ПФН-Б	Не потрібно	
Мимовільний випуск шасі	Зелені світлосигналізатори шасі не горять	6.0e-12	1-7	5А	УУП	2.6e-11	ПФН-ПР	Випустити резервно	
Немає основного й аварійного випуску	Зелені світлосигналізатори шасі не горять Зелені світлосигналізатори ООС не горять	6.3e-09	1-7	5А	БС	2.7e-08	ПФН-НУ	Випустити від основної системи випуску	
Немає аварійного випуску ЗОШ	Зелений світлосигналізатор однієї з ООС Не горить	6.1e-14	1-7	5А	УУП	2.6e-13	ПФН-ПР	Випустити аварійно	
Немає основного і резервного	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ	4.2e-06	1-7	1М 5А	УУП	1.8e-05	ПФН-ПР	Сигналізація по другому	

випуску однієї зі стійок ООС	ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВІПУСК" світлосигналізатори шасі не горять							каналу	
Немає сигналізації шасі по першому каналі	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВІПУСК" Зелені символи на кадрі КОНФІГУРАЦІЯ відсутні	4.5e-06	1-7	1М 5А	БС	2.0e-05	ПФН-НУ	Сигналізація по першому каналу	
Немає сигналізації шасі по другому каналу	Жовті символи на кадрі КОНФІГУРАЦІЯ відсутні	4.1e-06	1-7	2 3 4 5 5А	БС	1.8e-05	ПФН-НУ	Не потрібно	
Не горить зелений світлосигналізатор випущеного	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВІПУСК" Зелені світлосигналізатори	4.1e-06	1-7	5А	БС	1.8e-05	ПФН-НУ	Не потрібно	

положення лівої стійки	правої й основної стійки горять								
Не горить зелений світлосигналіз атор випущеного положення носової стійки	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВИПУСК" Зелені світлосигналізатори правої й основної стійки горять	4.1e-06	1-7	5А	БС	1.8e- 05	ПФН- НУ	Не потрібно	
Не горить жовтий світлосигналіз атор проміжного положення лівої стійки	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВИПУСК" Жовті светосигналізатори правої й основний стійки загоряються	4.6e-06	1-7	1М 5А	БС	2.0e- 05	ПФН- НУ	Не потрібно	
Не горить жовтий світлосигналіз	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ	4.6e-06	1-7	1М 5А	БС	2.0e- 05	ПФН- НУ	Не потрібно	

атор проміжного положення правої стійки	ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВИПУСК" Жовті світлосигналізатори правої й основної стійки загоряються								
Не горить жовтий проміжного світлосигналіз атор положення носової стійки	Перемикач ПШЗ У положенні "ШАСІ ВБИРАННЯ" чи "ШАСІ ВИПУСК" Жовті світлосигналізатори правої й основний стійки загоряються	3.4e-12	1-7	5А	БС	1.5e- 11	ПФН- НУ	Відключит и за допомого ю АЗС	

Таблиця Б. Перелік елементів, можливий характер відмов та їх параметри.

Елемент системи Тип, примітка, марка	Вид відмовлення	Вплив відмовлення елемента на функціонування системи	Засобу контролю ТС	Інтенсивність відмовлення елемента	Максим. періодичн. відновл.
1	2	3	4	5	6
Автомат захисту АЗК1М-7,5-2з	Розрив ланцюга	Немає вбирання- випуску шасі від основної системи	ВЗК1	3.0e-6	ТР
Автомат захисту АЗК1М-3-2з	Розрив ланцюга	Немає резервного випуску шасі Немає основного і резервного випуску шасі Ні відключення звукової сигналізації необхідності випуску шасі по першому каналу	ВЗК1	3.0e-6	А

		Немає відключення звукової сигналізації необхідності випуску шасі по другому каналу Немає випуску шасі і звукової сигналізації необхідності випуску шасі по другому каналу при наявності двох ознак у III групі			
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає вбирання-випуску ПОШ від основної системи	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає основного випуску ПОШ Немає випуску ПОШ від ОС і РС	ВЗК1	0.024e-6	ТР

Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає вбирання ПОШ	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає вбирання-випуску ПОШ від основної системи	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає основного випуску ПОШ Немає основного й аварійного випуску ПОШ	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Немає вбирання ПОШ	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Розподільник КЭ94-2	Неспрацьовування	Збільшення часу вбирання шасі	ВЗК1	0.024e-6	ТР
Реле ES2101417A	Неспрацьовування	На працездатність системи не впливає		гідросистема	
Реле ES2101417A	Незамикання НР контактів У1-У2	Збільшення часу вбирання шасі	ВЗК1	3.4e-7	ТР

Кінцевий вимикач УКП-Д713	Незамикання НР контактів 4-3	Немає основного випуску ПОШ Немає випуску ПОШ від ОС і РС	ВЗК1	1.6e-6	ТР
Кінцевий вимикач УКП-Д713	Незамикання НР контактів 1-2	Немає вбирання ПОШ	ВЗК1	1.6e-6	ТР
Кінцевий вимикач УКП-Д713	Незамикання НР контактів 4-3	Немає основного й аварійного випуску ПОШ	ВЗК1	1.6e-6	ТР
Механізм із мікровимикачами	Незамикання НЗ контактів 1-2	Немає вбирання ПОШ	ВЗК1	1.6e-6	ТР
Кінцевий вимикач БМД-703	Нерозмикання НР контактів 1-2	Немає блокування вбирання шасі на землі Мимовільне вбирання шасі	КПА2	0.24e-6	А
Діод 2Д206В	Пробій	Немає основного випуску ПОШ	ВЗК1	2.7e-8	ТР

		Немає випуску ПОШ від ОС і РС			
Замок випущеного положення ПОШ	Заїдання засувки при відкритті замка	Немає вбирання ПОШ	V3K1	ПН	ТР
			V3K1	ПН	ТР
			V3K1	ПН	ТР
	Заїдання засувки при закритті замка	Немає випуску ПОШ від ОС і РС	V3K1	0.3e-9	ТР
			V3K1	ПН	ТР
	Руйнування привода КВ	Не горить зелений світлосигналізатор випущеного положення носової стійки	V3K1	0.3e-9	ТР
	Не горить зелений світлосигналізатор випущеного положення носової стійки				
	Мимовільне вбирання ПОШ				
	Мимовільне				

		вбирання ПОШ				
Замок прибраного положення правої ООШ	Роз'єднання засувки	Несхід із замка	V3K1	ПН	ТР	
		прибраного	V3K1	ПН	ТР	
	Заклинювання в закритому положенні	положення однієї з	V3K1	ПН	ТР	
		ООШ від усіх	V3K1	0.3e-9	ТР	
		систем	V3K1	ПН	ТР	
	Заклинювання у відкритому положенні	Немає вбирання однієї з ООШ		V3K1	0.3e-9	ТР
				V3K1	ПН	ТР
		Руйнування приводу КВ	Не горить жовтий світлосигналізатор проміжного положення правої стійки			
	Не горить жовтий світлосигналізатор проміжного положення правої стійки					

		<p>Мимовільний випуск однієї з ООШ</p> <p>Мимовільний випуск однієї з ООШ</p> <p>Мимовільне вбирання однієї з ООШ</p>			
Циліндр замка прибраного положення ПОШ	Роз'єднання (руйнування) елементів тросової проводки	<p>Немає вбирання ПОШ</p> <p>Немає випуску ПОШ від ОС і РС</p>	ВЗК1	ПН	ТР

1.5. Визначення параметрів механізму вбирання-випуску шасі літака-прототипу

Параметри механізму вбирання і випуску визначають по залежності $P = f(S)$, де P – сила, що потрібна для вбирання чи випуску шасі; S – хід механізму.

Цю залежність будують за допомогою кінематичної схеми (рис.2.3).

При побудові залежності сили ваги елементів шасі (коліс, амортизаторів і т.д.) збільшуються відповідно до експлуатаційного перевантаження, установлюваної НЛГС, а аеродинамічні сили визначаються до швидкості, при досягненні якої повине закінчитися вбирання шасі (відповідно обмежується швидкість, при якій починається випуск шасі) [6].

На літаку-прототипі джерелами енергії, що забезпечують вбирання і випуск шасі, є гідравлічна система, а механізмами вбирання – гідравлічні силові циліндри.

1.5.1. Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі.

Для гідроциліндра з одnobічним виходом штока, навантаженого зусиллям, спрямованим на втягування штока, площа кільцевої порожнини буде визначатися по формулі:

$$S = F / P_{\text{нагн}},$$

де $P_{\text{нагн}}$ – тиск рідини на вході в порожнину циліндра (ця величина приймається на 20-30 кгс/см² менше тиску в системі).

Зусилля на штоці визначається за умови рівноваги стійки, тобто дорівнення нулю суми моментів сил, що діють на стійку під час вбирання-випуску шасі, відносно вісі обертання стійки.

$$M_{\text{мас}} + M_{\text{аэр}} \pm M_{\text{тер}} + M_{\text{ц}} + M_{\text{зам}} = 0, \quad (1)$$

Масовий момент визначається добутком найкоротшої відстані від точки обертання до центра мас складальної одиниці стійки на масу цієї складальної одиниці.

Момент аеродинамічних сил задається графіком залежності від кута вбирання стійки:

$$M_{\text{аер}} = f(\varphi).$$

Момент сил тертя має напрямок проти обертання стійки та визначається як доля від сумарного моменту:

$k_{\text{тер}}=0.1$ - поправочний коефіцієнт тертя,

$$M_{\text{тер}}=0.1(M_{\text{мас}}+M_{\text{аер.ст}}), \quad (2)$$

Момент сили в замку вбираного положення стійки:

$$M_{\text{зам}} = P_{\text{зам вбир}} * h_{\text{зам вбир}}, \quad (3)$$

Формула для визначення потрібного зусилля на штоці циліндру вбирання-випуску стійки:

$$P = \Sigma M / h = M_{\text{мас}} + M_{\text{аер}} \pm M_{\text{тер}} + M_{\text{зам}} / h, \quad (4).$$

Маси складальних одиниць стійки ПОШ:

- важіль з віссю – 15.56 (кг);
- траверса – 38.3 (кг);
- амортизатор – 94.34 (кг);
- маса силового циліндру – 6.32 (кг);
- маса коліс – 50 (кг).

Маси складальних одиниць стійки ООШ:

- важіль з віссю – 58.73 (кг);
- траверса – 82.413 (кг);
- амортизатор – 23.5 (кг);
- маса силового циліндру – 7.18 (кг);
- маса коліс – 198 (кг).

Результати розрахунків наведені у таблицях - 2.3, 2.4 відповідно до ПОШ та 2.5, 2.6 відповідно до ООШ, а графічні залежності приведені в

науково-дослідницькій частині як початковий матеріал для побудови математичної моделі системи.

Визначення потрібного зусилля циліндра від ходу штоку зображено на рис.2.3, 2.4.

Таблиця 2.3.

	0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°	93°
$M_{\text{мас}} = n_{\text{э}} \cdot (M_{\text{кол}} + M_{\text{ст}})$, $n_{\text{э}} = 1$, кгс*м	9.22	31.38	52.75	72.85	90.43	105	116.9	124.8	129.24	129.4	129
$M_{\text{аер.ст}}$	121.2	111.87	100.3	90.72	79.5	68.64	46	25.8	обтічник		
$\Sigma M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}}$	130.42	143.25	153.05	163.57	169.9	173.64	162.9	150.67	129.24	129.42	129
$M_{\text{тер}}(\text{от } \Sigma M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}})$, $k_{\text{тер}} = 0.1$, $M_{\text{тер}} = 0.1(M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}})$	13	14.3	15.3	16.4	17	17.3	16.3	15	13	13	13
$\Sigma(M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}} + M_{\text{тер}})$	143.42	157.55	168.35	180	186.93	190.94	179.2	165.62	142.24	142.42	142
$M_{\text{аер.вел.ст}}$	-191.4	-154	-120	-45.54	0.57	2.925	36.62	79.90	112.5	166.2	208.43
$M_{\text{тер.вел.ст}}(M_{\text{аер.вел.ст}} * 0.1)$	19.1	15.4	11.9	4.5	0	0.3	3.6	8	11.25	16.6	20.8
$\Sigma(M_{\text{аер.вел.ст}} + M_{\text{тер.вел.ст}})$	-172.3	-139	-108	-41	0.57	3.2	40.22	87.9	123.75	182.8	229.23
$M_{\text{аер.мал ст}}$	-6.39	11.17	22.64	30.48	31.68	32.55	31.92	32	29.68	25.44	24.16
$M_{\text{тер мал ст}}$	0.64	1.11	2.3	3.0	3.1	3.2	3.2	3.2	3	2.5	2.4
$\Sigma(M_{\text{аер.мал ст}} + M_{\text{тер.мал ст}})$	-5.75	12.3	24.94	33.48	34.78	35.75	35.12	35.2	32.68	27.94	26.56
$M_{\text{замка}}$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	$20 * 0.363 = 7.26$

$\Sigma M_{\text{навколо вісі оберт ст}}$	-23.13	31.31	85.63	172.48	222.28	229.89	254.54	288.75	298.67	353.16	397.8
$\Sigma M_{\text{навколо вісі оберт.ст}} + \Sigma M_{\text{замка}}$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	405.06
$h_{\text{силового цил, М}}$	0.051	0.064	0.076	0.086	0.0945	0.101	0.104	0.105	0.010	0.095	0.093
$P_{\text{цил}} = \Sigma M_{\text{навколо вісі оберт.ст}} / h_{\text{цил}}$	-453.5	489.2	1126.7	2005.6	2352.2	2276.13	2447.5	2750	2957.1	3717.5	4277.3

Таблиця 2.4.

Кут вбиран ня стійки, град.	Довжина ГЦ Lц, мм	Хід штока циліндра S, мм	Зусилля на штоці P, кгс	Потрібни й тиск P, кгс/см²
0°	519	0	-453.3	-
10°	506	13	489	21.3
20°	494	25	1127	49
30°	479	40	2006	87.2
40°	463	56	2352	102.3
50°	446	73	2276	98
60°	428	91	2447	106
70°	410	109	2750	119
80°	391	128	2957	128
90°	375	144	3717	161
93°	373	146	4277	185

Рис.2.3. Графік залежності потрібного зусилля циліндра вбирання-випуску передньої опори шасі від ходу штока на втягування (вбирання стійки).

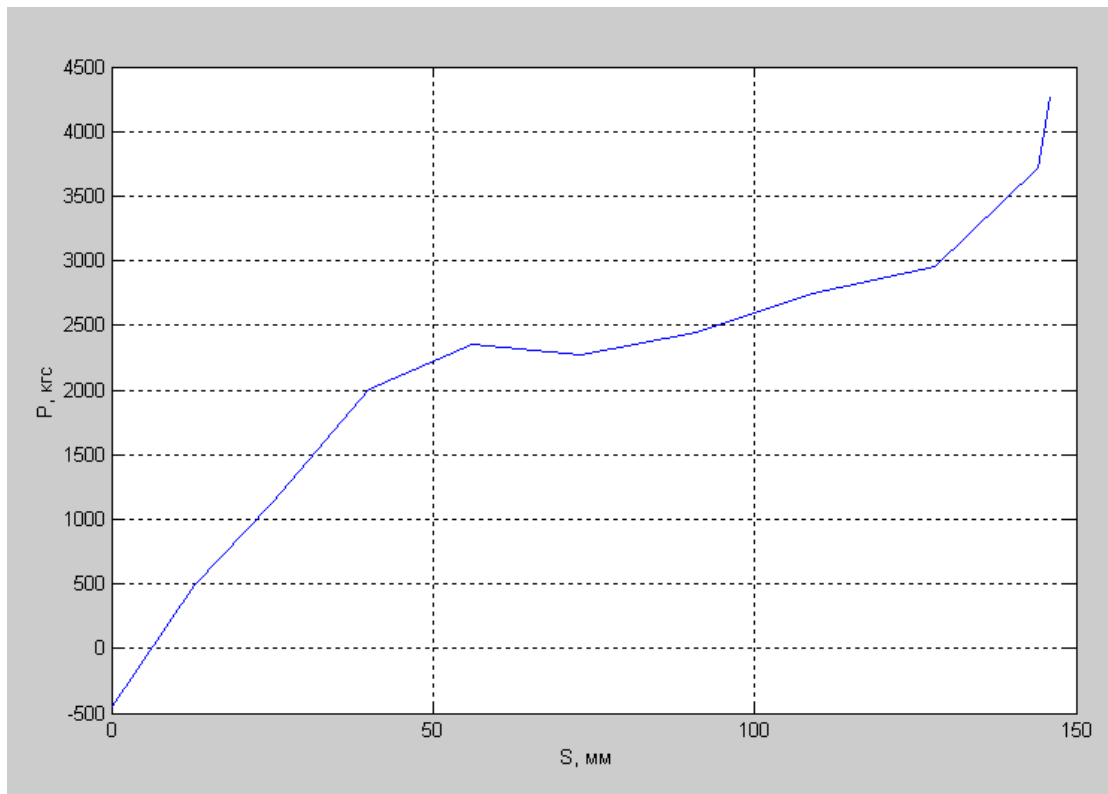
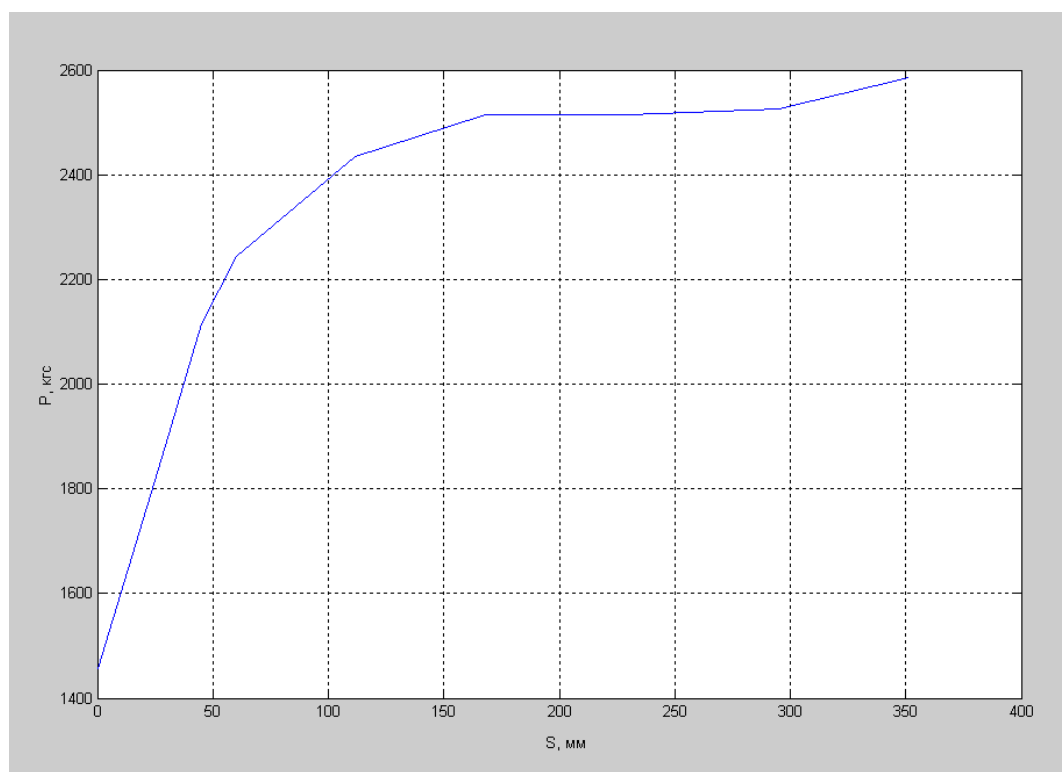


Рис.2.4. Графік залежності потрібного зусилля циліндра вбирання-випуску основної опори шасі від ходу штока на втягування (вбирання стійки).



Таблиця 2.6.

Кут вбиран ня стійки, град.	Довжина ГЦ Lц, мм	Хід штока циліндра S, мм	Зусилля на штоці P, кгс	Потрібний тиск P, кгс/см²
0°	943.7	0	1456.6	70.7
5°	915.5	28.2	1860.1	90.3
10°	898.7	45	2115.7	102.7
15°	883.6	60	2243.9	108.9
30°	832.3	111.4	2433.7	118
45°	775.9	167.8	2515.3	122
60°	713.9	229.7	2515	122
75°	648.6	295.1	2525.6	126.6
88°	592.2	351.5	2586.15	125

Навантаження від повітряних сил.

Аеродинамічна складова на штоці визначалася наступним чином.

- 1) Максимальна швидкість польоту, при якій можуть виконуватись випуск і вбирання шасі $V_{lo}=330$ км/год;
- 2) Максимальна швидкість польоту з випущеним шасі $V_{le}=370$ км/год;
- 3) Максимальна експлуатаційна швидкість польоту $V_{mo}=550$ км/год;
- 4) Аеродинамічні навантаження на ступки передньої опори шасі площею $S_{ств}=0.507$ м² і 0.195 м² і основної опори шасі площею 1.14 м² розраховані за формулою:

$$P_{п} = C_{п} * q * S_{ств},$$

де $C_{п}$ - власний коефіцієнт аеродинамічного навантаження на ступки ПОШ і ООШ, віднесений до площі ступок;

q – швидкісний напір.

При наявності кута ковзання (β) навантаження на ступку розраховується за формулою:

$$P_{\beta} = P_{п} * (\cos\beta)^{-1}.$$

- 5) Аеродинамічні навантаження на ступки ПОШ- табл.2.7.

Таблиця 2.7.

Положення ступок (стійки)	Число М	V, км/год	S _{ств} , м ²	C _п	P _п , кгс
Ступки закриті (стійка прибрана)	0.78(H≥9200 м)	≤550	0.507	-0.4	-300
		≤550	0.195	-0.4	-115
		330...370	0.507	-0.35	-95...-120
		330...370	0.195	-0.35	-40.....-45

Стулки закриті (стійка випущена)	0.3 ($H \leq 450$ м)	330...370	0.507	-0.4	-110...-135
		330...370	0.195	-0.4	-45...-55
Стулки відкриті (проміжне положення стійки)		330...370	0.507	-0.3	-80...-100
		330...370	0.195	-0.3	-35...-40

б) Аеродинамічні навантаження на стулки ООШ – табл. 2.8.

Таблиця 2.8.

Положення стулок (стійки)	Число М	V, км/год	$S_{\text{ств}}, \text{м}^2$	C_n	$P_n, \text{кгс}$
Стулки закриті (стійка прибрана)	0.78 ($H \geq 9200$ м)	≤ 550	1.14	-0.4	-665
		330...370	1.14	-0.35	-210.....-265
Стулки відкриті (проміжне положення стійки)		330...370	1.14	-0.6	-360...-455

1.6. Висновки по основній частині

В основна частині при опрацюванні параметричних характеристик системи вбирання-випуску шасі передбачені наступні етапи:

1. Розглянуті сучасні тенденції розвитку гідравлічних систем вбирання-випуску шасі за кінематичними схемами керування, за урахуванням конструктивних факторів, що впливають на безвідмовність системи, тощо.

2. Наданий опис літака-прототипу та його тактико-технічні характеристики. Проведене порівняння структурних гідравлічних схем літаків-аналогів (Ту-334, Ан-74, Embraer, RRJ). Виявлені певні переваги та недоліки.

3. Проводиться розробка принципової схеми функціональної системи, вибір принципів резервування. Обґрунтовується відповідність її вимогам норм льотної придатності та безпеки польотів.

Проведені необхідні розрахунки механізму вбирання-випуску шасі, результати яких будуть використані для розробки та дослідження математичної моделі системи. Проведені необхідні розрахунки на міцність.

Позитивна величина навантаження – на закриття ступок.

2.5.4. Гідравлічний розрахунок гідросистеми (попередній).

Визначення характеристик силових циліндрів.

Площа поршня силового циліндра носового й основного шасі (шток, що тягне на вбирання).

$$F_{п.пош} = 4277 / 210 = 20.37 \text{ (см}^2\text{)};$$

$$F_{п.оош} = 2586.15 / 210 = 12.31 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Розглянемо параметри силового циліндру передньої й основної опор шасі.

Ефективна площа поршня визначається залежністю:

$$F_{эфф. пош} = \pi/4 * (D^2 - d^2) = F_{п.пош}, \text{ звідки (приймаючи } d = 0.5 * D)$$

$$\pi/4 * (D^2 - 0.25 * D^2) = 20.37$$

$$\pi/4 * 3/4 * D^2 = 20.37 \Rightarrow 3/16 * \pi * D^2 = 20.37$$

$$\Rightarrow D = (20.37 * 16 / (3 * \pi))^{1/2} = 5.88 \text{ (см)}.$$

$$F_{эфф. оош} = \pi/4 * (D^2 - d^2) = F_{п.оош}, \text{ звідки}$$

$$\pi/4 * (D^2 - 0.25 * D^2) = 12.315$$

$$\pi/4 * 3/4 * D^2 = 12.315 \Rightarrow 3/16 * \pi * D^2 = 12.315$$

$$\Rightarrow D = (12.315 * 16 / (3 * \pi))^{1/2} = 4.57 \text{ (см)}.$$

З конструктивних розумінь приймаємо:

- діаметр циліндра ПОШ - $D_{ц} = 65$ (мм);
- діаметр штока ПОШ - $d_{шт} = 36$ (мм);
- діаметр циліндра ООШ - $D_{ц} = 65$ (мм);
- діаметр штока ООШ - $d_{шт} = 40$ (мм).

Тепер знайдемо площі циліндра і штока, а потім визначимо $F_{\text{эфф}}$. (площа кільця):

Для ПОШ

$$F_{\text{ц}} = \pi/4 * 65^2 = 3316.62 \text{ (мм}^2\text{)};$$

$$F_{\text{шт}} = \pi/4 * 36^2 = 1017.36 \text{ (мм}^2\text{)};$$

$$F_{\text{эфф}} = 3316.62 - 1017.36 = 2299.26 \text{ (мм}^2\text{)} = 23 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Для ООШ

$$F_{\text{ц}} = \pi/4 * 65^2 = 3316.62 \text{ (мм}^2\text{)};$$

$$F_{\text{шт}} = \pi/4 * 40^2 = 1240 \text{ (мм}^2\text{)};$$

$$F_{\text{эфф}} = 3316.62 - 1240 = 2076.62 \text{ (мм}^2\text{)} = 20.77 \text{ (см}^2\text{)}.$$

Фактичне зусилля, що розвивається гідроциліндром вбирання-випуску:

$$R_{\text{ф}} = R * \eta_{\text{мех}},$$

де $\eta_{\text{мех}}$ - механічний коефіцієнт корисної дії циліндра (враховує втрати на тертя поршня в ущільненнях і штока).

$$\eta_{\text{мех}} = 0.85 \div 0.99;$$

Прийmemo $\eta_{\text{мех}} = 0.95$, тоді для ПОШ

$$R_{\text{ф1}} = (P * F_{\text{ц}} - P * F_{\text{эфф}}) * \eta = (210 * 33.17 - 210 * 23) * 0.95 = 2029 \text{ (кгс)}.$$

Для ООШ

$$R_{\text{ф1}} = (P * F_{\text{ц}} - P * F_{\text{эфф}}) * \eta = (210 * 33.17 - 210 * 20.77) * 0.95 = \\ = 2473.8 \text{ (кгс)}.$$

Хід поршня зі штоком S (з урахуванням помилок у кінематиці) приймається рівним:

$$S_{\text{очн}} = 351.5 \text{ (мм)} = 36 \text{ (см)};$$

$$S_{\text{нос}} = 146 \text{ (мм)} = 16 \text{ (см)}.$$

Розрахунок гідравлічних витрат в лініях вбирання та випуску шасі.

Робочі обсяги силових циліндрів, визначені по формулі $W = F \cdot S$, дорівнюють:

$$W_{\text{осн}} = 20.77 \cdot 36 = 747.72 \text{ (см}^3\text{)};$$

$$W_{\text{нос}} = 23 \cdot 16 = 368 \text{ (см}^3\text{)}.$$

З розрахунку випливає, що силові циліндри вбирання і випуску шасі споживають найбільшу кількість рідини. Обсяг рідини для забезпечення роботи циліндрів шасі складе:

$$W_{\text{ш}} = 2 \cdot W_{\text{осн}} + W_{\text{нос}} = 2 \cdot 747.72 + 368 = 1863.44 \text{ (см}^3\text{)}.$$

Прийнявши час вбирання шасі $\tau = 15$ сек, одержимо:

$$Q_{\text{нос}} = W_{\text{нос}} / \tau = 368 / 15 = 24.53 \text{ (см}^3\text{/сек)} = 1.5 \text{ (л/хв)};$$

$$Q_{\text{осн}} = W_{\text{осн}} / \tau = 2 \cdot 747.72 / 15 = 99.7 \text{ (см}^3\text{/сек)} = 5.9 \text{ (л/хв)};$$

$$Q_{\text{ш}} = W_{\text{ш}} / \tau = 1863.44 / 15 = 124.23 \text{ (см}^3\text{/сек)} = 7.4 \text{ (л/хв)}.$$

Оцінку потужності, що потрібна для функціонування гідросистеми при вбиранні шасі, проведемо по знайденому значенню подачі насосу та по максимальному тиску подачі насосу:

$$N_{\text{сист}} = P_{\text{макс}} \cdot Q_{\text{ш}};$$

$$N_{\text{оош}} = 12.5 \cdot 0.12 = 1.517 \text{ (кВт)}.$$

Порівнюючи із потужністю ГС, отримаємо

$$N_{\text{гс}} = 19 \cdot 1.083 = 20.583 \text{ (кВт)} -$$

це означає, що потужність, яка необхідна для вбирання шасі, складає приблизно 10% від загальної потужності насосу [9].

Надлишкова потужність гідросистеми використовується для живлення інших споживачів системи літака.

Розрахунок трубопроводів (попередній).

При гідравлічному розрахунку трубопроводів визначаються внутрішній діаметр d і втрата напору ΔP на робочій довжині L , що задаються

з конструктивних розумінь [9, 18]. Внутрішній діаметр трубопроводу можна визначити по витраті рідини

$$Q = \pi * d^2 * V_{ж} / 4,$$

де $V_{ж}$ – припустима швидкість плинину рідини в трубопроводі;

d – внутрішній діаметр трубопроводу:

$$d = (4 * Q / (\pi * V_{ж}))^{1/2}.$$

У загальній лінії нагнітання витрата складає 65 л/хв, що складає 0.00077 м³/сек. Швидкість у лінії нагнітання приймаємо рівної $V_{ж} = 5$ м/сек.

У загальній лінії нагнітання (див. розрахункову схему) знайдемо значення діаметра:

$$d = (4 * 0.00077 / (\pi * 5))^{1/2} = 0.014 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 16 \times 1.2$ (мм).

На систему керування літаком витрачається 22.5 л/хв, тоді

$$d = (4 * 0.00027 / (\pi * 5))^{1/2} = 0.00829 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 10 \times 0.8$ (мм).

У лінії нагнітання передньої опори значення витрати складає 20 л/хв :

$$d = (4 * 0.0002 / (\pi * 5))^{1/2} = 0.00713 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 8 \times 0.6$ (мм).

Для лінії зливу швидкість рідини складає $V_{ж} = 2$ м/сек.

$$d = (4 * 0.00015 / (\pi * 2))^{1/2} = 0.009 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 8 \times 0.6$ (мм).

У загальній лінії зливу для ПОШ та ООШ:

$$d = (4 * 0.00020 / (\pi * 2))^{1/2} = 0.011 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 12 \times 1$ (мм).

Перед входом у гідробак:

$$d = (4 * 0.000670 / (\pi * 2))^{1/2} = 0.019 \text{ (м)},$$

приймаємо значення $\varnothing 20 \times 1$ (мм).

Розрахунок трубопроводів на міцність.

Робочі тиски усередині трубопроводів у залежності від матеріалу, діаметра і товщини стінки труб приведені в таблицях 2.9., 2.10 [19]:

Таблиця 2.9.

Зовнішній діаметр труб D_n , мм	Марка матеріалу	Товщина стінки, S , мм			
		0.6	0.8	1.0	1.2
		Робочий тиск у МПа (кгс/см ²)			
8	12X18H10T	24.5 (245)			
10	12X18H10T		27.0 (270)	37.0 (370)	
12	12X18H10T			30.5 (305)	
16	12X18H10T				25.5 (255)

Зазначені в таблиці 2.9. робочі тиски $P_{\text{раб}}$ визначені при температурі плюс 20° С и обчислюються по формулі:

$$P_{\text{раб}} = p/n,$$

Де p – мінімальний тиск, що руйнує, у Мпа;

n – запас міцності, рівний 3.15.

Мінімальний тиск, що руйнує, визначається по формулі:

$$p = \sigma_y * (d/s + 1) / 0.5 * ((d/s)^2 + d/s + 1),$$

де d – внутрішній діаметр трубопроводу в мм;

s – мінімальна товщина стінки в мм.

Для матеріалу 12X18H10T $[\sigma_y] = 56$ (кгс/мм²).

Ø 16x1.2.

$$p = 56 * (13.6/1.2 + 1) / 0.5 * ((13.6/1.2)^2 + 13.6/1.2 + 1) = 9.027 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 9.027 / 3.15 = 2.866 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} * (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 2.87 * (16^2 + 13.6^2) / (16^2 - 13.6^2) = 1265.67 / 71 = 17.83 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

Ø 10x0.8

$$p = 56 \cdot (8.4/0.8 + 1) / 0.5 \cdot ((8.4/0.8)^2 + 8.4/0.8 + 1) = 10.58 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 10.58 / 3.15 = 3.36 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} \cdot (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 3.36 \cdot (10^2 + 8.4^2) / (10^2 - 8.4^2) = 573.08 / 29.44 = 19.47 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

Ø 8x0.6

$$p = 56 \cdot (6.8/0.6 + 1) / 0.5 \cdot ((6.8/0.6)^2 + 6.8/0.6 + 1) = 9.81 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 9.81 / 3.15 = 3.11 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} \cdot (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 3.11 \cdot (8^2 + 6.8^2) / (8^2 - 6.8^2) = 342.85 / 17.76 = 19.3 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

Таблиця 2.10.

Зовнішній діаметр труб D_n , мм	Марка матеріалу	Товщина стінки, S, мм		
		0.6	0.8	1.0
		Робочий тиск у МПа (кгс/см ²)		
8	АМГ2М	37 (370)		
12	АМГ2М		9.5 (95)	
20	АМГ2М			5.5 (550)

Для матеріалу АМГ2М $\sigma_y = 22$ (кгс/мм²).

Ø 8x0.6

$$p = 22 \cdot (6.8/0.6 + 1) / 0.5 \cdot ((6.8/0.6)^2 + 6.8/0.6 + 1) = 3.85 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 3.85 / 3.15 = 1.22 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} \cdot (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 1.22 \cdot (8^2 + 6.8^2) / (8^2 - 6.8^2) = 7.57 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

Ø 12x1

$$p = 22 \cdot (10/1+1) / 0.5 \cdot ((10/1)^2 + 10/1+1) = 4.36 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 4.36 / 3.15 = 1.38 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} \cdot (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 1.38 \cdot (12^2 + 10^2) / (12^2 - 10^2) = 7.65 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

Ø 20x1

$$p = 22 \cdot (18/1+1) / 0.5 \cdot ((18/1)^2 + 18/1+1) = 2.44 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$P_{\text{раб}} = 2.44 / 3.15 = 0.8 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

$$\sigma_p = P_{\text{раб}} \cdot (D^2 + d^2) / (D^2 - d^2);$$

$$\sigma_h = 0.8 \cdot (20^2 + 18^2) / (20^2 - 18^2) = 7.62 \text{ (кгс/мм}^2\text{)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується.

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2. Спеціальна частина.

2.1. Обґрунтування вибору об'єкта та задач дослідження.

Одним з основних споживачів гідравлічної системи на літаку є шасі – система вбирання та випуску шасі в польоті. Об'єкт дослідження являє собою силовий привід системи вбирання стійок шасі регіонального пасажирського літака (креслення НАУ 04.07.03.00).

Метою даного розділу роботи являється розробка методики визначення основних параметрів силового приводу системи вбирання та випуску шасі.

Для дослідження заданої мети вирішуються наступні задачі:

1. Вибір та обґрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування (пункти 2.5.1 та 2.5.4).
2. Обґрунтування розрахункової схеми системи вбирання шасі.
3. Розробка математичних моделей окремих гідроагрегатів та гідроліній.
4. Розробка рівнянь руху стійок шасі при їх вбиранні.
5. Розробка комп'ютерної моделі системи вбирання передньої (ПОШ) та основних (ООШ) опор шасі з урахуванням одночасної роботи з системою керування літаком.
6. Уточнення раніше вибраних параметрів системи (п.1 даного параграфу) з використанням розроблених комп'ютерних моделей.

2.2. Розрахункова схема системи вбирання шасі.

Функціонування ділянки вбирання шасі, здійснюється наступним чином: при включенні загального розподільника і розподільника лінії вбирання тиск робочої рідини одночасно подається в гідроциліндр, що складає розпір ООШ, і в силовий циліндр, що переміщає стійку. Закриття замків випущеного положення відбувається механічно за рахунок переміщення деталей замка підвісної стійки і пружинами. У замках прибраного положення передньої опори передбачена подача тиску робочої рідини в протилежну порожнину гідроциліндра керування замком для його примусового повернення у вихідне положення (у допомогу поворотній пружині). Силкові гідроциліндри оснащені пристроєм гальмування наприкінці ходу на вбирання стійок. Злив рідини з гідроциліндрів здійснюється через клапани гідрозамків, що відчиняються штовхачами. Кожна стійка оснащена окремим гідроциліндром.

Враховуючи симетричність ділянок ООШ за структурою, навантаженням та конструктивним параметрам, моделюється функціонування тільки однієї стійки. Гідрозамки представлені по лінії живлення зворотним клапаном, а по лінії зливу – керованим дроселем. Керування проходним перетином дроселя відбувається від штовхача, оснащеного сильним демпфером.

Розрахункова схема системи вбирання шасі представлена на рис. 3.1 (позиції відповідно до креслення НАУ 04.07.04.00) і налічує в собі: насос, виконавчі механізми, розподільні та регулюючі прилади, зворотні клапани, фільтри, роз'єми, через які проходить рідина при роботі розрахункової ділянки. В схему входять трубопроводи, з'єднуючі елементи з указаними довжинами та діаметрами.

2.3. Математичне моделювання окремих агрегатів та гідроліній.

Метою даної роботи є встановлення методу моделювання функціонування агрегатів та побудова витратних характеристик ділянок гідроліній вбирання стійок передньої і основний опор шасі для подальшого використання при комп'ютерному моделюванні гідросистеми в цілому.

Робота виконується на базі літературних джерел з використанням ПЕВМ в інтегрованому науково-технічному обчислювальному середовищі **MATLAB**.

Дослідження проводиться при розрахункових температурах: -мінус20, 20 і 50°C.

Для опису процесів в окремих елементах і гідролініях використовуються рівняння і допущення, що відбивають основні особливості гідросистеми.

Падіння тиску в залежності від витрати на агрегатах моделюється квадратичною параболою, коефіцієнт К якої визначається за результатами "проливков":

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

далі коефіцієнт К підставляємо в залежність

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

де Q – витрата в гідролініях системи.

Падіння тиску в трубах визначається по аналітичних залежностях окремо для ламінарного і турбулентного режиму течії рідини [8, 15]:

$$\Delta P = 150 * \nu * L * Q * \rho / (\pi * d^4) \text{ - ламінарна течія;}$$

$$\Delta P = 0.316 * Re^{-0.25} * L * U^2 * \rho / (2d) \text{ - турбулентна течія, де}$$

U – швидкість течії рідини в трубопроводі, м/с;

L – довжина трубопроводу, м;

ρ - щільність рідини, кг/м³;

d – внутрішній діаметр трубопроводу, м;

ν - кінематичний коефіцієнт в'язкості рідини, кг/см²;

Re – число Рейнолдса:

$$Re = U \cdot d / \nu \quad \text{або} \quad Re = 4 \cdot Q / (\pi \cdot d \cdot \nu).$$

Загальне падіння тиску на окремих ділянках системи визначається підсумком за послідовно з'єднаним агрегатам та трубам.

Вихідні дані приведені в таблиці 3.1.

№п /п	Агрегати	Тип	Позн. на схемі	Кіль кість	Вихідні дані			
					Джерело		система СИ	
					$\Delta P,$ кгс/см ²	Q, л/хв	$\Delta P,$ МПа	$Q \cdot 10^{-4},$ м ³ /сек

Спільна лінія нагнітання ПОШ, ООШ та СУ (системи керування) (ділянка а-б)

1.	<i>Клапан зворотний</i>	990-7-14НГЖ	ДО62	1	1.2	70	0.12	11.7
2.	Фільтр гідравлічний	QA08469	Ф5	1	1.8	60	0.18	10
3.	Трубопровід	Ø16x1.2, L=7.09+2.15+2.2=11.44 (м).						

Спільна лінія нагнітання ПОШ та ООШ (ділянка в-г)

1.	Клапан підірний	РД 57-2	А7	1	4	90	0.4	15
2.	Трубопровід	Ø10x0.8, L=2.2 (м).						

Лінія нагнітання ПОШ (ділянка г-д)

1.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р4	1	15	20	1.5	3.33
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р6	1	15	20	1.5	3.33
3.	Човниковий клапан		ЧК2	1	2.7	30	0.27	5
4.	Дросель односторонній	148.00.5601.150.007	ДР17	1	100	3.6	10	0.6
5.	Трубопровід	Ø10x0.8, L=4.7 (м)						
6.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=0.25+0.24+3.19+1.36=5.04 (м)						

Лінія нагнітання ООШ (ділянка г-м)

1.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	КО36	1	1.2	18	0.12	3
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р7	1	15	20	1.5	3.33
3.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р9	1	15	20	1.5	3.33
4.	Човниковий клапан	148.00.5601.200.000	ЧК10	1	2.7	30	0.27	5
5.	Трубопровід	Ø10x0.8, L=0.35 (м)						
6.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=1.3 +1.3 (м)						
7.	Трубопровід	Ø8x1, L=0.75 (м)						

Лінія зливу ПОШ (ділянка е-ж)

1.	Клапан зворотний	990-7-6НГЖ	КО4	1	1.2	9.5	0.12	1.6
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р5	1	15	20	1.5	3.33
3.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	КО28	1	1.2	18	0.12	3
4.	Клапан зворотний	990-7-10НГЖ	КО46	1	1.2	35	0.12	5.83
5.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=0.32+1.15=1.47 (м)						

6.	Трубопровід	Ø10x1, L=0.68 (м)
7.	Трубопровід	Ø12x1, L=4.3+2.4=6.7 (м)

Лінія зливу ООШ (ділянка з-ж)

1.	Клапан зворотний	990-7-6НГЖ	КО13	1	1.2	9.5	0.12	1.6
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р8	1	15	20	1.5	3.33
3.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	КО35	1	1.2	18	0.12	3
4.	Трубопровід	Ø8x1, L=0.75 (м)						
5.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=1.2+1.09+0.3 (м)						
6.	Трубопровід	Ø10x1, L=0.7 (м)						

Спільна лінія зливу ПОШ та ООШ (ділянка ж-к)

1.	Клапан зворотний	990-7-10НГЖ	КО55	1	1.2	35	0.12	5.83
2.	Трубопровід	Ø12x1, L=2.2 (м)						

Спільна лінія зливу (ділянка к-л)

1.	Клапан зворотний	990-7-18НГЖ	КО64	1	1.2	125	0.12	20.83
2.	<i>Фільтр гідравлічний</i>	QA08476	Ф9	1	1.75	80	0.175	13.33
3.	<i>Трубопровід</i>	Ø12x1, L=2.3 (м)						
4.	<i>Трубопровід</i>	Ø12x1, L=0.9 (м)						

Табл. 3.1

В результаті розрахунку за наведеною програмою (див. додаток) нижче приведені характеристики найбільш опірних ділянок ПОШ схеми вбирання шасі (г-д) – рис.3.2, 3.3, 3.4.

Рис.3.2. Залежність $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = 20^\circ\text{C}$.

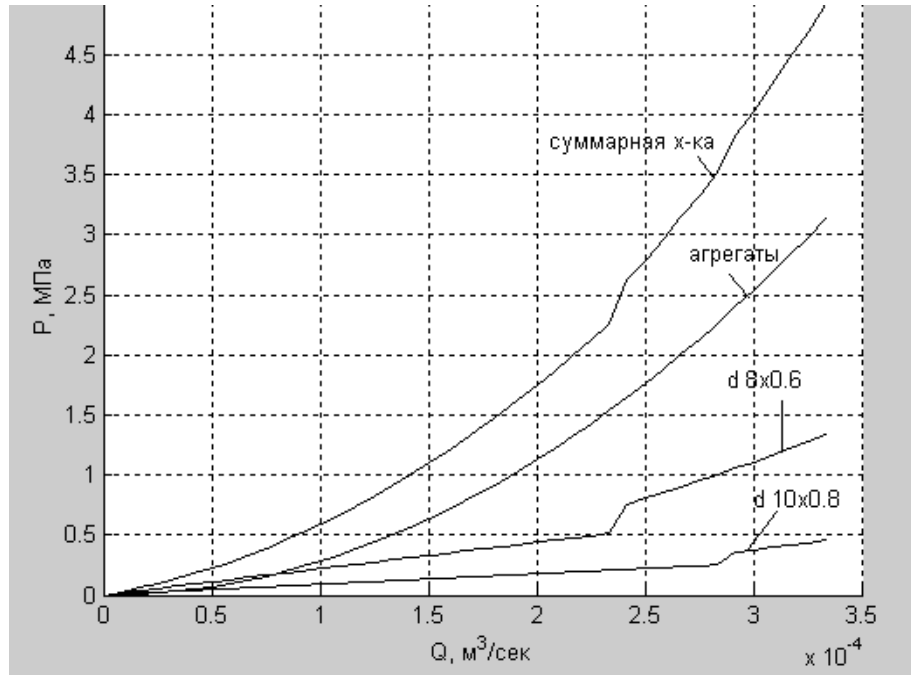


Рис.3.3. Залежність $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = 50^\circ\text{C}$.

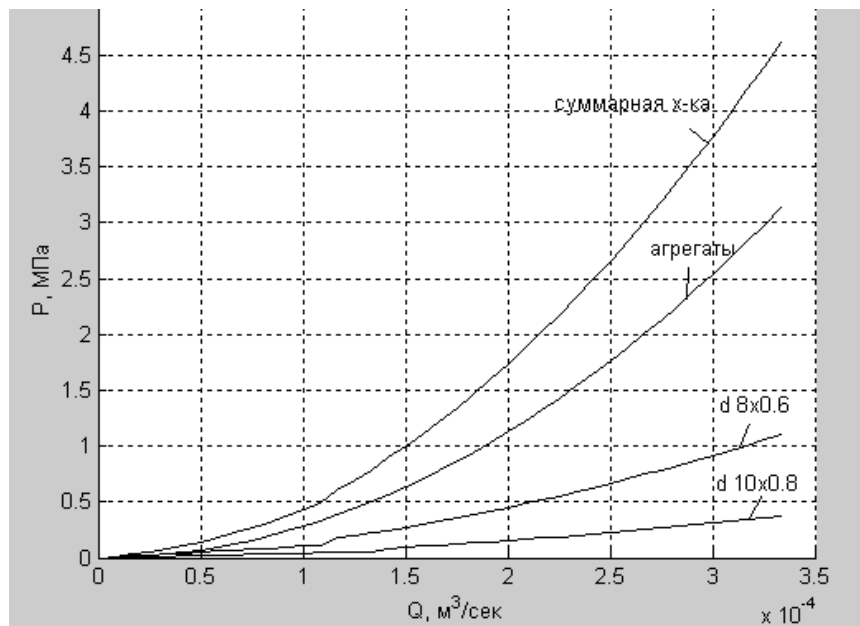
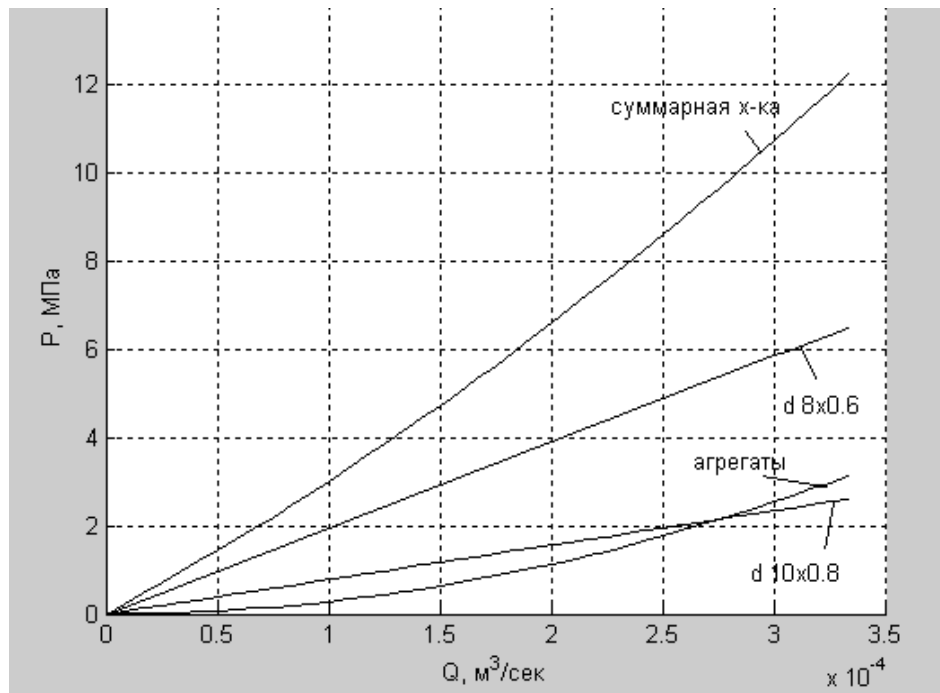


Рис.3.4. Залежність $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = \text{мінус } 20^{\circ}\text{C}$.



Результати моделювання, а саме – узагальнені графічні залежності для характерних значень витрат інших ділянок системи, та приклад розрахункової програми наведені в додатку на рис. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7.

На малюнках використані такі позначення:

Q – витрата робочої рідини, м³/сек;

P – втрата тиску на ділянці, МПа.

Даний розрахунок являє собою систему підмоделей, яка описує процеси в однотипних елементах, лініях відповідно із приведеною розрахунковою схемою. Структура ж самої моделі дозволить розвивати її за рахунок введення нових елементів.

2.4. Рівняння руху системи та вихідні дані.

Модель рушійних елементів, що описує переміщення та швидкості блоків поршнів, навантажених гідравлічними силами та силами реакції елементів кожної стійки, представлена рівняннями (використовуючи перший закон Ньютона).

$\varphi'' = M/J$ – кутове прискорення повороту стійки (рад/сек²), де

M – сума діючих на стійку моментів щодо осі обертання при вбиранні (Н*м);

J – момент інерції стійки щодо осі обертання (кг*м²).

Розглянемо діючі на стійку моменти (дані за п.п. 2.5.1):

1. Потрібні моменти $M_{\text{потр}}(\varphi)$ визначаємо як суму:

1.1. Момент від сил ваги M_G (рис.3.5, 3.6)

для ПОШ :

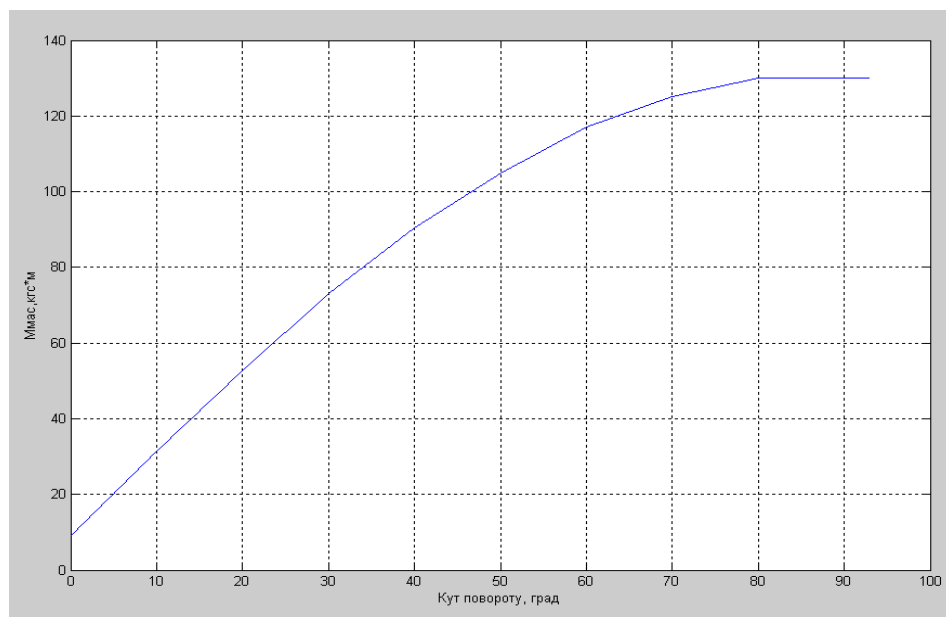


Рис.3.5.

для ООШ:

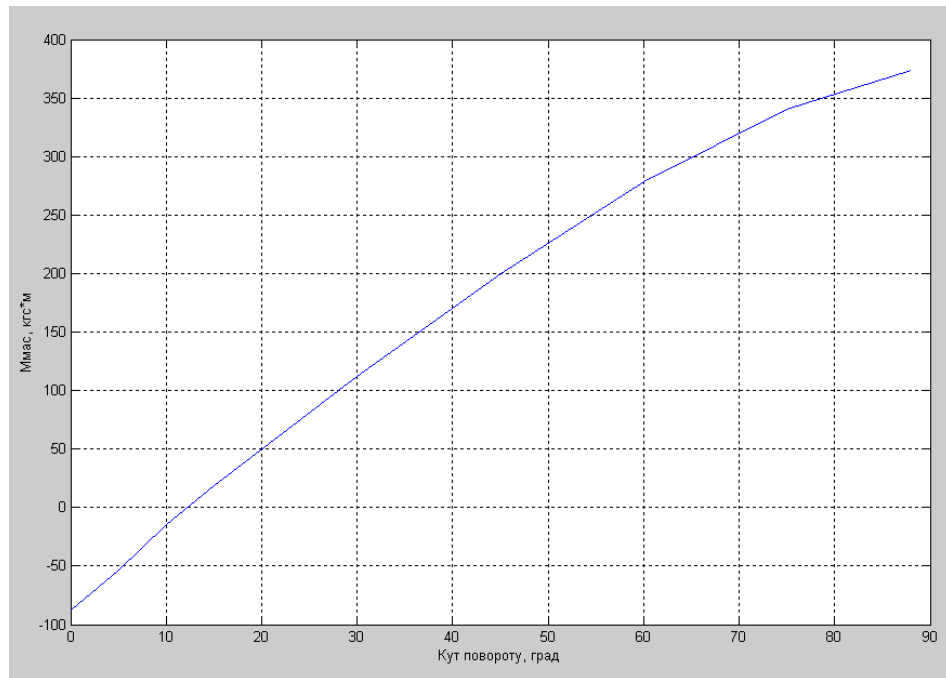


Рис.3.6.

1.2. Момент від аеродинамічних сил M_A , діючих на стійку (рис.3.7, 3.8)

для ПОШ :

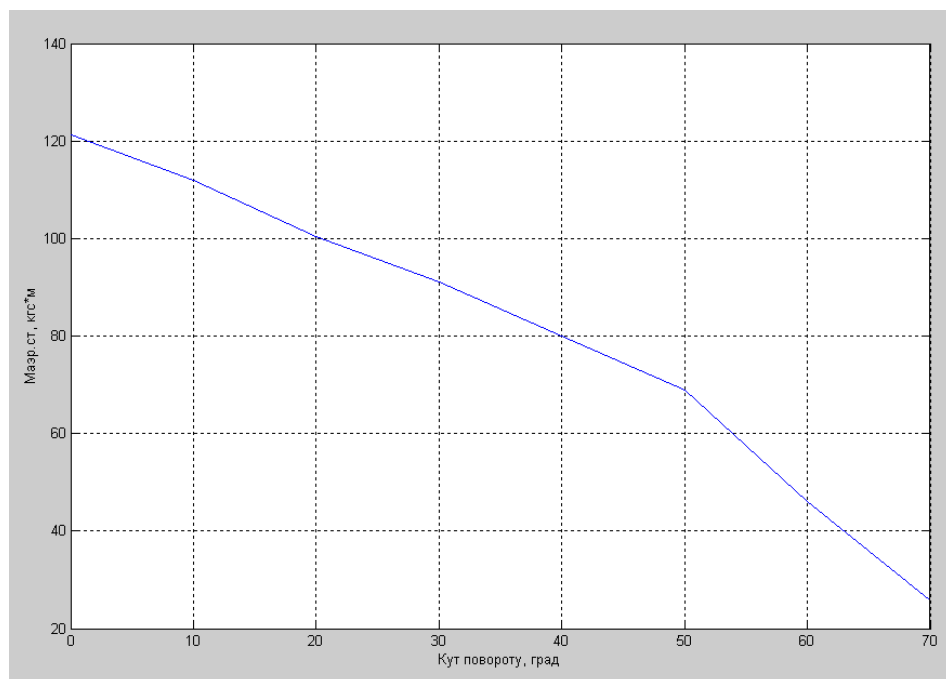


Рис.3.7.

для ООШ :

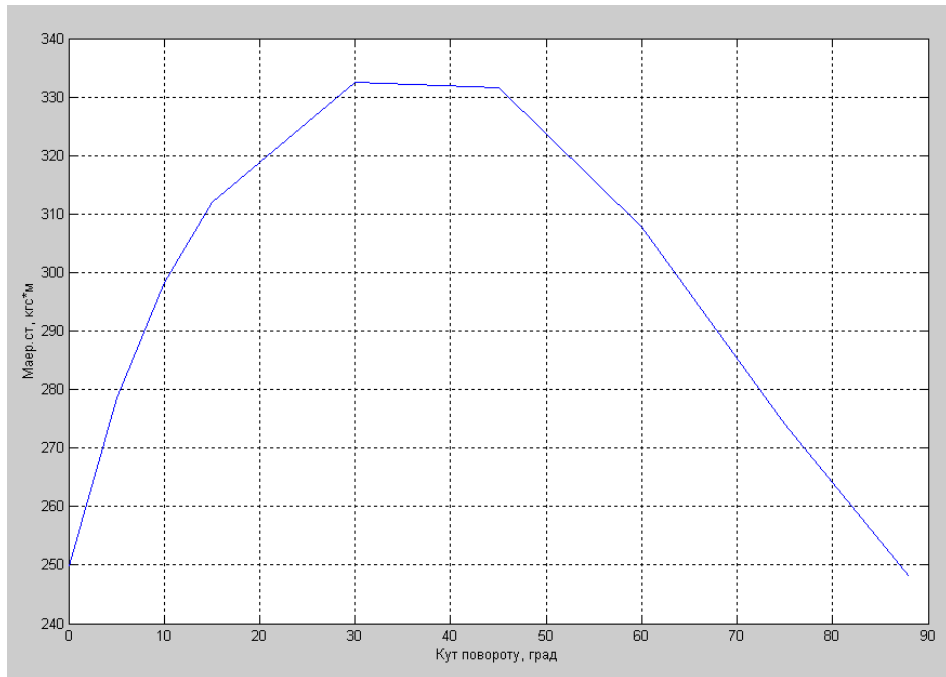


Рис.3.8.

1.3. Момент від сил тертя M_T в рухомих з'єднаннях (рис.3.9, 9.10)

для ПОШ :

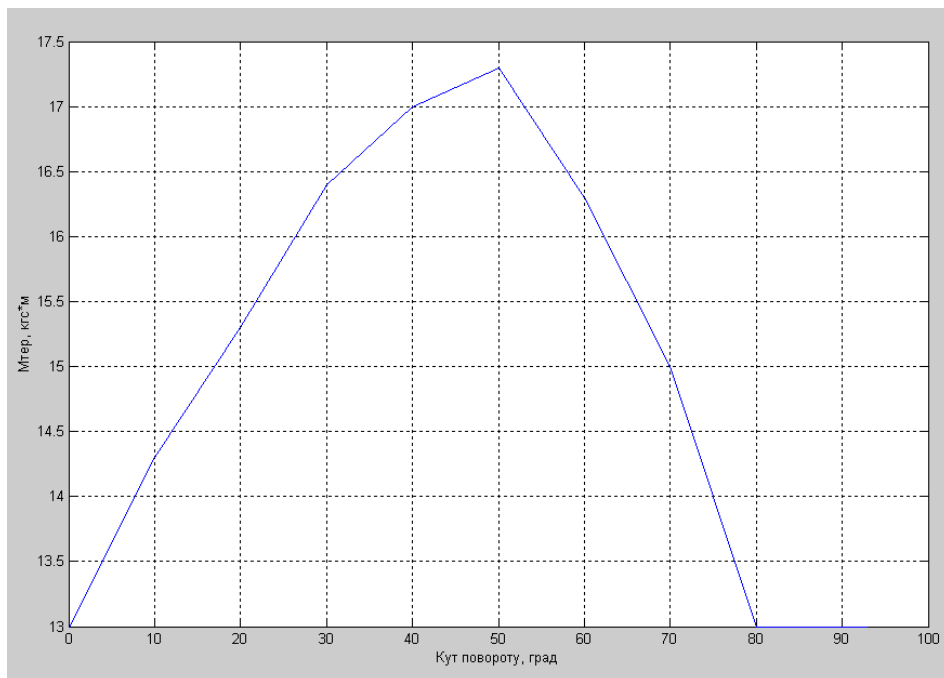


Рис 3.9.

для ООШ :

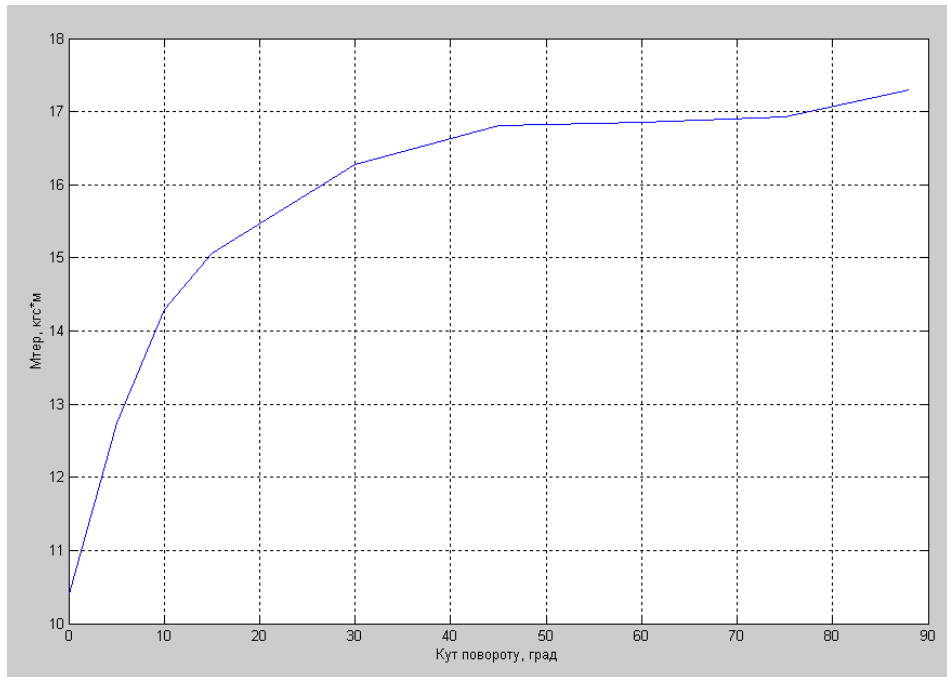


Рис.3.10.

1.4. Момент від сил навантаження на стулки шасі M_D (рис.3.11, 3.12)

для ПОШ :

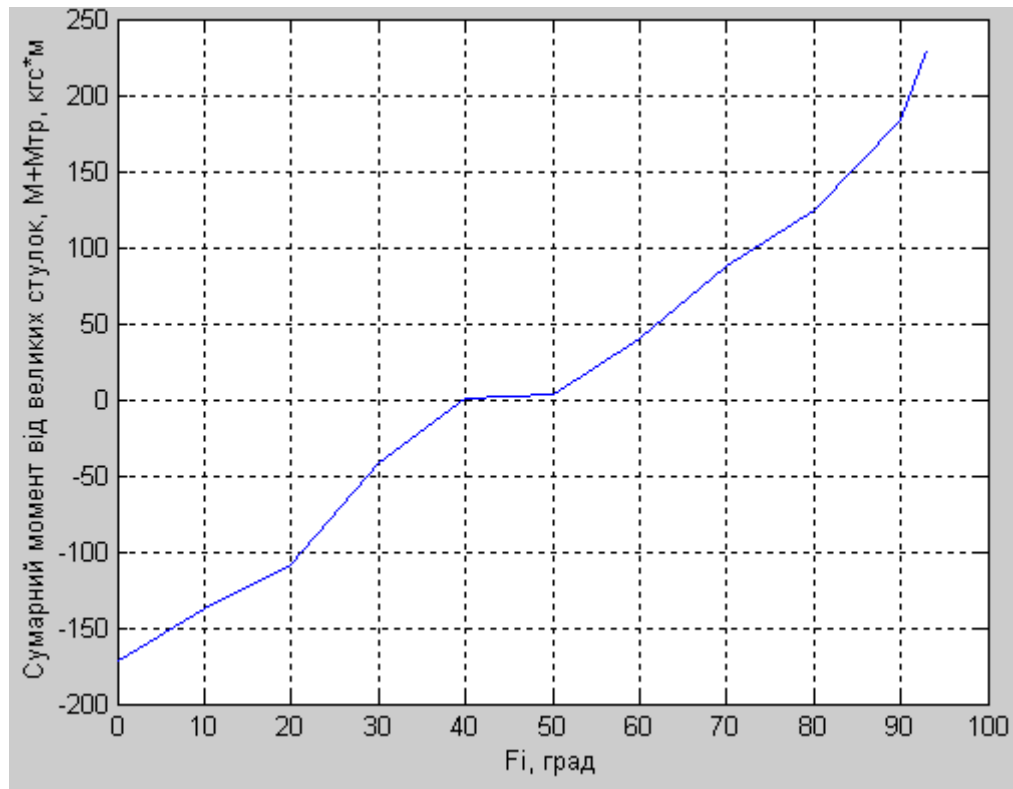


Рис.3.11.

для ООШ :

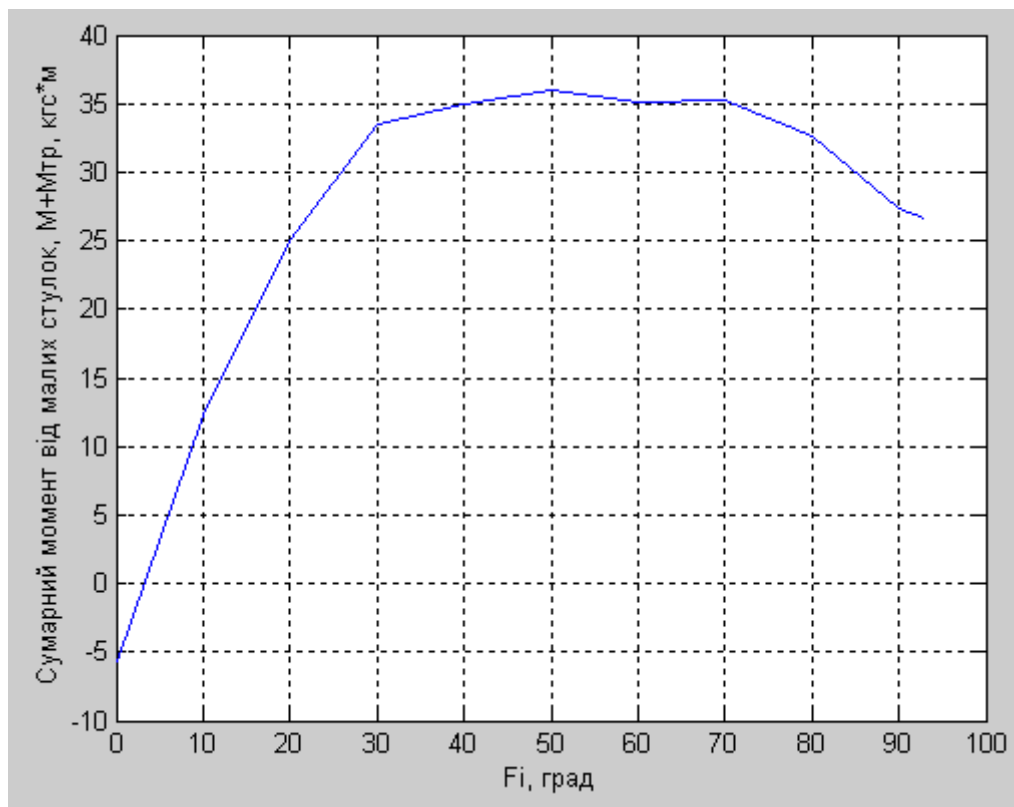


Рис.3.12.

Як відомо, величини місцевих аеродинамічних навантажень, що діють на стулки шасі, сильно залежать від індивідуальних конструктивних особливостей, місця розташування стулок і розрахункового режиму нагрівання (швидкостей, що допускаються, і кутів атаки, ковзання і відхилення стулок). У зв'язку з цим систематизація й узагальнення матеріалів про нагріваннях стулок зустрічають великі труднощі. Тому для визначення аеродинамічних навантажень, що діють на стулки в умовах польоту, варто випробувати моделі в аеродинамічних трубах чи проводити спеціальні розрахунки місцевих аеродинамічних навантажень.

Для навантаження стулок аеродинамічними навантаженнями виявляються важливими наступні дві розрахункових умови:

- навантаження стулок у закритому положенні при будь-яких умовах польоту, що допускаються;

- навантаження відкритих стулочок.

У першому випадку аеродинамічні навантаження визначаються як навантаження на відповідну частину конструкції літака, де встановлені стулочки. У цьому випадку для визначення аеродинамічних навантажень необхідно мати розподіл p - по поверхні стулочки, а також тиск усередині порожнини фюзеляжу (p) - надлишковий тиск у даній точці, віднесене до швидкісного напору, коефіцієнт тиску в точці контуру).

Навантаження стулочок у відкритому положенні повинне проводитися з урахуванням змін місцевого обтікання відповідної частини поверхні літака, створюваного відхиленими стулочками. У цьому випадку навантаження зручно визначати за допомогою коефіцієнтів аеродинамічних сил C_x , C_y чи C_n , относимых звичайно до площі стулочки; при цьому часто приймається, що аеродинамічне навантаження розподілене по поверхні стулочки практично рівномірно. Величини коефіцієнтів аеродинамічних сил сильно залежать від припустимих режимів польотів літака з відкритими стулочками (θ - кут ковзання, α - кут атаки) і положення відкритою стулочкою [3].

Усі моменти задаються у виді залежностей від кута повороту.

Сумарний момент, що діє на стійки шасі:

для ПОШ:

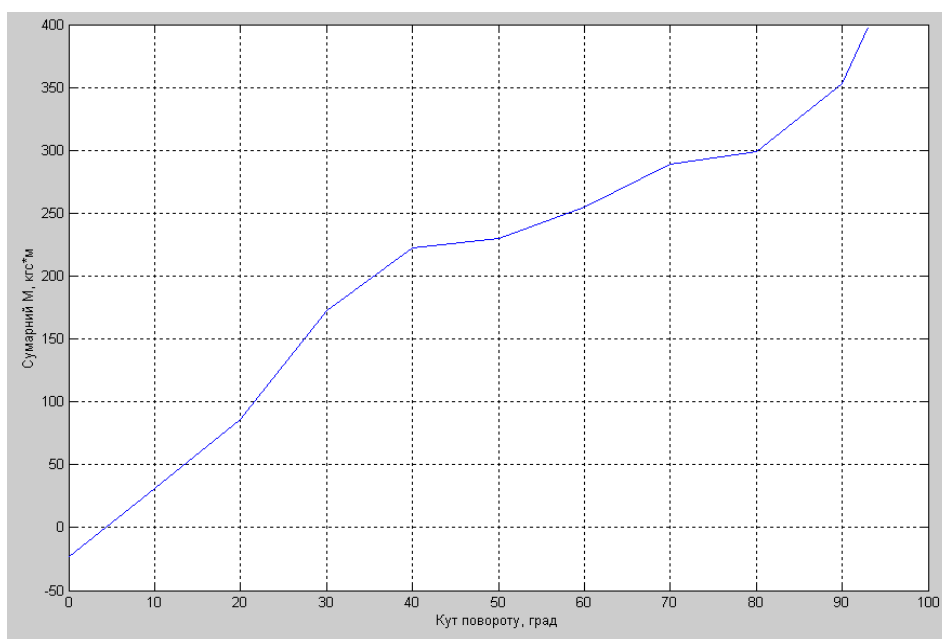


Рис.3.13.

для ООШ:

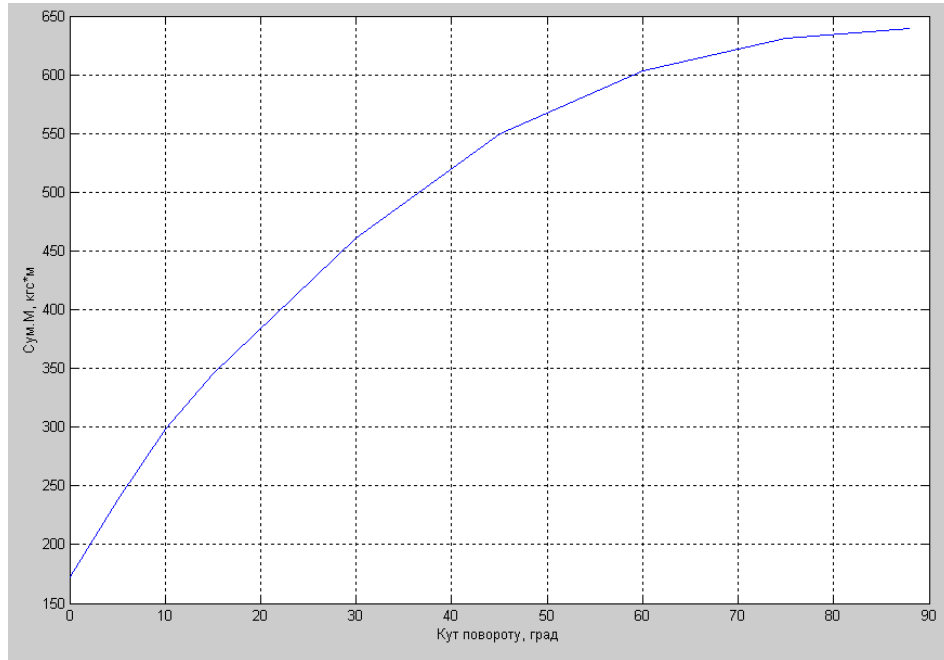


Рис.3.14.

2. Найвний момент:

$$M_p = N_{ц} * r, \quad (1)$$

де $N_{ц}$ – зусилля, що розвивається гідроциліндром (ГЦ);

r – плече дії зусилля $N_{ц}$ щодо осі обертання (задається в залежності від ходу поршня гідроциліндра S).

для ПОШ :

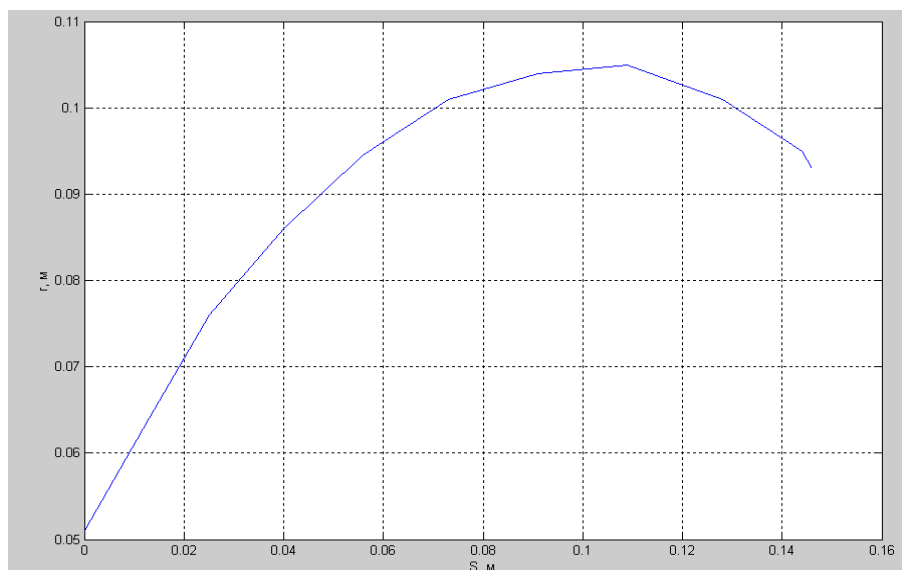


Рис. 3.15.

для ООШ :

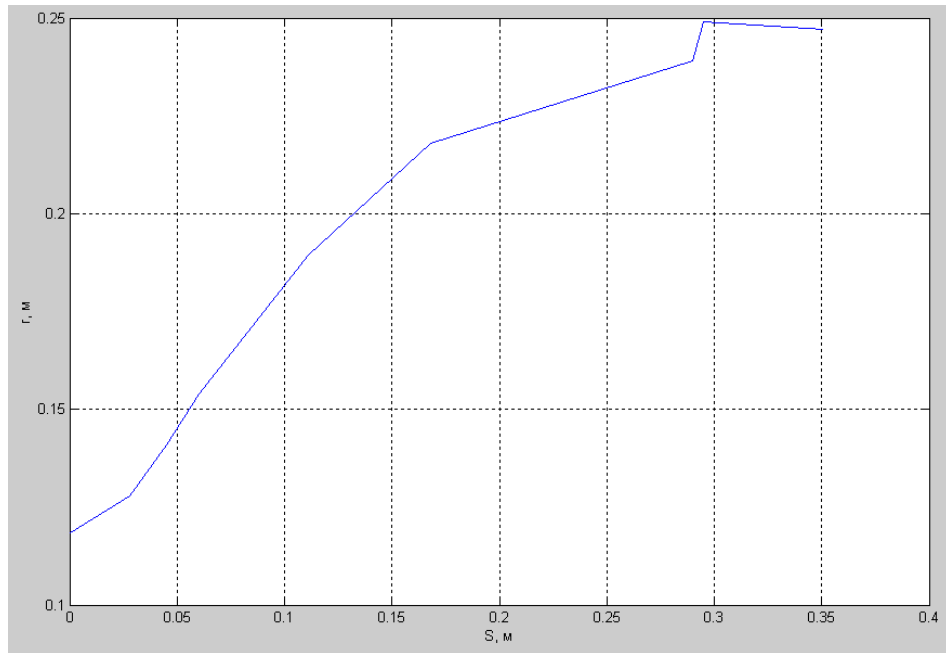


Рис. 3.16.

Зусилля, що розвивається гідроциліндром, розраховується по формулі:

$$N_{ц} = N_{г} / K_{т}, \quad (2)$$

де $K_{т}=1.1$ – коефіцієнт сили тертя в ГЦ;

$$N_{г} = P_{н} * F_{н} - P_{с} * F_{с} \quad (3)$$

- сила, створювана тиском робочої рідини, де $P_{н}$, $F_{н}$ і $P_{с}$, $F_{с}$ - тиск і площа поршня, відповідно в лініях нагнітання і зливу.

З формули (3) визначимо тиск нагнітання:

$$P_{н} = (N_{г} + P_{с} * F_{с}) / F_{н} \quad (4);$$

тепер, перетворюючи формулу (3) з урахуванням вираження (2), одержимо:

$$\begin{aligned} N_{г} &= K_{т} * N_{ц} = K_{т} * M_{р} / r = K_{т} * (r)^{-1} * (M_{п} - M) = \\ &= K_{т} * (r)^{-1} * (M_{п} - \varphi'' * J) . \end{aligned}$$

Момент інерції стійки щодо осі обертання обчислюється по формулі:

$$J = m_1 * r_1^2 + m_2 * r_2^2 + \dots + m_n * r_n^2, \quad (5)$$

де m – маса складових частин стійки, див. п 2.5.1 (колеса, важіль, траверса і т.д.), кг, r_n – відстань від центра ваги складових частин стійки до осі обертання стійки, м.

Тоді:

$$J_{\text{пош}} = 50 \cdot 1.475^2 + 15.56 \cdot 0.865^2 + 38.3 \cdot 0.165^2 + 94.34 \cdot 0.45^2 = 140.57 \text{ (кг} \cdot \text{м}^2\text{)};$$

$$J_{\text{оош}} = 198 \cdot 1.21^2 + 58.73 \cdot 0.95^2 + 82.42 \cdot 0.22^2 + 23.5 \cdot 0.62^2 = 354.6 \text{ (кг} \cdot \text{м}^2\text{)}.$$

$P_c = f_c(Q_c)$, де Q_c – витрата в лінії зливу, що визначається наступним чином:

$$Q_c = Q_n \cdot F_c / F_n.$$

Кутове прискорення стійки визначаємо по відомій витраті в лінії нагнітання.

Швидкість переміщення гідроциліндру стійки

$$S' = Q_n / F_n,$$

де Q_n – витрата в лінії нагнітання;

інтегруючи вираження, одержимо:

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

де T – час вбирання стійки, с.

Кут повороту стійки визначаємо по відомому виході поршня ГЦ і заданої залежності $\varphi = f(S)$:

для ПОШ:

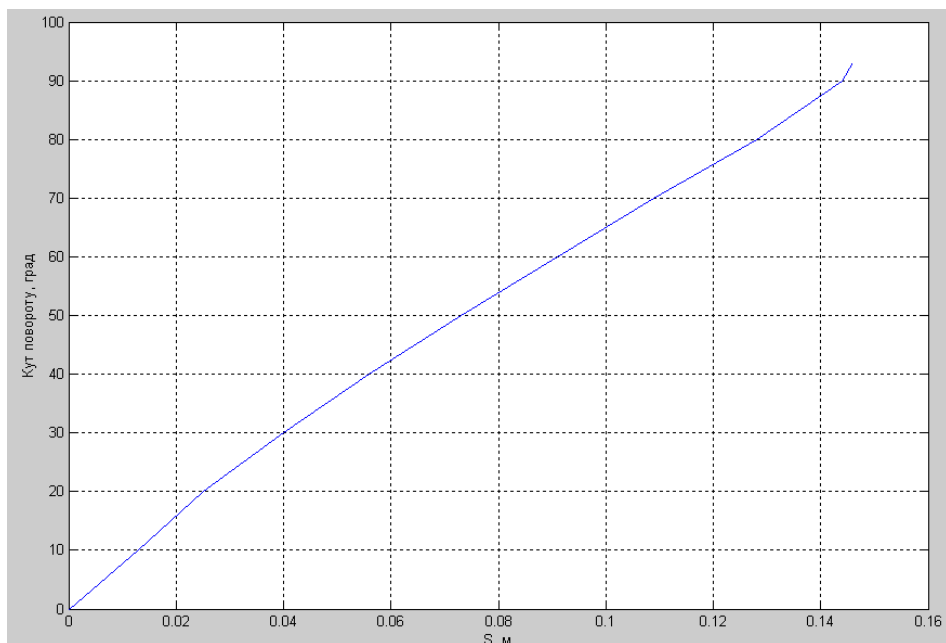


Рис.3.17.

для ООШ:

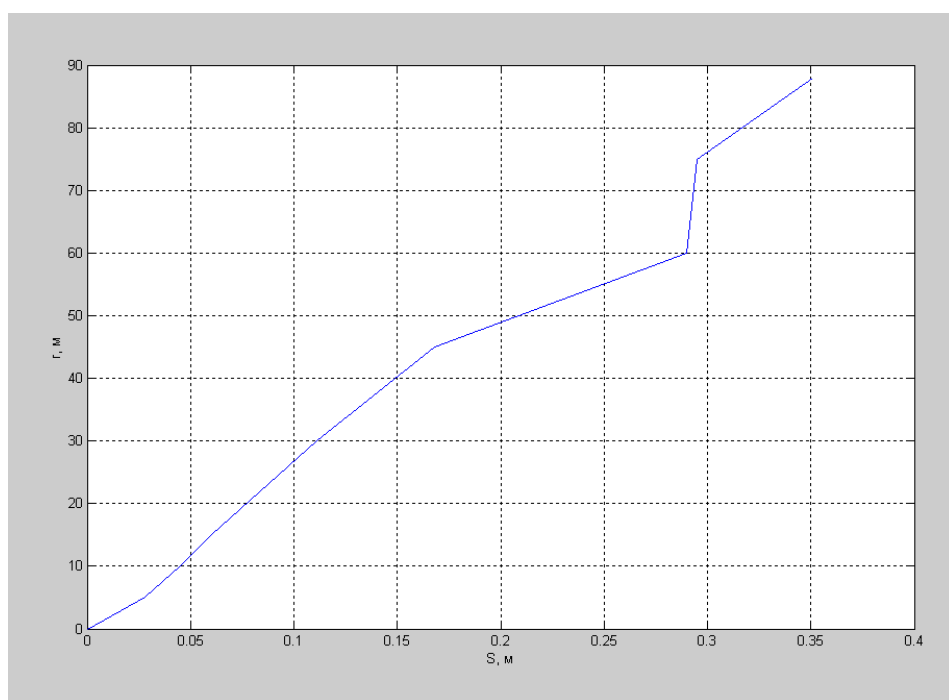


Рис.3.18.

Диференціюючи φ одержуємо кутову швидкість вбирання стійки:

$$\varphi' = d\varphi/dt,$$

а також кутове прискорення:

$$\varphi'' = d\varphi'/dt.$$

2.5. Комп'ютерна модель системи вбирання стійок шасі.

Отримана вище система диференціальних рівнянь руху системи при вбиранні передньої та основних стійок має рішення із використанням ПЕВМ в інтегрованому середовищі MATLAB-Simulink. Проведені попередні дослідження показали, що при рішенні сформульованих в даній роботі задач інерційністю стійок можна знехтувати.

Отримані вище математичні моделі окремих гідроліній, а також характеристика блока живлення та основні вихідні дані задаються у вигляді табличних залежностей.

Одночасно з паралельним вбиранням стійок ПОШ та ООШ витрати на живлення системи керування описуються як постійні за часом і витрата $Q_{\text{сист.кер}} = 3.75 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{сек.}$

Система розраховується чисельним методом Рунге-Кутта з постійним кроком інтегрування за часом [17].

Блок-схема розробленої S-моделі наведена на рис.3.19.

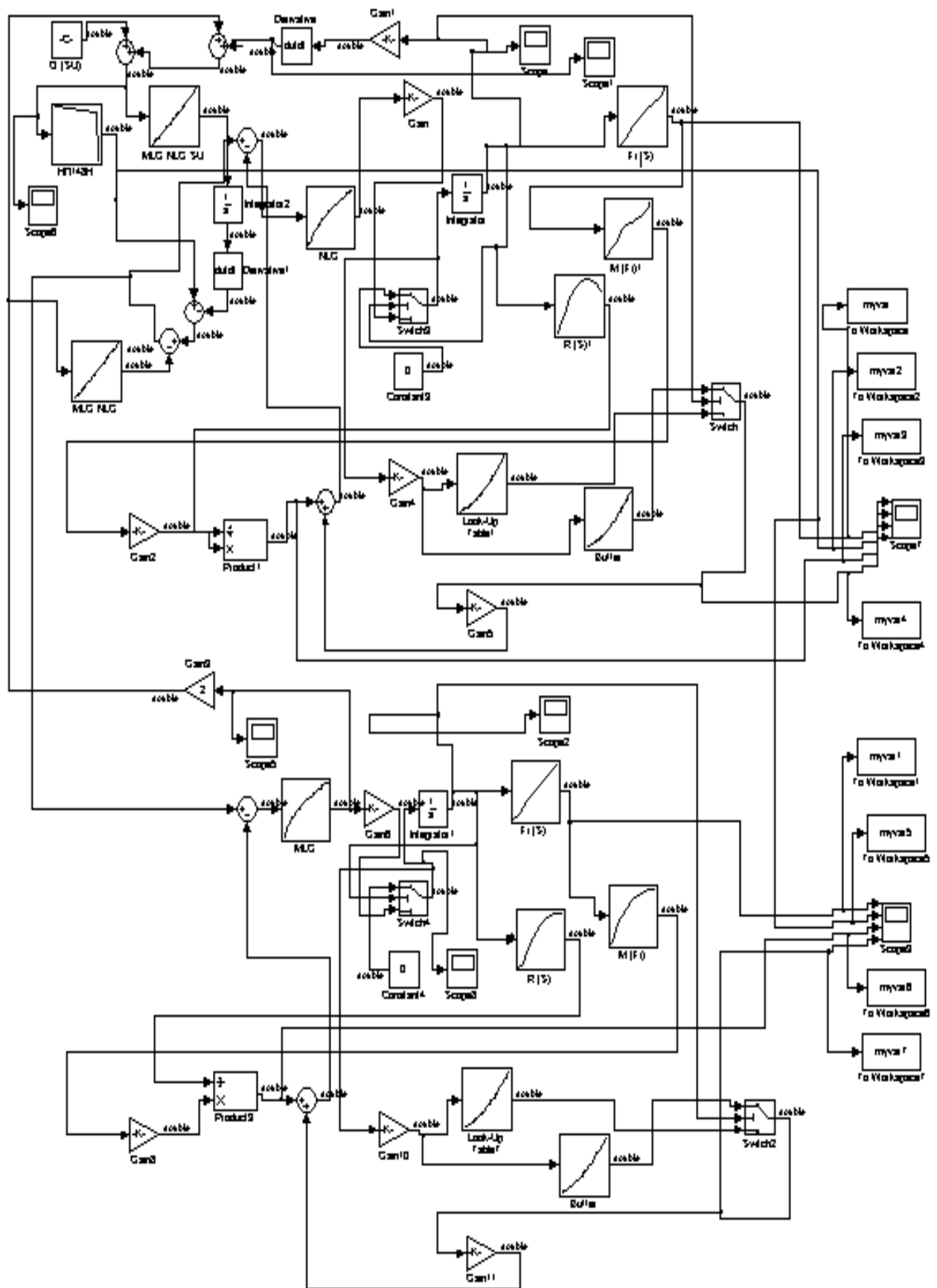


Рис.3.19.

Характерні результати моделювання процесу вбирання шасі у вихідному варіанті конструкції за часом при температурі робочої рідини 20°C наведені нижче на рис.3.20, 3.21,3.22, 3.23, 3.24, 3.25.

для ПОШ:

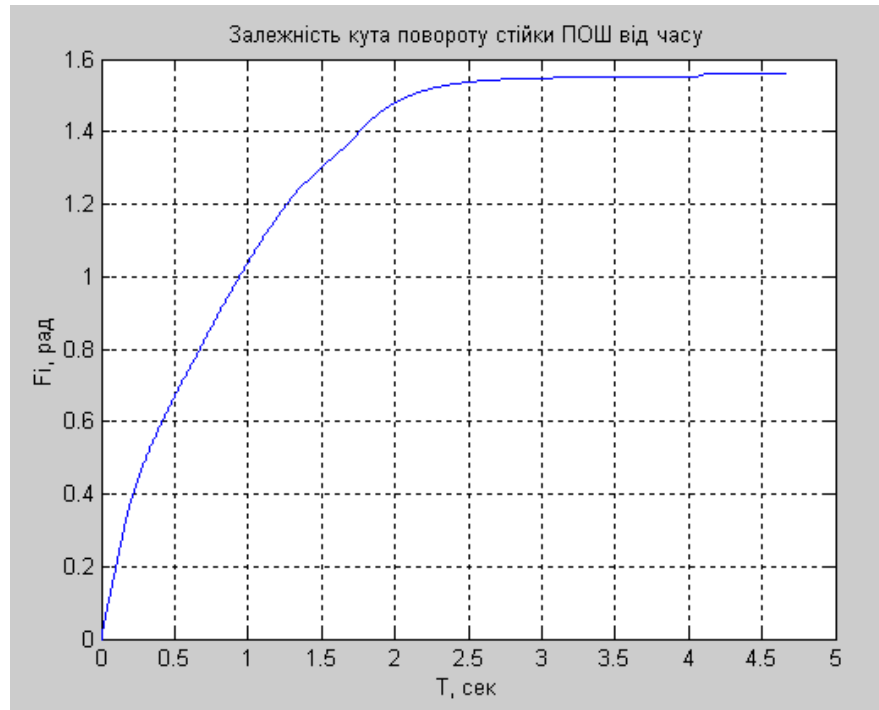
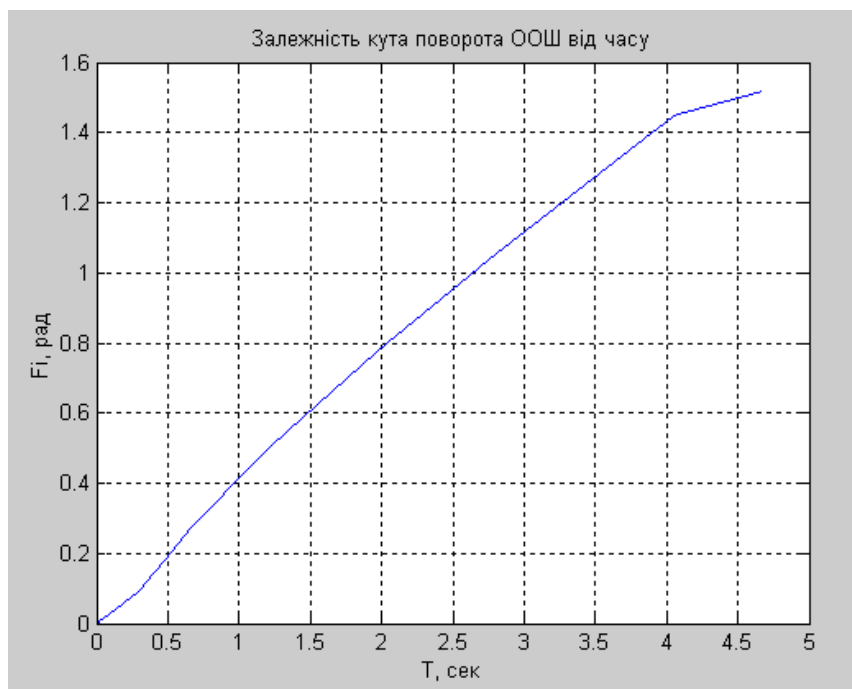


Рис.3.20.

для ООШ:



для ПОШ:

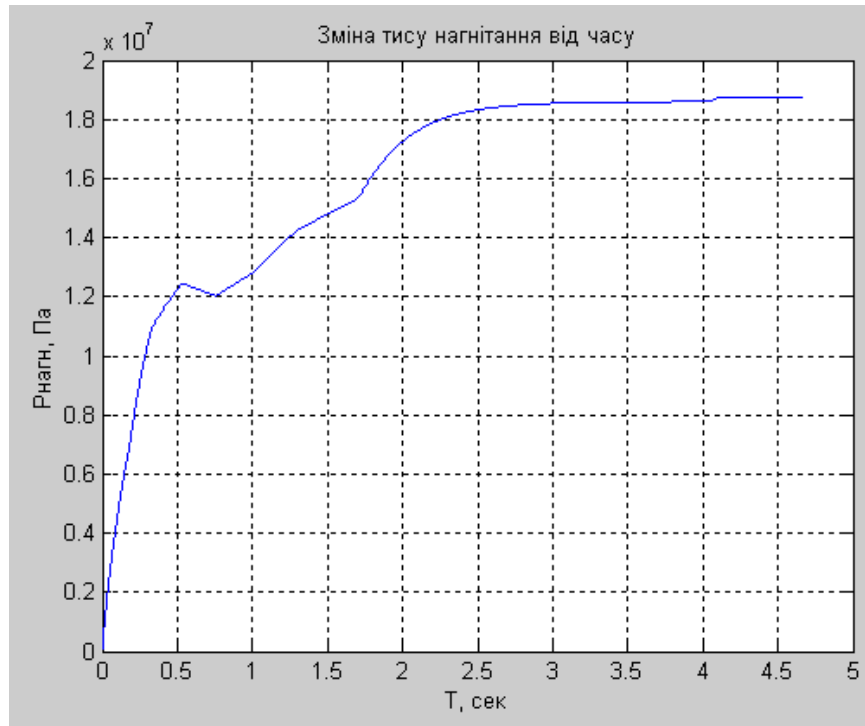


Рис.3.22.

для ООШ:

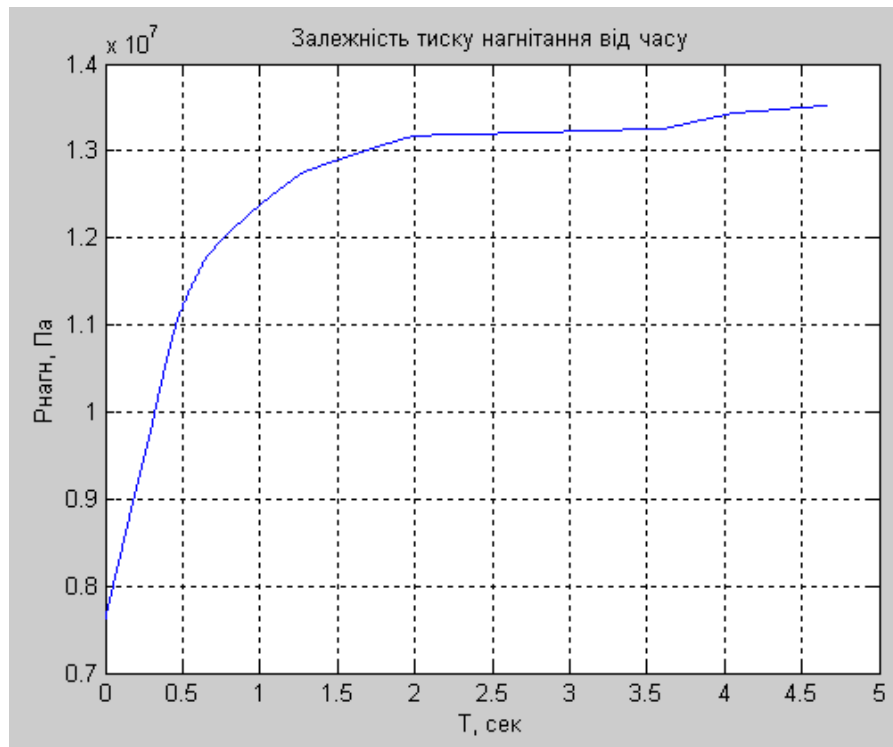


Рис.3.23.

для ПОШ:

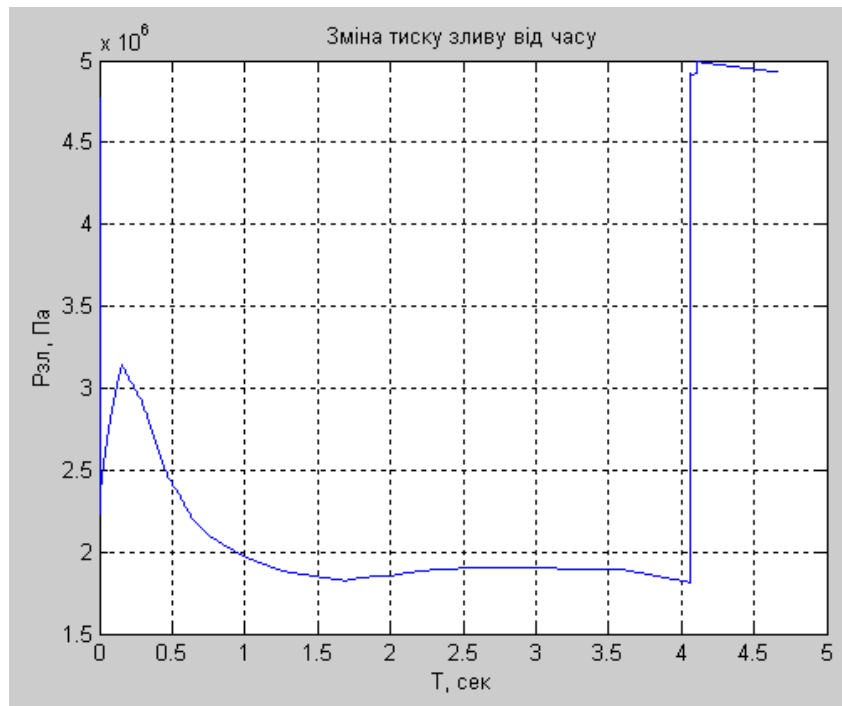


Рис.3.24.

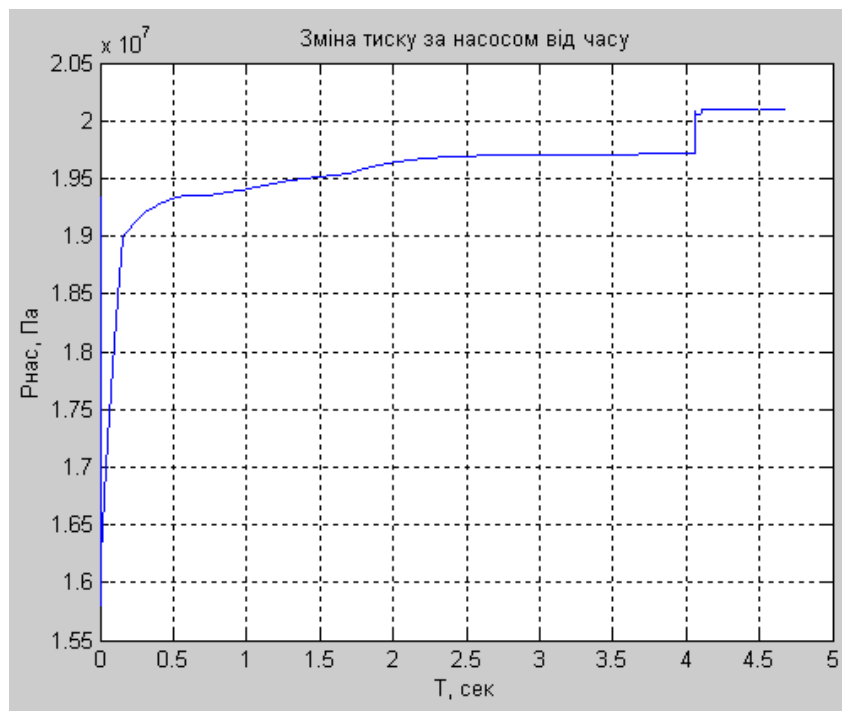


Рис.3.25 Вплив зміни температури досліджено в параграфі 3.6.

2.5.1. Розрахунок на міцність силового циліндру передньої опори шасі.

Технічні характеристики та вимоги.

1. Робоча рідина НГЖ-5У.
2. Номинальний тиск 20,6 МПа (210 кгс/см²).
3. Хід штока $160 \pm 0,4$ мм.
4. Зусилля, що розвивається циліндром на втягування штока (вбирання шасі):
 - 1) максимальне (при номінальному тиску) 47319 Н (4828 кгс);
 - 2) гарантоване при тиску 17,6 МПа (180 кгс/см²) – 40559 Н (4139 кгс).
5. Максимальне зусилля на виталкування штоку (при номінальному тиску) – 20937 Н (2136 кгс).

Примітки: При виталкуванні штоку тиск подається до обох порожнин одночасно.

6. Діапазон робочих температур:

- 6.1. Навколишнього повітря від мінус 60°C до плюс 60°C.
- 6.2. Робочої рідини від мінус 60°C до плюс 100°C

7. Вимоги по надійності.

- 7.1. Проектний ресурс - 40000 посадок напротязі строку служби 30 років.
- 7.2. Назначений (початковий) ресурс - 10000 посадок напротязі строку служби 10 років.
- 7.3. Наробіток на відмову T_0 не менш 10^7 льотних годин.

Примітки: Під відмовою розуміється невідповідність хоча б одному з вимог, вказаних в п. 4., 5., 6. .

Циліндр силовий. (НАУ 04.07.05.00СК)

Навантаження на силовий циліндр (рис.2.5.1).

Робочий тиск:

$$p^3 = 210 \text{ кгс/см}^2 ;$$

Розтягуюча сила:

$$P_{сж} = 1,15 \cdot f \cdot p^3 \cdot F_{сж} ;$$

$$f = 1,5;$$

$$F_{сж} = F_{\emptyset 65 \times 36} = 23 \text{ см}^2 ;$$

$$P_{сж} = 1,15 \cdot 1,5 \cdot 150 \cdot 23 = 8330 \text{ кгс.}$$

Стискаюча сила:

$$P_p = 1,15 \cdot f \cdot p^3 \cdot F_{сж} ;$$

$$f = 1,5;$$

$$F_p = F_{\emptyset 36} = 10,18 \text{ см}^2 ;$$

$$P_p = 1,15 \cdot 1,5 \cdot 210 \cdot 10,18 = 3690 \text{ кгс.}$$

Опресовка:

$$p^3 = 315 \text{ кгс/см}^2;$$

$$p^3_{опр} = 1,5 \cdot 315 = 473 \text{ кгс/см}^2.$$

Розрахунок на поздовжній вигин

$$P^p = 3690 \text{ кгс.}$$

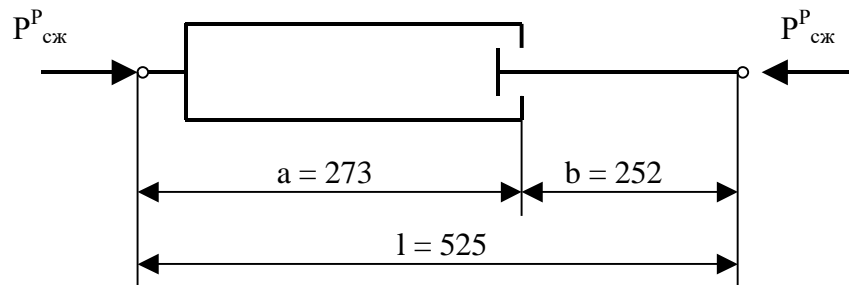


Рис.2.5.1.

Циліндр

Шток

$$\text{мат. ВТ-22 } E = 1100000 \text{ кгс/см}^2 ;$$

$$\text{мат. ВТ-22 } E = 1100000 \text{ кгс/см}^2;$$

Розтин $\emptyset 73 \times 65$

Розтин $\emptyset 36 \times 28$

$$F_{ц} = 8,67 \text{ см}^2 \quad J_{ц} = 51,77 \text{ см}^4 ;$$

$$F_{ш} = 4,02 \text{ см}^2 \quad J_{ш} = 5,23 \text{ см}^4;$$

$$i_{ц} = 2,44 \text{ см.}$$

Поздовжній вигин двоступеневого стрижня:

$$\frac{b}{l} = \frac{252}{525} = 0,48 ; \mu^2 = \frac{J_c}{J_{sh}} = \frac{51,77}{5,23} = 9,9 \Rightarrow \xi = 0,25$$

$$j/i_{ц} = \frac{52,5}{2,44} = 21,5;$$

$$\sigma_{кр}^{II} = 9200 \text{ кгс/см}^2 \quad (\sigma_{кр} \text{ для циліндру довжиною 2,5 см});$$

$$P_{кр}^{II} = 9200 \cdot 8,67 = 79760 \text{ кгс};$$

$$P_{кр}^{III} = \xi \cdot P_{кр}^{II} = 0,25 \cdot 79760 = 19900 \text{ кгс};$$

$$\eta = \frac{19900}{3690} > 2.$$

Циліндр.

$$\text{мат. ВТ-22} \quad \sigma_{в} = 11000 \text{ кгс/см}^2.$$

Розрив стінки від внутрішнього тиску:

$$\sigma = \frac{D_{вн} \cdot p^P}{2 \cdot S_{\min}};$$

$$p^P = p_{опр}^P = 473 \text{ кгс/см}^2;$$

$$D_{вн} = 6,5 \text{ см};$$

$$S_{\min} = 3,5 \text{ мм};$$

$$\sigma = \frac{6,5 \cdot 473}{2 \cdot 0,35} = 4390 \text{ кгс/см}^2;$$

$$\eta > 2.$$

Різьба MR 76×1,5

$$P_{раст} = 8330 \text{ кгс};$$

$$\sigma = \frac{8330}{\pi \cdot 7,6 \cdot 0,15} = 2330 \text{ кгс/см}^2; \eta > 2.$$

Головка циліндру (рис.2.5.2).

$$\text{мат. ВТ-22} \quad \sigma_{в} = 11000 \text{ кгс/см}^2.$$

Провушин

$$P_{раст} = 8330 \text{ кгс}$$

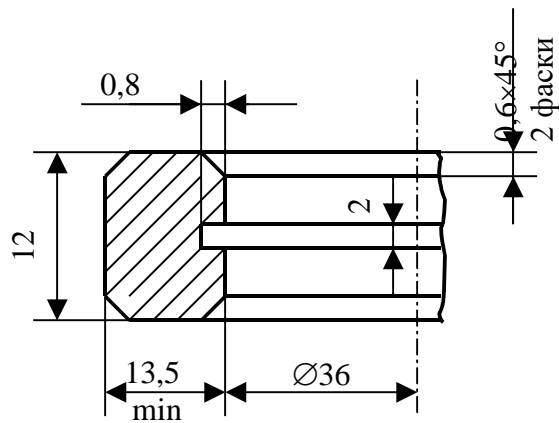


Рис.2.5.2.

Руйнуючі зусилля:

$$P_{руй} = 0,8 \cdot 11000 \cdot 2 \cdot 1,35 \cdot 1,2 = 28500 \text{ кгс};$$

$$P_{ср.} = 0,4 \cdot 11000 \cdot 2 \cdot 1,2 \cdot \sqrt{3,15^2 - 1,8^2} = 22750 \text{ кгс};$$

$$P_{см} = 0,65 \cdot 11000 \cdot 3,6 \cdot (1,2 - 0,16 - 0,2) = 21620 \text{ кгс};$$

$$\eta > 2.$$

Денце

$$\sigma = k \cdot \frac{D_{ВН}^2 \cdot p^p}{S_{min}^2} \text{ - для плоского дна};$$

$$k = 0,3 \quad p^p = p^p_{опр} = 473 \text{ кгс/см}^2;$$

$$D_{ВН} = 5,5 \text{ см} \quad S_{min} = 0,6 \text{ см};$$

$$\sigma = 0,3 \cdot \frac{5,5^2 \cdot 473}{0,6^2 \cdot 1,06} = 11000 \text{ кгс/см}^2;$$

$$\eta = 1 \quad k_{пл} = 1,08.$$

Розрив стінки від внутрішнього тиску:

$$\sigma = \frac{D_{ВН} \cdot p^p}{2 \cdot S_{min}};$$

$$p^p = p^p_{опр} = 473 \text{ кгс/см}^2;$$

$$D_{ВН} = 7,5 \text{ см};$$

$$S_{min} = 4,3 \text{ мм};$$

$$\bar{\sigma} = \frac{7,5 \cdot 473}{2 \cdot 0,43} = 4360 \text{ кгс/см}^2;$$

$$\eta > 2.$$

Букса (рис.2.5.3).

мат. ВТ-22 $\bar{\sigma}_B = 11000 \text{ кгс/см}^2$

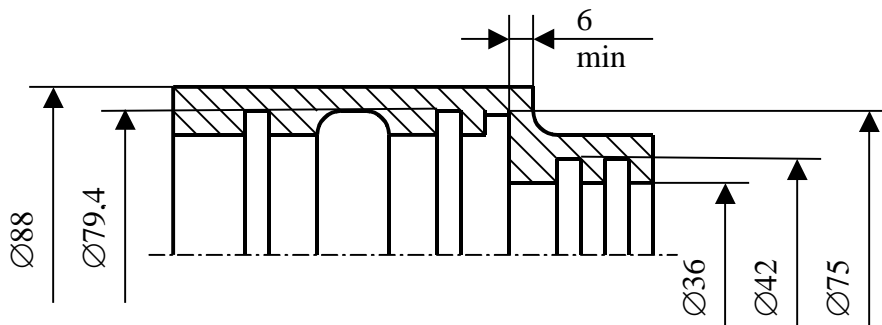


Рис.2.5.3.

Розрив стінки від внутрішнього тиску:

$$\bar{\sigma} = \frac{D_{BH} \cdot p^P}{2 \cdot S_{min}} = \frac{7,94 \cdot 473}{2 \cdot 0,33} = 5690 \text{ кгс/см}^2;$$

$$p^P = p^P_{опр} = 473 \text{ кгс/см}^2;$$

$$D_{BH} = 7,94 \text{ см};$$

$$S_{min} = 0,33 \text{ мм};$$

$$\eta = 1,93.$$

Денце

$$2a = 7,5 \text{ см} \quad 2b = 4,2 \text{ см};$$

$$\frac{a}{b} = 1,78 \Rightarrow c_2 = 0,49;$$

$$\bar{\sigma}_{max} = c_2 \frac{p^P \cdot a^2}{S^2} = 0,49 \frac{473 \cdot 3,75^2}{0,6^2} = 9050 \text{ кгс/см}^2;$$

$$\eta = 1,21.$$

Шток (рис 2.5.4).

мат. ВТ-22 $\bar{\sigma}_B = 11000 \text{ кгс/см}^2$

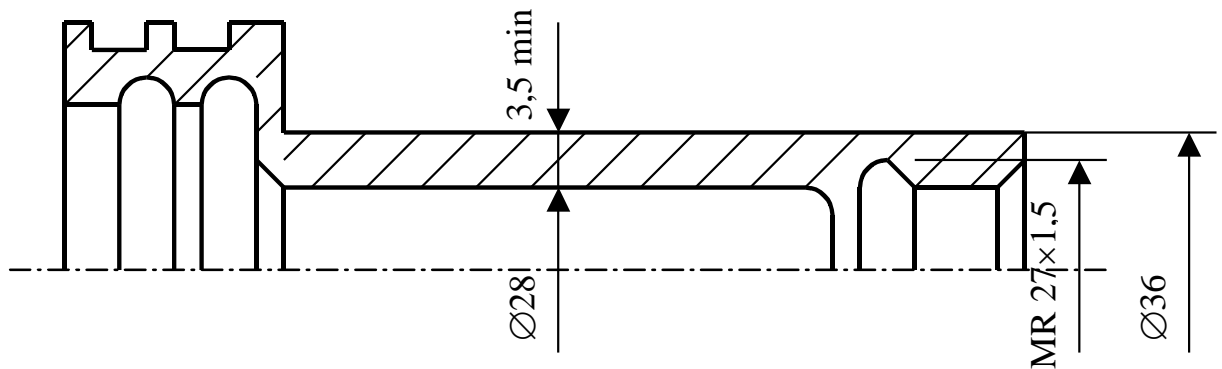


Рис.2.5.4.

Розрахунок на стійкість від зовнішнього тиску:

$$p^p = 473 \text{ кгс/см}^2;$$

$$P_{кр} = \frac{E}{4 \cdot (1 - \mu^2)} \cdot \frac{S_{ном}^3}{r_{ср}^3};$$

$$S_{ном} = 0,4 \text{ см} \quad r_{ср} = 1,6 \text{ см};$$

$$p_{кр} = 315930 \cdot \frac{0,4^3}{1,6^3} = 4940 \text{ кгс/см}^2;$$

$$\eta > 2.$$

Денце

$$\delta_{ном} = 4 \text{ мм};$$

$$\delta_{min} = 3,5 \text{ мм};$$

$$\sigma = 0,3 \cdot \frac{2,8^2 \cdot 473}{0,35^2} = 9080 \text{ кгс/см}^2; \eta = 1,21 .$$

Розрив розтину штока

$$\text{Ø}36 \times 28$$

$$F = 4,02 \text{ см}^2;$$

$$\sigma = \frac{8330}{4,02} = 2070 \text{ кгс/см}^2; \eta > 2.$$

Різьба МР 27×1,5

$$\bar{\sigma} = \frac{8330}{\pi \cdot 2,7 \cdot 0,15} = 6550 \text{ кгс/см}^2; \eta = 1,68.$$

Корпус.

мат. ВТ-22 $\bar{\sigma}_B = 11000 \text{ кгс/см}^2$

$\delta = 2,5 \text{ мм};$

$$\bar{\sigma} = 0,3 \cdot \frac{2^2 \cdot 473}{0,25^2} = 9080 \text{ кгс/см}^2;$$

$\eta = 1,21.$

Болт вушковий (рис.2.5.5).

мат. ВТ-22 $\bar{\sigma}_B = 11000 \text{ кгс/см}^2$

$P_{\text{раст}} = 8330 \text{ кгс};$

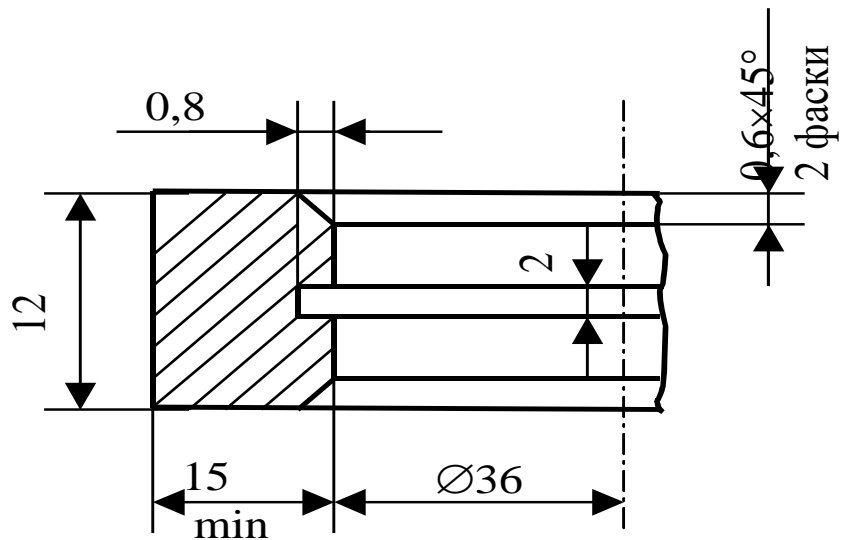


Рис.2.5.5.

Руйнівні зусилля:

$$P_{\text{разр.}} = 0,8 \cdot 11000 \cdot 2 \cdot 1,5 \cdot 1,2 = 31680 \text{ кгс};$$

$$P_{\text{ср.}} = 0,4 \cdot 11000 \cdot 2 \cdot 1,2 \cdot \sqrt{3,3^2 - 1,8^2} = 29200 \text{ кгс};$$

$$P_{\text{см}} = 0,65 \cdot 11000 \cdot 3,6 \cdot (1,2 - 0,16 - 0,2) = 21620 \text{ кгс}; \eta > 2 \text{ Резьба МР 27} \times 1,5.$$

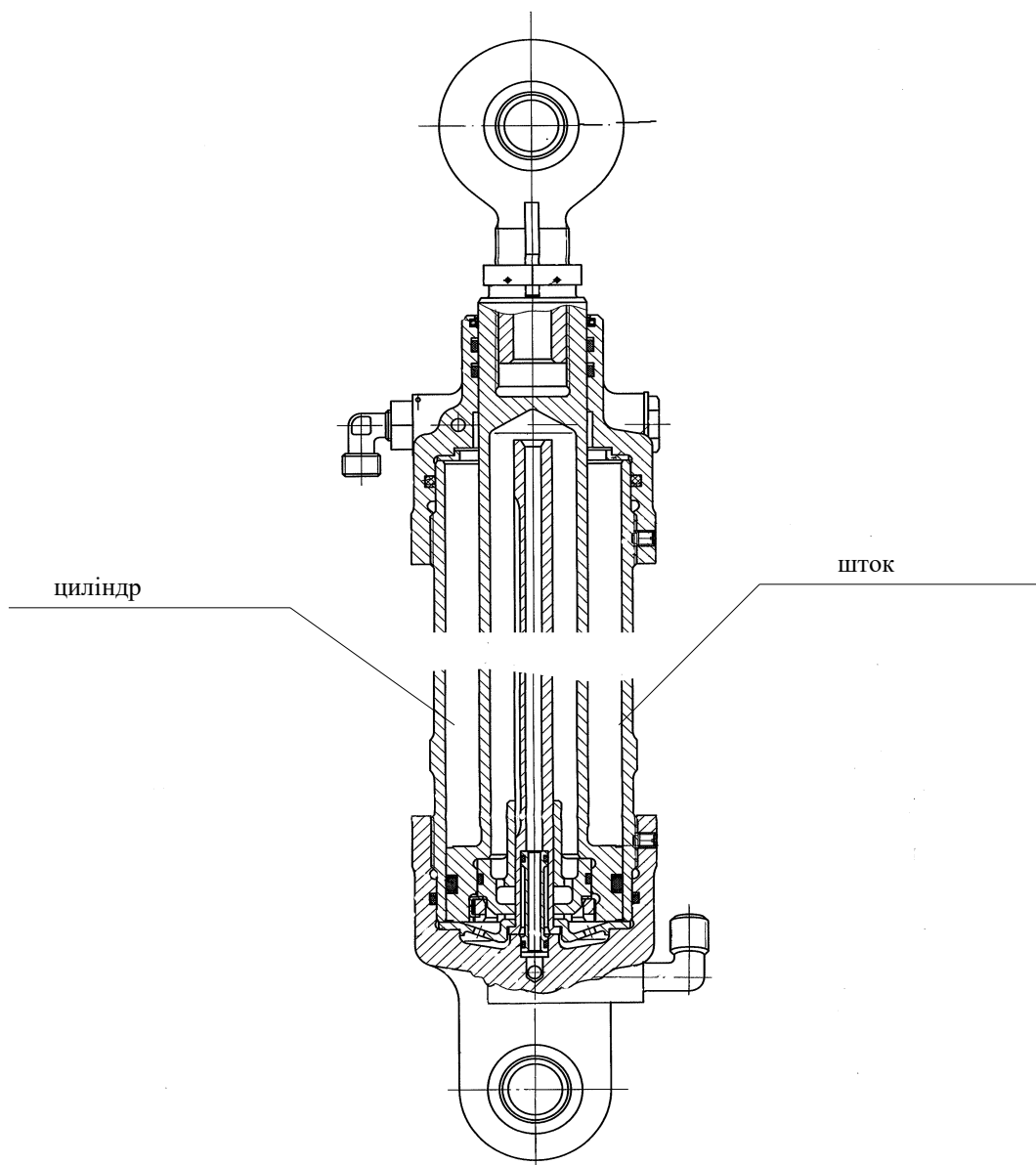


Рис.2.5.6.

2.5.2. Розрахунок на міцність силового циліндру основної опори шасі. Технічні характеристики та вимоги.

6. Робоча рідина НГЖ-5У .
7. Номінальний тиск 20,6 МПа (210 кгс/см²).
8. Хід штока 362 ± 0,4 мм.
9. Зусилля, що розвивається циліндром на втягування штока (вбирання шасі):
 - 3) максимальне (при номінальному тиску) 42407 Н (4327 кгс);
 - 4) гарантоване при тиску 17,6 МПа (180 кгс/см²) – 36349 Н (3709 кгс).
10. Максимальне зусилля на виталкування штоку (при номінальному тиску) – 25848 Н (2638 кгс).

Примітки: При виталкуванні штоку тиск подається до обох порожнин
одночасно.

11. Діапазон робочих температур:

11.1. Навколишнього повітря від мінус 60°C до плюс 60°C.

11.2. Робочої рідини від мінус 60°C до плюс 100°C

12. Вимоги по надійності.

12.1. Проектний ресурс - 40000 посадок напротязі строку служби 30 років.

12.2. Назначений (початковий) ресурс - 10000 посадок напротязі строку служби 10 років.

12.3. Наробіток на відмову T_o не менш 10⁷ льотних годин.

Примітки: Під відмовою розуміється невідповідність хоча б одному з вимог, вказаних в п. 4., 5., 6. .

Циліндр вбирання-випуску ООС (рис.2.5.6).

$$P_{\text{роб}} = 210 \text{ кгс};$$

$$P_{\text{вит}}^{\circ} = 2638 \text{ кгс (випуск)} ; \quad \varnothing 40 \text{ (тиск у порожнинах)}$$

$$P_{\text{втяг}} = 4327 \text{ кгс (вбирання)} ; \quad \varnothing 65 \times 40$$

$$P_{\text{опр}} = 315 \text{ кгс/см}^2;$$

$$P_{\text{виг}}^p = 1,5 \times 1,15 \times 2683 = 4550 \text{ кгс};$$

$$P_{\text{втяг}}^p = 1,5 \times 1,15 \times 4327 = 7464 \text{ кгс}.$$

Циліндр.

матеріал ВТ-22 $\sigma_b = 39 \text{ кгс/см}^2$;

$$d_{\text{ви}} = 65 \text{ мм};$$

$$\delta_{\text{min}} = 3,5 \text{ мм};$$

$$\sigma = \frac{315 \times 1,5 \times 6,5}{2 \times 0,35} = 4390 \text{ кгс/см}^2.$$

Шток (рис.2.5.7).

матеріал ВТ-22 $\sigma_b = 39 \text{ кгс/см}$

$$\text{Ø}40 \times 32$$

$$\delta_{\text{min}} = 3,5 \text{ мм}$$

$$P_{\text{опр}} = 315 \text{ кгс/см}^2$$

$$P_{\text{сж}} = 1,5 \times 315 \times \frac{\pi \times 4^2}{4} = 5930 \text{ кг}$$

$$\sigma_{\text{см}} = 1310 \text{ кгс/см}^2$$

$$\sigma_{\text{кр}} = 6000 \text{ кгс/см}^2$$

Поздовжній вигін

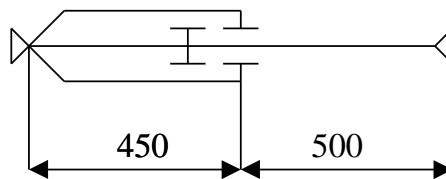


Рис.2.5.7.

Цилиндр Ø73×65

$$F = 8,67 \text{ см}^2$$

$$I = 51,7 \text{ см}^4$$

Шток Ø40×32

$$F = 4,52 \text{ см}^2$$

$$I = 7,42 \text{ см}^4$$

$$P_{\text{кр}} = \frac{2 \times 1,1 \times 10^6 \times 7,42}{50^2 \times \left[\frac{45}{95} + \frac{50^2}{4 \times 95^2} \right]} = 12000 \text{ кгс}$$

$$\mu^2 = \frac{51,7}{7,42} = 7 \quad b/l = 0,52 \quad \xi = 0,2$$

$$\text{циліндр } i = 2,44 \quad l/i = 39$$

$$\sigma_{\text{кр}} = 60 \text{ кгс/см}^2$$

$$P_{\text{кр}}^1 = 52000 \text{ кгс}, P_{\text{кр}} = 52000 \times 0,2 = 10400 \text{ кгс}$$

Шток від дії зовнішнього тиску :

$$P^P = 1,5 \times 315 = 473 \text{ кгс}$$

$$P_{\text{кр}} = \frac{E \times S}{4(1 - \mu^2) \times r^3} = \frac{1,1 \times 10^6 \times 0,35^3}{4 \times (1 - 0,3^2) \times 1,8^3} = 2220 \text{ кгс}$$

$$\eta = 4,7.$$

Різьба штоку MR27×1,5

$$\sigma = \frac{5930}{\pi \times 2,6 \times 0,15} = 4840 \text{ кгс/см}^2.$$

Головка циліндра.

$$\text{матеріал } 07X16H6 \quad \sigma_B = 110 \text{ кгс/см}^2$$

Провушина

$$b = 12 \text{ мм}$$

$$d = 36 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{min}} = 9,5 \text{ мм}$$

$$P_{\text{розт}}^P = 7460 \text{ кг}$$

$$P_{\text{розт}} = 0,8 \times 11000 \times 1,2 \times 1,9 = 20060 \text{ кг}$$

$$P_{\text{ср}} = 0,4 \times 11000 \times 2 \times 1,2 \times 2 = 21120 \text{ кг}$$

$$\eta > 2.$$

$$\text{Ресурс : } \sigma_s = \frac{4327}{1,2 \times 2} = 1800 \text{ кгс/см}^2$$

$$\delta_{\min} = 12 \text{ мм}$$

$$\sigma_3 = 1500 \text{ кгс/см}^2$$

$$k_t = 4$$

$$N = 2 \times 10^5$$

для $k_t = 3$

$$N = 2,08 \times 10^5$$

$$R = 41600 \text{ уб.виш}$$

Денце (умовно)

$$\delta_{\text{ном}} = 6,5 \text{ мм} \quad D = 88 \text{ мм} \quad h = 7,5 \text{ мм}$$

$h/D = 0,08$, тобто вважаємо за плоске

$$k = 0,3$$

$$\sigma = 0,3 \times \frac{d^2 \times P^p}{\delta^2} = 0,3 \times \frac{5,5^2 \times 1,5 \times 315}{0,6^2} = 11910 \text{ кгс/см}^2$$

Підшипник ШН 20ЮТ(рис.2.5.8)

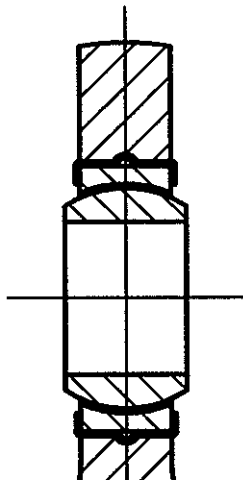


Рис.2.5.8.

$$P_{\text{доп}} = 8700 \times 0,8 = 6960 \text{ кг}$$

$$P = 3950 \text{ кг (при опресовці)}$$

$$P^3 = 4327 \text{ кг (при втягуванні).}$$

Болт вушковий.

$$\text{матеріал ВТ-22} \quad \sigma_b = 110 \text{ кгс/см}^2$$

Підшипник ШН 20ЮТ (див. головку циліндру)

Првоушина

$$\delta_{\min} = 15\text{мм}$$

$$b = 12\text{мм}$$

$$\sigma = \frac{7460}{1,2 \times 3} = 4780\text{кгс/см}^2$$

$$\sigma = \frac{4327}{1,2 \times 3} = 1200\text{кгс/см}^2$$

$$\delta_{\min} = 10\text{мм}$$

$$\sigma^3 = \frac{4327}{1,2 \times 2} = 1800\text{кгс/см}^2$$

для $k_t = 3$

$$N = 2, 8 \times 10^5$$

Різьба MR27×1,5

$$\sigma = \frac{7460}{\pi \times 2,6 \times 0,15} = 6090\text{кгс/см}^2$$

Упирання поршня в шайбу (фторопласт)

$$\text{Ø}65 \times 58 \quad F = 6,75\text{см}^2$$

$$\text{Упирання при опресовці } P^P = 1,5 \times 315 \times \frac{\pi \times 4^2}{4} = 5935 \text{ кг}$$

$$\sigma_{\text{см}} = 880\text{кгс/см}^2$$

Вісь.

$$\text{матеріал ВТ-22} \quad \sigma_b = 110 \text{ кгс/см}^2$$

$$\text{Ø}20\text{мм}$$

$$\tau = \frac{7464}{3,14 \times 2} = 1190\text{кгс/см}^2$$

$$M_{\text{виг}} \approx \frac{7464}{2} \times 1,3 \approx 4850\text{кгс/см}^2$$

$$W = 0,785\text{см}^3$$

$$\Sigma_{\text{виг}} = 6180 \text{ кгс/см}^2.$$

2.6. Параметричний аналіз роботи системи вбирання стійок шасі.

В результаті параметричного аналізу математичної моделі були отримані наступні основні результати:

1. Аналіз впливу температури робочої рідини на функціонування системи - у вигляді наступних графіків (рис.3.26, 3.27):

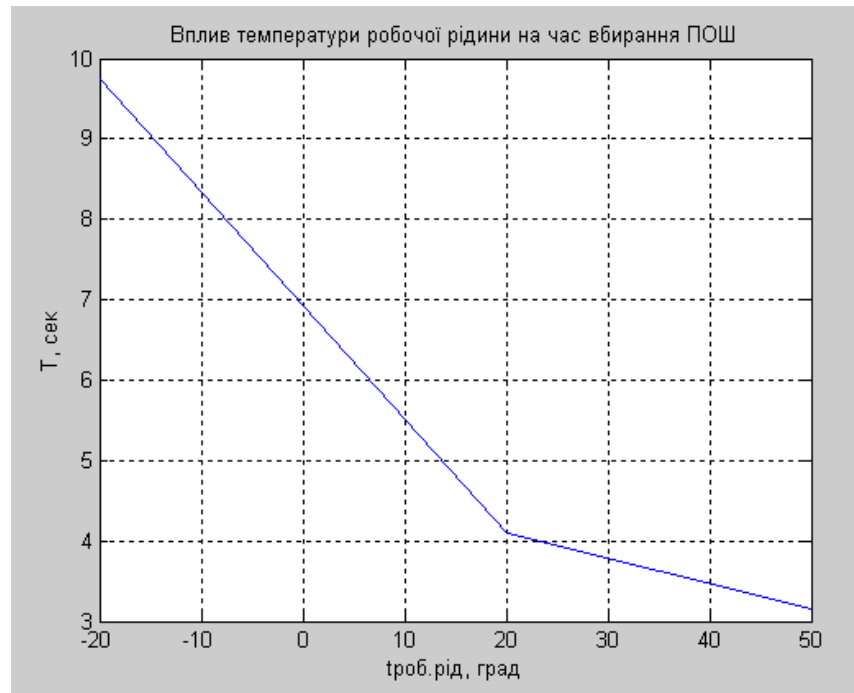


Рис.3.26.

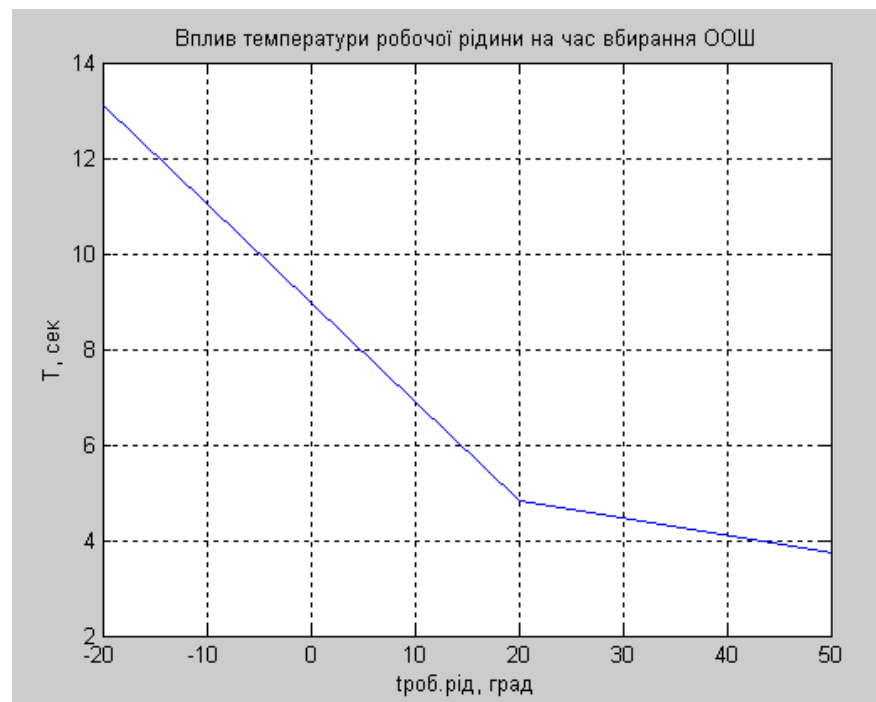


Рис.3.27.

Висновок. Із збільшенням температури робочої рідини час вбирання стійок значно зменшується, так як при збільшенні температури зменшується коефіцієнт кінематичної в'язкості ν робочої рідини.

2. Аналіз впливу зміни діаметру трубопроводу на функціонування системи.

Діаметр трубопроводу визначає його масу і позначається на часі вбирання стійок шасі. Цей вплив особливо істотно виявляється при низьких температурах робочої рідини.

Результати параметричного аналізу, у варіанті із демпфуючим клапаном ПОШ та ООШ, для ділянки г-д лінії нагнітання ПОШ при $t_{\text{роб.рід}} = -20^{\circ}\text{C}$ наведені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2.

$d \times S, \text{м}$	8x0.6 (розрахунковий вихідний діаметр)	10x0.8
Довжина трубопроводу, м	5.04	
Маса погонного метру труби, кг	0.110	0.185
Маса рідини в трубі, кг/м	0.037	0.056
Маса погонного метру труби разом із рідиною,	0.147	0.241

кг/м		
Сумарна маса ділянки трубопроводу із рідиною, кг	0.741	1.22
Зміна маси, кг	0	0.479
Відносна зміна маси	1	1.646
Час вбирання ПОШ, сек	9.75	7.72
Відносна зміна часу ПОШ	1	0.79

Висновок. При збільшенні діаметру з діаметру 8x0.6 (мм*мм) на діаметр 10x0.8 (мм*мм) – маса стане більше на 0.479 кг. Час вбирання шасі зменшиться на 21%.

3. Аналіз впливу демпфуючого клапану (дроселя), встановленого у порожнині зливу силового циліндру, який знижує швидкість вбирання шасі та забезпечує його безударну фіксацію замками. Клапан підключається в роботу за 20 мм до повного ходу ГЦ. В таблиці 3.3 наведені результати моделювання для вихідного варіанту (звичайне демпфування) та двох варіантів по жорсткості демпферів.

Таблиця 3.3.

Коефіцієнт демпфування, а, МПа*с ² /м ⁶		Т = 20°C/-20°C			
ПОШ	ООШ	ПОШ		ООШ	
		Т _{вбир} , сек	С', м/сек*10 ⁻³	Т _{вбир} , сек	С', м/сек
3.6*10 ⁸	2.6*10 ⁸	4.1	3.7	4.32	0.077
3.6*10 ⁹	2.6*10 ⁹	4.1	0.25	4.67	0.034
5.4*10 ⁹	4.0*10 ⁹	4.1/9.7 5	0.23	4.82/13.09	0.027/5.6*10 ⁻³

На рис.3.28, 3.29 представлені залежності від коефіцієнта демпфування швидкості постанови на упор та часу вбирання ООШ при температурі 20°C.

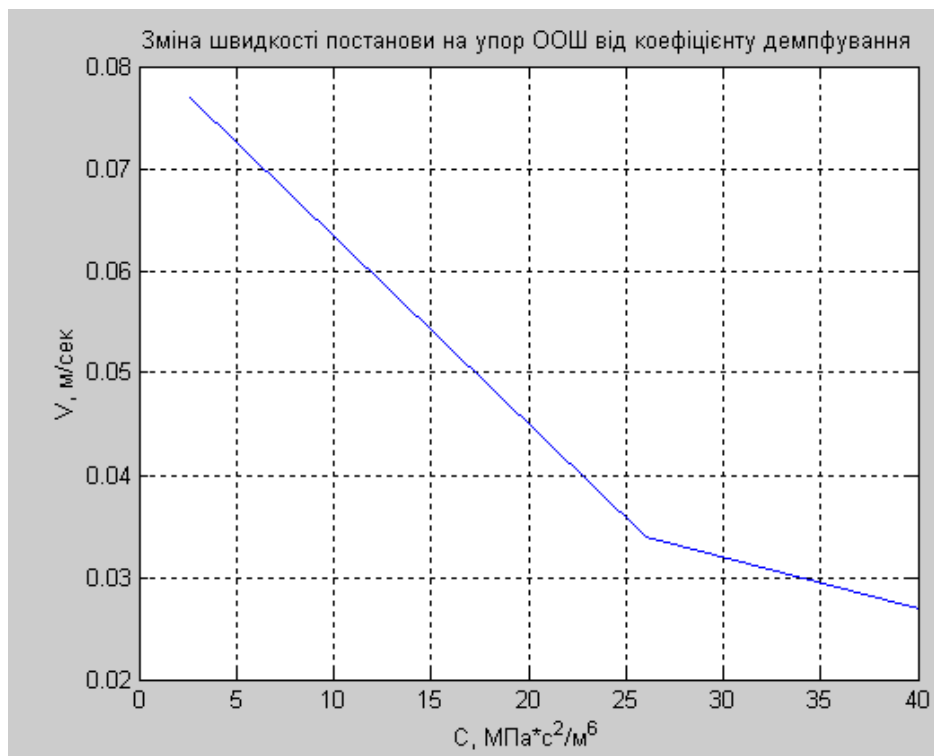


Рис.3.28.

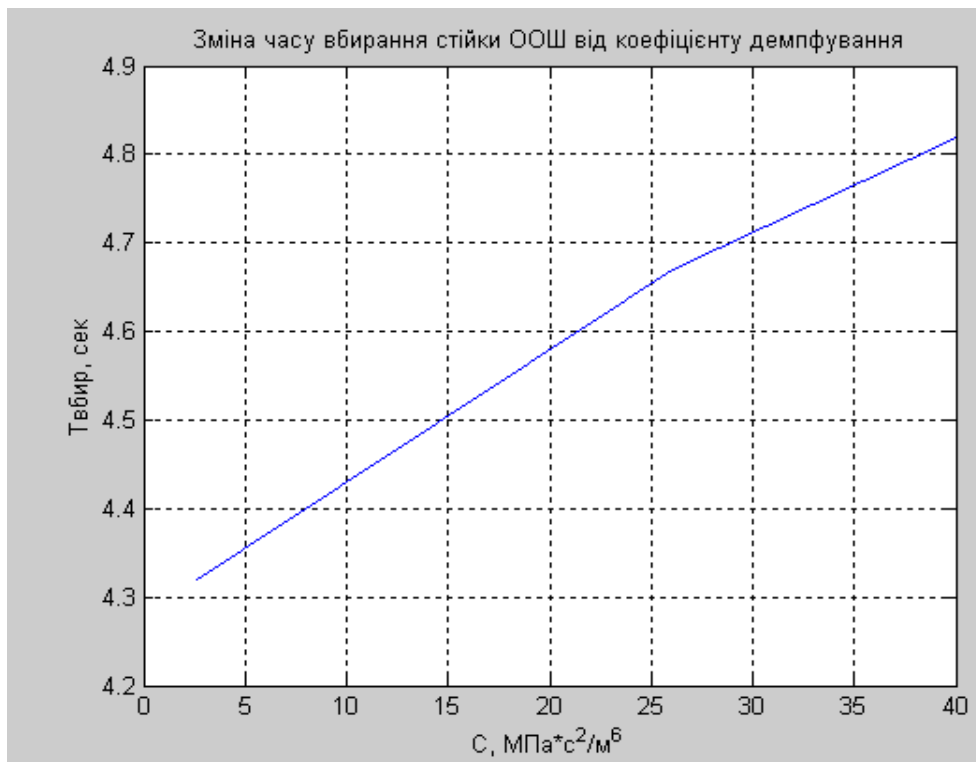


Рис.3.29.

Висновок. При застосуванні демпфуючого клапану швидкість постанови на замок вбираного положення для ООШ суттєво зменшується при збільшенні коефіцієнту демпфування, а час вбирання стійки – росте незначно

4. Аналіз впливу зміни потрібного моменту на рух стійок шасі.

У процесі створення і модифікації літака-прототипу змінюються його вагові і швидкісні характеристики, тому на початкових етапах проектування необхідно знати їхній вплив на час вбирання шасі. Результати моделювання (у варіанті: ПОШ – без дросельного клапану; ООШ – з коефіцієнтом демпфування $a=4.0 \cdot 10^9$ МПа*с²/м⁶) наведені в таблиці 3.4, показують, що для того щоб забезпечити повне вбирання ПОШ при збільшенні потрібного моменту більш ніж у 1.1 рази необхідно збільшити наявний момент.

Таблиця 3.4.

Відносна величина зміни потрібного моменту	Температура робочої рідини -20 °С	
	Час вбирання ПОШ, сек	Час вбирання ООШ, сек
1	8.07	11.2
1.1	Неповне вбирання стійки до $S=137$ мм (9.28)	11.2
1.2	Неповне вбирання стійки до $S=130$ мм (10.35)	11.2

Для забезпечення подальшого вбирання стійки ПОШ при збільшенні потрібного моменту в 1.2 рази можлива зміна наявного моменту за рахунок:

- збільшення плеча дії сили гідроциліндру вбирання-випуску, а звідси і його ходу;
- збільшення площі порожнини нагнітання гідроциліндру (що конструктивно простіше).

Результати впливу зміни площі нагнітання на час вбирання шасі приведені в таблиці 3.5.

Таблиця 3.5.

Відносне збільшення площі ГЦ від початкової	Час вбирання ПОШ, сек	Час вбирання ООШ, сек
1.1	Стійка вбирається до ходу $S=138$ мм (9.7)	11.2
1.15	Стійка вбирається до ходу $S=141$ мм (10.5)	11.23
1.2	Повне вбирання стійки (8.1)	11.23

5. Результати аналізу впливу режиму маршевого двигуна на час вбирання ПОШ та ООШ приведені в табл. 3.6 та рис. 3.30, 3.31.

Таблиця 3.5.

<i>Режим насосу, об/хв</i>	Час вбирання ПОШ, сек	Час вбирання ООШ, сек
3580	9.5	12.4
5500	7.7	11.2
6000	7.6	11.04

для ПОШ:

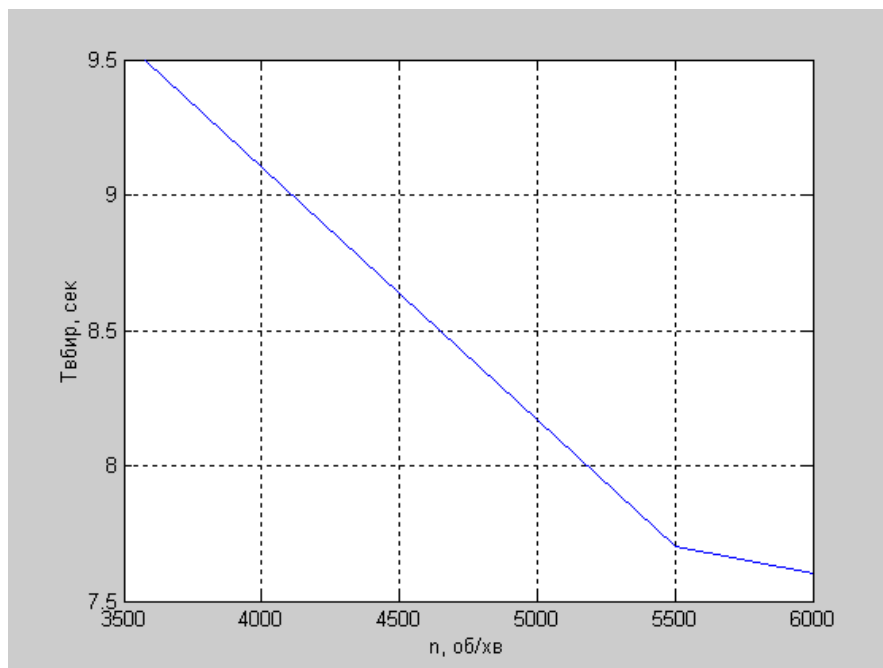


Рис.3.30.

для ООШ:

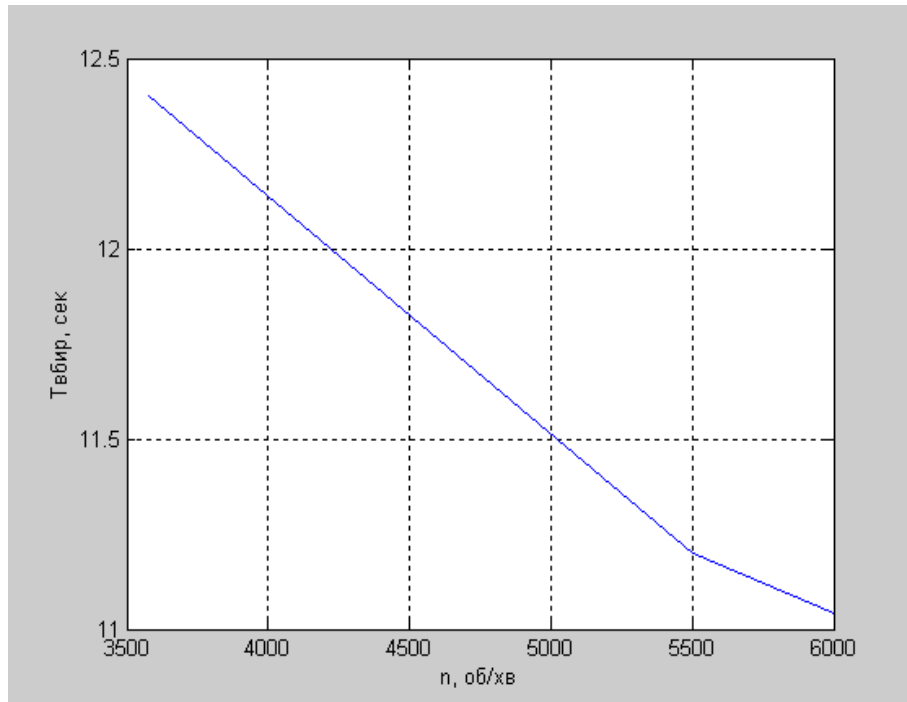


Рис.3.31.

2.7. Висновки за результатами проведених досліджень.

В науково-дослідницькій частині розроблена методика визначення основних параметрів силового приводу системи вбирання та випуску шасі.

Методика передбачає:

1. Вибір та обґрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування.
2. Обґрунтування розрахункової схеми системи вбирання шасі.
3. Розробку математичних моделей окремих гідроагрегатів та гідроліній в інтегрованому науково-технічному обчислювальному середовищі MATLAB.
4. Розробку рівнянь руху стійок шасі при їх вбиранні.
5. Розробку комп'ютерної моделі системи вбирання передньої та основних опор шасі з урахуванням одночасної роботи з системою керування літаком в середовищі динамічного моделювання Simulink.
6. Уточнення раніше вибраних параметрів системи шляхом вивчення впливу зовнішніх факторів, експлуатаційних та конструктивних параметрів на характеристики системи з використанням розроблених комп'ютерних моделей.
7. З використанням комп'ютерних моделей проведений аналіз впливу параметрів літака (режим роботи маршевого двигуна), зовнішніх факторів, що впливають (температура робочої рідини), конструктивних параметрів (параметри дроселя силового циліндра, діаметр трубопроводу) на характеристики силового приводу (час вбирання, швидкість постановки на замок прибраного положення, вага конструкції) системи вбирання шасі.

Розділ 3 Охорона праці

3. Охорона праці.

3.1. Теоретична частина.

Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів при ТО, ремонті й випробуваннях.

Міри безпеки при технічному обслуговуванні (ТО), ремонті й випробуваннях ЛА і його систем, регламентуються:

- законодавством і галузевими стандартами безпеки праці;
- наставляннями по виробництву польотів, технічній експлуатації і ремонту авіаційної техніки; регламентами ТО;
- технологією ремонту й іспитів, керівництвом і інструкціями з безпеки праці і т.д.

Розділ виконаний відповідно до ОСТ 5471.001.-82.

Стандартом установлені загальні вимоги безпеки при ТО літаків, виконуваному відповідно до посібника з експлуатації і регламентом ТО.

При виконанні технічного обслуговування на технічний персонал можуть діяти наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- літаки, що рухаються, спецавтотранспорт і самохідні механізми;
- незахищені рухливі елементи літаків (елерони, щитки, шасі, гвинти, що обертаються, трапи, що випускаються й ін.), спецавтотранспорта (кабіни, що опускаються, кузови, сходи, поворотні платформи), механізмів (погрузочно-розвантажувальне устаткування літаків);
- падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при роботах по технічному обслуговуванню літаків на площинах, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті з застосуванням механізованих підйомників;
- ударна хвиля (вибух посудин, працюючих під тиском, пар пальної рідини);
- струмені газів, що минають, і рідин із посудин і трубопроводів, що працюють під тиском;

- літак, що обрушується, (з підйомників чи при помилковому вбиранні шасі);
- підвищена запиленість і забруднення (загазованість) повітря в зоні технічного обслуговування літаків;
- підвищена чи знижена температури поверхонь авіаційної техніки, устаткування і матеріалів;
- підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може відбутися через тіло людини (115В);
- підвищений рівень статичної електрики;
- гострі крайки, задирки і шорсткості на поверхні літаків, устаткування й інструмента;
- відсутність чи недолік природного світла;
- недостатня штучна освітленість робочої зони;
- розташування робочого місця на значній висоті щодо землі (більш 1,3м);
- хімічні речовини входні до складу застосовуваних матеріалів (пально-мастильні матеріали, спецжидкості, що проникають в організм людини через органи подиху, шлунково-кишковий тракт, шкірні покриви і слизуваті оболонки);
- фізичні (статистичні і динамічні) і нервово-психічні перевантаження.

Інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого.

Система вбирання-випуску шасі електроргідромеханічна. Електричне живлення системи здійснюється від однопровідної мережі постійного струму напругою 27В. Гідравлічне живлення системи здійснюється від однієї гідросистеми, тиском 210 кгс/см² (21Мпа).

У дипломному проекті передбачені заходи, що запобігають впливу факторів на робітників, зайнятих обслуговуванням, ремонтом і іспитом

системи. Основними інженерно-організаційними рішеннями в цьому проекті є використання пристроїв, що блокують, що запобігають помилкове вбирання шасі на землі (при обтиснутих стійках шасі електричний ланцюг вбирання - випуску шасі розірвана і виключає подачу сигналу від командного органа до виконавчого), а також закриття великих стулок основних опор шасі при проведенні різних робіт у ніші шасі (розривається ланцюг від насосної станції ГС до гідравлічних циліндрів керування стулок).

Проектування, організація і проведення ТО системи, механізація й автоматизація технічних операцій виконуються для забезпечення чи усунення зменшення впливу небезпечних і шкідливих факторів, чому сприяють убудовані в систему засоби контролю відмовлень і несправностей. При цьому використовується стратегія експлуатації літака по стані.

До процесу ТО літака приступають тільки:

- після повної зупинки літака на місці стоянки;
- після повної зупинки обертових гвинтів;
- при встановлених завзятих колодках під колеса шасі;
- при підключенні фюзеляжу літака до пристрою місця, що заземлює, стоянки літака.

При наявності сигналу про відмовлення системи (керування поворотом стулок і стійки шасі) у бортовій автоматизованій системі контролю БАСК відмовлень і несправностей, здійснюється заміна чи ремонт агрегату, що вийшов з ладу. Демонтаж і монтаж агрегатів і вузлів системи виробляється попередньо стравивши тиск у ГС і виключивши напругу її живлення і вивісивши на пускових пристроях знак, що замкнеться: "Не включати, працюють люди!". А також, щоб уникнути її включення вивішуються написи, що забороняють, відповідно, на кранах керування гідравлічною системою.

Відповідно до ОСТ 54 30030 - 84 у процесі ТО системи виконуються наступні заходи щодо забезпечення безпеки:

- усунення небезпечного і шкідливого впливу електричного струму на працюючих;

- своєчасне одержання інформації про те, що рівень напруги дотики може бути вище гранично припустимого.

Найбільш небезпечними факторами є впливи електричного струму на працюючих при технологічних процесах, а саме:

- * однофазний дотик;
- * двухфазний дотик;
- * влучення в зону розтікання струму;
- * наближення до неізованих струмоведучих частин, що знаходяться під напругою;
- * дотик до металевих неструмоведучих частин, що опинились під напругою.

У зв'язку з цим необхідно використовувати ізолюючі засоби індивідуального захисту:

- діелектричні рукавички;
- інструменти з ізованими рукоятками;
- покажчики напруги.

Визначається наявність напруги в електричному ланцюзі в діелектричних рукавичках і тільки, пройшовши перевірку, вимірювальним засобом, з'єднуючи його з ланцюгом за допомогою гнучких проводів, що закінчуються щупами.

Висновок:

Найбільш небезпечними факторами є:

- вплив електричного струму;
- обрушення літака (з підйомників чи при помилковому вбиранні шасі).

Для запобігання першого необхідно дотримувати правила техніки безпеки і користатися засобами індивідуального захисту; другого (фактора) - застосування пристрою системи, що блокує, вбирання шасі на землі (при обтиснутих стійках шасі електричний ланцюг системи розірваний), а також дотримання правил техніки безпеки.

Пожежна і вибухова безпека.

Система протипожежного захисту містить у собі:

- засобу пожежегасіння і відповідні види пожежної техніки в місцях проведення ТО і ремонту літака;
- організаційні заходи щодо навчання робітників, інструктаж про порядок роботи з пожароопасними речовинами, діях людей при виникненні пожежі.

Основними засобами запобігання безпеки становлять:

- ізоляція можливих джерел загоряння від місць контактуючих з електропроводкою, розміщення агрегатів системи, за можливістю, на відстані від небезпечних у пожежному відношенні зон і агрегатів, які можуть послужити можливим джерелом загоряння;
- між балонами високого й низького тисків і електричною проводкою витримано максимально можливе віддалення;
- повинні бути в наявності пожежні прилади.

Агрегати системи розташовані в нішах передньої й основної опор шасі, тому при розгерметизації системи і витіканні гідравлічної рідини і наступному її загорянні буде ушкоджена електрична проводка живлення агрегатів системи. Тому необхідно використовувати вогнегасящий склад, що не проводить електричний струм. До них відносяться газові вогнегасящі склади: двоокис вуглецю, інертні гази й ін.

Гідравлічна система проектового літака заповнена рідиною НГЖ-5У, що є пальною речовиною. Для запобігання пожежі в проектованій системі передбачено відповідно до ДСТ 121.004-89 :

- підвищена герметичність з'єднань агрегатів і трубопроводів, і де можливо заміною нарізних сполучень звареними;
- заземлення літака на стоянці.

Вимоги безпеки при роботі із застосуванням робочої рідини НГЖ-5У.

- За ступенем ступени дії на організм у відповідності з класифікацією шкідливих речовин згідно ГОСТ 12.1.007 робоча рідина НГЖ-5У належить до 2-го класу безпеки.
- Рідина НГЖ-5У легко проникає в організм через непошкоджену шкіру й має загальнотоксичні властивості.
- У виробничих умовах при роботі з рідиною повинні дотримуватись запобіжні заходи, що виключають попадання рідини усередину організму, а також на шкіру та слизові оболонки (сильна подразнююча дія).
- Згідно ГОСТ 12.1.044 робоча рідина НГЖ-5У належить до важкозаймистих речовин та являє собою висококіпучим продуктом із температурою займання 202°C; температура спалаху на відкритому тиглі вище 155°C, а температура самозаймання вище 590°C.

При загорянні рідини НГЖ-5У застосовуються наступні засоби пожежогасіння: тонкорозпилена вода, піна, вуглекислотні вогнегасники.

При роботі з рідиною НГЖ-5У необхідно застосовувати індивідуальні засоби захисту згідно типовим галузевим нормам, які затверджені встановленим порядком.

Робітники повинні бути проінструктовані й повиучувані безпечним способам праці при роботі з рідиною; повинні бути оснащені окулярами ЕНЗ-Т, респіраторами типу РУ-60М з пароном марки А та засобами спеціального захисту відповідно до ГОСТ 12.4.011 та ГОСТ 12.4.103.

Робітники, які мають безпосередній контакт з рідиною НГЖ-5У, повинні бути забезпечені засобами індивідуального захисту згідно "Типовим галузевим нормам" №13 від 1988 р.: чоботами марки 158ФТ за ТУ38-6-60-69; захисними рукавицями, стійкими до дії рідини НГЖ-5У, типу БНЖ пза ТУ38-106-530-89 або рукавицями антиокислювальними №374 марки БЛ-1-М за ТУ 53-66-73, або рукавицями гумовими технічними типу 1, виду Б за

ГОСТ 20010, або рукавицями хірургічними за ГОСТ 3; фартуками й рукавицями, стійкими до робочої рідини НГЖ=5У.

Спецодяг, сильно забруднений рідиною НГЖ-5У, перед пранням повинен підлягати хімчистці (перхлоретиленом, трихлоретиленом).

У приміщеннях для зберігання й експлуатації рідини НГЖ-%У забороняється поводитись з відкритим вогнем, а приміщення повинно бути оснащено приточно-витяжною вентиляцією згідно до ГОСТ 12.4.021, а місця інтенсивних виділень паров – місцевими відсмоктувачами.

Інструкція з техніки безпеки при випробуваннях системи.

Після ТО і ремонту системи її необхідно випробувати на функціонування. Для цього передбачаються наступні правила по техніці безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівки по техніці безпеки, викладені в інструкції з експлуатації системи і вимога по техніці безпеки при виконанні робіт на об'єкті і при відпрацьовуванні об'єкта під струмом;
- при проведенні робіт, зв'язаних з відпрацьовуванням вбирання - випуску шасі, встановлюється огороження з попереджувальними червоними прапорцями;
- забороняється знаходитися стороннім особам усередині літака й у зоні огороження під час вбирання опор, і виконувати роботи не зв'язані з відпрацьовуванням;
- між особами, що роблять відпрацьовування, повинен бути забезпечений чіткий зв'язок по переговорному пристрою.

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

3.2. Розрахунок освітлення цеху при збірці системи вбирання-випуску шасі (СНІП -4-79)

Збірка, монтаж і кріплення трубопроводів, вузлів і агрегатів системи вбирання-випуску шасі (СВВШ) діється у загальному складальному цеху-ангарі і виробляється на уже зібраному планері літака.

СВВШ, як і інші функціональні системи, впливає на безпечність польотів і літака в цілому. Отже для надійного візуального контролю за монтажем вузлів і агрегатів, а головне, зістиковок вузлів трубопроводів і для гарної видимості в зоні монтажу (що підвищить загальну безпечність), в цеху потрібно мати оптимальне освітлення.

Розміри приміщення: $A \cdot B = 150 \cdot 180$ (м).

Висота підвісу світильників: $H_p = 22.5$ (м).

Найменший розмір об'єкту розрізнення: від 0.5 до 1.0 (мм).

В залежності від розмірів об'єкту розрізнення встановлюємо розряд зорової роботи – 4, підрозряд – б).

Контраст об'єкту розрізнення з фоном – середній.

Характеристика фону – середня.

Мінімальне значення освітлення газорозрядними лампами $E_n = 200$ (лк).

Визначимо індекс приміщення:

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{H_p \cdot (A + B)} ;$$

$$\varphi = \frac{150 \cdot 180}{22.5 \cdot (150 + 180)} = 3,64 .$$

Коефіцієнт використання світового потоку в приміщенні $\eta = 0.68$.

Прийmemo коефіцієнт запасу освітлення $k = 1.5$ та коефіцієнт нерівномірності освітлення $z = 1.1$.

Середнє освітлення цеху дорівнює:

$$E_{cp} = \frac{n \cdot F_l \cdot \eta}{S \cdot k} ;$$

де $n = 135$ – число ламп у приміщенні;

F_l - світловий потік від однієї лампи (люмен).

$$F_{л} = \frac{E_{н} \cdot S \cdot k \cdot z}{\eta \cdot n};$$

де S - площа робочої поверхні (м²);

$$S = A \cdot B = 150 \cdot 180 = 27000 \text{ м}^2;$$

$$F_{л_{об}} = \frac{200 \cdot 27000 \cdot 1.5 \cdot 1.1}{0.68 \cdot 135} = 97058,8 \text{ (лм)};$$

$$F_{л_{одн}} = \frac{F_{л_{об}}}{n} = \frac{97058,8}{135} = 719 \text{ (лм)}.$$

Тоді:

$$E_{ср} = \frac{135 \cdot 97058,8 \cdot 0,68}{27000 \cdot 1,5} = 220 \text{ (лк)}.$$

Висновок

Згідно розрахунку освітлення у цеху зборки системи вбирання-випуску шасі не менш допустимої норми освітлення зі СНП П-4-79:

$$E_{н} = 200 \leq E_{ср} = 220 \text{ лк}$$

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4. Охорона праці

4.1. Аналіз факторів забруднення навколишнього середовища

Основними факторами шкідливої дії повітряного судна на навколишнє середовище є викиди шкідливих речовин двигунами, забруднення ґрунту різними паливно-мастильними матеріалами, а також авіаційний шум. Велика шкода задається навколишньому середовищу при обробці проти зледення літака, а також при його мийці.

Прогнозоване зростання повітряного транспорту у світі викликало необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

Забруднення – це внесення в будь-яке середовище нових, нехарактерних для неї в розглянутий час фізичних, хімічних, біологічних агентів або перевищення в розглянутому середовищі природного, середнього багаторічного рівня фізичних, хімічних, біологічних агентів.

Повітряні судна забруднюють атмосферу за рахунок викиду шкідливих речовин із сопел авіадвигунів при їх роботі разом із відпрацьованими газами. Цей процес в авіації називається емісією двигуна.

В склад відпрацьованих газів газотурбінних двигунів входять такі основні інгредієнти забруднювачі атмосфери:

- Чадний газ (CO – монооксид вуглецю) продукт неповного згоряння вуглецю;
- Незгорілі вуглеводні (CH_4 , C_6H_6 , пропан, пропілен);
- Альдегіди (формальдегід, акролін, оцетний альдегід);
- Оксиди азоту (NO_x);
- Оксиди сірки (SO_x) виділяються в невеликій кількості;
- Сажа – мілкодисперсні частки незгорілого вуглецю, які виділяються за авіадвигуном у вигляді шлейфу диму.

При роботі турбореактивного і турбогвинтового двигунів протягом 1 хв в атмосферне повітря викидається 2...4 мг канцерогенних речовин, в основному бенз(а)пирену.

Вміст інгредієнтів CO і C_xH_y у відпрацьованих газах авіадвигунів обумовлений неповним згорянням палива в двигуні, яке залежить від характеристики його камери згоряння (величини коефіцієнта повноти згоряння η) і режиму роботи двигуна.

Максимальна повнота згоряння палива в двигуні має місце на розрахунковому режимі – зльотному (режим максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають $\eta = 0,97...0,99$. ($\eta = 1,0$ при абсолютно повному згорянні, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших режимах величина η нижча, тобто повнота згоряння менша, ($\eta=0,75...0,85$), з двигуна в атмосферу викидається більше продуктів неповного згоряння (CO і C_xH_y та інших), і забруднення повітря збільшується.

Вміст інгредієнта NO_x у відпрацьованих газах авіадвигуна залежить від величини температури суміші в камері згоряння (чим вона вища, тим більше утворюється NO_x), а це має місце на невеликих швидкостях літака. Тобто, максимальний викид NO_x має місце на зльотному режимі двигуна і режимах, близьких до нього, при здійсненні зльоту літака і при наборі висоти польоту.

Очевидно, що в зоні аеропорту емісія авіадвигуна залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

Під зоною аеропорту будемо розуміти простір, обмежений висотою 1000 м і розмірами аеродрому.

Двигуни сучасних авіалайнерів працюють в зоні аеропорту на слідує режимі:

Таблиця 1

№ п/п	Найменування режиму роботи двигуна	Відносна тяга R^-	Тривалість режиму $t, \text{хв.}$
1	Режим малого газу (холостого ходу) під час руління перед зльотом	0,07	15
2	Злітний режим	1	0,7
3	Режим набору висоти (1000 м)	0,85...0,9	2,2
4	Режим заходу на посадку	0,3...0,42	4
5	Режим малого газу (холостого ходу) під час руління після посадки	0,07	7

В таблиці 1 наведені осереднені значення параметрів (R^- і t) для великих аеропортів світу.

Як видно з таблиці, найбільш тривалим і екологічно небезпечним є режим малого газу. Значення величини тяги на цьому режимі для сучасних авіадвигунів складає 3%...9% від її максимального значення R_0 . Цей режим використовується під час руління повітряного судна перед зльотом і після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску. Тривалість режиму руління залежить від розмірів аеропорту, часу доби вильоту та прильоту, інтенсивність польотів і метеоумов.

Викид дренованого палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинен виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів. Встановлено, що частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах за рахунок викиду близька до 20%. Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії E_i , що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива. Норми ІСАО встановлені по контрольному параметру емісії -

$$\left[\frac{M_i}{R_0} \right] = \frac{e}{\kappa H}.$$

. Цей параметр характеризує “шкідливість двигуна”. В ньому: M_i – маса в грамах викинутої i -тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий визначений час роботи двигуна, R_0 – злітна тяга двигуна.

Норми ІСАО по контрольному параметру емісії на сьогоднішній день такі:

$M_{CO}/R_0 = 118$ г/кН; $M_{C_xH_y}/R_0 = 19.6$ г/кН; $M_{NO_x}/R_0 = (40 \dots 80)$ г/кН.

4.2. Розрахунок емісії двигуна повітряного судна

Повітряні судна (ПС) є нестаціонарними організованими джерелами викидів шкідливих речовин (ШР) до атмосферного повітря. У відповідності до норм Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) регламентуються викиди авіаційними двигунами таких шкідливих речовин:

- монооксид вуглецю (СО);
- вуглеводні сполуки, що не згоріли (C_xH_y);
- оксиди азоту (NO_x);
- дим у вигляді твердих частинок вуглецю, що не згорів (SN).

Метою цього розділу є розрахунок маси ШР, що потрапляють до атмосфери під час роботи двигунів в районі аеропорту.

Емісія ШР з газами, що відпрацювали, залежить від емісійних характеристик двигуна, режиму його роботи на кожному режимі. Маса викидів ШР у зоні аеропорту розраховується за один зльотно-посадковий цикл (ЗПЦ), параметри якого визначені нормами ІКАО.

Емісія двигунів повітряного судна буде не однаковою в зоні аеропорту і під час польоту по маршруту, так як двигуни в цих випадках працюють на принципово різних режимах. В цьому плані, що видно з вищенаведеного графіка, забруднення в зоні аеропорту є „більш шкідливим” (на маршруті $R=0.6...0.8$). Крім того, локальне забруднення приземного шару повітря в зоні аеропорту, де працює багато людей, є більш концентрованим і більш стійким, ніж загальне забруднення верхніх шарів тропосфери на маршруті польоту, яке шкідливо розсіюється. І за цими обставинами забруднення в зоні аеропорту є „більш шкідливим”. Тому і розрахунок емісії двигунів ПС в зоні аеропорту є більш важливим, і ми приділили йому більше уваги, ніж розрахунку під час польоту по маршруту.

„Ступінь шкідливості” кожного авіадвигуна характеризується, як було сказано вище, його контрольними параметрами емісії за різними інгредієнтами - $\frac{M_i}{R_0}$. Тобто, задача розрахунку емісії двигуна зводиться до визначення маси кожного інгредієнта, викинутого з двигуна за деякий визначений час його роботи, - M_i (бо R_0 – тяга двигуна на злітному режимі – величина, відома з документації, зокрема з формуляра двигуна).

Будемо розраховувати величини M_i для зони аеропорту (з наведених вище міркувань), тобто $M_i = M_{iAP}$, на тих режимах за той період часу його роботи, поки літак знаходиться в цій зоні з працюючими двигунами.

Літак в зоні аеропорту щонайменше здійснює злітно – посадковий цикл польоту, який складається з таких етапів:

- Запуск і прогрівання двигунів,
- Руління на виконавчий старт,
- Зліт,
- Набирання висоти 1000 м,
- Зниження з висоти 1000 м,
- Пробіг,
- Руління до зупинки двигунів.

Проте двигуни літака на цих етапах працюють на різних режимах. Тому для зручності розрахунку розділимо злітно – посадковий цикл повітряного судна на два види операцій: наземні операції і операції зліт – посадка, тобто

$$M_i = M_{iH} + M_{iЗ-П}.$$

Наземні операції – це запуск двигунів, їх прогрівання, руління літака перед зльотом і після посадки.

Головною характеристикою цих операцій (з точки зору розрахунку емісії двигуна) є те, що двигуни літака працюють на одному режимі – режим малого газу (холостого ходу) – і за часом – це самі тривалі операції в зоні аеропорту. Ця обставина спрощує розрахунок.

Визначення M_{iH} ведеться за формулою:

$$M_{iH} = K_{iH} \cdot G_{PH},$$

де K_{iH} – коефіцієнт викиду i -того інгредієнта під час наземних операцій (кг інгредієнта / кг палива)

G_{PH} – маса палива використаного двигуном під час наземних операцій.

$$G_{PH} = C_{уд} \cdot R_{MG} \cdot t_{MG},$$

де $C_{уд}$ – питома витрата пального під час роботи двигуна на режимі малого газу,

$R_{МГ}$ – тяга двигуна на режимі малого газу,

$t_{МГ}$ – час роботи двигуна на режимі малого газу.

Операції зліт – посадка – це зліт, набирання висоти 1000 м, зниження з висоти 1000 м і посадка.

В цьому випадку для розрахунку емісії двигунів повітряного судна, який знаходиться в повітрі, емісійною характеристикою є масова швидкість емісії W_i (кг інгр. / год), (а не індекс емісії), яка показує, скільки даної шкідливої речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна за одиницю часу.

W_i також визначається під час сертифікаційних випробувань двигуна.

Тоді визначення $M_{i3-П}$ ведеться за формулою:

$$M_{i3-П} = W_{i1} \cdot T_{13-П} + W_{i2} \cdot T_{23-П} + W_{i3} \cdot T_{33-П},$$

де $W_{i1,2,3}$ – масова швидкість емісії інгредієнта i при відповідних режимах роботи двигуна,

$T_{1,2,3}$ – режимне напрацювання двигуна.

Величини $t_{МГ}$, $T_{1,2,3}$ беруться з вищенаведеної таблиці режимів роботи двигуна в зоні аеропорту.

Проведемо розрахунок контрольних параметрів емісії двигунів Д-436 літака-прототипу Ан-148 за інгредієнтами CO , C_xH_y , NO_x і зробимо висновок про відповідність цих двигунів сучасним вимогам ІСАО.

Вихідні дані:

Тяга двигуна на зльоті: $R_0 = 65$ кН;

Тяга двигуна на малому газі: $R_{\text{мг}} = 4.4$ кН;

Питома витрата пального на малому газі: $c_{\text{пит мг}} = 0.06$ кг/Н·год.

1. Використовуючи дані та таблицю 2, знаходимо значення коефіцієнта k_{in} викиду шкідливих речовин при наземних операціях двигуна та масову швидкість емісії інгредієнту W_i :

$k_{\text{CO}} = 0,0193$ кг ШР/кг пал;

$k_{\text{СхНу}} = 0,0034$ кг ШР/кг пал;

$k_{\text{NOx}} = 0,0084$ кг ШР/кг пал;

Таблиця 2

Режими	W_{CO} , кг/год.	$W_{\text{СхНу}}$, кг/год.	W_{NOx} , кг/год.
Злітний	0,2	0,5	98
0,4 номіналу набору висоти	1,3	0,07	10,5
Зниження	7	1,2	1,2

З таблиці роботи двигуна в зоні аеропорту маємо:

$T_{\text{мг}} = 15+7=22$ хв. = 0,367 год. режимна наробка двигунів на малому газі,

$T_{1\text{-п}} = 0,7$ хв. = 0,0117 год. – режимна наробка двигунів при злеті,

$T_{2\text{-п}} = 2,2$ хв. = 0,0367 год. - режимна наробка двигунів при наборі висоти,

$T_{3\text{-п}} = 4$ хв. = 0,067 год. – режимна наробка при зниженні,

2. Визначаємо масу пального, витраченого двигуном літака під час наземних операцій зльотно – посадкового циклу $G_{\text{п н}}$, кг

$$G_{\text{п н}} = R_{\text{мг}} \cdot c_{\text{пит мг}} \cdot T_{\text{мг}} = 4400 \cdot 0,06 \cdot 0,367 = 96,888 \text{ кг}$$

3. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при наземних операціях: $M_{iH} = k_{iH} \cdot G_{пн}$

$$M_{COH} = 0,0193 \cdot 96,888 = 1,87 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_yH} = 0,0034 \cdot 96,888 = 0,33 \text{ кг}$$

$$M_{NOH} = 0,0084 \cdot 96,888 = 0,81 \text{ кг}$$

4. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті-посадці: $M_{i3-п} = W_{i1} \cdot T_{13-п} + W_{i2} \cdot T_{23-п} + W_{i2} \cdot T_{23-п}$

$$M_{CO3-п} = 0,2 \cdot 0,0117 + 1,3 \cdot 0,0367 + 7 \cdot 0,067 = 0,519 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y3-п} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,07 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 0,09 \text{ кг}$$

$$M_{NO3-п} = 98 \cdot 0,0117 + 10,5 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 1,612 \text{ кг}$$

5. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльотно-посадочному циклі:

$$M_{iап} = M_{iH} + M_{i3-п}$$

$$M_{CO} = 0,519 + 1,87 = 2,389 \text{ кг}$$

$$M_{C_xN_y} = 0,09 + 0,33 = 0,42 \text{ кг}$$

$$M_{NO} = 1,612 + 0,81 = 2,422 \text{ кг}$$

6. Визначаємо контрольний параметр емісії та зрівнюємо його з нормами ІСАО:

$$M_{CO}/R_0 = 2389/65 = 36,8 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН};$$

$$M_{C_xN_y}/R_0 = 420/65 = 6,46 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН};$$

$$M_{NO}/R_0 = 2422/65 = 37,3 \text{ г/кН} < 40 \text{ г/кН}.$$

Висновок: двигун Д-436 літака-прототипу Ан-148 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІСАО.

Висновки за результатами магістерської роботи.

За результатами атестаційної магістерської роботи зроблені наступні висновки:

1. В магістерській роботі розроблена та досліджена електрогідромеханічна система вбирання-випуску шасі середньомагістрального пасажирського літака, яка відповідає вимогам АП-25.

2. В конструкторській частині передбачені наступні етапи:

- обгрунтовані схемні рішення системи;
- розрахунковими методами визначені попередні значення параметрів силового приводу, а також необхідні діаметри трубопроводів напірних та зливних гідравлічних ліній системи;
- виконані розрахунки на міцність трубопроводів та гідравлічних силових циліндрів стійок передньої та основних опор шасі.

3. В результаті магістерської роботи була розроблена методика визначення та проведені дослідження основних параметрів силового приводу електрогідромеханічної системи вбирання шасі, яка включає:

- вибір та обгрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування;
- обгрунтування розрахункової схеми системи вбирання шасі;
- розробку математичних моделей (в інтегрованому науково-технічному обчислювальному середовищі MATLAB) окремих гідроагрегатів та гідроліній;
- розробку рівнянь руху стійок шасі при їх вбиранні;
- розробку комп'ютерної моделі (в середовищі моделювання динамічних систем Simulink) системи вбирання передньої та основних опор шасі з урахуванням одночасної роботи з системою керування літаком;
- уточнення раніше обраних параметрів системи шляхом параметричного аналізу з використанням розроблених комп'ютерних моделей.

4. В розділах “Охорона праці” та “Охорона навколишнього середовща” проведений аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів розроблені заходи, що дозволяють підвищити безпеку праці (для надійного візуального контролю за монтажем агрегатів, зістиковак вузлів трубопроводів в загальному цехі-ангарі розраховано освітлення) та знизити несприятливий вплив на людину й оточуючу середу (розраховано емісійні характеристики двигуна Д-436 у відповідність вимогам ІСАО).

5. Результати магістерської роботи можуть бути використані при проведенні доробок системи вбирання-випуску шасі літака-прототипу Ан-148 та розробках чи досліджень інших літаків.

Список використаних джерел

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 1994.
2. Александров Г. В., Вожаев Е. С. Техническая информация. Выпуск 1-ЦАГИ, 2002.-1-53с.
3. Быков О. С., Стучалкин Ю. А., Чижов В. М. . Аэродинамические нагрузки на створки шасси и грузовых люков. Техника воздушного флота. Том LXXIII № 1/636, 1999.
4. Башта Т.М. Конструкция и расчет самолетных гидравлических устройств.Изд. 3-е. М., ГНТИО,1961.
5. Абрамов Е.И., Колесниченко К.А., Маслов В.Т..Элементы гидропривода (справочник). «Техніка», 1969.- 320с.
6. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.-224 с.
7. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977,168 с.
8. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969.- 388с.
9. Комаров А. А. Основы проектирования и расчета гидравлических систем летательных аппаратов. Пособие для дипломного проектирования. Киев, КИИГА,1969.- 80с.
10. Досье отдела по самолету Embraer (ERJ-170, 190).
11. Досье отдела по самолету RRJ.
12. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-74.
13. Чкалов В. В., к.т.н. Ковалева С. И. Автоматизация расчетов гидравлических цепей. Киев, Общество «Знание», «Машиностроение», 1982.
14. ПРАНС-ПК. Инструкция по эксплуатации. Набор текстовых задач и примеров. КПИ, Киев, 1986, 198 с.

15. Инструкция пользователя ПРАНС-ПК. Проектирование гидравлических приводов и систем. Киев, КПИ, 1990.
16. ПРАНС-ПК. Инструкция пользователя. Проектирование механических приводов и систем. Киев, КПИ, 1990, 130 с.
17. Дьяконов В. Simulink 4. Специальный справочник. СПб.: Питер, 2002. - 528 с.
18. Ануфриев И. Е. Самоучитель MATLAB 5.3/6.X. – СПб.: БХВ – Петербург, 2002. – 736с.
19. Манько П. С., Смирнов Б. И., Киселев В. П. Руководящий технический материал РТМ 1717-88. Гидравлические системы и агрегаты самолетов и вертолетов. 1988.- 70с.
20. ОСТ 5471001-82. Самолеты и вертолеты ГА. Техническое обслуживание. Общие требования безопасности.
21. ОСТ 5471008-87. Самолеты и вертолеты ГА. ТО шасси. Общие требования безопасности.
22. ОСТ 5472003-82. Освещение искусственное на эксплуатационных предприятиях ГА. Нормы и требования безопасности.
23. Буриченко Л. А. Охрана окружающей среды в гражданской авиации. М.: Транспорт. 1992.