

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 та випускання основних опор шасі пасажирського літака зі злітною масою 35-40 тонн»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу Кацан Олег Михайлович

(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Макаренко Руслан Олексійович

(підпис)

Консультанти з розділів:

Охорона праці: к.т.н., доцент Казанець Віталій Іванович

(підпис)

Охорона навколишнього

середовища: д.т.н., доцент 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.
« ____ » _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Кацан Олег Михайлович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

Тема роботи: Розробка та дослідження системи прибирання та випускання основних опор шасі пасажирського літака зі злітною масою 35-40 тонн.

Затвердження наказом ректора від: «05» листопада 2020 р. № 2210/ст.

Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 21.12.2020

Вихідні дані до роботи: Пасажирський середньо-магістральний літак злітною масою 35-40 т, високоплан з Т-подібним хвостовим оперення, робоча рідина НГЖ-5У, робочий тиск рідини – 25 МПа.

Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):

Конструкція та розташування шасі, гідравлічна система шасі, силовий гідроциліндр.

Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд середньо-магістрального літака, компоновка літака, гідравлічна система літака та шасі, складальне креслення силового гідроциліндра та деталювання його елементів.

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	виконано
2.	Розподіл теми на основні частини	06.10.2020- 24.11.2020	виконано
3.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	08.10.2020 - 24.10.2020	виконано
4.	Виконання аналізу конструкцій шасі в основній частині проекту	25.10.2020 - 30.10.2020	виконано
5.	Розробка кінематики шасі	02.11.2020 - 09.11.2020	виконано
6.	Розрахунок гідравлічної системи	10.11.2020 -17.11.2020	виконано
7.	Визначення геометричних параметрів гідроциліндра та розрахунок на міцність	18.11.2020 - 23.11.2020	виконано
8.	Вибір об'єкта та робота над задачею дослідження	24.11.2020 - 30.11.2020	виконано
9.	Аналіз та розрахунок розділу охорона праці	01.12.2020 -06.12.2020	виконано
10.	Аналіз та розрахунок розділу охорона навколишнього середовища	07.12.2020-11.12.2020	виконано
11.	Підведення висновків	12.12.2020-18.12.2020	виконано
12.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	виконано

Консультанти з окремих розділів роботи:

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

Дата видачі завдання «05» листопада 2020 р.

Керівник: _____ Макаренко Р. О.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Кацан О. М.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження системи прибирання та випускання основних опор шасі пасажирського літака зі злітною масою 35-40 тонн»: 112 сторінок, 43 рисунків, 19 таблиць, 25 використаних джерел.

ЛІТАК, ШАСІ, ОСНОВНА ОПОРА, СИСТЕМА ВБИРАННЯ-ВИПУСКУ, ПАРАМЕТРИЧНИЙ АНАЛІЗ, ПРОЕКТУВАННЯ.

Об'єкт дослідження – процес вбирання-випуску шасі регіонального пасажирського літака. Предмет дослідження – система вбирання-випуску шасі регіонального пасажирського літака.

Метою даної роботи є: Розробка, розрахунок та дослідження роботи системи прибирання та випуску шасі середньомагістрального пасажирського літака злітною масою 35-40 тон. Підвищення конкурентоспроможності сучасних літальних апаратів шляхом покращення параметрів та характеристик системи прибирання-випуску основної опори шасі шляхом аналізу системи.

Розроблені методики можуть бути використані при проектуванні систем вбирання-випуску шасі, доведенню при стендових і льотних випробуваннях, сертифікації й дослідженні особливих ситуацій в експлуатації. Вони дозволять виявляти небажані результати на ранніх стадіях, економити засоби, прискорювати виробництво.

Запропонований підхід може бути використаний для подальшої оптимізації систем шасі літаків.

Під час виконання дипломного проекту були застосовані наступні засоби комп'ютерного проектування: розробка тривимірної моделі основної опори літака, міцнісний розрахунок елементів та системи керування прибирання шасі теоретичним методом, а також за допомогою міцнісного дослідження у програмі SolidWorks, імітаційне моделювання системи у MATLAB Simulink.

ЗМІСТ

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	6
ВСТУП.....	7
РОЗДІЛ 1.....	10
1. Основна частина.....	10
1.1. Аналіз основних сучасних напрямів і тенденцій у розвитку системи шасі.....	10
1.2. Опис розробленого літака-прототипу.....	14
1.3. Гідравлічна система літака прототипу.....	19
1.4. Розробка системи шасі. Передня опора та механізм її вбирання-випуску....	23
1.4.1. Система механічного випуску передньої опори шасі. Основна опора шасі. Механізм вбирання-випуску.....	25
1.4.2. Розрахунок основних параметрів та компонування шасі.....	28
1.4.3. Привод резервного випуску основної опори шасі. Механічний випуск основної опори шасі.....	34
1.4.4. Керування вбиранням-випусканням опор шасі.....	35
1.5. Визначення параметрів механізму вбирання-випуску шасі літака прототипу.....	36
1.5.1. Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі.....	38
1.5.2. Гідравлічної розрахунок гідросистеми вбирання-випускання шасі.....	42
1.5.3. Розрахунок гідроциліндру основної стійки шасі.....	49
1.6. Висновки по конструкторській частині	50
РОЗДІЛ 2	51
2. Наукова частина	51
2.1 Обґрунтування вибору об'єкта та задач дослідження.....	51
2.2. Розрахункова схема системи вбирання шасі.....	51
2.3. Математичне моделювання окремих агрегатів та гідроліній.....	52
2.4. Рівняння руху системи та вихідні дані.....	58

2.5. Комп'ютерна модель системи вбирання стійок шасі.....	68
2.6. Параметричний аналіз системи вбирання стійок шасі.....	73
2.7. Висновки за результатами проведених досліджень.....	80
РОЗДІЛ 3.....	81
3.Охорона праці.....	81
3.1. Небезпечні та шкідливих виробничі фактори при технічному обслуговуванні ремонту й випробуваннях шасі та його систем.....	81
3.2. Організаційні та конструкторсько-технологічні заходи для зниження впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів.....	82
3.2.1. Інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працівника.....	82
3.2.2. Розрахунок освітлення цеху при збірці системи вбирання-випуску шасі.....	85
3.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні системи прибирання випускання шасі.....	87
3.4. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при обслуговуванні.....	90
3.5.Вимоги безпеки при роботі із застосуванням робочої рідини НГЖ-5У.....	91
3.6 Висновок.....	93
РОЗДІЛ 4.....	94
4. Охорона навколишнього середовища.....	94
4.1. Вплив авіації на довкілля.....	94
4.2. Розрахунок емісії двигуна повітряного судна.....	99
4.3. Джерела шуму, інфразвуку, звукового удару і високочастотних ЕМП.....	103
4.4. Висновок.....	107
Висновок за результатами магістерської роботи	108
Список використаної літератури.....	110
Додатки та креслення	
Додаток А. Результати перевірки на плагіат.....	112
Креслення	

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

АЕР – аеродинамічний розрахунок;

АС – аварійна ситуація;

БСТО – бортова система технічного огляду;

БС – без наслідків;

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

ВО – візуальний огляд;

ГП – гідравлічний привід;

ГС – гідравлічна система;

ДКБ – дослідно – конструкторське бюро;

ДСУ – допоміжна силова установка;

ЕСКД – єдиний стандарт конструкторської документації;

ЗПС – злітно – посадкова смуга;

ККД – коефіцієнт корисної дії;

ЛА – літальний апарат;

МСА – міжнародна стандартна атмосфера;

ООШ – основні опори шасі;

ОС – основна система;

ПОШ – передня опора шасі;

РЛЕ – руководство льотної експлуатації;

РС – резервна система;

САПР – системи автоматизованого проектування;

ЦА – цивільна авіація;

ЦМ – центр мас

ВСТУП

Шасі – це система опор літака, яка служить для забезпечення злету і посадки літака, маневрування по аеродрому і стоянки при зберіганні.

Шасі являє собою суттєву частину конструкції літака, і чим важчим і більш швидкісними стають літаки, тим більше проблем виникає в області шасі.

Сучасний літак проводить на землі 60 – 65% свого ресурсу. Великі злітні маси, швидке збільшення швидкості при відриві літака від землі і зменшення швидкості при посадці – всі ці моменти повинні враховуватися в конструкції з одночасним врахуванням безпеки. Колеса, гальма та гідравлічні системи повинні працювати при високих температурах, виникаючих при гальмуванні, при мінусових температурах в польоті, при високих температурах в надзвукових польотах і при зміні тиску від землі до стратосфери [25].

Загальні вимоги, пропоновані до шасі:

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

Поряд з загальними вимогами, до шасі висувають наступні 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. [25]

Система вбирання-випуску шасі служить для вбирання-випуску та фіксації стійок у крайніх положеннях і для відкриття та закриття стулок у процесі вбирання-випуску. Під вбиранням шасі розуміється ставлення стійок шасі на замки ввібраного положення з подальшим закриттям стулок шасі, а під випуском – ставлення стійок шасі на замки випущеного положення з подальшим закриттям великих стулок шасі.

Основне керування випуском шасі на більшості літаків ЦА здійснюється за допомогою електроенергії бортових джерел живлення та гідравлічної енергії основної гідравлічної системи (ГС). У якості виконавчих механізмів у системі застосовуються гідроциліндри, так як найбільш розповсюдженими енергетичними системами, що використовуються для вбирання та випуску шасі - є гідравлічні системи [4].

Загальні вимоги до системи прибирання-випускання шасі:

- механізм прибирання шасі, створки відсіку шасі і елементи конструкції їх кріплення повинні бути спроектовані під навантаження які виникають в польоті при прибраному шасі в суму навантажень від тертя, інерції, тормозного моменту, аеродинамічних та гідроскопічних навантажень

- при відсутності інших засобів гальмування літака в польоті на даній швидкості шасі, механізм прибирання і елементи конструкції літака (втому числі створки шасі) повинні витримувати польотні навантаження, які виникають в конфігурації з випущеним шасі при максимальній швидкості польоту в даній конфігурації але не менше 0,67 [25].

- створки шасі, механізм керування створами шасі і елементи конструкції, до яких вони кріпляться, повинні бути спроектовані на навантаження при маневрах рискання, передбачені для літака.

- повинні бути передбачені надійні засоби для утримання шасі в випущеному положенні в польоті і на землі, а також в прибраному положенні в польоті.

- повинні бути передбаченні засоби аварійного

- працездатність механізму прибирання і випускання повинна бути доведена шляхом випробувань на працездатність.

- повинен бути встановлений індикатор положення шасі чи інші засоби, інформуючі пілота про те, що шасі знаходиться в випущеному (чи прибраному) положенні

- обладнання, необхідне для безпечної експлуатації літака, встановлене на шасі і розташоване в нішах шасі, повинно бути захищено від пошкодження внаслідок вибуху пневматика або відшарування протектора шини.

- система прибирання шасі повинна мати блокування, яке робить неможливим прибирання шасі на землі [25].

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Опис показань і тенденцій розвитку систем шасі.

Системи втягування шасі для іноземних та вітчизняних літаків електрогідравлічні з дистанційним управлінням з кабіни. В якості приводів в системі використовуються гідроциліндри. Шасі призначене для врахування управління та спрацьовування вашої гідравлічної системи під час випуску та втягування на швидкості до 400 км / год. Основний та допоміжний механізми, що живлять шасі, не взаємопов'язані, що гарантує у разі дефекту в роботі вільного механізму забезпечення безпеки посадки літака.

Ніжки основної шасі літаків різних виробників тягнуться в основному в бічному напрямку: опора на крилі, колеса в відсіках середньої частини фюзеляжу; Підтримуваний шасі широко використовується в транспортних літаках, які разом з опорами віддаляються в палубах внизу фюзеляжу.

Посадочна рама та цикл послідовності гарантуються кінцевими вимикачами або гідравлічними вимикачами. Всі колеса гальмуються автоматично під час збору врожаю. Втягнути шасі можна, лише якщо передні опорні колеса знаходяться в нейтральному положенні, а підголівники повністю розтягнуті.

У надзвичайних ситуаціях, якщо основна система виходить з ладу, іноземні та вітчизняні літаки використовують різні методи резервного копіювання. Наприклад, на кількох літальних апаратах у разі виходу з ладу основної гідравлічної системи шасі відпускається резервною (аварійною) системою. У цьому випадку виходить перша опора і змінюється фіксатор положення випуску під дією власної маси та аеродинамічних сил (у разі випуску проти струму). Основні опори відриваються під власною вагою. На деяких літаках передбачений механізм вивільнення шасі, тоді як дротові замки відкриваються вручну за допомогою рукоятки через механічну проводку з лопатевими замками або спеціальних електричних механізмів через механічну проводку [9].

У сучасній авіації розвиток системи шасі описується тим, що майбутні поліпшення експлуатаційної ефективності можуть бути здійснені шляхом

поліпшення експлуатаційно-технічних характеристик, що відображають рівень безпеки та регулярності польотів, а також економічну ефективність. Основним напрямком підвищення безпеки та регулярності польотів, а також ефективності використання нових літаків цивільної авіації (ЛА ЦА) є раціональне формування рішень функціонального розкладу, тобто вибір множинної раціональної надмірності системних каналів, ефективні засоби відображення помилок та блокування неправильних дій екіпажу, захисне обладнання. випадкової активації, формування ефективної сигналізації. Рішення схем забезпечують високий рівень надійності системи та відносну простоту конструкції. Але надмірність каналів та елементів - не єдиний спосіб гарантувати надійність системи. Щоб зменшити частоту руйнування компонентів шасі, випадкових вузлів шасі, доцільно вивчити інші способи їх вдосконалення і, зокрема, поліпшення характеристик стійкості до втоми. [8]

Найбільшого поширення набули гідравлічні енергетичні системи, які використовуються для підйому і випуску шасі, оскільки вони мають порівняно невелику масу і невеликі габаритні розміри, низьку інерційність і високу швидкість роботи гідравлічного приводу (а також високий ККД ГП) і відносну простоту конструкції.

Збільшення злітної ваги літака призводить до збільшення навантажень на шасі. Це призводить до того, що основною функцією шасі є компонування. Як правило, тут визначено два підходи: збільшення кількості ніжок шасі або збільшення допустимого навантаження на стійку. Проблему збільшення допустимого навантаження на основну раму можна вирішити за рахунок збільшення коліс візка або збільшення міцності розпірок при використанні новіших і міцніших сплавів. Кількість та шинорозмір коліс також визначаються пропускнуою здатністю літака в аеропорту. Використовуючи розклад з великою кількістю купюр, отримується вхідна система з додатковим резервуванням, оскільки якщо стійка НЕ звільняється (один із рядів або дві купюри протилежного ряду), літак виконує рейс без особливої ситуації. [25]

Система шасі може приводитися в рух в основному двома гідравлічними системами літака, що в свою чергу підвищує надійність системи впуску літака, але збільшує вагу.

Вибираючи конструкцію системи, ви повинні покладатися на простоту конструкції, довговічність в умовах втоми, тривалий термін служби між ремонтом та простоту обслуговування. Однак сучасному літаку дуже важко зробити просту конструкцію, оскільки конструктивні рішення обмежені, а обсяг шасі в записаному стані обмежений. Як результат, не тільки у військових літаках, але і в пасажирських літаках застосовується все більше правил, в яких (при підході шасі): колеса обертаються щодо стійок, амортизатори стискаються, стійка шланги вкорочують, встановлюють два гідравлічні пускові циліндри та використовують розширювальні смуги. [6]

Вигини та лінійні переміщення амортизаторів та коліс під час їх переміщення під час підйому та вивільнення шасі здійснюються за допомогою додаткових механічних приводів, що складаються з коромисел, тяг, важелів тощо, прикріплених до ланок кінематичних схем шасі.

Для того, щоб підвищити надійність обраної схеми шасі, напрямок її поглинання повинен відповідати напрямку польоту літака. Однак конструкція основних стійок не завжди дозволяє включати їх у напрямку польоту літака. У таких випадках для основного шасі слід застосовувати схеми, в яких включення розпірки відбувається в бічному напрямку (вздовж прольоту), тобто в площині YOZ або в площині, що відхиляється від неї під малими кутами. Важливі переваги надійності плівкових композицій із шасі, що містяться у напрямку польоту або далеко від літака (вздовж прольоту), пояснюють його використання в переважній більшості вітчизняних пасажирських літаків. та іноземців [3].

Правила управління кінематичними лопатями поділяються наступним чином:

- 1) Схеми, на яких відкривання та закривання дверей контролюється механічною трансмісією, яка включає в себе баштові кронштейни, шатуни та механізми, пов'язані з кінематичною схемою шасі. У цих механізмах енергія, необхідна для відкривання та закривання заслінок, забирається з блоку шасі;

2) кінематичні діаграми, коли ваше з'єднання не підключено до корпусу:

а) Коли шасі витягнуто, двері залишаються відкритими.

б) Коли шасі витягнуті, великі заслінки закриваються гідроциліндрами.

Аналіз структури шасі шасі показав, що резервування цієї схеми в цілому або окремих її елементів, як правило, не використовується в літаках ЦА. Однак підсистема розширення шасі використовує кілька надлишкових каналів.

Основне управління шасі на більшості літаків ЦА здійснюється за допомогою електроенергії від основного джерела живлення та та гідравлічної енергії основної ГС. [25]

У всіх типах літальних апаратів надійність підсистем та підсистем шасі порушується, оскільки механічні компоненти, вузли та вузли шасі, які є частиною загального механічного вимикача, виходять з ладу і руйнуються. Клапани з кінематичними елементами, підкоси з ланками, а також силові та кінематичні вузли. Втрата працездатності ємності одного з елементів загальної механічної муфти призводить до порушення несправності абсорбційно-вихлопної системи всього шасі.

Про технічний рівень гідравлічного обладнання вітчизняної та зарубіжної авіації можна судити за конкретними науково-технічними показниками, введеними в конструкцію систем шасі для підвищення ефективності та безпеки експлуатації літаків. [25]

Система шасі є однією з найважливіших систем літаків, і НТР потребує постійного вдосконалення, щоб не відставати від інших систем літаків.

Цей диплом проекту описує важливість нововведень у конструкції шасі, а також розрахунки елементів системи, які показали їх недоліки в роботі прототипу літака, а саме:

- Розрахунок кінематики шасі «ПОШ» та «ООШ»;
- Підбір і розрахунок гідроциліндра для прийому і випуску шасі;
- Розрахунок гідравлічної системи шасі з діаграмою таваріант, коли всі опори прибираються по потоку – носова в фюзеляж, основні – в гондоли на крилах (Ту-134, Ту-154). [25]

Передні опори інших виробників можуть прибиратися як за потоком так і проти.

Послідовність виконання циклів прибирання і випуску шасі забезпечується за допомогою кінцевих вимикачів або гідравлічними вимикачами. Усі колеса при прибиранні автоматично заторможуються. Прибирання шасі можливе тільки при нейтральному положенні коліс передньої опори і повністю розжатих основних опорах.

В аварійних випадках при відмові основної системи на зарубіжних та вітчизняних літаках використовуються різні способи резервування. Так на ряді літаків у випадку відмови основної гідросистеми випуск шасі виконується за допомогою резервної (аварійної) системи. При цьому передня опора виходить і стає на замок випущеного положення під дією власної маси та аеродинамічних сил (у випадку випуску проти потоку). Основні опори виходять під дією власної маси. В ряді літаків передбачений механічний випуск шасі, при цьому замки опор відкриваються вручну за допомогою рукоятки через механічну проводку з замками створок, або спеціальних електромеханізмів через механічну проводку. [25]

1.2. Аналіз запропонованого літака-прототипу

Літак Ан-148 використовувався як розроблений прототип літака (рис. 1.1). Це консольна висока площина. Крило має стрілоподібну форму, велике подовження. Оперення однокілеве, Т-подібне, з фіксованим стабілізатором, встановленим на багажнику. Це регіональний літак, призначений для перевезення до 85 пасажирів, багажу, пошти та вантажів на національних та міжнародних авіалініях. Він може експлуатуватися на аеродромах із штучним покриттям та на підготовлених злітно-посадочних смугах на висоті до 1500 м. Над рівнем моря. Сучасні пілотажні навігаційні та радіолокаційні пристрої, які використовуються багатофункціонально Індикатори та електрична система управління польотом дозволяють застосовувати Ан-148-100 на всіх дихальних шляхах в простих і складних погодних умовах вдень і вночі, включаючи маршрути з високою інтенсивністю польоту та високим рівнем комфорту для екіпажу [25].

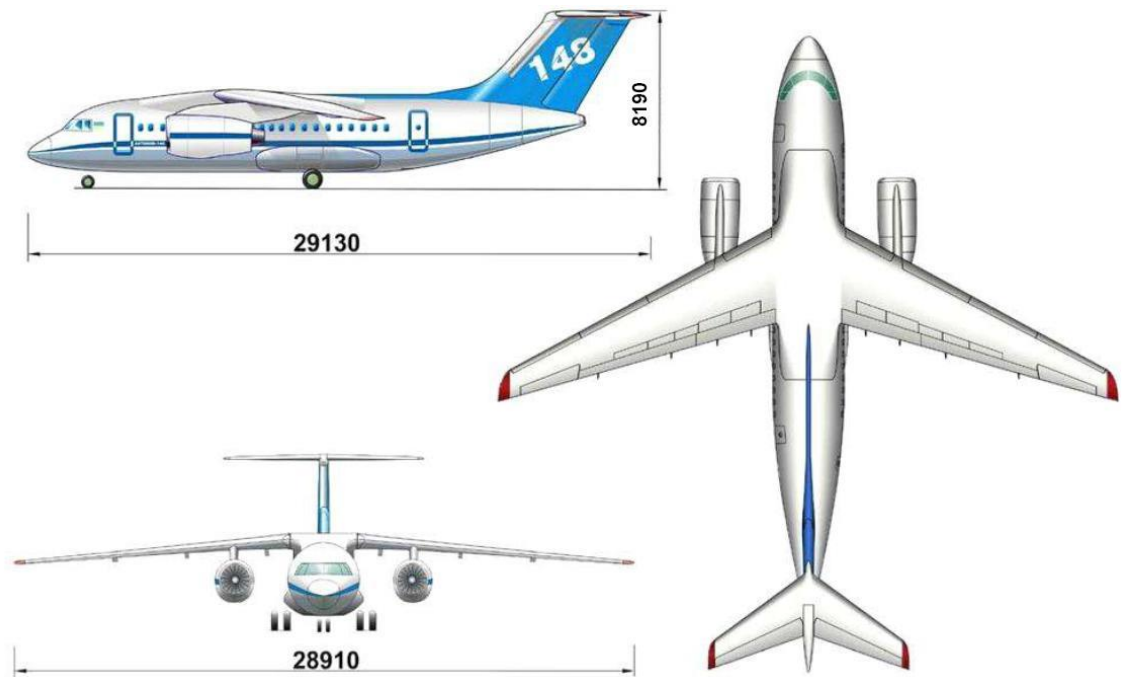


Рис. 1.1. Загальний вигляд літака-прототипу

Комфорт пасажирів забезпечується середнім рівнем комфорту в багажнику за рахунок раціональної компоновки та складу службових приміщень, глибокої ергономічної оптимізації загального та індивідуального простору салону [25].

Літак спроектований та побудований з урахуванням:

- стандарти льотної придатності «АП-25», змінені на 25-5 включно, а також стандарти льотної придатності для великих повітряних суден Європейського агентства авіаційної безпеки CS-25 (JAR-25, поправка 16);
- Правила сертифікації повітряних суден на шум на землі, Частина 36 Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП-36), із змінами, внесеними до рівня 36-1, рівень 4;
- Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію, охорону навколишнього середовища, том 1, Авіаційний шум, із змінами та доповненнями, 7 включно, розділ 4;
- викиди авіаційних двигунів, частина 34 Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП-34);
- Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію "Захист навколишнього середовища", том 2 "Викиди авіаційних двигунів", із змінами, внесеними частиною 4 включно, частиною 2 "Викиди палива". [25]

Шасі виконано за схемою з трьома кронштейнами і складається з переднього кронштейна, правого та лівого основних кронштейнів та ряду механічних, гідравлічних та електричних пристроїв:

- гальмування коліс;
- охолодження коліс;
- управління напрямком;
- сигналізація положення шасі.

Літак виготовлений за висотною схемою з двигунами, розташованими на пілонах під крилом. Це дозволяє підвищити рівень захисту двигунів та конструкцій крил від пошкодження сторонніми предметами. Наявність допоміжної силової установки, системи реєстрації стану літака на борту, а також високий рівень експлуатації та надійність систем дозволяють використовувати літак в мережі технічно погано обладнаних аеродромів [25].

Електростанція складається з:

- два двоконтурні турбореактивні двигуни, що працюють Д--436-148;
- електронна автоматична система управління двигуном;
- системи протипожежного захисту;
- допоміжна електростанція типу ОІ-450-МС (ВАТ "Мотор-Січ"), яка встановлена в хвостовій частині фюзеляжу для подачі стисненого повітря в салон і систему кондиціонування салону пасажирів, а також для живлення Бортова електрична система від генератора змінного струму, встановлена в «ДСУ».

Фундаментальною характеристикою сімейства Ан-148 є використання максимальної уніфікації та безперервності вузлів та компонентів базового літака: крила, стріли, фюзеляж, рушійна система, пасажирське обладнання та літаки.

В рамках літаків сімейства Ан-148 розглядаються варіанти літаків із сучасними іноземними двигунами тягою від 6000 до 8000 кг, включаючи двигуни сімейств CF34-8 / 10, PW 800 та SM-146 [25].

Конструкторські ресурси та термін експлуатації літака Ан-148-100 має 80 000 годин нальоту, 40000/30000 польотів залежно від впровадження САРТ, 30 років експлуатації. Відрахування здійснюються відповідно до показників, попередньо

досягнутих двома іншими. Розробка проектних ресурсів та терміну служби здійснюється поетапно. Сучасні етапи розробки проектних ресурсів (строк корисного використання) вказані в розділі "Обмеження льотної придатності". ДП "Антонов" забезпечує підтримку безпечної експлуатації літаків на поточних етапах випробувальних ресурсів за допомогою:

- внести роз'яснення в «ЕД»;
- випуск бюлетенів, списків запасних частин з обмеженими ресурсами, технічної документації на ремонт та доопрацювання (за необхідності);
- видавати рекомендації щодо технічної експлуатації повітряного судна при виявленні дефектів за межами «ЕД» та усуненні зазначених дефектів;
- розробка програм контролю за старінням літаків;
- інформаційне забезпечення експлуатації літаків [25].

Основні характеристики літака-прототипу:

Таблиця 1.1

Злітна вага, т	38
Пасажиромісткість, чол.	85
Платне навантаження, т	8,6
Вага спорядженого літака, т	25
Швидкість:	
- максимальна, км/год	860
- крейсерська, км/год	810
Крейсерська висота, м	11600
Практична дальність, км:	2700

Необхідна довжина ЗПС м ($H = 0$, СА), м: - для зльоту - для посадки	1900
Двигуни Д-436: - злітна тяга ($H = 0$, $+30^{\circ}\text{C}$), т	6,4
- тяга ЧР ($H = 0$, $+30^{\circ}\text{C}$), т	7,1
- крейсерська тяга ($M = 0,75$, СА, $H = 11$ км), т	1,35
- питомі крейсерські витрати палива ($M = 0,75$, СА, $H = 11$ км), кг/кг·год	0,64
- крейсерська тяга ($M = 0,772$, СА, $H = 11,6$ км), т	1,2
- розташовувані питомі крейсерські витрати палива ($M = 0,772$, СА, $H = 11,6$ км), кг/кг·год	0,68
Крило	
Кут поперечного «V», град.	-4,5
Кут установки, град.	+3
Середня аеродинамічна хорда	3,4
Кут САХ, град. (польотний)	0
Діапазон центрувань, % САХ	25-38
Розмах крила, м	28,91
Площа крила, м ²	87,32

Стрілоподібність по $\frac{1}{4}$ хорд, град.	21
Середня відносна товщина профілю крила, в долях	0,11
Видовження по повній площі	9,50
Звуження по повній площі	4,05
Фюзеляж	
Еквівалентний діаметр, м	3,35
Подовження, м	7,79
Довжина, м	26,11
Мідель, м ²	9,77
Вага палива в ОЧК ($\gamma = 0,8$ т/м ³), т	8,51
Вага палива в центроплані ($\gamma = 0,8$ т/м ³), т	3,15
Паливна ефективність, г.пас.км	22
Кр. якість ($M = 0,78$, $S_u = 0,45$)	15,8

1.3. Гідравлічна система літака-прототипу

Гідравлічна система призначена для:

- Виведення інформації про помилки в БСТО;
- живлення рульових приводів системи управління в поздовжньому, поперечному та колійному каналах;
- базовий контроль заслінок;
- базовий контроль заслінок;
- управління гальмівним перехоплювачем;
- поглинання і випуск шасі, резервний випуск шасі;
- основне та аварійне гальмування велосипедів шасі;
- живлення рульового пристрою передньої опори шасі;
- Електроживлення реверсивних систем двигуна

- Управління дверима трапом

Літак оснащений двома повністю автономними гідравлічними системами (ГС1 і ГС2) та мережею резервних насосних станцій (рис. 1.2). Перша гідравлічна система (ГС1) живить лише блоки системи управління польотом, гальмівні перехоплювачі та реверсний пристрій двигуна №1. Друга гідравлічна система (ГС2) живить системи ходової частини (поглинаючий випуск, прокатний пристрій, гальмівна система), а також клапанні та приводні клапани на додаток до блоків системи управління, другої пари гальмівних перехоплювачів та реверсного пристрою двигуна №2. Крім того, ГС1 має аварійний турбонасос, який приводиться в дію вітряком (ВД). [25]

Мережі джерел тиску ГС1 та ГС2 майже однакові. Відмінності полягають у наявності другого гідравлічного клапана полягають у наявності в другій гідросистемі підпірного клапана РД57-2 зі своєю із власною системою управління, через яку споживачі, що живляться, не підключені до системи управління польотом, та дещо іншою логікою автоматичного перемикавання насосної станції.

ГС2 складається з трьох мереж:

- мережа до опорного клапана, від якої подаються рульові приводи системи управління;

- мережа за опорним клапаном, від якої подаються приводи крил та кришок системи поглинання / випуску шасі, головне та стоянчне гальмо та кочення; незалежний гідроаккумулятор передбачений в головній і стоянковій гальмівній системі;

- автономна мережа насосної станції ГС2, від якої подається резервна потужність шасі, аварійне гальмування коліс шасі, дверної драбини та рульового пристрою; Тиск у цій ділянці генерується електричною насосною станцією, яка підключена до аварійної системи для подачі постійного струму та робочої рідини з подачею. [25]

Номінальний тиск в гідравлічній системі - 210 кгс / см² (21 МПа)

Номінальний тиск в автономній мережі насосної станції HS становить 150 кгс / см² (15 МПа).

Робоча рідина - негорюча рідина типу НГЖ-5У.

Основними джерелами тиску в першій та другій гідравлічних системах є насоси змінної подачі «НП148Н», що працюють від маршових двигунів, та резервні та наземні насосні станції «НС140-7Н», оснащені електродвигунами змінного струму.

Основний насос «НП148Н» у «ГС1» та «ГС2» встановлений на редукторі відповідного приводного двигуна, а його приводний вал постійно з'єднаний з ротором компресора високого тиску за допомогою ряду передач. Частота обертання вала насоса становить 0,396 швидкості ротора компресора високого тиску (КВТ). Насос можна відокремити від гідравлічної системи. Вимкнення насоса полягає в тому, що при подачі напруги (27В, 1А) на обмотці електромагнітного клапана, вбудованого в насос, відбувається примусовий перехід насоса в роботу при низькому тиску і одночасно затискається вихідний (тиск) канал від насоса стає. При відключенні через насос перекачується лише невелика кількість рідини, яка необхідна для охолодження. [25]

Резервна насосна станція «НС140-2Н», яка обладнана окремим гідравлічним баком та мережею друкуючої головки та дренажних ліній та агрегатів, використовується для випуску шасі в запас, подачі резервного живлення на прокатний пристрій, гальмування коліс шасі в аварійних ситуаціях, управління кришками багажного відділення та очищення аварійного турбо. Насосна станція приводиться в дію двигуном постійного струму. [25]

Всі гідравлічні елементи управління знаходяться на знаку "ГІДРО" на верхній консолі пілотів ліворуч. Вся інформація про стан гідравлічної системи та її параметри, які потрібні екіпажу в польоті, міститься в рамці "ГІДРО", яка відображається на вимогу в МФІ. Рама містить блок-схему гідравлічної системи, використовуючи кольорові лінії, символи та цифри, щоб дати чітке уявлення про стан систем та їх елементів. У нижній частині кадру розміщені текстові повідомлення про виникнення помилок та збоїв та дії щодо їх відображення. [25]

Звіти про несправності гідравлічної системи, аварійні ситуації або ситуації відмов надсилаються на КІСС і супроводжуються записом ЦСО та звуковим сигналом "ДЗВІН" [25].

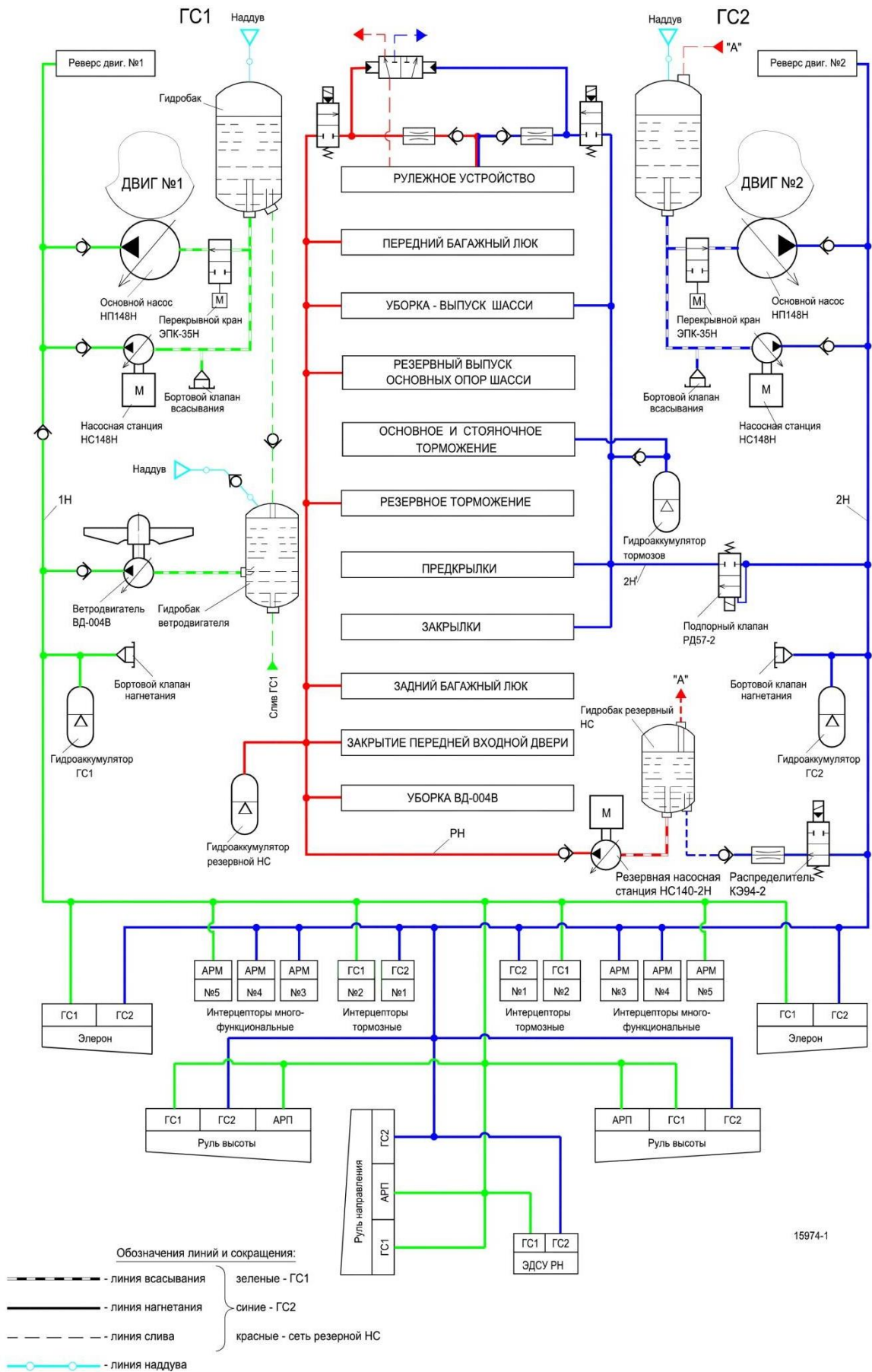


Рис. 1.2. Структурна схема гідралічної системи [25]

1.4. Розробка системи шасі.

Передня опора та механізм її вбирання-випуску.

Розроблений прототип літака оснащений висувним шасі з трьома опорами та передньою опорою. Коли шасі звільнено, передня опора зафіксована через заблоковане положення, а основні опори закріплені підпиркою, яка утримує складану стійку. У прихованому положенні опори шасі утримуються за допомогою прихованих замків.

Передня опора шасі оснащена не гальмуючими колесами та обертовим механізмом управління рухом літака на землі.

На головних опорах шасі встановлені гальмівні колеса, за допомогою яких літак гальмується на злітно-посадковій смузі (ЗПС) за допомогою автоматики проти зіткнень. Розпірки шасі утримуються в польоті в спеціально розроблених нішах, закритих крилами. Шасі має положення сигналізації, а саме - звільнене, зняте та між ними [25].

Передня опора - це напівважільна стійка, на якій встановлений рейковий рульовий механізм (гідравлічно підключений до крана, що вмикається, і механічно підключений до поворотного клапана) та запірний механізм систем літаків. Вбирання стійки виконується за напрямом польоту. Стійка навішена на кронштейнах, встановлених на стінках ніши ПОШ, за допомогою цапф, які фіксуються від провороту в гніздах траверси болтами. Ніша передньої опори шасі повністю закривається двома парами стулок при ввібраній стійці. У випущеному положенні малі стулки відкриті, великі – закриті. Механізм керування великими стулками кінематично зв'язаний зі стійкою і дозволяє в процесі вбирання або випускання відкрити або закрити стулки. Привод малих стулок також кінематично зв'язаний зі стійкою. Механізм вбирання-випуску передньої опори шасі є складовою частиною системи вбирання-випуску шасі і служить для виконання вбирання-випуску та фіксації в крайніх положеннях стійки передньої опори шасі, а також здійснює керування приводом великих та малих стулок ніши опори шасі. Механізм ВВ ПОШ включає гідравлічний циліндр для поглинання та вивільнення стійки,

блокування звільненого положення та блокування звільненого положення. Вушко головки гідроциліндра кріпиться до кронштейна на стінці рами №6. Замкнене положення кріпиться до стелі ніші передньої опори шасі, а заблоковане - до нижньої частини стінки рами №6. Кожен замок має власний циліндр замку [25].

У базовому режимі з подачею тиску рідини циліндр замку поглиненого положення відкриває замок поглиненого положення, а гідроциліндр ВВ виводить стійку до того, як його підвіска зафіксується в замку звільненого положення.

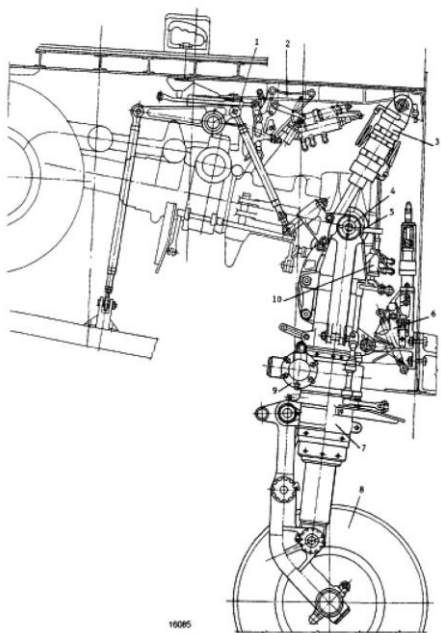


Рис. 1.3. Передня опора шасі:

1 – механізм ручного відкриття замка прибраного положення; 2 – замок прибраного положення; 3 – циліндр прибирання-випускання; 4 – цапфа; 5 – болт; 6 – замок випущеного положення; 7- амортизатор; 8 – колесо КН-35; 9 – рулевий механізм; 10 – кран повороту.

Коли тиск рідини подається на циліндр замка звільненого положення, замок звільненого положення відкривається, і гідроциліндр ВВ поглинає стійку, щоб зафіксувати свою підвіску в замку поглиненого положення. На початку процесу поглинання відкривається велике крило, а в кінці ніша передньої опори закривається великим і малим крилом. В кінці поглинання колеса передньої опори гальмуються смугами гальмівного пристрою колеса [25].

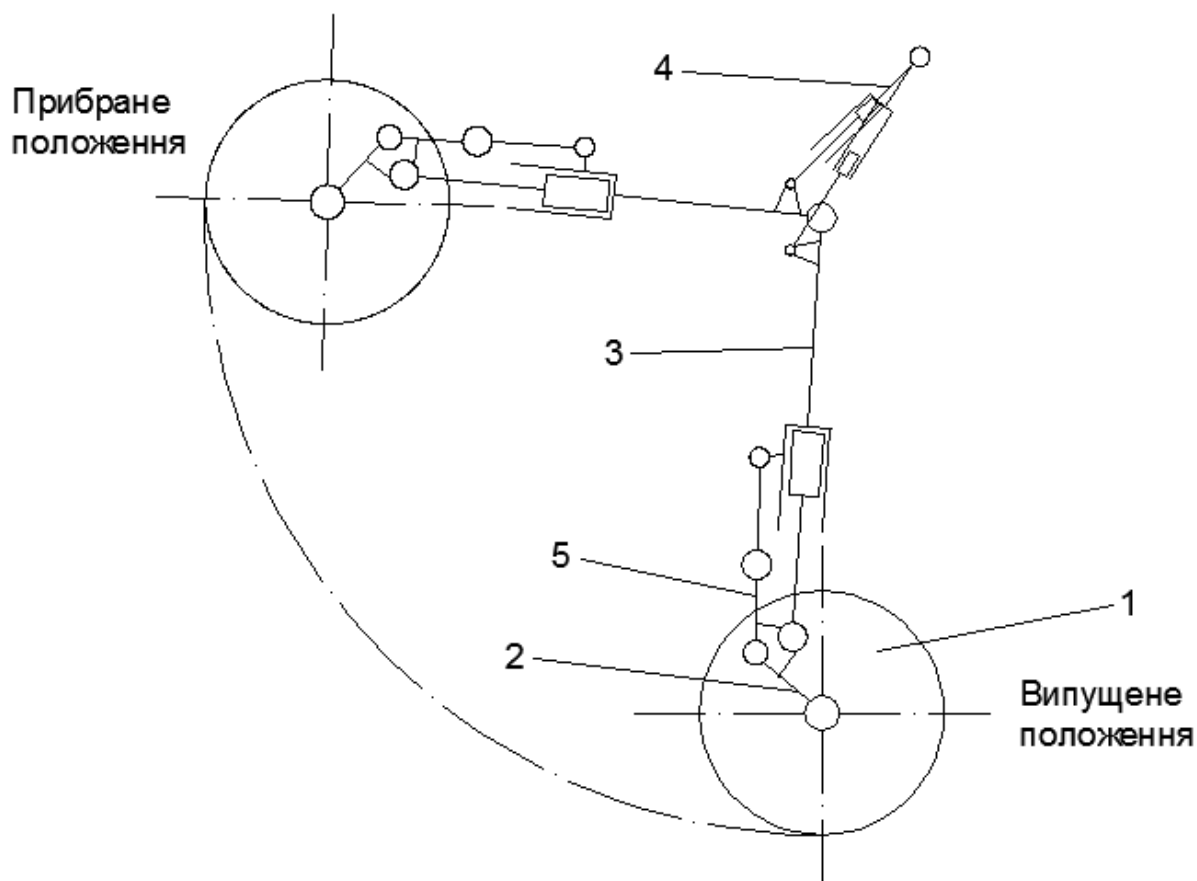


Рис. 1.4. Принципова схема передньої опори шасі

1.4.1. Система механічного випуску передньої опори шасі.

Основна опора шасі. Механізм вбирання-випуску

Система механічного випуску ПОШ призначена для випуску передньої опори у випадку відмови гідросистеми №2 шляхом механічного відкриття замка ввбраного положення стійки. Стійка випускається і стає на замок випущеного положення під дією особистої маси та набігаючого потоку. Ця система включає в себе рукоятку з написом «ТЯНУТЬ ВВЕРХ», встановлену на боковій панелі центрального пульта під трафаретом «АВАР ВИПУСК НОСОВОГО ШАССИ», і привод що з'єднує її з важілем замка ввбраного положення. Для виконання механічного випуску ПОШ необхідно витягнути рукоятку вгору. При цьому качалка через тягу діє на важіль, який, повертаючись, відкриває замок. Після зняття зусилля з рукоятки пружина повертає систему в попереднє положення [25].

Механізм вбирання-випуску основних опор є складовою частиною системи вбирання-випуску шасі і дозволяє виконувати вбирання, випуск та фіксацію стійок

основних опор шасі. До складу механізму ВВ кожної основної опори входить замок прибраного положення з циліндром, гідроциліндр вбирання-випуску стійки, розпір з циліндром, а також механізм відкриття замків та привод резервного випуску ООШ.

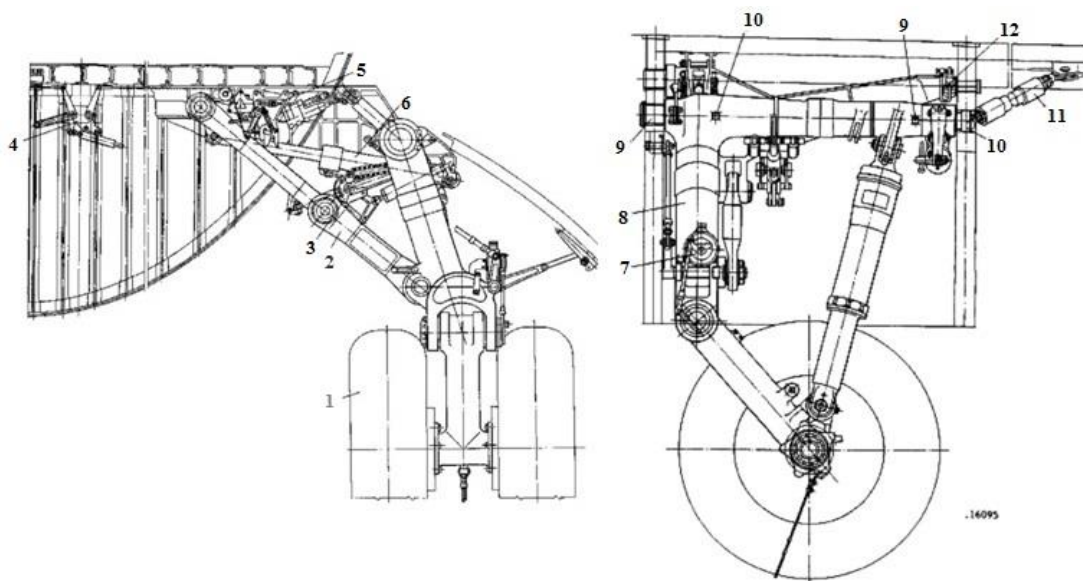


Рис. 1.5. Основна опора шасі:

1 – колесо тормозне КТ-263; 2 – складаний підкіс; 3 – розпір; 4 – механізм керування замками; 5 – замок прибраного положення; 6 – гідроциліндр прибирання-випускання стійки; 7 – блок мікровимикачів; 8 – стійка; 9 – цапфа; 10 – болт; 11 – розкіс; 12 – привод резервного випуску [25].

У основному режимі, коли застосовується тиск рідини, циліндри відкривають замки поглиненого положення, а гідроциліндри звільняють стійки. У звільненому положенні стійок стійки повністю випрямлені і закріплені розпірками. Підтяжка використовується для фіксації стійки у звільненому положенні. Під час запобіжного випуску тиск рідини подається в гідроциліндр блокувального механізму. [25]



Рис. 1.6. Тривимірний модель основної опори шасі

Стержень гідроциліндра діє на коромисла механізму, які з'єднані тросами з коромислами замків поглиненого положення. Замки відкриваються, звільняючи стійки. Одночасно тиск рідини подається в гідроциліндр приводу аварійного вивільнення ООС, який штовхає опору, складену у вертикальне положення. Коли тиск рідини подається на циліндр, два дзвони стійки і стійки порушуються. Це гідроабсорбуюча рама для блокування її підвіски в заблокованому положенні [25].

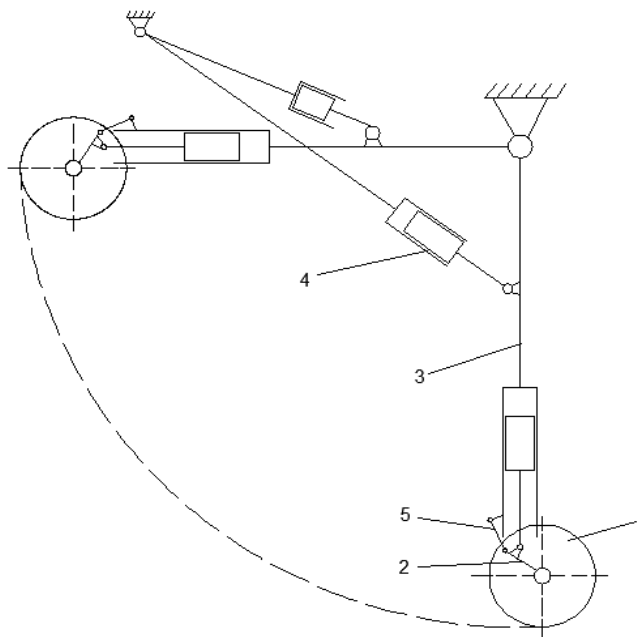


Рис. 1.7. Принципова схема основної опори шасі

Маси складальних одиниць стійки ООШ:

- підкіс – 18.6 (кг);
- важіль з віссю – 70.7 (кг);
- траверса – 85.4 (кг);
- амортизатор – 28.1 (кг);
- маса силового циліндру – 7.2 (кг);
- маса колеса – 150.0 (кг) [25].

1.4.2. Розрахунок основних параметрів та компоновання шасі

Літаки з шасі з передньою опорою внаслідок дії поперечних сил на колеса основних опор під час переміщення стійки до зльоту та пробігу. Передні опорні колеса повинні бути вільно вирівняні, тобто обертатися навколо вертикальної осі, яка знаходиться в площині симетрії літака. Як результат, під дією сил, коли літак знаходиться під кутом β ; обертається, передня опора не має сили тертя R_t , оскільки колесо вільно вирівняне за напрямком руху, а сила тертя R_t , що виникає на основних опорах щодо СМ літака, генерує стабілізуючий момент, який розраховується за наступним рівнянням: $M_{st} = R_{t.o.} \times e \times \sin \beta$.

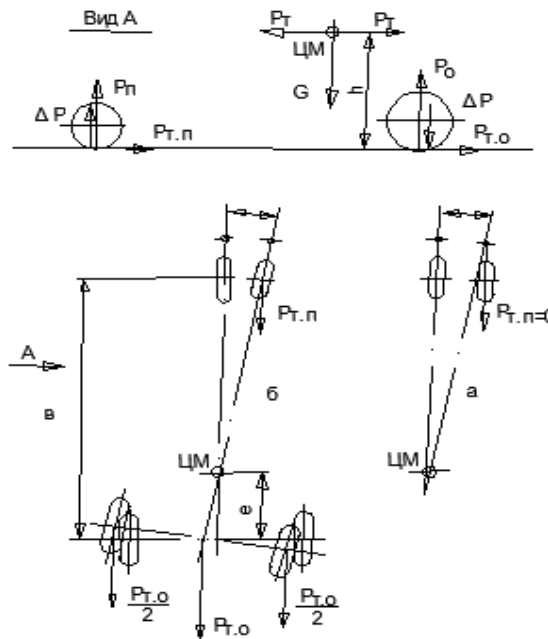


Рис. 1.8. Схема для визначення стійкості руху літака по ЗПС

Розміщення передньої опори перед СМ літака дозволяє використовувати реактивні двигуни [25].

Основними геометричними параметрами шасі з передньою опорою є:

b - основа шасі (відстань між осями коліс у вигляді однієї сторони). Якщо база не велика (дорівнює або менше $L_f / 4$), літак буде мати значні коливання у вертикальній площині при русі, завдаючи дискомфорт пілотам та пасажирам. $b = (0,3 \dots 0,4) L_f$, де L_f - довжина стовбура;

B - Рейка шасі (відстань між точками контакту підлоги передніх основних опор. Рейка залежить від висоти СМ літака, і якщо рейка не відповідає цій висоті, сила, створювана силою тяжіння щодо лінії 1-2 більша за момент, коли утворюються сили тертя.

$$Gc \geq P_t \times h_{ш}, c \geq \mu b \times h_{ш},$$

де P_t - сила тертя під час ковзання літака вбік; μb - коефіцієнт бокового тертя, який приймається рівним 0,85 [25].

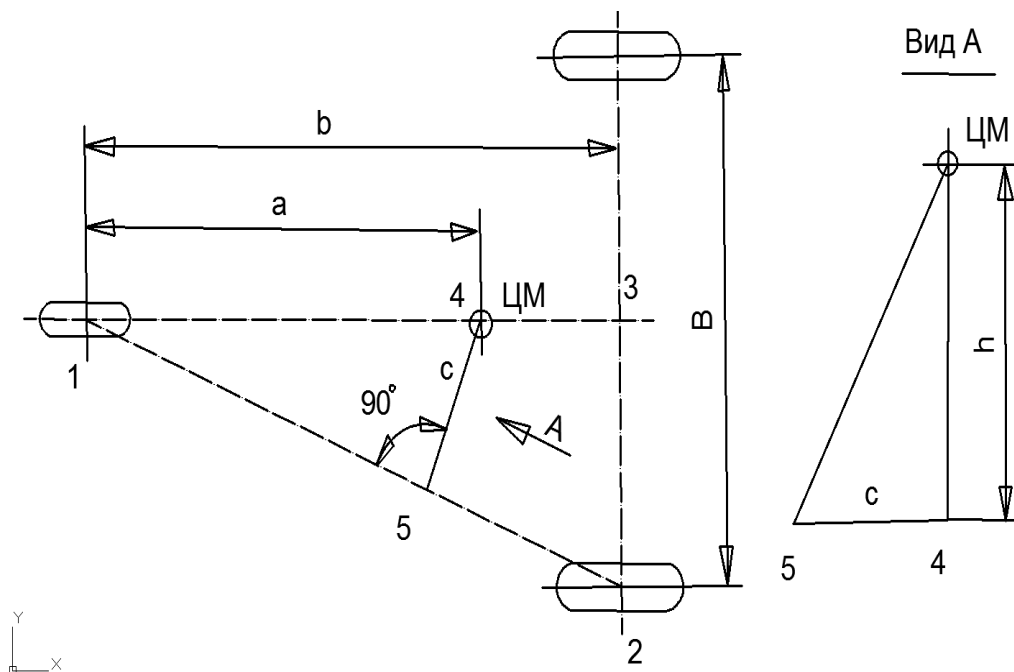


Рис 1.9. Схема для визначення мінімальної колії

Відстань між передньою та однією із основних опор (по прямій 1-2) дорівнює $\sqrt{b^2 + B^2/4}$. Значення c знаходимо із подібності трикутників 1-4-5 та 1-3-2:

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

Підставивши значення c у нерівність, після перетворень визначимо колію шасі:

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

e – відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, та віссю колеса основної опори. $e = (0,15 \dots 0,2) \times L_{\text{сах}}$, де $L_{\text{сах}}$ – середня аеродинамічна хорда крила, $e = (0,06 \dots 0,12) \times b$;

α – відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, та віссю переднього колеса. Значення α вибирають так, що під час стоянки літака сила ваги, яка діє на передню опору була не більшою 6...12% від сили ваги літака. $\alpha = (0,94 \dots 0,88) \times b$. При малому навантаженні на передню опору погіршується керованість літака при рулюванні;

γ_0 – кут виносу основних опор. Цей кут не дозволяє літакам при посадці перевалюватися на хвостову частину фюзеляжу. $\gamma_0 = \varphi + (1 \dots 2)$;

φ – кут перевертання (кут дотику хвостової частини фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні ЗПС. $\varphi = 10 \dots 18^\circ$;

ψ – кут стоянки (кут між горизонтальною віссю фюзеляжу та поверхнею ЗПС. Значення кута стоянки приймають рівним $0 \dots 4^\circ$. Оптимальне значення цього кута відповідає мінімуму лобового опору літака під час пробігу, що забезпечує мінімальну довжину розбігу. Під час пробігу кут стоянки зменшується, так як гальмівні сили довантажують передню опору та розвантажують основні опори. Якщо кут стоянки при цьому стає від'ємним, дистанція пробігу зменшується. [25]

$h_{\text{ш}}$ – висота шасі. Визначають з умов забезпечення мінімальної відстані між поверхнею ЗПС та конструкцією літака: фюзеляжем, крилом, двигунами

гвинтами, підфюзеляжними гребенями і т.п. – при окремому та одночасному обтисненні пневматиків та амортизаторів, що встановлені на основних та передній опорах. Цю відстань необхідно визначати також при посадці з креном.

Параметри шасі обраховуються при необжатих колесах та амортизаторах. Положення ЦМ літака вибирають максимально заднє, можливе для зльоту або посадки. [25]

Навантаження від повітряних сил:

Визначаємо аеродинамічну складову на штоці циліндра:

- 1) Максимальна швидкість польоту літака, при якій є можливим випуск і вбирання шасі $V_{lo}=330$ км/год;
- 2) Максимальна швидкість польоту літака з випущеним шасі $V_{le}=370$ км/год;
- 3) Максимальна експлуатаційна швидкість польоту літака $V_{mo}=550$ км/год;
- 4) Аеродинамічні навантаження, що діє на стулки передньої опори площею $S_{ств}=0.507$ м² і 0.195 м² знаходимо за наступною формулою:

$$P_{п}=C_{п} \times q \times S_{ств}, \text{ де}$$

$C_{п}$ - власний коефіцієнт аеродинамічного навантаження, що діє на стулки ПОШ, віднесений до площі ступок шасі; q – швидкісний напір. [25]

Таблиця 1.2

Дані ходу штоку гідроцилінда, та зусиль, які діють на нього для ПОШ [25]

	0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°	93°
$M_{мас} = n_{\phi} \cdot (M_{рол} + M_{ст}), n_{\phi} = 1.1, \text{ кгс} \times \text{м}$	10	33	55	76	94	109	117	122	134	134	134
$M_{аер.ст}$	110	101	92	84	76	70	58	30	12	0	0
$\Sigma M_{мас} + M_{аер.ст}$	120	134	147	160	170	179	180	160	146	134	134
$M_{тер}(\text{від } \Sigma M_{мас} + M_{аер.ст}), k_{тер}=0.1, M_{тер}=0.1(M_{мас} + M_{аер.ст})$	12	13	15	16	17	18	18	16	15	13	13
$\Sigma(M_{мас} + M_{аер.ст} + M_{тер})$	133	147	162	176	187	197	198	176	161	148	147
$M_{аер.вел.ст}$	-190	-152	-115	-50	0	3	40	80	110	170	210

$M_{\text{тер.вел.ст}}(M_{\text{аер.вел.ст}} \times 0.1)$	-19	-15.2	11.5	5	0	0.3	4	8	11	17	21
$\Sigma(M_{\text{аер.вел.ст}} + M_{\text{тер.вел.ст}})$	-209	-169.2	-126.6	-55	0	3.3	44	88	121	187	231
$M_{\text{аер.мал ст}}$	6	12	25	30	32	32	32	32	30	25	24
$M_{\text{тер мал ст}}$	0.6	1.2	2.5	3	3.2	3.2	3.2	3.2	3	2.5	2.4
$\Sigma(M_{\text{аер.мал ст}} + M_{\text{тер.мал ст}})$	6.6	13	28	33	35	35	35	35	33	28	26
$M_{\text{замка}}$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	$20 \times 0.38 = 7.6$
$\Sigma M_{\text{навколо вісі оберт ст}}$	-71	-7	63	154	222	236	277	299	315	362	405
$\Sigma M_{\text{навколо вісі оберт ст}} + \Sigma M_{\text{замка}}$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	412
$h_{\text{силового цил, М}}$	0.05	0.06	0.08	0.09	0.09	0.10	0.10	0.11	0.10	0.11	0.09
$P_{\text{цил}} = \Sigma M_{\text{навколо вісі оберт ст}} / h_{\text{цил}}$	-1386	-105	825	1789	2354	2332	2662	2847	3119	3815	4434

Таблиця 1.3

Дані ходу штоку гідроциліндра, та зусиль, які діють на нього для ПОШ [25]

Кут вбирання стійки, град.	Довжина гідроциліндра L_c , мм	Хід штока циліндра S , мм	Зусилля на штоці P , кгс	Потрібний тиск P , кгс/см ²
0°	519	0	-1386	-
10°	505	14	-106	21
20°	493	26	825	49
30°	478	41	1789	87
40°	462	57	2354	102
50°	445	74	2332	98
60°	427	92	2662	107
70°	409	110	2847	120
80°	390	129	3119	129
90°	376	143	3815	162
93°	373	146	4434	186

Таблиця 1.4

Розраховані дані моментів та зусиль, що діють на ООШ [25]

	0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°
$M_{\text{мас}} = n_{\text{э}} \cdot (M_{\text{кол}} + M_{\text{ст}})$, $n_{\text{э}} = 1$, кгс*м	-137	-43	-43	6	56	104	150	192	234	246
$M_{\text{аер.ст}}$, кгс*м	397	451	489	525	563	566	526	476	413	415
$\Sigma M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}}$, кгс*м	-256	-76	-84	18	132	235	346	446	545	573
$M_{\text{зам}}$, кгс*м										25
$M_{\text{тер}}(\text{от}$ $\Sigma M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}})$, $k_{\text{тер}} = 0.1$, $M_{\text{тер}} = 0.1(M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}})$ кгс*м	57	55	51	58	75	83	99	110	117	123
$\Sigma M_{\text{навколо вісі оберт ст}}$	318	463	497	589	695	753	774	778	765	809
$h_{\text{силового цил}}$, м	0,12	0,15	0,17	0,19	0,22	0,23	0,23	0,24	0,23	0,22
$R_{\text{цил}} = \Sigma (M_{\text{мас}} + M_{\text{тер}})$ / $h_{\text{цил}}$	-994	-227	-237	63	358	578	845	1089	1343	1487
$R_{\text{цил.аер}} = \Sigma M_{\text{навколо вісі}}$ оберт.ст./ $h_{\text{цил}}$ кгс	2653	3175	2936	3075	3278	3353	3320	3276	32856	36746

Таблиця 1.5

Дані ходу штоку гідроцилінда, та зусиль, які діють на нього для ООШ [25]

Кут вбирання стійки, град.	Довжина ГЦ Лц, мм	Хід штока циліндра S, мм	Зусилля на штоці P, кгс	Потрібний тиск P, кгс/см ²
0°	878	0	2653	130
10°	856	23	3176	153
20°	827	51	2936	142
30°	795	83	3075	149
40°	760	118	3278	160
50°	722	156	3353	162
60°	682	196	3320	160
70°	641	238	3276	159
80°	599	279	3285	159
90°	559	319	3674	177

1.4.3. Привід резервного випуску основної опори шасі.

Механічний випуск основної опори шасі

Привід резервного випуску служить для дожима підкоса, що складається в процесі випуску основних опор від резервної насосної станції. Кожна основна опора має свій привід. Привід резервного випуску кріпиться до кронштейну на стелі ніші основних опор і з'єднаний з качалкою підкоса, що складається. Привід резервного випуску складається з гідроциліндра, гідравлічного шарніра і трубопроводу. Гідроциліндр складається з корпусу, на який звернені кришка і штока. В процесі резервного випуску робочої рідини з лінії нагнітання резервної насосної станції через гідравлічний шарнір, трубопровід і перехідник потрапляє в порожнину гідроциліндра і виштовхує шток. При цьому вусики затиску виходять з канавки кришки, розриваючи дрiт, шток повертає качалку, яка впирається в гайку кріплення гідроциліндра вбирання-випуску і дотискує підкоси, що складається в випрямлена положення. Після випуску опор і відключення резервної насосної станції вихідне положення гідроциліндра відновлюється вручну, перемістивши шток в втягнуто положення до упору і, після заходу вусиків затиску в канавку кришки, зтягнувши затиск дротом і запломбувавши його [25].

Стійка випускається і стає на замок випущеного положення під дією власної ваги і дії аеродинамічних сил, що діють на ступки. Система включає в себе рукоятку з написом «ТЯГНУТИ ВГОРУ», встановлену на підлозі кабіни екіпажу у правого пульта під трафаретом «АВАРІЙНИЙ ВИПУСК ОСНОВНИХ ШАССІ», і тросову проводку, яка з'єднує рукоятку з механізмом відкриття замків. Трос з'єднаний з рукояткою протягнуть вздовж правого борта до шпангоута №25, на якому встановлений ролик, повертає трос до скалки. Трос перекидається через ролик на кінці качалки і закріплюється на стінці монорельса. До качалки кріпиться трос, який проходить через гермовід на шпангоуті №25. Ролик направляють трос до качалки механізму відкриття замків. Для виконання механічного випуску стійок основних опор необхідно витягти рукоятку вгору. Зусилля через тросову проводку передається через качалку, яка валиком натискає на упир. При цьому повертаються качалки, з'єднані тросами з гойдалками замків ввібрана положення. Замки відкриваються.

Стійка основної опори шасі типу важеля, складається з траверси, амортизатора і гарчала з віссю коліс. Траверса, важіль і амортизатор шарнірно з'єднані між собою і створюють замкнуту конструкцію. Стійка навіщується за допомогою цапф, які фіксуються від проворота в гніздах траверси болтами. У цапфу вставлений розкіс стійки. Обороти стійки в вузлах навішування забезпечується обоймами. Для змащення обойми в болті встановлена прес-масльонка. Мастило в обойму потрапляє через отвори в болті і вкладиші, встановлений в цапфі. Траверса являє собою порожнистий конструкцію, Нижня частина траверси виконана у вигляді великої вушка для кріплення гарчала. У середній частині траверси є прилив для кріплення підкоса, що складається. У припливі встановлено прес-масльонку для змащення підшипника нижньої ланки підкоса. У верхній частині траверси є вушка для кріплення распора, фіксатора, приводу стулок, а також гарчав для кріплення гідроциліндра вбирання-випуску стійки. Амортизатор кріпиться до вушка траверси за допомогою болта. У поздовжньому напрямку болт зафіксовано гайкою. Рухливість амортизатора забезпечується сферичним підшипником. Для змащення обойми і кульки підшипника в вусі траверси стійки встановлені прес-масльонку. Для захисту з'єднання від бруду і вологи встановлено ущільнення. Важіль кріпиться до траверсі за допомогою порожнистої осі. Ось фіксується від проворота болтом, який встановлений у втулці. Рухливість гарчала забезпечується бронзовими втулками. Для змащення втулок в вушка траверси встановлені прес-масльонки. У поздовжньому напрямку вісь фіксується гайкою, яка контрується стопором [25].

1.4.4. Керування вбиранням-випусканням опор шасі

Командними органами управління вбиранням-випуском є гідророзподільники. Кожна мережа має три керуючих гидрораспределителя KE94-2. Управління гідророзподільник виконується з кабіни екіпажу перемикачем вбирання-випуску шасі. Електросистема забезпечує дистанційне керування електророзподільниками, сигналізацію положення опор і блокування управління вбиранням при обтиснутих амортизаторах. [25]

У разі відмови маршового двигуна №2 для забезпечення заданого часу вбирання основних опор передбачено автоматичне включення резервної насосної станції НС140-2Н.

На землі при обтиснутих амортизаторах основних опор електроланцюг вбирання шасі розірваний мікровимикачем блоку мікровимикачів, встановлений на лівій основній опорі. Колеса основних опор в процесі всмоктування загальмовуються. Інформація про стан системи вбирання-випуску шасі передається в СУОС, БСТО, БУР.

СУОСО, на основі отриманої інформації і встановлених програм функціонування реалізує:

- формування ознак для кадру «КОНФ» і видання сигнальної інформації на екрани КСЭИС;
- виведення інформації про відмови в БСТО;
- виведення інформації про систему БУР [25].

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

Розрахунок механізму вбирання і випуску виконується за кінематичною схемою (рис. 1.10).

Параметри механізму вбирання і випуску визначають по залежності (рис. 1.11)

$$P = f(S),$$

де P – сила, що потрібна для вбирання чи випуску шасі; S – хід механізму. [25]

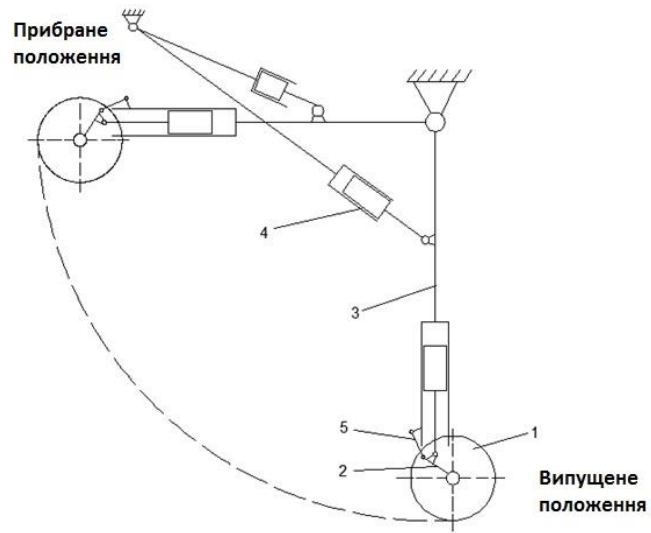
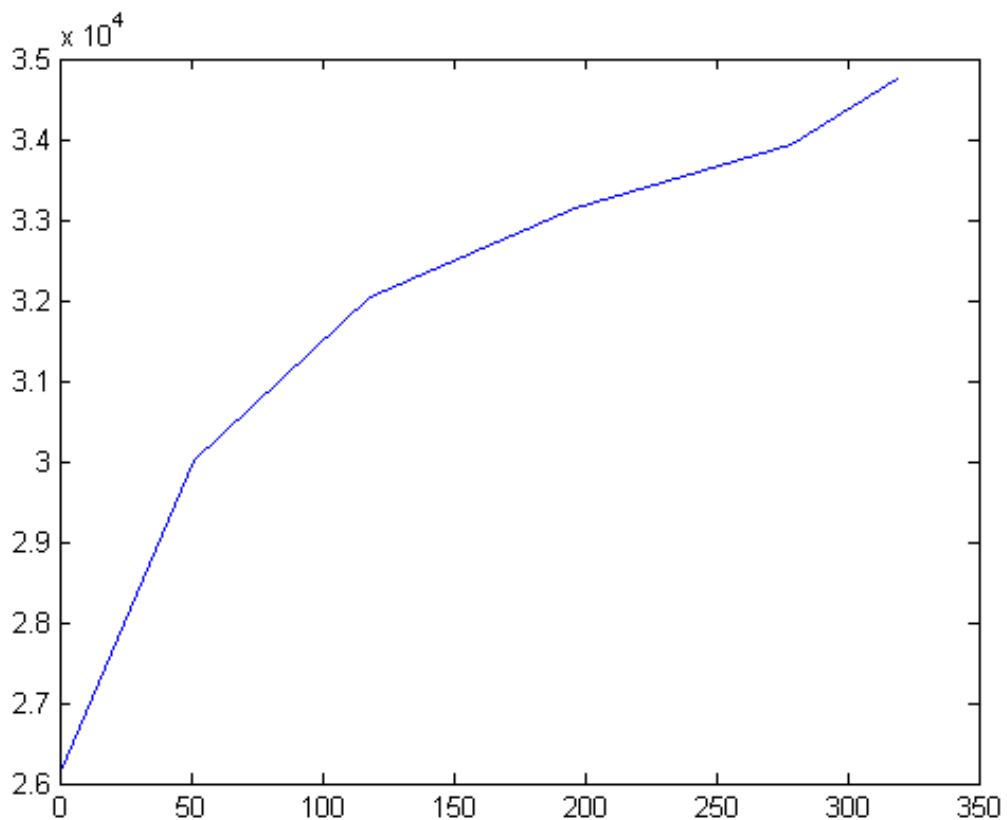


Рис. 1.10. Принципова схема основної опори шасі

S, (мм)



P, (H)

Рис. 1.11. Графік залежності потрібного зусилля циліндра вбирання-випуску основної опори шасі від ходу штока на втягування (вбирання стійки) [25].

Якщо побудувати залежність ваги елементів шасі (коліс, амортизаторів тощо), вони збільшуються відповідно до експлуатаційного перевантаження, а аеродинамічні сили визначаються на швидкості, з якою має закінчитися поглинання шасі (відповідно швидкості, з якою шасі починає розширюватися).

У прототипі літака джерелами енергії, що забезпечують вбирання та випуск шасі, є гідравлічна система, а механізмами вбирання - силові гідроциліндри [25].

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

Для гідроциліндра з однобічним виходом штоку, який навантажено зусиллям, що спрямоване на втягування штока, площа кільцевої порожнини буде визначатися по наступній формулі:

$$F = P / p_{\text{нагн}},$$

де $p_{\text{нагн}}$ – тиск робочої рідини на вході в порожнину циліндра (приймається на 20-30 кгс/см² менше ніж тиск у системі).

Зусилля на штоці циліндра знаходиться за формулою:

$$M_{\text{мас}} + M_{\text{аер}} \pm M_{\text{тер}} + M_{\text{зам}} = M_{\text{ц}}, \quad (1.1)$$

Масовий момент вираховується як сума масових моментів стійки та колеса разом з віссю, а також включає масовий момент від стулок :

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

Момент аеродинамічних сил включає в себе аеродинамічні моменти від стійки та малих і великих стулок.

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

Момент від сил тертя має напрямок проти обертання стійки шасі, тому він знаходиться як доля від сумарного моменту:

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

$$M_{\text{тер}} = 0.1 \times (M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}}), \quad (1.4)$$

Момент сили в замку ввібраного положення стійки шасі:

$$M_{\text{зам}} = P_{\text{зам вбир}} \times h_{\text{зам вбир}}, \quad (1.5)$$

Необхідне зусилля на штоці циліндра вбирання-випуску стійки шасі:

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

Маси складальних одиниць стійки ООШ:

- підкіс – 18.6 (кг);
- важіль з віссю – 70.7 (кг);
- траверса – 85.4 (кг);
- амортизатор – 28.1 (кг);
- маса силового циліндру – 7.2 (кг);
- маса колеса – 150.0 (кг).

Результати розрахунків наведені у таблицях 1.6 , 1.7 [25].

Розраховані дані моментів та зусиль, що діють на ООШ [25]

Таблиця 1.6

	$M_{мас}$ Н*м	$M_{аер.ст}$ Н*м	$\Sigma M_{мас+M_{аер.ст}}$ Н*м	$M_{зам}$ Н*м	$M_{тер}$ Н*м	$\Sigma M_{навколо\ вісі\ оберт\ ст.}$ Н*м	$h_{сил.\ цил, м}$	$P_{цил}$ Н	$P_{цил.аер}$ Н
0°	-1340	3898	2558		256	3121	0,12	9747	26119
20°	-423	4796	4373		437	4876	0,16	2324	31202
40°	551	5524	6076		608	6814	0,21	3503	32342
60°	1468	5155	6623		662	7590	0,23	8191	33435
80°	2299	4053	6352		635	7700	0,23	12976	33626
90°	2408	4074	6482	25	648	7929	0,22	14483	34746

Дані ходу штоку гідроциліндра, та зусиль, які діють на нього для ООШ [25]

Таблиця 1.7

Кут вбирання стійки, град.	Довжина ГЦ Lц, мм	Хід штока циліндра S, мм	Зусилля на штоці P, Н	Потрібний тиск p, МПа
0°	879	0	26118	13
20°	827	51	3121	14
40°	761	118	32342	16
60°	682	196	33435	16
80°	600	279	33626	16
90°	559	319	34746	17

1.5.2. Гідравлічний розрахунок гідросистеми вбирання-випуску шасі

Гідравлічний розрахунок гідросистеми вбирання-випуску шасі виконується у наступній послідовності за розрахунковою схемою (рис. 1.10):

1. Визначити потрібну подачу і приводну потужність насоса 2;
2. Визначити діаметри силових циліндрів ζ_1 , ζ_2 , ζ_3 ;
3. Визначити діаметри трубопроводів [25].

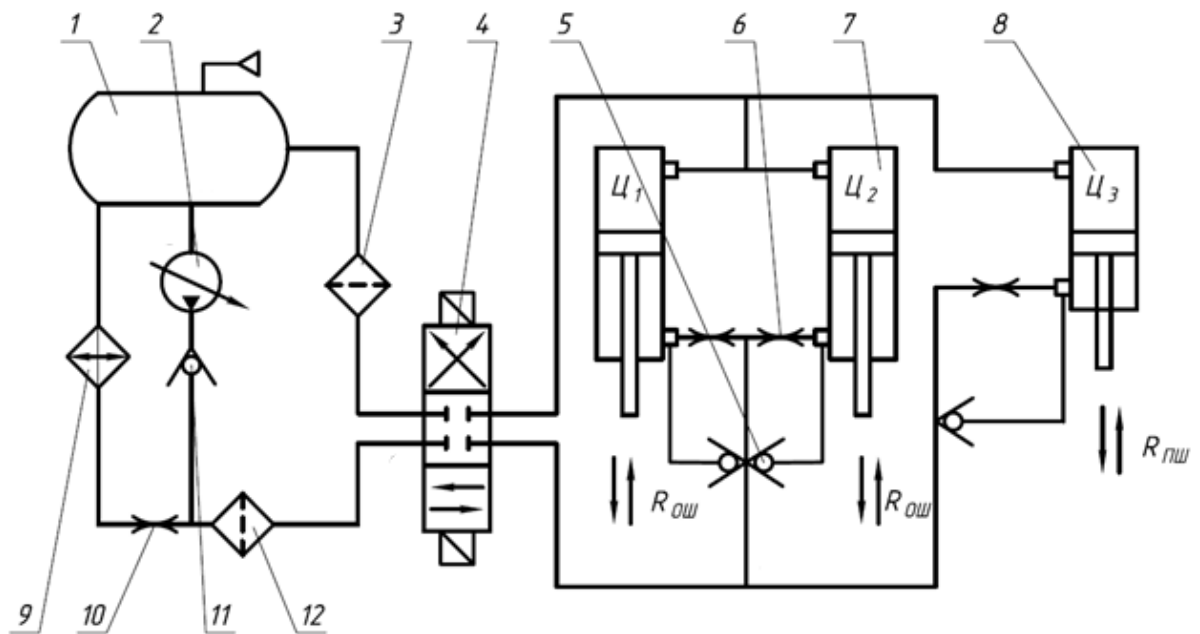


Рис. 1.12. Розрахункова схема гідросистеми прибирання-випускання шасі літака:

1-бак; 2-насос; 3-фільтр; 4-електрогідравлічний кран; 5-зворотній клапан; 6-дросельний пакет; 7-циліндр основної опори шасі; 8-циліндр передньої опори шасі; 9-фільтр; 10-пакет дросельних шайб холостого ходу насоса; 11-зворотній клапан; 12-фільтр.

Визначення характеристик силових циліндрів

Площа поршня силового циліндра передньої і основної опори шасі (шток, який тягне на вбирання) [25].

$$F_{п.п0ш} = 42781.8 / 21 \times 10^6 = 20.38 \times 10^{-4} (\text{M}^2);$$

$$F_{п.о0ш} = 34745.94 / 21 \times 10^6 = 17.34 \times 10^{-4} (\text{M}^2).$$

Визначимо основні параметри силового гідроциліндру ПОШ і ООШ.

Знаходимо ефективну площу поршня за наступною формулою:

$$F_{эфф. п0ш} = \pi/4 \times (D^2 - d^2) = F_{п.п0ш}, \text{ звідки (приймаємо } d = 0.5 \times D)$$

$$\pi/4 \times (D^2 - 0.25 \times D^2) = 20.38 \times 10^{-4} (\text{M}^2);$$

$$\pi/4 \times 3/4 \times D^2 = 20.38 \times 10^{-4} \Rightarrow 3/16 \times \pi \times D^2 = 20.38 \times 10^{-4} (\text{M}^2);$$

$$\Rightarrow D = (20.37 \times 10^{-4} \times 16 / (3 \times \pi))^{1/2} = 5.89 \times 10^{-2} (\text{M});$$

$$F_{эфф. о0ш} = \pi/4 \times (D^2 - d^2) = F_{п.о0ш}, \text{ звідки}$$

$$\pi/4 \times (D^2 - 0.25 \times D^2) = 17.33 \times 10^{-4} (\text{M}^2);$$

$$\pi/4 \times 3/4 \times D^2 = 17.33 \Rightarrow 3/16 \times \pi \times D^2 = 17.34 \times 10^{-4} (\text{M}^2);$$

$$\Rightarrow D = (17.33 \times 10^{-4} \times 16 / (3 \times \pi))^{1/2} = 5.42 \times 10^{-2} (\text{M}).$$

Із конструктивних розумінь приймаємо:

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

Знаходимо площі циліндра і штока, та визначаємо $F_{эфф.}$ (площу кільця):

Для передньої опори шасі:

$$F_{цил.} = \pi/4 \times 65^2 = 3316.65 \times 10^{-6} (\text{M}^2);$$

$$F_{шт} = \pi/4 \times 36^2 = 1017.4 \times 10^{-6} (\text{M}^2);$$

$$F_{эфф.} = (3316.65 - 1017.4) \times 10^{-6} = 2299.25 \times 10^{-6} (\text{M}^2).$$

Для основної опори шасі:

$$F_{цил.} = \pi/4 \times 65^2 = 3316.65 \times 10^{-6} (\text{M}^2);$$

$$F_{шт} = \pi/4 \times 40^2 = 1240 \times 10^{-6} (\text{M}^2);$$

$$F_{эфф.} = (3316.65 - 1240) \times 10^{-6} = 2077.65 \times 10^{-6} (\text{M}^2) [25].$$

Фактичне зусилля, яке здатен розвивати гідроциліндр вбирання-випуску шасі:

$$R_{\text{факт}} = R \times \eta_{\text{мех}},$$

де $\eta_{\text{мех}}$ - механічний ККД циліндра. ККД враховує втрати на тертя поршня в ущільненнях і штока. [25]

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

Приймаємо $\eta_{\text{мех}} = 0.96$, тоді

Для ПОШ:

$$R_{\text{ф1}} = (P \times F_{\text{цил}} - P \times F_{\text{эфф}}) \times \eta = (21 \times 10^6 \times (33.18 - 23)) \times 0.96 = \underline{19907.5 \text{ (Н)}}.$$

Для ООШ:

$$R_{\text{ф1}} = (P \times F_{\text{цил}} - P \times F_{\text{эфф}}) \times \eta = (21 \times 10^6 \times (33.18 - 20.78)) \times 0.96 = \underline{24261.65 \text{ (Н)}}.$$

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

$$S_{\text{осн}} = \underline{0.36 \text{ (м)}};$$

$$S_{\text{нос}} = \underline{0.16 \text{ (м)}}.$$

Розрахунок гідравлічних витрат в лініях вбирання та випуску шасі.

Знаходимо робочі об'єми силових гідроциліндрів, за наступною формулою:

$$W = F \times S:$$

$$W_{\text{осн}} = 2077.65 \times 10^{-6} \times 0.36 = 747.8 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{)};$$

$$W_{\text{нос}} = 2299.25 \times 10^{-6} \times 0.16 = 369 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{)}.$$

Кількість робочої рідини, яка необхідна для нормальної роботи гідроциліндрів:

$$W_{\text{ш}} = 2 \times W_{\text{осн}} + W_{\text{нос}} = 2 \times (747.8 + 369) \times 10^{-6} = 1864.6 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{)}.$$

Приймаємо, що час вбирання шасі рівний $\tau = 15$ сек:

$$Q_{\text{пер}} = W_{\text{пер}} / \tau = 369 \times 10^{-6} / 15 = 24.55 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{/сек)};$$

$$Q_{\text{осн}} = W_{\text{осн}} / \tau = 2 \times 747.8 \times 10^{-6} / 15 = 99.8 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{/сек)};$$

$$Q_{\text{ш}} = W_{\text{ш}} / \tau = 1864.6 \times 10^{-6} / 15 = 124.3 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{/сек)};$$

Потужність, яка потрібна для функціонування гідросистеми літака під час вбирання шасі, визначається як добуток подачі насосу на максимальний тиск подачі насосу:

$$N_{\text{оош}} = P_{\text{макс}} \times Q_{\text{ш}};$$
$$N_{\text{оош}} = 17.36 \times 10^6 \times 124.3 \times 10^{-6} = \underline{2.51 \text{ (кВт)}}.$$

Порівнюючи із потужністю гідросистеми, знаходимо:

$$N_{\text{гс}} = 21 \times 1.08 = \underline{22.58 \text{ (кВт)}} .$$

Із цього випливає, що потужність, яка потрібна для вбирання шасі літака, складає близько 10% від загальної потужності насосу.

Надлишкова потужність гідросистеми використовується для живлення інших споживачів системи літака [25].

Розрахунок трубопроводів.

Під час гідравлічного розрахунку трубопроводів необхідно визначити внутрішній діаметр d і втрату напору ΔP на робочій довжині L , що задаються з конструктивних розумінь. Внутрішній діаметр трубопроводу гідросистеми визначимо по витраті робочої рідини.

$$Q = \pi \times d^2 \times V_{\text{ж}} / 4,$$

де $V_{\text{ж}}$ – допустима швидкість плинину робочої рідини в трубопроводі;

d – внутрішній діаметр трубопроводу гідросистеми:

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

У загальній лінії нагнітання гідросистеми витрата робочої рідини складає 65 л/хв, що дорівнює $0.00108 \text{ м}^3 / \text{сек}$. Швидкість у лінії нагнітання приймемо $V_{\text{ж}} = 5 \text{ м/сек}$. [25]

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

$$d = (4 \times 0.00108 / (\pi \times 5))^{1/2} = 0.014 \text{ (м)},$$

приймаємо $\varnothing 16 \times 1.2 \text{ (мм)}$.

На систему керування літальним апаратом витрачається 22.5 л/хв, тоді

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

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

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

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

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

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

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

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

У загальній лінії зливу для передньої і основної опори шасі:

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

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

Перед входом робочої рідини у гідробак:

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

приймаємо $\varnothing 20 \times 1$ (мм) [25].

Розрахунок трубопроводів на міцність.

Робочий тиски робочої рідини всередині трубопроводів, у залежності від матеріалу, діаметру і товщини стінок труб приведені в таблицях: 1.8; 1.9 [25]

Таблиця 1.8

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 1.8 тиски робочої рідини $p_{\text{раб}}$ визначені при температурі + 20° С и знаходяться по формулі:

$$p_{\text{раб}} = p/n,$$

Де p – мінімальний тиск робочої рідини, що руйнує, МПа;

n – запас міцності, який дорівнює 3.15.

Мінімальний тиск робочої рідини, що руйнує, знаходимо так:

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

де d – внутрішній діаметр трубопроводу гідросистеми в м;

s – мінімальна товщина стінки трубопроводу в м.

Для матеріалу 12Х18Н10Т $[\sigma_y] = 549$ (МПа).

Ø 16x1.2.

$$p = 549 \times (0.0136/0.0012+1) / 0.5 \times ((0.0136/0.0012)^2 + 0.0136/0.0012 + 1) = 88.6 \text{ (МПа)};$$

$$P_{\text{раб}} = 88.6/3.15 = 28,1 \text{ (МПа)};$$

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

$$\sigma_h = 28.1 \times (0.016^2 + 0.0136^2) / (0.016^2 - 0.0136^2) = 174.85 \text{ (МПа)};$$

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

Ø 10x0.8

$$p = 549 \times (0.0084/0.0008+1) / 0.5 \times ((0.0084/0.0008)^2 + 0.0084/0.0008 + 1) = 103.75 \text{ (МПа)};$$

$$P_{\text{раб}} = 103.75/3.16 = 32.95 \text{ (МПа)};$$

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

$$\sigma_h = 32.95 \times (0.010^2 + 0.0084^2) / (0.01^2 - 0.0084^2) = 190.93 \text{ (МПа)};$$

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

Ø 8x0.6

$$p = 549 \times (0.0068/0.0006+1) / 0.5 \times ((0.0068/0.0006)^2 + 0.0068/0.0006 + 1) = 96.2 \text{ (МПа)};$$

$$P_{\text{раб}} = 96.2/3.16 = 30.6 \text{ (МПа)};$$

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

$$\sigma_h = 30.6 \times (0.008^2 + 0.0068^2) / (0.008^2 - 0.0068^2) = 189.26 \text{ (МПа)};$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується [25].

Таблиця 1.9

Зовнішній діаметр труб $D_{н}$, 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 (55)

Для матеріалу АМГ2М $\sigma_y = 216$ (МПа).

Ø 8x0.6

$$p = 216 \times (0.0068/0.0006+1)/0.5 \times ((0.0068/0.0006)^2 + 0.0068/0.0006+1) = 37.75 \text{ (МПа);}$$

$$p_{\text{раб}} = 37.75/3.15 = 11.96 \text{ (МПа);}$$

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

$$\sigma_h = 11.96 \times (0.008^2 + 0.0068^2) / (0.008^2 - 0.0068^2) = 74.23 \text{ (МПа);}$$

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

Ø 12x1

$$p = 216 \times (0.01/0.001+1)/0.5 \times ((0.01/0.001)^2 + 0.01/0.001+1) = 42.75 \text{ (МПа);}$$

$$p_{\text{раб}} = 42.75/3.15 = 13.53 \text{ (МПа);}$$

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

$$\sigma_h = 13.53 \times (0.012^2 + 0.01^2) / (0.012^2 - 0.01^2) = 75.02 \text{ (МПа);}$$

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

Ø 20x1

$$p = 216 \times (0.018/0.001+1)/0.5 \times ((0.018/0.001)^2 + 0.018/0.001+1) = 23.92 \text{ (МПа);}$$

$$p_{\text{раб}} = 23.92/3.15 = 7.84 \text{ (МПа);}$$

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

$$\sigma_h = 7.84 \times (0.02^2 + 0.018^2) / (0.02^2 - 0.018^2) = 74.72 \text{ (МПа);}$$

умова $\sigma_p < [\sigma_y]$ виконується. [25]

1.5.3. Розрахунок гідроциліндру основної стійки шасі

Матеріал гідроциліндру титановий сплав ВТ–22, $\sigma_y = 8,1 \cdot 10^8$ Па.

Гідроциліндр зображений на рис. 1.13

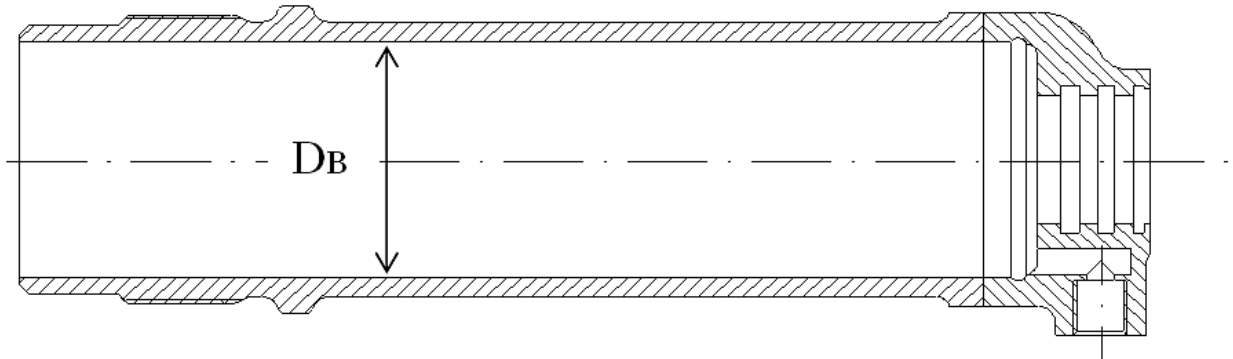


Рис. 1.13. Гідроциліндр основної стійки шасі.

Розрахунковий тиск:

$$p_p = P_{г.с.} \times f = (15 \cdot 10^6) \cdot 1,5 = 22,5 \cdot 10^6 \text{ Па};$$

де $f = 1,5$ – коефіцієнт безпеки. [25]

Напруження розриву стінки циліндра від сили тиску визначимо :

$$\sigma = \frac{P_p \times D_{в}}{2 \times S}$$

де p_p – розрахунковий тиск всередині гідроциліндра, $P_p = 22,5$ МПа;

$D_{в}$ – внутрішній діаметр, $= 0,062$ м;

S – мінімальна товщина стінки $S = 0,004$ м. [25]

$$\sigma = \frac{22,5 \cdot 10^6 \cdot 0,062}{2 \times 0,004} = 2,712 \cdot 10^8 \text{ Па}$$

$$\eta = \frac{8 \cdot 10^8}{2,712 \cdot 10^8} = 2,25 > 2$$

1.6. Висновки по конструкторській частині

У основному розділі при обробці параметричних характеристик системи вбирання-випуску шасі наводяться наступні кроки:

1. Електрогідромеханічна система вбирання-випуску шасі регіонального пасажирського літака розроблена та вивчена на відповідність вимогам АП-25.

2. Обґрунтовані та вибрані найбільш оптимальні параметри літака прототипу:

- вибрано схему шасі, що надає більшої стійкості при розбігу та пробігу;
- обрано принцип роботи механізму прибирання-випускання стійок.

Передня опора вбирається проти потоку в фюзеляж, основні – в під фюзеляжні ніши з віссю обертання паралельною поздовжній осі літака [25].

3. Розроблено наступні розрахунки:

- кінематичний розрахунок основної системи шасі;
- За допомогою методів розрахунку були визначені попередні значення параметрів електростанції, наприклад необхідний діаметр труб гідравлічного тиску та дренажних ліній системи шасі.

- Проведено розрахунок на міцність корпусу гідроциліндра основної опори шасі. За результатами розрахунків гідроциліндра було визначено коефіцієнт міцності циліндра, який становить 2,25 [25].

РОЗДІЛ 2

НАУКОВА 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 [25].

Об'єкт дослідження являє собою силовий привід системи шасі регіонального пасажирського літака вбирання стійок

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

Щоб досягти даної мети вирішуються такі завдання:

1. Вибір та обґрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування (пункти 1.5.1 та 1.5.2).
2. Обґрунтування розрахункової схеми системи вбирання шасі.
3. Розробка математичних моделей окремих гідроагрегатів та гідравлічних ліній.
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 на основі розроблених комп'ютерних моделей.

2.2. Розрахункова схема системи вбирання шасі.

Функціонування ділянки вбирання шасі (рис. 1.6) виконується наступним чином: при включенні загального розподільника та розподільника лінії поглинання тиск робочого середовища одночасно подається в гідроциліндр, який утворює розпирний пристрій охорони праці, а силовий циліндр переміщує стійку. Замки звільненого положення механічно закриваються переміщенням деталей стійкового

замку та пружинами. У замках втягнутого положення передньої опори забезпечується тиск робочого середовища на протилежну порожнину гідроциліндра регулятора замка для його примусового повернення у вихідне положення (за допомогою зворотної пружини). Гідроциліндри оснащені гальмівним пристроєм в кінці ходу для розміщення розпірок. Рідина зливається з гідроциліндрів через гідравлічні запірні клапани, відкриті штовхачами. Кожна стійка оснащена окремим гідроциліндром.

Функціональність лише однієї стійки моделюється з урахуванням симетрії секцій ООШ з точки зору структури, навантаження та параметрів конструкції. Гідравлічні замки представлені в живильній магістралі зворотним клапаном, а в напірній магістралі регульованим дроселем. Отвір дроселя управляється штовхачем, оснащеним потужним демпфером. [25]

2.3. Математичне моделювання окремих агрегатів та гідроліній.

Метою даної дипломної роботи є створення методу моделювання функціональності агрегатів та побудови витратних характеристик ділянок гідроліній вбирання стійок передньої і основний опор шасі для подальшого використання в комп'ютерне моделювання всієї гідравлічної системи [25].

Робота виконується на основі літературних джерел з використанням персонального комп'ютера в науково-технічному комп'ютерному середовищі, інтегрованому в MATLAB.

Дослідження проводять при розрахункових температурах: - мінус20; 20 і 50 ° С. Для опису процесів в окремих елементах та гідравлічних магістралях використовуються рівняння та припущення, що відображають основні характеристики гідравлічної системи [25].

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 K підставляємо в залежність

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

де Q – витрата в гідролініях системи.

Падіння тиску в трубах визначається по аналітичних залежностях окремо для ламінарного і турбулентного режиму течії рідини :

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

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

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:

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

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

Вихідні дані приведені в таблиці 2.1. [25].

Таблиця 2.1

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

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

1.	Клапан зворотний	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).						

1. **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

Продовження таблиці 2.1

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)*Продовження таблиці 2.1*

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.	Фільтр гідравлічний	QA08476	Ф9	1	1.75	80	0.175	13.33
3.	Трубопровід	Ø12x1, L=2.3 (м)						
4.	Трубопровід	Ø12x1, L=0.9 (м)						

В результаті розрахунку за допомогою програми MATLAB нижче приведені характеристики найбільш опірних ділянок ПОШ схеми вбирання шасі – рис.2.1; 2.2; 2.3. [25]

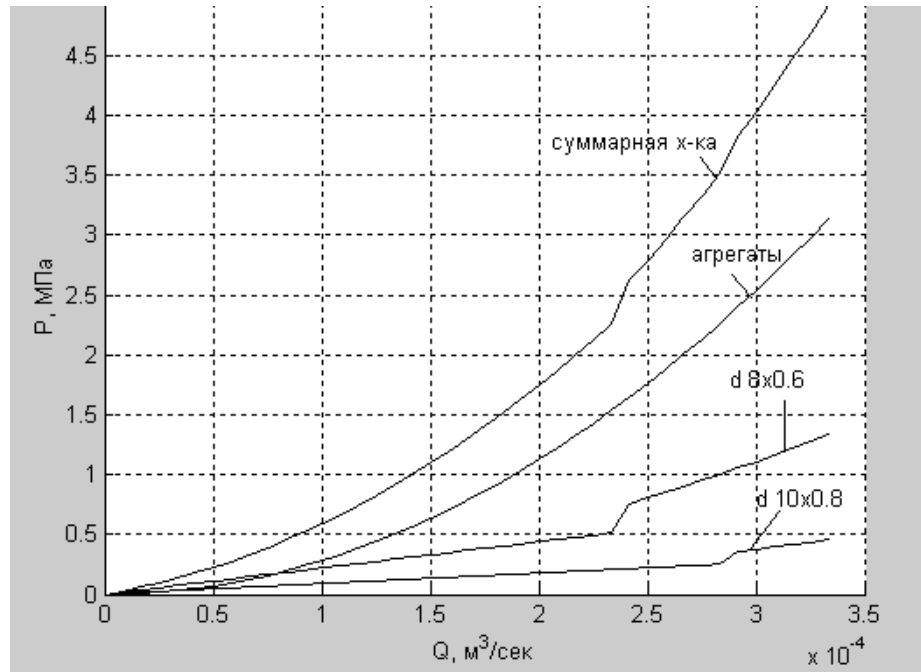


Рис. 2.1. Графік залежності $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = 20^\circ\text{C}$.

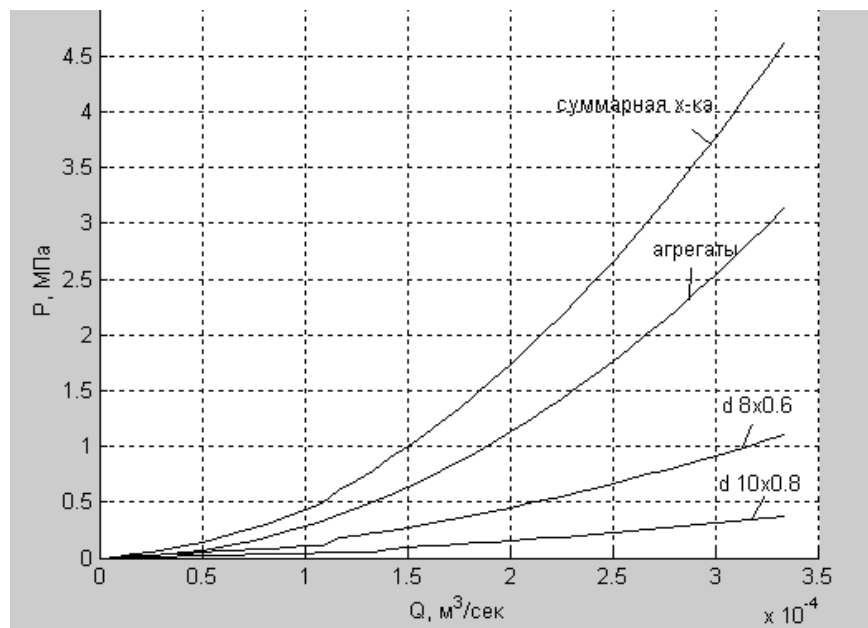


Рис. 2.2. Графік залежності $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = 50^\circ\text{C}$.

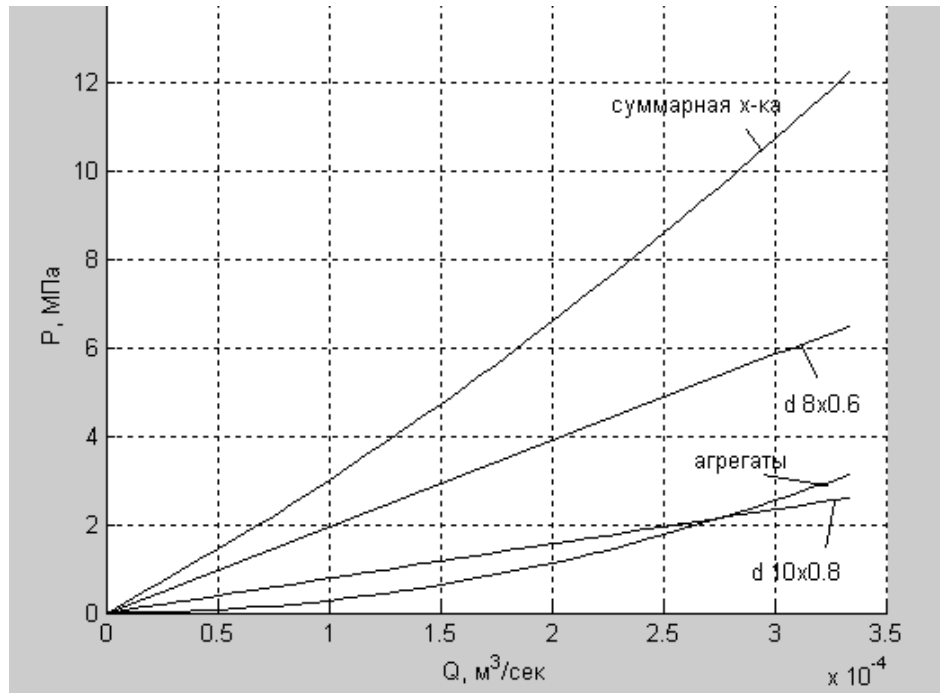


Рис. 2.3. Графік залежності $P = f(Q)$ лінії нагнітання ПОШ при $t = \text{мінус } 20^\circ\text{C}$

На рисунках використані такі позначення:

Q – витрата робочої рідини, $\text{м}^3/\text{сек}$;

P – втрата тиску на ділянці, МПа.

Цей розрахунок являє собою підмодельну систему, яка описує процеси в однакових елементах та лініях відповідно до заданої проектної схеми. Структура самої моделі дасть можливість її розробити шляхом введення нових елементів [25].

2.4. Рівняння руху системи та вихідні дані.

Модель приводного елемента описує рух і швидкість поршневих блоків, навантажених гідравлічними силами, і сили реакції елементів кожної стійки, представлені рівняннями (з використанням першого закону Ньютона).

$\varphi'' = M/J$ – кутове прискорення повороту стійки ($\text{рад}/\text{сек}^2$), де

M – сума діючих на стійку моментів щодо осі обертання при вбиранні ($\text{Н}\times\text{м}$);

J – момент інерції стійки щодо осі обертання ($\text{кг}\times\text{м}^2$).

Розглянемо діючі на стійку моменти (дані за п.п. 1.5.1):

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

Момент від сил ваги M_G (рис. 2.4, 2.5)

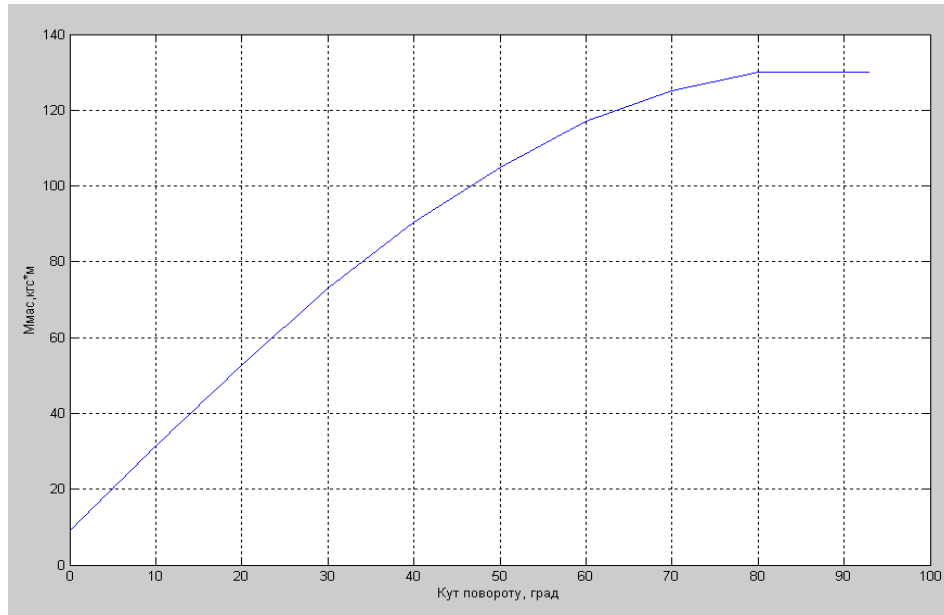


Рис. 2.4. Залежність масового моменту $M_{\text{мас}}$ від кута повороту ПОШ

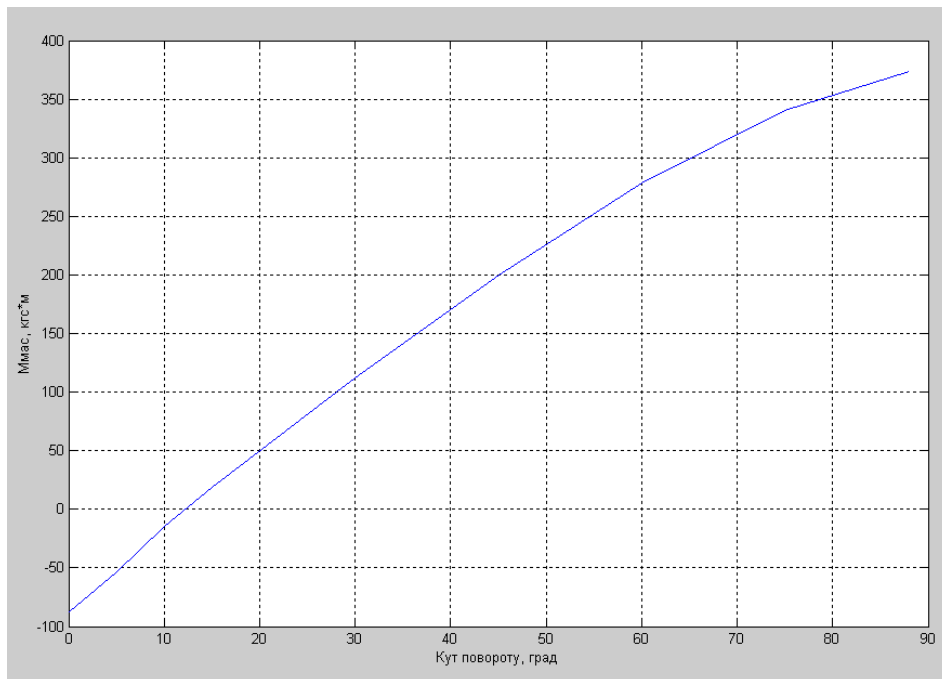


Рис. 2.5. Залежність масового моменту $M_{\text{мас}}$ від кута повороту ООШ

Момент від аеродинамічних сил M_A , діючих на стійку (рис. 2.6; 2.7)

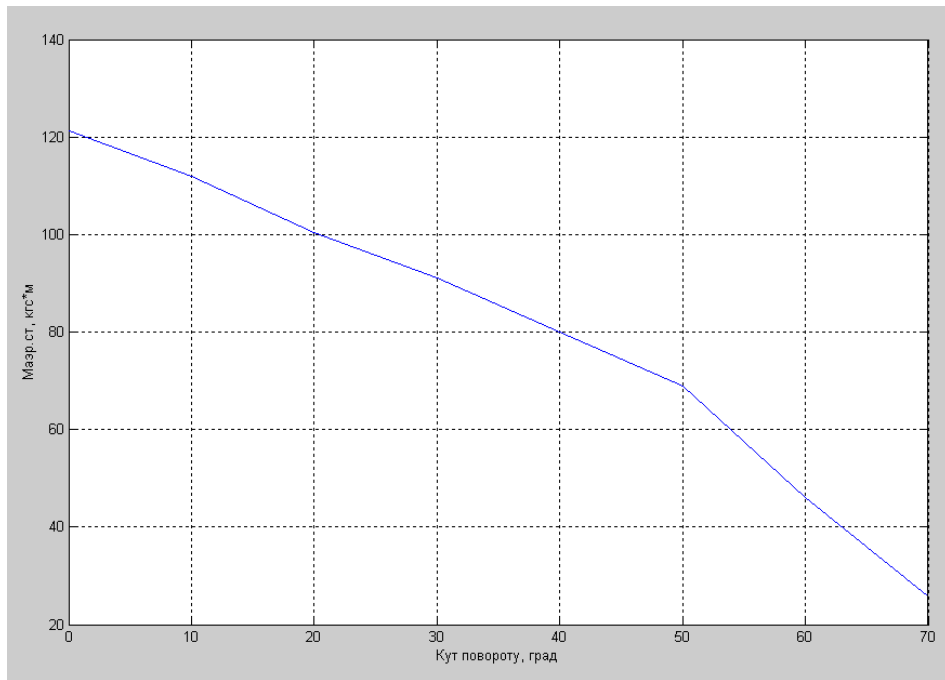


Рис. 2.6. Залежність аеродинамічного моменту $M_{aер}$ від кута повороту ПОШ

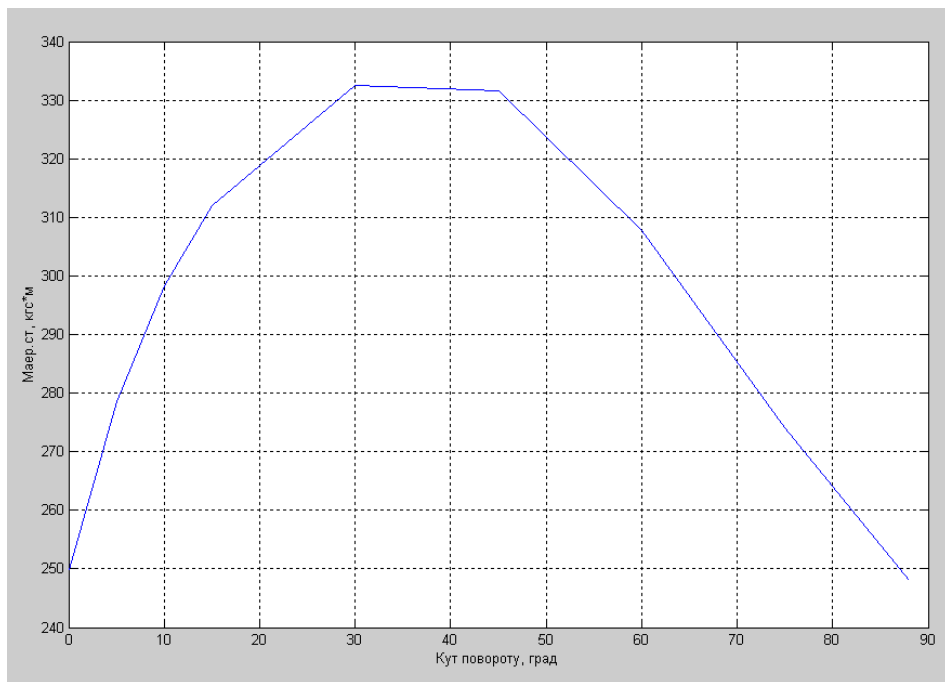


Рис. 2.7. Залежність аеродинамічного моменту $M_{aер}$ від кута повороту ООШ

Момент від сил тертя M_T в рухомих з'єднаннях (рис. 2.8; 2.9)

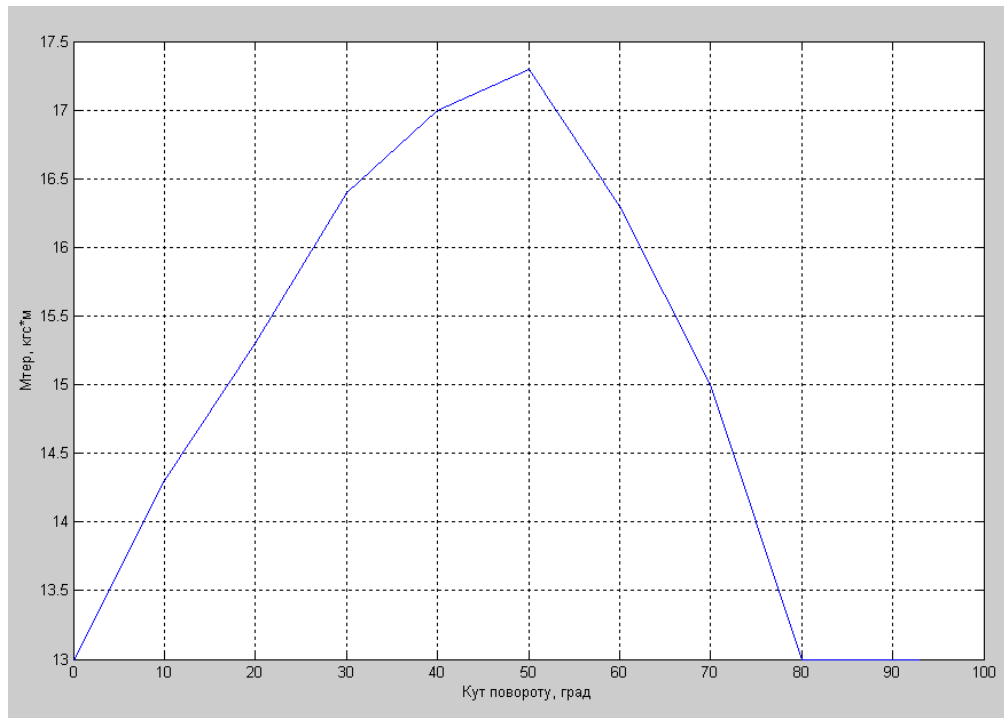


Рис. 2.8. Залежність моменту від сил тертя $M_{тр}$ від кута повороту ПОШ

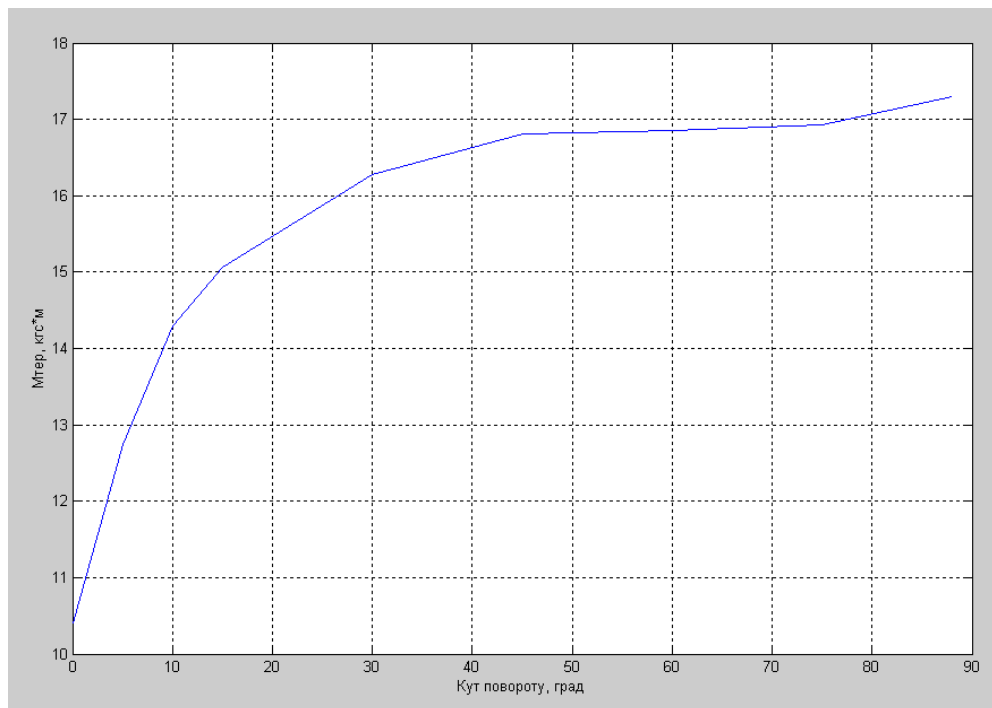


Рис. 2.9. Залежність моменту від сил тертя $M_{тр}$ від кута повороту ООШ

Момент від сил навантаження на ступки шасі M_D (рис. 2.10; 2.11)

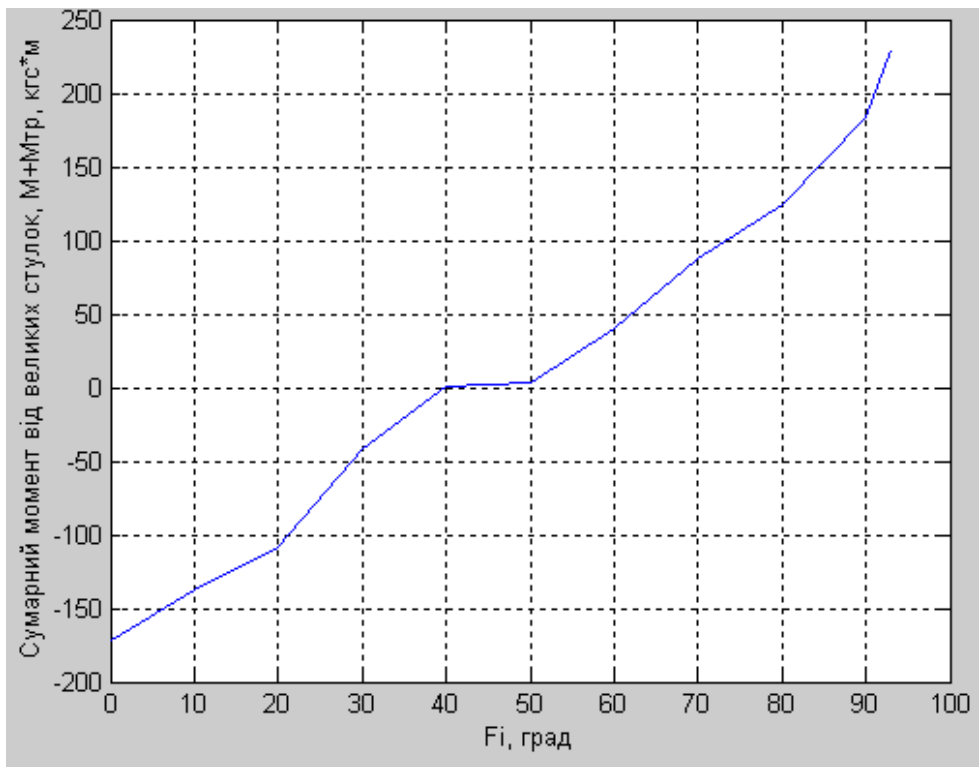


Рис. 2.10. Залежність сумарного моменту $M_{\text{сум}}$ від кута повороту ПОШ

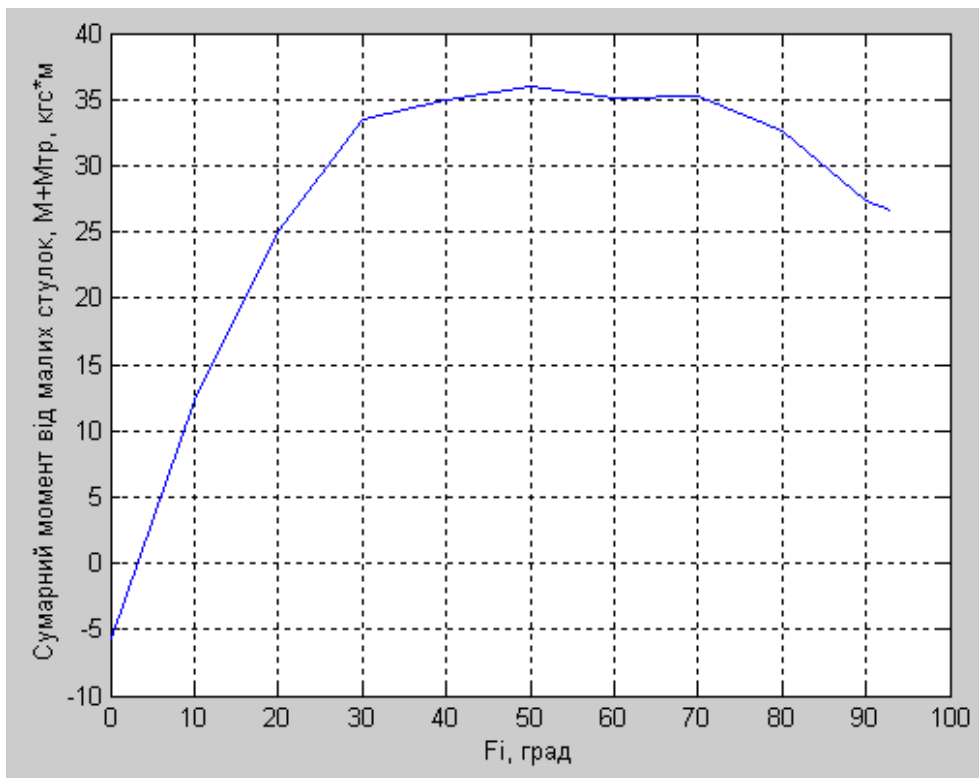


Рис. 2.11. Залежність сумарного моменту $M_{\text{сум}}$ від кута повороту ООШ

Загальновідомо, що значення місцевих аеродинамічних навантажень, що діють на заслінки шасі, сильно залежать від індивідуальних конструктивних особливостей, положення заслінок та проектного режиму навантаження (швидкості, допустимість та кут атаки, ковзання та відхилення клаптів). У зв'язку з цим систематизація та узагальнення матеріалів щодо завантаження клапанів стикаються з великими труднощами. Для того, щоб визначити аеродинамічні навантаження, які діють на заслінки в умовах польоту, тому варто випробувати моделі в аеродинамічних трубах, щоб провести спеціальні розрахунки місцевих аеродинамічних навантажень [25].

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 стулок.

У першому випадку аеродинамічні навантаження визначаються як навантаження на відповідну частину конструкції ПС, де встановлені стулки. У цьому випадку для визначення аеродинамічних навантажень необхідний розподіл $p\}$ - по поверхні стулки, та тиску в порожнині фюзеляжу ($p\}$ - надлишковий тиск у певній точці, виходячи з напору швидкості, коефіцієнта тиску в точці контуру).

Навантаження стулок у відкритому положенні повинно здійснюватися з урахуванням змін місцевого потоку навколо відповідної частини поверхні літака, створеного відхиленими заслінками. У цьому випадку доцільно визначати навантаження за допомогою коефіцієнтів аеродинамічних сил C_x , C_y чи C_n , які зазвичай призначаються площі крила. У цьому випадку часто припускають, що аеродинамічне навантаження майже рівномірно розподіляється по поверхні крила. Значення коефіцієнтів аеродинамічних сил сильно залежать від допустимих режимів польоту літака з відкритими заслінками (θ - кут ковзання, α - кут атаки) та положення відкритої заслінки. [25]

Всі моменти подані як залежності від кута повороту.

Сумарний момент, що діє на стійки шасі:

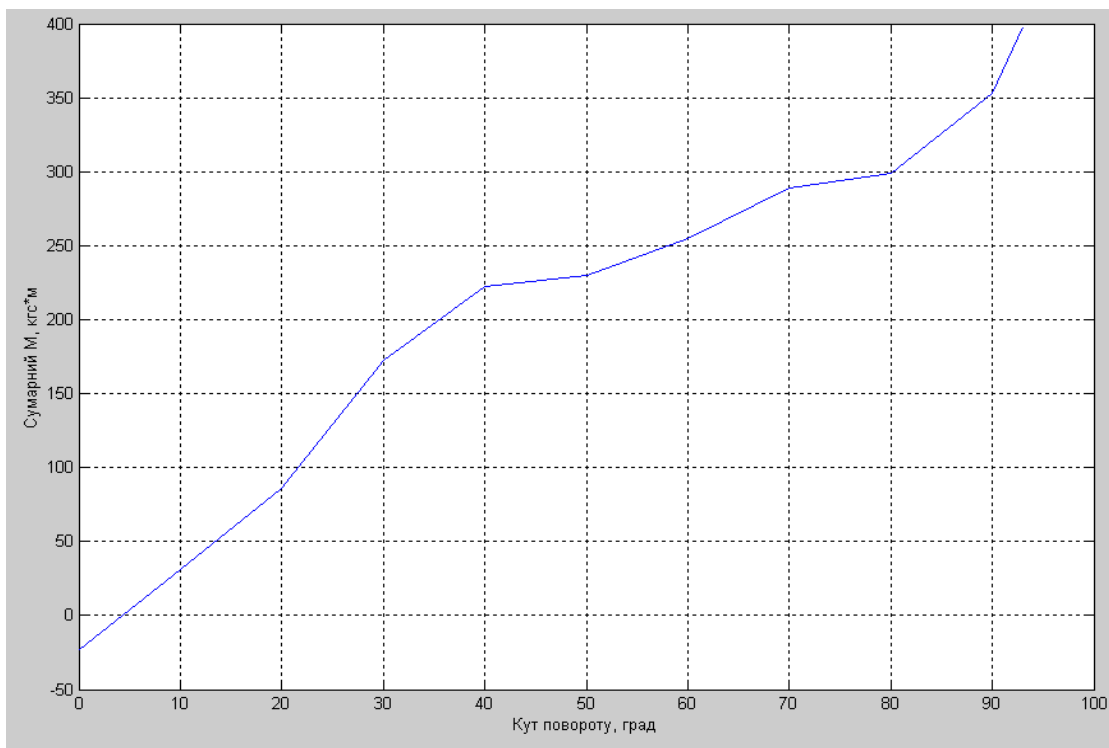


Рис. 2.12. Залежність сумарного моменту $M_{\text{сум}}$ від кута повороту

ПОШ

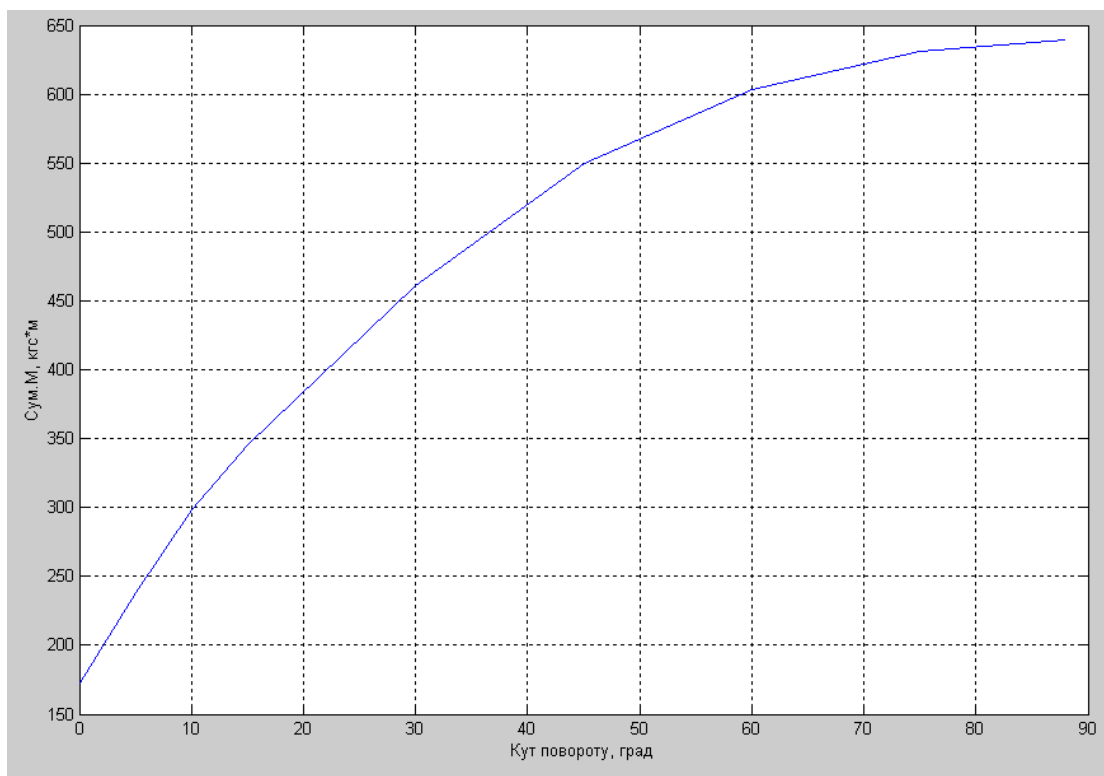


Рис. 2.13. Залежність сумарного моменту $M_{\text{сум}}$ від кута повороту

ООШ

2. Наявний момент:

$$M_p = N_{ц} \times r, \quad (2.1)$$

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).

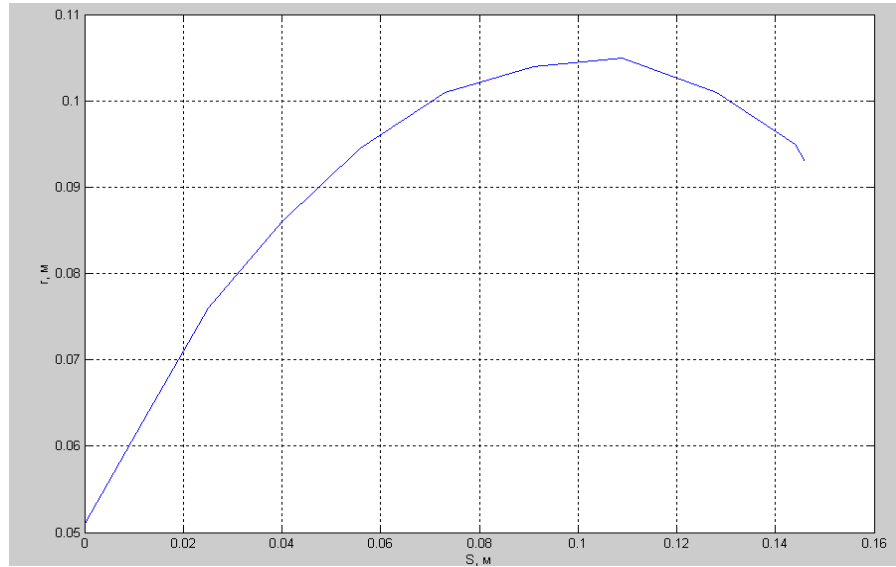


Рис. 2.14. Графік залежності плеча дії зусилля $N_{ц}$ від ходу поршня гідроциліндра ПОШ

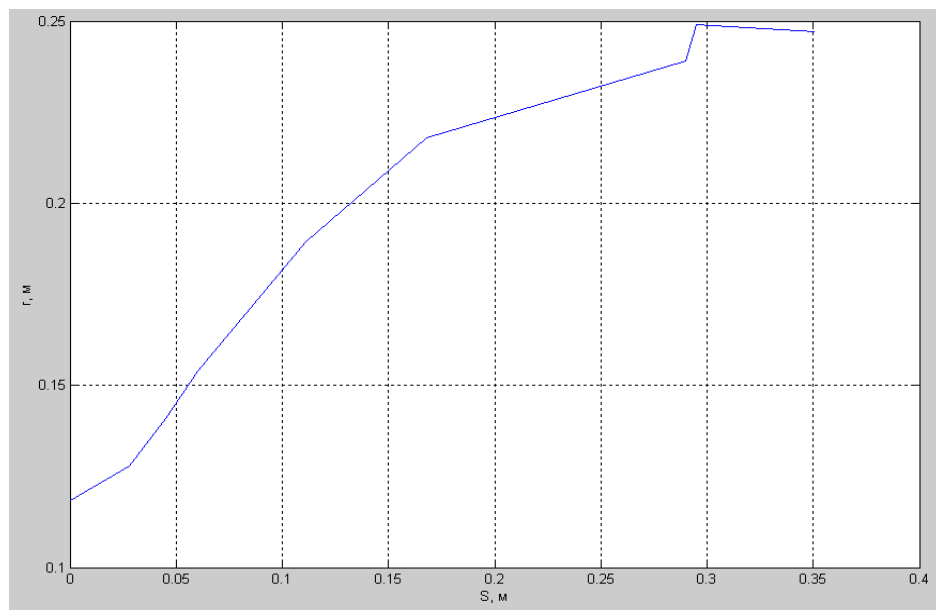


Рис. 2.15. Графік залежності плеча дії зусилля $N_{ц}$ від ходу поршня гідроциліндра ООШ

Зусилля, що розвивається гідроциліндром, розраховується по формулі:

$$N_{ц} = N_{г} / K_{т}, \quad (2.2)$$

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

$$N_{г} = P_{н} \times F_{н} - P_{с} \times F_{с} \quad (2.3)$$

- 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:

$$P_{н} = (N_{г} + P_{с} \times F_{с}) / F_{н} \quad (2.4)$$

тепер, перетворюючи формулу (2.3) з урахуванням вираження (2.2), одержимо:

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

Момент інерції стійки щодо осі обертання обчислюється по формулі:

$$J = m_1 \times r_1^2 + m_2 \times r_2^2 + \dots + m_n \times r_n^2, \quad (2.5)$$

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:

$$J_{пош} = 50 \times 1.475^2 + 15.56 \times 0.865^2 + 38.3 \times 0.165^2 + 94.34 \times 0.45^2 = 140.57$$

(кг×м²);

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

$P_{с} = f_{с} (Q_{с})$, де $Q_{с}$ – витрата в лінії зливу, що визначається наступним чином:

$$Q_{с} = Q_{н} \times F_{с} / F_{н}.$$

Кутове прискорення стійки визначаємо по відомій витраті в лінії нагнітання.

Швидкість переміщення гідроциліндру стійки

$$S' = Q_{н} / F_{н},$$

де $Q_{н}$ – 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 заданій залежності $\varphi = f(S)$:

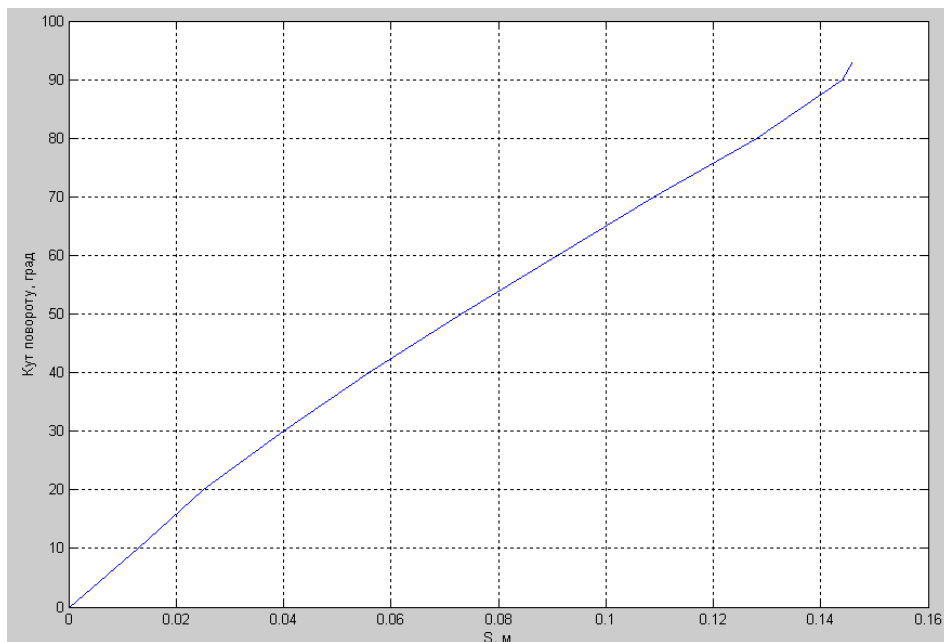


Рис. 2.16. Залежність кута повороту стійки від ходу штока S ПОШ

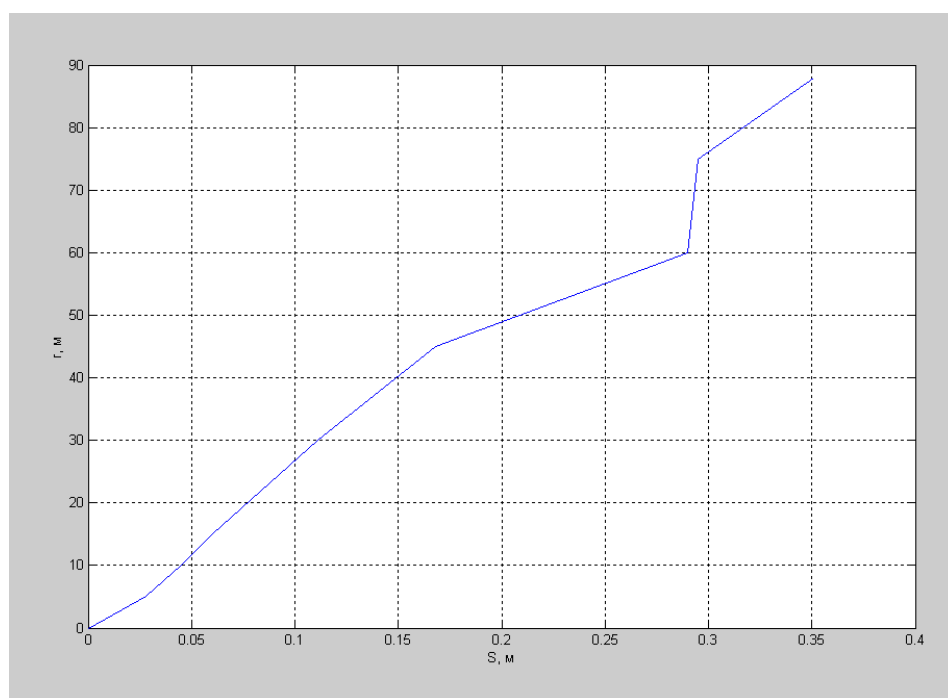


Рис. 2.17. Залежність кута повороту стійки від ходу штока S ООШ

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.

Наведена система диференціальних рівнянь руху системи при вбиранні передньої та основних стійок має рішення за допомогою комп'ютера в інтегрованому середовищі MATLAB-Simulink. Попередні дослідження показали, що при вирішенні проблем, сформульованих у цій статті, можна знехтувати інерцією стійок [25].

Отримані вище математичні моделі окремих гідравлічних ліній, а також властивості джерела живлення та найважливіші вихідні дані подані у вигляді табличних залежностей.

Одночасно з паралельним поглинанням стійок ПОШ та ООШ витрати на електроенергію системи управління описуються як постійні в часі та швидкість потоку $Q_{\text{сист.кер}} = 3.75 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{сек.}$

Система розраховується за допомогою числового методу Рунге-Кутти з постійним кроком інтеграції в часі [25].

Структурна схема розробленої S-моделі представлена на рис. 2. 2.18 [25].

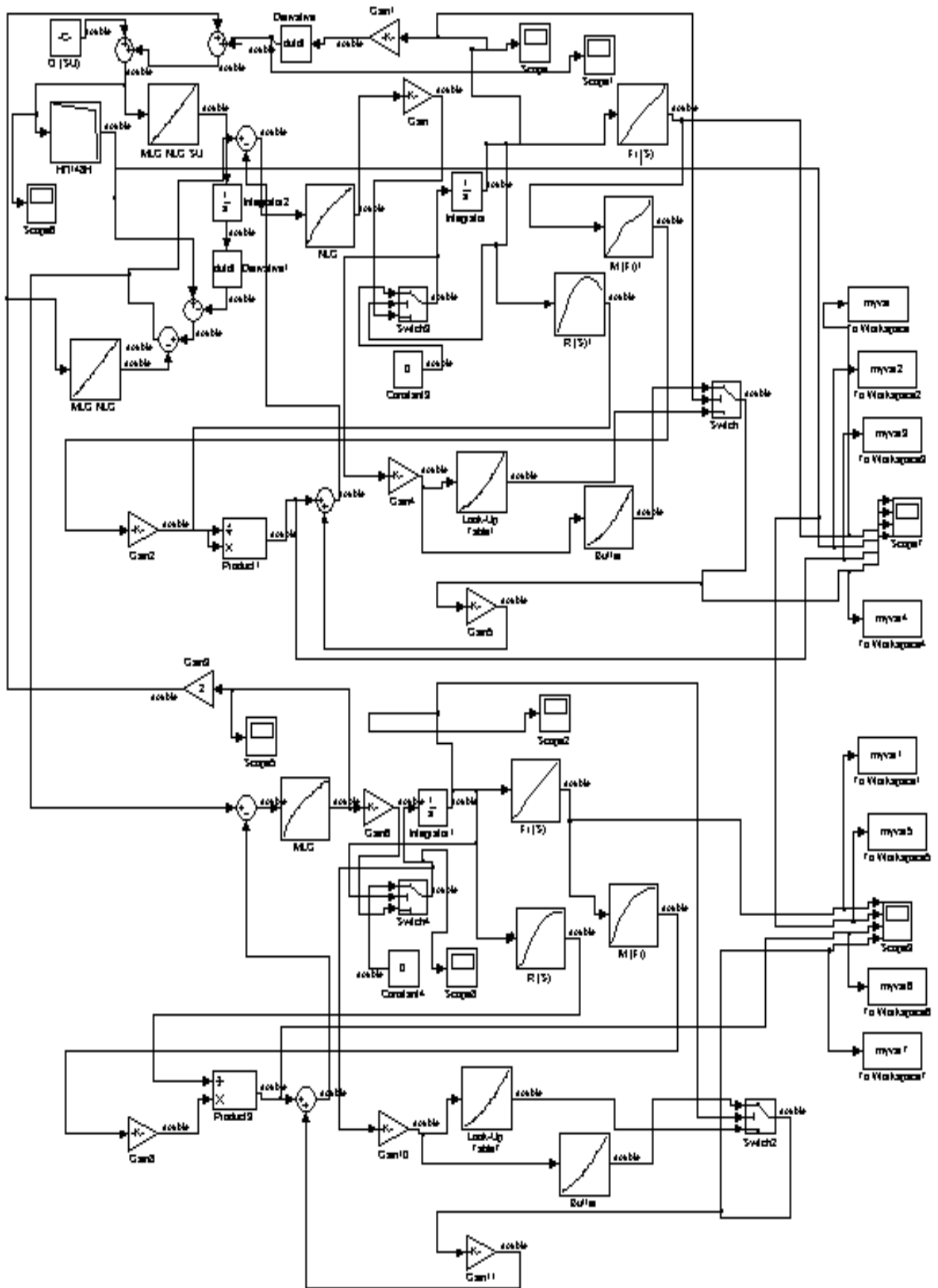


Рис. 2.18. Блок-схема розробленої S-моделі

Характерні результати моделювання процесу вбирання шасі у вихідному варіанті конструкції за часом при температурі робочої рідини 20°C наведені нижче на рис.2.19; 2.20; 2.21; 2.24; 2.23; 2.24 [25]

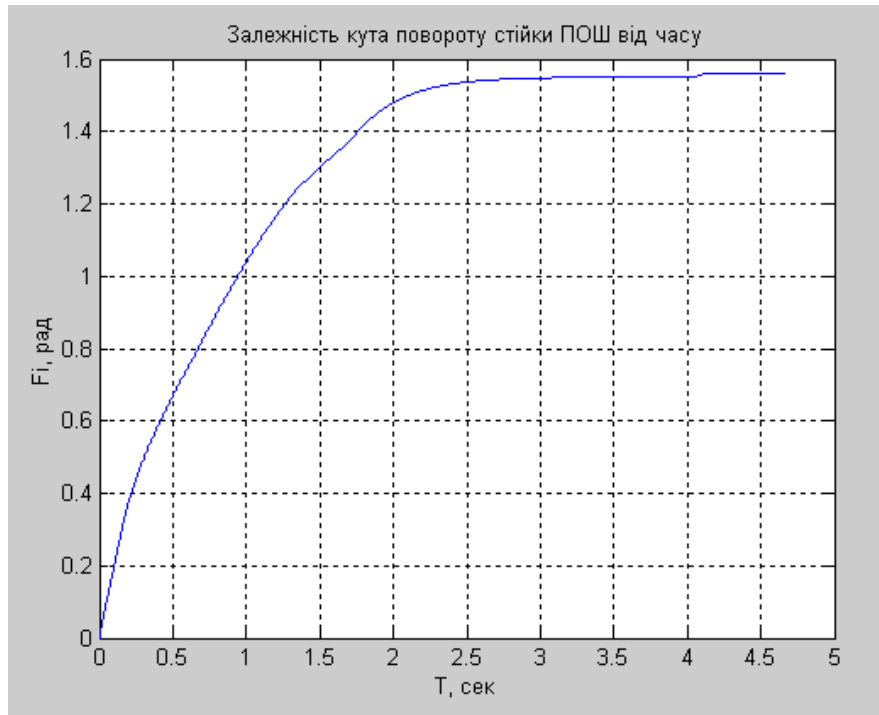


Рис. 2.19. Залежність кута повороту ПОШ від часу

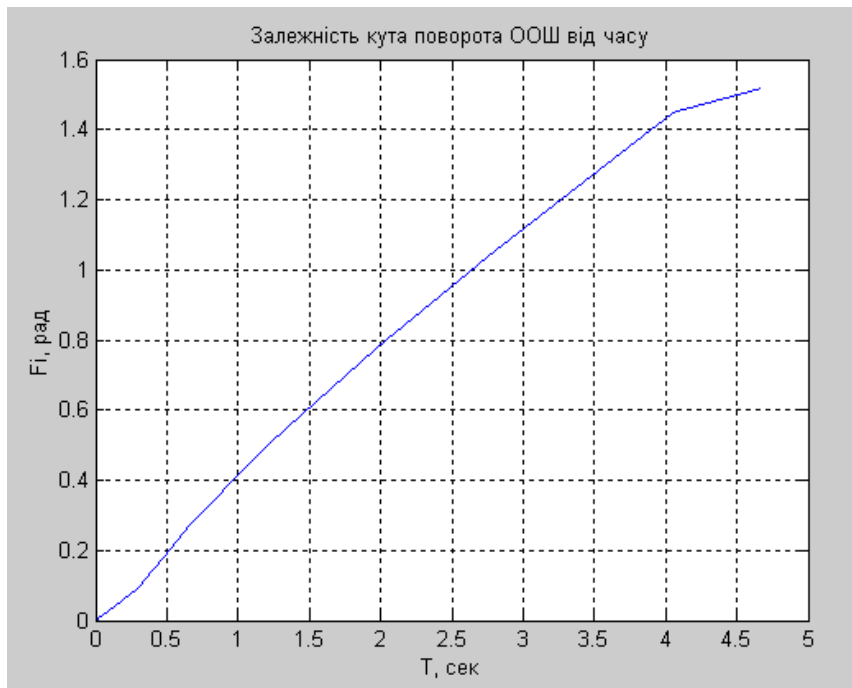


Рис. 2.20. Залежність кута повороту ООШ від часу

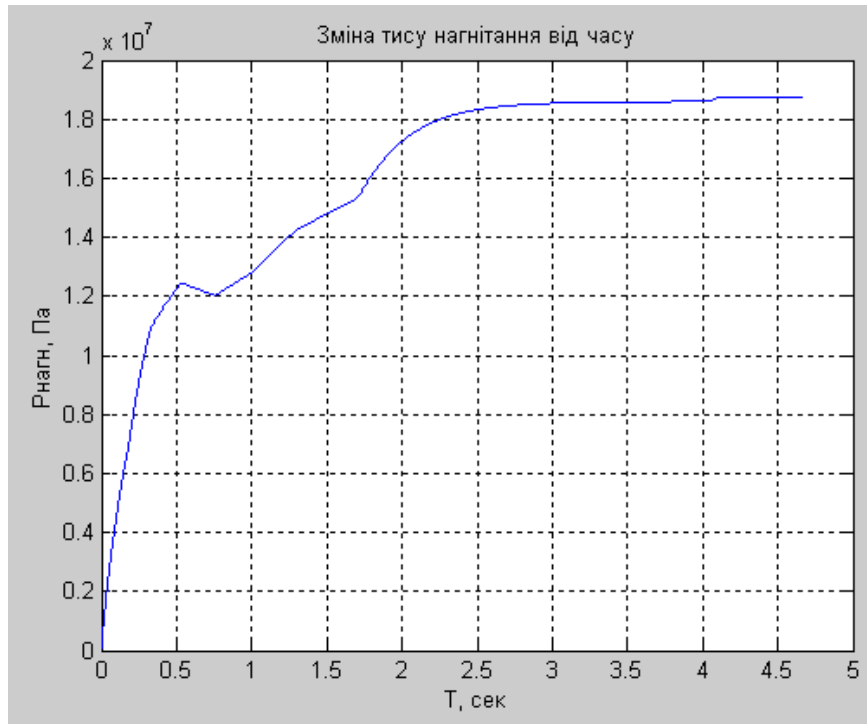


Рис. 2.21. Залежність зміни тиску $P_{нагн}$ від часу для ПОШ

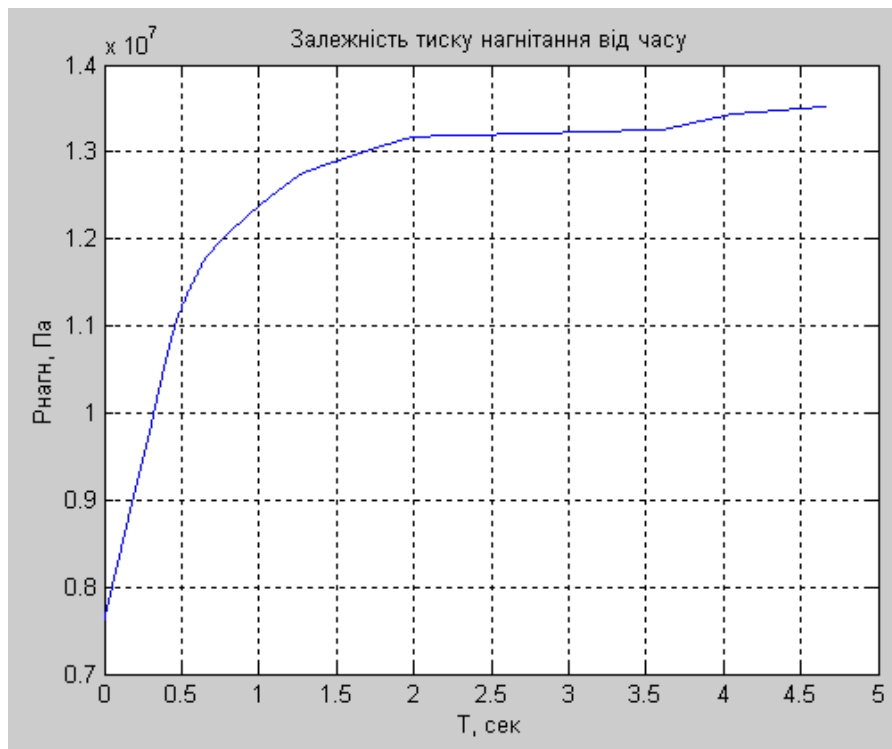


Рис. 2.22. Залежність зміни зміни тиску $P_{нагн}$ від часу для ООШ

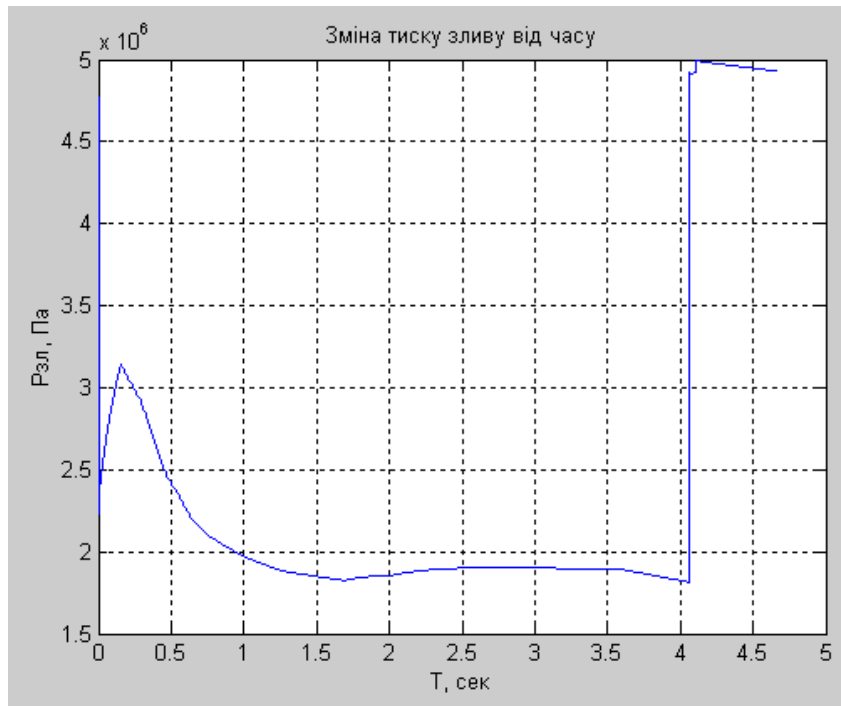


Рис. 2.23. Залежність зміни тиску $P_{зл}$ від часу для ПОШ

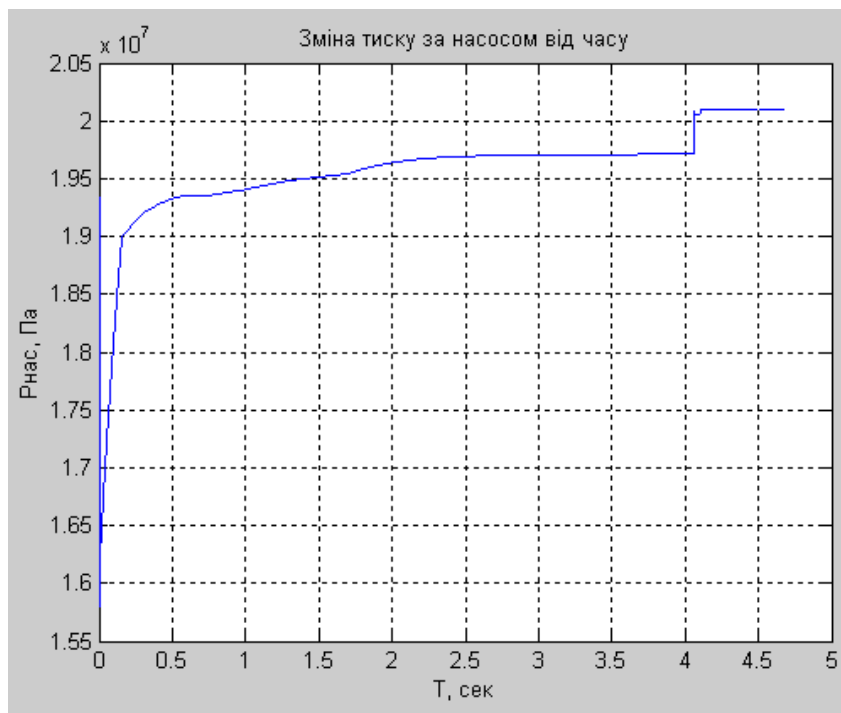


Рис. 2.24. Залежності зміни тиску $P_{нагн}$ від часу для ООШ

Вплив зміни температури досліджено в пункті 2.6.

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. 2.25, 2.26) [25] :

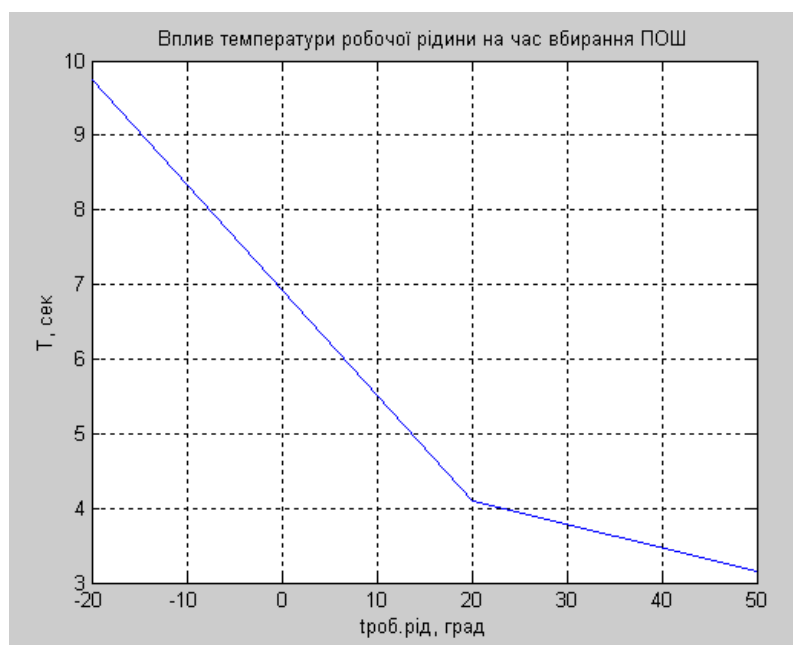


Рис. 2.25. Залежності часу вбирання ПОШ від температури робочої рідини

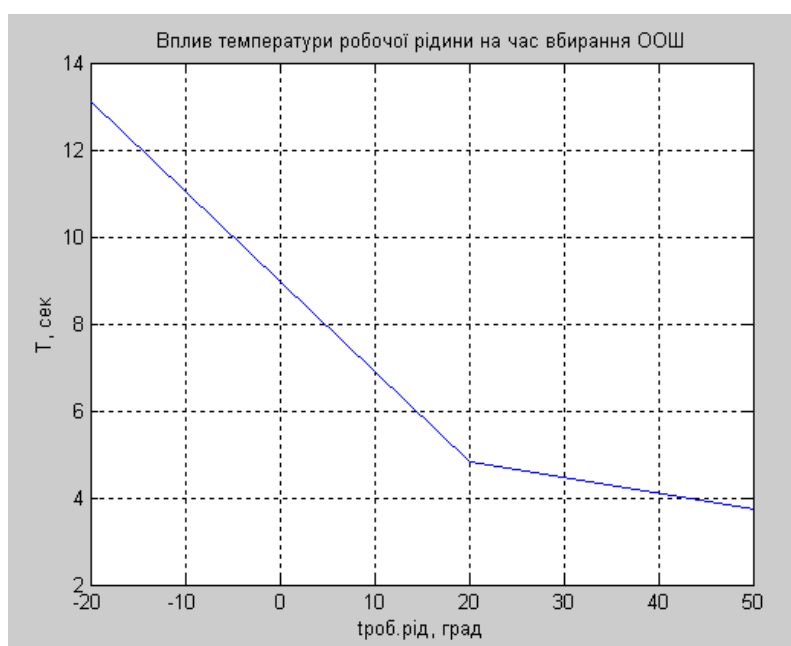


Рис. 2.26. Залежності часу вбирання ООШ від температури робочої рідини

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

2. Аналіз змін діаметра трубопроводу для роботи системи.

Діаметр трубопроводу визначає його масу і впливає на час вбирання стійок шасі. Цей ефект особливо виражений 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 2.2 [25].

Таблиця 2.2

dxS, мм*мм	8x0.6 (розрахунковий вихідний діаметр)	10x0.8
Довжина трубопроводу, м	5.04	
Маса погонного метра труби, кг	0.11	0.19
Маса рідини в трубі, кг/м	0.04	0.06
Маса погонного метра труби разом із рідиною, кг/м	0.15	0.24
Сумарна маса ділянки трубопроводу із рідиною, кг	0.74	1.22
Зміна маси, кг	0	0.48
Відносна зміна маси	1	1.65
Час вбирання ПОШ, сек	9.75	7.72
Відносна зміна часу ПОШ	1	0.79

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

3. Аналіз впливу демпфуючого клапана (дросельної заслінки), встановленого в порожнині зливу силового циліндра, який знижує швидкість вбирання шасі і забезпечує його плавне замикання. Клапан приєднується до роботи за 20 мм до повного ходу ГЦ. У таблиці 2.3 показані результати моделювання для початкового варіанту (нормальне демпфірування) і двох варіантів по жорсткості демпфері [25].

Таблиця 2.3

Коефіцієнт демпфування, МПа*с ² /м ⁶		T = 20°C/-20°C			
ПОШ	ООШ	ПОШ		ООШ	
		T _{вбир} , сек	S', м/сек×10 ⁻³	T _{вбир} , сек	S', м/сек
3.6×10 ⁸	2.6×10 ⁸	4.1	3.7	4.32	0.08
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	0.03/5.6×10 ⁻³

На рис. 2.27; 2.28 показані залежності від коефіцієнта демпфування швидкості постанови на упор та часу вбирання ООШ при температурі 20°C [25].

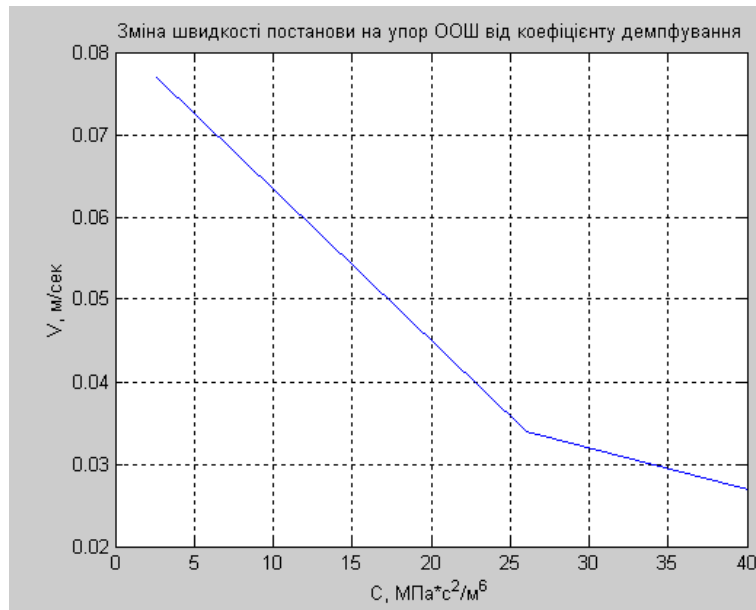


Рис. 2.27. Залежності швидкості постанови на упор ООШ від коефіцієнту демпфування

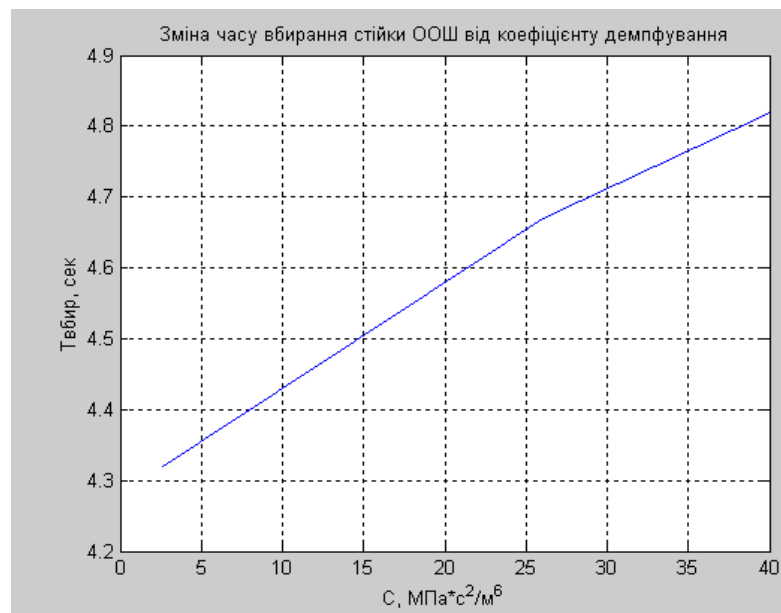


Рис. 2.28. Залежності часу вбирання стійки ООШ від коефіцієнту демпфування

Висновок. При використанні демпфуючого клапану швидкість постанови на замок вбраного положення для ООШ суттєво зменшується при збільшенні коефіцієнту демпфування, а час вбирання стійки – трохи збільшується

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

У міру створення та модифікації прототипу літака змінюються його вага та швидкісні характеристики. Тому на першій фазі проектування необхідно знати їх вплив на час вбирання шасі. Результати моделювання (в опції: ПОШ – без дросельного клапану; ООШ – з коефіцієнтом демпфування $a=4.0 \times 10^9$ МПа \times с²/м⁶) наведені в таблиці 2.4, показують, що для того щоб забезпечити повне вбирання ПОШ при збільшенні потрібного моменту більш ніж у 1.1 рази необхідно збільшити наявний момент [25].

Таблиця 2.4

Відносна величина зміни потрібного моменту	Температура робочої рідини -20°C	
	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

Щоб забезпечити подальше вбирання стійки ПОШ із збільшенням необхідного крутного моменту в 1,2 рази, можна змінити наявний крутний момент, оскільки:

- збільшення плеча дії сили гідроциліндру вбирання-випуску, а звідси і його ходу;
- збільшення площі камери тиску гідроциліндра (конструктивно простіший) [25].

Результати впливу зміни площі нагнітання на час вбирання шасі представлені в таблиці 2.5

4. Результати аналізу впливу режиму основного двигуна на час вбирання ПОШ та ООШ приведені в табл. 2.6 та рис: 2.29; 2.30 [25].

Таблиця 2.5

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

Таблиця 2.6

Режим насосу, об/хв	Час вбирання ПОШ, сек	Час вбирання ООШ, сек
3580	9.5	12.4
5500	7.7	11.2
6000	7.6	11

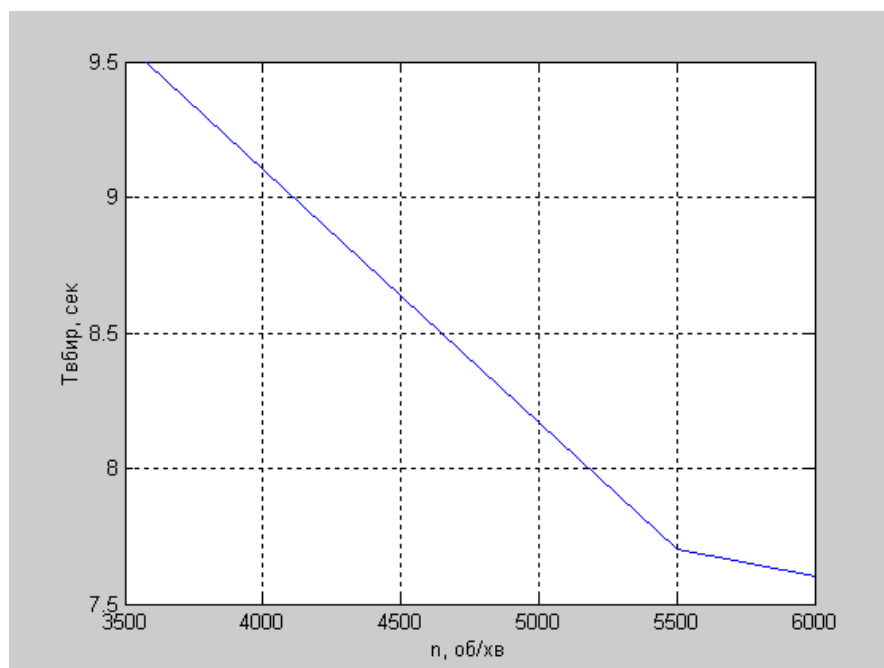


Рис. 2.29 Залежності часу вбирання стійк ПОШ від режиму маршевого двигуна

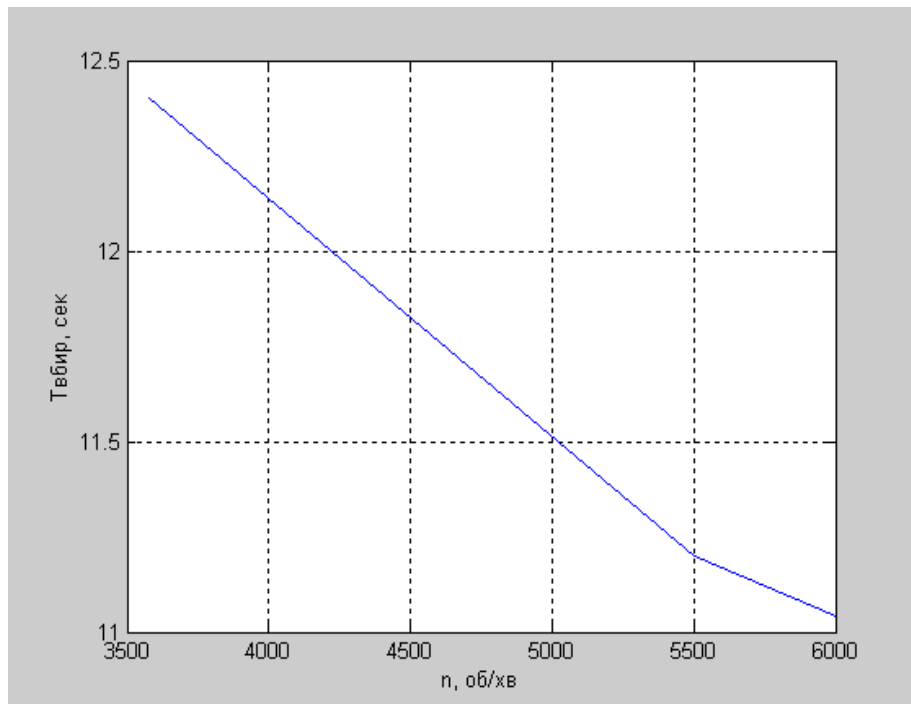


Рис. 2.30. Залежності часу вбирання стійк ООШ від режиму маршевого двигуна

2.7. Висновки за результатами проведених досліджень.

У науково-дослідницькій частині була розроблена методологія визначення основних параметрів силового приводу системи вбирання та випуску шасі.

Методика пропонує:

1. Вибір та обґрунтування параметрів гідроприводу та попередній гідравлічний розрахунок на першій фазі проектування.

2. Обґрунтування розрахункової схеми системи вбирання шасі.

3. Розробка математичних моделей окремих гідравлічних агрегатів та гідравлічних ліній в інтегрованому науково-технічному комп'ютерному середовищі MATLAB.

4. Розробка рівнянь руху стійок шасі при їх вбиранні.

5. Розробка комп'ютерної моделі системи вбирання передньої та основних опор шасі з урахуванням одночасної роботи із системою управління ПС в динамічному середовищі моделювання Simulink.

6. Уточнення раніше обраних параметрів системи шляхом вивчення впливу зовнішніх факторів, робочих та конструктивних параметрів на властивості системи за допомогою розроблених комп'ютерних моделей.

7. Використовувати комп'ютерні моделі для проведення аналізу 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 [25].

РОЗДІЛ 3

3. Охорона праці

Цей розділ дипломної роботи виконано відповідно до Закону України «Про охорону праці» (Постанова Верховної Ради України від 14 жовтня 1994 р.).

Вищезазначений закон визначає положення щодо реалізації конституційного права кожного громадянина України на захист життя та здоров'я під час працевлаштування. Він регулює відносини між власником підприємства або уповноваженим ним органом та працівником підприємства з питань охорони праці, встановлює порядок організації охорони праці в Україні. Закон поширюється на всі підприємства, установи та організації, а також на всіх громадян України, які працюють і беруть участь у роботі в цих установах [25].

3.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори при технічному обслуговуванні, ремонті й випробуванні шасі і його систем.

Розділ створений відповідно до ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ. Стандарт встановлює загальні вимоги безпеки при технічному обслуговуванні літаків, які виконуються відповідно до інструкцій по експлуатації та інструкціями з технічного обслуговування.

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні, ремонті і випробуваннях літака і його систем регулюються наступними факторами:

- Законодавство і галузеві стандарти з охорони праці;
- Інструкції по виготовленню польотів, технічної експлуатації (ТЕ) і ремонту літаків; Правила технічного обслуговування (ТО);
- Техніка для оглядів і ремонтів, інструкції та керівництва з охорони праці та ін.

При виконанні робіт з технічного обслуговування на персонал можуть вплинути наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- Спецтехніка, самохідні механізми, що рухається авіація;
- рухомі елементи шасі, не захищені (обертові повітряні гвинти; щити і стійки; виготовлені гідроциліндри та ін.), Рухомі елементи спеціальної техніки

(опускаються кабіни, поворотні платформи, сходи), механізмів (пристрої завантаження і розвантаження літака);

- літак, який терпить крах (з ліфта або якщо шасі було випадково знято);
- недостатнє штучне освітлення робочої зони;
- падіння авіаційних виробів, інструментів і матеріалів при технічному обслуговуванні літаків в літаках, фюзеляжах і при роботі на висоті з механізованими ліфтами;
- Форсунки, що направляють газ і рідини з резервуарів і трубопроводів під тиском;
- Підвищена запиленість і забруднення повітря (фумігація) в зоні обслуговування ПС;
- підвищена або знижена температура поверхні літаків, матеріалів і устаткування;
- задирки і шорсткості, а також гострі кромки на поверхні шасі, обладнання та інструменту;
- недостатнє або навіть відсутність природного освітлення;
- високе розташування робочого місця (більше 1,3 м над підлогою);
- хімічні речовини, що входять до складу використовуваних матеріалів (паливно-мастильні матеріали, спеціальні рідини, що потрапляють в організм людини через дихальні шляхи, шлунково-кишковий тракт, слизові оболонки і шкіру);
- фізична (статистична та динамічна) і нейропсихологіческая перевантаження [25].

3.2. Організаційні та конструкторсько-технологічні заходи щодо зменшення впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів

3.2.1. Інженерні та організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працівника.

Розділ виконано згідно ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ [25].

У роботі представлені заходи щодо запобігання впливу факторів на працівників, які беруть участь у технічному обслуговуванні, ремонті та випробуванні системи. Основними технічними та організаційними рішеннями роботи є встановлення пристроїв, що блокують або запобігають неправильне поглинання шасі на землі (із закрученими розпірками, ланцюгом електричного поглинання - випромінювання припиняється і сигнал надходить від командного органу до виконавчого органу), а також закриття великої заслінки головного шасі літака при виконанні різних робіт в ніші (ланцюг розірваний від насосної станції гідравлічної системи до гідроциліндрів лопаті контроль). [25]

Проектування, організація та обслуговування системи, а також механізація та автоматизація технічних операцій проводяться з метою зменшення або зменшення впливу небезпечних та шкідливих факторів, чому сприяє вбудована система контролю помилок та несправності. Якщо в інтегрованій автоматизованій системі моніторингу помилок та несправностей відображається сигнал про несправність системи (управління поворотом дверей та шасі), несправний пристрій замінюється або ремонтується. Під час демонтажу та встановлення агрегатів та компонентів системи спочатку потрібно знизити тиск у ГВ, відключити напругу живлення та прикріпити на пускових пристроях табличку з написом: «Не включати, працюють люди!». Щоб уникнути поглинання, на регулювальних клапанах НВ є написи, які забороняють це [25].

При обслуговуванні системи поглинання можливі наступні шкідливі та небезпечні фактори - шасі та гідравлічна система:

- рухомі частини літака (шасі)
- падаючий літак (впав з домкрата або якщо він зруйнований)
- Ударна хвиля (вибух контейнерів під тиском, порожніх стрижнів, балонів)
- витік рідини та газів з резервуарів, що знаходяться під тиском, в результаті розгерметизації або руйнування трубопроводів;
- хімічні речовини (токсичні, подразнюючі тощо), що використовуються при виготовленні, експлуатації та ремонті системи;

- підвищений рівень шуму, вібрації, ультразвуку та інфразвуку (під час роботи додаткового блоку).

Для запобігання можливого впливу вищезазначених шкідливих та небезпечних факторів на робочу силу важливо:

1. Суворе дотримання правил та заходів безпеки під час експлуатації, обслуговування та ремонту системи;

2. Для запобігання розриву труб і стрижнів циліндрів, що працюють під тиском, в гідравлічну систему вбудовані запобіжні клапани, які спрацьовують при досягненні порогового значення тиску (0,43 МПа). Для блокування тиском в амортизаторах передбачені датчик тиску та індикатор тиску;

Якщо під час очищення тиск в одному з циліндрів розпірок збільшується більш ніж на $15 \text{ МПа} \pm 1,5 \text{ МПа}$, індикатор тиску несправної розпірки вимикає насосну станцію і рідина затримується в порожнинах рідини амортизатора (після відкачування обсягу рідини з гідравлічних баків у циліндрах усіх стійок)

3. Випробування мережі джерел тиску на герметичність повинні проводитися з повною відповідністю чинним стандартам та правилам випробування посудин під тиском. Випробування проводяться на спеціальних стендах у спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб уникнути впливу шуму на робітників, який виникає під час випробування системи, рекомендується тестувати систему загалом (або окремі її блоки) у спеціальних звукоізоляційних приміщеннях.

4. Щоб запобігти впливу працівників на дії токсичних та шкідливих речовин під час експлуатації, обслуговування та ремонту мережі, передбачені такі заходи:

- Заміна забруднюючих речовин, що використовуються у виробничих процесах, найменш шкідливими;

- використання персоналом засобів індивідуального захисту;

- спеціальне навчання та інструктаж працівників

- використання передових технологій виробництва (замкнений контур, дистанційне управління та моніторинг);

- проведення попереднього та регулярного медичного огляду людей, які контактують з небезпечними речовинами.

5. Під час експлуатації, технічного обслуговування та ремонту мережі забезпечується суворе дотримання заходів безпеки та технологій реалізації робочих процесів [25].

3.2.2. Розрахунок освітлення цеху при збірці системи вбирання-випуску шасі

Збірка, монтаж та кріплення трубопроводів, вузлів і агрегатів системи випускання-прибирання шасі відбувається в ангарі загальної збірки та на вже зібраному фюзеляжі літака.

Працюючи над проектуванням штучного освітлення, потрібно: вибрати систему освітлення, тип джерела світла, тип лампи, визначити розташування освітлювальних приладів, зробити розрахунки для штучного світла, визначити потужність ламп і ламп.

Загальноприйнятим є проектування загальної або комбінованої системи освітлення промислових приміщень. При роботі в категоріях I-IV рекомендується використовувати комбіновану систему освітлення, оскільки досягнення необхідного освітлення за допомогою загальної системи освітлення вимагає великих енергетичних витрат і досить недоцільно. З тієї ж точки зору є перевага локалізованого освітлення, також у комбінованій системі, з дотриманням допустимих норм для нерівномірного освітлення. Освітленість робочої поверхні, що виробляється загальним освітленням в комбінованій системі, повинна бути нормована як мінімум на 10% для комбінованої системи, але у всіх випадках не менше 150 люкс для газорозрядних ламп і 50 люкс для ламп розжарювання [25].

Перевага загальної системи освітлення полягає в тому, що можна більш рівномірно розподілити світлову енергію.

Вибираючи джерело світла, перевагу слід віддавати люмінесцентним лампам, які є більш енергоефективними. За своїми спектральними властивостями вони також максимально наближені до природного світла, що доцільно при використанні комбінованого освітлення [25].

Під час освітлення виробничих приміщень, стіни та стелі яких сильно відбивають, слід використовувати переважно пряме освітлення.

Розміри приміщення: $A \times B = 80 \times 60$ (м).

Висота підвісу світильників: $H_p = 16,4$ (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:

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{H_p \cdot (A + B)}; \quad \varphi = \frac{80 \cdot 60}{16,4 \cdot (80 + 60)} = 2,1$$

.

Коефіцієнт використання світового потоку в приміщенні $\eta = 0.6$

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

Середнє освітлення цеху дорівнює:

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

$F_{л}$ - світловий потік від однієї лампи (люмен).

Обираємо лампи типу Philips 3030 SMD LEDS LSLBL, $F_{л} = 50000_{лм}$,

де n – число ламп у приміщенні;

S - площа робочої поверхні (m^2);

$$S = A \cdot B = 80 \cdot 60 = 4800_{m^2}$$

$$n = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot z}{\eta \cdot F_{л}} \quad n = \frac{200 \cdot 4800 \cdot 1.5 \cdot 1.1}{0,6 \cdot 50000} = 53$$

Прийmemo кількість ламп рівною 53 [25].

Тоді:

$$E_{ср} = \frac{54 \cdot 50000 \cdot 0,6}{4800 \cdot 1,5} = 225 \text{ (лк)} > 200 E_n$$

Висновок:

Відповідно до розрахунку освітленості в у цеху складання ГС не менше допустимої норми освітлення зі ДБН В.2.5-28-2006

$$E_n = 200 \leq E_{cp} = 225 \text{ лк.}$$

3.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні системи прибирання випускання шасі..

Розділ виконано у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ, ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ В дипломній роботі передбачено проведення ряду заходів, які спрямовані на забезпечення пожежної та вибухової безпеки

Основними засобами запобігання небезпеці є наступні заходи:

- ізоляція теоретично можливих джерел займання від місць, які можуть контактувати з електропроводкою, розміщення системних блоків на відстані від пожежонебезпечних зон та агрегатів, які можуть бути потенційним джерелом займання;
- підтримувати максимально можливу відстань між балонами високого та низького тиску та електропроводкою;
- наявність пожежних приладів.

Блоки системи розміщені в нішах передньої та основної опор, тому, якщо система розгерметизована, а гідравлічна рідина витікає та запалюється, електропроводка електромереж пошкоджується. Тому необхідно використовувати вогнегасний засіб, який не проводить електричний струм. Це можуть бути газоподібні засоби пожежогасіння, такі як вуглекислий газ, інертні гази тощо. [25]

У гідравлічній системі розробленого літака використовується НГЖ-5У, що є легкозаймистою речовиною [16]. Для запобігання пожежі в системі згідно з ГОСТ 12,1.004-91 ССБТ передбачено:

- підвищена герметичність з'єднань вузлів і трубопроводів, і, по можливості, заміна різьбових з'єднань на зварені;
- заземлення літака на стоянці [16].

Теза передбачає реалізацію мережі з низкою конструктивних особливостей, що дає можливість забезпечити безпеку мережі в умовах пожежі; підбір ведичної робочої рідини; беззаперечне дотримання інструкцій з безпеки під час стендових випробувань системи.

Однією з основних причин пожежі в літаку є займання речовини, що витікає. Основними засобами запобігання цьому є: ретельне зливання рідини від потенційного займистості; забезпечення вентиляції, за допомогою якої відбуватиметься виснаження паливно-повітряної суміші, а також, по можливості, ізоляція потенційних джерел займання [25].

Особливості конструкції системи.

З метою забезпечення пожежної та вибухової безпеки дисертація передбачає впровадження мережі джерел тиску, яка містить ряд конструктивних особливостей:

- електричні компоненти, які використовуються в місцях можливих витоків робочої рідини, відповідають всім вимогам пожежної та вибухобезпеки. В результаті вони щиро не можуть бути джерелом займання, а їх поверхні мають нижчу температуру, ніж температура самозаймання рідини;
- металеві трубопроводи з робочою рідиною знаходяться на максимальній відстані від електропроводки (для запобігання щирості між електропроводкою та трубопроводами)
- достатня вентиляція в зоні розташування мережі (для спирання паливно-повітряної суміші)
- джерела ймовірних потоків рідини зі стрижнів порожнин амортизатора усуваються встановленням гумових ущільнювачів;
- в робочій системі відсутні абсолютно ніякі умови для можливого займання робочої рідини, оскільки температура поверхонь, з якими рідина стикається, менше температури самозаймання робочої рідини;
- системи трубопроводів не потрібно розміщувати у відсіках, де робоча рідина може потрапити на гарячі деталі та спричинити самозаймання. У випадку пожежі передбачається гасіння із застосуванням вогнегасників ОВП-100. Також можна застосувати такі способи гасіння пожежі: обприскувати водою, піною, піском,

повстю; з об'ємним гартуванням - вуглекислий газ, склад СЖБ, склад „3,5” та пар. У разі пожежі в робочій кімнаті застосовують такі методи пожежогасіння: розпилену воду, піну, вогнегасячі порошки П-2АП, П-2АПМ і ПСБ-3; ПСБ-3, Пірант-АН, ПФ или ПХК П-2АП, Пірант-А, Пірант-АН, П-2АП, ПСБ-3, ПФ, Пірант-А.

Вогнегасники можуть бути переносними та стаціонарними. Обидва типи використовуються в авіації [25].

До основних видів вогнегасників належать:

- порошкові вогнегасники, загальна вага яких не більше 20 кг. Вони використовуються для гасіння всіх класів пожеж. Вони мають широкий діапазон робочих температур. Вогнегасники застосовуються для гасіння нафтопродуктів та легкозаймистих рідин, горючих матеріалів, а також для гасіння займання електроустановок, що знаходяться під напругою до 1000 В;

- вуглекислотні вогнегасники, що застосовуються для гасіння займання різних типів електрообладнання під напругою до 10000 В. Вони ефективно використовуються при об'ємному гасінні, і якщо для гасіння пожеж потрібні "чисті" компоненти вогнегасіння, обладнання або обладнання, що не пошкоджують (комп'ютери, електронне обладнання). Вогнегасний засіб - вуглекислий газ (CO₂). Коли вуглекислий газ потрапляє на предмет, він охолоджує його і гасить. Після випаровування не залишає слідів [25].

- Доцільно застосовувати повітряно-пінні вогнегасники для гасіння тліючих матеріалів, а також горючих рідин. Конструкція форсунок забезпечує подачу повітряно-механічної піни середньої та низької кратності. Ефективність повітряно-пінних вогнегасників значно зростає при використанні їх як заряду фторованих плівкоутворюючих піноперетворювачів. Залежно від принципу створення тиску в корпусі вогнегасники поділяють на інжекційні та високого тиску.

У цеху збірки шасі найдоцільніше використовувати такі вогнегасники: ОП-50 (місткість - 50л, маса заряду-45 кг, довжина викиду - 6 м, час викиду - 20 с, вогнегасяча здатність- 10а;233В.); ОУ-80 (об'єм - 2х40 л, маса заряду - 50 кг, вихід заряду, не менше - 20 с, довжина струменя, не менше - 4 м, вогнегасяча здатність -

144В); ОВП-50 (маса заряду – 42,5 кг, довжина викиду - 4 м, час викиду - 40 с, вогнегасяча здатність - 144В); ОУ-2, ОУ-5, ОУ-40, ОП-100 [25].

3.4. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при технічному обслуговуванні

Перед початком робіт необхідно:

- заземлити літак;
- встановити літак на підйомники;
- встановити огороження з червоними прапорцями в районі основних і носової опори;
- перевірити наявність тиску в гідросистемі;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака [25].

Під час роботи необхідно:

- дотримуватися інструкції щодо виконання цих робіт;
- під час роботи системи наявність персоналу в кабіні;
- використовувати стандартне обладнання;
- при роботі з гідравлічною системою скинути тиск у системі; під час зливу рідини запобігайте її розливанню [25].

Особливі вимоги. Після технічного обслуговування та ремонту системи її необхідно перевірити на функціонування, для цього передаються наступні правила безпеки:

- при виконанні робіт необхідно виконувати інструкції з техніки безпеки, викладені в інструкції з експлуатації системи та вимоги безпеки при виконанні робіт на об'єкті та при обробці об'єкта під струмом;
- для виконання розробки системи допускаються працівники, які вивчили документацію до системи та пройшли випробування на безпеку;
- при проведенні робіт, пов'язаних з відпрацюванням поворотів опори, встановлюється огорожа з попереджувальними червоними прапорцями;

- заборонено несанкціонованим особам залишатися всередині літака та в зоні огороження під час поворотів опори та виконувати роботи, не пов'язані з відпрацюванням;

- між особами, які проводять відпрацювання, повинен бути забезпечений чіткий зв'язок по переговорному пристрою [25].

ПОПЕРЕДЖЕННЯ. Рукоятка перемикача основного керування шасі не має нейтрального положення, останньою операцією, що закінчує цикл прибирання чи випускання шасі, являється зачинення створок. Створки можуть бути зачинені і від резервного каналу керування. В зв'язку з цим, щоб запобігти нещасного випадку необхідно:

– всі роботи в нішах шасі при відкритих створках (відкритих замках створок) виконувати тільки при відсутності тиску в ГС2 і ГС3. Прийняти всі міри, для запобігання несанкціонованої подачі тиску в ці системи.

– якщо літак стоїть на випущених стійках шасі (амортизація обтиснена), а в ніші передньої стійки чи в нішах основних стійок горять транспаранти «ОПАСНО, НЕТ БЛОКИРОВКИ», то необхідно прийняти міри, які унеможливають подачу тиску в ГС2, вияснити і ліквідувати причину відсутності блокування електросистеми прибирання-випускання шасі [25].

– без необхідності не відчиняти створки ніш шасі (з відкриттям замків закритого положення) і не залишати їх в відкритому положенні.

– слідкувати за тим, щоб після виконання перевірок положення перемикача основного керування шасі відповідало положенню шасі [25].

Таким чином, при дотриманні всіх правил і інструкцій, дані інженерно-організаційні рішення зводять до мінімуму вплив шкідливих і небезпечних виробничих факторів на людей [25].

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

За ступенем дії на організм людини у відповідності з класифікацією шкідливих речовин згідно ГОСТ 12.1.007-76 ССБТ робоча рідина НГЖ-5У належить до 2-го класу безпеки. Рідина НГЖ-5У легко проникає в організм людини через

непошкоджену шкіру й має загальнотоксичні властивості. У виробничих умовах при роботі з рідиною повинні дотримуватись запобіжні заходи, що виключають попадання рідини всередину організму, а також на шкіру та слизові оболонки (сильна подразнююча дія). Згідно ГОСТ 12.1.044-89 ССБТ 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 [18].

При роботі з рідиною НГЖ-5У необхідно застосовувати індивідуальні засоби захисту згідно типовим галузевим нормам, які затверджені встановленим порядком. Робітники повинні бути проінструктовані й навчені безпечним способам праці при роботі з рідиною; повинні бути оснащені окулярами ЕНЗ-Т, респіраторами типу РУ-60М з паромом марки А та засобами спеціального захисту відповідно до ГОСТ 12.4.011-89 ССБТ та ГОСТ 12.4.103-83 ССБТ

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 антиокислюючими №374 марки БЛ-1-М за ТУ 53-66-73, або рукавицями гумовими технічними типу 1, виду Б за ГОСТ 20010-93, або рукавицями хірургічними; фартухами 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-5У забороняється поводитись з відкритим вогнем, а приміщення повинно бути оснащено приточно-витяжною вентиляцією згідно до ГОСТ 12.4.021-75 ССБТ, а місця інтенсивних виділень парів – місцевими відсмоктувачами [25].

3.6 Висновок

Аналіз конструктивних особливостей, закладених в конструкцію при проектуванні системи випускання-прибирання шасі, властивості робочої рідини, дозволяє зробити висновок, що спроектована система пожежобезпечна і придатна для проведення експлуатаційних та ремонтних робіт.

Безпосередня установка системи на літак, а також роботи з технічного обслуговування і ремонту проводяться в цехах, які мають свою специфіку з власними технічними умовами. Це означає, що освітлення, опалення, вентиляція і легкий доступ до обладнання впливають на безпеку виконуваних робіт. В розділі було виконано розрахунок освітлення в цеху. За розрахунком освітлення в цеху складання ГС не менше ніж допустима норма освітлення зі ДБН В.2.5-28-2006 [25].

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Вплив авіації на довкілля

Авіація забруднює землю, водні шляхи та атмосферу, а особливість впливу авіації на навколишнє середовище відображається у значному шумовому впливі та викидах різних забруднюючих речовин. Негативний вплив різних джерел повітряного шуму в основному чиниться на операторів, інженерів та техніків виробничих підрозділів. Історично склалося так, що аеропорти розташовані поблизу густонаселених районів міста. Отже, із зростанням міст та інтенсифікацією процесів повітряного руху виникає серйозна проблема співіснування міста та аеропорту. Населення авіаційного міста та навколишніх сіл піддається шуму літаючих літаків. Персонал аеропорту, пасажери та відвідувачі піддаються меншому шуму [25].

Окрім шуму, авіація також призводить до електромагнітного забруднення. Його викликає радіолокаційне та радіонавігаційне обладнання аеропорту та літака. Радіолокаційні пристрої можуть генерувати високовольтні електромагнітні поля, які становлять реальну загрозу для людей [25].

Вплив електромагнітних хвиль на живі організми складний і недостатньо вивчений. При взаємодії з організмами електромагнітні хвилі частково відбиваються, а частково поглинаються і поширюються в них. Ступінь впливу залежить від поглинання енергії тканиною тіла, частоти хвиль та розміру біологічного об'єкта [23].

При постійному впливі електромагнітних хвиль низької інтенсивності виникають розлади нервової та серцево-судинної систем, залоз внутрішньої секреції тощо. Людина відчуває роздратування, головні болі, порушення пам'яті тощо. Пристосування до електромагнітних ефектів не відбувається [25].

Ще одним аспектом впливу авіації на навколишнє середовище є авіаційні двигуни та викиди стаціонарних джерел, але авіація має ряд відмінностей порівняно з іншими видами транспорту:

- Використання переважно газотурбінних двигунів диктує інший тип процесу та структуру вихлопних газів.
- Використання гасу як палива призводить до зміни компонентів забруднюючих речовин.
- Літаки на великій висоті та на високих швидкостях спричиняють розподіл продуктів згоряння у верхніх шарах атмосфери та на великих площах, зменшуючи тим самим вплив на живі організми.

Літаки забруднюють поверхневі шари атмосфери вихлопними газами від авіаційних двигунів поблизу аеропортів та верхніх шарів атмосфери на крейсерській висоті. На вихлоп повітряних двигунів припадає 87% усіх викидів від цивільної авіації, включаючи атмосферні викиди від автомобілів спеціального призначення та стаціонарних джерел.

Хімічний склад викидів залежить від виду та якості палива, технології виробництва, способу згоряння в двигуні та його технічного стану. Найгіршими робочими умовами є низькі обороти та «холостий хід» двигуна, коли забруднюючі речовини потрапляють в атмосферу в кількості, яка значно перевищує викиди в умовах навантаження. Технічний стан двигуна безпосередньо впливає на екологічну сумісність викидів.

За типом авіаційного двигуна, який найчастіше використовується в сучасній цивільній авіації, - двоконтурний турбореактивний (ТРДД) - можна виділити п'ять основних режимів (таблиця 4.1), тривалість яких відповідає максимальній тривалості режимів, з яких середній час роботи цих режимів для найбільших і найбільш навантажених аеропортів світу [25].

Режими роботи авіаційного двигуна в зоні аеропорту

Таблиця 4.1

Номер режиму	Найменування режиму	Тривалість режиму, хв.

1	Холостий хід і руління перед зльотом (режим малого газу)	17
2	Зліт	0,7
3	Набір висоти	2,2
4	Захід на посадку	4
5	Руління після посадки (режим малого газу)	9

Підраховано викиди шкідливих речовин в зоні аеропорту за такий злітно-посадочний цикл для літаків різних типів (табл.4.2). [25]

Емісія з авіаційних двигунів за злітно-посадочний цикл для літаків різних типів

Таблиця 4.2

Тип літака	Викиди шкідливих речовин, кг/год				
	CO	C _x H _y	NO _x	SO _x	Попіл
Ту-154	48,8	45,5	68,3	0,6	2,0
Як-42	7,8	1,5	12,7	0,2	0,7
Ту-154М	53,2	9,3	15,6	0,5	1,8
Як-40	22,5	4,5	4,7	0,1	0,5

Номінальний режим роботи двигуна, як один з найбільш економічних, є і одним з найбільш екологічно чистих (табл.4.3). [25]

Маса шкідливих викидів при роботі двигуна на номінальному режимі за годину

Таблиця 4.3

Тип літака	Викиди шкідливих речовин, кг/год				
	CO	C _x H _y	NO _x	SO _x	Попіл
Ту-154	49	46	68	0,6	2
Як-42	8	2	13	0,2	1
Ту-154М	54	9	16	0,5	2
Як-40	23	5	5	0,1	1

Для забезпечення проходження повітряних процесів в основному використовується паливо, видобуте з нафти. Органічна маса мазуту містить такі хімічні елементи: вуглець, водень, кисень, азот і сірка. Негорюча частина палива включає вологу та мінеральні домішки. Продуктами повного згоряння палива є вуглекислий газ, водяна пара та діоксид сірки. При недостатньому надходженні кисню відбувається неповне згоряння, внаслідок чого замість вуглекислого газу утворюється чадний газ [25].

У придорожній зоні, коли літак злітає, приблизно 50% викидів у вигляді мікрочастинок негайно розподіляються в районах, прилеглих до аеропорту. Накопичення забруднюючих речовин на узбіччі призводить до забруднення

екосистем і робить ґрунти на прилеглих територіях непридатними для сільськогосподарського використання.

Токсичні забруднювачі з мобільних та стаціонарних джерел поділяються за ступенем небезпеки на 4 класи:

1 - надзвичайно небезпечний (тетраетилсвинець, свинець, ртуть тощо)

2 - дуже небезпечний (марганець, мідь, сірчана кислота, хлор тощо)

3 - примирений небезпечний (ксілол, метиловий спирт тощо)

4 - слабо небезпечні (аміак, паливний бензин, гас, чадний газ, скипидар, ацетон тощо).

Таким чином, авіація є джерелом досить широкого кола факторів негативного впливу на навколишнє середовище. У зв'язку з цим своєчасним та нагальним завданням є розробка та впровадження державних норм, що регулюють розміщення населених пунктів поблизу аеропортів, а також доцільно розробити заходи та рекомендації щодо зменшення негативного впливу процесів повітряного транспорту на навколишнє середовище [25].

Для забезпечення проходження авіатранспортних процесів в основному використовують паливо, видобуте з нафти. До складу органічної маси нафтового палива входять наступні хімічні елементи: вуглець, водень, кисень, азот і сірка. Не пальна частина палива включає вологу і мінеральні домішки. Продуктами повного згоряння палива є вуглекислий газ, водяна пара і діоксид сірки. При недостатнім надходженні кисню відбувається неповне згоряння, у результаті чого замість вуглекислого газу утворюються чадний газ [25].

У пришляховому просторі при зльоті літака приблизно 50% викидів у вигляді мікрочастинок відразу розсіюється на прилеглих до аеропорту територіях. Нагромадження забруднюючих речовин у пришляховій смузі призводить до забруднення екосистем і робить ґрунти на прилеглих територіях непридатними до сільськогосподарського використання. [25]

Токсичні забруднюючі речовини з пересувних і стаціонарних джерел поділяються за ступенями небезпеки на 4 класи:

- 1 – надзвичайно небезпечні (тетраетил свинець, свинець, ртуть та ін.);
- 2 – високо небезпечні (марганець, мідь, сірчана кислота, хлор та ін.);
- 3 – помірно небезпечні (ксилол, метиловий спирт та ін.);
- 4 – мало небезпечні (аміак, бензин паливний, гас, оксид вуглецю, скипидар, ацетон та ін.).

Таким чином, авіація є джерелом досить широкого спектру факторів негативного впливу на довкілля. У зв'язку з цим своєчасною і актуальною задачею є розробка і впровадження державних нормативних актів, що регламентували б розташування населених пунктів поблизу аеропортів, а також є доцільною розробка заходів та рекомендацій щодо зниження негативного впливу авіатранспортних процесів на довкілля [25].

4.2. Розрахунок емісії двигуна повітряного судна

Повітряні судна (ПС) є нестационарними організованими джерелами викидів шкідливих речовин (ШР) до атмосферного повітря [25]. У відповідності до норм Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) регламентуються викиди авіаційними двигунами таких шкідливих речовин:

- монооксид вуглецю (СО);
- вуглеводні сполуки, що не згоріли (С_xН_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 [25].

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 $R=0.6\dots 0.8$). 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 [25].

„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) [25].

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 [25].

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

$$M_i = M_{iH} + M_{i3-P}.$$

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 [25].

Визначення M_{iH} ведеться за формулою:

$$M_{iH} = K_{iH} \cdot G_{Пн},$$

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

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

$$G_{Пн} = C_{уд} \cdot R_{МГ} \cdot t_{МГ},$$

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 [25].

Тоді визначення M_{i3-P} ведеться за формулою:

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

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

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

Величини t_{MG} , $T_{1,2,3}$ 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 [25].

Вихідні дані:

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

Тяга двигуна на малому газі: $R_{MG} = 4.4$ кН;

Питома витрата пального на малому газі: $c_{пит\ MG} = 0.06$ 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 :

$k_{CO} = 0,0193$ кг ШР/кг пал;

$k_{C_xH_y} = 0,0034$ кг ШР/кг пал;

$k_{NO_x} = 0,0084$ кг ШР/кг пал;

Таблиця 4.3

Режими	W_{CO} , кг/год.	$W_{C_xH_y}$, кг/год.	W_{NO_x} , кг/год.
Злітний	0,2	0,5	98
0,4 номіналу набору висоти	1,3	0,1	10,5
Зниження	7	1,2	1,2

З таблиці роботи двигуна в зоні аеропорту маємо:

$T_{MG} = 15+7=22$ хв. = 0,37 год. режимна наробка двигунів на малому газі,

$T_{1\ з-п} = 0,7$ хв. = 0,01 год. – режимна наробка двигунів при злеті,

$T_{2\ з-п} = 2,2$ хв. = 0,04 год. - режимна наробка двигунів при наборі висоти,

$T_{3\ з-п} = 4$ хв. = 0,07 год. – режимна наробка при зниженні,

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

$$G_{пн} = R_{MG} \cdot c_{пит\ MG} \cdot T_{MG} = 4400 \cdot 0,06 \cdot 0,37 = 97 \text{ кг}$$

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

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

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

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

4. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті- посадці:

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

$$M_{CO3-п} = 0,2 \cdot 0,01 + 1,3 \cdot 0,04 + 7 \cdot 0,07 = 0,52 \text{ кг}$$

$$M_{CхNy3-п} = 0,5 \cdot 0,01 + 0,07 \cdot 0,04 + 1,2 \cdot 0,07 = 0,09 \text{ кг}$$

$$M_{NO3-п} = 98 \cdot 0,01 + 10,5 \cdot 0,04 + 1,2 \cdot 0,07 = 1,61 \text{ кг}$$

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

$$M_{iап} = M_{ін} + M_{i3-п}$$

$$M_{CO} = 0,52 + 1,97 = 2,39 \text{ кг}$$

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

$$M_{NO} = 1,61 + 0,81 = 2,42 \text{ кг}$$

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

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

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

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

Висновок: двигун Д-436 літака-прототипу Ан-148 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІСАО [25].

4.3. Джерела шуму, інфразвуку, звукового удару і високочастотних ЕМП

Джерела шуму. Шумова обстановка на територіях авіапідприємства і прилеглих до нього районів визначається багатьма джерелами шуму, серед яких основні: авіаційні силові установки (СУ) з газотурбінними і поршневіми двигунами; допоміжні силові установки (ДСУ) літаків і агрегати запуску; спецмашини аеродромного обслуговування різного призначення, в тому числі теплові і вітрові

машини, створені на базі авіадвигунів, відпрацьованих льотний ресурс; верстатне і технологічне устаткування виробничих процесів.

Шум ДСУ, спецмашин і технологічного обладнання стає істотним лише в безпосередній близькості від них, як правило, на робочих місцях персоналу. Виняток становлять теплові і вітрові машини, шум яких можна порівняти з авіаційними СУ.

Шум, створюваний авіаційними СУ на території авіапідприємств, всередині більшості виробничих приміщень і в прилеглих районах, виявляється домінуючим, і його зниження зачіпає інтереси великої кількості людей.

Серед усіх типів авіаційних СУ найбільш гучні силові установки з ТРД і ТРДД. Їх шум генерується в робочому процесі багатьма джерелами, мають різні характеристики інтенсивності, спектру, спрямованості і т.д. У числі цих джерел - реактивні струмені першого і другого контурів, вентилятор, компресор, турбіна, агрегати, камера згоряння. Залежно від ступеня двоконтурності, параметрів робочого процесу, розмірності і режиму роботи двигуна, окружних швидкостей вентилятора і турбокомпресора, а також конструктивних особливостей двигуна і наявності коштів шумогасіння, одні з джерел є основними, визначальними, шум інших маскується шумом основних [25].

Основне джерело шуму силових установок з турбогвинтовими (ТВД) і поршневыми (ПД) двигунами - повітряний гвинт. Шум, випромінюваний через всмоктувальні і вихлопні пристрої ТВД, а також шум механічного походження в ПД (кривошипно-шатунного механізму, газорозподільного пристрою і агрегату) маскується шумом повітряного гвинта. Інше важливе джерело шуму ПД - вихлоп. В окремих випадках вихлопний шум виявляється порівнянним з шумом повітряного гвинта, а на знижених режимах може перевищувати останній [25].

Основні компоненти шуму ДСУ: випромінюється з боку всмоктування (шум компресора) випромінюється корпусом установки; вихлоп, що включає в себе шум турбіни. Внаслідок досить великої частоти обертання ВМД ДСУ їх шум має високочастотний характер і досягає рівня звукової потужності 135 дБ. Його інтенсивність на відстані 25 м становить приблизно 90 дБ.

Джерела інфразвуку. Інфразвук виникає при всякому механічному коливанні великих мас, здійснюваних в пружною середовищі. Головна особливість всіх звукових хвиль, включаючи і інфразвукові, полягає в тому, що швидкість поширення хвилі (швидкість звуку) значно більше швидкості коливань частинок середовища (коливальної швидкості) щодо їх положення рівноваги.

Поширення звукової хвилі в пружному середовищі супроводжується змінами відстаней між частинками цього середовища. Зсув частинок пов'язаний з відповідними деформаціями обсягу, призводять, в свою чергу, до змін тиску в середовищі. Тому одночасно з хвилею зсуву в середовищі поширюється і хвиля тиску. Хвилі зсуву і тиску характеризують лише різні сторони одного і того ж хвильового процесу.

Генераторами інфразвуку є трансформатори, вентилятори, дизель-генератори - все повільно обертаються машини [25].

Інфразвук генерується також при впливі поривів вітру на будівлі, споруди та машини з великою лобовою площею; при відкиданні великих мас повітря повітряними гвинтами; при взаємодії турбулентних потоків, обтікають транспортні засоби, з їх корпусами; при взаємодії шасі транспортних засобів з поверхнями дорожніх покриттів і т.п.

Джерела звукового удару. При польоті літака з надзвуковою швидкістю з'являється принципово нове, невідоме при дозвукових швидкостях польоту джерело шуму - звукові удари.

Навколо літака, що летить з надзвуковою швидкістю, утворюється система стрибків ущільнення і хвиль розрядження, що мають в просторі форму конуса (конуса обурень). Стрибки з'являються перед носком фюзеляжу (головна ударна хвиля), перед виступами на фюзеляжі (ліхтар кабіни пілота і ін.), В місцях стику крила і оперення з фюзеляжем [25].

Досягнувши землі, стрибок тиску сприймається як звуковий удар, вибух. Таким чином, звуковий удар є результатом взаємодії системи ударних хвиль, які утворилися навколо літака, що летить з надзвуковою швидкістю, з землею або іншим предметом на шляху до землі.

Джерелами високочастотних ЕМП є радіотехнічні засоби (РТЗ) цивільної авіації, що складаються з радіолокаційних станцій (РЛС), радіонавігаційних систем і засобів радіозв'язку. Основне їх призначення - забезпечення управління повітряним рухом (УВС) і навігації повітряних суден. Наземні РЛС служать для виявлення і визначення місця розташування повітряних суден в процесі їх польоту. Радіонавігаційні системи забезпечують посадку повітряних суден і визначення з борта місцезнаходження повітряного судна в просторі щодо наземних радіомаяків, встановлених по трасах польотів. Радіотрансляційні зв'язкові станції забезпечують постійний зв'язок з повітряними судами. Наземні РЛС ГА поділяються на: оглядові радіолокатори трасові; трасові радіолокаційні комплекси; оглядові радіолокатори аеродромні; радіолокаційні станції огляду льотного поля; посадочні радіолокатори; метеорологічні радіолокатори [25].

Розвиток цивільної авіації підвищив вимоги до безпеки і регулярності польотів і привів до необхідності обладнання аеропортів світу і трас польоту повітряних суден радіолокаційними і радіонавігаційними системами. Ці системи випромінюють електромагнітну енергію в найбільш небезпечних по впливу на людину діапазонах частот - в дециметровому, сантиметровому і міліметровому. Розвиток радіолокаційної і радіонавігаційної техніки в світі в останні 30 - 40 років відбувався в основному по шляху постійного зростання інтенсивності випромінюваної потужності, що характеризується як щільність потоку енергії (ППЕ), в сотні і тисячі разів перевищує встановлені гранично допустимі рівні для людини [25].

Аеропорти цивільної авіації, насичені радіолокаційної і радіонавігаційної технікою випромінюють потоки електромагнітної енергії («букет» ЕМП), що впливає на працівників аеропорту, професійно не пов'язаних з роботою на цій техніці, а також на населення, яке проживає в безпосередній близькості від радіоб'єктів аеропорту. Цьому «букету» ЕМП з гігієнічної точки зору притаманні особливості: кошти, випромінюють електромагнітну енергію, встановлені на невеликих за розмірами територіях аеропортів; відрізняються за діапазоном частот, потужності випромінювання, діаграм спрямованості, висоті установки антен і

режимам роботи; пасажери, які знаходяться на аеродромі , і населення поблизу нього можуть потрапити під вплив ЕМП одночасно від двох і більше джерел [25].

4.4. Висновок

Гідравлічна система літака - це функціональна система, яка дуже небезпечна для здоров'я людини. У літаку Ан-148 в якості робочого середовища використовується НГЖ-5У. Ця рідина виготовляється з ефіру фосфорної кислоти дибутилфенілфосфату.

На відміну від рідин АМГ-10, які використовуються при низькій токсичності, площини попереднього розвитку, які можуть дратувати шкіру та викликати дерматит, як і всі нафтопродукти, рідини НГЖ-5У та їхні закордонні аналоги надзвичайно токсичні і можуть застосовуватися лише за певних умов. Правила безпеки. Ці правила поширюються на працівників, які контактують з рідинами (обслуговуючий персонал), які повинні бути забезпечені вологозахисним поліетиленом або гумою, спідницями, рукавами, рукавичками, захисними мазями, окулярами та, в деяких випадках, респіраторами. Заправка виконується лише в закритому стані, без контакту рідини з повітрям.

Робоча рідина НГЖ-5У надзвичайно токсична. Хоча він не є займистим, згоряти його не можна і не можна спалити. Отже, ця рідина повинна надходити до виробника для переробки як кінцеве використання (виробництво ресурсів) через розкладання. Транспортування потрібно лише у спеціальному контейнері з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Інші ємності не можуть протидіяти дії кислоти у належній якості. [25]

Висновок за результатами магістерської роботи.

З результатів магістерської роботи було зроблено наступні висновки:

1. Магістерська робота розробляє та вивчає електрогідромеханічну систему реєстрації випуску шасі пасажирського літака для середньошвидкісних транспортних засобів, що відповідає вимогам «АП-25».

2. Розділ проектування пропонує наступні етапи:

- перевірені схемні рішення системи;
- Методи розрахунку визначають попередні значення параметрів одиниці енергії, такі як Б. необхідні діаметри труб гідравлічного тиску і дренажних ліній системи;

- Розрахунки опору труб та гідроциліндрів на передній та основній опорах шасі.

3. В результаті магістерської роботи було визначено та досліджено основні параметри приводу електрогідромеханічної системи поглинання шасі:

- Вибір та обґрунтування параметрів гідроприводу та попередній гідравлічний розрахунок на першій фазі проектування;

- обґрунтування схеми розрахунку системи поглинання шасі;

- Розробка математичних моделей (в науково-технічному комп'ютерному середовищі, інтегрованому в MATLAB) окремих гідроагрегатів та гідравлічних ліній;

- Розробка рівнянь руху стійок шасі під час їх запису;

- Розробка системи поглинання для комп'ютерної моделі (в середовищі моделювання Simulink для динамічних систем) передньої та головної опор шасі, враховуючи одночасну роботу з системою управління літаком;

Уточнення раніше вибраних параметрів системи шляхом параметричного аналізу з розробленими комп'ютерними моделями.

4. У розділах «Охорона праці» та «Охорона навколишнього середовща» аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів проводиться на основі заходів, розроблених для підвищення безпеки праці (для надійного візуального контролю за

монтажем агрегатів, зістиковок 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) [25].

5. Результати магістерської роботи можуть бути використані при проведенні доробок системи вбирання-випуску шасі літака-прототипу Ан-148 та для розробки або дослідження інших літальних апаратів [25].

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

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.
6. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.
7. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977.
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.
10. Чкалов В. В., к.т.н. Ковалева С. И. Автоматизация расчетов гидравлических цепей. Киев, Общество «Знание», «Машиностроение», 1982.
11. Манько П. С., Смирнов Б. И., Киселев В. П. Руководящий технический материал РТМ 1717-88. Гидравлические системы и агрегаты самолетов и вертолетов.1988.
13. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977.

14. Чкалов В. В., к.т.н. Ковалева С. И. Автоматизация расчетов гидравлических цепей. Киев, Общество «Знание», «Машиностроение», 1982.
15. Запорожець О. І., Протоєрейський О. С., Франчук Г. М., Боровик І.М. Основи охорони праці. Підручник. – К.: Центр учбової літератури, 2009.
16. Гандзюк М. П., Желібо Е. П., Халимовський М. О. Основи охорони праці: Підручник. — К.: Каравела, 2005.
17. Охрана окружающей среды. Том 1. Авиационный шум: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 3, июль 2008 г.
18. Грищук М. В. Основи охорони праці: Підручник для студ. вищих навч. закладів. – К.: Кондор, 2005.
19. Охрана окружающей среды. Том 2. Эмиссия авиационных двигателей: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 5, июль 2014 г.
20. Бабічев В. В., Сорокін Г. Ф. Охорона праці та технічна безпека. — К., 1996.
21. Поповичева О. Б., Персианцева Н.М., Зубарева Н.А., Шония Н.К., Старик А.М., Савельев А. М. Сажевые аэрозоли в верхней тропосфере: свойства и последствия эмиссии авиации. НИИЯФ МГУ, 2005.
22. Бедрий Я. І. Охорона праці: Навчальний посібник. — К.: ЦУЛ, 2002.
23. Николайкин Н.И. Проблемы охраны окружающей среды в гражданской авиации. // Экология промышленного производства. - 1999. Вып. 3.
24. Загоруй, Я. За технологічний прогрес платить природа: вплив авіації на довкілля [Електроний ресурс] / Ярослав Загоруй. – [ел. версія журналу "Екологія" від 5.01.2006 р.]
25. Приймак В. М. ННПОТ_134_2020_ПриймакВМ / Розробка та дослідження гідравлічної системи прибирання та випуску шасі пасажирського літака злітною масою 35-40 тон – 2020.

Додаток А. Результати перевірки на плагіат



User name:
Еременко Роман АКФ_G65

Check date:
14.12.2020 11:25:06 EET

Report date:
14.12.2020 11:30:28 EET

Check ID:
1005450022

Check type:
Doc vs Internet + Library

User ID:
100001919

File name: **КацанОМ_АКФ_134_2021 повторно**

Page count: **106** Word count: **17614** Character count: **124193** File size: **2.55 MB** File ID: **1005740214**

56.5% Matches

Highest match: **54.6%** with Library source (File ID: **1001197639**)



0.13% Quotes



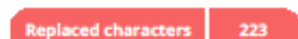
0.61% Exclusions

Some exclusions were automatic (exclusion filters: matched word count less than **8 words** and **0%**)

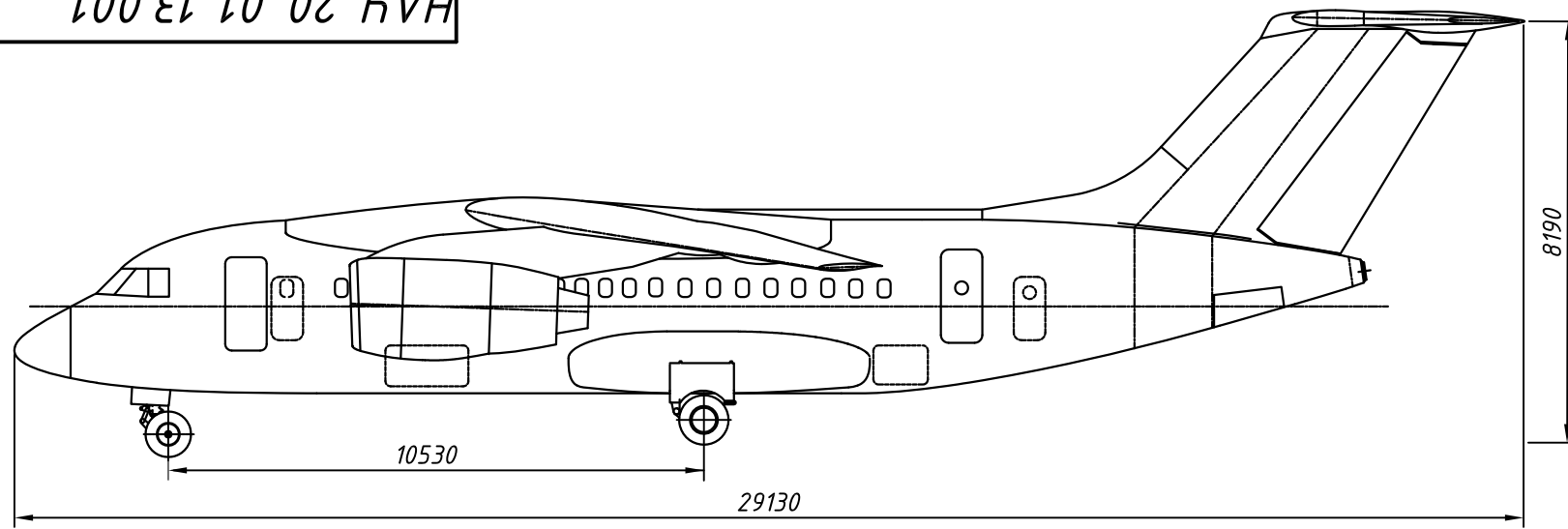


Modifind

Text modifications detected. Find more details in the online report.



НАУ 20.01.13.001



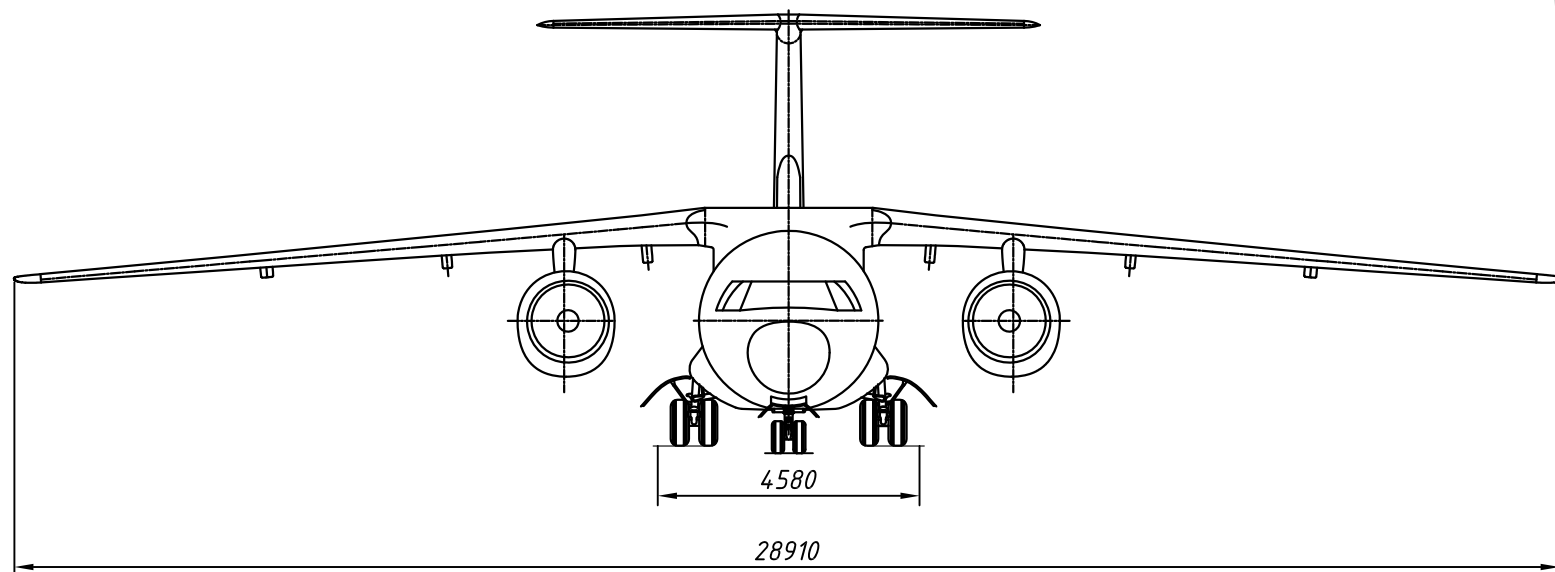
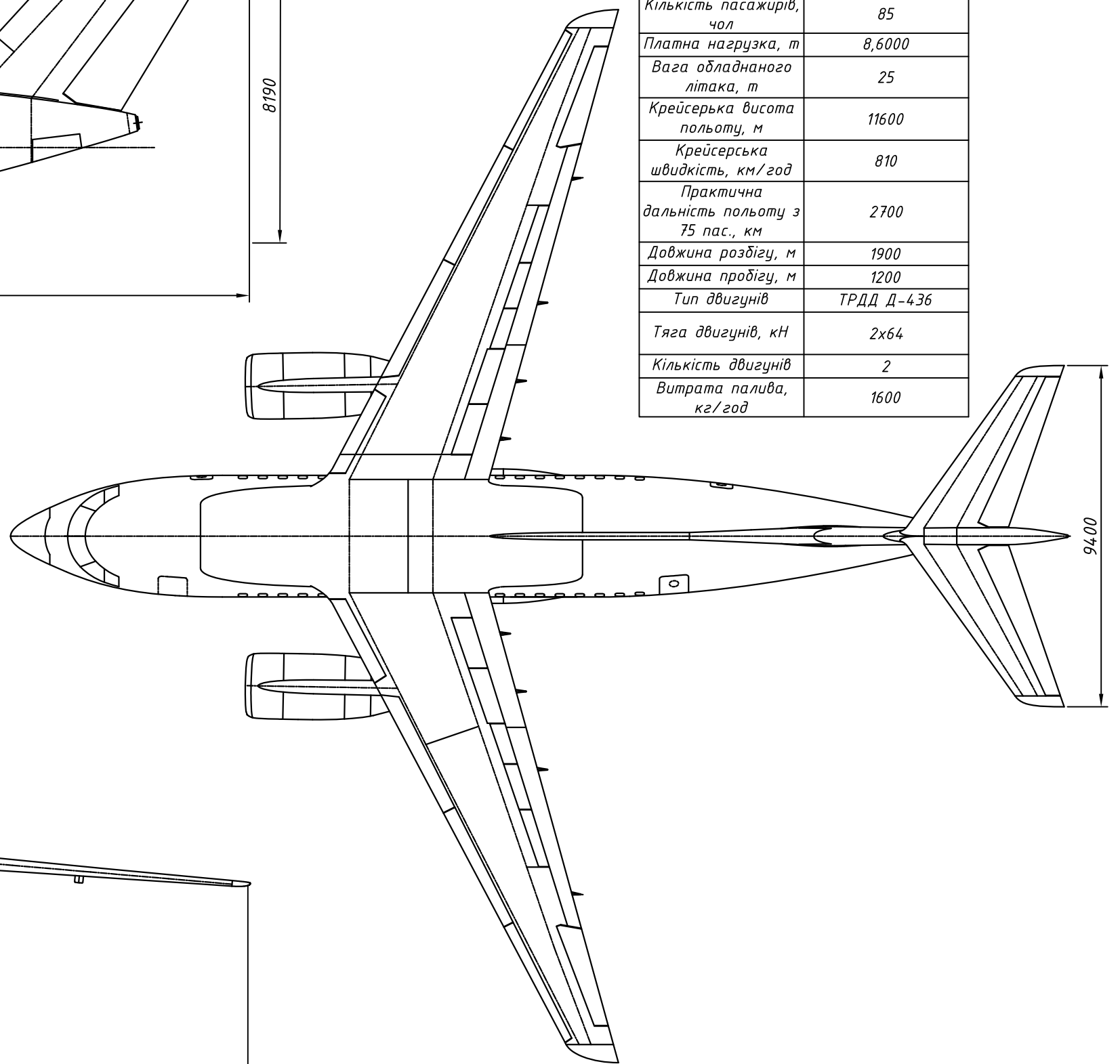
Основні характеристики літака

Злітна вага, т	38,0000
Кількість пасажирів, чол	85
Платна нагрузка, т	8,6000
Вага обладнаного літака, т	25
Крейсерська висота польоту, м	11600
Крейсерська швидкість, км/год	810
Практична дальність польоту з 75 пас., км	2700
Довжина розбігу, м	1900
Довжина пробігу, м	1200
Тип двигунів	ТРДД Д-436
Тяга двигунів, кН	2x64
Кількість двигунів	2
Витрата палива, кг/год	1600

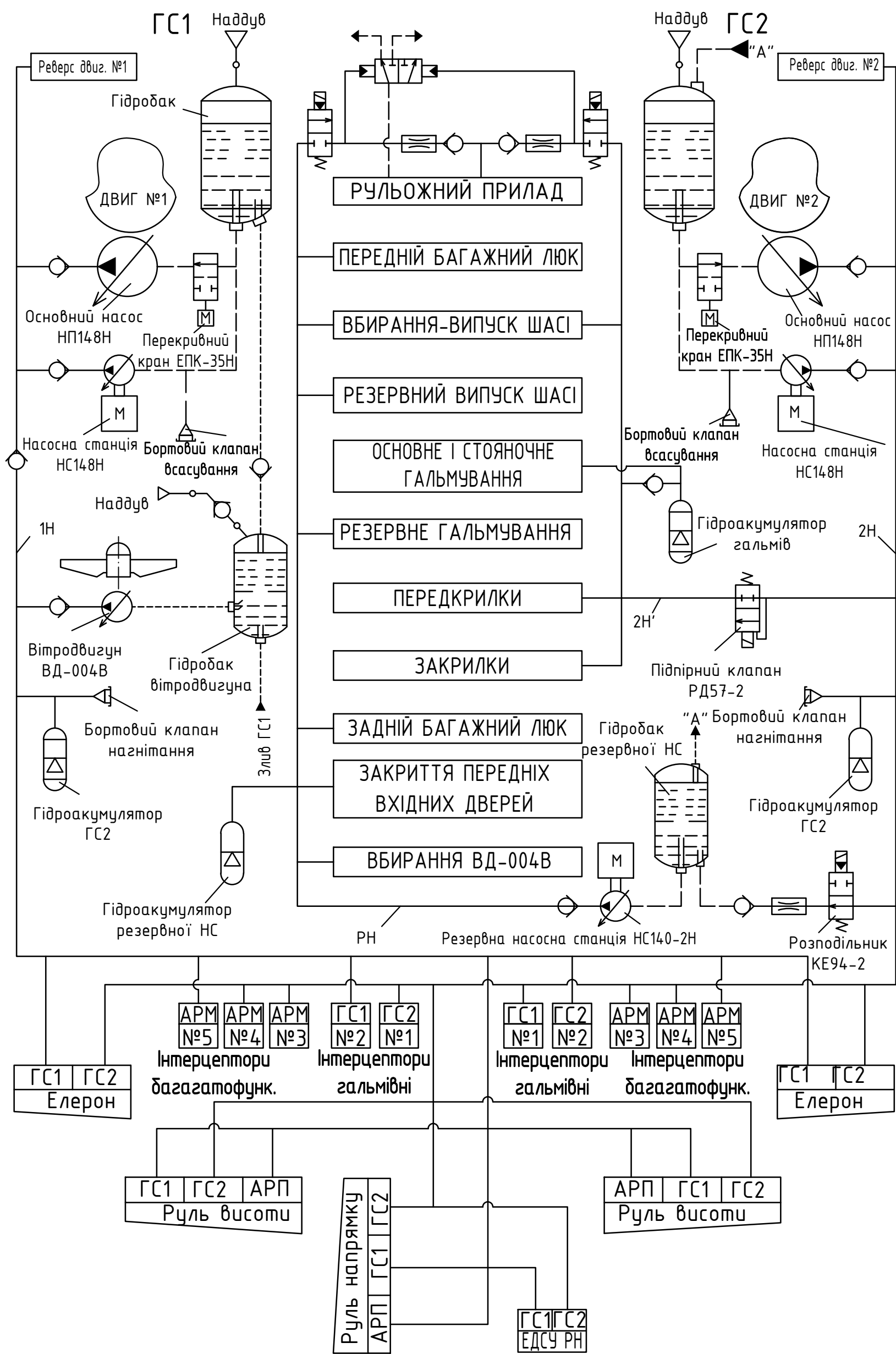
Геометричні характеристики літака

Фюзеляж	
Діаметр, мм	3350
Довжина, мм	26108
Подовження	7,7900
Мідель (с ОШ), кв.м.	9,7740

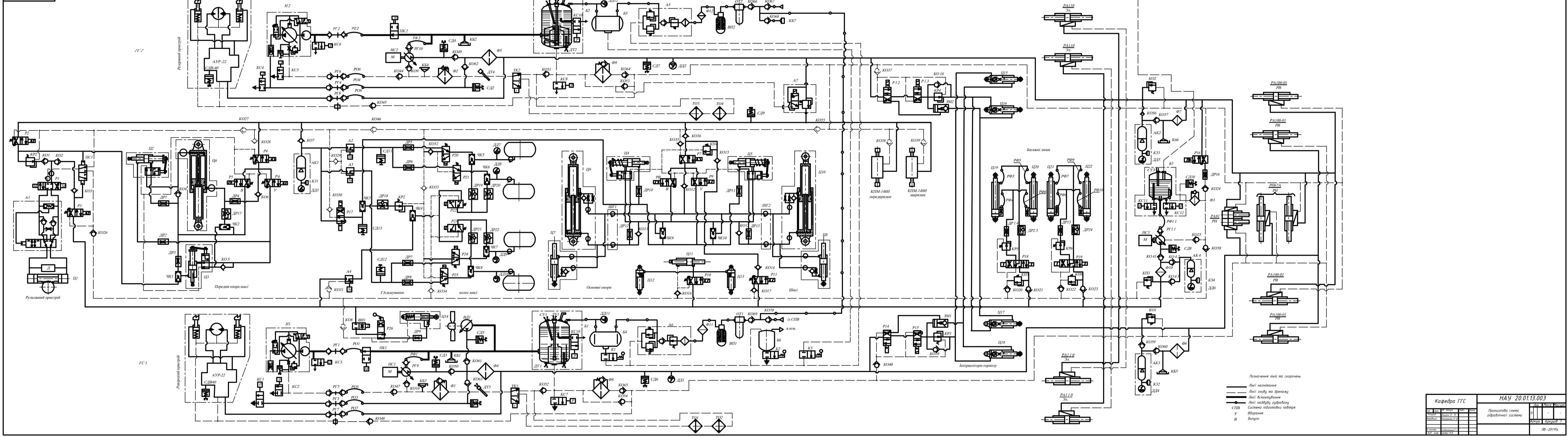
	Крило	ГО	ВО
Розмах, м	28,9100	9,4000	-
Подовження	9,4950	4,6100	0,9480
Звуження	4,0450	2,5100	1,3460
Площа, кв.м.	87,3200	18,8700	19,8600
Кут поперечного "V", град	-4	0	-
Кут стріловидності, за 0.25 хорди, град.	21	32	40
Кут установки крила, град.	3	1	0



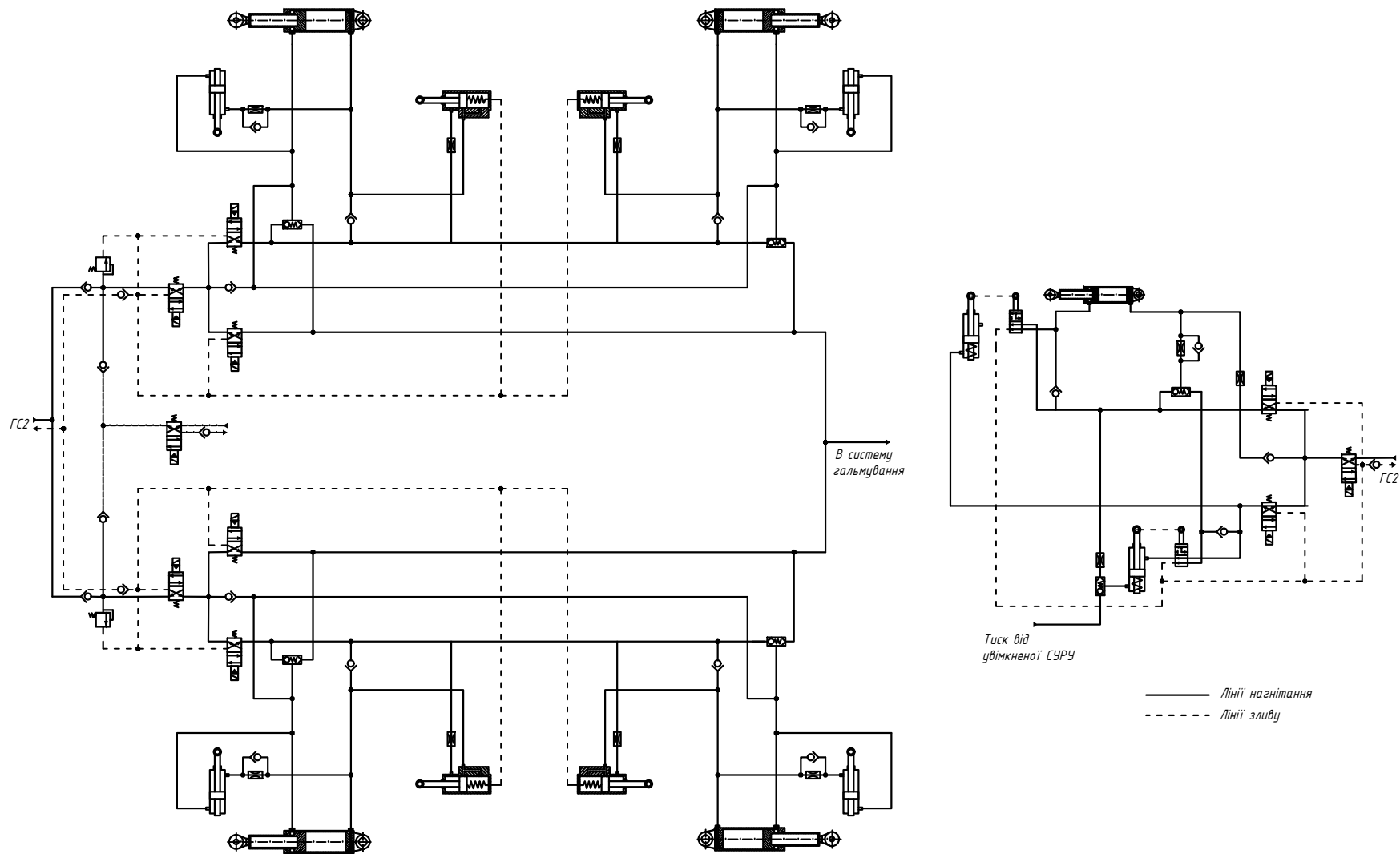
Кафедра ГГС				НАУ 20.01.13.001			
Зм.	Арк.	№докум.	Підпис	Загальний вид літака-прототипу	Літера	Маса	Масштаб
Виконав	Кацан О.М.						1:150
Викрнав	Макаренко Р.О				Аркуш	Аркушів	
Н.Контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ-201Мз		
Зав.Каф.	Бадах В.М.						



Кафедра ГГС					НАУ 20.01.13.002			
Зм.	Арк.	№докум.	Підпис	Дата	Структурна схема ГС	Літера	Маса	Масштаб
Виконав	Кацан О.М.							
Виконав	Макаренко Р.О.							
Н.Контр.	Сивашенко Т.І.					Аркуш	Аркушів	
Зав.Каф.	Бадах В.М.					ЛВ-201Мз		

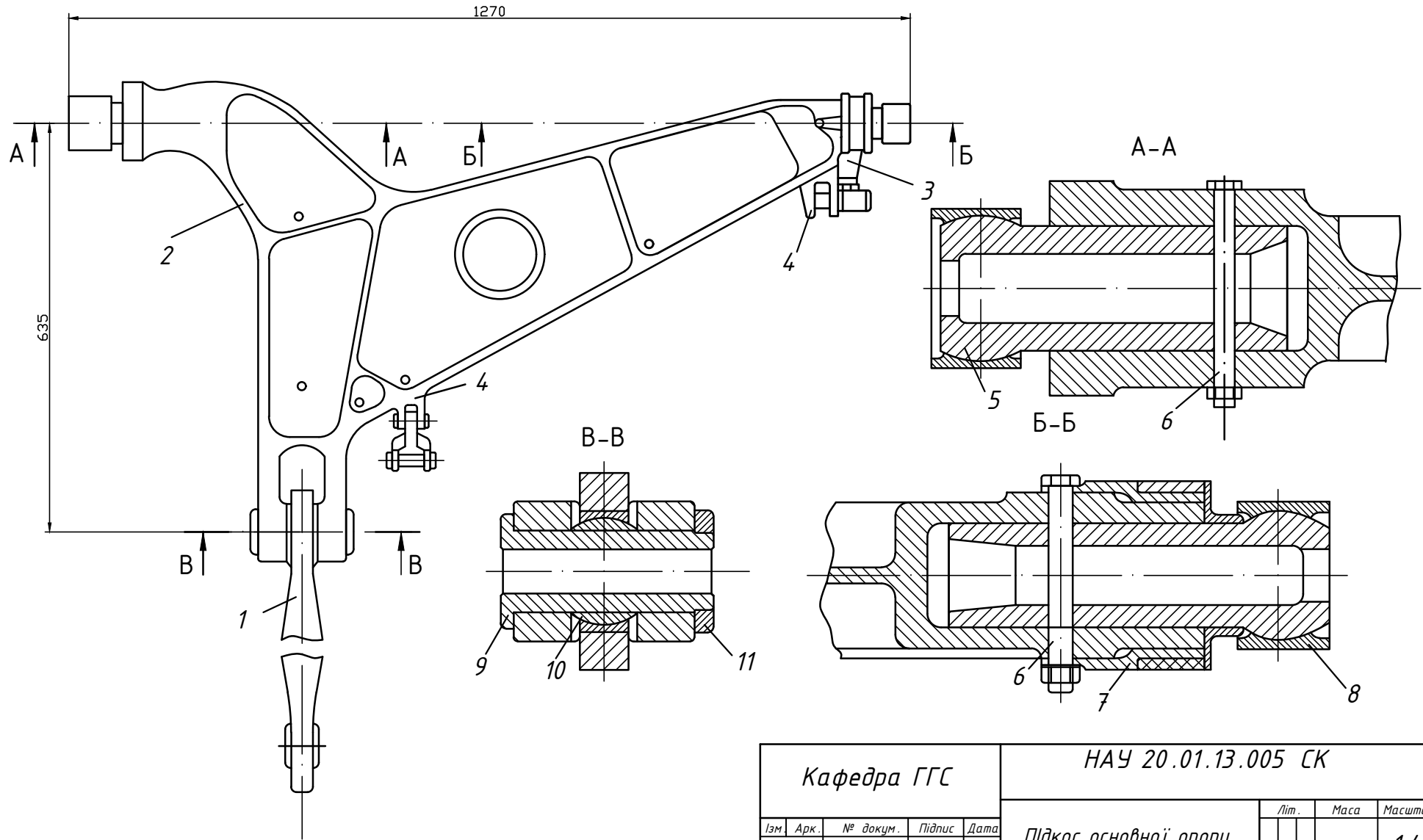


Кафедра ГТС		НАУ 20.01.13.003	
Исполнитель	Проверен	Утвержден	Согласован
Дата	Дата	Дата	Дата
Лист	Лист	Лист	Лист
1	1	1	1
Принципиальная схема		Схематическая система	
сборочной системы			
		ИВ - 2011г	

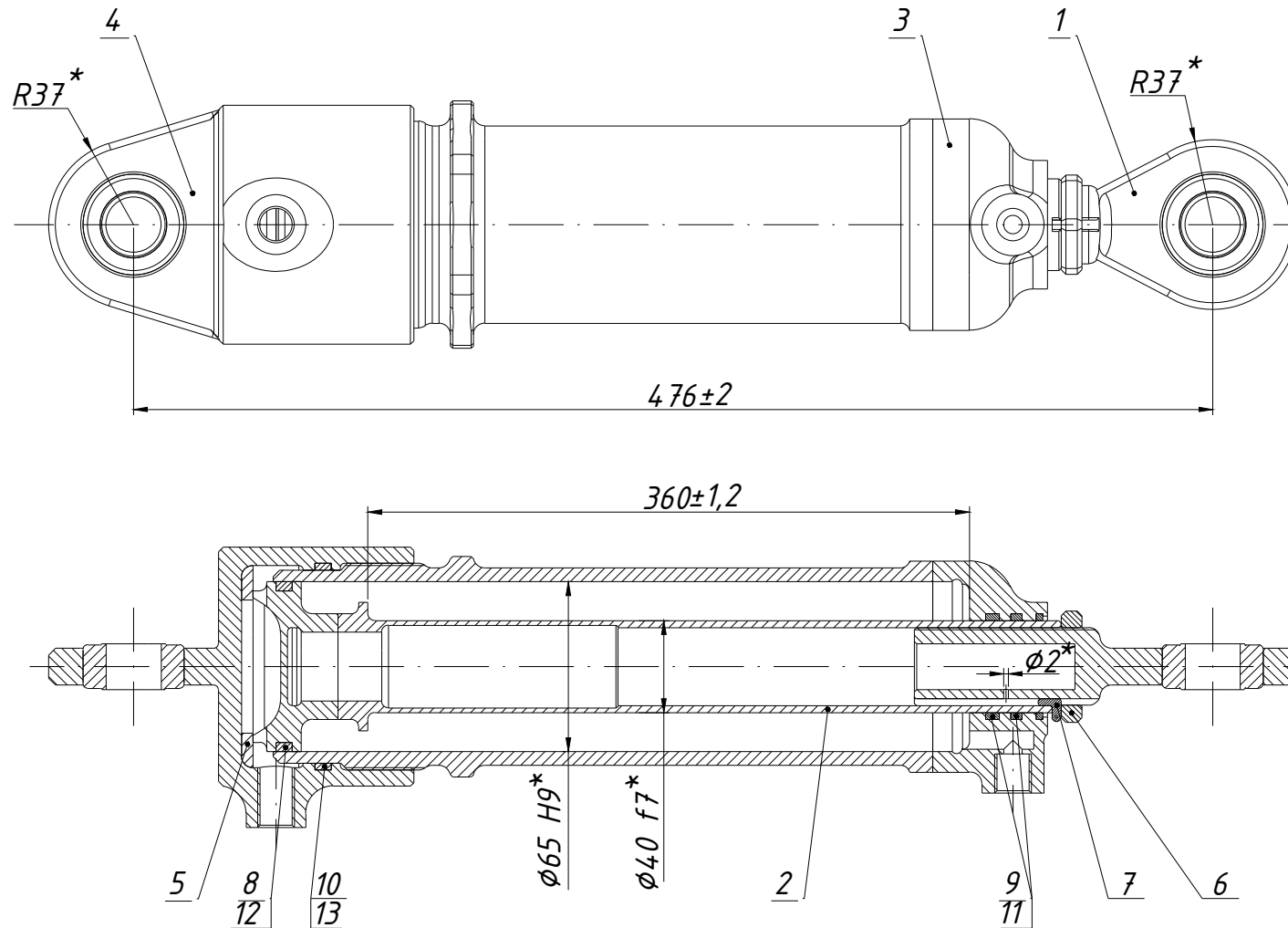


Кафедра ГГС					НАУ 20.01.13.004			
Ізм	Арк.	№докум.	Підпис	Дата	Принципова схема гідромережі системи придбання та випуску шасі	Літера	Маса	Масштаб
Виконав	Кацан О.М.							
Викрнав	Макаренко Р.О.							
Н.Контр.	Сивашенко Т.І.					Аркуш	Аркушів	
Зав.Каф.	Бадах В.М.					LB-201M3		

НАУ 20.01.13.005 СК



Кафедра ГГС					НАУ 20.01.13.005 СК			
Ізм	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	Підкос основної опори шасі	Літ.	Маса	Масштаб
Розроб	Кацан О. М.							1:4
Керівник	Макаренко Р.О.							
Консульт						Аркуш	Аркушів	
Н.контр.	Сивашенко Т.І.					ЛВ-201Мз		
Зав.каф.	Бадах В.М.							



- 1.* Розміри для справки.
2. Робоча рідина - АМГ-10
ГОСТ 6794-75.
3. Номінальний тиск - 21 МПа.
4. Діапазон робочих температур:
- оточуючого середовища - від
мінус 60°C до +60°C
- робочої рідини - від
мінус 60°C до +90°C.
5. Деталі, поступаючі на
складання, крім ущільнюючих
кілець, повинні бути промиті в
нефрасі С2-80/120
ТУЗВ.401-67-108-92.
6. Виконати попереднє складання
циліндра дет. поз. 3 і штока з
поршнем дет. поз. 2.
Перевірити, що шток плавно,
без заїдання переміщується
в циліндрі під своєю масою.

Кафедра ГГС

НАУ 20.01.13.006 СП

Ізм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
		Розроб.	Кацан О. М.	
		Керівник	Макаренко Р.О.	
		Консульт		
		Т. контр.		
		Н. контр.	Сивашенко Т.І.	
		Зав. каф.	Бахад В.М.	

Циліндр силовий

Літ.	Маса	Масштаб
		1:2
Аркуш		Аркушів

ЛВ - 201Мз