

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 керування розворотом передньої опори шасі регіонального літака зі злітною масою 20-25 тонн»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу Николин Олеся Богданівна _____
(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: к.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.

“ ___ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Николин Олеся Богданівна

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи керування розворотом передньої опори шасі регіонального літака зі злітною масою 20-25 тонн.
Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № _____
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 23.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: рульовий механізм системи керування розворотом передньої опори шасі регіонального літака, робоча рідина АМГ 10, робочий тиск рідини – 15 МПа.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до конструкції та розташування шасі; моделювання гідравлічної системи літака та шасі, аналіз статичних та динамічних характеристик механізму розвороту передньої стійки шасі, охорона праці та навколишнього середовища.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд регіонального літака, компоновка літака, гідравлічна система літака та шасі, складальне креслення рульового механізму та деталювання його елементів.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Розподіл теми на основні частини	12.10.2020	
4.	Пошук необхідних даних та літератури	16.10.2020	
5.	Аналіз конструкції та розробка системи шасі	26.10.2020	
6.	Міцнісний розрахунок елементів системи керування передньою опорою шасі	02.11.2020	
7.	Імітаційне моделювання системи	13.11.2020	
8.	Виконання розділів з охорони праці та навколишнього середовища	29.11.2020	
9.	Формування висновків	11.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Фролов Валерій Федорович		
4. Охорона праці	Казанець Віталій Іванович		

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ Макаренко Р.О.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Николин О.Б.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Розробка та дослідження системи керування розворотом передньої опори шасі регіонального літака зі злітною масою 20-25 тонн»; 99 сторінок, 28 рисунків, 10 таблиць, 15 використаних джерел, 6 додатків.

ЛІТАК, ШАСІ, ПЕРЕДНЯ ОПОРА, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РОЗВОРОТОМ, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, СИЛОВИЙ ГІДРОЦИЛІНДР, ЗУБЧАСТА РЕЙКА, МІЦНІСНИЙ РОЗРАХУНОК, КОМП'ЮТЕРНЕ ТВЕРДОТІЛЬНЕ ТРЬОВИМІРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, САПР.

Об'єкт дослідження – система керування розворотом передньої опори шасі регіонального пасажирського літака.

Предмет дослідження – статичні та динамічні характеристики механізму розвороту передньої стійки шасі.

Метою роботи є проектування системи керування розворотом передньої опори шасі регіонального пасажирського літака злітною масою від 20 до 25 тонн. Підвищення конкурентоспроможності сучасних літальних апаратів шляхом покращення параметрів та характеристик системи розвороту передньої опори шасі шляхом аналізу та вдосконалення системи.

Під час виконання дипломної роботи були застосовані наступні засоби комп'ютерного проектування: розробка робочих та складальних креслень у програмі AutoCAD, розробка тривимірної моделі передньої опори літака, міцнісний розрахунок елементів системи керування передньою опорою шасі теоретичним методом і за допомогою міцнісного дослідження у програмі SolidWorks, імітаційне моделювання системи у AMESim.

ЗМІСТ

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	7
ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	10
1.1. Аналіз сучасних тенденцій і основних напрямів у розвитку системи шасі	10
1.2. Тактико–технічні характеристики літаків–прототипів.....	13
1.3. Опис розробленого літака–прототипу.....	17
1.4. Центрування літака.....	29
РОЗДІЛ 2. НАУКОВА ЧАСТИНА.....	37
2.1. Розробка системи шасі	37
2.2. Система керування розворотом передньої опори шасі.....	43
2.3. Розрахунок елементів зубчастої передачі.....	50
2.4. Розрахунок гідроциліндру.....	54
2.5. Моделювання системи розвороту передньої опори шасі.....	63
2.6. Параметричний аналіз моделі системи.....	69
РОЗДІЛ 3. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	
3.1. Загальні положення.....	73
3.2. Екологічні параметри і методики оцінки ІКАО.....	73
3.3. Повітряний кодекс України.....	76
3.4. Загальні відомості про масла та їх небезпеку.....	77
3.5 Вимоги безпеки і охорони навколишнього середовища рідини АМГ-10.....	79
3.6. Утилізація гідравлічної рідини літака.....	81
3.7. Очищення працюючих і регенерація відпрацьованих масел.....	83

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або технічного обслуговування.....	88
4.2. Організаційні та інженерно-технічні засоби для запобігання впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів на працюючих.....	89
4.3. Підбір пневматиків шасі літака.....	90
4.4. Пожежна й вибухова безпека при технічному обслуговуванні повітряного судна.....	92
4.5. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при обслуговуванні.....	93
ВИСНОВКИ.....	96
ЛІТЕРАТУРА.....	97
ДОДАТКИ.....	99

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БП – бортпровідник;
ГГС – гідрогазова система;
ГС – гідравлічна система;
ДСУ – допоміжна силова установка;
ЕГП – електрогідравлічний підсилювач;
ЗЗ – зворотній зв'язок;
ЗПС – злітно-посадкова смуга;
ККД – коефіцієнт корисної дії;
КПС – командир повітряного судна;
КЧК – консольна частина крила;
ЛТХ – льотно-технічні характеристики;
ЛА – літальний апарат;
НЗП – небезпечні забруднювачі повітря;
НС – насосна станція;
ПГ – парникові гази;
ПММ – паливно мастильні матеріали;
РВ – руль висоти;
РН – руль напрямку;
САПР – система автоматизованого проектування і розрахунку;
САХ – середня аеродинамічна хорда;
СКП – система кондиціонування повітря;
СКПС – система керування розворотом передньої стійки;
СПЗ – система пожежного захисту;
СУ – силова установка;
СУМК – система управління механізацією крила;
СШУ – система штурвального управління;
ТО – технічне обслуговування;
2П – другий пілот.

ВСТУП

Шасі – сукупність опор ЛА (літаків, планерів, гелікоптерів), необхідних для розбігу при зльоті та пробігу і гальмування при посадці, а також для стоянки і пересування на землі, палубі корабля чи воді. Зазвичай являє собою кілька стійок, обладнаних колесами, іноді використовуються лижі або поплавці.

В конструкцію опор входять амортизаційна система і гальмівні пристрої, які дозволяють:

- сприймати за допомогою шасі статичні та динамічні навантаження, діючі на конструкцію літака, тим самим оберігаючи її від руйнування;
- розсіювати енергію ударів при посадці та рулюванні по нерівній поверхні, щоб запобігти коливанню літака;
- поглинати і розсіювати значну частину кінетичної енергії поступового руху літака після його приземлення для скорочення довжини пробігу.

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. 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.

Шасі повинно відповідати наступним основним вимогам:

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

Окрім загальних вимог до шасі ЛА висувають не менш важливі спеціальні вимоги:

- забезпечення умов експлуатації літака на заданому аеродромі (грунтовому чи з твердим і нежорстким покриттям);
- забезпечення мінімального опору руху при розбігу і необхідна ефективність гальм при пробігу;
- розміщення у прибраному положенні в невеликих обсягах;
- забезпечення контролю вбирання і випуску;
- забезпечення прибирання і випуску шасі в заданий час;
- забезпечення аварійного випуску шасі;
- забезпечення мінімального переміщення коліс у бічному напрямку при обтисненні амортизатора;
- забезпечення заданого радіуса розвороту літака при маневруванні;
- виключення перекидання літака і дотику до землі будь-якими іншими агрегатами, окрім шасі;
- наявність на опорах вузлів, що дозволяють буксирувати літак з повною злітною масою вперед та назад;
- відсутність автоколивань коліс і стійок шасі.

Керування рухом літака з метою утримання початкового напрямку руху, або зміни його під час наземних маневрів при посадці, зльоті і рулінні досить складне і вимагає підвищеної уваги льотчика. Вимоги до "всепогодності" сучасних, особливо військових літаків призводить до того, що рух при бічному вітрі по неоднорідній і слизькій (різноміцній, обмерзлій, мокрій і т. п.) смузі стає одним з розрахункових випадків для керованості.

Для керування рухом літака використовується система керування поворотом носової стійки, котра повертає по команді льотчика поворотну частину передньої опори разом з колесами. На сучасних пасажирських та транспортних літаках з трьохопорною схемою шасі керованою є передня опора, а на літаках з багатоопорною схемою разом з передніми опорами керованими можуть бути частина, або всі основні стійки.

На сьогоднішній день розповсюджено два види систем керування носовою опорою: гідромеханічна та електродистанційна.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Аналіз сучасних тенденцій і основних напрямів у розвитку системи шасі

Система керування розворотом передньої опори шасі – одна із основних і важливих систем, яка визначає експлуатаційні та тактичні характеристики літака, включаючи безпеку зльоту та посадки.

Гідрогазові системи сучасних ЛА характеризуються рядом конструктивних особливостей, в тому числі: значною кількістю виробів; перевищуючою протяжністю магістралей; масою до 500 кг; тиском робочої рідини, що сягає 210 кг/см і більше; багатократним резервуванням і великою кількістю функцій, що виконуються на ЛА.

До числа основних груп експлуатаційних факторів, що здійснюють найбільший вплив на зміну технічного стану елементів систем і їх працездатність, варто віднести:

- механічні навантаження;
- кліматичні умови;
- зміна властивостей робочого тіла;
- якість ТО на землі та режими експлуатації в польоті.

Практика технічної експлуатації ГГС сучасних типів ЛА свідчить про те, що понад 90% всіх відмов складають часткові відмови агрегатів, які не приводять до відмови всієї системи, а біля 10% повних, які впливають на безпеку польотів.

Для системи управління передньою опорою характерні наступні несправності:

- люфти у вузлах підвіски передньої опори;
- люфти у з'єднаннях руліжно-демпфуючого циліндра з тягами і орієнтиром;

- розрегулювання дроселя в клапані перемикання розвороту коліс (встановлений на рамі);
- порушення балансування коліс;
- велика різниця тисків у пневматиках;
- порушення керованості коліс;
- несправність гідравлічного агрегату управління;
- несправність розвороту.

Порушення сигналізації положення шасі може бути викликано пошкодженням кінцевого вимикача, або електроланцюга сигналізації на механізмі розпору.

До 60% всіх відмов і пошкоджень відносять параметричні, а інші 40% – функціональні.

Оцінка технічного стану ГГС і їх елементів проводиться з використанням широкого спектру сучасних методів і засобів контролю і діагностування.

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.

Щодо системи повороту коліс, яка забезпечує руліжний і злітно–посадковий режими роботи, активується режим самоорієнтування при буксируванні, або відмові злітно–посадкового режиму.

В сучасній авіації розвиток системи керування розворотом передньої опори шасі описується тим, що майбутнє підвищення ефективності експлуатації може бути здобуте за рахунок удосконалення експлуатаційно–технічних характеристик, що показують рівень безпеки і регулярності польотів, а також економічною ефективністю. Основним напрямком підвищення безпеки та регулярності польотів, а також ефективності використання новостворених літальних апаратів цивільної авіації є раціональне формування схемних рішень

функціональних схем, ефективних засобів запобігання відмов та блокування помилкових дій екіпажу, засобів захисту від довільного спрацьовування, формування ефективної системи сигналізації. Схемні рішення дозволяють забезпечити високий рівень надійності системи і відносну простоту їх конструкції.

Найбільшого розповсюдження здобули саме гідравлічні системи, які використовуються зокрема і для розвороту передньої опори шасі, адже вони мають відносно невелику масу та невеликі габаритні розміри, невелику інерцію та високу швидкодію гідроприводу (а також високий ККД) та відносну простоту конструкції.

Збільшення злітної маси ЛА призводить до збільшення навантажень на стійки шасі. Це веде до того, що основною характеристикою шасі стає його схема. Взагалі тут визначають два підходи: або збільшення кількості стійок шасі, або збільшення припустимого навантаження на одну стійку. Проблема збільшення допустимого навантаження на основну стійку можна вирішити за рахунок збільшення коліс на візку, чи збільшення міцності стійок при використанні більш нових та міцних сплавів .

Коли обирають схему системи шасі необхідно йти до простоти конструкції, довговічності в умовах дії утомлених навантажень, великому строку служби між ремонтами та зручності при обслуговуванні. Але для сучасного літака створити просту конструкцію дуже важко, адже компоновочні рішення пов'язані із обмежуванням на об'єми, що займають шасі у прибраному стані. Внаслідок цього все частіше використовують схеми, в яких: колеса повертаються відносно стійок, стискаються амортизатори, скорочуються довжини підкосів, встановлюється два гідравлічних циліндра вбирання–випуску шасі, застосовуються розширюючі пневматики.

1.2. Тактико–технічні характеристики літаків–прототипів

Головним прототипом було обрано літак Ан–140, який замінив флот авіалайнерів Ан–24 і Як–40, льотно–технічні і економічні характеристики яких перестали відповідати сучасним вимогам.

Літак Ан–140 являє собою суцільнометалевий моноплан з високо розміщеним крилом, однокілевим вертикальним і палубним горизонтальним оперенням [11].

Загальний вигляд літака показаний на рис. 1.1.

ЛА призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти і вантажів на регіональних авіалініях, а також на окремих міжнародних з можливістю експлуатації як на аеродромах із штучним покриттям, так і на ґрунтових ЗПС.

Експлуатація літака забезпечується у всіх кліматичних зонах при температурах навколишнього середовища від -55°C до $+45^{\circ}\text{C}$, а також на аеродромах, розташованих на висоті до 1700 метрів над рівнем моря.

Літак може експлуатуватись на аеродромах з шириною ЗПС не менше 20м та довжиною ЗПС не менше визначеної для фактичних умов і ваги літака.

Шасі трьохопорне з однією носовою опорою. Стійки передньої і основних опор – двухколесні.

Оснащений двома турбогвинтовими двигунами ТВЗ–І7ВМА–СБМ1 та допоміжною силовою установкою (ДСУ) з двигуном АІ9–ЗБ, встановленим у хвостовій частині фюзеляжу. В складі сімейства літака Ан–140 розглядаються варіанти літаків із сучасними зарубіжними двигунами тягою 6000 – 8000 кг/с, в тому числі із двигунами сімейств CF34–8/10, PW 800 та SM–146.

Екіпаж літака складається з льотного і обслуговуючого екіпажу. Льотний екіпаж складається з двох осіб: командира повітряного судна (КПС) та другого пілота (2П), обслуговуючий екіпаж включає лише бортпровідника (БП).

Комфорт пасажирам забезпечується на рівні середньостатистичного комфорту на магістральних літаках за рахунок раціональної компоновки та складом сервісних приміщень, глибокою ергономічною оптимізацією загального та індивідуального простору пасажирського салону.



БАЗОВА КОМПОНОВКА
52 місця з кроком крісел 780 мм

Рис. 1.1 Загальний вигляд літака Ан-140

Для порівняння характеристик, як найбільш схожий до головного прототипу Ан-140 розглянемо літак Ан-24.

Даний ЛА є пасажирським турбогвинтовим літаком і призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти і вантажу на повітряних лініях середньої протяжності. Пасажирський варіант літака розрахований на 48 місць.

На літаку встановлено два турбогвинтові двигуни АІ-24 2-ої серії з повітряними гвинтами АВ-72 або АВ-72Т.

Шасі – трьохопорне: одна передня та дві основні опори.

Мінімальний склад екіпажу: КПС, 2П, штурман; бортмеханік.

Основні геометричні характеристики літаків Ан-140 і Ан-24 представлені в таблиці 1.1.

Табл. 1.1

Основні геометричні дані

Назва параметрів	Літак Ан-140	Літак Ан-24
Довжина літака, м	22,605	23,53
Размах крила, м	24,505 25,505(Ан-140-100)	29,2
Висота, м	8,225	8,32
Діаметр фюзеляжу, м	2,82	2,9
База шасі, м	8,125	7,85
Колія шасі, м	3,180	7,9
Размах горизонтального оперіння, м	9,126	9,09
Довжина фюзеляжу, м	21,57	23,53
Довжина транспортної кабіни, м	14,51	15,68
Об'єм транспортної кабіни, м ³	95	73,23
Площа крила, м ²	55	72,46
Вхідні двері, мм	914×1680	750×1400
Вантажні двері, мм	985×1290	1100×1200
Службові двері, мм	622×1290	750×1410
Люк підпільного багажного відсіку, мм	500×1012	700×1200
Бортовий аварійний люк, мм	510×1186	500×600
Верхній аварійний люк, мм	510×510	500×600

Вагові характеристики порівнюваних літаків наведені в таблиці 1.2.

Табл. 1.2

Основні вагові дані

Назва параметрів	Літак Ан-140	Літак Ан-24
Максимальна рульовна маса, кг	21100	21100
Максимальна злітна маса, кг	21000	21000
Максимальна посадочна маса, кг	21000	21000
Маса порожнього літака, кг	12710	13350
Максимальна маса завантаженого літака, кг	19100	20000
Максимальна маса комерційного навантаження, кг	6000	5000
Максимальна маса заправляемого палива (питома вага $\gamma=0,755$ кг/см ³), кг	4370	4850
Маса знарядження, кг	400	139

При виборі проектних параметрів розглядалися наступні фактори:

- розташування крила, форма, механізація крила та розміщення органів керування на крилі;
- вид та розташування хвостового оперення;
- тип силової установки та її розміщення;
- схема та розташування шасі.

1.3. Опис розробленого літака–прототипу

Варто зазначити наступні експлуатаційні данні літака Ан–140:

Крейсерська швидкість – 460–540 км/г.

Робоча стеля – 7200 м.

Максимальна висота польоту – 7600 м.

Максимальне число $M_{\max} = 0,50$ ($H > 5920$ м).

Максимальна швидкість в злітній конфігурації – 305 км/г.

Максимальна швидкість в посадочній конфігурації – 275 км/г.

Перегрузки (min–max):

- з прибраної механізацією $n_{y \text{ пред}} = 0-2,5$;

- з випущеної механізацією $n_{y \text{ пред}} = 0-2,0$.

Максимальні кути крена:

- набір висоти, крейсерський політ, зниження до $H \geq 200$ м, політ по колу – 30° ;

- зліт, політ на одному двигуні, політ у турбулентній атмосфері, екстремного зниження, посадка – 15° .

Необхідна довжина ЗПС (ISA, $H=0$) – 860 м.

Питома витрата палива – 24,4 г/пас–км (для Ан–140–100).

Часова витрата палива – 560 кг/год.

Перегоночна дальність – 3700 км.

Практична дальність польоту літака – 2340 км (загрузка 52 пас.)

1.3.1. Фюзеляж

Фюзеляж являє собою напівмонокок циліндричної форми в середній частині та конічної форми з подвійною кривизною в носовій і хвостовій частинах.

Каркас фюзеляжу складається із працюючої обшивки, поздовжнього силового набору у вигляді стрінгерів та балок, поперечного силового набору у вигляді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах.

Три технологічні роз'єми по шпангоутах № 8, 28, 40 умовно ділять фюзеляж на чотири частини – носову, середню, хвостову і закінцівку.

У фюзеляжі розміщені: кабіна екіпажу і транспортна кабіна. У транспортній кабіні знаходяться пасажирський салон з вестибюлем і туалетом і задній багажно–вантажний відсік.

У закінцівки фюзеляжу знаходиться відсік ДСУ. Під підлогою кабіни в середній частині фюзеляжу розміщений багажно–вантажний відсік.

Фюзеляж герметизований від шпангоута № 1 до шпангоута "№ 38. У передній частині фюзеляжу по правому борту, між шпангоутами № 9–11, розміщені вантажні двері, по лівому борту між шпангоутами № 9–10 – бічний аварійний люк, а між шпангоутами № 12–14 – люк підпільного багажно–вантажного відсіку.

В задній частині фюзеляжу по правому борту, між шпангоутами № 30–32, розміщені службові двері, по лівому борту між шпангоутами № 30–32 – вхідні двері–трап.

На стелі кабіни екіпажу розташований верхній аварійний люк, на перегородці по шпангоуту № 7 – двері кабіни екіпажу. На стінці по шпангоуту № 32 розташовані двері заднього багажно–вантажного відсіку і туалету.

На літаку є також експлуатаційні та технологічні люки для доступу в технічні відсіки, де встановлені агрегати та обладнання.

1.3.2. Крило

Крило – високорозташоване, вільнонесуче, трапецієподібної форми в плані з прямокутним центропланом (на ділянці між нервюрами № 3). За розмахом крило ділиться на центроплан і дві консольні частини (КЧК).

Крило встановлено на фюзеляжі за допомогою чотирьох вузлів. Під крилом встановлені два турбогвинтові двигуни.

Конструктивно крило складається з носової, кесонної і хвостовій частин. Кесонна частина є силовою частиною крила і складається з поздовжнього і поперечного силових наборів. Поздовжній набір включає передній і задній лонжерони, верхню і нижню панелі, поперечний набір – нервюри.

Відсіки кесонів КЧК (між нервюрами № 3–24 – для літака Ан–140 і № 3–25 – для літака Ан–140–100) виконані як баки–кесони для палива літака, в зв'язку з чим стики КЧК в кесонах – герметичні.

Крило обладнано механізацією (закрилки, елерони, інтерцептори), які значно покращують злітно–посадочні характеристики і маневрені властивості літака.

Поверхні управління розташовані на крилі вздовж заднього лонжерона:

- закрилки – двухщільові з фіксованим дефлектором, поворотні, розділені на дві секції (І секція – між нервюрами № 2–11 і II секція – між нервюрами № 11–20 для літака Ан–140 і № 11–21 – для літака Ан–140–100);

- елерони – щілинні, з роговою і осьовою компенсацією, розташовані від нервюр № 20 для літака Ан–140 і № 21 – для літака Ан–140–100 до закінцівок крила.

На кожному елероні встановлений сервокомпенсатор, на правому елероні встановлений ще і триммер;

- інтерцептори призначені для автоматичного керування краном при відмові двигуна, розташовані в районі нервюр № 16–18.

1.3.3. Оперення

Оперення літака – вільнонесуче, однокільове, встановлене на фюзеляжі. Складається із горизонтального і вертикального оперення.

Горизонтальне оперення включає стабілізатор, що складається з двох консолей і навішеного на кожній консолі руля висоти з роговою і осьовою компенсаціями.

На кожній половині керма висоти встановлені тримери–сервокомпенсатори – внутрішній і зовнішній.

Вертикальне оперення включає: киль, форкіль і кермо напрямку. Кермо напрямку має рогову і осьову компенсації. На кермі напрямку встановлений триммер–сервокомпенсатор.

1.3.4. Силова установка

Силовая установка складається із двох двигунних установок (двигуни ТВЗ–І7ВМА–СБМ1 з повітряними винтами АВ–140) і систем, які забезпечують їхню роботу: паливної, масляної, пожежного захисту, протикригової, управління, контролю і запуску та ДСУ.

Двигун ТВЗ–І7ВМА–СБМ1 – турбогвинтовий. Складається із газотурбінного приводу і редукторів (переднього і заднього). Особливістю конструкції двигуна являється наявність в ньому вільної турбіни для приводу вала повітряного гвинта, не зв'язаної кінематично з ротором турбокомпресора.

Двигуни розташовані в гондолах і кріпляться до крила за допомогою стержневої ферми і заднього вузла підвіски. Точками кріплення двигуна до ферми є дві бокові цапфи (на корпусі переднього редуктора) і задня цапфа (на задньому редукторі).

На вихідний вал редуктора встановлений тягнучий шестилопастний, флюгерно–реверсний повітряний гвинт АВ–140 діаметром 3,72 м.

Маслосистема двигуна – автономна, циркуляційна, під тиском забезпечує змащування всіх деталей і вузлів двигуна. Частина масла використовується в якості робочої рідини регулятора повітряного гвинта.

Система запуску двигунів – повітряна, автоматична, і складається із електронної, повітряної і паливної систем. Вона забезпечує запуск двигунів на землі і в повітрі.

При відмові основної (електронної) системи в управління двигунними установками включається гідромеханічна резервна система.

Бортова допоміжна силова установка (ДСУ) складається із одноступінчастого газотурбінного двигуна АІ9–ЗБ і систем, які забезпечують роботу ДСУ.

Двигун являється допоміжним енерговузлом літака, що забезпечує:

- повітряний і наземний запуск двигунів ТВЗ–І7ВМА–СБМ1;
- живлення стиснутим повітрям системи кондиціонування;
- живлення бортсітки літака електроенергією змінного струму.

1.3.5. Гідравлічна система

Гідравлічна система літака призначена для живлення робочою рідиною гідравлічних мереж систем прибирання–випуску шасі, гальмування коліс шасі, рульового пристрою, випуску–прибирання закрилків, випуску інтерцепторів і закриття вхідних дверей.

Основні характеристики гідравлічної системи літака Ан-140 наведені в таблиці 1.3.

Табл. 1.3

Технічна характеристика гідросистеми

Найменування	Параметри
Номінальний тиск, МПа	15
Продуктивність насосної станції при тиску нагнітання 15 МПа, л/мин	не менше 7
Робоча рідина	АМГ–10
Загальна кількість рідини у гідросистемі, л	22
Діапазон експлуатаційних температур, °С - навколишнього середовища - робочої ридени	± 60 от –60 до +100
Тиск початкової зарядки гідроаккумуляторів технічним азотом, кгс/см ²	60±5
Тиск відкриття запобіжного клапану у блоці фільтрів, МПа	18±0,5
Тиск відкриття термодіапанів, МПа	19+0,7
Тиск у мережі надуву гідробаку, МПа	0,17...0,26

Характеристики робочої рідини АМГ–10 представлено в таблиці 1.4.

Основні характеристики рідини АМГ–10

Найменування показника	Нормативне значення
Зовнішній вигляд	Прозора, однорідна рідина червоного кольору
В'язкість кінематична, мм ² /с, (сСт): при 50°С, не менше при – 60°С, не більше	10 1250
Кислотне число, мг КОН/г рідини, не більше	0.03
Випробування на корозію	Витримує
Щільність при 20°С, кг/м ³ , не більш	1020
Термоокислювальна стабільність і корозійна активність при температурі 125°С протягом 100 год: кінеметична в'язкість після окислення при 50°С, мм ² /с, не менше кислотне число після окислення, мг КОН/г рідини, не більше ваговий показник корозії при випробовуванні металевих пластинок	9,5 0,15 ±0,1
Вміст водорозчинних кислот і лугів	Відсутність
Масова доля механічних сумішей, %, не більше	0,003
Вміст води	Відсутність
Температура спалаху, визначувана у відкритому тиглі, °С, не нижче	93
Темпераура застивання, °С, не вище	–70

Якість плівки масла після нагрівання його при температурі (65 ± 1) °С протягом 4 год	Плівка не повинна бути твердою і липкою по всій поверхні пластинки
Стабільність в'язкості після озвучування масла на ультразвуковій установці протягом 50 хв, %, не більше	42
Густина при 20°С, г/см ³ , не більше	0,85
Трибологічні характеристики на чотирьохшариковій машині: діаметр плями зносу (D_n) при осьовій нарузці 196 Н (20 кгс) °С при (20 ± 5) °С протягом 1 год, мм, не більше	0,6

Функціональна схема мережі джерел тиску гідросистеми літака наведена в Додатку.

Джерелом тиску в гідросистемі служить електроприводна насосна станція НС–140 з електродвигуном постійного струму. Пристрій перетворює підведену до нього механічну енергію в енергію потоку робочої рідини.

Розподіл тиску від насосної станції здійснюється через вбудований в блок фільтрів електрогідравлічний розподільувач, який поділяє напорну магістраль на дві лінії – № 1 і 2.

При включеному розподільнику речовина подається в лінію № 1, від якої живляться мережі:

- прибирання і випуску шасі;
- прибирання і випуску закрилків;
- основного і стоянкового гальмування колес основної опори шасі;
- рульового пристрою передньої опори шасі.

При вимкненому розподільнику речовина подається в лінію № 2, від якої живляться мережі:

- аварійного гальмування коліс основної опори шасі;

- резервного управління рубіжного пристрою передньої опори шасі;
- закриття вхідних дверей–трапу.

Рідина поступає в лінію № 2 через запірний клапан, який запобігає втраті рідини у випадку розгерметизації лінії № 2 на ділянці за запорним клапаном, при вимкненій насосній станції.

Клапан зачиняється при тиску рідини на вході, яка менше 0,9...1,5 МПа.

Мережа керування інтерцепторами живиться від спільної напорної магістралі.

Управління розподільвачем автоматичне, включається одночасно з включенням насосної станції. Виключення розподільвача (при працюючій насосній станції) відбувається в випадках: аварійного гальмування коліс; закриття дверей–трапу; зниження тиску після насосної станції нижче 8 МПа; зменшення рівня робочої рідини в гідробаку нижче критичного.

Принципова схема гідросистеми приведена в Додатку.

Електропривідна насосна станція НС – 140–2 застосовується для подачі робочої рідини в гідросистему літака для підтримання тиску в гідросистемі в заданному діапазоні – 15 МПа.

Гідравлічна система станції регулює подачу з приводом від електродвигуна постійною напругою (27В).

Складається із насоса змінної подачі, насоса підкачки з примусовим охолодженням електродвигуна повітрям навколишнього середовища.

Гідравлічний бак – резервуар в якому зберігається необхідна для системи кількість рідини. Із баку рідина поступає до насосу, після якого під необхідним тиском рідина надходить до споживача, а потім повертається в бак.

Для забезпечення безкавітаційної роботи насосної станції гідробаку створюється надлишковий тиск повітря від мережі наддуву. Повітря відбирається від компресора лівого двигуна системи підготовки повітря або від ДСУ з тиском 0,5...0,7 МПа, проходить скрізь фільтр осушувач і через редукційний клапан, знижуючий його до тиску 0,17...0,26 МПа. З таким тиском повітря через зворотній клапан заповнює дренажний бак і верхню повітряну

порожнину гідробаку. В мережі наддуву, перед дренажним баком і на гідробаку встановлені запобіжні клапани, розраховані на тиск 3 кгс/см².

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

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

Повідомлення про те, що в гідросистемі з'явилися несправності, позаштатні чи ситуації відмовлення видаються на комплексний індикатор систем сигналізації і супроводжуються включенням центральних сигнальних вогнів і звуковим сигналом «Дзвін».

1.3.6. Система управління

Система управління літаком забезпечує управління:

- елеронами;
- рулем напрямку;
- рулем висоти;
- закрилками;
- інтерцепторами в режимі автоматичного управління креном.

Для управління літаком на різних етапах польоту використовується система штурвального управління (СШУ) і система управління механізацією крила (СУМК). СШУ забезпечує управління елеронами, інтерцепторами, рулем висоти (РВ) та рулем напрямку (РН). СУМК забезпечує управління закрилками і передкрилками.

По каналу крену від штурвалів по команді льотчиків управління здійснюється відхиленням елеронів та інтерцепторів.

По каналу курсу управління здійснюється відхиленням односекційного РН по командах льотчиків від педалі ногожного управління.

Система управління закрилками працює при зльоті і посадці літака. Передбачений два режими управління – основний і резервний.

1.3.7. Паливна система

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і подачі його до двигунів і ДСУ на всіх можливих режимах експлуатації літака.

Паливо знаходиться в двох баках–кесонах розміщених в крилі.

Заправка баків паливом – централізована, закрита, через бортовий штуцер заправки, встановлений в правому обтічнику шасі. Час заправки – не більше 15 хв. У випадку повної заправки баків перекирвні крани закриваються автоматично.

Система дренажа кожного баку – роздільна.

Паливовимірювальна система забезпечує:

- постійне вимірювання і обчислення маси палива в баках;
- видачу сигналів на закриття кранів заправки при повній заправці баків (на закриття керованої заслінки – при переповненні баків);
- видачу інформації про масу палива на індикатори пультів заправки і управління виробленням палива, в аварійний реєстратор і відповідач літака;
- видачу сигналу резервного залишку палива в систему аварійних сигналізаторів і в аварійний реєстратор;
- видачу інформації про температуру палива;

- видачу сигналу про мінімально допустиму температуру палива;
- видачу інформації про несправності в каналах паливовимірювання, вимірювання температури та інформації про відмови паливних насосів.

1.3.8. Пожежне обладнання

Пожежне устаткування призначено для виявлення, сигналізації та ліквідації пожежі в пожежонебезпечних відсіках літака, а також для попередження виникнення і розповсюдження пожежі на суміжні відсіки.

Пожежне устаткування включає в себе систему пожежного захисту (СПЗ) та переносні ручні вогнегасники.

На літаку передбачені конструктивні заходи для попередження пожежі:

- раціональна компоновка іскроутворюючих і пожежонебезпечних агрегатів;
- установка протипожежних перегородок і екранів;
- застосування вибухобезпечних, негорючих, вогнестійких і самозатухаючих матеріалів;
- установка в магістралях подачі палива до двигунів і ДСУ перекиривних (пожежних) кранів;
- дренаж місць можливого скупчення горючих рідин.

1.3.9. Система кондиціонування повітря

СКП призначена для створення і підтримки необхідних умов життєзабезпечення в кабіні.

Система складається із лівої і правої підсистем, призначених для кондиціонування повітря відповідно в кабіні екіпажу і пасажирській кабіні. Кожна підсистема забезпечує регулювання температури, тиску і витрати повітря, що подається в кабіні.

СКП забезпечує наддув і підтримку в кабінах заданого тиску. Вона може працювати на землі і в польоті з відбором повітря від ДСУ і двигунів, що працюють на всіх режимах.

Управління роботою системи здійснюється автоматично або вручну.

1.3.10. Протикригова система

Протикригова система призначена для захисту літака від обмерзання. Складається із повітряно–теплової та електротеплової систем.

Повітряно–теплова протикригова система забезпечує захист від обмерзання носків крила і повітрозабірників двигунів.

Електротеплова забезпечує захист носків стабілізатора, кіля, лобового скла кабіни екіпажу, лопастей і обтікачів втулок гвинтів.

Обидві системи мають автоматичний режим управління і ручний. В автоматичному режимі включається по сигналу сигналізатора обмерзання при наявності обмерзання, в ручному режимі – вручну. Відключення системи проводиться вручну.

1.3.11. Кисневе обладнання

Кисневе обладнання літака призначене для забезпечення киснем членів екіпажу при падінні барометричного тиску в герметичній кабіні, а також для захисту органів дихання від диму та токсичних газів.

Передбачено терапевтичне харчування киснем пасажирів.

Кисневе устаткування, встановлене на літаку, включає:

- стаціонарне – для екіпажу;
- аварійне – для пасажирів і бортпроводників;
- переносне.

1.3.12. Аварійно–рятувальне обладнання

Аварійно–рятувальне обладнання включає засоби порятунку екіпажу при вимушених посадках на сушу і водну поверхню.

На літаку встановлені аварійний топор, бортові аптечки, аварійні виходи, канати, аварійна радіостанція і радіомаяк.

При передбачуваних польотах літака над водним простором встановлюються рятувальні плоти, жилети та дитячі рятувальні люльки.

1.4. Центрування літака

Компонування і центрування – це єдиний нерозривний процес. Для забезпечення бажаного ступеня статичної стійкості і керованості літака його центр ваги повинен знаходитися в певному діапазоні по довжині САХ крила.

В процесі експлуатації літака положення центру ваги може змінюватися в міру вироблення палива, а також за рахунок завантаження літака. Заднє центрування при цьому повинно бути гранично таке, щоб забезпечувався мінімально необхідний запас статичної стійкості літака, який визначається його призначенням.

Гранично допустиме переднє центрування літака визначається ефективністю його органів поздовжнього керування (балансування). Чим більше ефективність органів поздовжнього керування, тим більш припустиме переднє центрування літака, отже, буде допустимою діапазон його експлуатаційних центрувань.

Основні вимоги до компонування літака зводяться до наступного:

- Компоновка повинна найкращим чином забезпечувати виконання експлуатаційно–технічні вимоги т до літака;
- Кожен агрегат (вантаж) літака повинен бути розташований так, щоб він найбільш успішно виконував свої функції;
- Компоновка літака повинна забезпечувати зручність контролю та обслуговування цих основних систем і агрегатів, а також зручність зняття і установки знімних частин та агрегатів;
- Технологічне членування конструкції має передбачати широкий фронт робіт при виробництві та зручність загальної збірки літака;
- Силова схема повинна забезпечувати (при можливо повному виконанні попередніх вимог) меншу вагу конструкції при достатній міцності і жорсткості.

Вимоги, що пред'являються до компонування літака, як правило, виявляються суперечливими. Наприклад, вимога зручності технічного обслуговування обумовлює наявність в планері великої кількості вирізів, а також експлуатаційних роз'ємів. Це в свою чергу, ускладнює технологію

виробництва і саму силову схему, призводить до збільшення ваги і вартості конструкції. Більш успішному вирішенню цих протиріч сприяє знання ряду принципів компоновання літака.

Основні принципи компоновання літака зводяться до наступного. Експлуатаційно–технічні вимоги в компонованні літака знаходять відображення за ступенем їх важливості для проектного літака. В першу чергу виконуються найбільш важливі вимоги, а інші – по мірі можливості. Протиріччя у вимогах вирішуються шляхом прийняття компромісних рішень.

У компонованні літака, якщо це можливо, використовуються добре зарекомендовані частини літака та агрегати (фюзеляж, крило, шасі і т.д.) з деякими змінами окремих елементів відповідно до нових вимог. Найбільш повно цей принцип реалізується при використанні уніфікованих агрегатів і деталей, стандартних вузлів, а також "модулів" – частин конструкції, які при необхідності можуть бути швидко замінені.

У компонованні літака використовується принцип суміщення декількох функцій, які виконуються одним і тим же елементом конструкції або агрегатом. Наприклад, роз'єми і люки роблять так, щоб вони виконували і технологічну і експлуатаційну функцію. Одні й ті ж силові шпангоути в хвостовій частині фюзеляжу використовують і для кріплення до фюзеляжу вертикального оперення, і для кріплення горизонтальних гондол двигунів та ін. Принцип суміщення функцій в елементах силовій схемі забезпечує не тільки економію у вазі, але й одержання великих обсягів всередині літака для розміщення вантажів (агрегатів).

Крім цього, в силову схему літака закладається ще ряд принципів:

- Передача і урівноваження всіх основних силових чинників, за елементами силовій схемі повинно проводитися по можливості найкоротшим шляхом;
- Передачу зосереджених сил краще здійснювати розтягуванням або стисненням силових елементів, ніж вигином;
- Передачу згинальних моментів доцільно здійснювати на якомога більшій будівельній висоті (базі), а крутий момент – по замкнутому контуру.

1.4.1. Центрувальна відомість мас спорядженого крила та фюзеляжу

В масу спорядженого крила входить маса його конструкції, маса обладнання, що розміщено в крилі і маса палива. Незалежно від місця кріплення (до крила або до фюзеляжу) основні опори шасі, а також передня опора шасі включаються у відомість мас спорядженого крила. Позитивні значення координат центрів тяжіння об'єктів приймаються в сторону хвостової частини.

Центрувальна відомість мас спорядженого крила наведена в таблиці 1.5.

Координати центру тяжіння крила визначаються по формулах:

$$\text{– для спорядженого крила } X'_{К.СН} = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i} = \frac{2968,2966}{6449,36} = 0,4602 \text{ м};$$

$$\text{– для всього крила } X'_{К.Σ} = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i} = \frac{6288,5676}{9550,744} = 0,658 \text{ м}.$$

Табл. 1.5

№	Назва об'єкту	Маса		Координата ц.т. X_i , м	Момент мас $m_i \cdot X_i$, кг*м
		\bar{m}_i	m_i , кг		
1	Крило (конструкція)	0,121	2631,405	1,019	2681,665
2	Паливна система	0,003	60,726	1,019	61,886
3	Керування літаком, 30%	0,003	72,872	1,422	103,623
4	Електрообладнання	0,03	650,64	0,237	154,202
5	Протикригова система, 70%	0,0008	18,218	0,237	4,317
6	Гідросистеми, 70%	0,019	412,94	1,422	587,2
7	Силова установка	0,12	2602,56	-0,24	- 624,614
	<u>Споряджене крило без палива і шасі</u>	0,297	6449,36	0,46	2968,297

9	Передня опора шасі	0,009	194,151	-6,53	-1267,806
10	Основна опора шасі	0,036	776,604	2,89	2244,385
11	Паливо	0,097	2130,629	1,1	2343,692
	<u>Підсумок</u>	0,439	9550,744	0,658	6288,568

Координати центру тяжіння фюзеляжу визначаються по формулах:

$$- \text{для спорядженого фюзеляжу } X_{\phi.CH} = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i} = \frac{79614,733}{6247,256} = 12,744 \text{ м};$$

$$- \text{для всього фюзеляжу } X_{\phi.\Sigma} = \frac{\sum m'_i \cdot x'_i}{\sum m'_i} = \frac{139536,852}{12137,256} = 11,497 \text{ м}.$$

Визначивши центри тяжіння спорядженого крила і фюзеляжу, складаємо рівняння рівноваги моментів відносно носка фюзеляжу:

$$m_{CH.\phi} \cdot x_{\phi} + m_{CH.KP} (x_{CAH} + X'_{K}) = m_0 (x_{CAH} + C).$$

Із цього рівняння визначаємо положення носка САХ крила відносно носка фюзеляжу:

$$X_{CAH} = \frac{m_{CH.\phi} \cdot X_{\phi} + m_{CH.K} \cdot X'_{K.CH} - m_0 \cdot C}{m_0 - m_{CH.K}} =$$

$$= \frac{12137,256 \cdot 11,497 + 9550,744 \cdot 0,658 - 21688 \cdot 0,6873}{21688 - 9550,744} = 10,787 \text{ м}$$

$C = (0,28 \dots 0,32) b_{CAH} = 0,29 \cdot 2,37 = 0,6873$ – відстань від носка САХ до центру тяжіння літака.

Центрувальна відомість мас спорядженого крила наведена в таблиці 1.6.

Табл. 1.6

№	Назва об'єкту	Маса		Координата ц.т. X_i , м	Момент мас $m_i \cdot X_i$, кг*м
		\bar{m}_i	m_i , кг		
1	Фюзеляж	0,136	2943,712	9,863	29032,362
2	Горизонтальне оперення	0,017	368,913	24,534	9050,909

3	Вертикальне оперення	0,02	424,651	22,64	9614,099
4	Локаційне обладнання	0,005	99,765	0,62	61,854
5	Приборна панель з приборами	0,008	173,504	1,746	302,938
6	Аеронавігаційне обладнання	0,007	149,647	3,539	529,601
7	Радіообладнання	0,003	73,739	3,539	260,963
8	Туалет	0,001	29,93	19,164	573,579
9	Обладнання гардеробів	0,002	43,376	18,5	802,456
10	Буфет	0,003	63,329	16,118	1020,736
11	Обладнання багажників	0,002	45,545	18	819,806
12	Управління літаком, 70%	0,008	170,034	11,825	2010,651
13	Електрообладнання	0,03	650,64	11,825	7693,818
14	Гідропневмосистеми, 30%	0,008	176,974	14,222	2516,996
15	Висотне обладнання	0,027	579,07	11,825	6847,498
16	ТЗІ та декоративна обшивка	0,013	284,113	11,825	3359,633
17	Хіміїдина і вода	0,002	42	18,527	778,134
18	Кисневе обладнання	0,0007	16,483	9	148,346
19	Протикригова система, 30%	0,0004	7,8	7,111	55,467
20	Бортінструменти і технічне обладнання	0,001	30	3,6	108

21	Крісла пасажирів	0,016	350	9,9	3465
22	Аварійно-рятувальні засоби	0,003	60,076	4,82	289,565
23	Сидіння екіпажу	0,002	40	2,558	102,32
24	Сидіння бортпровідників	0,0005	10	17	170
	<u>Споряджений фюзеляж без комерційної нагрзуки</u>	0,289	6247,256	12,744	79614,734
25	Пасажири	0,221	4800	9,858	47318,4
26	Продукти харчування	0,001	26	16,073	417,898
27	Багаж пасажирів	0,028	600	10	6000
28	Вантаж і пошта	0,008	184	18,615	3425,16
29	Екіпаж	0,007	140	2,571	359,94
30	Бортпровідники	0,007	140	17,148	2400,72
	<u>Підсумок</u>	0,587	12137,256	11,497	139536,852

1.4.2. Розрахунок варіантів центрування

Зведена центровочна відомість наведена в таблиці 1.7.

Табл. 1.7

№	Назва об'єкту	Маса		Координата ц.т. X_i , м	Момент мас $m_i * X_i$, кг*м
		\bar{m}_i	m_i , кг		
1	Споряджене крило (без палива і шасі)	0,297	6449,36	11,45	73845,172
2	Переднє шасі	0,009	194,151	2,14	415,483

	(випущено)				
3	Основне шасі (випущено)	0,036	776,604	11,55	8969,775
4	Паливо	0,097	2130,629	11,874	25299,091
5	Споряджений фюзеляж (без комерційної нагрузки і екіпажу)	0,289	6247,256	12,744	79615,03
6	Пасажири	0,221	4800	9,858	47318,4
7	Продукти харчування	0,001	26	16,073	417,898
8	Багаж пасажирів	0,028	600	10	6000
9	Вантаж і пошта	0,008	184	18,615	3425,16
10	Екіпаж	0,007	140	2,571	359,94
11	Бортпровідники	0,007	140	17,148	2400,72
12	Переднє шасі (прибрано)	0,009	194,151	1,229	238,612
13	Основне шасі (прибрано)	0,036	776,604	11,55	8969,775

Варіанти центрування літака представлено в таблиці 1.8.

Табл. 1.8

№	Назва об'єкту	Маса		Момент маси $m_i \cdot X_i$ кг·м	Центр мас, $X_{ц.м}$, м	Центру- вання, \bar{X}_c , %
		\bar{m}_i	m_i , кг			
1	Злітна маса (шасі випущено)	1	21688	509017,36	11,438	23,47
2	Злітна маса (шасі прибрано)	1	21688	501426,56	11,43	23,12

3	Посадочний варіант (шасі випущено)	0,9	19531,371	414065,065	11,384	21,2
4	Перегоночний варіант (без комерційної нагрузки), шасі прибрано	0,741	16078	310305,4	11,863	19,3
5	Стояночний варіант (без комерційної нагрузки, палива, екіпажу, шасі випущено)	0,631	13667,37	258313,293	11,915	18,9

ВИСНОВКИ

Аналізуючи отримані результати, тобто параметри та льотно–технічні характеристики спроектованого літака, можна зробити висновок, що проєктований пасажирський регіональний ЛА повністю задовольняє закладені у технічному завданні на проєкт вимоги, відповідає своєму призначенню у плані підвищеної транспортної ефективності та можливості експлуатації на непередбачених ЗПС, а також під час зміни погодних умов.

РОЗДІЛ 2

НАУКОВА ЧАСТИНА

2.1. Розробка системи шасі

Розроблений літак–прототип оснащений трьохопорним шасі, що вбирається в польоті. Складається з однієї передньої опори з керованими колесами забезпечує хорошу стійкість літака при розбігу і пробігу, а також керуванням при рулінні. Дозволяє ефективно використовувати гальмування коліс не побоюючись капотування. Забезпечує огляд з кабіни пілотів і комфортабельність для пасажирів на землі.

Дві одностоячі основні опори з гальмівними колесами. Стійки передньої і основних опор – двухколісні.

При випущеному положенні шасі передня опора зафіксована замком випущеного положення, а основні опори зафіксовані розпором, що утримує підкос. У прибраному положенні шасі опори утримуються за допомогою замків прибраного положення.

На передній опорі шасі встановлено не гальмівні колеса і механізм їхнього повороту для того, щоб керувати рухом літака по землі.

Система керування поворотом коліс передньої опори шасі дозволяє розгорнути літак на 180^0 при мінімальній шарині злітно посадковій полосі, яка дорівнює 19,8 м.

Головні стійки шасі розташовані за центром тяги літака так, щоб стоянчне навантаження носової стійки складала 7,1...11,6% від ваги літака, а залишкова сприймалась основними опорами.

На основних опорах шасі встановлено гальмові колеса, за допомогою яких відбувається гальмування літака на злітно–посадковій смузі (ЗПС) із застосуванням антиюзової автоматики.

Стійки шасі вбираються у польоті в спеціально спроектовані ніші, що закриваються стулками. Шасі має сигналізацію положень, а саме – випущеного, прибраного і проміжного.

Роботу шасі забезпечує гідравлічна система, яка функціонує на авіаційному гідравлічному маслі АМГ–10 (або аналогах) під тиском 150 кг/см^2 (15 МПа).

2.1.1. Системи шасі літака

Шасі літака взаємодіє з рядом систем наведених на рисунку 2.1.



Рис. 2.1 Взаємодія шасі з системами літака

Система призначена для прибирання, випуску і фіксації опор шасі в граничних положеннях. Прибирання та випуск шасі здійснюється гідравлічною системою. Резервний випуск виконується роздільно : для носової опори – механічною системою, для головних опор – гідравлічною системою (і дублюючої) механічною системою.

Прибирання–випускання передньої та основних опор здійснюється окремими електрогідравлічними мережами, які підключені до напірної магістралі гідросистеми № 2 (ГС2). В випадку підмови ГС2 передбачений резервний випуск головних опор шляхом подачі тиску від резервної насосної станції.

В випадку підмови маршевого двигуна № 2 для забезпечення заданого часу збирання основних опор передбачено автоматичне включення резервної насосної станції НС140–2Н.

На землі при обтиснутих амортизаторах головних опор електроланцюгами прибирання шасі розірвана кінцевим вимикачем блоку мікрровимикачів. Колеса головних опор в процесі прибирання автоматично загальмовуються.

Створки шасі кінематично зв'язані зі стойками опор і окремого керування від гідросистем не мають.

Система гальмування коліс забезпечує основне, резервне і стояночне гальмування, автоматичне післязлітне загальмовування коліс, захист від юзу і блокування гальмування до розкрутки коліс.

Система охолодження коліс призначена для попередження перегріву гальм коліс при гальмуванні.

Система забезпечує:

- керування вентиляторами охолодження коліс в автоматичному і ручному режимах;
- сигналізацію небезпечних температурних режимів коліс.

Система керування рулевим пристроєм забезпечує: керування літаком в рулевому і взлітно–посадочному режимах, роботу рулевого пристрою в режимі «Орієнтування», демпфірування коливань передньої опори. Система керування рулевим пристроєм – гідромеханічна, слідкуюча.

Складається з гідравлічної мережі та механічної проводки, що зв'язує органи керування з краном повороту.

Керування системою при рулінні здійснюється від рукоятки, встановленої на лівому пульті, а при розбігу та пробігу – від педаль керування рулем направлення. При відсутності електроживлення або гідроживлення система автоматично переходить в режим «Орієнтування» (в цьому випадку передня опора слідує за зовнішнім навантаженням).

На літаку встановлена двоканальна електрична сигналізація положення шасі.

Роботу систем шасі забезпечує гідросистема № 2 та резервна насосна станція НС140–2Н.

Гідросистема № 2 живить:

- головну систему прибирання–випускання головних і передньої опор;
- основне та стояночне гальмування;
- систему керування рулевим пристроєм.

Резервна насосна станція НС140–2Н забезпечує:

- резервний випуск основних опор;
- резервне живлення релевого пристрою;
- резервне гальмування;
- прибирання основних опор шасі при відмові маршового двигуна № 2.

Системи шасі оснащені блокуванням і попереджувальною сигналізацією, що дозволяє виключити:

- прибирання шасі на землі (при обжатих амортизаторах);
- посадку літака з прибранним шасі;
- посадку літака на загальмовані колеса;
- прибирання передньої опори шасі с увімкнутим рулежним пристроєм [10].

2.1.2. Основна опора шасі

Основна опора (рис. 2.2) складається із стійки важільного типу з рідинно–газовим амортизатором 13 і двох гальмівних коліс 1 типу КТ–231А.

Стійки опор навішені за допомогою цапф 5, 11 на балках силових шпангоутів № 20, 22 і жорстко фіксуються в поздовжньому напрямку розкосом 12, шарнірно з'єднаним із задньою цапфою стійки і силовим елементом на шпангоуті № 24 фюзеляжу.

У випущеному положенні стійка жорстко фіксується складним підкосом 4, із вбудованим в нього замком випущеного положення. Нижню ланку складного підкоса 4 шарнірно закріплено на припливі траверси 10. Верхня ланка складного підкоса 4 кріпиться до вузла шпангоута № 20 за допомогою кардана.

Кожна опора включає в себе гідроциліндр прибирання–випуску 9, який кріпиться на припливі траверси 10.

Кожна стійка основних опор оснащена замком прибраного положення 8, приводом стулки, механізмом управління замком випущеного положення 3,

блоками мікрореле 3, забезпечуючих сигналізацію положень стійки і блокування системи.

Обидві основні опори забезпечені єдиною системою механічного випуску стійок.

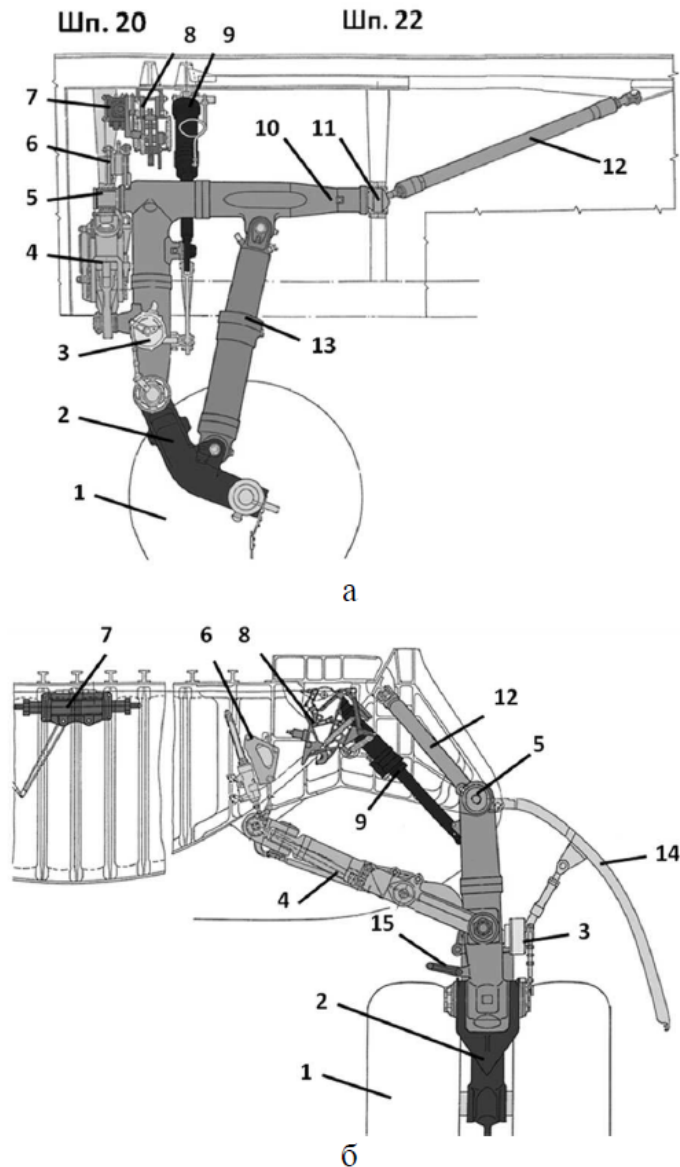


Рис. 2.2 Основна опора шасі: вид збоку (а), вид спереду (б)

1 – гальмівне колесо типу КТ–231А; 2 – важіль; 3 – блок мікроперемикачів; 4 – складаний підкос; 5 – цапфа; 6 – механізм управління замком випущеного положення; 7 – механізм управління замком прибраного положення; 8 – замок прибраного положення; 9 – гідроциліндр прибирання–випуску; 10 – траверса; 11 – цапфа; 12 – розкос; 13 – амортизатор; 14 – ступка; 15 – підвіска замка зібраного становища.

Тривимірне зображення основної опори представлено на рис. 2.3.

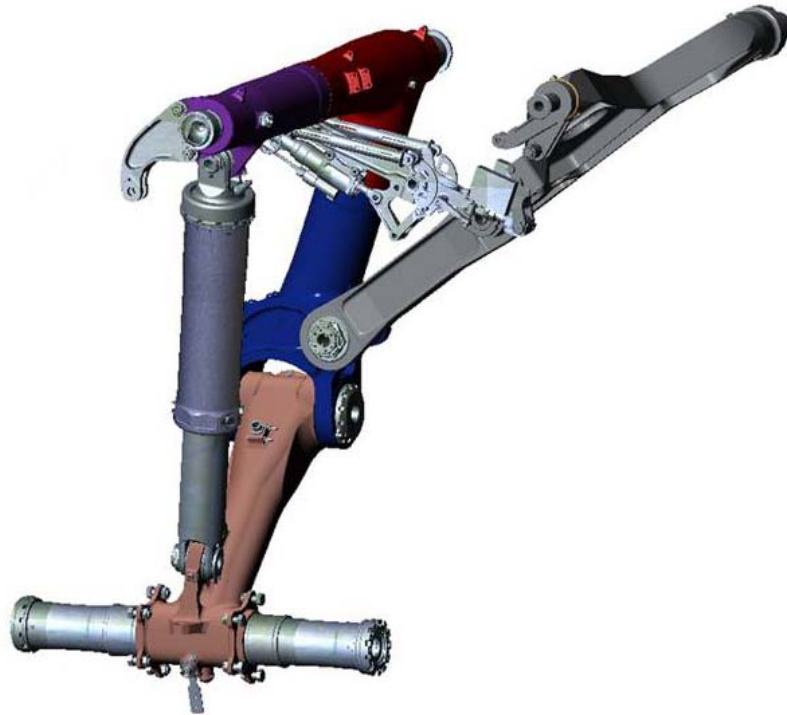


Рис. 2.3 3D модель основної опори літака

2.1.3. Передня опора шасі

Передня опора шасі (рис. 2.4) розташована в площині симетрії літака і кріпиться цапфами 13 на бічних стінках ніші шасі між шпангоутами №3 і 4 фюзеляжу. Опора забезпечена двома нетормозними колесами 8 типу КН44 з безкамерними шинами розміром 600×220 мм. Номінальний тиск в шинах становить $5 \text{ кгс} / \text{см}^2$. Заправка шин здійснюється азотом або повітрям.

Передня опора шасі включає в себе телескопічну стійку 7 напівричажного типу, яка прибирається у напрямку польоту в нішу носової частини фюзеляжу, розташовану під підлогою кабіни екіпажу між шпангоутами №1 ... 4. Ніша шасі при прибраній стійці закривається двома парами стулок, пов'язаних двухплечними гойдалками і тягами зі стійкою. При випущеній стійці малі стулки залишаються у відкритому положенні.

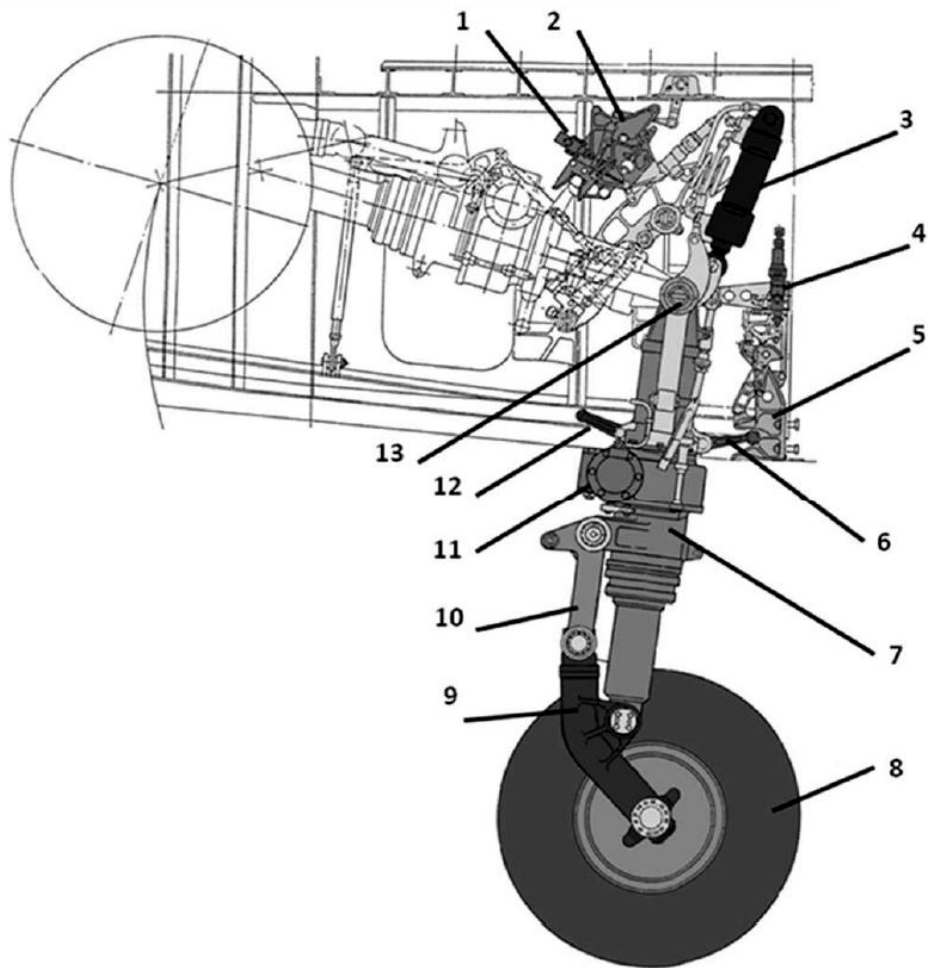


Рис. 2.4 Передня опора шасі

1 – блок мікрвимикачів замка прибраного положення; 2 – замок прибраного положення; 3 – циліндр прибирання–випуску; 4 – блок мікрвимикачів замка випущеного положення; 5 – замок випущеного положення; 6 – підвіска замка випущеного положення; 7 – стійка з амортизатором; 8 – колесо типу КН44; 9 – важіль; 10 ланка; 11 – рульовий механізм; 12 – підвіска замка прибраного положення; 13 – цапфа.

У прибраному положенні підвіска замка прибраного положення 12 входить в замок прибраного положення 2 і тим самим фіксує стійку. При цьому мікрвимикач 1 забезпечує подачу сигналу в кабіну пілотів про те, що передня опора шасі знаходиться в прибраному положенні. У випущеному положенні підвіска замка випущеного положення 6 входить в замок випущеного положення 5, а мікрвимикач 4 забезпечує сигналізацію в кабіні пілотів про положення передньої опори шасі.

Тривимірне зображення передньої опори представлено на рис. 2.5.

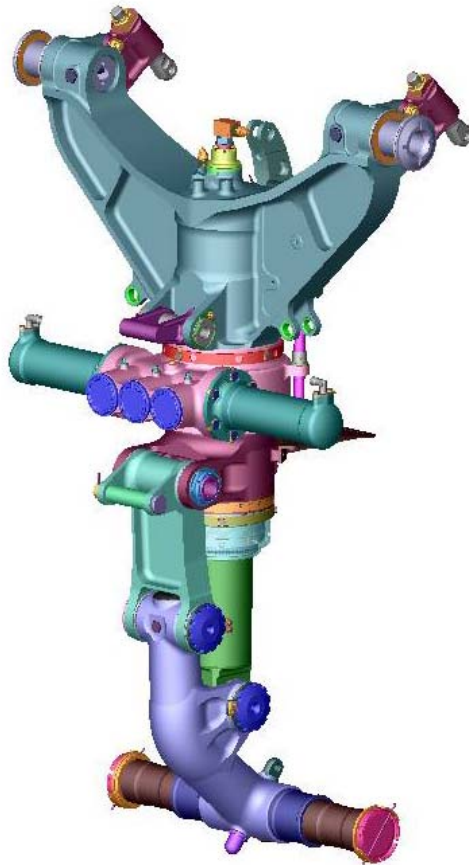


Рис. 2.5 3D модель передньої опори літака

2.2. Система керування розворотом передньої опори шасі

В склад системи управління рульовим пристроєм входять органи управління (рукоятка рульового управління, педалі управління рулем напрямку), кран повороту КП–38А, кран включення КВ–38, розподілювач КЕ–94, а також механізм зворотнього зв'язку. Виконавчим органом системи управління рульовим пристроєм являється рульовий механізм стійки передньої опори шасі.

Основні дані системи керування розворотом передньої опори шасі літака представлено в таблиці 2.1.

Основні дані системи керування розворотом передньої опори

Робоча рідина	АМГ–10
Номінальний робочий тиск	15 МПа (150 кгс/см ²)
Кут повороту коліс	
– при керуванні від рукояток	±55°
– при керуванні від педалей	±10°
Час переключення коліс з одного крайнього положення в друге без навантаження	
– при керуванні від рукояток	не більше 12 с
– при керуванні від педалей	не більше 2 с
Зусилля на рукоятку керування	0.4 кгс · м

2.2.1. Основне призначення системи керування розворотом передньої опори шасі літака

Система керування поворотом коліс передньої опори призначена для здійснення розворотів при рулінні та утримування літака на ЗПС при зльоті та посадці. Вона використовується разом із аеродинамічними органами керування при зльоті, посадці, у повному порядку при рулінні, коли аеродинамічні органи не дають ефекту. Система керування поворотом коліс повертає по команді пілота поворотну частину передньої стійки разом з колесами. На сучасних транспортних та пасажирських літаках з трьохопорною схемою шасі, керованою є передня стійка, а на літаках з багатоопорною схемою, керованими можуть бути також частина або всі основні стійки.

Система складається з виконавчої та керуючої частин. В якості виконавчої частини використовують гідравлічні виконавчі механізми. Це гідравлічні механізми поступального руху (рейкова передача), або гідравлічні ротори і гідроциліндри. Основною якістю рейкової передачі є створення постійного крутного моменту, незалежно від кута повороту опори. До недоліків можна віднести більшу зношуваність зубчастих передач. Керуюча частина включає в себе: елемент керування золотниковим пристроєм з кабіни екіпажу, агрегат керування, котрий розподіляє через золотниковий пристрій гідравлічну рідину по порожнинах гідравлічного виконавчого силового органу, і зв'язку між ними.

Система керування поворотом коліс передньої опори також виконує функції гасника коливань «Шимі». Це досягається при включенні системи в режим «Вільного повороту коліс». Гасником коливань працює циліндр поворотного пристрою.

Система управління розворотом передньої опори шасі призначена для управління рульовим пристроєм стійки передньої опори шасі на режимах «Рулювання» і «Зліт–посадка».

Система забезпечує:

- слідкуюче управління рульовим пристроєм при рулюванні, розбігу і пробігу;
- роботу рульового пристрою в режимі «Орієнтування»;
- демпфування спільно з рульовим пристроєм коливань (типу «шимі») передньої опори на вищевказаних режимах.

Система – гідромеханічна, слідкуюча.

Управління системою при рулінні здійснюється від рукоятки, встановленої на лівому пульті, а при розгоні і пробігу – педалями пультів ногого управління кермом напрямку. При відсутності електроживлення або гідроживлення система автоматично переходить в режим «Орієнтування». У цьому випадку передня опора слідує за зовнішнім навантаженням.

Система управління рульовим пристроєм оснащена блокуванням, що відключає її при відриві коліс передньої опори від землі, при цьому система

переходить в режим «Орієнтування», centruючий механізм встановлює колеса в нейтральне положення. Розблокування відбувається при приземленні літака і обтисненні амортизатора стійки передньої опори.

Система управління рульовим пристроєм оснащена попереджувальною сигналізацією про необхідність включення системи. При відключеній системі управління рульовим пристроєм на нижній панелі верхнього пульта в кабіні екіпажу горить жовте табло «Упр перед коліс включи»

Включення системи управління руліжним пристроєм здійснюється перемикачем «Управл перед колесом», розташованим на лівому пульті в кабіні екіпажу.

2.2.2. Робота системи керування рульовим пристроєм

На режимах рулювання, пробігу та розбігу пілот рукояткою, або педалями управління рулем напрямку діє на золотник крана повороту, який регулює подачу тиску рідини на кран включення KB–38 пропорційно куту повороту рукоятки, або ходу педалей керування кермом напрямку. Від крана включення рідини через трубопроводи подається до циліндрів рульового механізму стійки передньої опори.

Режим «Рулювання».

Включення системи управління рудожним пристроєм здійснюється перемикачем «Упрвл перед колеса». Після дотику колесами передньої опори землі мікрвимикач Д703, що входить до складу блоку мікрвимикачів на стійці передньої опори, включає розподільник 5 (рис. 2.6). Розподільник подає тиск рідини від лінії нагнітання № 1 гідросістеми до крану повороту 4 і в зливну порожнину гідроциліндра замка випущеного положення стійки передньої опори.

При нейтральному положенні рукоятки руліжних управління золотники крана повороту зпогоджений. При відхиленні рукоятки від нейтрального положення повертається золотник крану повороту і лінія нагнітання через кран включення 3 з'єднується з поршневою порожниною одного з гідроциліндрів

рульового механізму 1. Поршнева порожнина другого гідроциліндра з'єднується з лінією зливу. Після повороту стійки на заданий рукояткою кут золотник зворотного зв'язку крана повороту знову приходить в узгоджене положення з золотником управління. Після зняття навантаження з рукоятки руліжних управління пружинна тяга повертає її, а значить і стійку в нейтральне положення.

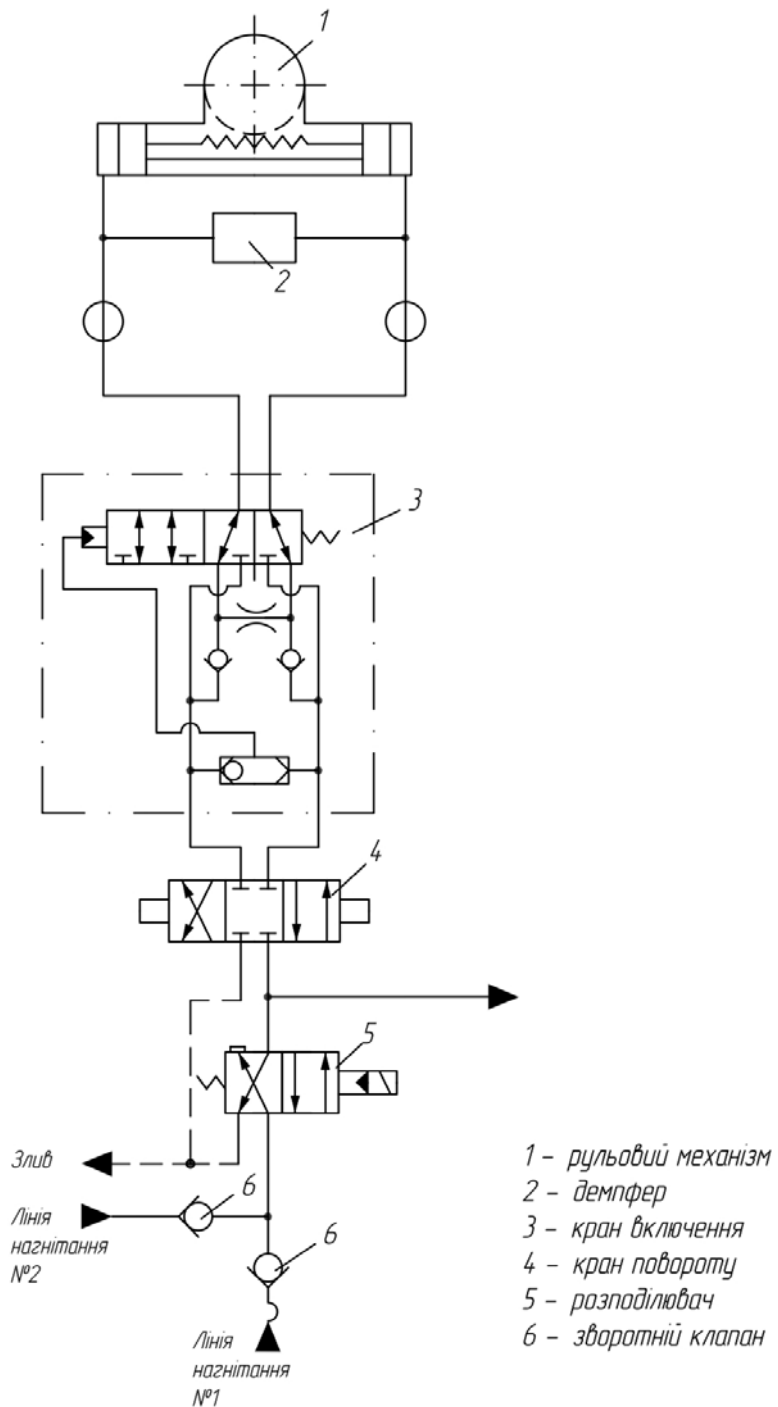


Рис. 2.6 Гідравлічна система управління рульовим пристроєм

Режим «Розгін і пробіг».

На цьому режимі управління золотником крана повороту здійснюється педалями управління кермом напрямку. Навантаження на рукоятку руліжного керування не прикладається, але рукоятка відстежує відхилення педалей.

Режим «Орієнтування».

На режимі «Орієнтування» колеса стійки передньої опори вільно орієнтуються, органи рульового управління знаходяться в нейтральному положенні.

Після відриву коліс від землі (або відключенні системи, обриву електроланцюга і т.д.) мікровимикач Д703, що входить до складу блоку мікровимикачів, встановленого на стійці передньої опори, розмикає ланцюг, знеструмлюючи розподільник КЕ94, який перекидає подачу рідини до крана повороту, а рідина з поршневої порожнини одного гідроциліндра рульового механізму 1 через дросель крана включення надходить в поршневу порожнину другого гідроциліндра рульового механізму і навпаки.

На великих швидкостях коливання стійки передньої опори типу «шіммі» гасяться гідравлічним демпфером 2.

Механізм зворотного зв'язку служить для управління золотником зворотного зв'язку крана повороту і замикання рідини в порожнинах гідроциліндрів рульового механізму після відпрацювання стійкою передньої опори заданого органом управління кута відхилення.

2.3. Розрахунок елементів зубчастої передачі

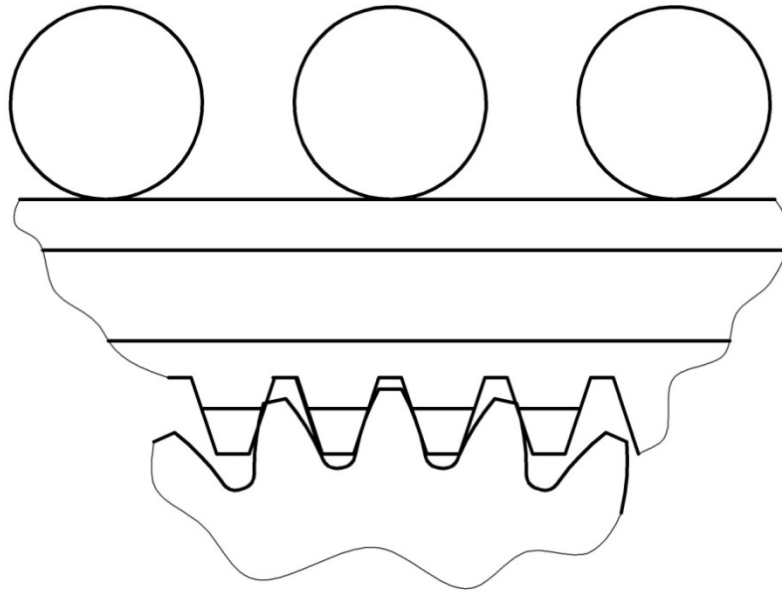


Рис. 2.7 Схема зубчастої передачі рульового механізму

Тиск в гідросистемі: $P_{г.с.} = 15 \text{ МПа}$

Зусилля в циліндрі: $P_{ц} = \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot P_{г.с.} = \frac{\pi \cdot 0,062^2}{4} \cdot 15 \cdot 10^6 = 45290 \text{ Н}$, де d –

діаметр гідроциліндра.

Сила в зачепленні F_n включає дві складові: колову та радіальну сили.

$$F_t = F_n \cos \alpha_w = T_1(u+1)/a_w = 2 M_{ц}/d_1; F_r = F_t \operatorname{tg} \alpha_w,$$

де a_w – міжосьова відстань передачі, α_w – кут нахилу зуба шестерні ($\alpha_w = 18^\circ$), $M_{ц}$ – момент, що розвиває рульовий циліндр на осі стійки, d_1 – діаметр шестерні.

Обчислимо момент:

$$M_{ц} = 45290 \cdot 0,13 = 5888 \text{ (Н}\cdot\text{м)}$$

$$F_t = 2 M_{ц}/d_1 = (2 \cdot 15696)/0,197 = 59780 \text{ (Н)}.$$

Визначимо зусилля віджимання рейки із зачеплення:

$$F_r = 59780 \cdot \operatorname{tg} 18^\circ = 19430 \text{ (Н)}.$$

Розрахунок рейки, яка представлена на рис. 2.8.

1. Матеріал рейки – сталь 12Х2Н4А, $\sigma_y = 8 \cdot 10^8 \text{ Па}$

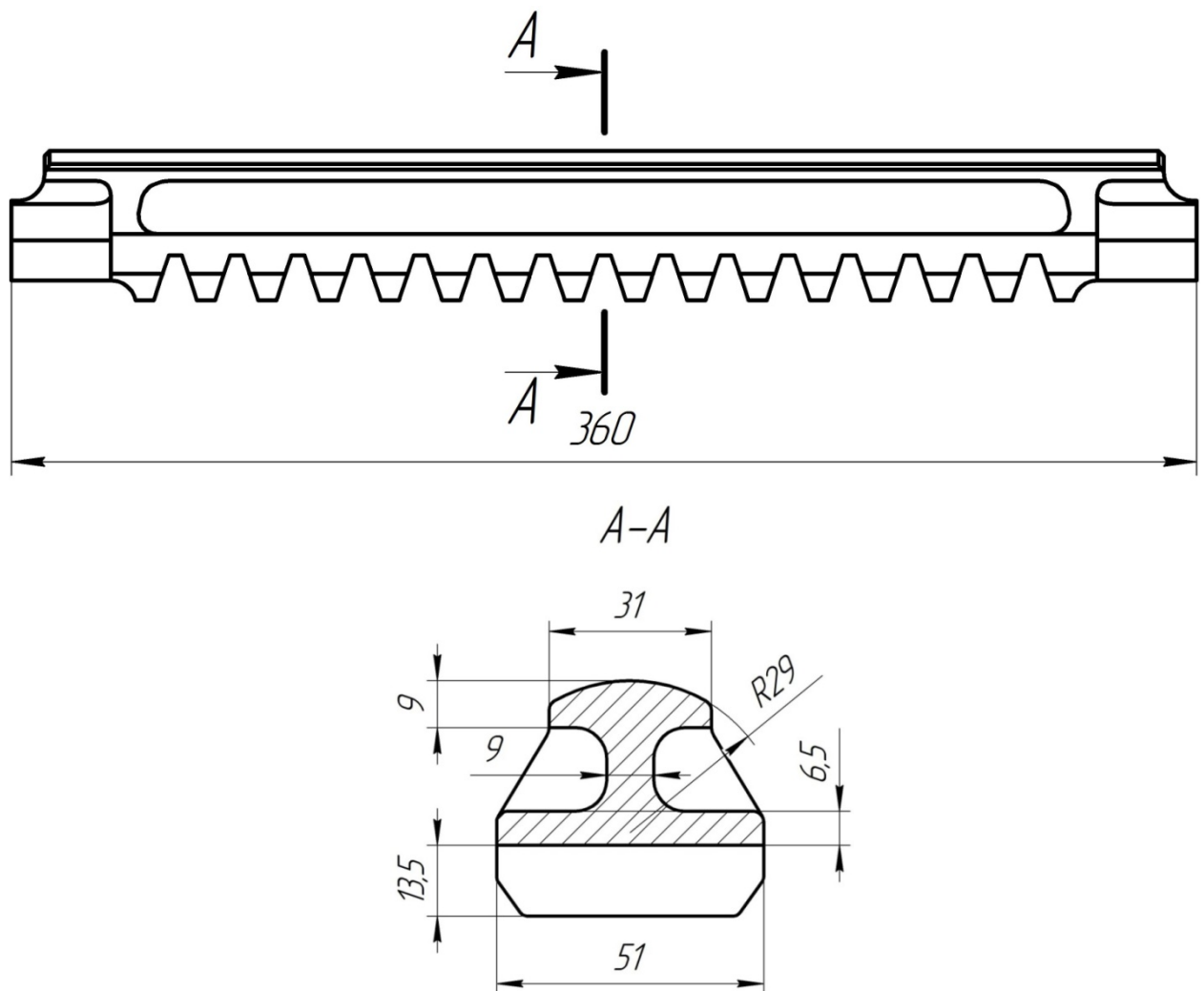


Рис. 2.8 Зубчаста рейка рульового механізму

Скориставшись програмою SolidWorks за допомогою інструменту «визначення характеристик перетину» отримуємо величини площі перерізу, центр мас та моменти інерції.

Властивості перерізу обраної грані зубчатої рейки

Площа = 747 мм²

Центроїду відносно початкової точки системи координат: (мм)

X = 25.50

Y = 26.43

Z = 0.00

Моменти інерції площі у центроїда: (мм⁴)

L_{xx} = 80545.12 L_{xy} = 0.00 L_{xz} = 0.00

L_{yx} = 0.00 L_{yy} = 92885.82 L_{yz} = 0.00

$$L_{zx} = 0.00 \quad L_{zy} = 0.00 \quad L_{zz} = 173430.94$$

Полярний момент інерції площі у центроїда = 173430.94 мм⁴

Кут між основними осями і осями деталі = -0.00 градусів

Основні моменти інерції площі у центроїда: (мм⁴)

$$I_x = 80545.12$$

$$I_y = 92885.82$$

Моменти інерції площі у висновку системи координат : (мм⁴)

$$L_{XX} = 603598.98 \quad L_{XY} = 504583.49 \quad L_{XZ} = 0.00$$

$$L_{YX} = 504583.49 \quad L_{YY} = 579651.17 \quad L_{YZ} = 0.00$$

$$L_{ZX} = 0.00 \quad L_{ZY} = 0.00 \quad L_{ZZ} = 1183250.15$$

Отже,

Площа перерізу $F=0,000747 \text{ м}^2$,

Центр мас: $X_{цм}=0,0255 \text{ м}$, $Y_{цм}=0,0264 \text{ м}$,

Моменти інерції:

$$X=8,054 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4,$$

$$Y=9,289 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4.$$

Головний момент інерції площі перетину відносно нейтральної осі:

$$I = 1,734 \cdot 10^{-7} \text{ м}^4.$$

Обчислимо осьові моменти опору площі поперечного перерізу відносно нейтральної осі:

$$W_1 = \frac{I}{y_1}; \quad W_2 = \frac{I}{y_2}, \quad \text{де } I - \text{це момент інерції площі перетину відносно}$$

нейтральної осі, а y_1 та y_2 – відстані від нейтральної осі до найбільш віддалених розтягнутих і стиснених волокон.

$$W_1 = \frac{1,734 \cdot 10^{-7}}{0,0264} = 6,568 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3 \quad W_2 = \frac{1,734 \cdot 10^{-7}}{0,0325} = 5,335 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$$

Напруження в перерізі:

$$F_r = 19430 \text{ Н}$$

$$M_{3z} = F_r \cdot h,$$

де F_r – зусилля віджимання рейки із зачеплення, h – плече дії моменту.

$$M_{32} = 19430 \cdot 0,01275 = 247,7 \text{ Н}\cdot\text{м.}$$

Обчислимо напруження, що діють в даному перетині:

$$\sigma_{\Gamma} = \frac{F_r}{N} + \frac{M_{32}}{W}$$

$$\sigma_{\Gamma.1} = -\frac{17340}{0,000747} - \frac{247,7}{6,568 \cdot 10^{-6}} = -60930000 \text{ Па}$$

$$\sigma_{\Gamma.2} = -\frac{17340}{0,000747} + \frac{247,7}{5,335 \cdot 10^{-6}} = 33220000 \text{ Па}$$

$$\eta_{1сж} = \frac{8 \cdot 10^8}{60930000} = 1,4$$

$$\eta_{2раст} = \frac{8 \cdot 10^8}{33220000} = 2,4 > 2$$

Згідно з отриманими результатами запас міцності становить $\eta_{2раст} > 2$. Отже, міцність забезпечена.

Розрахунок зуба рейки, яка представлена на рис. 2.9.

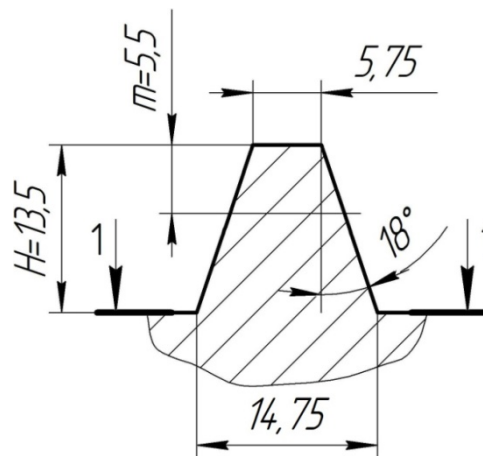


Рис. 2.9 Переріз зуба рейки передачі

Вихідні дані для розрахунку:

$m = 5,5$ мм – модуль зуба;

$t = 18,75$ мм – крок, $\text{tg } 18^\circ = 0,364$;

висота зуба: $H = f \times m$, де $f = 2,45$, $H = 13,5$ мм;

товщина зуба у підстави: $\delta = 14,75$ мм;

Розглянемо переріз 1–1

Розрахункові напруження:

$$N = 19430 \text{ Н}$$

$M_{сж} = 19430 \cdot 0,0135 = 262,3 \text{ Н} \cdot \text{м}$ (зусилля прикладається до верхньої кромки зуба)

Обчислимо площу зуба:

$$F = H \cdot k = 13,5 \cdot 10,25 = 138,37 \text{ мм}^2, \text{ де } H - \text{ висота зуба, } k - \text{ середня лінія.}$$

$$W = \frac{1,97 \cdot 10^{-7}}{0,085} = 2,318 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3,$$

Обчислимо напруження, що діють на зуб рейки:

$$\sigma_{сж} = \frac{19430}{1,383 \cdot 10^{-4}} + \frac{262,3}{2,318 \cdot 10^{-6}} = 253600000 \text{ Па}$$

$$\eta = 253600000 = 3,155$$

Згідно отриманих результатів можна зробити висновок, що міцність зуба забезпечена.

2.4. Розрахунок гідроциліндру

Гідроциліндр виготовлений із титанового сплаву ВТ-22, $\sigma_y = 8,1 \cdot 10^8 \text{ Па}$.

Гідроциліндр представлений на рис. 2.10.

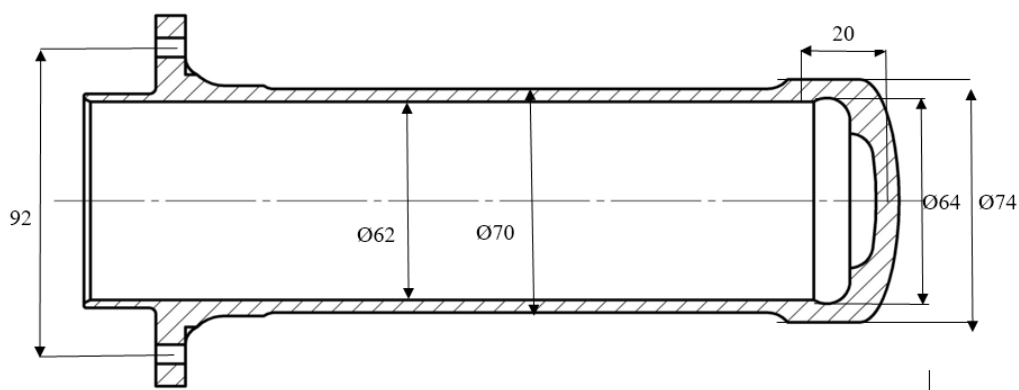


Рис. 2.10. Гідроциліндр механізму розвороту передньої опори.

Розрахунковий тиск: $P_p = P_{з.с.} \cdot f = (15 \cdot 10^6) \cdot 1,5 = 22,5 \cdot 10^6 \text{ Па}$;

$f = 1,5$ – коефіцієнт безпеки.

Напруження розриву стінки циліндра від сили тиску обчислимо:

$$\sigma = \frac{P_p \times D_e}{2 \times S}$$

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

D_e – внутрішній діаметр, $D_e = 0,062$ м;

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

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

$$\eta = \frac{8 \cdot 10^8}{2,712 \cdot 10^8} = 2,95 > 2$$

Здійснимо розрахунок гідроциліндра за допомогою комп'ютерної програми SolidWorks. Розрахунки здійснені програмою надаємо мовою програмного забезпечення без перекладу – російською, які наведено в таблиці 2.2.

Анализ напряжения Цилиндр РУ

Табл. 2.2

Информация о модели

Имя документа	Конфигурация	Путь документа	Дата изменения
Цилиндр РУ	По умолчанию	D:\Цилиндр РУ.SLDPRT	Wed Jan 28 08:58:16 2015

Свойства исследования

Имя исследования	Исследование 4
Тип анализа	Static
Тип сетки:	Сетка на твердом теле
Тип решающей программы	FFEPlus
Влияние нагрузок на собственные частоты:	Выкл
Мягкая пружина:	Выкл

Инерционная разгрузка:	Выкл
Тепловой эффект:	Исходная температура
Температура при нулевом напряжении	298.000000
Единицы измерения	Kelvin
Включают эффекты давления жидкости из SolidWorks Flow Simulation	Выкл
Трение:	Выкл
Игнорировать зазор для поверхностного контакта	Выкл
Использовать адаптивный метод:	Выкл

Единицы измерения

Система единиц измерения:	СИ
Длина/Перемещение	mm
Температура	Kelvin
Угловая скорость	rad/s
Давление/Напряжение	N/m ²

Свойства материала

№.	Имя тела	Материал	Масса	Объем
1	Твердое тело 1(Вырез-Вытянуть3)	[SW]BT-22	1.40288 kg	0.000304974 m ³
Имя материала:		[SW]BT-22		
Описание:				
Источник материала:				

Тип модели материала:		Линейный Упругий Изотропный	
Критерий прочности по умолчанию:		Неизвестно	
Данные приложения:			
Имя свойства	Значение	Единицы измерения	Тип значения
Модуль упругости	1.15e+011	N/m ²	Постоянный
Коэффициент Пуассона	0.33	NA	Постоянный
Модуль сдвига	4.9e+010	N/m ²	Постоянный
Массовая плотность	4600	kg/m ³	Постоянный
Предел прочности при растяжении	9e+008	N/m ²	Постоянный
Предел текучести	8.75e+008	N/m ²	Постоянный
Коэффициент теплового расширения	9e-006	/Kelvin	Постоянный
Теплопроводность	10.9	W/(m.K)	Постоянный
Удельная теплоемкость	495	J/(kg.K)	Постоянный

Нагрузки и ограничения

Крепление

Имя ограничения	Выбранный набор	Описание
-----------------	-----------------	----------

Зафиксированный–1 <Цилиндр РУ>	вкл 3 Грани в зафиксированном состоянии.	
-----------------------------------	------------------------------------------------	--

Нагрузки

Имя нагрузки	Выбранный набор	Тип нагрузки	Описание
Давление–1 <Цилиндр РУ>	вкл 4 Грани с давлением 31,5 N/mm ² (МПа) в направлении, перпендикулярном выбранной грани	Последовательное нагружение	

Контакт

Состояние контакта: Соприкасающиеся грани – Свободные

Информация о сетке

Тип сетки:	Сетка на твердом теле
Используемое разбиение:	Стандартная сетка
Автоматическое уплотнение сетки:	Выкл
Сглаживание поверхности:	Вкл
Проверка Якобиана:	4 Points
Размер элемента:	5.5883 mm
Допуск:	0.27941 mm
Качество:	Высокая
Количество элементов:	16475
Количество узлов:	30382

Время для завершения сетки (часы;минуты;секунды):	00:00:09
Имя компьютера:	DerPanzeR–ПК

Силы реакции

Выбран ный набор	Едини цы измерения	Сум ма по X	Сум ма по Y	Сумм а по Z	Результирую щая
Все тело	N	– 1.28348	– 95871.9	– 0.0608499	95871.9

Силы свободного тела

Выбран ный набор	Едини цы измерения	Сум ма по X	Сум ма по Y	Сум ма по Z	Результирую щая
Все тело	N	– 0.913713	0.271 347	– 0.377914	1.02534

Моменты свободного тела

Выбран ный набор	Едини цы измерения	Сум ма по X	Сум ма по Y	Сум ма по Z	Результирую щая
Все тело	N–m	0	0	0	1e–033

Результаты исследования

Имя	Тип	Мин	Место	Макс	Место
Напря жение1	VON:	20898	(51.552	3.2420	(–8.28039
	Напряжение Von Mises	4 N/m ² Узел: 14427	5 mm, – 119.949 mm, 26.5772	3e+008 N/m ² Узел: 28209	mm, 78.713 mm, 30.9033 mm)

			mm)		
Перемещение 1	URES: Результирующее перемещение	0 mm Узел: 314	(– 41.5692 mm, – 126.699 mm, –21 mm)	0.1654 26 mm Узел: 45	(0.000165 587 mm, 93.4669 mm, 0.000152 587 mm)
Деформация 1	ESTRN: Эквивалентная деформация	1.6387 e–006 Элемент: 6952	(– 0.511884 mm, – 122.161 mm, 54.3619 mm)	0.0021 5171 Элемент: 2465	(29.6523 mm, 53.5614 mm, 4.8754 mm)

Напряжения, перемещения, деформация та запас міцності гідроциліндра зображені на рис. 2.11 – 2.14 відповідно.

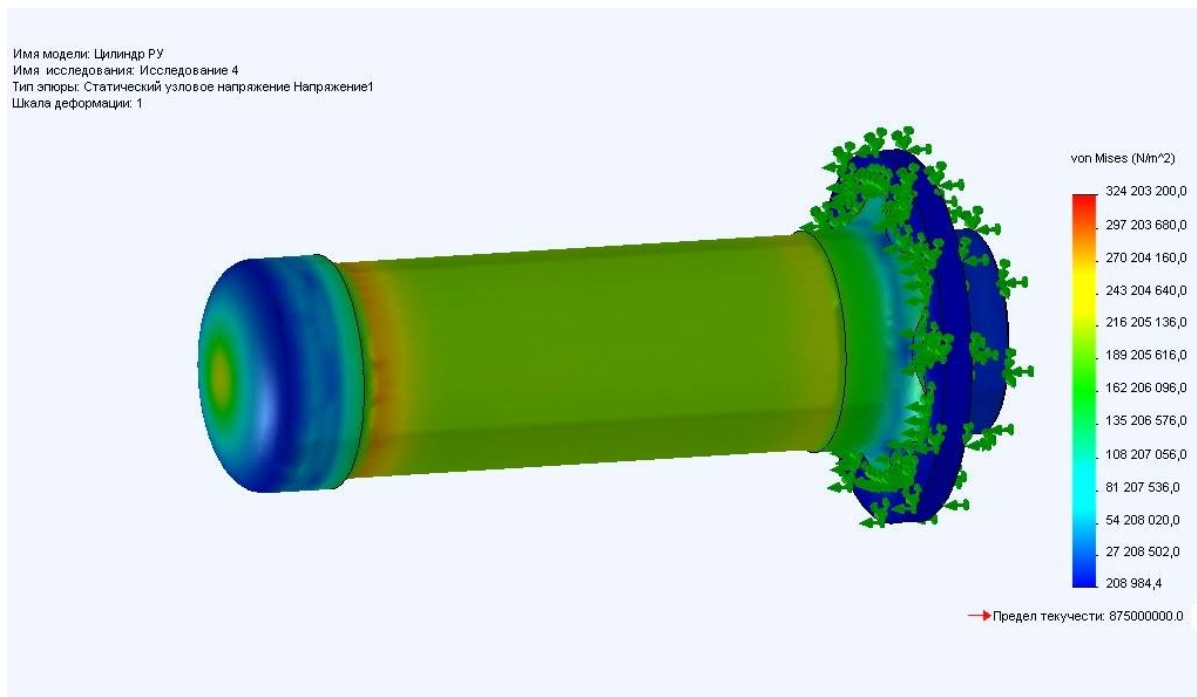


Рис. 2.11. Напряжения

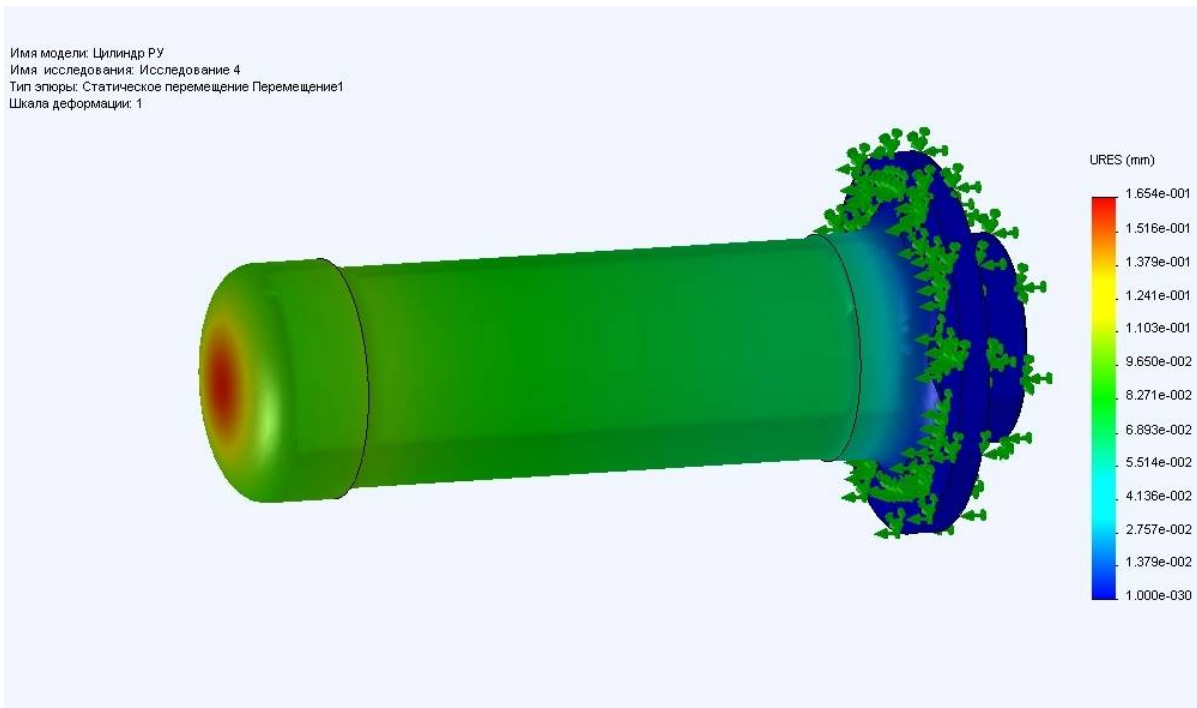


Рис. 2.12. Перемещения

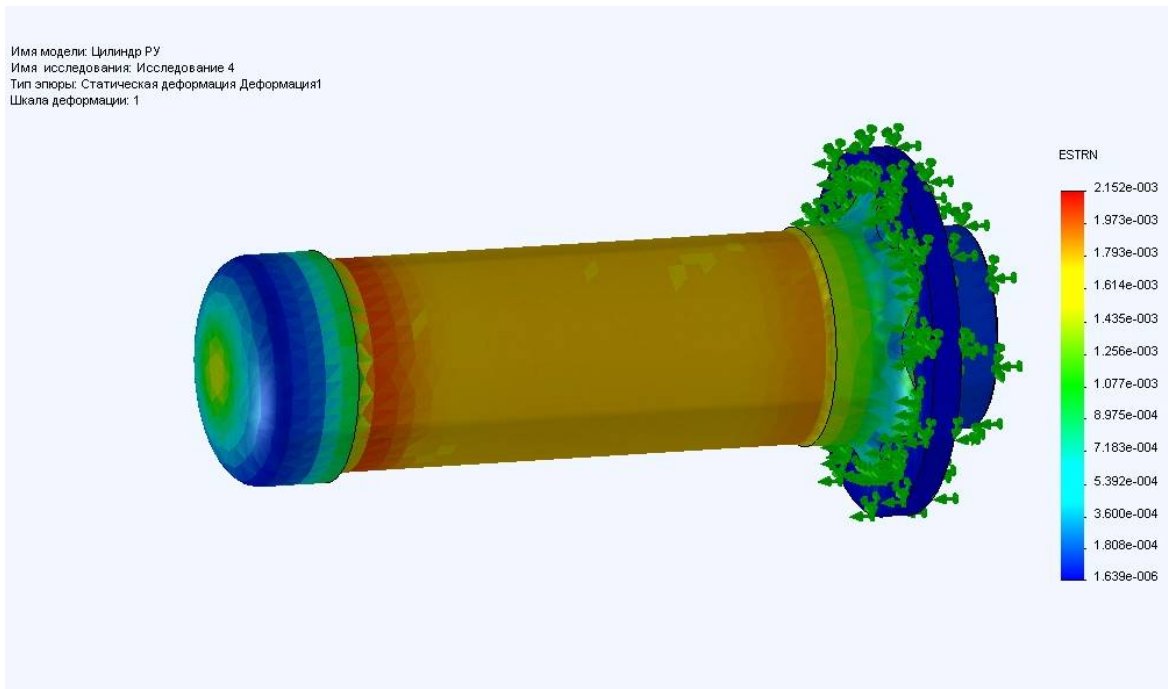


Рис. 2.13. Деформація

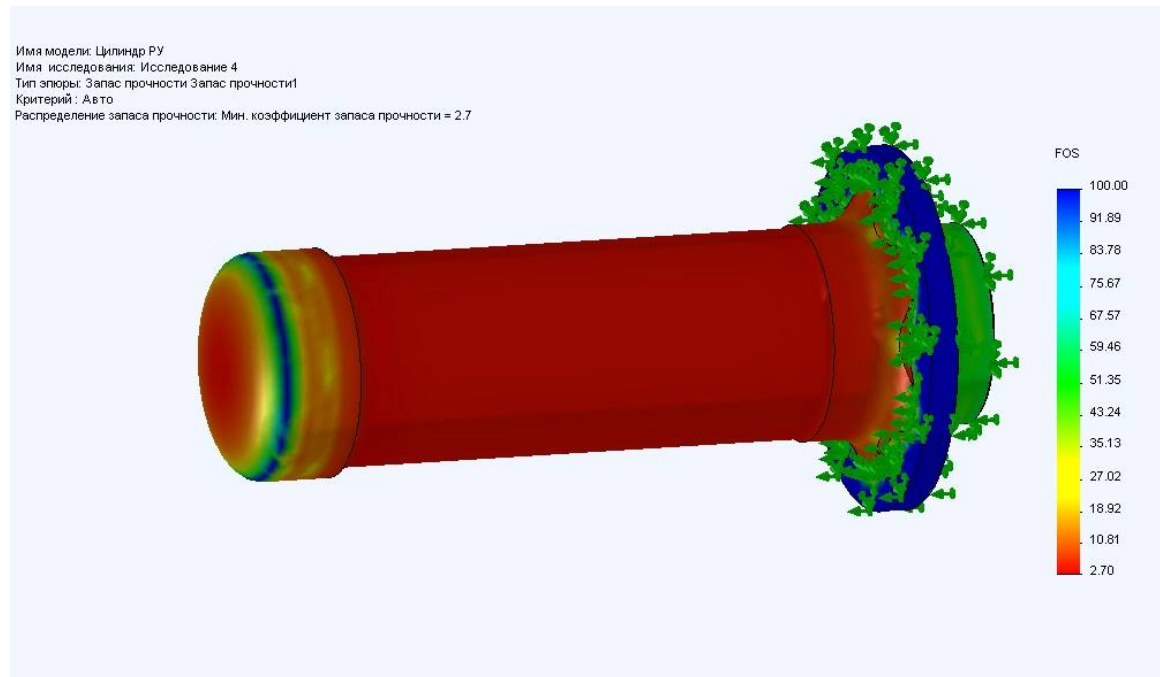


Рис. 2.14. Запас міцності

2.5. Моделювання системи розвороту передньої опори шасі

Досліджуючи систему керування розворотом передньої стійки при будь-яких можливих комбінаціях параметрів складових її елементів було використано імітаційне моделювання на ПК за допомогою пакету прикладних програм LMS AMESim. Моделюємо спрощену схему даної системи.

Схема розробленої системи наведена на рис. 2.15.

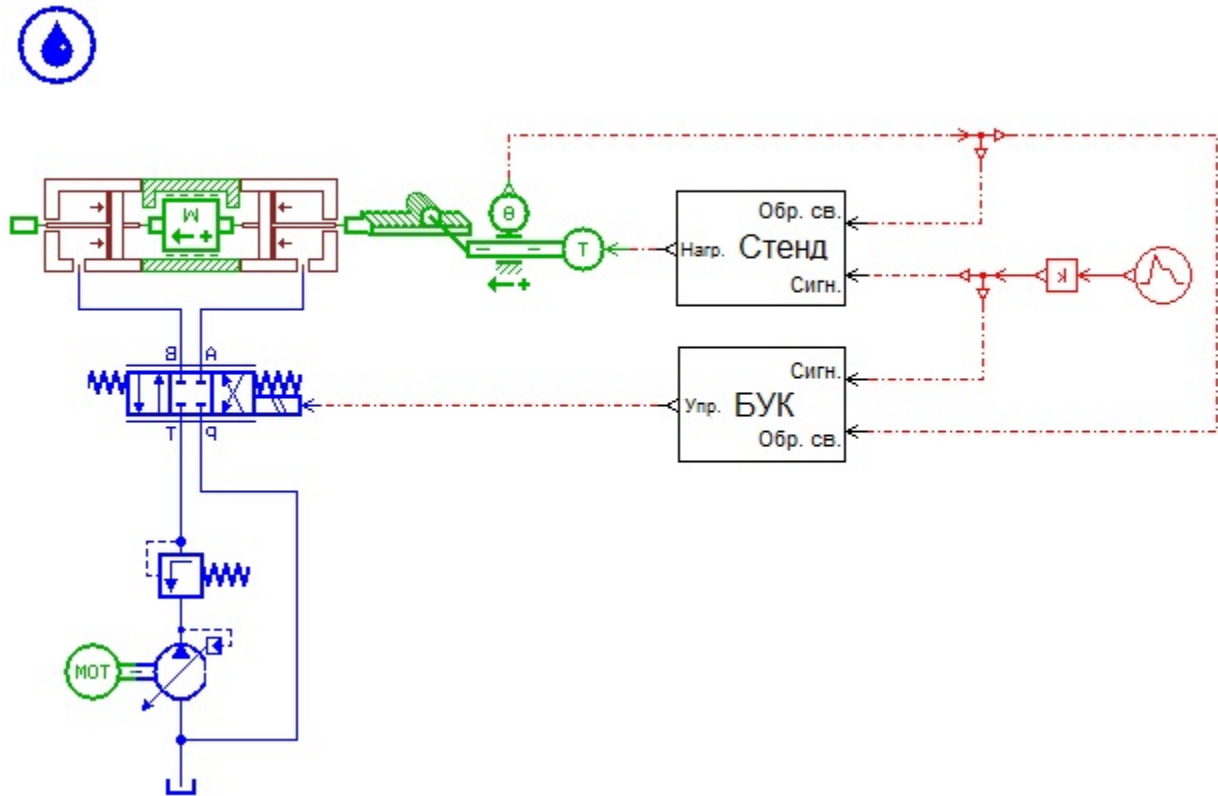


Рис. 2.15. Схема системи керування розворотом передньої стійки

Модель СКПС базується на основі гідромеханічної схеми і складається з підмоделей окремих елементів, які умовно можна розділити на п'ять наступних груп:

- джерело тиску, яке складається із гідронасосу змінної подачі та редуктора;
- механічна частина, яка складається із гідроциліндру, рейкової передачі та датчика зворотнього зв'язку;
- модуль, який в залежності від кута повороту створює навантаження;
- блок підсилення, який реалізує ЗЗ за переміщенням.

Істотний вплив на роботу системи складає облік нерозрахованих параметрів. Тому на першочерговому етапі моделювання проводилося налагодження моделі системи, співставлення теоретичних даних у відповідності до моделі, уточнення необхідних параметрів елементів системи.

В якості робочої рідини в системі застосовується гідравлічна рідина АМГ-10. Робоча температура складає 35 ± 5 °С.

У відповідності до системи літака-прототипу АН-140 живлення системи відбувається від гідромережі з робочим тиском 15 МПа (тиск створюється за допомогою моделі гідравлічного насоса змінної подачі), за допомогою редукційного клапану встановимо тиск на вході до ЕГП на рівні 15 МПа, а в зливній магістралі 1 МПа. В системі застосовується електрогідравлічний підсилювач типу "сопло-заслінка" із силовим механічним зворотним зв'язком за положенням золотника.

Параметри рульового механізму наступні: діаметр поршнів 62 мм; поршні закріплені на рейці вагою 3 кг, хід якої 260 мм; рейка в зачепленні з шестернею із ділильним діаметром 185 мм закріплена на хомуті (поворотна частина носової стійки). На хомуті також закріплюється датчик зворотного зв'язку. Стенд навантажує механізм розвороту крутним моментом, величина якого залежить від кута повороту стійки.

Після налагоджування перевірити модель системи на швидкодію можна за допомогою часу перекладки стійки з одного крайнього положення в інше за відсутності навантаження.

З отриманих результатів (рис. 2.16.) випливає, що час розвороту стійки без навантаження 7.9 с, що задовольняє умову. Кутова швидкість склала 15 °/с.

Час перекладки навантаженої опори із одного крайнього положення в інше складає 12 с (рис 2.17.). Це значить, що навантажена стійка буде розвертатись з кутовою швидкістю 10 °/с.



Рис. 2.16 Залежність кута повороту від часу без навантаження



Рис. 2.17. Залежність кута повороту від часу із навантаженням

Результати моделювання процесу розвороту передньої опори шасі на кути $\pm 36^\circ$ за часом наведені нижче на рис. 2.18., 2.19.

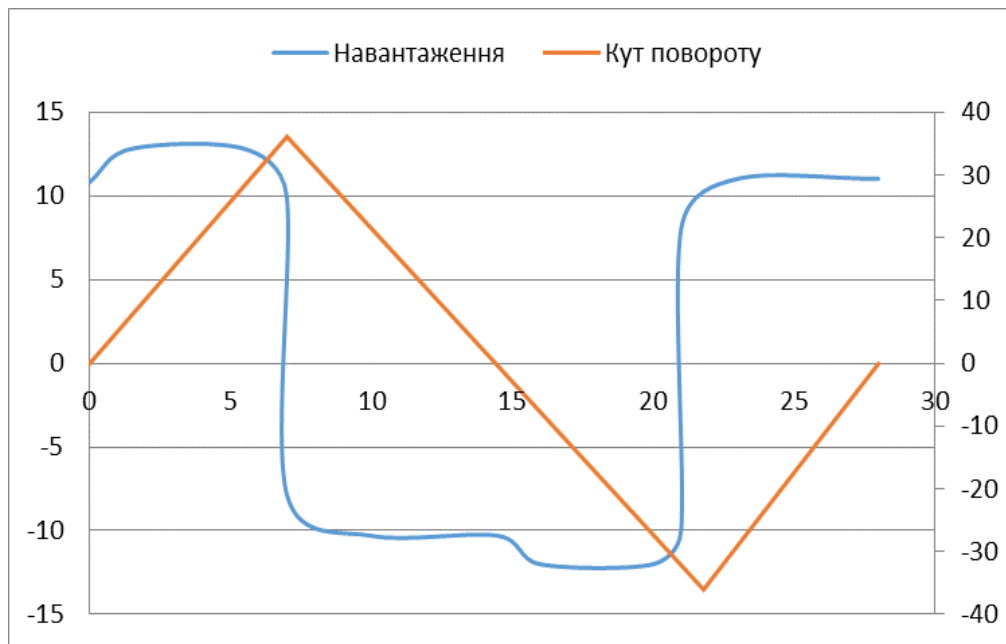


Рис. 2.18. Залежність навантаження та кута розвороту від часу

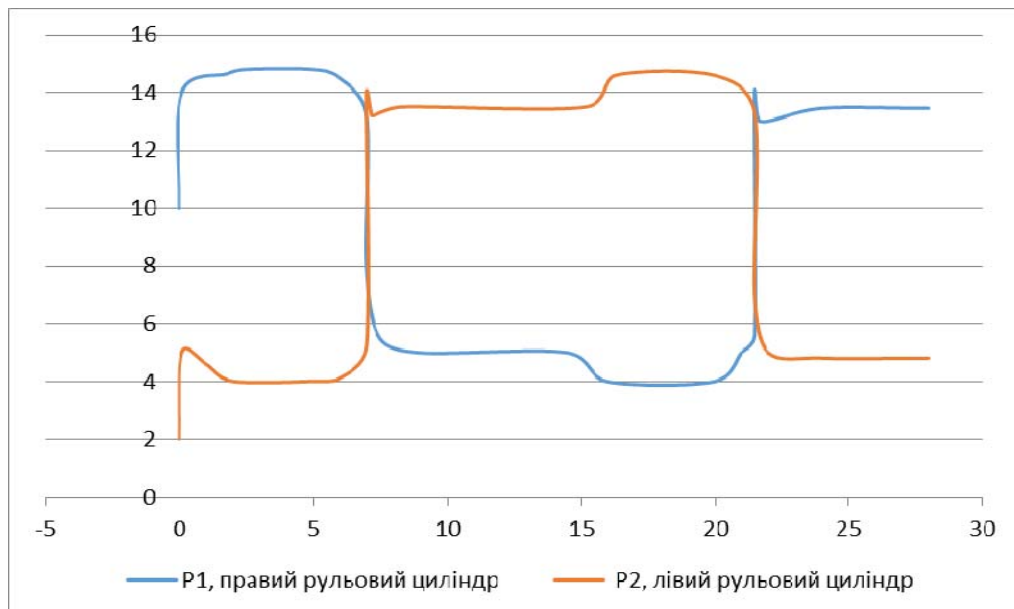


Рис. 2.19. Залежність тиску в рульовому циліндрі від часу

Результати моделювання процесу розвороту передньої стійки шасі на кути $\pm 55^\circ$ за часом наведені нижче на рис. 2.20., 2.21.



Рис. 2.20. Залежність навантаження та кута розвороту від часу

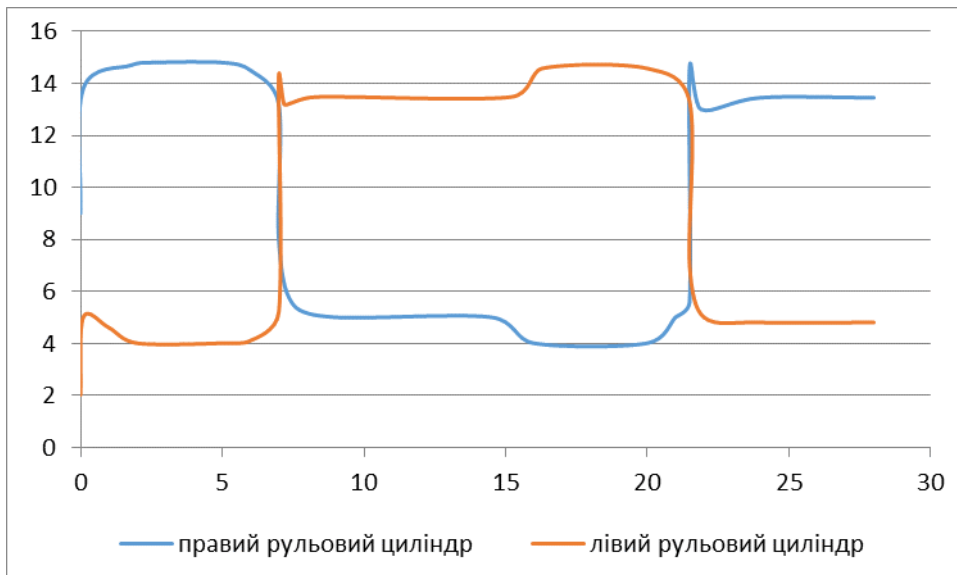


Рис. 2.21. Залежність тиску в рульовому циліндрі від часу

Результати моделювання процесу розвороту носової опори на кути $\pm 10^\circ$ за часом наведені нижче на рис. 2.22, 2.23.



Рис. 2.22. Залежність навантаження та кута розвороту від часу

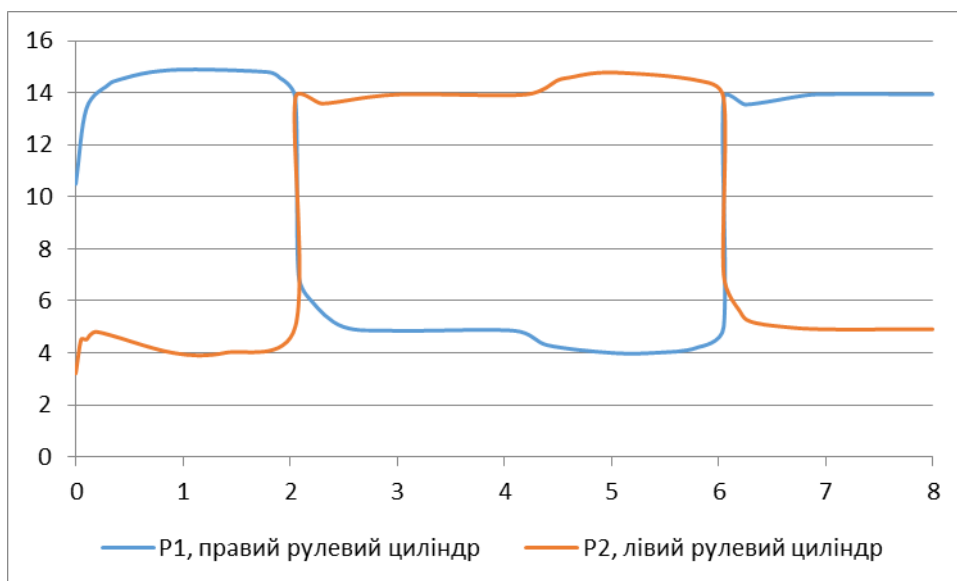


Рис. 2.23. Залежність тиску в рульовому циліндрі від часу

За підсумками даних досліджень моделі, було доведено її функціональну працездатність. А значить дана модель достатньо чітко описує процеси, що відбуваються в системі керування поворотом передньої стійки шасі та може використовуватись для її детального аналізу.

2.6. Параметричний аналіз моделі системи

Під час параметричного аналізу даної моделі було отримано наступні ключові результати:

1. Аналіз впливу зміни температури робочої рідини на функціонування системи та час розвороту, зокрема, зображений у вигляді графіку на рис. 2.24. та рис. 2.25 відповідно:

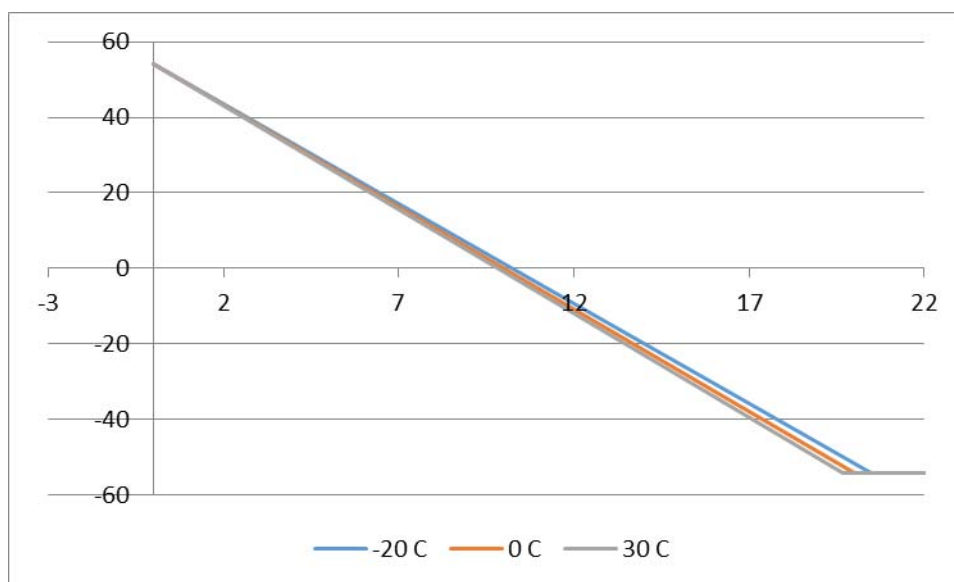


Рис. 2.24. Вплив температури робочої рідини на функціонування системи

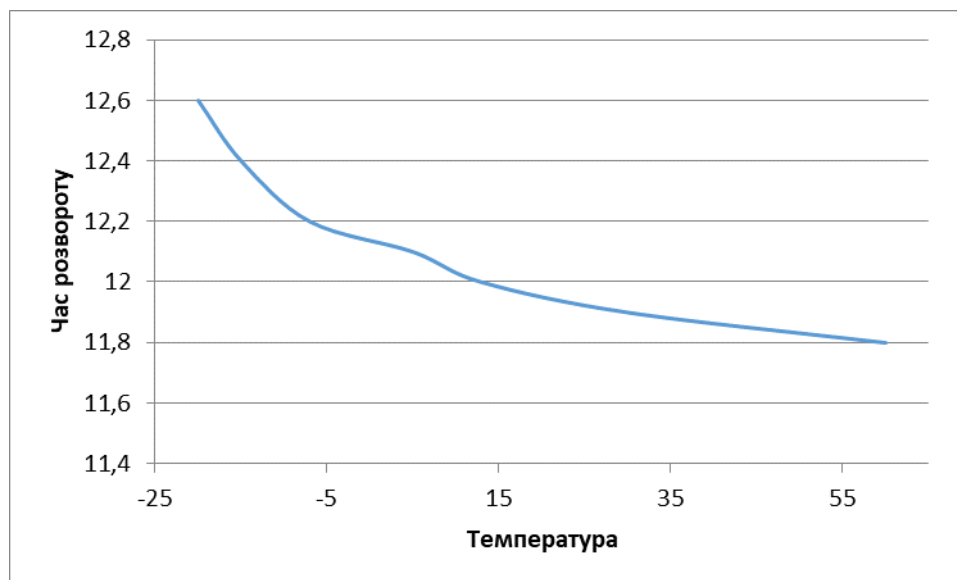


Рис. 2.25. Вплив температури робочої рідини на час розвороту

Висновок. Із зростанням температури робочої рідини час розвороту опори значно зменшується, оскільки при збільшенні температури зменшується коефіцієнт кінематичної в'язкості ν робочої рідини.

2. Аналіз впливу зміни діаметру поршнів рульового механізму на час переключення навантаженої передньої опори (рис. 2.26.).

Діаметр поршнів значно впливає на час розвороту передньої опори. Чим більший діаметр поршнів, тим більшим стає час розвороту стійки і відповідно зменшення діаметру поршнів призводить до зменшення часу розвороту передньої опори, але стає помітнішою нерівномірність кутового переміщення стійки (вплив зовнішнього навантаження стає помітнішим).

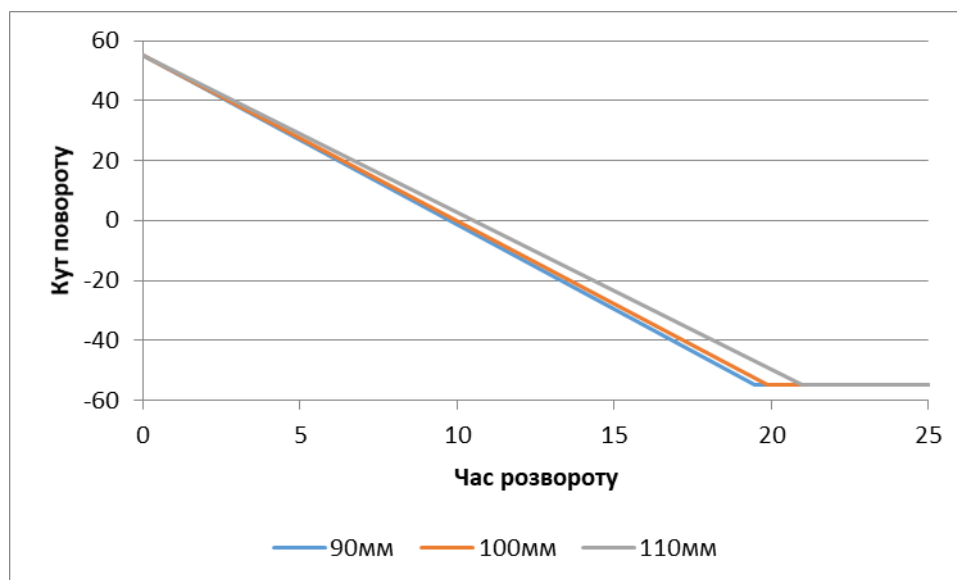


Рис. 2.26. Вплив діаметру поршня на функціонування системи

Висновок. Зі збільшенням діаметра поршня збільшується час розвороту опори. Це відбувається тому, що при збільшенні діаметру поршня збільшується об'єм порожнини рульового циліндру, але при тому, що витрата рідини через ЕГП залишається сталою. Зменшення діаметру призводить до зменшення часу повороту стійки, але кутове переміщення стає нерівномірним, що пов'язано зі збільшенням впливу зовнішнього навантаження.

3. Аналіз впливу зміни діаметру трубопроводу на функціонування системи.

Діаметр трубопроводу впливає на час розвороту передньої опори. Цей вплив особливо помітний при низьких температурах робочої рідини.

Висновок. Загальний час розвороту передньої опори зменшиться на 0.1 с при збільшенні діаметру 10x1 (мм·мм) на діаметр 12x1.0 (мм·мм), що для даної системи не критично. Шляхом збільшення пропускної здатності ЕГП можна досягнути більшої ефективності.

4. Аналіз впливу зміни тиску на вході в ЕГП на час перекидання навантаженої носової стійки (рис. 2.27.).

Зростання тиску на вході в ЕГП на 1 МПа призводить до зменшення часу розвороту навантаженої стійки приблизно на одну секунду, а зменшення тиску відповідно до збільшення часу розвороту.

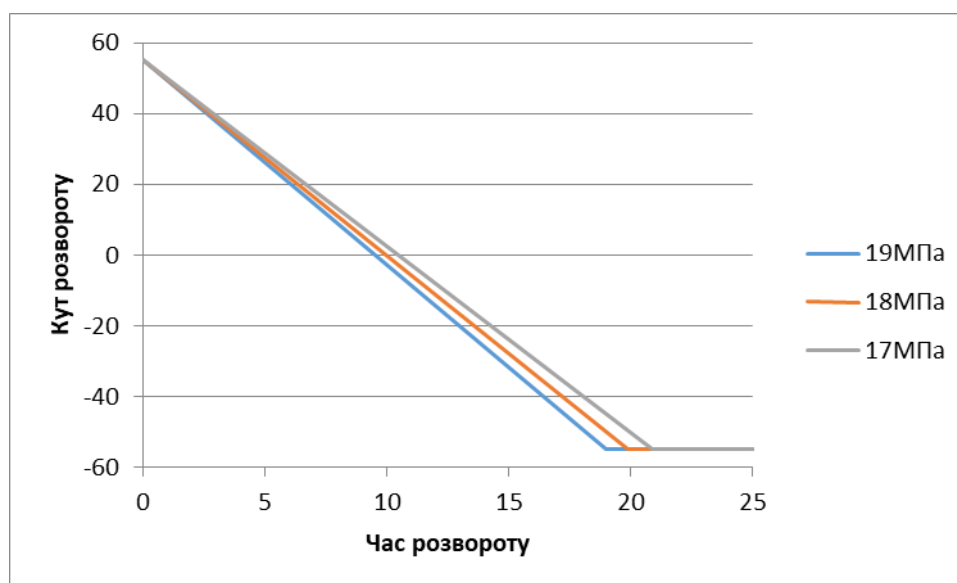


Рис. 2.27. Вплив тиску на функціонування системи

Висновок. Зі зростанням тиску на вході в ЕГП зменшується час розвороту опори. Підвищення робочого тиску в СКПС призведе до швидшого розвороту стійки, але паралельно зросте і вага системи спроектованої під більший тиск.

ВИСНОВКИ

Починаючи із початкових етапів розробки системи керування розворотом передньої опори шасі, для забезпечення її функціональних характеристик необхідно оптимізувати складний комплекс взаємодій між механічними, гідравлічними і електричними компонентами, а також підсистемами спроектованої системи. Програмний забезпечення AMESim є платформою для одновимірного моделювання, яке об'єднує безліч фізичних дисциплін в

єдиному процесі моделювання і точно передбачає комплексне функціонування системи ще до початку її виготовлення. Тобто існує можливість моделювання системи та отримання її статичних та динамічних характеристик ще на етапі проектування.

AMESim дає можливість розглядати проєктований об'єкт у всій його складності і різноманітності внутрішніх і зовнішніх зв'язків, вибираючи переваги та відкидаючи недоліки кожного із перелічених типів елементів для досягнення високих техніко-економічних показників складного комплексного об'єкта. При цьому пакет побудований так, що проєктується безпосередньо сама система, а не лише її математична модель.

За допомогою програми SolidWorks було отримано міцнісні характеристики елементів системи керування. За результатами розрахунків гідроциліндра системи керування розвороту передньої опори був визначений коефіцієнт запасу міцності циліндра, який склав 2.7.

Скориставшись методом теоретичного розрахунку було визначено коефіцієнт запасу міцності зубчастої рейки. В указаному перетині він склав 2.4.

За підсумками комплексного розрахунку системи у програмі AMESim було визначено, що зі збільшенням тиску на вході в ЕГП зменшується час розвороту опори.

З розрахунків випливає, що система, її міцність та експлуатаційні характеристики, зокрема, під час розвороту цілком відповідають усім необхідним вимогам до експлуатації.

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1. Загальні положення

Охорона навколишнього середовища – система заходів щодо раціонального використання природних ресурсів, збереження особливо цінних та унікальних природних комплексів і забезпечення екологічної безпеки. Це сукупність державних, адміністративних, правових, економічних, політичних і суспільних заходів, спрямованих на раціональне використання, відтворення і збереження природних ресурсів землі, обмеження негативного впливу людської діяльності на навколишнє середовище.

Значним забруднювачем довкілля є транспортна галузь, зокрема рухомі її засоби (автомобілі, тепловози, морські та річкові судна, повітряний транспорт), що використовують як пальне різні види нафтопродуктів, а також стаціонарні об'єкти матеріально-технічного забезпечення (склади пально-мастильних матеріалів, заправні станції, станції технічного обслуговування, майстерні і т.д.).

Значної шкоди довкіллю завдають викиди авіаційного транспорту, пально-мастильні матеріали, зливні води після миття повітряних суден та їх агрегатів, пари різних шкідливих речовин, кислот, матеріалів, які використовуються в технологічних процесах ремонту. Через великі обсяги використання пального авіатранспорт забруднює навколишнє природне середовище токсичними компонентами: на рівні 25 відсотків - солями свинцю, на рівні 50 відсотків - оксидом вуглецю.

3.2. Екологічні параметри і методики оцінки ІКАО

Найбільш поширеними факторами впливу на навколишнє середовище в результаті експлуатації ЛА є: шум, якість повітря, споживання палива і емісія парникових газів, проте в залежності від національних або місцевих норм можуть розглядатися й інші області впливу [12].

У деяких державах існує встановлений перелік параметрів, які необхідно використовувати при екологічній оцінці, і ознайомитися з ними корисно з точки зору забезпечення включення в рамки досліджень всіх відповідних необхідних показників. Особливу увагу слід приділяти визначенню взаємозалежностей екологічного і неекологічного характеру, щоб забезпечити належне відображення в рамках дослідження будь-яких компромісних рішень. Даний підрозділ містить огляд можливих параметрів для розгляду.

- Шум

Авіаційний шум є найбільш серйозною причиною негативної реакції населення в зв'язку зі змінами в повітряному просторі, а також нововведеннями в експлуатації і розширенням аеропортів. Вплив шуму, в результаті, авіаційної діяльності в аеропортах та прилеглих до них районах залежить від ряду факторів, що включають:

- типи повітряних суден, що використовують даний аеропорт;
- кількість щоденних злетів і посадок, включаючи загальну кількість і за конкретніші періоди;
- час для польотів повітряних суден;
- використовувані злітно-посадкові смуги;
- використовувані траєкторії польотів;
- переважаючі погодні умови;
- топографію аеропорту і прилеглих районів;
- місце розташування і масштаби прилеглих районів міської забудови;
- загальні експлуатаційні умови.

Крім того, реакція окремих осіб на шум є досить суб'єктивною і може залежати від ряду факторів, пов'язаних з культурними, соціально-економічними, психологічними і фізичними особливостями конкретного індивідуума.

- Якість повітря

Від згоряння авіаційного палива створюються різноманітні види забруднення повітря в формі викидів газів і твердих частинок, які можуть

впливати на якість повітря і здоров'я людини. Як правило, при оцінці якості повітря виділяються наступні загальні різновиди:

- NO_x - оксиди азоту, суміш двоокису азоту (NO_2) і окису азоту (NO);
- VOC - леткі органічні сполуки (включаючи неметанові вуглеводні (NMHC));
- CO - окис вуглецю;
- ТЧ - тверді частинки, причому найбільш проблемними є частинки, аеродинамічний діаметр яких менше 10 мкм (ТЧ10) і 2,5 мкм (ТЧ2,5) 2;
- SO_x - оксиди сірки.

Ці види емісії можуть, в свою чергу, бути складовими елементами більш масштабних екологічних проблем, пов'язаних з приземним озоном, фотохімічним смогом, освітою вторинних аерозольних часток і іншими хімічними процесами в атмосфері, здатними впливати на здоров'я.

При складанні кадастрів емісії слід враховувати додаткові види емісії, які можуть створювати проблеми для здоров'я і навколишнього середовища, включаючи так звані небезпечні забруднювачі повітря - відомі органічні гази, які навіть при малій концентрації здатні надавати серйозний вплив на здоров'я. На дату публікації цього документа дослідження в області НЗП перебували на порівняно ранньому етапі, хоча деяким вченим вдалося виявити вихлоп авіаційних двигунів до 15 відомих НЗП. Слід зазначити про те, що для багатьох таких речовин рівень знання факторів емісії є досить обмеженим.

Авіаційна емісія є результатом згоряння авіаційного палива, продуктом якого є викиди, що містять приблизно 70% двоокису вуглецю (CO_2), 30% водяної пари (H_2O), 1% припадає на ряд інших викидів, включаючи оксиди азоту (NO_x), окис вуглецю (CO), оксиди сірки (SO_x), вуглеводні, леткі і нелеткі частинки і інші мікрокомпоненти. Деякі такі компоненти класифікуються як парникові гази, причому найбільше значення має двоокис вуглецю.

Тривалість дії викидів ПГ істотно різниться - від двоокису вуглецю, який зберігається в атмосфері тривалий час, на відміну від водяної пари з відносно короткою тривалістю життя. Сучасні газотурбінні двигуни практично не

викидають оксидів азоту (N₂O) і, хоча помірна емісія метану (CH₄) можлива при роботі двигунів на найменш економічних режимах, викидів метану на інших етапах польоту не відзначається.

- Інші види впливу

При аналізі впливу ЛА на навколишнє середовище також враховуються негативні наслідки для якості води, ґрунту, екології і та ін..

3.3. Повітряний кодекс України

Розділ VII

АЕРОДРОМИ І АЕРОПОРТИ

Стаття 47. Охорона навколишнього природного середовища.

При розвідуванні, будівництві, реконструкції, ремонті та експлуатації аеродрому підрядчик та експлуатант зобов'язані виконувати діючі в Україні норми, правила і процедури щодо охорони навколишнього природного середовища.

Розділ IX

ПОЛЬОТИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Стаття 54. Захист від шкідливого впливу польотів цивільних повітряних суден.

Цивільне повітряне судно, призначене для експлуатації в Україні, повинно бути сертифіковано на відповідність вимогам, які діють в Україні, щодо шуму на місцевості та емісії шкідливих речовин авіаційних двигунів.

Сертифікація повітряних суден щодо шуму на місцевості та емісії шкідливих речовин виконується у порядку, передбаченому Правилами сертифікації повітряних суден України щодо шуму на місцевості та емісії шкідливих речовин.

Власники аеродромів, експлуатанти, командири і члени екіпажів повітряних суден зобов'язані при експлуатації повітряних суден на землі та в повітрі запобігати шумам, або зводити їх до мінімуму.

Скидання з повітряних суден шкідливих для здоров'я людей, навколишнього природного середовища речовин, або інших відходів і

матеріалів забороняється, а винний у таких діях несе відповідальність згідно з чинним законодавством України.

З метою запобігання шкідливому впливу повітряних суден на людей, тварин, навколишнє природне середовище Уряд України може встановити в конкретних районах мінімальну висоту польоту, єдину для всіх повітряних суден чи окремо за типами повітряних суден.

Польоти повітряних суден у повітряному просторі України з надзвуковою швидкістю повинні виконуватися на висотах, які виключають шкідливий вплив звукового удару на навколишнє середовище, за загальними правилами або у віддалених від населених пунктів районах, що відводяться спеціально для надзвукових польотів [14].

3.4. Загальні відомості про масла та їх небезпеку

На повітряних суднах в якості робочої рідини у гідравлічних системах зазвичай використовуються мінеральні та синтетичні масла. Кожні з них мають свої особливі властивості, а також шкідливу дію на навколишнє середовища й технічний персонал, який проводить технічний огляд і обслуговування літака. Розглянемо на ці масла більш детально.

Мінеральні (нафтові) масла – рідкі суміші висококиплячих вуглеводнів. В більшості випадків, являють собою продукти переробки нафти. Всі мінеральні масла легші за воду і практично нерозчинні. Потрапляючи у воду, вони залишаються на поверхні, що нерідко призводить до великих екологічних проблем, а іноді катастроф.

Якісне мінеральне масло – відмінний паливно-мастильний матеріал. Застосовується в двигунах внутрішнього згорання. Для надання мінеральним маслам необхідних властивостей в них додають різні присадки. Саме завдяки цьому масло стає більш якісним. Виробники мінеральних моторних масел ніколи не видають своїх технологій і не розповідають про склад присадок. Відходи мінеральних масел самі по собі дуже токсичні. Найрізноманітніші

шкідливі речовини можуть зустрічатися і в присадках, що можливо, ускладнить процес утилізації мінерального масла.

Синтетичні масла прийшли на заміну мінеральним, тому що рівень їх ефективності набагато вище. Вони експлуатуються як в важкій, так й у легкій промисловості. Незважаючи на досить високу вартість, синтетичні масла все частіше віддають перевагу мінеральним.

Синтетичні масла – органічні сполуки, одержувані з вуглеводневої сировини. Вони мають наступні важливі властивості:

- стабільність;
- в'язкість не міняється при перепаді температур;
- повільний процес розкладання.

Без відповідної обробки та утилізації синтетичні масла становлять небезпеку для навколишнього середовища і людини.

Гідравлічні масла – рідини, які застосовуються в якості робочих в гідравлічних системах управління і гідравлічних приводах. Якість гідравлічного масла залежить від багатьох характеристик: інертності, в'язкості, сплосності, стискаємості, випаровуваності, теплового розширення, здатності розчиняти гази, тощо.

ПММ та спецрідини (окрім ТГФ-М, НГЖ-4, тетраетилсвинцю II метанолу), що заправляють в літаки чи використовуються в якості присадок, відносяться відповідно ГОСТ 12.1.007-76 до четвертого класу по небезпеці шкідливого впливу на людину.

Гранично допустима концентрація в повітрі робочої зони (в перерахунку на вуглець) для рідини ТГФ-М-10 мг/м³, метанолу - 5 мг/м³, НГЖ-4 - 0,5 мг/м³.

Найбільш часто мають місце отруєння парами палива при вдиханні, так як в цьому випадку отрута потрапляє у велике коло кровообігу організму людини, минаючи природний захисний бар'єр організму – печінку.

Можливість отруєння людини за рахунок потрапляння парів палива і масла через органи дихання зростає з підвищенням температури палива і масла

і підвищенням температури навколишнього повітряного середовища. Потрапляння ПММ в шлунок може викликати отруєння.

Потрапляння противоводокрісталізаційних рідин в шлунок в малих дозах може призвести до смертельного результату.

Потрапляння ПММ і спецрідин на шкіру людини або тривалий контакт шкірного покриву з одягом, просоченим ПММ і противоводокрісталізаційними рідинами, сприяє утворенню тріщин шкіряного покриву, виникненню гострих запальних процесів, хронічних екзем та інших шкірних захворювань.

У разі перебування заправника ПММ в зоні викиду відпрацьованих газів двигунів внутрішнього згоряння заправних засобів можливе отруєння заправника ПММ

3.5 Вимоги безпеки і охорони навколишнього середовища рідини АМГ-10

На літаку Ан-140 (об'єкт дипломної роботи) застосовується вітчизняна гідравлічна рідина АМГ-10, яка являється малошкідливим продуктом по ступені впливу на організм людини і відноситься до 4 класу небезпеки згідно ГОСТ 12.1.007.

Гранично допустима концентрація парів вуглеводів рідини АМГ-10 у повітрі робочої зони складає: максимально разова – 900 мг/м³; середньозмінна – 300 мг/м³. В аерозольному стані рідина АМГ-10 відноситься до 3 класу небезпеки (помірно небезпечні речовини). Гранично допустима концентрація парів аерозоля – 5 мг/м³ згідно ГОСТ 12.1.005.

Вміст вуглеводів у повітрі робочої зони визначають газохроматографічним або іншим методом атестованим в установленому порядку.

Рідина АМГ-10 не володіє здатністю утворювати токсичні сполуки у повітряному середовищі і стічних водах в присутності інших речовин і факторів.

З метою охорони атмосферного повітря від забруднення викидами шкідливих речовин повинен бути організований постійний контроль за утриманням гранично допустимих викидів у відповідності із ГОСТ 17.2.3.02.

Основними засобами охорони навколишнього середовища від шкідливих впливів рідини АМГ-10 являються: суворе дотримання технологічного режиму і використання в технологічних процесах і операціях, пов'язаних з виробництвом, а також використання герметичного обладнання при його транспортуванні, використанні та зберіганні.

При виробництві і зберіганні масла АМГ-10 повинні бути передбачені міри, які виключають попадання масла АМГ-10 в системи побутової, промислової та дощової каналізації, а також у відкриті водойми.

У відповідності до ГОСТ 12.1.044 рідина АМГ-10 являє собою горючу рідину з температурою спалаху у відкритому тиглі не нижче 93°C.

При загоранні масла АМГ-10 використовують наступні засоби пожежогасіння: розпилену воду, піну; при об'ємному гасінні – вуглекислий газ.

При розливі масла АМГ-10 його збирають в окрему тару, місце розливу витирають сухою тканиною; при розливі на відкритій площадці місце розливу засипають піском з наступним його видаленням і обезжируванням у відповідності із затвердженими вимогами.

Приміщення, в яких проводять роботи з маслом АМГ-10, повинні бути обладнані місцевими витяжними приладами, які повинні відповідати затвердженим нормативним документам.

Роботу в зоні з високою концентрацією парів рідини АМГ-10 проводять з використанням засобів захисту органів дихання; короткочасно – фільтруючих противогазів марки А, довготривало – шлангових противогазів.

У приміщеннях для зберігання і використання рідини АМГ-10 забороняється поводження з відкритим вогнем; електрообладнання; електричні мережі і штучне освітлення повинні бути вибухобезпечними.

При роботі з рідиною АМГ-10 не допускається використовувати інструменти, що дають при ударі іскру.

При роботі з рідиною АМГ-10 необхідно дотримуватись правил особистої гігієни. При попаданні даної рідини на відкриті ділянки тіла необхідно її видалити і ретельно промити шкіру теплою водою з милом; при попаданні на слизову оболонку очей необхідно ретельно промити очі теплою водою.

3.6. Утилізація гідравлічної рідини літака

Відпрацьовані авіаційні рідини, являють собою найпоширеніший, а разом з тим і дуже небезпечний вид відходів.

Ідея переробки відпрацьованих мастил з'явилася ще в 1930 році. Однак відпрацьовані мастила стали перероблятися близько чотирьох десятиліть тому. Спочатку їх спалювали для отримання енергії, потім після очищення їх стали додавати в свіжі масла.

Під переробкою масла розуміється безліч способів очищення.

1. Спалювання відпрацьованого масла без попередньої обробки. При спалюванні неочищеного відпрацьованого масла продукти його згоряння можуть бути дуже небезпечними для людини і навколишнього середовища. Даний тип переробки допустимо тільки в тому випадку, коли відпрацьоване масло та обладнання на якому виконується утилізація, відповідає вимогам технічних нормативних правових актів, в цьому випадку може знадобитися отримання спеціальних ліцензій, забір проб і виробництво замірів для визначення складу викидів в атмосферу.

2. Переробка з отриманням палива. Складається у виробництві готового рідкого палива з низьким вмістом основного осаду і низьким вмістом води, яке не буде забивати пальники, труби або призводити до накопичення осаду в резервуарах. Таким чином, цей процес вимагає фільтрації і видалення грубих твердих частинок, які можуть становити небезпеку для навколишнього середовища або призводити до проблем при використанні. Типи обробки включають в основному фізичні процеси, такі як відстоювання і фільтрацію. На жаль, самі по собі ці процеси не є достатніми, щоб видалити всі хімічні

забруднювачі з масла, необхідно використовувати інші типи очищення, такі як очищення отбілюющою глиною і дистиляція.

3. Відновлення на місці використання. У цьому випадку застосовують систему фільтрації для видалення домішок безпосередньо на місці використання масла, таким чином, продовжується термін його служби. Цей метод корисний для заводів або інших великих підприємств, які виробляють велику кількість відпрацьованого масла.

4. Переробка на нафтопереробному заводі. Відпрацьоване масло використовується в процесі переробки нафти для виробництва бензину.

5. Регенерація з отриманням нового мастильного матеріалу. Розроблено безліч способів регенерації масла для повторного використання. Процес регенерації зазвичай включає в себе (але не обмежується) попередню обробку теплом або фільтрацію з подальшою вакуумною перегонкою та хімічною обробкою з гідроочищення. Отриманий продукт практично не відрізняється від продуктів отриманих з сирової нафти. Регенерація продовжує термін служби масла на невизначений термін, що робить цей процес найбільш кращим з екологічної та економічної точки зору. Оскільки на регенерацію масла потрібно на 70% менше енергії, ніж на виробництво його з сирової нафти.

Регенерація моторних, гідравлічних та індустріальних відпрацьованих масел може проводитися різними методами. Серед них:

1. Фізичні – вплив силових полів, фільтрація через пористі перегородки, теплофізичні та комбіновані технології.

2. Фізико-хімічні – екстракція, іонообмінна очистка, коагуляція, сорбація.

3. Хімічні – обробка карбидами металів, лугами, кислотами, гідрогенізація.

Робоча рідина АМГ є горючою, її можна утилізувати спалюванням. Так само цю рідину, при її остаточному використанні (виробітку ресурсу) внаслідок розкладання, можна відправляти на переробку на підприємство виробник. Там рідину можуть в залежності від її стану або відновити методом регенерації, або остаточно розкласти на складові елементи.

Перевозити масло АМГ-10 дозволяється будь-якими видами транспорту. Укладати бочки на платформи рекомендується на бік. Допускається також встановлювати їх при перевезенні догори дном. При такому положенні тари в масло не можуть потрапити різного роду домішки, здатні змінити його експлуатаційні якості.

3.7. Очищення працюючих і регенерація відпрацьованих масел

За обсягом виробництва і застосування серед мастильних матеріалів провідне місце займають нафтові олії. Виробництво нафтових масел продовжує збільшуватися, що в свою чергу сприяє зростанню кількості відпрацьованих масел. В усіх промислово розвинутих країнах і в більшості країн, що розвиваються у все зростаючих масштабах здійснюється збір, очищення, регенерація і переробка шкідливих масел, ресурси яких оцінюють приблизно в 50% споживання свіжих продуктів, при цьому шкідливі масла складають близько 30% всіх нафтових відходів.

Очищення регенерація масел безпосередньо на місцях їх споживання є одним з найбільш економічних способів використання вторинних ресурсів і дозволяє підбирати процеси і технологічні режими, найбільш відповідні маслу даного призначення і продуктів його старіння. На думку деяких фахівців, старіння масла як такого, особливо з присадками, мало впливає на термін його служби. Основна проблема полягає в потраплянні сторонніх забруднень, видалення яких шляхом механічного очищення є найбільш ефективним способом відновлення якості. Очищене масло повторно використовується за призначенням. В основному це відноситься до індустріальних, гідравлічних, турбінних і трансформаторних олів, рідше - до моторних, хоча це найбільша група масел за обсягом виробництва.

Серед сучасних способів очищення і регенерації переважають фізичні методи - відстій, центрифугування, фільтрація, вакуумне сушіння. Можливе застосування і більш складних фізико-хімічних методів (у разі сильного забруднення або глибокого старіння масел).

Аналіз стану регенерації шкідливих масел свідчить про переважання в основному застарілих процесів і недосконалої технології. Отримані при цьому масла. Як правило, мають низьку якість. З іншого боку, за останні розроблені досить ефективні стаціонарні та пересувні установки, застосування яких засноване переважно на фізичних методах очищення.

Найбільш ефективне обладнання для фізичних методів очищення і регенерації виробляють концерн Alfa - Laval (Швеція), що має представництва в 126 країнах світу, західнонімецькі фірми Westfalia і Montanus.

У більшості країн найбільш доцільним визнаний збір відпрацьованих нафтових масел роздільно за марками, що забезпечує більш кваліфіковану регенерацію і переробку з одержанням продуктів високої якості і з меншою кількістю відходів. З іншого боку, згідно з вимогами ЄС та законодавством багатьох європейських країн, відпрацьованими маслами вважають рідкі або напіврідкі продукти, цілком або частково складаються з нафтових або синтетичних олив, масловмістні залишки з резервуарів, емульсії і суміші води та олії з вмістом останнього не менше 4%, олії, пролиті (в результаті переливів, аварій тощо) або з перевищеним терміном зберігання. Дотримання понять рідкий або напіврідкий передбачає відсутність сирової нафти, мазуту і пластичних мастил. Поняття повністю та частково регламентують вміст компонентів у суміші (нафтових і синтетичних).

Утилізацію шкідливих масел в даний час здійснюють в основному за трьома напрямками:

- вторинна переробка сумішей з незначними домішками синтетичних масел з отриманням базових компонентів;
- регенерація шкідливих масел окремо за марками з одержанням продуктів відповідного призначення. У цьому випадку забезпечується видалення продуктів старіння і забруднень без руйнування та відділення присадок, недостатню кількість яких вводять на заключній стадії приготування товарних масел;

- переробка сумішей шкідливих масел або очищення окремих продуктів з метою отримання котельного, пічного палива.

На першому місці в світі за кількістю установок і обсягом перероблюваної сировини знаходяться процеси із застосуванням сірчаної кислоти. Якщо світовий обсяг вторинної переробки шкідливих масел перевищує 1,5 млн. т/рік, то на сірчано-кисле очищення припадає 1,2 - 1,3 млн т/рік. Існує велика різноманітність сірчано-кислотних процесів, серед яких основними є:

- кислотно-контактне очищення;
- кислотно-контактне очищення, поєднане з атмосферно-вакуумною перегонкою;
- процес Французького інституту нафти (IFP);
- процес фірм Matthys / Garap (Франція);
- процеси зі стадією термічної обробки сировини;
- процес фірми Meinken (Німеччина).

Із зростанням вмісту присадок в мастилах витрата кислоти і сорбентів при кислотно-контактній очищенні підвищується. У результаті зростає кількість важкоутилізуємих і екологічно небезпечних відходів. Крім того, сірчано-кисле очищення не забезпечує видалення з відпрацьованого масла високотоксичних сполук хлору. За даною схемою можна переробляти сучасні масла, сумісні з навколишнім середовищем (рослинні та синтетичні), оскільки сірчана кислота розкладає їх, збільшуючи, зокрема, вихід кислого гудрону. У СНД сірчано-кисле очищення в даний час практично не використовують. У Німеччині на ряді НПЗ за вдосконаленою комбінованою схемою переробляють відпрацьовані моторні, індустриальні, турбінні та трансформаторні масла. Схема передбачає використання стадій коагуляції, атмосферної перегонки, кислотної та адсорбційної очистки з подальшою вакуумною перегонкою і контактним доочищенням високов'язкого компонента.

Процес французьких фірм Matthys / Garap заснований на комбінуванні сірчано-кислотного очищення з атмосферним і вакуумною перегонкою і

попереднім центрифугуванням сировини з метою зниження витрати кислоти. Кислотне очищення і подальше відділення кислого гудрону центрифугуванням являють собою єдиний безперервний процес. Витрата кислоти не перевищує 4,5 і 6,5%, відповідно для дистильованих і залишкових масел.

У багатьох країнах застосовують модифіковані варіанти процесу кислотного контактного очищення, що включають стадію термічної обробки сировини, що сприяє зниженню витрати кислоти. Вихід очищеного масла в цьому випадку становить 66% мас.

Серед сірчано-кислотних процесів з точки зору екології та економіки найбільш ефективний процес фірми Meinken (Німеччина), в якому передбачається проведення термічного крекінгу сировини при температурах 320-430 ° С, що дозволяє на наступних стадіях очищення знизити у два рази витрати сірчаної кислоти - до 15-20 % мас. і активованої глини - до 1-6% мас. в порівнянні з технологією без попереднього крекінгу.

Дуже перспективний Німецький процес ENTRA. Основа цієї технології - використання відмінності енергій зв'язку в молекулах вуглеводнів, складних ефірів і тригліцеридів рослинних масел, з одного боку, і в молекулах домішок і екологічно-небезпечних сполук - з іншого. Це дозволяє руйнувати останні при термокрекінгу, не зачіпаючи перших (за умови точної регулювання температури - $300 \pm 0,1$ ° С і забезпеченні мінімального часу перебування масла в зоні нагрівання - кілька тисячних часток секунди). Присадки, продукти старіння і токсичні компоненти розкладаються з утворенням бітумінозного матеріалу; вихід світло-жовтого базового олії досягає при цьому 85%. Така олія потребує лише невеликого доочищення із застосуванням 1% сірчаної кислоти і 1% фуллерової землі. Використання при крекінгу натрію і природного сорбенту дає додаткові гарантії видалення екологічно-небезпечних продуктів.

На практиці традиційний варіант кислотного контактного переробки ВМ, незважаючи на його відомі недоліки, досить широко застосовують у багатьох країнах світу. Іноді він використовується в комбінації з вакуумною перегонкою, з обробкою пропаном, фурфурол і сорбентами. Процес IFP практичне

застосування знайшов лише в Італії. Єдина установка процесу Matthys / Garap працює в Лілльбонні (Франція). Процеси з використанням термічного крекінгу поширені в багатьох країнах (Великобританія, Франція, Іспанія, Норвегія, Австралія та ін.) Домінуюче положення у вторинній переробки ВМ (включаючи також процеси без застосування сірчаної кислоти) займає процес Meinken. На його частку доводиться близько 60% всіх проєктованих, споруджуваних і діючих установок.

ВИСНОВКИ

Діяльність пов'язана із гідравлічною системою літака може бути досить небезпечною для здоров'я людини. На літаку Ан-140 в якості робочої рідини використовується АМГ-10. До його складу входять продукти гідрокрекінгу парафінової нафти та ізопарафінові й нафтеніві вуглеводні. Колір АМГ-10 надає спеціальний барвник органічного походження.

Працювати з маслом АМГ-10 можна, не переживаючи, що організму буде завдано шкоди. Продукт відноситься до четвертого класу небезпеки. Тобто за цією ознакою входить до тієї ж групи, що й, приміром, звичайний пральний порошок. Однак утилізувати цей продукт слід, звичайно ж, за всіма правилами. Бажано для цієї мети використовувати особливі технології, наприклад, крекінг.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або технічного обслуговування

При ТО та ремонті систем ЛА та ЛА загалом заходи безпеки регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; інструкціями по здійсненню польотів, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; технологією ремонту, регламентами технічного обслуговування; посібниками і інструкціями з безпеки праці і т. д.

Основним нормативним документом, що регламентує правила техніки безпеки при обслуговуванні ЛА є державний нормативно-правовий акт про охорону праці ДНАОП 5.1.30-1.06-98 «Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні та поточному ремонті авіаційної техніки» [15].

Небезпечні та шкідливі фактори при обслуговуванні повітряних суден:

- відсутність або недостатня кількість природного освітлення;
- хімічні речовини (токсичні, дратуючі, канцерогенні, а також ті, що впливають на репродуктивну функцію), що входять до складу матеріалів, які застосовуються;
- незахищені рухомі елементи виробничого устаткування (шасі, органи керування літаком, механізація крила, гвинти та лопатки турбогвинтового двигуна, що обертаються і т. д.);
- ударна хвиля (вибух трубопроводів, що працюють під тиском);
- витікання газів і рідин з ємностей і трубопроводів, що працюють під тиском (при розгерметизації чи розриву трубопроводів);
- підвищений рівень шуму, вібрації, ультра і інфразвуку (при роботі СУ літака);
- рухомі машини та механізми;
- підвищена засміченість та загазованість повітря в зоні ТО
- конструкції що руйнуються (розрив тросів бортового крану);

– виробу авіаційної техніки, що падають, інструменти та матеріали при роботах по ТО літаків на крилі, оперенні, фюзеляжі і при роботі на висоті з застосуванням механізованих підйомників;

– фізичні (динамічні, статичні і нервово-психологічні навантаження).

4.2. Організаційні та інженерно-технічні засоби для запобігання впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів на працюючих

При обслуговуванні механізму розвороту системи керування і гідросистеми можливі наступні шкідливі і небезпечні фактори:

– рухомі елементи літака (шасі);

– падаючий літак (що зірвався з домкрату, або ж при руйнуванні останнього);

– ударна хвиля (вибух ємностей, що працюють під тиском, штокових порожнин, циліндрів);

– витікання рідини і газів із ємностей, що працюють під тиском, внаслідок розгерметизації, або руйнації трубопроводів;

– хімічні речовини (токсичні, подразнювальні, тощо), які застосовуються у виробництві, експлуатації і ремонті системи;

– підвищений рівень шуму, вібрації, ультра і інфразвуку (при роботі допоміжної силової установки).

З метою запобігання можливої дії вище перелічених шкідливих і небезпечних факторів на працюючий персонал обов'язково необхідно:

1) Суворе дотримання правил і техніки безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті системи;

2) В гідравлічній системі для запобігання розриву трубопроводів, що працюють під тиском, штокових порожнин циліндрів, передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні граничного значення тиску (0,43 МПа), датчика тиску і сигналізатор тиску передбачені для блокування по тиску в амортизаторах;

Якщо в одному з циліндрів стійок під час прибирання тиск підвищиться більше $15 \text{ МПа} \pm 1,5 \text{ МПа}$, сигналізатор тиску несправної стійки вимикає насосну станцію і рідина запирається в рідинних порожнинах амортизатора (після перекачки з гідробаків в циліндри всіх стійок об'єму рідини, що була витиснута);

3) Випробування мережі джерел тиску на міцність герметичність повинні виконуватися у повній відповідності з діючими нормами і правилами випробувань ємностей, що працюють під тиском. Випробування передбачено виконувати на спеціальних стендах, в спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб запобігти впливу шуму на працюючий персонал, що виникає в процесі випробування системи, рекомендовано виконувати випробування системи взагалі (або окремих її агрегатів) в спеціальних звукоізольованих кімнатах;

4) Щоб запобігти можливої дії на працюючий персонал токсичних та шкідливих речовин при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті мережі передбачено такі заходи:

- заміна шкідливих речовин, що використовуються в виробничих процесах, найменш шкідливими;
- застосування персоналом засобів індивідуального захисту;
- спеціальна підготовка і інструктаж робочого персоналу;
- застосування прогресивних технологій виробництва (замкнений цикл, дистанційне керування і контроль);
- проведення попередніх і періодичних медичних оглядів людей, що мають контакт з шкідливими речовинами.

4.3. Підбір пневматиків шасі літака

Застосовуємо трьохопорну схему шасі з носовою опорою.

Визначимо винос головних коліс шасі:

$$e = 0,1 \cdot B;$$

$$e = 0,1 \cdot 10,492 = 1,049 \text{ м.}$$

Визначимо базу шасі:

$$B = 0,4 \cdot L_{\phi};$$

$$B = 0,4 \cdot 26,11 = 10,492 \text{ м.}$$

Визначимо винос передньої стійки шасі:

$$d = B - e;$$

$$d = 10,492 - 1,049 = 9,44 \text{ м.}$$

Визначимо колю шасі:

$$K = 0,7 \cdot B;$$

$$K = 0,7 \cdot 10,492 = 6,64 \text{ м.}$$

Умова запобігання бокового капотування:

$$K > 2 \cdot H$$

де H – відстань від ВПС до центра мас літака.

Положення центра мас беремо по висоті $H = 1,4$ м.

$$6,64 > 2 \cdot 1,4 = 2,8$$

Умова виконується.

Для підбора коліс шасі обчислимо навантаження на колеса:

Головні опори:

$$P_{ГЛ} = \frac{(B - e)m_0 \cdot 9,81}{B \cdot n \cdot z};$$

де n – число опор, z – число коліс на одній опорі.

$$P_{ГЛ} = \frac{(10,492 - 1,049)42600 \cdot 9,81}{10,492 \cdot 2 \cdot 2} = 94000 \text{ Н.}$$

Носова опора:

$$P_{НОС} = \frac{e \cdot m_0 \cdot 9,81 \cdot K_d}{B \cdot z};$$

де K_d – коефіцієнт динамічності.

$$P_{НОС} = \frac{1,049 \cdot 42600 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{10,492 \cdot 2} = 26500 \text{ Н.}$$

По обчисленому значенню навантаження на колеса і величині злітної та посадкової швидкостей підбираємо по каталогу пневматики, з розрахунком, щоб виконувались умови: $P_{пн.гл}^K \geq P_{гл}$; $P_{пн.нос}^K \geq P_{нос}$; $V_{пос}^K \geq V_{пос}$; $V_{взл}^K \geq V_{взл}$.

Для носової опори обираємо авіаційне колесо негальмівне з пневматиками високого тиску з наступними параметрами:

Колесо НК35. Розмір 660x220В; $P_{ст.мах} = 27000$ Н; $P_0 = 7 \times 10^5$ Па. $\delta_{ст} = 76$ мм.; $V_{пос} = 235$ км/год; $V_{взл} = 280$ км/год.

Для основних опор обираємо авіаційне колесо гальмівне з пневматиками високого тиску з наступними параметрами:

Колесо КТ-263. Розмір 1050x300В; $P_{ст.мах} = 96000$ Н; $P_0 = 10 \times 10^5$ Па; $\delta_{ст} = 112$ мм.; $V_{пос} = 230$ км/год; $V_{взл} = 260$ км/год.

4.4. Пожежна й вибухова безпека при технічному обслуговуванні повітряного судна

Загальні положення визначені в ГОСТ 12.1.004-91 і ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ.

Звичайна причина виникнення пожежі на повітряному судні – займання витікаючих рідин. Основними засобами запобігання пожеж при експлуатації на обслуговуванні повітряного судна:

- дренавання рідини із можливих місць займання, як у польоті, так і на землі;
- забезпечення вентиляції, яка призведе до збіднення паливо-повітряної суміші,
- ізоляція, де це можливо, потенційних джерел запалювання.

Конструктивні особливості, які спрямовані на забезпечення пожежної та вибухової безпеки:

- електричні компоненти, що використовуються в зонах можливих витоків робочої рідини, відповідають вимогам з пожежної і вибухової безпеки, що визначаються ДО -160°C чи п.8.1. АП-25 [1]. Вони не запалюються в

результаті іскріння, а температура їх поверхні нижче, ніж температура самозапалення рідини;

- між трубопроводами з робочою рідиною і електричною проводкою витримується максимально можлива відстань (для запобігання іскріння між електричною проводкою і металічними трубопроводами);

- зона розміщення мережі добре вентилюється, що збіднює паливо-повітряну суміш;

- місця можливих витоків рідини з штокових порожнин амортизатора усуваються шляхом встановлення гумових ущільнень;

- у справній системі цілком відсутні умови запалення робочої рідини, температура поверхонь, з якими стикається рідина, менше температури самозапалення робочої рідини;

- передбачено, що трубопроводи систем не встановлюються у відділеннях, де робоча рідина може потрапляти на гарячі деталі, що здатні викликати самозапалення.

У випадку виникнення пожежі передбачено провадити його гасіння за допомогою широко застосовуваних вогнегасників ОВП-100. А також можна використовувати такі способи гасіння: розпилена вода, пісок, піна, кошма; при об'ємному гасінні – вуглекислий газ, склад «3,5», склад СЖБ та пар. При загорянні у робочому приміщенні застосовують наступні способи пожежогасіння: розпилену воду, піну, вогнегасячі порошки П-2АП, П-2АПМ; ПСБ-3, Пирант-АН, ПФ.

4.5. Інструкція з охорони праці та техніці безпеки при обслуговуванні

Перед початком робіт необхідно:

- заземлити літак;
- поставити на стоянкові гальма;
- поставити під колеса противідкатні пристрої;
- перевірити наявність тиску в гідросистемі;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака.

Під час роботи необхідно:

- дотримуватись інструкцій по виконанню даних робіт;
- під час роботи системи наявність персоналу в кабіні пілотів;
- використовувати стандартне обладнання;
- при роботі з гідравлічною системою стравити тиск в системі при зливі рідини не допускати її проливання.

Спеціальні вимоги. Після ТО та ремонту системи її необхідно випробувати на функціонування, для цього передбачуються наступні правила по техніці безпеки:

- при виконанні робіт необхідно дотримувати вказівки по техніці безпеки, які викладені в інструкції по експлуатації системи та вимоги по техніці безпеки при виконанні робіт на об'єкті та при відпрацюванні об'єкту під струмом;
- до виконання відпрацювання системи допускаються працівники, які вивчили документацію по системі та здавши залік по техніці безпеки;
- при проведенні робіт, пов'язаних з відпрацюванням поворотів опори, встановлюється огорожа з попереджуючим червоними прапорцями;
- забороняється знаходитись стороннім особам 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.

Таким чином, при виконанні всіх правил та інструкцій, дана розробка зводить до мінімального вплив шкідливих та небезпечних виробничих факторів на людей.

ВИСНОВКИ

Як результат аналізу конструктивних особливостей, що передбачені при проектуванні системи та властивостей робочої рідинивпливає те, що спроектована система керування розворотом передньої опори шасі є безпечною

у пожежному плані та придатна для будь-яких видів експлуатаційних та ремонтних робіт.

Розробники системи керування розвороту передньої опори в цілому та зокрема рульового механізму, в свою чергу зобов'язані провести роботи над зручністю монтажу, демонтажу, профілактичному огляду системи. Нових обертів цій темі було надано при впровадженні САПР, що дає можливість в віртуальному просторі розмістити на проєктованому літаку вузли системи. При цьому з'явилась можливість чітко проробляти можливість доступу до агрегатів системи вже на етапі проєктування. Оскільки при класичних підходах часто траплялись випадки, коли для ремонту одного агрегату доводилось знімати інші, які взагалі не відносились до ремонтного агрегату. Це призводило до збільшення кількості операцій під час ремонту, а отже й збільшувалась можливість накопичення похибки робітника. Погана оглядовість вузлів, особливо з'єднань трубопроводів призводили до витікання робочої рідини, а в поєднанні з місцевими джерелами освітлення могло приводити до пожежно небезпечних ситуацій.

А отже, при проєктуванні систем важливо не тільки дотримуватись норм, які регламентують вимоги котрим повинна відповідати система, а й аналізувати їхню подальшу експлуатаційну та ремонтну придатність.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

За результатами дипломної роботи:

1. Розглянуто літак–прототип на базі літака Ан–140 та його характеристики в порівнянні з літаком Ан–24.
2. Виконано центрування літака–прототипу Ан–140.
3. Проведений аналіз гідравлічної системи та аналіз, безпосередньо, системи керування розворотом передньої опори. Розглянуто конструкцію передньої опори літака.
4. Виконаний чисельний розрахунок основних елементів конструкції на міцність.
5. Розроблена система керування розворотом носової стійки шасі літака, що відповідає вимогам АП–25.
6. Проведено імітаційне моделювання системи.
7. Проведено параметричний аналіз, який дозволяє оцінити вплив основних параметрів механізму на час розвороту передньої опори шасі.
8. Виконані розділи з охорони праці та охорони навколишнього середовища.

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. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969.– 388с.
6. Комаров А. А. Основы проектирования и расчета гидравлических систем летательных аппаратов. Пособие для дипломного проектирования. Киев, КИИГА, 1969.– 80с.
7. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.–224 с.
8. Манько П. С., Смирнов Б. И., Киселев В. П. Руководящий технический материал РТМ 1717–88. Гидравлические системы и агрегаты самолетов и вертолетов. 1988.– 70с.
9. Матвеевко А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977,168 с.
10. С.С. Юцкевич, С.В. Хижняк Конструкція конкретного типу повітряного судна літака АН–140, Київ, НАУ, 2014.–41, 67с.
11. Літак Ан–140. Керівництво по технічній експлуатації літака. Книга 10.– К.:АНТК Антонов, 1999.–583с.
12. ИКАО. Инструктивный материал по экологической оценке предлагаемых эксплуатационных изменений в сфере организации воздушного движения. Дос 10031.

13. Франчук Григорій Михайлович, Ісаєнко Володимир Миколайович – Екологія, авіація і космос: навчальний посібник / МОН України, Національний авіаційний університет. – 2-ге вид., стер. – Київ: НАУ-друк, 2010. – 456 с.

14. Повітряний кодекс України (Редакція станом на 07.08.2020), ВВР, 2011, № 48-49, ст.536.

15. Правила безопасности труда при техническом обслуживании и текущем ремонте авиационной техники: ДНАОП 5.1.30-1.06-98: утв. Гос. комитетом Украины по надзору за охраной труда от 1998-08-30: введ. в действие с 1998-10-01. — К., 1998. — 76с.

ДОДАТКИ