

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК \_\_\_\_\_

До захисту допущено:  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Вагова та енергетична оптимізація системи прибирання-  
випуску передньої стойки шасі літака АН-148»**

Виконавля:

студентка II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп  
Мельниченко Марія Михайлівна \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри  
Бондар Юрій Іванович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА к.т.н., доцент Бобков Ю.В. \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студентка \_\_\_\_\_

Київ – 2024 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

**Мельниченко Марії Михайлівні**

1. Тема дисертації «Вагова та енергетична оптимізація системи прибирання-випуску передньої стойки шасі літака АН-148», науковий керівник дисертації доцент, кандидат технічних наук Бондар Юрій Іванович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р. № \_\_\_\_\_
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження система прибирання-випуску передньої стойки шасі літака АН-148.
4. Вихідні дані:
  - 4.1. Максимальна злітно- посадочна вага  $G_{п\ max}=38000$  (кг)
  - 4.1. Мінімальна злітно- посадочна вага  $G_{п\ min}=25000$  (кг)
  - 4.2. Максимальна швидкість заходу на посадку  $V_{max\ пос} = 111,5$  км/год.
  - 4.3. Мінімальна швидкість заходу на посадку  $V_{min\ пос} = 102,5$  км/год.
  - 4.4. Діапазон злітно- посадочних центровок  $X_{ц}$ =від 0,25% до 0,30%
  - 4.5 Максимальне комерційне навантаження - 9000 кг.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 5.1. Огляд аналогів виконаних з прибиранням-випуском передньої стойки шасі.
  - 5.2. Підбір типу шасі.
  - 5.3. Вибір основних геометричних параметрів
  - 5.4. Визначення параметрів механізму прибирання-випуску передньої стойки шасі
  - 5.5. Підбір і визначення класу передньої стойки шасі
  - 5.6. Визначення способу установки амортизаторів на шасі
  - 5.7. Підбір і параметри колес з установкою колес на опорах шасі.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

- 6.1. Огляд літератури
- 6.2. Ескізи шасі аналогів
- 6.3. Схема навантаження на шасі
- 6.4. Навантажень на передню стойку шасі
- 6.5. Опис геометричної моделі передньої стойки шасі
- 6.6. Отримана оптимальна геометрична модель передню стойку шасі
7. Орієнтовний перелік публікацій
- 7.1. Стаття у фаховому виданні.
- 7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.
8. Дата видачі завдання 07.09.2023 р.

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	до 10.09.2023 р.	Виконано
2.	Розподіл теми на основні частини	до 24.09.2023 р.	Виконано
3.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	до 01.10.2023 р.	Виконано
4.	Виконання аналіз конструкцій шасі в основній частині проекту	до 15.10.2023 р.	Виконано
5.	Розробка кінематики шасі	до 05.11.2023 р.	Виконано
6.	Розрахунок гідравлічної системи	до 03.12.2023 р.	Виконано
7.	Визначення геометричних параметрів гідроциліндра та розрахунок на міцність. Робота над задачею дослідження.	до 10.12.2023 р.	Виконано
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 26.12.2023 р.	Виконано
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.01.2024 р.	Виконано

Студентка  
Науковий керівник

Марія Мельниченко  
Юрій БОНДАР

## РЕФЕРАТ

**Магістерська дисертація** «Вагова та енергетична оптимізація системи прибирання-випуску передньої стойки шасі літака АН-148» містить: 145 сторінок, 59 рисунків, 35 таблиць, 23 посилань.

**Ключові слова:** авіація, літак-прототип, шасі, гідравліка, передня стойка, система вбирання-випуску.

**Актуальність дослідження:** Літаки завжди були важливими складовими сучасної цивілізації, забезпечуючи перевезення пасажирів та вантажів по всьому світу. Розвиток цієї галузі транспорту вимагає постійного вдосконалення конструкції та оптимізації всіх складових літака. Важливою частиною конструкції літака є прибирання та випуск шасі передньої стійки шасі, впливаючи на безпеку, ефективність та загальну експлуатацію повітряного судна. Шасі представляє собою комплекс опорних елементів повітряних суден (літаків, планерів, гелікоптерів), які використовуються для розгону при зльоті, прискорення і гальмування під час приземлення, а також для стоянки та переміщення на землі, палубі корабля чи по воді. Зазвичай це складається з кількох стійок, обладнаних колесами, іноді можуть використовуватися лижі або поплавці.

**Актуальність роботи:** Актуальність дослідження є ключовою складовою вступу до дисертації, оскільки вона пояснює, чому дана тема є важливою і на які сучасні проблеми вона впливає. Шасі є важливою складовою конструкції літака, із збільшенням ваги та швидкості літака збільшується складність проблем, пов'язаних з цією системою. Сучасні літаки проводять на землі приблизно 60-70% часу свого експлуатаційного циклу. Колеса, гальма та гідравлічні системи мають працювати в умовах високих температур, що виникають під час гальмування, а також у негативних температурах під час польоту, в умовах великої теплоти під час надзвукових польотів і при зміні тиску від рівня землі до стратосфери.

**Мета роботи:** метою цього дослідження є вдосконалення системи прибирання-випуску передньої стійки шасі літака-прототипу АН-148 з метою покращення його вагових та енергетичних характеристик.

**Задачі дослідження:** Підбір, розробка та обґрунтування параметрів гідроприводу та попередній гідравлічний розрахунок на першій фазі проектування. Розробка математичних моделей окремих гідравлічних агрегатів та гідравлічних ліній. Аналіз отриманих даних.

**Об'єкт дослідження:** система прибирання-випуску передньої стійки шасі літака-прототипу АН-148.

**Предмет дослідження:** вагова та енергетична оптимізація системи прибирання-випуску передньої стійки шасі літака-прототипу АН-148.

**Наукова новизна:** практичне значення отриманих результатів: можливе покращення ЛТХ ЛА з системою прибирання-випуску передньої стійки шасі. Підвищення безпеки взльоту та посадки ЛА. Виявлені області для подальшої вагової та енергетичної оптимізації системи прибирання-випуску передньої стійки шасі літака-прототипу АН-148.

## ABSTRACT

**The master's dissertation titled "Weight and Energy Optimization of the Landing-Gear Retraction-Extension System of the AN-148 Aircraft"** encompasses 145 pages, 59 figures, 35 tables and 23 references.

**Key words:** aviation, prototype aircraft, landing gear, hydraulics, front rack, intake-exhaust system.

**Relevance of the Research:** Aircraft have always been integral to modern civilization, facilitating the transportation of passengers and cargo globally. The continuous advancement of this mode of transportation necessitates ongoing improvements in aircraft design and optimization of all components. The landing gear, particularly the retraction and extension mechanism of the front landing gear, is a crucial part influencing the safety, efficiency, and overall operation of the aircraft. The landing gear consists of support elements used for takeoff acceleration, landing deceleration, as well as for parking and ground movement. It typically comprises multiple struts equipped with wheels, and in some cases, skis or floats are employed.

**Significance of the Study:** The significance of this research lies in its explanation of why the chosen topic is important and its impact on contemporary issues. The landing gear is a critical element of an aircraft's structure, and as the weight and speed of aircraft increase, the complexity of issues related to this system also rises. Modern aircraft spend approximately 60-70% of their operational cycle on the ground. Wheels, brakes, and hydraulic systems must operate under high temperatures during braking, as well as in adverse temperatures during flight, including high heat during supersonic flights and pressure changes from ground level to the stratosphere.

**Objective of the Study:** The objective of this research is to enhance the landing-gear retraction-extension system of the AN-148 prototype aircraft, aiming to improve its weight and energy characteristics.

**Research Tasks:** The research tasks involve the selection, development, and justification of parameters for the hydraulic drive and initial hydraulic calculations in the first phase of the design. This includes the development of mathematical models for individual hydraulic components and hydraulic lines, followed by an analysis of the obtained data.

**Research Object:** The research object is the landing-gear retraction-extension system of the AN-148 prototype aircraft.

**Research Subject:** The subject of the research is the weight and energy optimization of the landing-gear retraction-extension system of the AN-148 prototype aircraft.

## **ЗМІСТ**

<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ .....</b>	<b>10</b>
<b>ВСТУП.....</b>	<b>11</b>
<b>РОЗДІЛ 1.....</b>	<b>12</b>
<b>ОСНОВНА ЧАСТИНА .....</b>	<b>12</b>
<b>1.1. Аналіз існуючих середньоміагістральних транспортних літаків та літератури по сучасним аналогам .....</b>	<b>12</b>
<b>Airbus A220 .....</b>	<b>12</b>
<b>Bombardier CRJ200 .....</b>	<b>19</b>
<b>Embraer E-Jet .....</b>	<b>26</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>30</b>
<b>1.2. Аналіз літератури .....</b>	<b>31</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>31</b>
<b>1.3. Оцінка актуальних тенденцій та головних шляхів розвитку шасі .....</b>	<b>31</b>
<b>Висновки до розділу .....</b>	<b>41</b>
<b>1.4. Визначення літака-прототипу. Головні тактико-технічні особливості літака-прототипу. ....</b>	<b>42</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>50</b>
<b>1.5. Гідравлічна система літака-прототипу .....</b>	<b>51</b>
<b>Висновки до розділу .....</b>	<b>57</b>
<b>1.6. Розробка шасі літака. Механізм вбирання та випуску передньої опори .....</b>	<b>57</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>60</b>
<b>1.6. Розрахунок основних параметрів та компоновання шасі .....</b>	<b>61</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>73</b>
<b>1.7. Розрахунок характеристик механізму для випуску та вбирання шасі літака-прототипу .....</b>	<b>73</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>75</b>
<b>1.8. Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі.....</b>	<b>75</b>
<b>Висновки до розділу .....</b>	<b>80</b>
<b>1.9. Розрахунок гідросистеми, що контролює процес вбирання та випуску шасі.....</b>	<b>80</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>88</b>
<b>1.10. Розрахунок гідроциліндру основної стійки шасі .....</b>	<b>89</b>



<b>Висновки до розділу .....</b>	<b>90</b>
<b>1.11. Висновки по конструкторській частині .....</b>	<b>90</b>
<b>РОЗДІЛ 2.....</b>	<b>91</b>
<b>НАУКОВА ЧАСТИНА.....</b>	<b>91</b>
<b>2.1. Проектна концепція системи вбирання шасі літака.....</b>	<b>91</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>92</b>
<b>2.2. Створення математичної моделі для окремих частин систем агрегатів і гідроліній .....</b>	<b>93</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>101</b>
<b>2.3. Рівняння руху системи та вихідні дані .....</b>	<b>102</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>110</b>
<b>2.4. Модель комп'ютерної системи для поглибленої аналізу вбирання шасі.....</b>	<b>111</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>114</b>
<b>2.5. Аналіз роботи системи вбирання стійок шасі, проведений з урахуванням параметрів. ....</b>	<b>114</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>121</b>
<b>2.6. Висновки, зроблені на основі отриманих результатів експериментів .....</b>	<b>121</b>
<b>РОЗДІЛ 3.....</b>	<b>123</b>
<b>РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ .....</b>	<b>123</b>
<b>ВСТУП.....</b>	<b>123</b>
<b>3.1. МЕТА ТА ЗАВДАННЯ РОЗДІЛУ.....</b>	<b>125</b>
<b>3.2. Опис ідеї проекту.....</b>	<b>126</b>
<b>3.3. Технологічний аудит ідеї проекту.....</b>	<b>128</b>
<b>3.4. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту .....</b>	<b>130</b>
<b>3.5. Розроблення ринкової стратегії проекту.....</b>	<b>133</b>
<b>3.6. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....</b>	<b>135</b>
<b>3.7. Висновки .....</b>	<b>138</b>
<b>ВИСНОВКИ НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ МАГІСТЕРСЬКОЇ ДИСЕРТАЦІЇ .....</b>	<b>140</b>
<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ .....</b>	<b>141</b>

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

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;  
ПММ – паливно мастильні матеріали;  
РВ – руль висоти;  
РН – руль напрямку;  
САПР – система автоматизованого проєктування і розрахунку;  
СAX – 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;  
ПС – повітряне судно.

## ВСТУП

Шасі є необхідною системою опори для літака, відповідальною за забезпечення безпроблемного злету, посадки, маневрування на аеродромі та стоянку. З високими вимогами до літаків, які стають важчими та швидшими, проблеми в області шасі зростають. Близько 60-65% ресурсу сучасного літака витрачається на землі, і це ставить під сумнів ефективність та надійність шасі.

Загальні вимоги до шасі включають надійність, мінімальну масу, міцність відповідно до ресурсу, працездатність при різних температурах та висока технологічність для масового виробництва. До додаткових вимог входить забезпечення умов експлуатації на різних типах аеродромів, компактне розміщення, можливість контролю вбирання та випуску, а також здатність до буксирування з повною злітною масою.

Система вбирання-випуску шасі включає механізми для вбирання-випуску та фіксації стійок, відкриття та закриття стулок у процесі цих операцій. У більшості літаків основне керування випуском шасі здійснюється за допомогою електроенергії та гідравлічної енергії. Гідроциліндри виступають в якості виконавчих механізмів.

Вимоги до системи включають стійкість конструкції до польотних навантажень, засоби гальмування в польоті, надійність утримання шасі у випущеному положенні, індикатор положення шасі та захист обладнання на шасі від пошкоджень. Працездатність системи повинна бути перевірена випробуваннями.

# РОЗДІЛ 1

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

### 1.1. Аналіз існуючих середньоміагістральних транспортних літаків та літератури по сучасним аналогам

#### Airbus A220

Найбільше повітряних переміщень відбувається на відстані від однієї до п'яти тисяч кілометрів. Саме тому найбільшими серіями випускаються середньоміагістральні літаки. одним із таких лайнерів є Airbus A320 (рис 1.1.1.).

Після успіху Airbus A300 консорціум Airbus почав розробку нового літака, покликаного замінити найпопулярніший на той час літак Boeing 727 і ранні варіанти Boeing 737 і дозволити компанії завоювати найбільший сегмент ринку - середньоміагістральний.



Рис 1.1.1 Airbus A320

Порівняльна таблиця основних характеристик моделей Airbus A320:

Таблиця 1.1.1.

Характеристика	A318	A319	A320	A321
Екіпаж кабіни	2	2	2	2
Ліміт по виходах EASA	136	160	195	230
Крісел, однокласова макс.	132	156	186	236
Об'єм вантажного відсіку	21,20	27,20	37,40	51,70
Довжина	31,44	33,84	37,57	44.51
Максимальна злітна маса	68 т	75,5 т	78 т	93,5 т
Крейсерська швидкість	Мас h 0,78	Мас h 0,78	Мас h 0,78	Мас h 0,78
Дальність для типового завантаження	5750 км	6950 км	6100 км	5950 км

Аеродинамічна схема - двомоторний низькоплан зі стрілоподібним крилом, однокільовим вертикальним оперенням, з турбовентиляторними двигунами, розташованими під крилом.

Характерна зовнішня особливість A320 – трохи скошена передня стійка шасі (рис 1.1.5.).

### **Планер**

У конструкції літака - широке застосування композитних матеріалів (близько 20%). В основному використовується Glass-fiber reinforced plastic (пластик, армований скловолокном), Carbon-fiber reinforced plastic (пластик, армований вуглецевим волокном), honeycomb core (стільниковий заповнювач).

Практично всю механізацію крила виконано з композитних матеріалів (передкрилки, закрилки, панелі спойлерів, лючки, носовий обтічник), а вертикальне оперення повністю виготовлено з композиту. Передня кромка горизонтального стабілізатора також є композитною.

### **Фюзеляж**

A320 має фюзеляж типу напівмоноко. Конструктивно фюзеляж розділений технологічними стиками на п'ять відсіків: носовий, передній, центральний, задній та хвостовий. Носовий, центральний та хвостовий відсіки фюзеляжу виконані однаковими для всіх типів модифікацій літака сімейства A320, а довжина переднього та заднього відсіків змінюється в залежності від пасажиромісткості літака.



Рис 1.2. Фюзеляж A320

Силовий набір фюзеляжу шпангоути та стрінгери, які кріпляться до обшивки заклепками. Обшивка працююча, змінної товщини. Товщина обшивки розрахована залежно від навантажень, що випробовуються.

Використання композитних матеріалів у конструкції літака Airbus A320 дозволяє зменшити загальну вагу літака, зберігаючи при цьому потрібну міцність та важливі експлуатаційні характеристики (рис 1.1.2.). Композитні матеріали, такі як вуглецеві волокна або скловолокно, використовуються у фюзеляжі, крилах та інших структурних елементах.

Ці матеріали мають високу міцність при малій вазі, що робить їх прекрасним вибором для літаків. Вони дозволяють розробникам зменшити вагу конструкції, що в свою чергу сприяє зниженню споживання палива та покращенню ефективності польоту.

Однак, важливо зберігати баланс між міцністю, вагою та іншими характеристиками, оскільки високі навантаження та умови експлуатації літака вимагають надійності та довговічності. Технологія використання композитних матеріалів у літакобудуванні дозволяє досягнути оптимального балансу між цими факторами, що робить літаки, такі як Airbus A320, ефективними та передовими з точки зору масово-розмірних показників та експлуатаційних характеристик.

### **Крило**

Стрілоподібне крило складається з центроплану та двох відокремлених консолей. Крило літака проходить через фюзеляж між шпангоутами 36 і 42. Силовий набір центроплана - передній та задній лонжерони, набір стрінгерів (подовжній набір); стикувальні нервюри (поперечний набір); верхня та нижня панелі. Міжлонжеронний простір є герметизованим паливним кесон-бак. На центроплані є кріплення для лівої та правої відокремлених частин крила.



Рис 1.1.3. Крило A320

Права та ліва відокремлені частини крила - силовий набір: лонжерони та стрінгери (поздовжній набір), нервюри (поперечний набір). Міжлонжерний простір займає герметизований кесон-бак. Також відокремлена частина крила включає законцівки, передню кромку з п'ятьма секціями предкрилков, задню кромку з внутрішніми і кінцевими закрилками і елеронами, п'ять секцій спойлерів на верхній поверхні. Крім того, на відокремлених частинах крила є вузли кріплення пілонів підвіски двигунів і вузли кріплення основних стійок шасі (рис 1.1.3.).

### **Хвостове оперення**

Хвостове оперення класичної схеми складається з кіля з кермом напрямку та переставний стабілізатор з кермами висоти (рис 1.1.4.). Силовий набір стабілізатора два лонжерони, стрінгери та нервюри, обшивка працююча. Діапазон перестановки стабілізатора від +4 до – 13,5 градусів. Перекладання стабілізатора здійснюється гвинтовим механізмом, що обертається двома гідроприводами. Кермо висоти забезпечене сервокомпенсатором. Силовий набір кіля складається з переднього та заднього лонжеронів, нервюр та працюючої обшивки. Перед кілем встановлений форкіль, виготовлений із скловолокна. Кут відхилення керма напряму +/- 30 градусів.





Рис 1.1.4. Хвостове оперення А320

## Шасі

Шасі триопорне. Амортизатори повітряно-олійні прямої дії. Усі три опори забираються у фюзеляж. Основна опора забирається уперек потоку у бік осі симетрії літака, а носова опора проти потоку (рис 1.1.6.). Прибирання та випуск шасі проводиться за допомогою гідравліки, керування електричним. Передня опора керована (рис 1.1.5.). Основні опори забезпечені системою гальмування та антиюзовою автоматикою.



Рис 1.1.5. Передня стійка шасі А320



Рис 1.1.6. Основна стійка шасі A320

Двигуни для різних модифікацій Airbus A320 можуть бути наступними:

1. CFMI CFM56-5B: Кожен двигун має тягу близько 105,9 кН.



Рис 1.1.7. CFMI CFM56-5B

2. Pratt & Whitney PW6000A: Кожен двигун має тягу приблизно 96 кН.



Рис 1.1.8. Pratt & Whitney PW6000A

3. IAE V2500-A5: Кожен двигун має тягу близько 104,5 кН або 118 кН в різних версіях.



Рис 1.1.9. IAE V2500-A5

Розхід палива для різних версій літака Airbus A320 може бути наступним:

1. Двигуни CFMI CFM56-5B (кожен 105,9 кН)(рис 1.1.10):
  - Розхід палива: між 2400 та 2900 л на годину на робочій висоті.
2. Двигуни Pratt & Whitney PW6000A (кожен 96 кН)(рис 1.1.8.):
  - Інформація про розхід палива відсутня в наданому тексті.
3. Двигуни IAE V2500-A5 (кожен 104,5 кН або 118 кН)(рис 1.1.9.):
  - Розхід палива: між 2600 та 2900 л на годину на робочій висоті, залежно від конкретної версії двигуна.

### **Bombardier CRJ200**

Bombardier CRJ100 і CRJ200 - це серія регіональних пасажирських літаків, виготовлених компанією Bombardier. Ці літаки є частиною сімейства, розробленого на базі бізнес-джету Canadair Challenger, і призначені для короткомагістральних польотів.

CRJ100 і CRJ200 мають схожі конструкції, але існують певні різниці в їхній місткості та дальності польоту. Вони використовуються авіакомпаніями для регіональних польотів та мають здатність обслуговувати невеликі аеропорти, що розташовані в окремих регіонах. Ці літаки здатні перевозити відносно невелику кількість пасажирів і є популярними в регіональній авіації завдяки їхній ефективності та можливостям.



Рис 1.1.10. Bombardier CRJ200

Успішна модель CRJ100 в 1995 році була модернізована в CRJ200 - літаку поставили нові, економічніші двигуни General Electric CF-34-3B1. CRJ200 мають підвищені експлуатаційні характеристики: даний тип здатний виконувати польоти у складних метеорологічних умовах та в умовах високогірних аеродромів.

П'ятидесятимісний комфортабельний салон, обладнаний зручними шкіряними кріслами, завдяки наявним інженерно-технічним рішенням, може бути легко переобладнаний в повний економ або бізнес/економ клас.

Авіакомпанія Pinnacle Airlines мала у своєму розпорядженні кілька літаків цієї моделі в 44-місцевій модифікації (варіант з таким компонуванням був названий CRJ440), хоча згодом вони були переобладнані в 50-місні. Така модифікація була створена для відповідності умов угоди, що обмежує використання регіональними перевізниками великих авіакомпаній літаків пасажиромісткістю 50 і

більше осіб. З тієї ж причини 40-місцеві CRJ200 були продані авіакомпанії Comair зі знижкою, щоб запобігти купівлі менш дорогих та менших за розміром Embraer 135 (рис 1.10.).

Також існує вантажна версія - CRJ200 PF (Package Freighter), яка була розроблена спільно з Cascade Aerospace на замовлення West Air Sweden.

таблиця з порівняльними характеристиками літаків CRJ-100 ER/LR і CRJ-200 ER/LR:

**Таблиця 1.1.2.**

Характеристика	CRJ-100 ER/LR	CRJ-200 ER/LR
Вместимость, чел.	50	50
Длина, м	26.77	26.77
Размах крыла, м	21.21	21.21
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	48.35	48.35
Высота, м	6.22	6.22
Макс. грузоподъёмность, кг	6124	6124
Практическая дальность, км	ER: 3000 км, LR: 3710 км	ER: 3045 км, LR: 3713 км
Крейсерская скорость, км/ч	785	785

Макс. взлетная масса, кг	24 041	24 041
Двигатели	GE CF34-3A1	GE CF34-3B1

## Конструкція

Суцільнометалевий вільнонесучий низькоплан класичної схеми зі стрілоподібним крилом і оперенням, двома двоконтурними турбореактивними двигунами в хвостовій частині і трипорним шасі, що прибирається (подальший опис в основному стосується модифікації CRJ-200).

**Фюзеляж** - напівмоноко круглого перерізу відмовостійкої конструкції. Довжина фюзеляжу 24,84 м, максимальний діаметр 2,69 м. Конструкція з алюмінієвого сплаву, каркас зі шпангоутів та стрінгерів, обшивка виготовлена методом хімічного фрезерування (рис 1.1.11.).



Рис 1.1.11. Фюзеляж Bombardier CRJ200

Більшість фюзеляжу герметична. Вона обмежена шпангоутами перед пілотською кабіною та позаду багажного відсіку. У носовій частині розташований відсік приладів, за ним двомісна пілотська кабіна. Потім вестибюль із входними дверима, гардеробом, місцем бортпровідника та буфетом. Далі пасажирська кабіна шириною 2,57 м та висотою 1,85 м.



Стандартне компонування кабіни має 50 місць. Вони розташовані в 12 рядах по 4 крісла (2+2) та одному задньому ряду з двома кріслами по лівому борту. Крок крісел 79 см. По правому борту у задній частині кабіни знаходиться туалет. За пасажирською кабіною знаходиться багажний відсік. Довжина внутрішніх приміщень (без пілотської кабіни) 14,76 м, площа підлоги 32,1 м<sup>2</sup>, об'єм 57,1 м<sup>3</sup>. По лівому борту перед пасажирською кабіною знаходяться входні двері 1,78 x 0,91 м. По обидва борта в центральній частині пасажирської кабіни аварійні виходи 0,96 x 0,51 м. По лівому борту люк багажного відсіку 1,09 x 0,84 м.

**Крило** - вільнонесуче суцільнометалеве, стрілоподібної у плані форми з алюмінієвого сплаву відмовостійкої конструкції. На кінцях крила встановлені вертикальні вінглети з невеликим нахилом у зовнішню сторону (рис 1.1.12.).



Рис 1.1.12. Крило Bombardier CRJ200

Хорда крила у кореневій частині 5,13 м, на кінцях 1,27 м, подовження 8,9. Стріловидність з кутом по лінії 1/4 хорд -  $24^{\circ} 45'$ . Співвідношення товщина/хорда у кореневій частині 13,2%, на кінцях 10,0%. Площа крила без вінглету 54,54 м<sup>2</sup>, площа вінглету 1,38 м<sup>2</sup>. Каркас із двома лонжеронами та нервюрами.

**Механізація** - елерони, спойлерони, спойлери, двощілинні закрилки, передкрилки. Площа елеронів – 1,93 м<sup>2</sup>, закрилків – 10,60 м<sup>2</sup>, спойлерів – 2,26 м<sup>2</sup>.

**Оперення** - вільнонесуче суцільнометалеве стрілоподібне однокільове Т-подібне відмовостійкої конструкції з алюмінієвих сплавів. Площа кіля 9,18 м<sup>2</sup>, стабілізатора 9,44 м<sup>2</sup>, керма напрямку 2,03 м<sup>2</sup>, керма висоти 2,84 м<sup>2</sup> (рис 1.1.13.).



Рис 1.1.13. Оперення Bombardier CRJ200

**Двигуни** - два двоконтурні турбореактивні двигуни, встановлені в хвостовій частині фюзеляжу в гондолах на пілонах. Встановлюються такі двигуни:

- General Electric CF34-3A1 - 3956 кгс / 38,8 кН - турбореактивний двоконтурний з 14-ступінчастим компресором, шестиступінчастою турбіною (4 ступені низького тиску і 2 високого тиску) і кільцевою камерою згоряння, ступінь двоконтурності 6,2:1 100)(рис 1.1.14.);



Рис 1.1.14. General Electric CF34-3A1

- General Electric CF34-3B1 - 4180 кгс / 41 кН - турбореактивний двоконтурний з 14-ступінчастим компресором, шестиступінчастою турбіною (4 ступені низького тиску та 2 високого тиску) та кільцевою камерою згоряння, ступінь двоконтурності 6,2:0 (CR CRJ-440)(рис 1.1.15.).



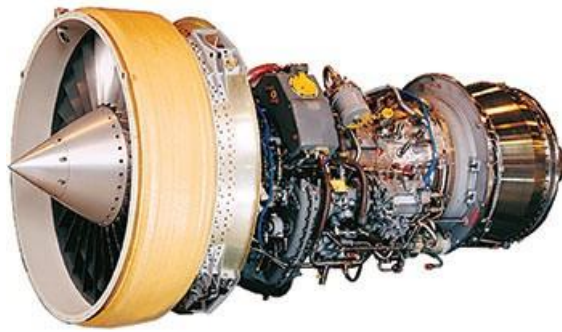


Рис 1.1.15. General Electric CF34-3B1

**Шасі** - прибирається трьохопорне Dowty, з керованою передньою опорою. Усі опори мають по два колеса. Основні опори збираються всередину крила, передня опора убираться вперед у фюзеляж. Колеса від Goodyear із протискользящими дисковими гальмами (рис 1.16.). Ширина міжколійного проміжку шасі - 3,17 м (рис 1.1.17.).



Рис 1.1.16. Основністойки шасі Bombardier CRJ200



Рис 1.1.17. Передня стойка шасі Bombardier CRJ200



Рис 1.1.18. Елемент передньої стойки шасі Bombardier CRJ200

**Системи** - гідросистема складається з трьох незалежних контурів. Тиск у системі становить  $211,08 \text{ кг/см}^2$  (рис 1.1.18.).

### **Embraer E-Jet**

Сімейство складається із двох типових груп для комерційних авіаліній, а також бізнес-джетів Lineage 1000 (рис 1.1.19.).



Рис 1.1.19. Embraer 170

Найменші моделі Embraer 170 та Embraer 175 – основа модельного ряду. Оснащуються двигунами General Electric CF34-8E з максимальною злітною тягою 64,5 кН, розрізняються довжиною фюзеляжу (Embraer 175 має додаткові секції до і після крила, разом на 1,78 метра довше) і, у зв'язку з цим, у масових характеристиках (базова) версія Embraer 175STD важча на 1510 кг версії Embraer 170STD). Embraer 190 і Embraer 195 - літаки з подовженим фюзеляжем, що зажадало створення двох аварійних виходів над крилом, застосування потужніших двигунів General Electric CF34-8E (тяга до 90,6 кН), більш довгого крила, збільшених горизонтальних стабілізаторів та основних шасі. Між собою теж розрізняються фюзеляжем (Embraer 195 на 2,41 метра довше) та максимальною злітною масою (Embraer 195STD на 1000 кг важче, ніж Embraer 190STD). Загалом представники сімейства мають близько 89% однакових вузлів та деталей, а всередині типових груп однаковість сягає 95%.

Всі літаки обладнують EFIS (Electronic Flight Instrument System, електронна система пілотажних приладів) моделі Honeywell Primus Epic.

### **Крило**

Кожна версія E-Jets E2 розробила власне крило — оптимальне для її показників. Це вигідно відрізняє підхід Embraer від такого у Airbus і Boeing, де всередині модельного сімейства використовується одне й те саме крило з мінімальними доповненнями (рис 1.1.20.).

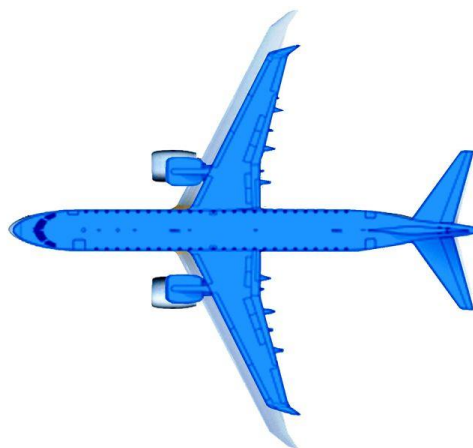


Рис 1.1.20. Накладання Embraer 190 (синя фігура) на Embraer 190-E2

Бразильці бачать потенціал у застосуванні своїх літаків на маршрутах середньої дальності: якщо E-Jets мали літати до чотирьох годин, то E-Jets E2 вже до п'яти. Для поліпшення економічних характеристик тривалого польоту знадобилося помітно збільшити подовження крила: так, для E190-E2 він дорівнює 9,9, тоді як E190 він був 8,8.

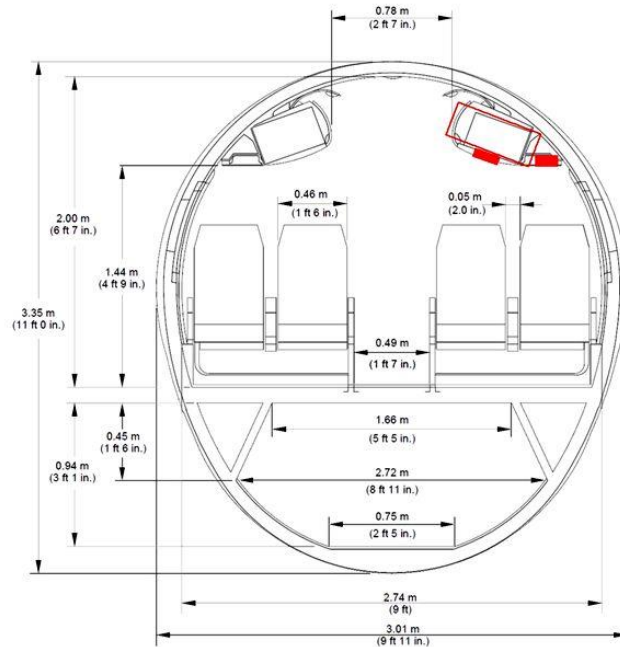


Рис 1.1.21. Поперечний переріз фюзеляжу Embraer E-Jets

Крило більшого розмаху і з більшим співвідношенням довжини до ширини (коефіцієнтом подовження) дозволяє досягти меншої витрати палива в польоті - в даному випадку це призведе до зростання дальності (рис 1.1.21.).

### Системи керування польотом

Fly-By-Wire (FBW) першого покоління була логічно замінена на сучасні розробки: електричні приводи поступилися місцем повністю комп'ютерному управлінню зі зворотним зв'язком для пілота.

І це дозволило використовувати сміливіші конструкторські рішення: висунути крило ближче до носа і зменшити хвостове оперення. Це послаблює статичну стабільність авіалайнера і вимагає точніших розрахунків — які забезпечуватиме нова FBW. Замість великих E-Jets E2

встановлюють відносно короткі горизонтальні хвостові стабілізатори від маленьких E-Jets. Це зменшує опір літака і, як наслідок, витрати палива.

### **Шасі**

Так як крило літака перемістили вперед, шасі доводиться висувати назад (рис 1.1.22.).



Рис 1.1.22. Основне шасі Embraer 190-E2 із стійкою trailing link

Для цього довелося застосувати відносно складну конструкцію trailing link, що відводить колісну пару після випуску за крило.

### **Двигуни**

General Electric змінили на Pratt & Whitney: Embraer вибрав перспективну конструкцію з редуктором, що обіцяє найекономічнішу роботу на сьогоднішній день. Виробник розробив два варіанти PW1000G: на молодших E175-E2 встановлять PW1715G, на старших E190-E2 та E195-E2 буде змонтовано PW1923G.

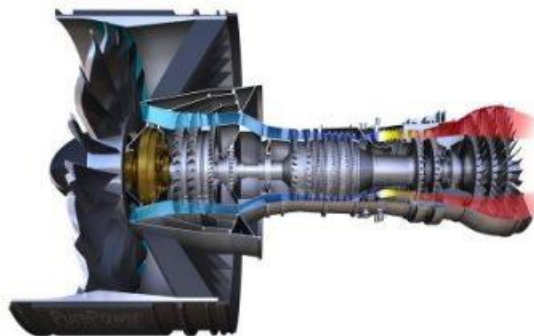


Рис 1.1.23. Двигун Pratt & Whitney PW1000G у розрізі зі схемою повітряного потоку

## **Висновок до розділу**

Системи шасі літаків включають в себе компоненти, що відповідають за стійкість та рухливість під час руху на землі, а також під час взліту і посадки. Порівняємо системи шасі літаків Airbus A220, Bombardier CRJ200 і Embraer E-Jet:

### **Airbus A220:**

**Тип шасі:** Airbus A220 використовує триколісне шасі з носовим колесом.

**Керування шасі:** Має систему автоматичного керування шасі, яка полегшує маневрування на землі.

**Технології:** Використовує сучасні технології для забезпечення ефективності і безпеки при взліті та посадці.

### **Bombardier CRJ200:**

**Тип шасі:** Bombardier CRJ200 також використовує триколісне шасі з носовим колесом.

**Керування шасі:** Має систему автоматичного керування, що полегшує обертання і рух на землі.

**Технології:** Стандартні технології для літаків свого класу, з орієнтацією на ефективність.

### **Embraer E-Jet:**

**Тип шасі:** Embraer E-Jet також використовує триколісне шасі з носовим колесом.

**Керування шасі:** Оптимізована система керування для забезпечення легкості руху на землі та точності під час посадки.

**Технології:** Використовує сучасні технології для покращення ефективності і безпеки при операціях на землі.

Усі ці літаки мають досить схожі системи шасі, оскільки вони використовують триколісне шасі з носовим колесом і автоматичні системи керування. Різниця можуть полягати в технологічних особливостях кожної моделі, таких як використання новітніх матеріалів чи оптимізація систем керування для конкретної моделі літака.

## **1.2. Аналіз літератури**

Для виконання дипломної роботи буде використана необхідна література в якій є необхідна інформація.

Для визначення оптимальної компоновки передньої стойки шасі літака, конструкції гідравлічної системи випуску та прибирання шасі використано наступні джерела: Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.-224 с. Башта Т.М. Конструкция и расчет самолетных гидравлических устройств. Изд. 3-е. М., ГНТИО, 1961. Матвеев А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977, 168 с. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969.- 388с.

При визначенні геометричних та вагових характеристики літака буде використовуватися інформація з: А.Н. Арапьев «Проектирование легких пассажирских самолетов», С.М. Егер «Проектирование самолетов».

### **Висновок до розділу**

В цьому розділі спочатку розглядалися аналоги літаків зі схожим призначенням та характеристиками. Подальший аналіз охопив існуючі схеми літаків, після чого було прийнято рішення щодо використання стандартної схеми компоновання шасі, яка переважно застосовується у транспортних літаках і вважається найбільш оптимальною. Наступним кроком був огляд та аналіз відповідної літератури для додаткового уточнення та обґрунтування цього вибору.

## **1.3. Оцінка актуальних тенденцій та головних шляхів розвитку шасі**

Системи гідрогазового обладнання у сучасних літаках характеризуються різноманітністю компонентів, великою протяжністю



трубопроводів, масою до 800 кілограмів, високим робочим тиском рідини, який перевищує 230 кілограмів на квадратний сантиметр, широким застосуванням систем резервування та виконанням різноманітних функцій на борту літака.

До основних груп факторів, що найбільше впливають на зміну технічного стану системних елементів та їх працездатність, відносяться:

4. Механічні навантаження.
  5. Кліматичні умови.
  6. Зміни властивостей робочого середовища.
- Якість технічного обслуговування на землі та режими експлуатації в польоті.

У процесі технічної експлуатації гідравлічних систем керування сучасних типів літаків зафіксовано, що понад 80% усіх випадків відмов становлять часткові відмови окремих складових, які не спричиняють відмову усієї системи, тоді як близько 20% становлять повні відмови, що можуть вплинути на безпеку польотів.

На поточному етапі розвитку цієї системи фокус зосереджений на можливостях підвищення ефективності експлуатації через удосконалення технічних характеристик, які визначають безпеку, регулярність польотів та економічну вигідність. Один з ключових напрямків у забезпеченні безпеки й надійності польотів, а також вдосконалення застосування нових літальних апаратів у цивільній авіації, - це розумне створення функціональних схем. Це означає обрання ефективних рішень щодо кількості резервних каналів системи, покращення засобів управління випадковими відмовами та блокування помилкових дій екіпажу, а також створення ефективної системи сигналізації. Використання таких схем



може гарантувати високий рівень надійності системи при відносно простій конструкції. Однак резервування каналів та елементів – лише один із шляхів до надійності системи. Для зменшення частоти поломок елементів амортизації шасі та випадкових зламів стійки шасі, розумно досліджувати інші методи їх удосконалення, зокрема, покращення властивостей стійкості до утомленості матеріалів.

Гідравлічні системи є найбільш поширеними енергетичними системами для вбирання та випуску шасі, оскільки вони характеризуються відносно невеликою вагою та розмірами, мають невелику масу, швидку реакцію та високу продуктивність гідравлічних приводів, а також простоту у конструкції.

Характеристичні несправності системи керування передньою опорою включають:

- Відхилення вузлів підвіски передньої опори(люфт).
- Пошкодження з'єднань руліжно-демпфуючого циліндра з тягами та орієнтиром.
- Нерегулярний дросель у клапані для перемикання розвороту коліс, який встановлений на рамі.
- Порушення балансу коліс.
- Значні різниці у тисках у пневматичних системах.
- Порушення можливості керувати колесами.
- Пошкодження або несправність гідравлічного агрегату керування.
- Несправність функції розвороту.

Порушення у виявленні положення шасі може бути спричинене ушкодженням кінцевого вимикача або електричної ланцюга сигналізації,

що пов'язаний з механізмом розпору. Близько 70% усіх відмов та пошкоджень виникають через параметричні несправності, тоді як решта 30% пов'язані з функціональними проблемами.

Стан гідрогазових систем (ГГС) та їх елементів оцінюється за допомогою сучасних методів контролю і діагностики.

У випадках аварій, коли основна система відмовляє, на літаках, як в зарубіжній, так і вітчизняній авіації, застосовуються різні методи резервування. Наприклад, на деяких літаках у разі відмови основної гідросистеми випуск шасі виконується за допомогою резервної (аварійної) системи. Під час цього передня опора виходить і зафіксовується у випущеному положенні під впливом своєї маси та аеродинамічних сил (якщо випуск відбувається в зворотному потоці). Основні опори також виходять за рахунок своєї маси.

Система, що відповідає за поворот коліс, переходить у режим самоорієнтування під час буксирування або у випадку недоступності злітно-посадкового режиму.

Гідравлічні системи стали найбільш поширеними через їхні переваги, включаючи відносно невелику вагу та компактні розміри, малу інерцію, швидкий реакційний час (висока швидкодія гідроприводу) та високий коефіцієнт корисної дії, а також за рахунок їхньої простоти в монтажі та конструкції.

Вибір схеми шасі для літака стає важливим з збільшенням його злітної маси, оскільки це впливає на навантаження шасі. Є два підходи: збільшення кількості стійок або дозволеного навантаження на одну стійку. Проблему збільшення навантаження на основну стійку можна вирішити за допомогою підвищення її міцності або збільшення колеса в її візку. Кількість стійок і розміри коліс визначаються також прохідністю літака по

аеродрому. Схема з багатьма стійками забезпечує систему вбирання-випуску з додатковим резервуванням: якщо одна чи дві стійки не вийшли, літак може завершити політ без проблем. Ряди стійок можуть мати живлення від різних гідросистем літака, що підвищує надійність цієї системи.

При виборі схеми системи шасі для літака, важливо враховувати простоту конструкції, стійкість до дії навантажень, тривалу експлуатацію між обслуговуваннями та зручність під час обслуговування. Однак у сучасних літаків досягти простоти конструкції майже неможливо через обмеження в обсягах, які займає шасі у вбраному стані. Тому на пасажирських і військових літаках все частіше застосовують схеми, де при вбранні шасі колеса повертаються відносно стійок, амортизатори стискаються, підкоси скорочуються, використовуються два гідравлічних циліндра для вбирання-випуску шасі та застосовуються розширюючі пневматики.

Під час вбирання та випуску шасі відбувається додаткове обертання та лінійні переміщення амортизаторів і коліс за допомогою механічних передач. Ці передачі включають качалки, тяги, важелі та інші елементи, що приєднуються до елементів кінематичних схем шасі.

Отже, для забезпечення надійності схеми шасі важливо, щоб напрямок їх вбирання відповідав напрямку польоту ЛА. Але умови розташування основних стійок не завжди дозволяють вбирати їх в напрямку польоту. У таких випадках для основних стійок шасі використовують схеми, де вбирання стійок відбувається в боковому напрямку (по розмаху крила) - в площині YOZ або в площині, яка зводиться під кутом до неї. Схеми, де шасі вбираються за напрямком польоту або в бік крила, мають суттєві переваги у надійності кінематичних схем. Це пояснює їх широке

застосування на більшості пасажирських літаків, як вітчизняних, так і в їх аналогів.

Є кілька видів кінематичних схем керування стулками шасі:

1. Механічні схеми, де відкриття та закриття стулок контролюється механічною передачею, що складається з качалок, тяг і механізмів, які зв'язані з кінематичною схемою шасі (стійки). Такі схеми отримують потужність для відкривання та закривання стулок від приводу шасі.
2. Кінематичні схеми без зв'язку з шасі (стійками):
  - При випущеному шасі, стулки залишаються відкритими.
  - При випущеному шасі, великі стулки закриваються за допомогою гідравлічних циліндрів стулок.

Під час аналізу побудови ланцюгів вбирання шасі виявлено, що резервування цих ланцюгів, взагалі або окремих їх елементів, на цивільних літаках, як правило, не використовується. Однак у підсистемі випуску шасі можуть бути застосовані кілька резервних каналів для підтримки функціональності.

Більшість цивільних літаків керують процесом випуску шасі за допомогою електроенергії, яку надають бортові джерела живлення, а також застосуванням гідравлічної енергії основної гідравлічної системи.

На всіх типах літаків, надійність системи вбирання та випуску стійок шасі може порушуватися в разі виникнення відмов або пошкоджень механічних деталей, вузлів та агрегатів, які складають спільну механічну ланку. Ця ланка включає в себе замки для вбирання та випуску стійок, а також стулки з кінематичними елементами, стійки з силовими та

кінематичними зв'язками. Несправність будь-якого з цих елементів загальної механічної ланки може призвести до порушення безперебійної роботи системи вбирання-випуску шасі в цілому.

Тенденції у розвитку системи вбирання та випуску шасі враховують різноманітні схемно-конструктивні фактори, спрямовані на підвищення безвідмовності цієї системи:

1. Системи вбирання-випуску стійок шасі розробляються таким чином, щоб уникати "спільних ланок" у основних та резервних каналах. Це означає уникнення комбінацій електромеханічних та гідромеханічних елементів у цих ланках, що допомагає значно підвищити надійність цих систем.
2. Важливим аспектом є можливість резервування ланок підсистеми вбирання шасі. Відсутність такого резервування при відмові елементів цих ланок може знизити регулярність польотів.
3. У випадках, коли два електрогідравлічних канали (основний і резервний) мають "спільні ланки", застосування двох качалок у системі, поряд з додатковим (аварійним) механічним каналом, може бути доцільним: електрогідравлічного (в якості основного), аварійного (механічного).
4. Впровадження резервування елементів, включаючи електроланцюги підсистем вбирання шасі та уникнення спільних шин живлення цих елементів. Це важливо через значний вплив безвідмовності електромеханічних елементів на роботоздатність систем вбирання-випуску стійок шасі пасажирських літаків, особливо електричних реле та кінцевих вимикачів, які керують електроланцюгами цих систем.

5. Врахування дублювання пристроїв блокування (КВ) в системах, які включають електромеханічні елементи (шини, перемикачі, кінцеві вимикачі). Дублювання реалізується через шунтуючі вимикачі блокування або резервний КВ, який переводить електроланцюг вбирання шасі у режим за відмови основного пристрою блокування.
6. Продовження досліджень та розробок, спрямованих на підвищення фізичної безвідмовності гідромеханічних агрегатів (гідроциліндрів, золотникових гідророзподільників), чиє порушення може призвести до невбирання та невипуску стійок шасі.
7. Застосування внутрішньоелементного резервування механічних деталей (наприклад, контрольного з'єднання) в окремих частинах конструкції.
8. Підвищення надійності підсистем за допомогою попереджувальної сигналізації та контролю випущеного положення стійок шасі через введення в їх структуру незалежних електромеханічних елементів, таких як шини, кінцеві вимикачі та інше.

В структуру опори входять система амортизації та гальмівні механізми, які виконують наступні функції:

4. Поглинати статичні та динамічні навантаження, які діють на літак, за допомогою шасі, щоб убезпечити конструкцію від пошкоджень.
5. Розсіювати енергію ударів під час посадки та руху по нерівній поверхні, щоб уникнути шкідливих коливань літака.
6. Поглинати та розсіювати значну частину кінетичної енергії, яка накопичується під час руху літака після приземлення, для скорочення відстані пробігу.

Основні вимоги до шасі включають:

- Надійність: система повинна бути надійною та безпечною у роботі.
- Мінімальна маса конструкції: необхідно прагнути до оптимізації ваги без втрати міцності та функціональності.
- Міцність, що відповідає заданому ресурсу експлуатації: шасі має бути відповідною за міцністю та стійкістю до зазначеного терміну служби.
- Працездатність у заданому інтервалі температур: шасі повинно функціонувати бездоганно у визначених температурних умовах.
- Висока технологічність процесів виготовлення, придатна для масового виробництва: виробництво шасі повинно бути ефективним і можливим для великосерійного виробництва з використанням сучасних технологій.

Серед спеціальних вимог до шасі літака можна виділити наступні:

Забезпечення використання літака на певному аеродромі з різним покриттям (грунтовим або твердим, нещільним або твердим).

1. Дотримання визначеного радіуса повороту літака під час маневрування.
2. Можливість контролю за висуванням і збиранням шасі.
3. Наявність спеціальних вузлів на опорах для буксирування літака з повною злітною масою уперед та назад.
4. Розміщення у прибраному положенні в невеликому об'ємі" означає, що шасі літака повинне бути складеним чи зібраним в обмеженому просторі або займати мінімальний обсяг під час зберігання у вбраному положенні.
5. Механізми аварійного випуску шасі.

6. Мінімізація опору руху при розгоні та максимальна ефективність гальм під час торможення.
7. Зменшення переміщення коліс у бічному напрямку під час стискання амортизатора.
8. Уникнення перекидання літака або контакту з землею за участю інших частин, крім шасі.
9. Забезпечення можливості швидкого висування та збирання шасі у встановлений час.
10. Усунення автоматичних коливань коліс і опор шасі.

Керування рухом літака для збереження його початкового напрямку або для зміни його під час маневрів на землі під час посадки, зльоту і руління є складним завданням, яке вимагає великої уваги пілота. Вимоги до можливості ефективності у будь-яку погоду для сучасних, особливо військових, літаків, призводять до того, що рух по неоднорідній та складній (з різними умовами, обмерзлою, вологою і т.д.) смузі стає ключовим фактором для керованості.

Для управління рухом літака використовується система керування поворотом передньої опори, яка відповідає за поворотну частину передньої опори разом з колесами за командою пілота. На сучасних пасажирських та транспортних літаках із трьохопорною схемою шасі передня опора має можливість керування, а на літаках із багатоопорною схемою можуть мати можливість керування частини або усі основні стійки разом з передніми опорами.

До цього моменту існують два основних типи систем керування передньою опорою: гідромеханічна та електродистанційна. Гідромеханічна система використовує гідравліку для керування опорою,



тоді як електродистанційна використовує електричні сигнали для такого управління.

На швидких літаках шасі збираються при великих швидкостях польоту (швидкість більше 250 км/год) для зменшення опору та поліпшення польотних характеристик літака.

Система управління висуванням та збиранням шасі відповідає за висування та фіксацію стійок у крайніх положеннях, а також за відкриття та закриття замків під час цього процесу. Під висуванням шасі розуміється встановлення стійок шасі на замки у висунутому положенні з подальшим закриттям замків шасі. Під збиранням шасі розуміється встановлення стійок шасі на замки у зібраному положенні з подальшим закриттям основних замків шасі.

Система вбирання та випуску шасі на закордонних та вітчизняних літаках є електрогідравлічною з можливістю дистанційного управління з кабіни екіпажу. У цій системі для виконання операцій використовуються гідроциліндри, оскільки гідравлічні системи є найпоширенішими енергетичними системами для управління вбиранням та випуском шасі. Основне керування випуском шасі на більшості цивільних літаків відбувається за допомогою електроенергії від бортових джерел живлення та гідравлічної енергії основної гідравлічної системи (ГС).

## **Висновки до розділу**

**1. Електрифікація:** Однією з ключових тенденцій є перехід до електричних шасі через підвищений інтерес до сталого розвитку та вимоги до зменшення викидів CO<sub>2</sub>. Розвиток батарейних технологій і підвищення продуктивності акумуляторів визначають ефективність електричних шасі.

**2. Автономність:** З введенням технологій автономного пілотування актуальним є розвиток шасі, здатних підтримувати ці функції.

**3. Легкість і мобільність:** Зацікавленість в легких і компактних шасі збільшується для покращення ефективності пального та зменшення ваги літаків.

**4. Підвищена безпека:** Розвиток систем безпеки та управління стабільністю набуває нового значення, особливо в контексті авіації та автономних транспортних засобів.

#### **1.4. Визначення літака-прототипу. Головні тактико-технічні особливості літака-прототипу.**

##### **Визначення літака-прототипу**

Базовий літак - регіональний літак Ан-148, призначений для перевезення в однокласній компоновці від 70 пасажирів з відстанню між кріслами 864 мм до 80 пасажирів з відстанню крісел 762 мм. З метою врахування потреб різних авіакомпаній, а також для зниження експлуатаційних витрат та підвищення рентабельності перевезень передбачено сертифікацію базового літака у варіантах з максимальною дальністю польоту від 2200 до 5100 км (рис 1.4.1.). Крейсерська швидкість польоту становить 820-870 км/год. Результати маркетингових досліджень свідчать, що базовий літак відповідає техніко-економічним вимогам багатьох авіакомпаній.



Рис 1.4.1. регіональний літак Ан-148

Літак спроектовано як високоплан з двигунами Д-436, розташованими на пілонах під крилом. Ця конфігурація сприяє підвищенню захисту двигунів та крила від пошкоджень, що можуть виникнути через удари сторонніми предметами. Наявність допоміжної рушійної установки та системи реєстрації стану літака, а також високий рівень надійності систем роблять цей літак відмінним вибором для експлуатації на аеродромах з обмеженим технічним обладнанням.

Сучасні системи управління, навігації та зв'язку, використання універсальних дисплеїв та електронних систем керування польотом, дозволяють літакові працювати в різних метеоумовах, в будь-який час доби та на будь-яких повітряних маршрутах, включаючи ті, що мають високу інтенсивність польотів. Це забезпечує високий рівень комфорту для екіпажу під час польоту.

Технічне обслуговування літака Ан-148 здійснюється відповідно до міжнародних стандартів, таких як ICAO та MSG-3, з метою забезпечення його повноцінності та безпеки протягом усього терміну експлуатації. Система технічного обслуговування пропонує підтримку льотної готовності літака в межах життєвого циклу за інтенсивності до 300 годин на місяць з високим коефіцієнтом готовності, перевищуючи 98,5%.

Сімейство літаків Ан-148 включає кілька модифікацій:

- Пасажирський літак, призначений для перевезення від 40 до 55 пасажирів на відстань від 6000 до 7000 км.
- Адміністративний варіант, який може вміщувати від 10 до 30 пасажирів та має дальність польоту від 7300 до 8700 км.
- Вантажний варіант із боковою вантажною двір'ю призначений для перевезення генеральних вантажів на піддонах та в контейнерах.
- Вантажно-пасажирський літак для змішаних перевезень пасажирів та вантажу.

- Транспортний варіант з заднім люком-рампою для перевезення та десантування різноманітних вантажів.
- Модифікації спеціального призначення, такі як санітарний, моніторинговий та інші, для виконання спеціальних завдань.

Сімейство літаків Ан-148 включає варіанти з використанням сучасних зарубіжних двигунів, які мають тягу в діапазоні від 6000 до 8000 кілограмівсил. Серед таких варіантів можна згадати двигуни з сімейств CF34-8/10, PW 800 та SM-146. Ці двигуни надають літакам різних модифікацій більшу тягу, що сприяє покращенню їх ефективності та характеристик польоту.

### **Головні тактико-технічні особливості літака-прототипу**

Суттєвою особливістю створення сімейства Ан-148 є стратегія максимальної уніфікації та спадкоємності агрегатів та компонентів базового літака. Ця стратегія передбачає використання спільних компонентів та частин літаків у всьому сімействі, таких як крило, оперення, фюзеляж, рушійна установка, пасажирське та бортове обладнання. Такий підхід сприяє ефективному використанню ресурсів та зниженню витрат на розробку та виробництво.

Літак АН-148 - це вільноносий високоплан з двома двоконтурними турбореактивними двигунами, розташованими в гондолях під крилом, і трьохпідвісним одностійним шасі з передньою та двома основними опорами.

Фюзеляж є герметичним, має круглий переріз і побудований у формі напівмонокока. У ньому розташована кабіна екіпажу, пасажирський салон, вестибюль і задній вантажно-вантажний відсік. Під підлогою розташовані два підпілля вантажно-вантажних відсіків - передній і задній, технічний відсік, отвори передньої та основних опор шасі.

На літаку є передня вхідна двері-трап, задні вхідні двері, дві службові двері і два люки підпільних вантажних відсіків. Усі двері також виконують функцію аварійних виходів.

Літак обладнаний необхідним побутовим, санітарно-технічним і аварійно-рятувальним обладнанням.

Крило має стрілоподібну форму, велике відносне підвищення, трапецієподібний профіль у плані і відсутність надбудов. Воно складається з центроплана і двох консольних частин. На передньому краї крила встановлені відхиляючі носки та передкрылки, на задньому краї - двослотові односплосі закриття з фіксованим дефлектором і елерони без аеродинамічної компенсації, відхиляємі тормозні та глісально-тормозні інтерцептори.

Оперення цього літака - однокилеве, у формі Т, з непереміщуваним стабілізатором, розміщеним на кілі. Рулі напрямку і висоти одноланкові, без аеродинамічної компенсації.

На літаку встановлено два двоконтурних турбореактивних двигуни Д 436-148Б (для літаків Ан-148-100А і Ан-148-100В) або Д 436-148Д (для літаків Ан-148-100Е). У якості допоміжної силової установки використовується газотурбінний двигун АІ-450-МС.

Паливо на літаку знаходиться у двох крилових баках-кессонах (по одному у лівому та правому півкрилі) і одному центроплановому баку-кессоні.

Комплекс засобів пожежного захисту забезпечує виявлення, сигналізацію та ліквідацію пожежі в пожежонебезпечних відсіках літака, запобігає появі та поширенню вогню на суміжні відсіки.

Шасі побудоване за трьохпідвісною схемою з передньою опорою та включає в себе: одностійну передню опору; дві одностійні основні опори;

систему вбирання та випуску шасі; систему керування рульовим пристроєм літака; систему гальмування коліс; систему охолодження коліс.

Гідравлічна система забезпечує енергією виконавчі механізми систем літака: керування штурвалами; керування механізацією; випуску та вбирання шасі; гальмування коліс шасі та управління передньою опорою шасі; реверс для двигунів; управління траповою системою.

Літак обладнано електромеханічним комплексом систем управління, який складається з системи керування штурвалами та системи керування механізацією. Система керування штурвалами забезпечує управління літаком по тангажу, крену та курсу у всіх режимах польоту. Вона складається з основного контуру - електродистанційного управління та резервного контуру. Система керування механізацією забезпечує керування відхиляючимися носками та передкрылками, а також закриттями під час етапів зльоту та посадки в режимі слідкування та резервних режимах.

Висотне обладнання забезпечує необхідні умови для життєдіяльності пасажирів та екіпажу в гермокабіні (тиск, температуру та вологість повітря, подачу кисню пасажирам і екіпажу за потреби).

Протиобледенювальні системи літака призначені для запобігання утворенню льоду або його видалення з поверхні літака в умовах, що нормуються для обледення. Для захисту від обледення використовуються два типи протиобледенювальних систем: системи повітряно-теплого та електро-теплого впливу.

Система електропостачання складається з:

- первинної системи змінного трифазного струму постійної частоти 400 Гц з номінальною напругою 115/200 В;
- вторинної системи постійного струму з напругою 27 В;

- системи аварійного електроживлення (акумуляторні батареї та преобразувач постійного струму в трифазний змінний струм напругою 115/200 В постійної частоти);
- джерел змінного струму - два генератори змінного струму на двигуні та один на ДСУ.

Для освітлення літака вночі та визначення напрямку його руху встановлені миготливі маяки та навігаційні світла. Для забезпечення зльоту, посадки та руління на літаку передбачені дві посадкові ліхтарі, один рульовий світильник та два бічні світильники. Для виявлення льоду встановлені світла для освітлення воздухозабірника двигуна та світло для освітлення стабілізатора. Бортове радіоелектронне обладнання літака забезпечує виконання польотів в очікуваних умовах експлуатації. Літак обладнаний бортовим пристроєм реєстрації параметрів польоту.

### Характеристики літака-прототипу

**Таблиця 1.4.1.**

Характеристика	Значення
Злітна вага, т	36,4
Пасажиромісткість, чол.	70
Платне навантаження, т	7,7
Вага спорядженого літака, т	22,5
Вага палива в ОЧК ( $\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$ ), т	8,51
Вага палива в центроплані ( $\gamma = 0,8 \text{ т/м}^3$ ), т	3,15

Двигуни Д-436:	
- Злітна тяга ( $H = 0, +30^{\circ}\text{C}$ ), т	6,4
- Тяга ЧР ( $H = 0, +30^{\circ}\text{C}$ ), т	7,1
- Крейсерська тяга ( $M = 0,75, \text{CA}, H = 11 \text{ км}$ ), т	1,35
- Питомі крейсерські витрати палива ( $M = 0,75, \text{CA}, H = 11 \text{ км}$ ), кг/кг·год	0,64
- Крейсерська тяга ( $M = 0,772, \text{CA}, H = 11,6 \text{ км}$ ), т	1,2
- Розташовувані питомі крейсерські витрати палива ( $M = 0,772, \text{CA}, H = 11,6 \text{ км}$ ), кг/кг·год	0,68
Швидкість:	
- Максимальна, км/год	870
- Крейсерська, км/год	820
Крейсерська висота, м	11600
Практична дальність, км:	
- З 70 пасажирями (6,65 т)	2800
- З платним навантаженням (7,7 т)	2200
- При максимальному запасі палива в консолях крила (55 пасажирів = 5,23 т)	3700



Необхідна довжина ЗПС ( $H = 0$ , СА), м:	
- Для зльоту	1800
- Для посадки	1800
Паливна ефективність, г.пас.км	27,6
Крейсерська якість ( $M = 0,78$ , $C_y = 0,45$ )	15,8

### Геометричні характеристики:

**Таблиця 1.4.2.**

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

**таблиця 1.4.3.**

Параметр	Крило	ГО	ВО
Площа, кв. м.	87	18,87	19,86
Подовження	9,495	4,61	0,948
Звуження	4,045	2,51	1,346
Відносна площа	-	0,217	0,228

Коефіцієнт статичного моменту	-	0,937	0,0928
Кут поперечного “V”, град.	-4,5	0	-
Кут стріловидності по 0,25 хорд, град.	25	32	40
Кут установки, град	+3	+1	0
Середня аеродинамічна хорда	3394,92	-	-
Кут САХ, град. (польотний)	0	-	-

Діапазон центрувань САХ: 25 – 39%.

### **Висновок до розділу**

Зазначений розділ надає докладний огляд базового літака, що є регіональним літаком Ан-148. Його конфігурація та характеристики вказують на високий рівень адаптованості до різних потреб авіакомпаній, що враховується в сертифікації літака в різних варіантах з максимальною дальністю польоту.

### **Основні висновки:**

**1. Технічні характеристики:** Літак Ан-148 має діапазон модифікацій, спроектованих для різних цільових завдань, включаючи пасажирський,

адміністративний, вантажний та інші. Це робить його універсальним для різних сценаріїв використання.

**2. Технологічна оснащеність:** Літак оснащений сучасними системами управління, навігації та зв'язку, що робить його придатним для польотів у різних метеоумовах та на різних повітряних маршрутах. Використання універсальних дисплеїв та електронних систем сприяє високому рівню комфорту для екіпажу.

**3. Безпека та технічне обслуговування:** Використання високопланової конфігурації з двигунами, розташованими під крилом, сприяє підвищенню захисту від пошкоджень. Технічне обслуговування відповідає міжнародним стандартам, що гарантує повноцінність та безпеку літака.

**4. Адаптивність:** Літак може використовувати різні модифікації сучасних зарубіжних двигунів, що дозволяє підвищити його ефективність та характеристики польоту.

У цілому, базовий літак Ан-148 відповідає технічно-економічним вимогам авіакомпаній та володіє потужними характеристиками, що роблять його конкурентоздатним у ринковому середовищі.

## **1.5. Гідравлічна система літака-прототипу**

Гідравлічна система виконує наступні функції:

- Моніторинг помилок у БСТО для передачі інформації.
- Надання живлення для керування системою управління в поздовжньому, поперечному та колійному напрямках.
- Базовий контроль за заслінками.
- Управління гальмівним перехоплювачем.
- Поглинання і випуск шасі, резервне випуск шасі.

- Організація основного та аварійного гальмування шасі велосипеда.
- Живлення рульового пристрою передньої опори шасі.
- Подача електроживлення для реверсивних систем двигуна.
- Управління дверима та трапом.

Літак має дві повністю автономні гідравлічні системи, ГС1 та ГС2, кожна з яких відповідає за різні функції у системі.

ГС1 живить:

- Блоки системи управління польотом,
- Гальмівні перехоплювачі,
- Реверсний пристрій двигуна №1.

ГС2 живить:

- Системи ходової частини, включаючи поглинаючий випуск, прокатний пристрій та гальмівну систему,
- Клапани та приводні клапани,
- Блоки системи управління,
- Другу пару гальмівних перехоплювачів,
- Реверсний пристрій двигуна №2.

ГС1 також обладнана аварійним турбонасосом, який активується в разі потреби через використання вітряка (ВД). Це дозволяє забезпечити додатковий ступінь надійності та автономності системи у випадку аварійних ситуацій.

Мережі джерел тиску ГС1 та ГС2 майже ідентичні. Однак основна відмінність полягає у наявності другого гідравлічного клапана в ГС2, а саме підпірного клапана РД57-2, що має власну систему управління. Ця система управління не підключена до системи управління польотом. Також існує

незначна відмінність у логіці автоматичного перемикання насосних станцій між цими системами.

Гідравлічна система ГС2 складається з трьох основних мереж:

1. Мережа до опорного клапана: Ця мережа живить рульові приводи системи управління.
2. Мережа за опорним клапаном: Вона живить приводи крил, кришок системи поглинання / випуску шасі, головне та стояночне гальмо та систему кочення. Тут передбачено незалежний гідроаккумулятор для головної та стоянкової гальмівної системи.
3. Автономна мережа насосної станції ГС2: Ця мережа надає резервну потужність для шасі, системи аварійного гальмування коліс шасі, дверної драбини та рульового пристрою. Тиск у цій ділянці генерується електричною насосною станцією, яка підключена до аварійної системи для подачі постійного струму та робочої рідини з подачею.

Номінальний тиск в цій гідравлічній системі становить  $210 \text{ кгс/см}^2$  (21 МПа). Такий тиск забезпечує стійку та надійну роботу системи управління та гальмування, що є критичним для безпеки польоту. В автономній мережі насосної станції HS встановлений номінальний тиск на рівні  $150 \text{ кгс/см}^2$  (15 МПа), як робоча рідина використовується негорюча рідина типу НГЖ-5У.

У ГС1 та ГС2 головними джерелами тиску є насоси змінної подачі "НП148Н", що працюють від маршових двигунів, та резервні та наземні насосні станції "НС140-7Н" з електродвигунами змінного струму.

Основний насос "НП148Н" в обох системах встановлений на редукторі відповідного приводного двигуна. Його привідний вал завжди з'єднаний з

ротором компресора високого тиску через ряд передач. Частота обертання вала насоса становить 0,396 швидкості ротора компресора високого тиску.

Цей насос може бути відокремлений від гідравлічної системи. Вимкнення насоса полягає в тому, що при подачі напруги (27 В, 1 А) на обмотку електромагнітного клапана, вбудованого в насос, відбувається примусовий перехід насоса в роботу при низькому тиску, одночасно затискаючи вихідний (тисковий) канал від насоса. При відключенні через насос перекачується лише невелика кількість рідини, необхідна для охолодження.

Резервна насосна станція "НС140-2Н" призначена для низки заходів безпеки та додаткового живлення системи. Обладнана власним гідравлічним резервуаром, мережею друкуючої головки та дренажних ліній та агрегатів, вона використовується для кількох цілей: випуску шасі в режимі запасу, надання додаткового живлення для прокатного пристрою, гальмування коліс шасі в аварійних ситуаціях, керування кришками багажного відділення та очищення аварійного турбо. Для своєї роботи насосна станція приводиться в дію за допомогою двигуна постійного струму.

Всі гідравлічні елементи управління розташовані на панелі "ГІДРО" в верхній консолі ліворуч від пілотів. Вся необхідна інформація про стан гідравлічної системи та її параметри, важливі для екіпажу під час польоту, відображається у блоку "ГІДРО" на мультіфункціональному індикаторі (МФІ). Цей блок містить блок-схему гідравлічної системи, яка використовує кольорові лінії, символи та числа, щоб чітко відобразити стан систем та їх складових елементів.

У нижній частині цієї блок-схеми розташовані текстові повідомлення про будь-які помилки або несправності, а також інструкції стосовно того,

як реагувати в разі їх виникнення. Це дозволяє екіпажу оперативно реагувати на будь-які проблеми з гідравлічною системою та забезпечує безпеку та надійність управління літаком.

Звіти про проблеми з гідравлічною системою, аварійні ситуації або випадки відмови автоматично відправляються на Контрольно-інформаційну систему системи управління (KISS). Ці повідомлення супроводжуються записом центральної системи обслуговування (ЦСО) та звуковим сигналом "ДЗВІН". Це важливий механізм для оперативного реагування екіпажу на будь-які проблеми з гідравлічною системою, що дозволяє швидко та ефективно вживати заходів для забезпечення безпеки польоту.

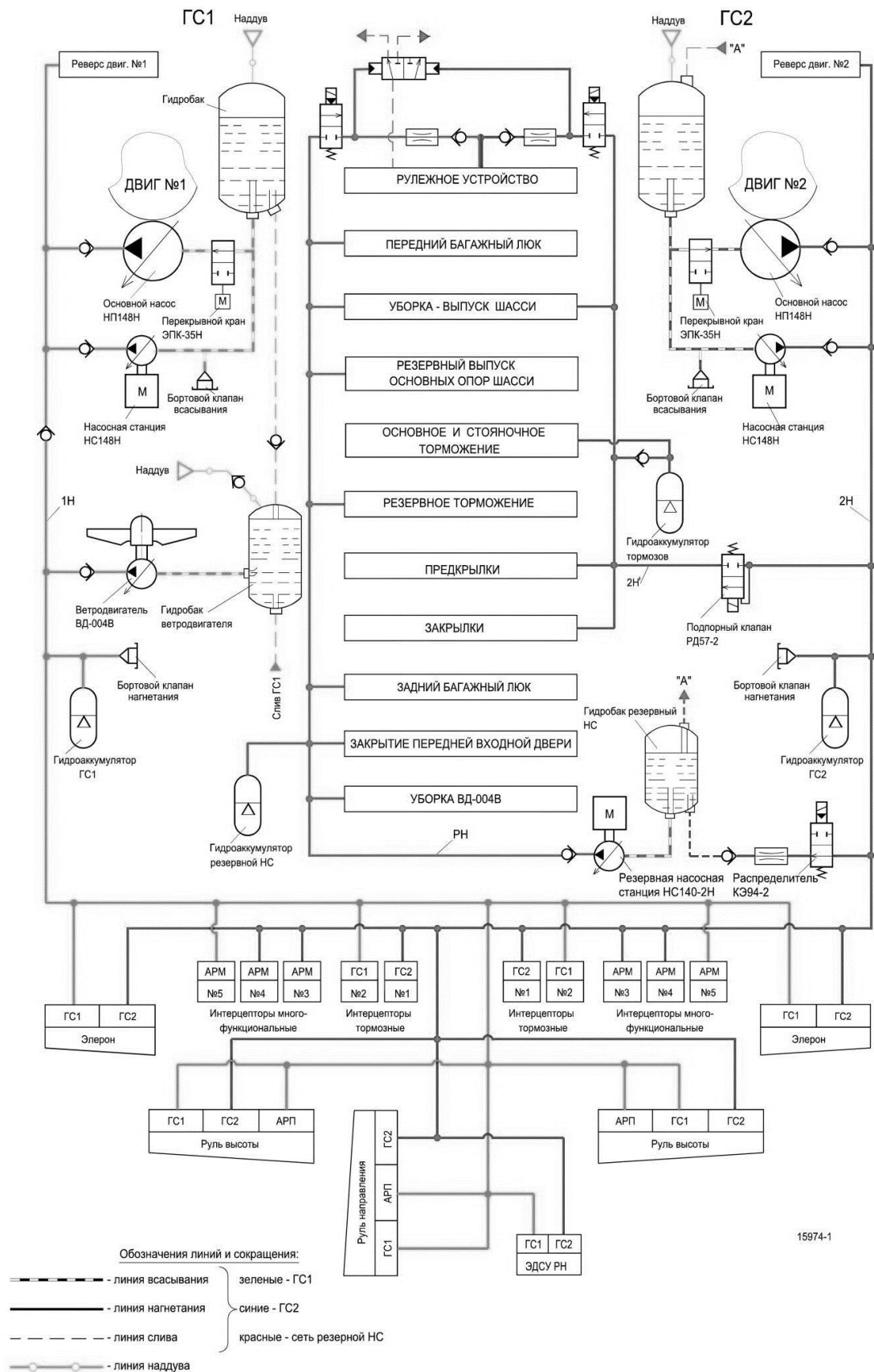


Рис.1.5.1. Структурна схема гідравлічної системи



## **Висновки до розділу**

Гідравлічна система літака Ан-148 виконує різноманітні важливі функції для забезпечення безпеки та ефективності польоту. Система має дві повністю автономні гідравлічні системи, GS1 та GS2, кожна з яких відповідає за конкретний набір функцій, таких як управління шасі, системи управління польотом, гальмування та інші.

Важливим аспектом є наявність аварійного турбонасоса в системі GS1, який активується через використання вітряка у випадку аварійних ситуацій, забезпечуючи додатковий рівень надійності. Також відзначено, що системи GS1 та GS2 мають подібні мережі тиску, але вони відрізняються у логіці автоматичного перемикавання насосних станцій.

Система також оснащена резервними та наземними насосними станціями, що гарантує стійку та надійну роботу гідравлічної системи навіть в умовах аварій чи екстремальних ситуацій. Високий номінальний тиск в системі забезпечує безпеку та ефективність управління шасі та іншими системами літака.

## **1.6. Розробка шасі літака. Механізм вбирання та випуску передньої опори**

Прототип літака має висувне шасі з трьома основними опорами та передньою опорою. Під час вивільнення шасі, передня опора автоматично фіксується у заблокованому положенні, тоді як основні опори зафіксовані за допомогою підпірки, що утримує складану стійку. У захованому положенні, опори шасі зафіксовані прихованими замками.

Передня опора шасі володіє обертовим механізмом для управління рухом літака на землі, але не має гальмуючих коліс. Головні опори шасі оснащені гальмівними колесами, що використовуються для гальмування літака на злітно-посадковій смузі за допомогою системи автоматичного уникнення зіткнень. Розпірки шасі знаходяться в спеціально розроблених нішах, прихованих під крилами, під час польоту. Система шасі має три основних положення: звільнене, зняте та проміжне, що вказується у сигналізації.

Передня опора шасі - це структура напівважільного типу, на якій встановлений рейковий рульовий механізм, який гідравлічно підключений до відповідного крана та механічно зв'язаний з поворотним клапаном, а також запірний механізм для систем літаків. Вбирання цієї стійки виконується в напрямку польоту. Стійка підвішена на кронштейнах, розташованих на стінках ніші передньої опори шасі, за допомогою цапф, що фіксуються для запобігання обертання за допомогою болтів, які вставляються в гнізда траверси.

Ніша передньої опори шасі повністю закривається двома парами стулок, які відкриваються у випущеному положенні малими та закриваються великими. Механізм керування великими стулками зв'язаний зі стійкою та може відкривати або закривати їх під час вбирання або випуску. Привід малих стулок також зв'язаний зі стійкою.

Механізм вбирання-випуску передньої опори шасі є частиною системи вбирання-випуску шасі, і його функції включають в себе виконання вбирання та випуску стійки передньої опори шасі, а також керування приводом великих та малих стулок в ніші опори шасі. Цей механізм також включає гідравлічний циліндр для поглинання та вивільнення стійки, блокування звільненого положення та фіксації його у звільненому та заблокованому положеннях. Головка гідроциліндра прикріплена до кронштейна на стінці рами №6, а замкнене положення кріпиться до стелі ніші передньої опори шасі, а заблоковане - до нижньої частини стінки рами №6. Кожен замок має власний циліндр замку.

У звичайному режимі подачі тиску рідини, циліндр замку у поглиненому положенні відкриває замок у поглиненому положенні. У той же час, гідроциліндр ВВ виводить стійку до того моменту, коли її підвіска зафіксована у замку у звільненому положенні.

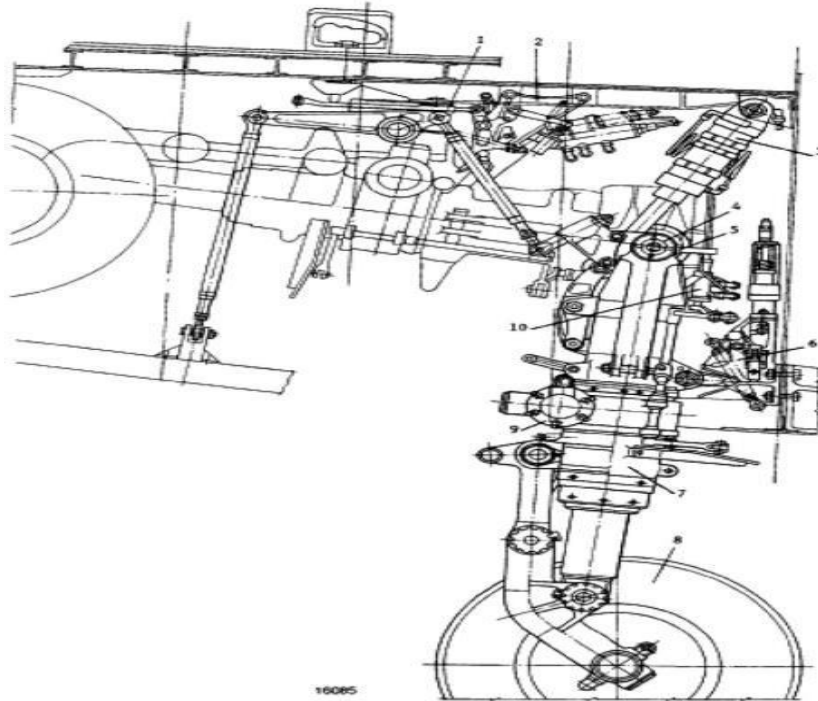


Рис. 1.6.1. Передня опора шасі:

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

Під час подачі тиску рідини на циліндр замка у звільненому положенні, відбувається відкривання замка у звільненому положенні, і гідроциліндр ВВ починає поглинати стійку для фіксації своєї підвіски в замку поглиненого положення. У початковий момент процесу поглинання відбувається відкриття великого крила, а в кінці цей процес супроводжується закриттям ніші передньої опори великим і малим крилами. Під завершення процесу поглинання колеса передньої опори гальмуються смугами гальмівного пристрою

колеса.

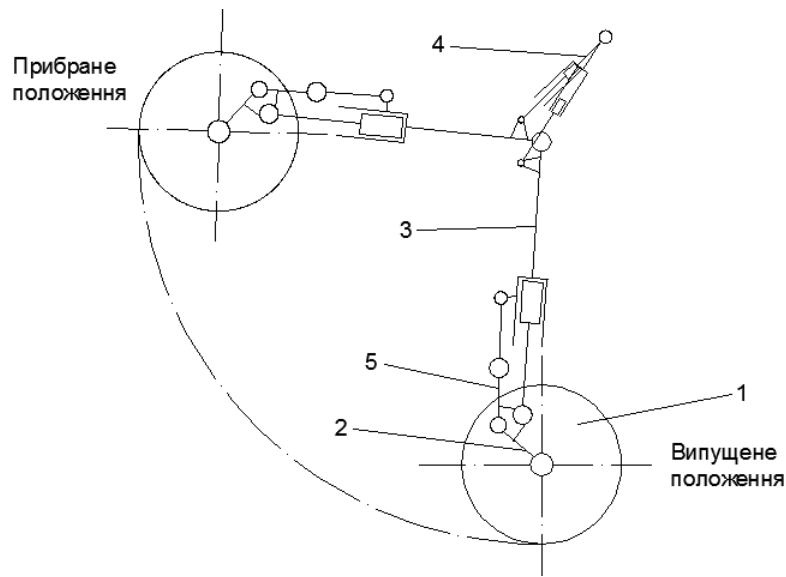


Рис. 5.2. Принципова схема передньої опори шасі

### Висновок дорозділу

У розділі "Розробка шасі літака. Механізм вбирання та випуску передньої опори" детально описано конструкцію та функціональні можливості шасі прототипу літака. Висувається передня опора разом із трьома основними опорами, що забезпечує стійкість під час злітно-посадкових операцій. Особлива увага приділяється механізму вбирання-випуску передньої опори, який автоматично фіксується у заблокованому положенні під час вивільнення шасі.

Важливими елементами системи є гідравлічні циліндри для керування рухом передньої опори та замками, що відповідають за фіксацію опор у різних положеннях. Система також використовує різні типи стулок для закривання та відкривання ніші передньої опори, що забезпечує її безпечне та ефективне функціонування.

Висновки можна зробити про те, що розроблена система шасі відповідає високим стандартам безпеки та ефективності. Механізм

вбирання-випуску передньої опори відзначається ретельною конструкцією та гідравлічною системою, що гарантує надійність та стійкість в різних етапах польоту та наземних операцій.

## 1.6. Розрахунок основних параметрів та компоновання шасі

У літаків з передньою опорою під впливом поперечних сил, що виникають під час руху, стійки шасі переміщуються до моменту зльоту та пробігу.

Передні колеса опори повинні мати можливість вільно рухатися, обертаючись навколо вертикальної осі, що знаходиться в площині симетрії літака. Це означає, що під дією сил, коли літак перебуває під кутом  $\beta$ , передня опора не створює силу тертя  $R_t$ , оскільки колесо може вільно вирівнятися в напрямку руху. У той же час, сила тертя  $R_t$ , що діє на основні опори відносно центра мас літака, генерує стабілізуючий момент. Цей момент розраховується за наступним рівнянням:  $M_{st} = P_{t.o} \times e \times \sin \beta$ .

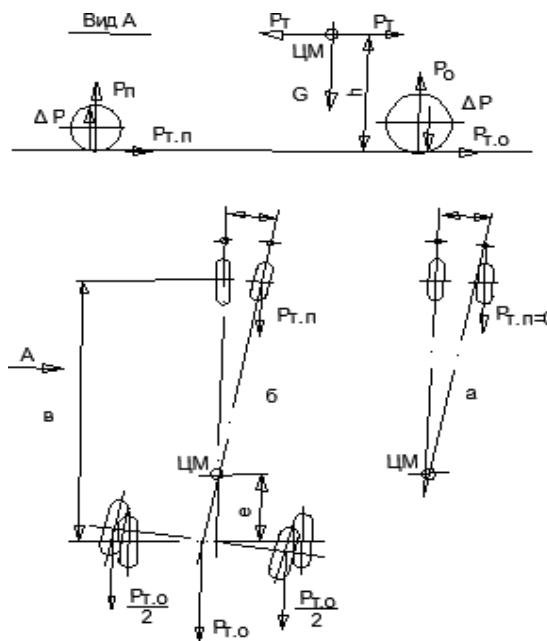


Рис. 1.6.1. Схема для визначення стійкості руху літака по ЗПС

Розташування передньої опори перед центром мас літака дозволяє використовувати реактивні двигуни. Основні геометричні параметри шасі з передньою опорою включають:

$b$  - ширина шасі (відстань між осями коліс у формі однієї сторони). Якщо ця відстань невелика (рівна або менша за  $L_f / 4$ , де  $L_f$  - довжина стовбура), то літак може мати помітні вертикальні коливання під час руху, що може спричинити дискомфорт для пілотів та пасажирів. Зазвичай  $b = (0,3 \dots 0,4) L_f$ .

$B$  - Розмір рейки шасі (відстань між точками контакту передніх основних опор з підлогою). Розмір рейки залежить від висоти центру мас літака. Якщо розмір рейки не відповідає цій висоті, сила, що виникає від ваги, прикладена до лінії 1-2, буде більшою за момент, створений силами тертя. Формула для розрахунку сили тертя під час ковзання літака в бік виглядає наступним чином:

$$P_t \geq \mu b \times h_{ш},$$

де:

- $P_t$  - сила тертя під час ковзання літака в бік;
- $\mu b$  - коефіцієнт бокового тертя, який приймається рівним 0,85;

$h_{ш}$  - вертикальне навантаження (висота), на яке діє ця сила тертя.

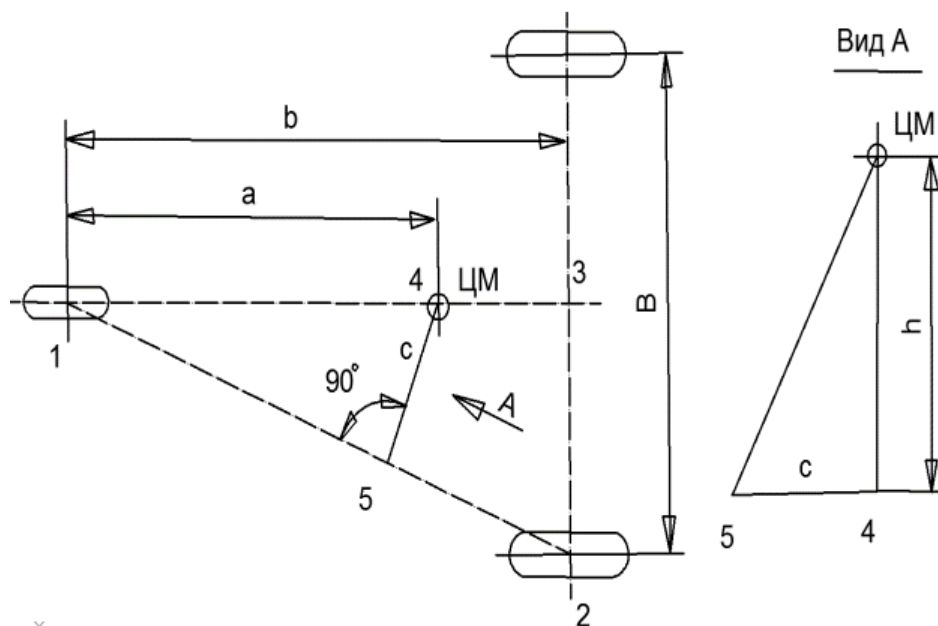


Рис. 1.6.2. Схема для визначення мінімальної колії

Формула для знаходження значення  $c$  з подібності трикутників 1-4-5 та 1-3-2 виглядає наступним чином:

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

де:

$c$  - відстань між передньою та однією з основних опор;

$\alpha$  - кут, який визначає подібність трикутників;

$B$  - ширина шасі;

$b$  - інша сторона шасі.

Ця формула допомагає визначити відстань між передньою опорою та однією з основних опор на шасі літака.

Для визначення колії шасі після підстановки значення  $c$  у нерівність потрібно спершу розглянути задану нерівність.

$$B = \frac{2 \cdot h_{ш} \cdot b \cdot \mu_b}{\sqrt{\alpha^2 - h_{ш}^2 \cdot \mu_b^2}}$$

Відстань  $e$  між центром мас літака та віссю колеса основної опори залежить від розмірів крила. Вона може бути виражена у відсотках від середньої аеродинамічної хорди крила ( $L_{сах}$ ) або у відсотках від розмірів основи шасі ( $b$ ). Наприклад, якщо ми беремо середню аеродинамічну хорду крила, то відстань  $e$  дорівнює від 15% до 20% від цієї хорди. Якщо взяти розміри основи шасі, то вона становитиме від 6% до 12% від цієї основи.

Відстань  $\alpha$  між вертикаллю, яка проходить через центр мас літака, та віссю переднього колеса визначає важливий параметр. Це значення вибирають таким чином, щоб під час стоянки літака сила ваги, яка діє на передню опору, не перевищувала 6–12% від загальної сили ваги літака. Це робиться

шляхом розрахунків і вибору конкретного значення  $\alpha$ , яке дорівнює від 0,88 до 0,94 від розмірів основи шасі (b). Важливо враховувати, що при малих навантаженнях на передню опору може статися погіршення керованості літака при рулюванні.

Кут  $\gamma_0$  визначає винос основних опор, і він має важливе значення під час посадки літака, не дозволяючи йому перевертатися на хвостову частину фюзеляжу. Цей кут обчислюється як сума кута перевертання  $\phi$ , що відображає кут дотику хвостової частини фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні ЗПС (зазвичай в діапазоні від 10 до 18 градусів), та 1–2 градусів, що враховуються для забезпечення додаткової безпеки. Таким чином,  $\gamma_0$  розташовує літак таким чином, щоб уникнути його перевалювання на задню частину фюзеляжу під час посадки.

Кут стоянки  $\psi$  (означає кут між горизонтальною віссю фюзеляжу та поверхнею злітно-посадкової смуги) зазвичай знаходиться у діапазоні від 0 до 4 градусів. Оптимальне значення кута стоянки визначається з метою зниження лобового опору під час руху літака по злітно-посадковій смузі. Це оптимальне значення забезпечує мінімальну довжину розбігу, оскільки воно сприяє зменшенню опору повітря під час руху. Під час пробігу, коли діють гальмівні сили, кут стоянки зменшується, так як гальмівні сили довантажують передню опору та розвантажують основні опори. Якщо кут стоянки стає від'ємним, це може призвести до скорочення дистанції пробігу.

Висота шасі  $h_{ш}$  — це важливий параметр, який визначається з метою забезпечення необхідної відстані між поверхнею злітно-посадкової смуги та всією конструкцією літака, такою як фюзеляж, крила, двигуни, гвинти, підфюзеляжні гребені та інші елементи. Ця відстань повинна бути достатньою, щоб уникнути будь-якого контакту між літаком та злітно-посадковою смугою, особливо при виконанні посадки з креном — коли літак сходить на землю під кутом. Ця вимога стосується всіх частин



літака, які можуть зіштовхнутися з землею під час руху по злітно-посадковій смузі, а обтиснення пневматиків та амортизаторів, встановлених на основних та передніх опорах шасі, також враховується при визначенні цієї висоти.

Параметри шасі обчислюються при врахуванні необтиснених коліс та амортизаторів, щоб мати точну оцінку мінімальної відстані між літаком і злітно-посадковою смугою. Центр мас літака розміщується максимально назад, що можливо для злітно-посадкових операцій, з метою забезпечення найкращої стабільності під час зльоту та посадки.

### **Навантаження від повітряних сил:**

Ми враховуємо аеродинамічні сили, що впливають на штоці циліндра, з урахуванням певних умов польоту та площі штоців циліндра, використовуючи дані про максимальні швидкості польоту.

- 1) Максимальна швидкість, при якій можливий випуск та вбирання шасі літака, становить 330 км/год.
- 2) Літак може летіти з випущеним шасі з максимальною швидкістю 370 км/год.
- 3) Максимальна експлуатаційна швидкість польоту літака складає 550 км/год.
- 4) Аеродинамічні навантаження, що діє на стулки передньої опори площею  $S_{ств}=0.507 \text{ м}^2$  і  $0.195 \text{ м}^2$  знаходимо за наступною формулою:

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

Коефіцієнт  $C_{п}$  представляє власний аеродинамічний коефіцієнт, який враховує навантаження, що діє на стулки передньої опори шасі, врахований відносно їх площі. Динамічний тиск  $q$  враховує швидкість і плин повітря, який впливає на ці стулки.

**Дані ходу штоку гідроцилінда, та зусиль, які діють на нього для ПОШ**

Таблиця 1.6.1

	0°	10°	20°	30 °	40 °	50 °	60°	7 0 °	80 °	90 °	93 °
Ммас = пэ*(Мкол+М ст), пэ =1.1, кгс×м	10	33	55	76	94	10 9	117	1 2 2	13 4	13 4	13 4
Маер.ст	11 0	101	92	84	76	70	58	3 0	12	0	0
ΣМмас+Мае р.ст	12 0	134	147	16 0	17 0	17 9	180	1 6 0	14 6	13 4	13 4
Мтер(від ΣМмас+Мае р.ст),	12	13	15	16	17	18	18	1 6	15	13	13

ктер=0.1, Мтер=0.1(М мас+Маер.ст )											
$\Sigma(M_{\text{мас}} + M_{\text{аер.ст}} + M_{\text{тер}})$	13 3	147	162	17 6	18 7	19 7	198	1 7 6	16 1	14 8	14 7
Маер.вел.ст	- 19 0	- 152	- 115	- 50	0	3	40	8 0	11 0	17 0	21 0

**Дані ходу штоку гідроцилінда, та зусиль, які діють на нього для ПОШ**

Таблиця 1.6.2

М <sub>тер.вел.</sub> ст(Ма <sub>ер.в</sub> ел.ст×0.1)	-19	-15.2	11.5	5	0	0.3	4	8	11	17	21
Σ(Ма <sub>ер.в</sub> ел.ст+М <sub>тер.</sub> вел.ст)	-209	- 169.2	- 126. 6	-55	0	3.3	44	88	121	187	231

Маер.мал ст	6	12	25	30	32	32	32	32	30	25	24
Мтер мал ст	0.6	1.2	2.5	3	3.2	3.2	3.2	3.2	3	2.5	2.4
$\Sigma$ (Маер.ма л ст+Мтер.м ал ст)	6.6	13	28	33	35	35	35	35	33	28	26

Мзамка	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	20×0. 38=7. 6
ΣМ навколо вісі оберт ст	-71	-7	63	154	222	236	27 7	299	315	362	405
ΣМ <sub>н</sub> авкол о вісі оберт. ст+ΣМ замка	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	412

hсилового цил, м	0.05	0.06	0.08	0.0 9	0.0 9	0.1 0	0.1 0	0.1 1	0.10	0.11	0.09
Рцил = ΣМн авко ло вісі обе рт.ст /hц ил	- 1386	-105	825	178 9	235 4	233 2	26 62	284 7	3119	3815	4434

Таблиця 1.6.3

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



## **Висновок до розділу**

У розділі "Розрахунок основних параметрів та компоновання шасі" вивчено важливі аспекти стійкості та функціональності шасі літака з передньою опорою. Описано властивості руху літака під впливом поперечних сил та визначено момент стабілізації, що генерується силою тертя основних опор. Розташування передньої опори перед центром мас дозволяє використовувати реактивні двигуни, підсилюючи стійкість системи.

Геометричні параметри шасі, такі як ширина шасі (б) та розмір рейки шасі (В), визначаються з урахуванням різних факторів, включаючи стабільність руху, висоту центру мас літака та забезпечення комфорту для пасажирів. Формула для розрахунку сили тертя під час ковзання в бік враховує коефіцієнт бокового тертя та відстань між осями коліс, що забезпечує оптимальну стійкість та управління.

Цей розділ важливий для визначення оптимальних параметрів шасі, що впливають на безпеку та ефективність літака. Врахування різних факторів і параметрів дозволяє створити шасі, що відповідає високим стандартам безпеки та забезпечує стабільність та ефективність під час руху на землі та злітно-посадкових операцій.

### **1.7. Розрахунок характеристик механізму для випуску та вбирання шасі літака-прототипу**

Механізм вбирання і випуску обчислюється відповідно до кінематичної схеми.

Характеристики механізму вбирання і випуску встановлюються через залежність

$$P = f(S),$$

де  $P$  - необхідна сила для виконання процесу вбирання або випуску шасі, а  $S$  -

руховий хід механізму.

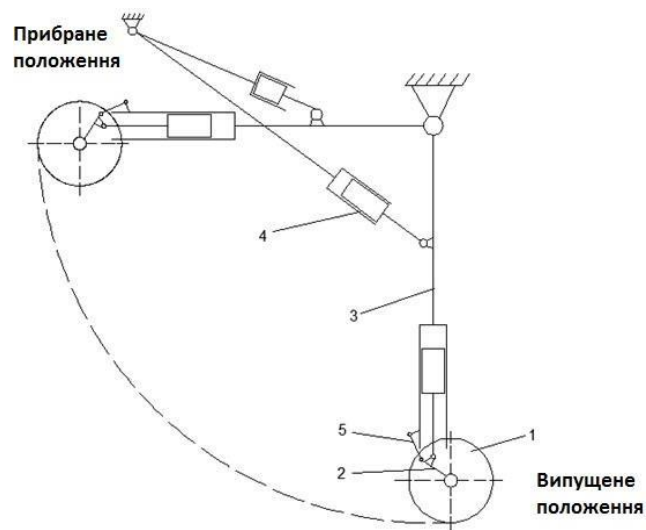
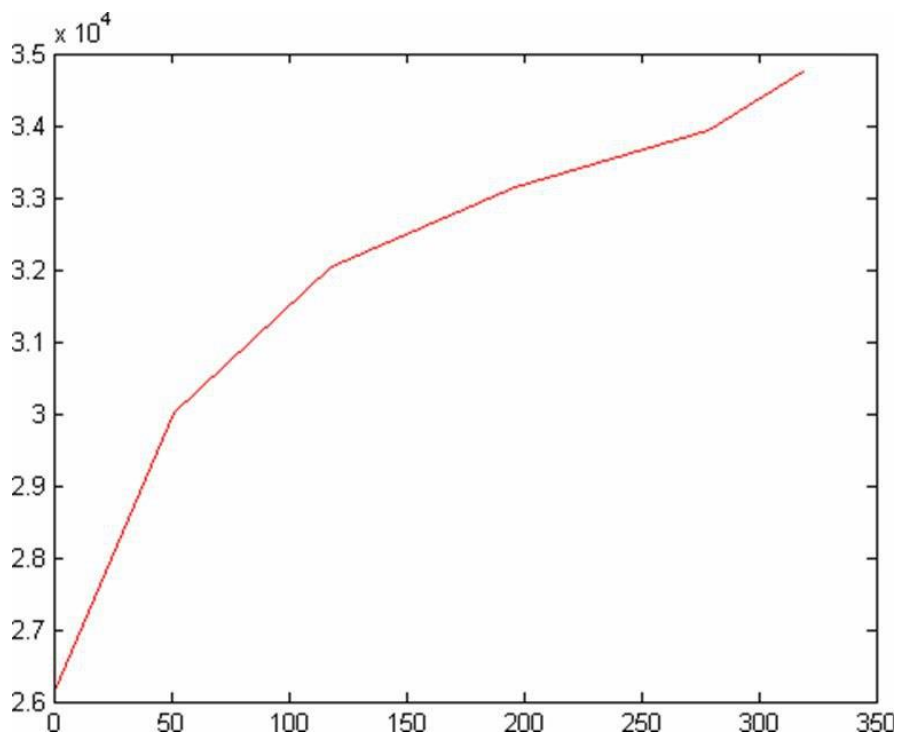


Рис. 1.7.1. Принципова схема основної опори шасі

$S, (mm)$



$P, (H)$

Рис.1.7.2. Графік відображає залежність сили, необхідної для циліндра вбирання-випуску основної опори шасі, від ходу штока під час втягування (вбирання

стійки).

Елементи шасі, такі як колеса, амортизатори та інші, збільшують свою вагу в залежності від рівня експлуатаційного перевантаження, тоді як аеродинамічні сили формуються при певній швидкості, коли починається процес розгортання шасі та його поглинання. У прототипі літака для вбирання та випуску шасі використовується гідравлічна система, а механізми вбирання представлені силовими гідроциліндрами.

### **Висновок до розділу**

У розділі "Розрахунок характеристик механізму для випуску та вбирання шасі літака-прототипу" розглянуто важливий аспект проектування - характеристики механізму вбирання і випуску шасі. Кінематична схема та розрахунки спрямовані на визначення необхідної сили ( $P$ ) для виконання процесу вбирання або випуску шасі в залежності від рухового ходу механізму ( $S$ ). Графік ілюструє цю залежність для циліндра вбирання-випуску основної опори шасі.

Враховано вплив елементів шасі, таких як колеса та амортизатори, на зміну їх ваги при різних рівнях експлуатаційного перевантаження. Додатково взято до уваги виникнення аеродинамічних сил при розгортанні та поглибленні шасі при певній швидкості.

У літака-прототипу використовується гідравлічна система та силові гідроциліндри для виконання вбирання та випуску шасі. Цей розділ є ключовим у забезпеченні оптимальної функціональності та надійності механізму шасі літака, сприяючи безпеці та ефективності взлітно-посадкових операцій.

### **1.8. Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі.**

Для гідроциліндра з одnobічним виходом штоку, навантаженого зусиллям, спрямованим на втягування штока, площа кільцевої порожнини обчислюється за наступною формулою:

$$F=P/p_{\text{нагн}},$$

де  $p_{\text{нагн}}$  - тиск робочої рідини на вході в порожнину циліндра (зазвичай приймається на 20-30 кгс/см<sup>2</sup> менше, ніж тиск у системі).

Зусилля на штоці циліндра знаходиться за формулою:

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

Масовий момент обчислюється як сума масових моментів стійки, колеса разом з віссю, а також враховує масовий момент від стулок:

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

Момент аеродинамічних сил враховує аеродинамічні моменти від стійки та від малих і великих стулок.

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

Момент від сил тертя спрямований проти обертання стійки шасі, тому він обчислюється як складова частина сумарного моменту:

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

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

Момент сили в замку ввібраного положення стійки шасі:

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

Необхідне зусилля на штоці циліндра вбирання-випуску стійки шасі:

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

Маси складальних одиниць стійки ООШ:

- підкіс – 18.6 (кг);
- важіль з віссю – 70.7 (кг);

- траверса – 85.4 (кг);
- амортизатор – 28.1 (кг);
- маса силового циліндру – 7.2 (кг);
- маса колеса – 150.0 (кг).

Результати розрахунків наведені у таблицях 1.8.1, 1.8.2.

## Розраховані дані моментів та зусиль, що діють на ООШ

Таблиця 1.8.1

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

**Дані ходу штоку гідроциліндра, та зусиль, які діють на нього для ООШ**

Таблиця 1.8.2

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

## **Висновки до розділу**

У розділі "Розрахунок необхідних зусиль на шток силового циліндра вбирання-випуску шасі" проведено детальний аналіз силових параметрів, що діють на механізм вбирання-випуску стійки шасі літака-прототипу. Розглянуті ключові аспекти, такі як вплив гідравлічної системи на шток силового циліндра, врахування тиску робочої рідини та розрахунок зусиль на штоку циліндра.

Розрахунки базуються на складних формулах та ураховують різноманітні фактори, такі як тиск робочої рідини, масові моменти стійки та колеса, аеродинамічні моменти, момент сил тертя та інші. Важливою частиною розрахунків є визначення необхідних зусиль на штоку циліндра, що відповідають вимогам ефективного та надійного вбирання-випуску шасі.

Результати розрахунків подані у вигляді таблиць, що сприяє зрозумінню та використанню отриманих даних для подальшого проектування та вдосконалення механізму шасі. Цей розділ є ключовим для забезпечення оптимальної працездатності системи вбирання-випуску шасі та визначення необхідних ресурсів для її ефективного функціонування.

### **1.9. Розрахунок гідросистеми, що контролює процес вбирання та випуску шасі**

Розрахунок гідросистеми для керування вбиранням та випуском шасі виконується за певною послідовністю кроків за розрахунковою схемою.

1. Розрахунок необхідної подачі та потужності насоса 2.
2. Визначення діаметрів силових циліндрів Ц1, Ц2, Ц3.
3. Встановлення діаметрів трубопроводів.



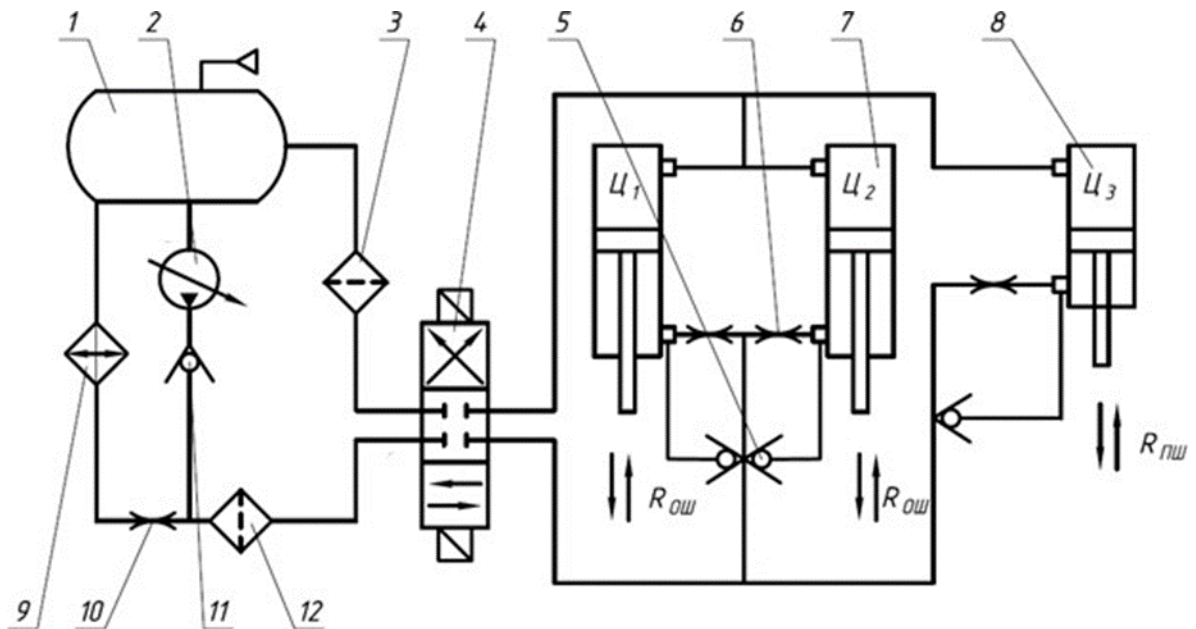


Рис.1.9.1. Розрахункова схема гідросистеми прибирання-випускання шасі літака: 1-бак; 2-насос; 3-фільтр; 4-електрогідравлічний кран; 5-зворотній клапан; 6- дросельний пакет; 7-циліндр основної опори шасі; 8- циліндр передньої опори шасі; 9-фільтр; 10-пакет дросельних шайб холостого ходу насоса; 11-зворотній клапан; 12-фільтр.

## Розрахунок параметрів силових циліндрів

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

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

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

Знайдемо ключові характеристики гідроциліндра ПОШ і ООШ. Щодо ефективної площі поршня, застосуємо цю формулу для визначення:

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

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

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

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

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

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

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

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

Із конструктивних розумінь приймаємо:

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

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

Для передньої опори шасі:

$$F_{цил.} = \pi/4 \times 65^2 = 3316.65 \times 10^{-6} \text{ (м}^2\text{)}; F_{шт} = \pi/4 \times 36^2 = 1017.4 \times 10^{-6} \text{ (м}^2\text{)};$$

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

Для основної опори шасі:

$$F_{цил} = \pi/4 \times 65^2 = 3316.65 \times 10^{-6} \text{ (м}^2\text{)}; F_{шт} = \pi/4 \times 40^2 = 1240 \times 10^{-6} \text{ (м}^2\text{)};$$

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

**Максимальна сила, яку може створити гідроциліндр для випуску-вбирання шасі:**

$$R_{факт} = R \times \eta_{мех},$$

де  $\eta_{мех}$  - механічний ККД циліндра.

ККД враховує втрати на тертя поршня в ущільненнях і штока.

$$\eta_{мех} = 0.85 \div 0.99; \text{ Приймаємо } \eta_{мех} = 0.96, \text{ тоді Для ПОШ:}$$

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

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

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

$$S_{очн} = 0.36 \text{ (м)};$$

$$S_{нос} = 0.16 \text{ (м)}.$$

## **Розрахунок об'єму рідини, що проходить через гідравлічні лінії під час випуску та вбирання шасі**

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

$$W = F \times S;$$

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

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

Кількість робочої рідини, яка необхідна для нормальної роботи гідроциліндрів:  $W_{\text{ш}} = 2 \times W_{\text{осн}} + W_{\text{нос}} = 2 \times (747.8 + 369) \times 10^{-6} = 1864.6 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{)}.$

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

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

$$Q_{0\text{сн}} = W_{0\text{сн}} / \tau = 2 \times 747.8 \times 10^{-6} / 15 = 99.8 \times 10^{-6} \text{ (м}^3\text{/сек)};$$

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

Необхідна потужність для роботи гідросистеми літака при виїзді шасі визначається як результат множення об'єму рідини, який подає насос, на його максимальний робочий тиск.

$$N_{\text{оош}} = P_{\text{макс}} \times Q_{\text{ш}};$$

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

Порівнюючи із потужністю гідросистеми, знаходимо:

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

Так, з цього випливає, що потужність, необхідна для вбирання шасі літака, становить приблизно 10% від загальної потужності насосу.

Надлишкова потужність гідросистеми використовується для живлення інших споживачів у системі літака.

### Аналіз трубопровідних систем

Таблиці містять дані про робочий тиск робочої рідини всередині трубопроводів, який варіюється залежно від матеріалу, діаметру та товщини стінок труб.

Таблиця 1.9.1

Зовнішній діаметр труб $D_n$ , мм	Марка матеріалу	Товщина стінки, $S$ , мм			
		0.6	0.8	1.0	1
		Робочий тиск у МПа (кгс/см <sup>2</sup> )			
8	12X18H10T	24.5 (245)			
10	12X18H10T		27.0 (270)	37.0 (370)	
12	12X18H10T			30.5 (305)	
16	12X18H10T				25.5 (255)

Зазначені в таблиці 1.9.1 тиски робочої рідини  $p_{раб}$  визначені при температурі + 20 С и знаходяться по формулі:

$$p_{раб} = p/n,$$

Де  $p$  – мінімальний тиск робочої рідини, що руйнує, МПа;  $n$  – запас міцності, який дорівнює 3.15.

Мінімальний тиск робочої рідини, що руйнує, знаходимо так:

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

де  $d$  – внутрішній діаметр трубопроводу гідросистеми в м;  $s$  – мінімальна товщина стінки трубопроводу в м.

Для матеріалу 12X18H10T  $[\sigma_y] = 549$  (МПа).

**Ø 16x1.2.**

$$p = 549 \times (0.0136/0.0012 + 1) / 0.5 \times ((0.0136/0.0012)^2 + 0.0136/0.0012 + 1) = 88.6 \text{ (МПа)}; P_{\text{раб}} = 88.6/3.15 = 28,1 \text{ (МПа)};$$

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

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

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

**Ø 10x0.8**

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

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

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

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

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

**Ø 8x0.6**

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

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

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

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

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

Таблиця 1.9.2

Зовнішній діаметр труб $D_n$ , мм	Марка матері алу	Товщина стінки, $S$ , мм		
		0.6	0 · 8	1 · 0
		Робочий тиск у МПа (кгс/см <sup>2</sup> )		
8	АМг2 М	37 (370)		
12	АМг2 М		9.5 (95)	
20	АМг2 М			5.5 (55)

Для матеріалу АМг2М  $\sigma_y = 216 \text{ (МПа)}$ .

**Ø 8x0.6**

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

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

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

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

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

**Ø 12x1**

$$p = 216 \times (0.01/0.001 + 1) / 0.5 \times ((0.01/0.001)^2 + 0.01/0.001 + 1) = 42.75 \text{ (МПа)}; p_{\text{раб}} = 42.75/3.15 = 13.53 \text{ (МПа)};$$

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

$$\sigma_h = 13.53 \times (0.012^2 + 0.01^2) / (0.012^2 - 0.010^2) = 75.02 \text{ (МПа)};$$

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

**Ø 20x1**

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

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

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

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

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

### **Висновок до розділу**

У розділі "Розрахунок гідросистеми, що контролює процес вбирання та випуску шасі" детально проаналізовано параметри гідросистеми, необхідної для управління вбиранням та випусканням шасі літака-прототипу. Розглянуті етапи розрахунку включають визначення подачі та потужності насоса, діаметрів силових циліндрів та встановлення діаметрів трубопроводів.

На основі розрахунків визначені параметри силових циліндрів, такі як ефективна площа поршня, діаметри циліндрів та штоків, і максимальна сила, яку може створити гідроциліндр. Дані результати графічно представлені на розрахунковій схемі гідросистеми.

Подальший розділ присвячено розрахунку трубопровідної системи, включаючи визначення робочого тиску для різних труб та матеріалів.



Розрахунки проведено з урахуванням запасів міцності та відповідності параметрів гідросистеми технічним вимогам та обмеженням матеріалів.

Зазначена висока ефективність гідросистеми, яка вимагає лише невеликої частини від загальної потужності насосу для вбирання шасі. Висновки підкреслюють ефективність та надійність розробленої гідросистеми, а також надлишкову потужність, яка може бути використана для живлення інших споживачів у системі літака.

### 1.10. Розрахунок гідроциліндру основної стійки шасі

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

Гідроциліндр зображений на рис. 1.10.1

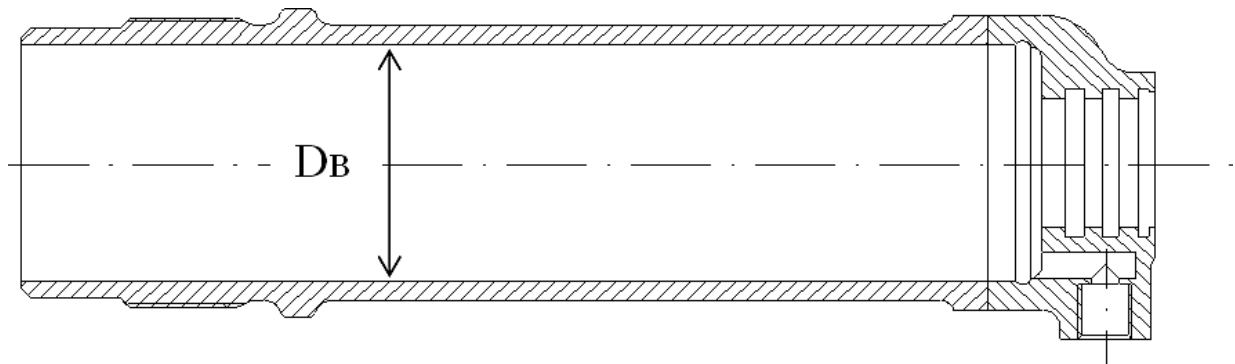


Рис. 1.10.1 Гідроциліндр основної стійки шасі.

Розрахунковий тиск:

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

де  $f = 1,5$  – коефіцієнт безпеки.

Напруження розриву стінки циліндра від сили тиску визначимо :

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

де  $p_p$  – розрахунковий тиск всередині гідроциліндра,

$P_p = 22,5 \text{ МПа}$ ;  $D_{в}$  – внутрішній діаметр,  $= 0,062 \text{ м}$ ;

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

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

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

### **Висновки до розділу**

В розділі "Розрахунок гідроциліндру основної стійки шасі" проведено ретельний аналіз параметрів та розрахунків, пов'язаних з гідроциліндром основної стійки шасі. Зазначено, що гідроциліндр виготовлений з титанового сплаву ВТ–22, який відзначається високою міцністю із значенням напруження розриву  $\sigma_u = 8,1 \cdot 10^8$  Па.

Далі був розрахований розрахунковий тиск всередині гідроциліндра, який склав 22.5 МПа, з використанням коефіцієнта безпеки  $f = 1.5$ . Для перевірки міцності матеріалу гідроциліндра від внутрішнього тиску, було визначено напруження розриву стінки циліндра, яке становить  $2,712 \cdot 10^8$  Па.

Визначено коефіцієнт використання матеріалу гідроциліндра  $\eta$ , який дорівнює 2.25. Оскільки значення  $\eta$  більше за 2, це свідчить про те, що гідроциліндр виготовлений з достатньою міцністю та безпекою для використання в системі шасі літака. Загальний висновок підкреслює надійність та відповідність матеріалу гідроциліндра вимогам проекту та безпековим стандартам.

### **1.11. Висновки по конструкторській частині**

У головному розділі, який стосується параметричних характеристик системи вбирання-випуску шасі, описано такі кроки:

Розроблено та пройдено вивчення електрогідромеханічної системи вбирання-випуску шасі для регіонального пасажирського літака, з метою відповідності вимогам АП-25.

Обґрунтовані та вибрані найоптимальніші параметри прототипу літака:

Обрана схема шасі, спрямована на підвищену стійкість під час розбігу та пробігу.

Вибраний принцип роботи механізму вбирання-випускання стійок. Передня опора вбирається проти потоку у фюзеляж, основні опори - у відсіки під фюзеляжем з віссю обертання паралельною поздовжній осі літака.

Проведено такі розрахунки:

Кінематичний розрахунок основної системи шасі.

Визначені попередні значення параметрів електростанції за допомогою методів розрахунку, наприклад, необхідний діаметр труб гідравлічного тиску та дренажних ліній системи шасі.

Здійснено розрахунок на міцність корпусу гідроциліндра основної опори шасі. Результати розрахунків показали коефіцієнт міцності циліндра на рівні 2,25.

## **РОЗДІЛ 2**

### **НАУКОВА ЧАСТИНА**

#### **2.1. Проектна концепція системи вбирання шасі літака**

Функціонування системи вбирання шасі відбувається так: коли загальний розподільник та розподільник лінії поглинання увімкнені, тиск робочого середовища надсилається в гідроциліндр. Це активує розпірний пристрій

охорони праці, а силовий циліндр рухає стійку. Механічні замки автоматично закриваються для фіксації стійки у потрібному положенні за допомогою рухомих частин замка та пружин. У стійках, коли вони вже знаходяться в потрібному положенні, тиск робочого середовища надсилається у протилежну порожнину гідроциліндра, що контролює замок, щоб примусити його повернутися у початкове положення за допомогою зворотної пружини. Гідроциліндри мають гальмівний пристрій для розміщення розпірок в кінці ходу. Рідина відводиться з гідроциліндрів через гідравлічні запірні клапани, які відкриваються за допомогою штовхачів. Кожна стійка оснащена окремим гідроциліндром. Функціональність лише однієї стійки моделюється з урахуванням симетрії інших секцій системи вбирання шасі щодо їх структури, навантаження та конструкційних параметрів. Гідравлічні замки подані на живильній магістралі зворотнім клапаном, а на напірній магістралі - регульованим дроселем. Розмір отвору дроселя контролюється штовхачем, який має потужний демпфер.

## **Висновок до розділу**

У розділі "Проектна концепція системи вбирання шасі літака" представлена детальна інженерна концепція функціонування системи вбирання шасі. Описано важливі етапи роботи системи, які включають увімкнення загального розподільника, розподільника лінії поглиблення, а також активацію гідроциліндрів. Важливим аспектом є активування розпірного пристрою охорони праці та рух силового циліндра для виносу стійки. Механічні замки та пружини забезпечують надійне фіксування стійки в потрібному положенні.

Описано автоматичне закривання механічних замків для фіксації стійки, а також використання гальмівного пристрою для розміщення розпірок в кінці ходу. Система також передбачає ефективний відвод рідини з гідроциліндрів

через гідравлічні запірні клапани з використанням штовхачів та регульованих дроселів.

Важливим пунктом є впровадження симетрії в конструкційні параметри та навантаження для інших секцій системи, що значно спрощує моделювання та підвищує надійність роботи всієї системи в цілому. Отримана концепція системи вбирання шасі визначається як добре продумана, забезпечуючи надійне та безперебійне виконання функцій з вибірковою відводом рідини та автоматичним фіксуванням стійок в потрібному положенні.

## **2.2. Створення математичної моделі для окремих частин систем агрегатів і гідроліній**

Мета роботи спрямована на створення методу моделювання функціональності різних частин обладнання та визначення витратних характеристик окремих ділянок гідроліній, що відповідають за вбирання стійок основної і передньої опор шасі. Це необхідно для подальшого використання у комп'ютерних моделях всієї гідравлічної системи.

Для виконання роботи використано літературні джерела та персональний комп'ютер з інтегрованим середовищем MATLAB. Дослідження проводяться при різних температурах: -20, 20 і 50 °C. Для опису процесів в окремих елементах та гідравлічних магістральних лініях використовуються рівняння та припущення, які враховують основні характеристики гідравлічної системи.

Залежність падіння тиску від витрати на агрегатах моделюється за допомогою квадратичної параболи, де коефіцієнт  $K$  визначається на основі результатів експериментів.

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

далі коефіцієнт  $K$  підставляємо в залежність

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

де Q – витрата в гідролініях системи.

Падіння тиску в трубах обчислюється за допомогою математичних залежностей, які окремо враховують ламінарний і турбулентний режими руху рідини.

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

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

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

L – довжина трубопроводу, м;

$\rho$  - щільність рідини, кг/м<sup>3</sup>;

d – внутрішній діаметр трубопроводу, м;

$\nu$  - кінематичний коефіцієнт в'язкості рідини, кг/см<sup>2</sup>

;Re – число Рейнольдса:

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

Загальна втрата тиску на конкретних частинах системи обчислюється як сума втрат тиску від послідовно з'єднаних агрегатів і труб.

Вихідні дані приведені в таблиці 2.2.1.

Таблиця 2.2.1

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

**Спільна лінія нагнітання ПОШ, ООШ та СУ (системи керування)**

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

**Спільна лінія нагнітання ПОШ та ООШ**

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

**Лінія нагнітання ПОШ**

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

### **Лінія нагнітання ООШ**

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

### **Лінія зливу ПОШ**

1.	Клапан зворотний	990-7-6НГЖ	КО4	1	1.2	9.5	0.12	1.6
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р5	1	15	20	1.5	3.33
3.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	КО28	1	1.2	18	0.12	3
4.	Клапан зворотний	990-7-10НГЖ	КО46	1	1.2	35	0.12	5.83
5.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=0.32+1.15=1.47 (м)						
6.	Трубопровід	Ø10x1, L=0.68 (м)						
7.	Трубопровід	Ø12x1, L=4.3+2.4=6.7 (м)						

### **Спільна лінія нагнітання ПОШ та ООШ**



1.	Клапан підпірний	РД 57-2	A7	1	4	90	0.4	15
2.	Трубопровід	Ø10x0.8, L=2.2 (м).						

### 1. Лінія нагнітання ПОШ

1.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	P4	1	15	20	1.5	3.33
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	P6	1	15	20	1.5	3.33
3.	Човниковий клапан		ЧК2	1	2.7	30	0.27	5
4.	Дросель односторонній	148.00.5601.150.007	ДР17	1	100	3.6	10	0.6
5.	Трубопровід	Ø10x0.8, L=4.7 (м)						
6.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=0.25+0.24+3.19+1.36=5.04 (м)						

### Лінія нагнітання ООШ

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

### Лінія зливу ПОШ

1.	Клапан зворотний	990-7-6НГЖ	КО4	1	1.2	9.5	0.12	1.6
2.	Розподільник електрогідравлічний	КЭ94-2	Р5	1	15	20	1.5	3.33
3.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	КО28	1	1.2	18	0.12	3
4.	Клапан зворотний	990-7-10НГЖ	КО46	1	1.2	35	0.12	5.83
5.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=0.32+1.15=1.47 (м)						
6.	Трубопровід	Ø10x1, L=0.68 (м)						
7.	Трубопровід	Ø12x1, L=4.3+2.4=6.7 (м)						

### **Лінія зливу ООШ**

Продовження таблиці 2.2.1

1.	Клапан зворотний	990-7-6НГЖ	KO13	1	1.2	9.5	0.12	1.6
2.	Розподільник електрогідравлічний	KЭ94-2	P8	1	15	20	1.5	3.33
3.	Клапан зворотний	990-7-8НГЖ	KO35	1	1.2	18	0.12	3
4.	Трубопровід	Ø8x1, L=0.75 (м)						
5.	Трубопровід	Ø8x0.6, L=1.2+1.09+0.3 (м)						
6.	Трубопровід	Ø10x1, L=0.7 (м)						

### **Спільна лінія зливу ПОШ та ООШ**

1.	Клапан зворотний	990-7-10НГЖ	KO55	1	1.2	35	0.12	5.83
2.	Трубопровід	Ø12x1, L=2.2 (м)						

### **Спільна лінія зливу**

1.	Клапан зворотний	990-7-18НГЖ	KO64	1	1.2	125	0.12	20.83
2.	Фільтр гідравлічний	QA08476	Ф9	1	1.75	80	0.175	13.33
3.	Трубопровід	Ø12x1, L=2.3 (м)						
4.	Трубопровід	Ø12x1, L=0.9 (м)						

В результаті обчислень за допомогою програми MATLAB отримано характеристики найбільш опірних ділянок системи вбирання шасі – рис.2.2.1; 2.2.2; 2.2.3.

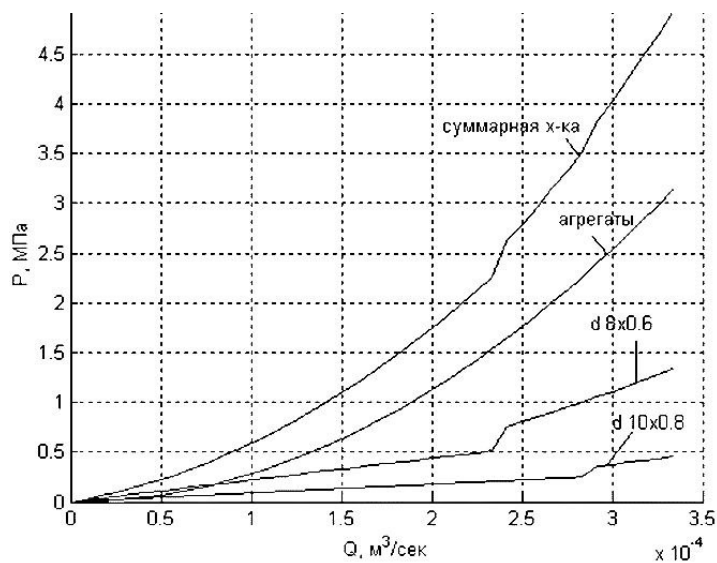


Рис. 2.2.1. Графік залежності  $P = f(Q)$  лінії нагнітання ПОШ при  $t = 20^\circ\text{C}$ .

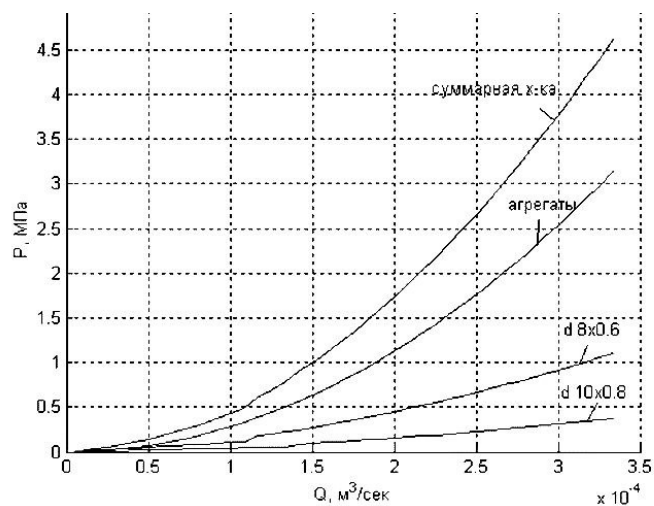
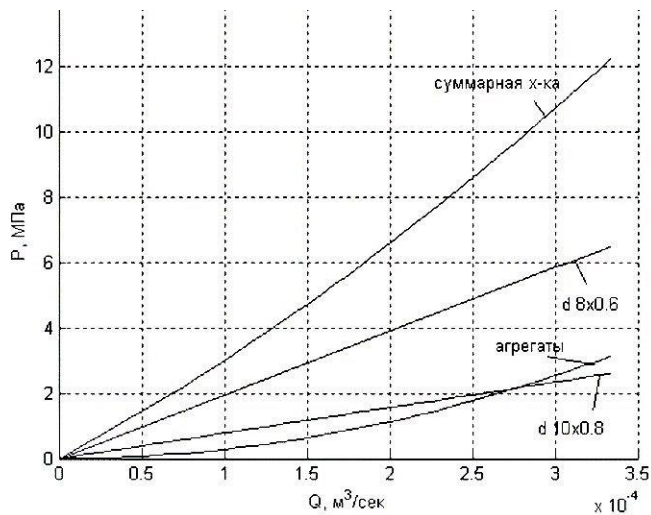


Рис. 2.2.2. Графік залежності  $P = f(Q)$  лінії нагнітання ПОШ при  $t = 50^\circ\text{C}$ .



На рисунках використані такі позначення:

$Q$  – витрата робочої рідини,  $\text{м}^3/\text{сек}$ ;  $P$  – втрата тиску на ділянці, МПа.

Цей розрахунок представляє собою підмодельну систему, яка відтворює процеси в аналогічних елементах та лініях згідно з заданою проектною схемою. Структура самої моделі дозволить розвивати її шляхом введення нових елементів.

### **Висновок до розділу**

У розділі "Створення математичної моделі для окремих частин систем агрегатів і гідроліній" наведено детальний опис методу моделювання та визначення витратних характеристик різних частин обладнання, відповідальних за вбирання стійок основної і передньої опор шасі літака. Метою роботи є розробка математичної моделі, яка буде використовуватися у комп'ютерних моделях гідравлічної системи.

Дослідження виконано при різних температурах ( $-20$ ,  $20$  і  $50^{\circ}\text{C}$ ), що дозволяє здійснювати оцінку роботи системи в екстремальних умовах. Використано інтегроване середовище MATLAB для проведення експериментів та обробки результатів.

Важливою частиною роботи є визначення залежності падіння тиску від витрати на агрегатах за допомогою квадратичної параболи. Коефіцієнт  $K$  в цьому випадку визначається на основі результатів експериментів і використовується для обчислення падіння тиску в гідролініях системи.

Додатково, в розділі враховані математичні залежності для обчислення падіння тиску в трубах, розрізняючи ламінарний і турбулентний режими руху рідини. Окремі рівняння враховують довжину трубопроводу, швидкість течії, щільність рідини та внутрішній діаметр трубопроводу.

Загальна втрата тиску на конкретних частинах системи обчислюється як сума втрат тиску від послідовно з'єднаних агрегатів і труб. Висновок розділу підкреслює важливість розробленої математичної моделі для подальших комп'ютерних

модельовань та аналізу гідравлічної системи, забезпечуючи підставу для оптимізації та покращення її ефективності.

## 2.3. Рівняння руху системи та вихідні дані

Модель привідного елемента аналізує рух та швидкість поршневих блоків, що під дією гідравлічних сил, та сили реакції елементів кожної стійки. Це представлено за допомогою рівнянь, що базуються на першому законі Ньютона.

$\varphi' = M/J$  – кутове прискорення повороту стійки (рад/сек<sup>2</sup>), де

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

$J$  – момент інерції стійки щодо осі обертання (кг×м<sup>2</sup>).

Розглянемо діючі на стійку моменти

**1. Потрібні моменти  $M_{\text{потр}}(\varphi)$  визначаємо як суму:** Момент від сил ваги  $M_G$  (рис. 2.3.4, 2.3.5)

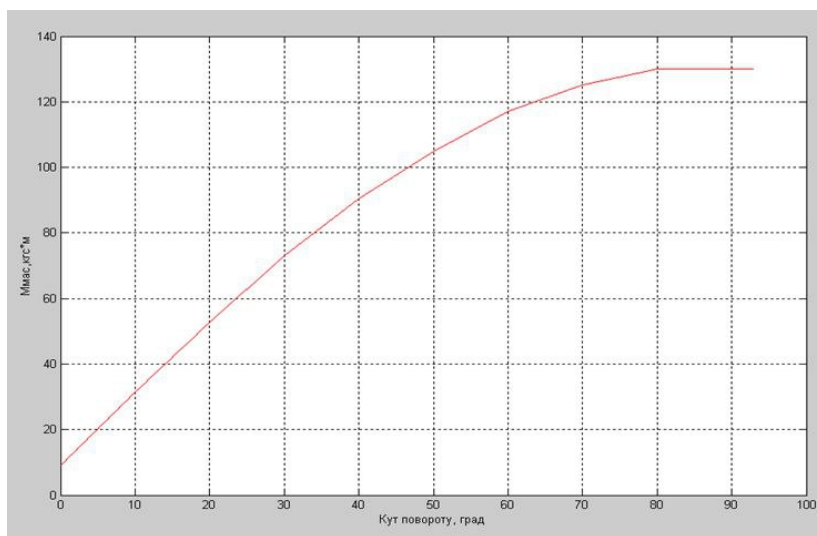


Рис. 2.3.4. Залежність масового моменту  $M_{\text{мас}}$  від кута повороту ПОШ

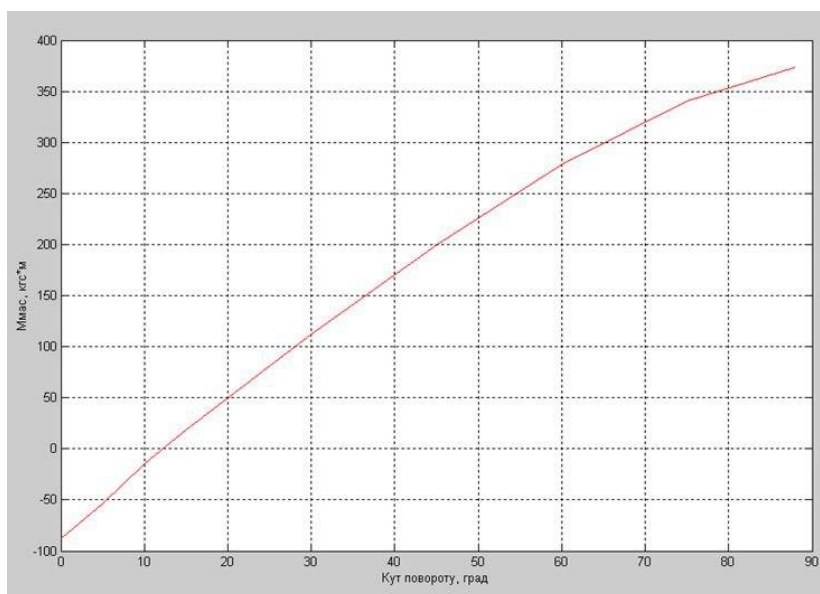


Рис. 2.3.5. Залежність масового моменту  $M_{\text{мас}}$  від кута повороту ООШ

Момент від аеродинамічних сил  $M_A$ , діючих на стійку (рис. 2.3.6; 2.3.7)

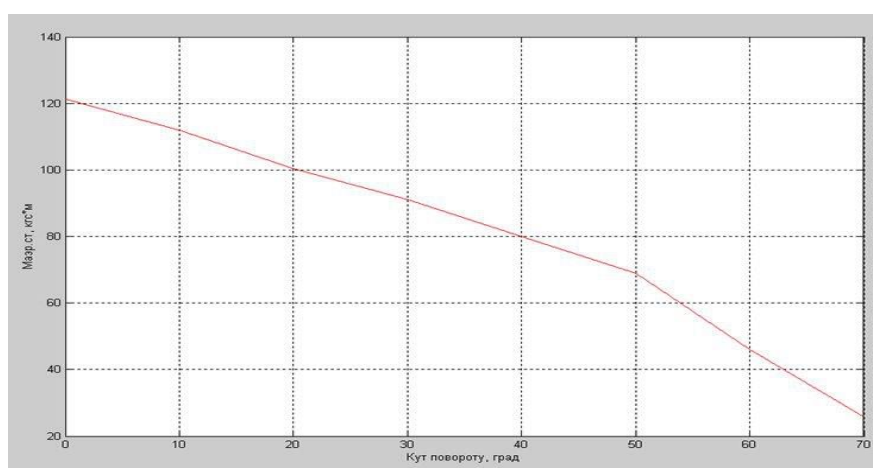


Рис. 2.3.6. Залежність аеродинамічного моменту  $M_{\text{аер}}$  від кута повороту ПОШ

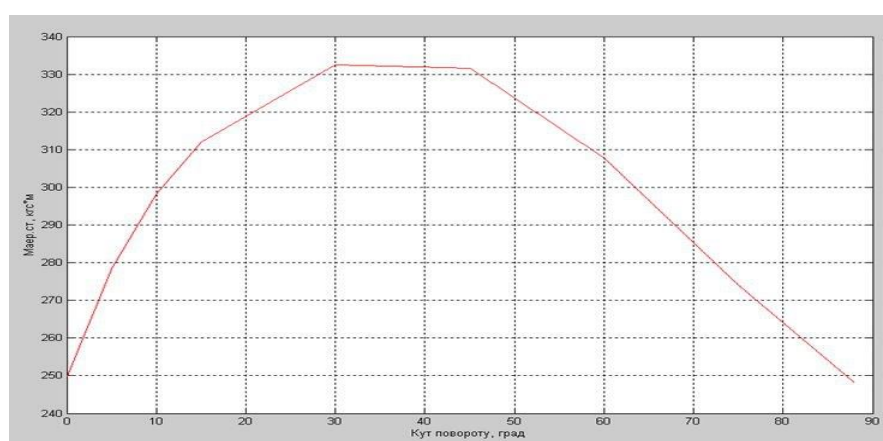


Рис. 2.3.7. Залежність аеродинамічного моменту  $M_{\text{аер}}$  від кута повороту ООШ

Момент від сил тертя  $M_{\text{т}}$  в рухомих з'єднаннях (рис. 2.3.8; 2.3.9)

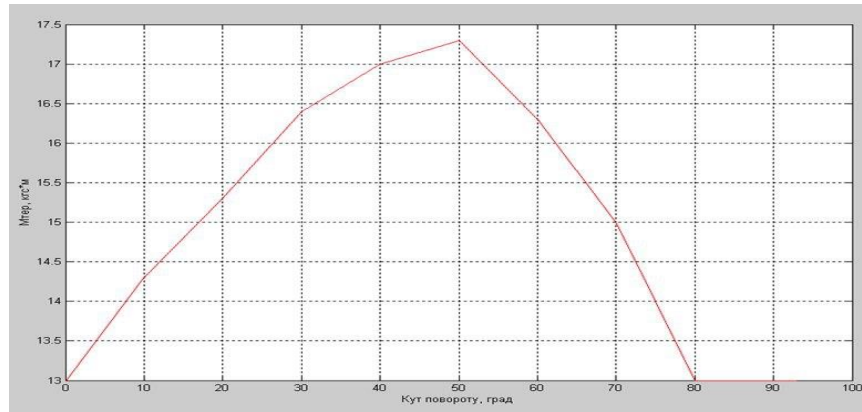


Рис. 2.3.8. Залежність моменту від сил тертя  $M_{\text{тр}}$  від кута повороту ПОШ

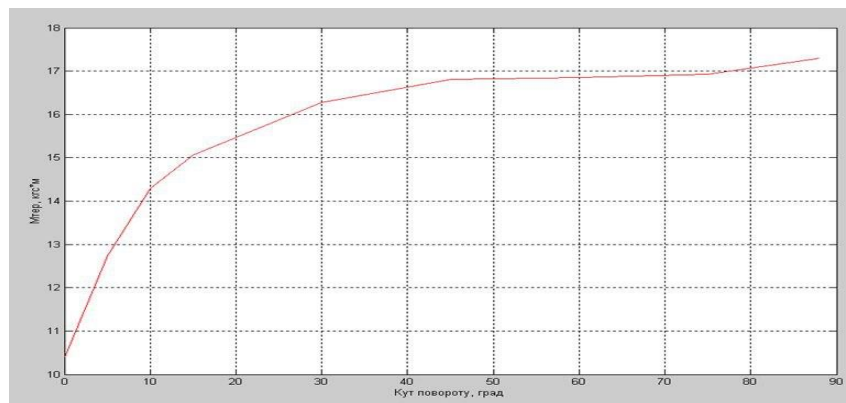


Рис. 2.3.9. Залежність моменту від сил тертя  $M_{\text{тр}}$  від кута повороту ООШ

Момент від сил навантаження на ступки шасі  $M_{\text{Д}}$  (рис. 2.3.10; 2.3.11)



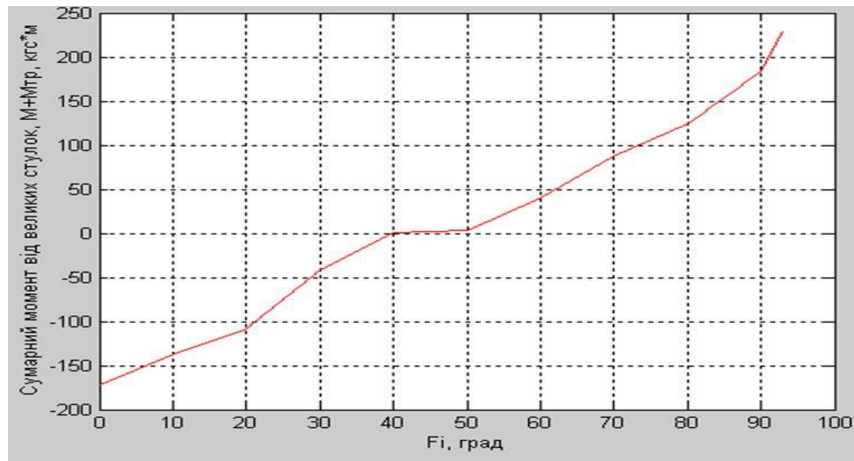


Рис. 2.3.10. Залежність сумарного моменту  $M_{\text{сум}}$  від кута повороту ПОШ

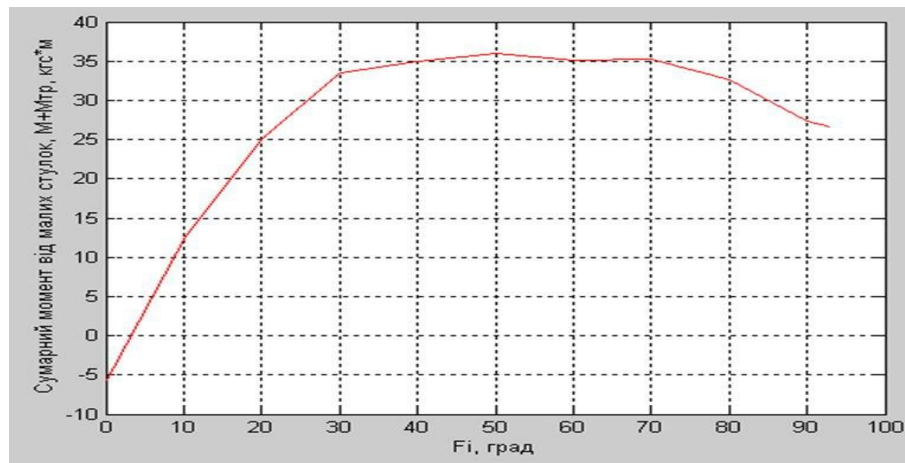


Рис. 2.3.11. Залежність сумарного моменту  $M_{\text{сум}}$  від кута повороту ООШ

Загальноприйнято, що вплив місцевих аеродинамічних навантажень на заслінки шасі сильно залежить від конструктивних особливостей, розташування заслінок та умов експлуатації (таких як швидкість, кут атаки, ковзання та положення клаптів). Це ускладнює систематизацію та узагальнення даних про навантаження на заслінки. Щоб визначити аеродинамічні навантаження на заслінки під час польоту, можна використовувати моделі в аеродинамічних тунелях для проведення спеціальних розрахунків місцевих аеродинамічних наванта

жень.

Для оцінки навантаження заслінок важливі дві розрахункові умови:

навантаження, що діє на заслінки у закритому положенні при будь-яких умовах польоту;

навантаження на відкриті заслінки.

У першому випадку, аеродинамічні навантаження визначаються як навантаження на відповідну частину конструкції повітряного судна, де розташовані заслінки. Для визначення цих навантажень потрібно розподілити тиск  $p$  по поверхні заслінки та тиск у порожнині фюзеляжу ( $p$  - надлишковий тиск у конкретній точці, обчислений з напору швидкості та коефіцієнта тиску в точці контуру).

Навантаження на відкриті заслінки має бути враховане з урахуванням зміни місцевого потоку навколо відповідної частини поверхні повітряного судна, утвореного відхиленими заслінками. Це можна розрахувати, використовуючи коефіцієнти аеродинамічних сил  $c_x$ ,  $c_y$  або  $c_n$ , які зазвичай відносять до площі крила. Часто припускають, що аеродинамічне навантаження рівномірно розподілене по поверхні крила. Значення коефіцієнтів аеродинамічних сил значно залежать від допустимих режимів польоту літака з відкритими заслінками ( $\theta$  - кут ковзання,  $\alpha$  - кут атаки) та положення відкритої заслінки.

Всі зазначені моменти виражені як функції від кута повороту.

Сумарний момент, що діє на стійки шасі:

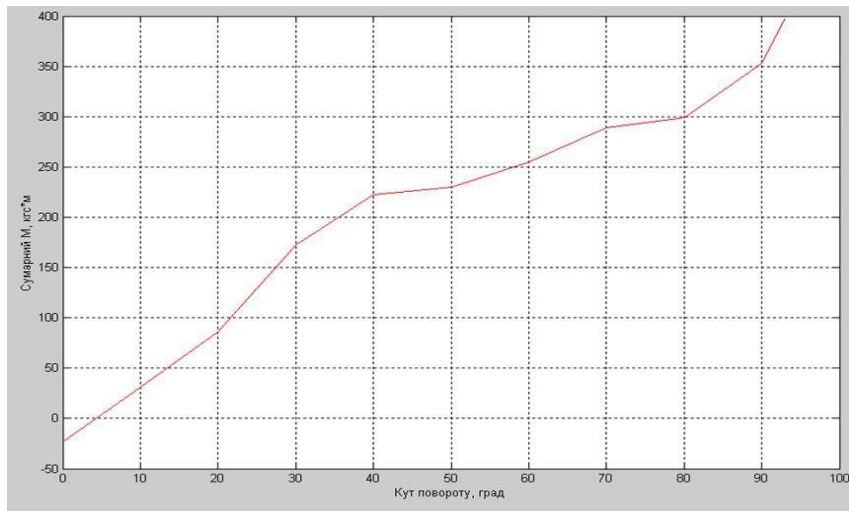


Рис. 2.3.12. Залежність сумарного моменту  $M_{\text{сум}}$  від кута повороту

ПОШ

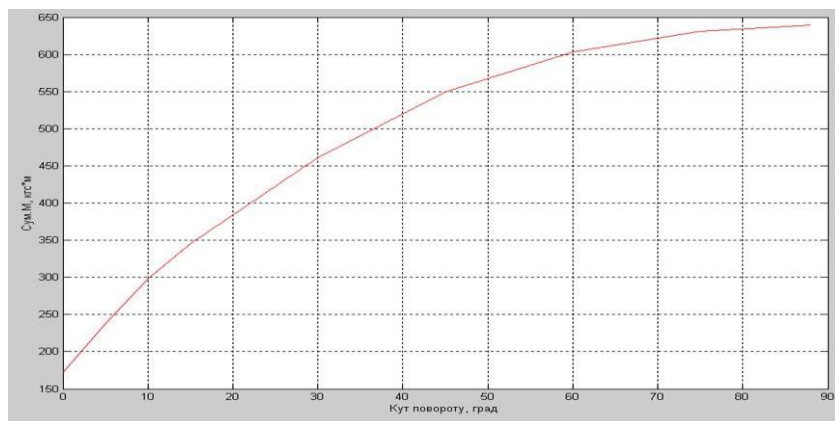


Рис. 2.3.13. Залежність сумарного моменту  $M_{\text{сум}}$  від кута повороту

ООШ

## 2. Наявний момент:

$$M_p = N_{\text{ц}} \times r, \quad (2)$$

.1)

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

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

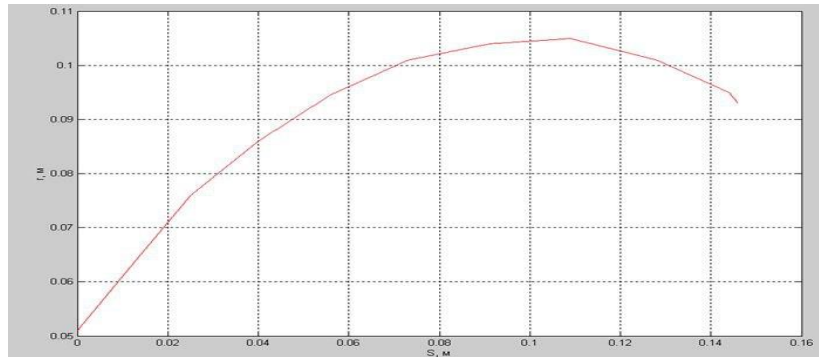


Рис. 2.3.14. Графік залежності плеча дії зусилля  $N_d$  від ходу поршня гідроциліндра ПОШ

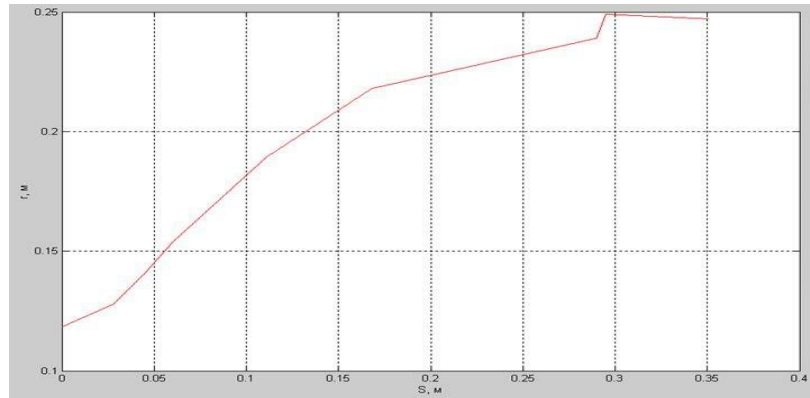


Рис. 2.3.15. Графік залежності плеча дії зусилля  $N_d$  від ходу поршня гідроциліндра ООШ

Зусилля, що розвивається гідроциліндром, розраховується по формулі:

$$N_d = N_\Gamma / K_T, \quad (2.2)$$

де  $K_T=1.1$  – коефіцієнт сили тертя в ГЦ;

$$N_\Gamma = P_n \times F_n - P_c \times F_c \quad (2.3)$$

сила, створювана тиском робочої рідини, де  $P_n$ ,  $F_n$  і  $P_c$ ,  $F_c$  - тиск і площа поршня, відповідно в лініях нагнітання і зливу.

З формули (3) визначимо тиск нагнітання:

$$P_n = (N_\Gamma + P_c \times F_c) / F_n \quad (2.4)$$

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

$$N_\Gamma = K_T \times N_d = K_T \times M_p / r = K_T \times (r)^{-1} \times (M_\Pi - M) = K_T \times (r)^{-1} \times (M_\Pi - \varphi \times J) .$$

Момент інерції стійки щодо осі обертання обчислюється по формулі:

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

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

осі обертання стійки, м.

Тоді:

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

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

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

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

Кутове прискорення стійки визначаємо по відомій витраті в лінії нагнітання.

Швидкість переміщення гідроциліндру стійки

$$S' = Q_n / F_n,$$

де  $Q_n$  – витрата в лінії нагнітання;

інтегруючи вираження, одержимо:

$$S := \int_0^{T_e} S' dt$$

де  $T$  – час вбирання стійки, с.

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

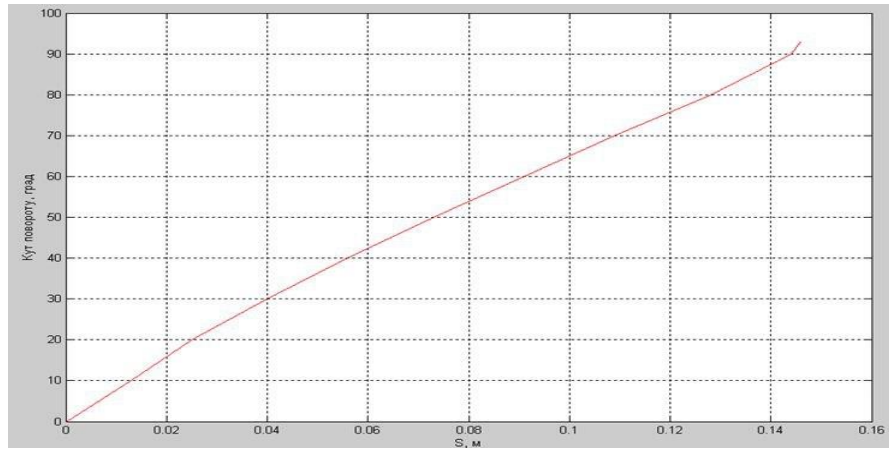


Рис. 2.3.16. Залежність кута повороту стійки від ходу штока S ПОШ

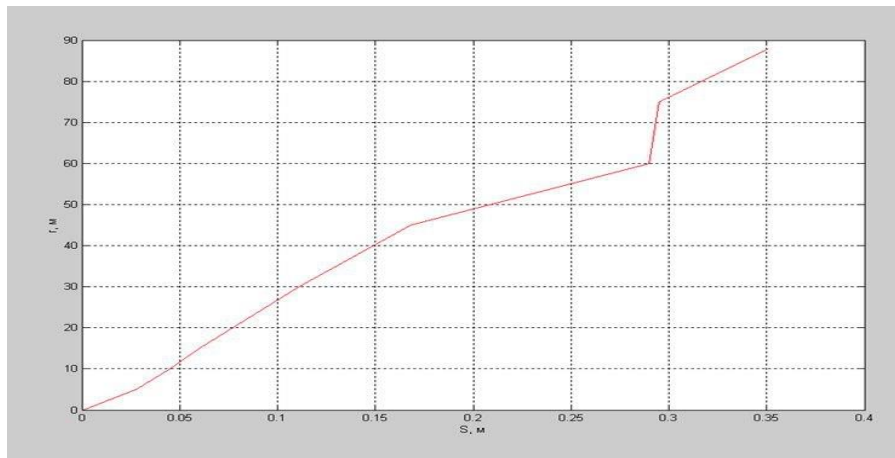


Рис. 2.3.17. Залежність кута повороту стійки від ходу штока S ООШ

Диференціюючи  $\varphi$  одержуємо кутову швидкість вбирання стійки:

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

а також кутове прискорення:

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

### Висновок до розділу

У розділі "Рівняння руху системи та вихідні дані" надано детальний опис моделі привідного елемента, яка аналізує рух та швидкість поршневих блоків під дією гідравлічних сил та сил реакції елементів кожної стійки. Рух системи

описується рівняннями, що базуються на першому законі Ньютона та враховують різноманітні моменти, які діють на стійку.

Детально розглянуто різні джерела моментів, такі як момент від сил ваги, аеродинамічні сили, сили тертя в рухомих з'єднаннях та сили навантаження на стулки шасі. Графічні представлення (рисунок) надають зрозумілу візуалізацію залежностей між кутом повороту стійки та різними моментами.

Для визначення моментів від аеродинамічних сил, сил тертя та сил навантаження на стулки шасі використовуються відповідні графічні залежності, що враховують величину кута повороту. Також важливо врахувати момент інерції стійки щодо осі обертання, що обчислюється на основі мас складових частин стійки та їх відстаней до осі обертання.

Додатково, надано формули для визначення зусиль, які розвиваються гідроциліндром, та розрахунок тиску нагнітання. Загальна сума моментів обчислюється як сума всіх діючих моментів на стійку. Зроблено попередні обчислення моментів інерції для різних стійок основної та передньої опор шасі.

У розділі також визначено швидкість переміщення гідроциліндру та введено поняття кутової швидкості вбирання стійки та її кутового прискорення. Описано залежності між цими величинами та величиною ходу гідроциліндра.

Висновок даного розділу підкреслює складність та важливість аналізу руху та взаємодії різних сил в системі вбирання шасі літака, що є ключовим елементом для правильного проектування та функціонування цього компонента літака.

#### **2.4. Модель комп'ютерної системи для поглибленої аналізу вбирання шасі.**

Система диференціальних рівнянь, яка описує рух системи під час вбирання передньої та основних стійок, може бути ефективно вирішена за допомогою інтегрованого середовища MATLAB-Simulink. Попередні дослідження свідчать, що при розв'язанні проблем, викладених у цій статті, можна ігнорувати інерцію стійок.

Математичні моделі для окремих гідравлічних ліній, а також характеристики джерела живлення та ключові вихідні дані були сформульовані у вигляді таблиць, що відображають взаємозалежності.

Витрати електроенергії системи управління, що виникають при одночасному поглибленні стійок ПОШ та ООШ, характеризуються як сталі в часі та залежать від швидкості потоку  $Q_{\text{сист.кер}} = 3.75 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{сек.}$

Для обчислення системи використовується числовий метод Рунге-Кутти з фіксованим кроком інтегрування у часі.

Типові відомості щодо моделювання процесу поглиблення шасі в початковому варіанті конструкції представлені на рисунках 2.4.19, 2.4.20, 2.4.21, 2.4.24, 2.4.23 і 2.4.24 при температурі робочої рідини 20°C.



Рис. 2.4.19. Залежність кута повороту ПОШ від часу

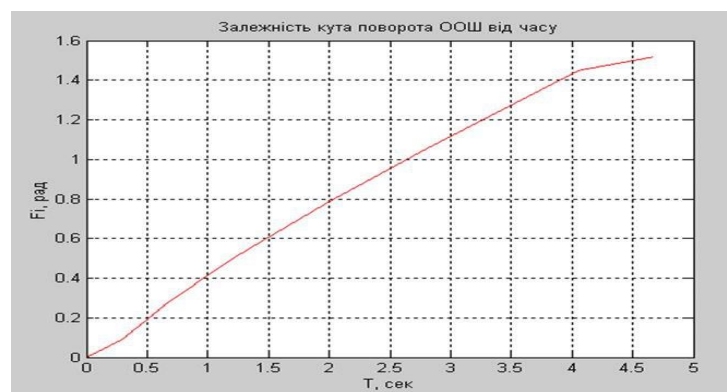


Рис. 2.4.20. Залежність кута повороту ООШ від часу





Рис. 2.4.21. Залежність зміни тиску  $P_{нагн}$  від часу для ПОШ



Рис. 2.4.22. Залежність зміни зміни тиску  $P_{нагн}$  від часу для ООШ

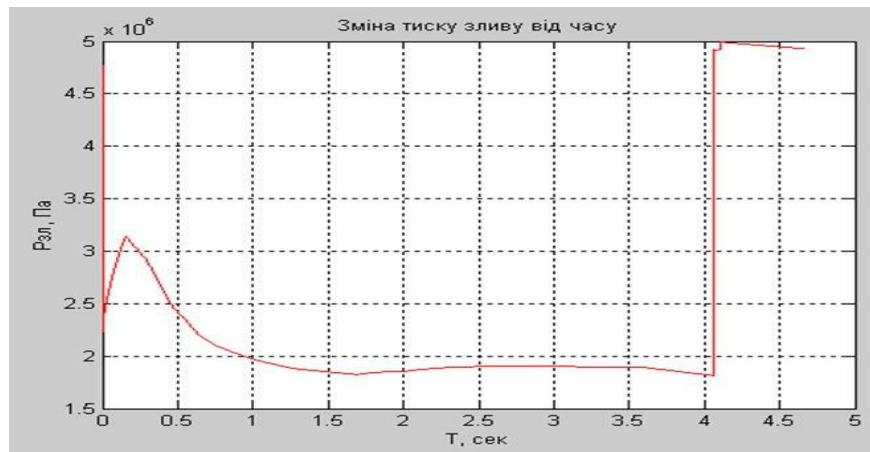


Рис. 2.4.23. Залежність зміни тиску  $P_{зл}$  від часу для ПОШ

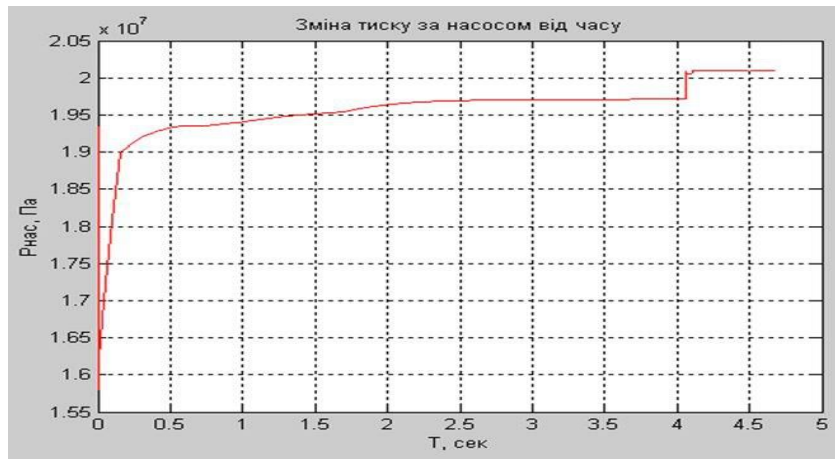


Рис. 2.4.24. Залежності зміни тиску  $P_{\text{нагн}}$  від часу для ООШ

Вплив зміни температури ретельно проаналізовано у розділі 2.5.

### Висновок до розділу

У розділі "Модель комп'ютерної системи для поглибленої аналізу вбирання шасі" використовується інтегроване середовище MATLAB-Simulink для розв'язання системи диференціальних рівнянь, яка описує рух системи під час вбирання передньої та основних стійок. Проаналізовано, що можна ігнорувати інерцію стійок при розв'язанні визначених завдань.

Математичні моделі окремих гідравлічних ліній, характеристики джерела живлення та інші вихідні дані відображено у формі таблиць, що полегшує їхню взаємодію та використання. Використано числовий метод Рунге-Кутти з фіксованим кроком інтегрування у часі для обчислення системи.

Аналіз типових даних моделювання процесу поглиблення шасі в початковому варіанті конструкції надано на рисунках, де вивчаються залежності кута повороту для передньої та основних стійок від часу, а також зміни тиску в гідравлічних лініях.

Зокрема, висвітлено вплив зміни температури на динаміку системи. Отримані результати дозволяють проводити поглиблену аналітику та визначати оптимальні параметри для ефективного вбирання шасі в різних умовах експлуатації.

Цей розділ надає важливий внесок у розуміння руху системи та надає необхідні інструменти для оптимізації процесу вбирання шасі літака в залежності від умов роботи.

### 2.5. Аналіз роботи системи вбирання стійок шасі, проведений з урахуванням параметрів.

Внаслідок параметричного аналізу математичної моделі були отримані основні результати:

1. Аналіз впливу температури робочої рідини на функціонування системи представлено у вигляді відповідних графіків (рис. 2.5.25, 2.5.26):

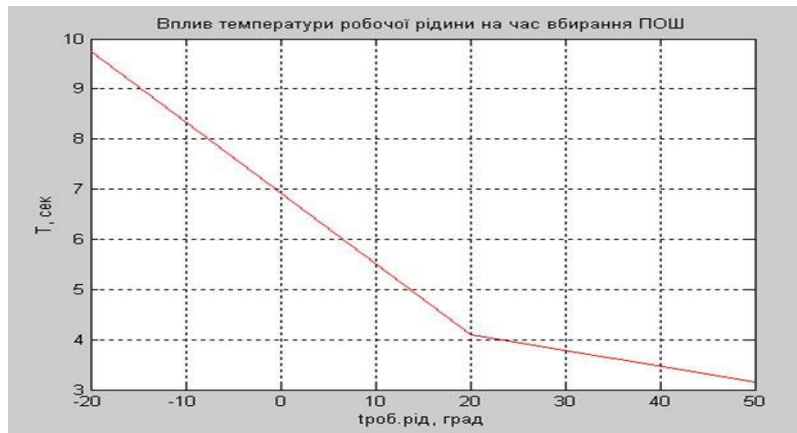


Рис. 2.5.25. Залежності часу вбирання ПОШ від температури робочої рідини

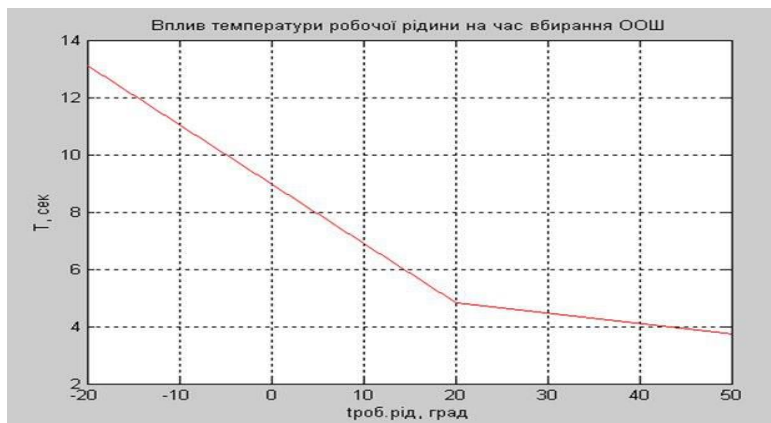


Рис. 2.5.26. Залежності часу вбирання ООШ від температури робочої рідини

Висновок: Зі зростанням температури робочої рідини спостерігається значний спад часу для вбирання стійок, оскільки збільшення температури призводить до зменшення коефіцієнта кінематичної в'язкості ( $\nu$ ) робочої рідини.

2. Вивчення впливу зміни діаметра трубопроводу на функціонування системи. Діаметр трубопроводу визначає його масу та має вплив на час вбирання стійок шасі. Цей вплив особливо відчутний при низьких температурах робочої рідини.

Отримані результати параметричного аналізу в умовах використання демпфуючого клапана для систем ПОШ та ООШ на ділянці гідравлічної лінії

нагнітання ПОШ при температурі робочої рідини  $-20^{\circ}\text{C}$  приведені в таблиці 2.5.1.

Таблиця 2.5.1.

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

Висновок: Зі збільшенням діаметра від  $8 \times 0,6$  (мм  $\times$  мм) до  $10 \times 0,8$  (мм  $\times$  мм) маса зростає на 0,479 кг. Це призводить до скорочення часу вбирання шасі на 21%.

3. Дослідження впливу демпфуючого клапана (дросельної заслінки), яка встановлена в порожнині зливу силового циліндра та знижує швидкість вбирання шасі, забезпечуючи плавне його закриття. Клапан активується за 20 мм до повного ходу гідравлічного циліндра. У таблиці 2.5.2. представлені

результати моделювання для початкового варіанту (нормальне демпфування) і двох варіантів по жорсткості демпфера.

таблиця 2.5.2.

Коефіцієнт демпфування ,МПа*с <sup>2</sup> /м <sup>6</sup>		T = 20°C/-20°C			
ПОШ	ООШ	ПОШ		ООШ	
		T <sub>вбир</sub> , сек	S', м/сек×10 <sup>-3</sup>	T <sub>вбир</sub> , сек	S', м/сек
3.6×10 <sup>8</sup>	2.6×10 <sup>8</sup>	4.1	3.7	4.32	0.08
3.6×10 <sup>9</sup>	2.6×10 <sup>9</sup>	4.1	0.25	4.67	0.034
5.4×10 <sup>9</sup>	4.0×10 <sup>9</sup>	4.1/9.7 5	0.23	4.82/13.09	0.03/5.6×10 <sup>-3</sup>

На рисунках 2.27 та 2.28 відображено залежності коефіцієнта демпфування швидкості встановлення на опорі та часу вбирання ООШ стійок при температурі 20°C.

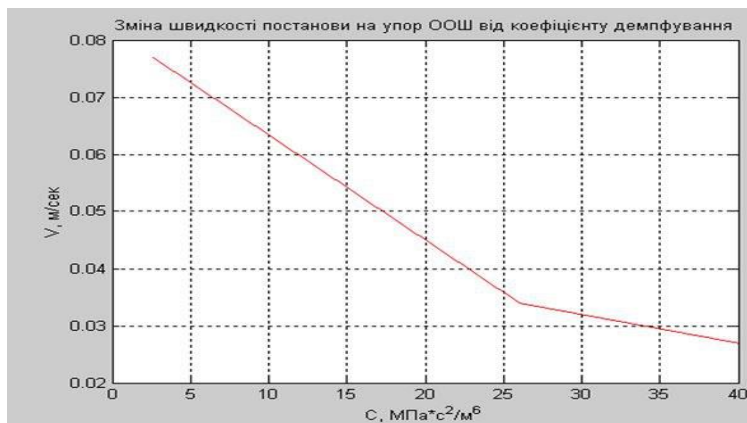


Рис. 2.5.27. Залежності швидкості постанови на упор ООШ від коефіцієнту Демпфування



Рис. 2.5.28. Залежності часу вбирання стійки ООШ від коефіцієнту демпфування

Висновок: Застосування демпфуючого клапана призводить до значного зменшення швидкості встановлення в положення "замкнено" для основних опорно-опорних стійок при збільшенні коефіцієнта демпфування, в той час як час вбирання стійки незначно збільшується.

4. Дослідження впливу зміни потрібного моменту на рух опорно-опорних стійок шасі.

У процесі розробки та модифікації прототипу літака вага та швидкісні характеристики можуть змінюватися. Таким чином, на початковій стадії проектування необхідно вивчити їх вплив на час вбирання шасі. Результати моделювання (з опцією: ПОШ – без дросельного клапану; ООШ – з коефіцієнтом демпфування  $a=4.0 \times 10^9$  МПа $\times$ с<sup>2</sup>/м<sup>6</sup>), представлені в таблиці 2.5.3., показують, що для досягнення повного вбирання основних опорно-опорних стійок при збільшенні потрібного моменту більше ніж на 1.1 рази необхідно збільшити наявний момент.

таблиця 2.5.3.

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

Для забезпечення подальшого вбирання стійки ПОШ при збільшенні необхідного крутного моменту в 1,2 рази можна внести зміни в наявний крутний момент, враховуючи:

- збільшення довжини плеча, на яке діє сила гідроциліндру вбирання-випуску, що впливає на його хід;
- збільшення площі камери тиску гідроциліндра (це конструктивно простіше реалізовувати).

Результати зміни площі нагнітання на час вбирання шасі наведені у таблиці 2.5.4.

Результати аналізу впливу режиму роботи основного двигуна на час вбирання ПОШ та ООШ представлені в таблиці 2.5.5 і на рисунках 2.5.29 та 2.5.30 відповідно.

Таблиця 2.5.4.

Відносне збільшення площі ГЦ відпочаткової	Час вбирання ПОШ,сек	Час вбирання ООШ,сек
1.1	Стійка вбирається до ходу $S=138$ мм (9.7)	11.2

1.15	Стійка вбирається до ходу $S=141$ мм (10.5)	11.23
1.2	Повне вбирання стійки (8.1)	11.23

таблиця 2.5.5.

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

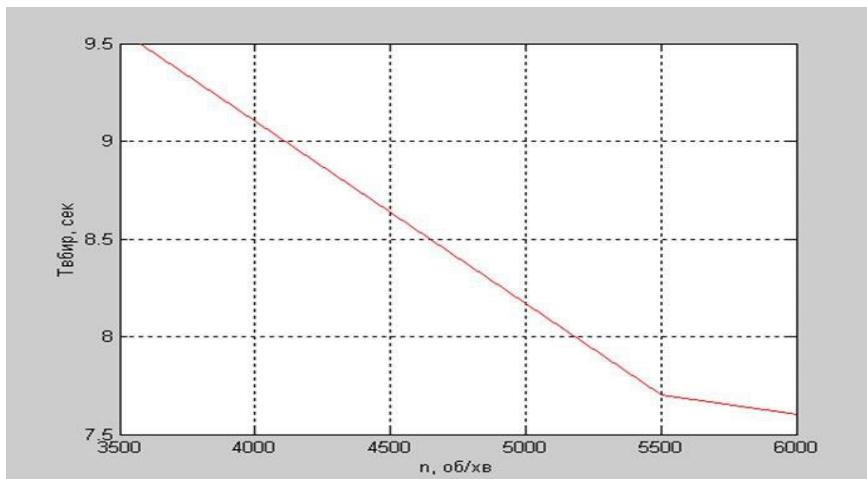


Рис. 2.29 Залежності часу вбирання стійк ПОШ від режиму маршевого двигуна

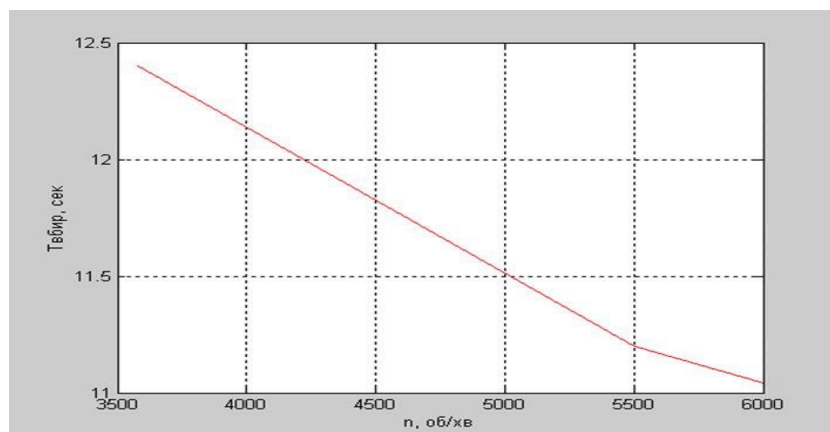




Рис. 2.30. Залежності часу вбирання стійк ООШ від режиму маршевого двигуна

## **Висновок розділу**

У розділі "Аналіз роботи системи вбирання стійок шасі, проведений з урахуванням параметрів," виконано параметричний аналіз математичної моделі, що описує систему вбирання стійок шасі літака. Основні результати аналізу включають в себе вплив температури робочої рідини, зміни діаметра трубопроводу, використання демпфуючого клапана та зміни потрібного моменту на функціонування системи.

Перший результат аналізу стосується впливу температури робочої рідини на час вбирання стійок. Виявлено, що із збільшенням температури рідини спостерігається значний спад часу вбирання стійок. Це пояснюється зменшенням коефіцієнта кінематичної в'язкості робочої рідини при підвищенні температури.

Другий результат аналізу стосується впливу зміни діаметра трубопроводу на систему. Зафіксовано, що зі збільшенням діаметра маса трубопроводу зростає, що призводить до скорочення часу вбирання стійок шасі.

Третій результат включає дослідження впливу демпфуючого клапана, що знижує швидкість вбирання стійок. Застосування клапана призводить до зменшення швидкості встановлення стійок в положення "замкнено", але час вбирання трохи збільшується.

Четвертий результат стосується вивчення впливу зміни потрібного моменту на рух опорно-опорних стійок шасі. За результатами моделювання вказано, що для досягнення повного вбирання стійок при збільшенні потрібного моменту необхідно збільшувати наявний момент.

Загалом, розділ дозволяє зробити висновок про важливі аспекти впливу різноманітних параметрів на ефективність системи вбирання стійок шасі та надає підстави для подальшої оптимізації конструкції.

## **2.6. Висновки, зроблені на основі отриманих результатів експериментів**

В дослідницькій частині роботи розроблена методологія визначення ключових параметрів силового приводу системи вбирання та випуску шасі. Пропонована методика включає в себе:

1. Обґрунтування та вибір параметрів гідроприводу, проведення попереднього гідравлічного розрахунку на першій стадії проектування.

2. Аргументацію розрахункової схеми системи вбирання шасі.
3. Розробку математичних моделей окремих гідравлічних агрегатів та гідравлічних ліній в інтегрованому науково-технічному середовищі MATLAB.
4. Створення рівнянь руху стійок шасі при їх вбиранні.
5. Розробку комп'ютерної моделі системи вбирання передньої та основних опор шасі, враховуючи взаємодію з системою управління ПС в динамічному середовищі моделювання Simulink.
6. Уточнення параметрів системи шляхом аналізу впливу зовнішніх факторів та конструктивних параметрів за допомогою розроблених комп'ютерних моделей.
7. Використання комп'ютерних моделей для аналізу впливу параметрів літака (режим роботи маршевого двигуна), зовнішніх факторів (температура робочої рідини) та конструктивних параметрів (параметри дроселя силового циліндра, діаметр трубопроводу) на характеристики силового приводу (час вбирання, швидкість постановки на замок прибраного положення, вага конструкції) системи вбирання шасі.

## РОЗДІЛ 3

### РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

#### ВСТУП

**Стартап** - термін, який увійшов в підприємницький лексикон у другій половині 20-го століття і став невід'ємною частиною глобальної бізнес-культури. Forbes та Business Week спробували визначити його у серпні 1976 та вересні 1977 року відповідно, використовуючи термін для опису компаній із короткою історією.

Визначення стартапу в епоху Інтернету надав Стів Бланк, визнаний підприємець та творець методики розвитку клієнтів. Він охарактеризував стартап як тимчасову структуру, спрямовану на пошук та визначення бізнес-моделі.

Ерік Ріс, автор "Ощадливого стартапу", додає до концепції ідею, що стартап - це організація, яка створює новий продукт або послугу в умовах великої невизначеності.

Пол Грем та Пітер Тіль визначають стартап за його швидким зростанням, яке може складати 4-7% щотижня за ключовими показниками. Таке швидке зростання вважається основною характеристикою стартапів.

Хоча існують формальні критерії для класифікації стартапів, такі як вік компанії, прибуток, зростання, науковість продукту та інші, Пол Грем запевняє, що вони не завжди є вирішальними. Культурний феномен, об'єднуючи цінності команди та внесок кожного співробітника, може бути ключовим елементом визначення стартапу.

У світі стартапів існує велика різноманітність поглядів на те, що робить компанію стартапом, але загальна ідея полягає в тимчасовій структурі, інноваціях та пошуку бізнес-моделі в умовах високої невизначеності.

### **Стартап в авіації**

У світі сучасної авіації, де технології штовхають грані інновацій все далі, важко переоцінити значення надійних та ефективних рішень у сфері обслуговування літаків. Літаки серії Ан-148, виробництва Антонова, представляють собою важливу ланку у світовому авіаційному просторі, але навіть вони вимагають неперервного удосконалення та підтримки для забезпечення своєї безпеки та ефективності.

Відзначаючи цю потребу, наш стартап вступає на сцену, пропонуючи новаторське рішення в сфері систем прибирання-випуску шасі для літака Ан-148. Наша мета полягає в розробці та впровадженні передових технологій, які не тільки піднімуть планку безпеки та надійності цих літаків, але й сприятимуть оптимізації обслуговування та зменшенню витрат для авіакомпаній.

Станом на сьогоднішній день велика увага приділяється розробці нових концепцій та технічних рішень для літаків, і наш стартап вирішив сконцентруватися саме на частині, яка взаємодіє з поверхнею зліта та посадки. Це важлива сфера, яка безпосередньо впливає на безпеку польотів і технічну ефективність літаків.

Моя команда складається з висококваліфікованих фахівців інженерної та авіаційної галузей, які вирішили прийняти виклик вдосконалити існуючі системи прибирання-випуску шасі для літака-прототипу Ан-148. Я певнена, що наш проєкт не лише покращить характеристики літаків, а й стане ключовим чинником у забезпеченні безпеки та вартості утримання цих повітряних суден.

У цьому розділі ми детально розглянемо виклики, перед якими стоїть сучасна авіаційна індустрія, опишемо основні аспекти нашого проєкту, а також визначимо очікувані переваги для клієнтів та партнерів. Наша мета - не лише створити новий продукт, але і змінити парадигму обслуговування літаків, роблячи їх безпечнішими, ефективнішими та економічно вигіднішими для всіх учасників авіаційного ринку.

### **3.1. Мета та завдання розділу**

Мета даного розділу полягає в чіткому визначенні цілей та завдань нашого стартап-проєкту, який спрямований на розробку і впровадження інноваційних систем прибирання-випуску шасі для літака-прототипу Ан-148.

#### **Завдання:**

**1. Аналіз потреб ринку:** Провести детальний аналіз потреб та вимог авіаційного ринку щодо систем прибирання-випуску шасі. Визначити потреби авіакомпаній, експлуататорів та технічних служб літаків.

**2. Технічний аналіз:** Розглянути існуючі системи прибирання-випуску шасі, визначити їхні переваги та недоліки. Розробити технічні вимоги до нової системи, які враховують сучасні стандарти безпеки та технологічні інновації.

**3. Розробка прототипу:** Розпочати розробку прототипу системи прибирання-випуску шасі, який буде піддаватися тестуванню та вдосконаленню. Забезпечити сумісність із зазначеними технічними вимогами та стандартами безпеки.

**4. Тестування та валідація:** Провести комплексне тестування прототипу системи на різноманітних умовах роботи та валідацію його ефективності. Внести необхідні корективи та модифікації для оптимізації функціонування.

**5. Розробка бізнес-стратегії:** Розробити стратегію впровадження нової системи на ринок. Визначити цільові сегменти клієнтів, розробити план маркетингу та продажу.

**6. Фінансова моделювання:** Розробити фінансову модель для оцінки витрат на розробку, виробництво та впровадження системи. Визначити потребу в інвестиціях та розробити стратегію приваблення фінансування.

**7. Підготовка до виробництва:** Розробити план виробництва та ланцюжок постачань для масштабування виробництва після успішного випробування прототипу. Забезпечити виробництво на етапі масштабування.

Цей розділ має на меті чітко сформулювати завдання та визначити стратегію розвитку нашого стартап-проекту в галузі систем прибирання-випуску шасі для літака Ан-148.

### **3.2. Опис ідеї проекту**

У цьому розділі будуть представлені таблиці, що ілюструють порівняльний аналіз нашого продукту з існуючими аналогами та замінниками, визначаючи основні переваги для користувачів за різними напрямками застосування.

**Зміст ідеї:** стартап-проект спрямований на розробку та впровадження інноваційної системи прибирання-випуску шасі для літака Ан-148. Ця система призначена для автоматизованого та точного керування процесом прибирання та випуску шасі в різних режимах роботи літака.

#### **Можливі напрямки застосування:**

1. Цивільна авіація: Забезпечення безпеки та ефективного витрачання пального під час експлуатації пасажирських літаків.
2. Військова авіація: Використання в умовах екстремальних ситуацій, забезпечення швидкої реакції на команди, зниження видимості.

3. Технічна обслуговуюча галузь: Застосування для літаків, що використовуються в технічних місіях, зменшення часу та витрат на технічне обслуговування.

#### **Основні вигоди для користувачів:**

**Підвищена безпека:** Автоматизований процес прибирання-випуску шасі зменшує ймовірність людських помилок та підвищує загальний рівень безпеки авіаційного руху.

**Ефективне витрачання пального:** Оптимізований режим використання шасі сприяє економії пального та зниженню викидів CO<sub>2</sub>.

**Точний та автоматизований процес:** Забезпечення точності та автоматизації процесу прибирання-випуску шасі для забезпечення ефективної експлуатації літака.

#### **Відмінності від існуючих аналогів та замінників:**

##### **Система вирізняється:**

**1. Новітніми технологіями:** Використання передових технологій в авіаційній техніці для максимальної точності та ефективності.

**2. Універсальністю застосування:** Система розроблена з урахуванням потреб різних сегментів авіаційної галузі, що робить її універсальною та готовою до використання в різних умовах.

Цей зміст ідеї є основною основою для подальшого аналізу та розробки стратегії впровадження на ринок системи прибирання-випуску шасі для літака Ан-148.

Таблиця 3.2.1.

<b>Напрямок застосування</b>	<b>Основні вигоди для користувачів</b>	<b>Відмінності від аналогів</b>
Цивільна авіація	Підвищена безпека, ефективне витрачання пального, менший технічний знос	Новітні технології, що забезпечують автоматизований та точний процес прибирання-випуску шасі
Військова авіація	Висока стійкість до екстремальних умов, швидка реакція на команди, низька видимість	Збільшена захищеність та адаптація до вимог військових стандартів
Технічна обслуговуюча галузь	Зменшення часу та витрат на технічне обслуговування, підвищена надійність	Інтеграція з сучасними системами діагностики та моніторингу

Цей аналіз визначить ключові переваги нашого продукту та допоможе сформулювати ефективну стратегію маркетингу для реалізації стартап-проекту на ринку авіаційних технологій.

### 3.3. Технологічний аудит ідеї проекту



За якою технологією буде виготовлено товар згідно ідеї проекту?

Таблиця 3.3.1.

Складова	Стан аналізу
<b>Виготовлення шасі:</b>	
- Використання сучасних матеріалів	Розглянуто використання високоміцних та легких металів.
- Точність виготовлення	Необхідно розробити точні технології для досягнення високої точності.
<b>Автоматизація процесу:</b>	
- Системи керування та моніторингу	Аналізовано існуючі технології автоматизації процесу. Потребує доробок для відповідності вимогам проекту.
<b>Інтеграція в літак Ан-148:</b>	
- Сумісність з існуючими системами	Потрібна розробка технологій для інтеграції з електронікою та системами керування літака.
- Відповідність стандартам	Аудит показав необхідність відповідності стандартам авіаційної техніки.

**Чи існують такі технології, чи їх потрібно розробити/доробити?**

Аудит виявив, що існують окремі технології, які можуть бути використані в реалізації ідеї проекту, але багато з них потребують доробок та адаптацій для досягнення високої ефективності та відповідності стандартам авіаційної безпеки.

### **Чи доступні такі технології авторам проекту?**

Більшість існуючих технологій є доступними для авторів проекту, проте, для досягнення максимального рівня ефективності, деякі технології вимагають спеціалізованих знань та можливо додаткового дослідження.

Загальний висновок аудиту вказує на технологічну здійсненність ідеї проекту, але вимагає уточнень та доробок для досягнення високої якості та відповідності стандартам авіаційної техніки.

## **3.4. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту**

### **Аналіз попиту:**

#### **1. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту**

Таблиця 3.4.1.

<b>№ п/п</b>	<b>Показники стану ринку (найменування)</b>	<b>Характеристика</b>
1	Кількість головних гравців, од	-
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	-
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Існують обмеження в області сертифікації та стандартизації

<b>№ п/п</b>	<b>Показники стану ринку (найменування)</b>	<b>Характеристика</b>
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявні, обумовлені стандартами авіаційної техніки
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	Від 8% до 12%, вище банківського відсотку на вкладення

**Висновок:** Ринок має потенціал для входу, зростає, але вимагає відповідності стандартам та сертифікації.

## **2. Характеристика потенційних клієнтів:**

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Таблиця 3.4.2.

<b>№ п/п</b>	<b>Потреба, що формує ринок</b>	<b>Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)</b>	<b>Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів</b>	<b>Вимоги споживачів до товару</b>
1	Базова потреба, яку задовольняє товар (згідно концепції потенційного товару)	Авіакомпанії, обслуговуючі галузі, військові підрозділи	Різні галузі вимагають різних технічних характеристик	Висока надійність, ефективність, відповідність стандартам авіаційної безпеки

**Висновок:** Потенційні групи клієнтів включають авіакомпанії, обслуговуючі галузі та військові підрозділи з вимогами до високої надійності та відповідності стандартам.

### 3. Аналіз ринкового середовища:

#### Фактори загроз

Таблиця 3.4.2.

<b>№ п/п</b>	<b>Фактор</b>	<b>Зміст загрози</b>	<b>Можлива реакція компанії</b>
1	Конкуренція	Зростання конкуренції може призвести до зменшення частки ринку	Запровадження стратегій ціноутворення та рекламних кампаній
2	Зміни в законодавстві	Зміни в законодавстві щодо авіаційної техніки	Активна співпраця з регуляторами, адаптація до нових стандартів
3	Економічні кризи	Зменшення попиту через економічні труднощі	Розробка гнучких стратегій ціноутворення, розширення географії ринку

#### Фактори можливостей

Таблиця 3.4.3.

<b>№ п/п</b>	<b>Фактор</b>	<b>Зміст можливості</b>	<b>Можлива реакція компанії</b>
1	Технологічний прогрес	Впровадження нових технологій	Запровадження інновацій, розробка нових продуктів

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
2	Зростання попиту на авіаційну техніку	Збільшення замовлень від авіакомпаній	Розширення виробництва, покращення сервісу
3	Міжнародна експансія	Розширення ринків у країнах з інтенсивним розвитком авіації	Розробка міжнародних стратегій, укладання партнерських угод

**Висновок:** Прогнозується конкурентна боротьба та можливість змін в законодавстві, але також відзначається технологічний прогрес та зростання попиту на авіаційну техніку, що створює можливості для впровадження проекту.

### 3.5. Розроблення ринкової стратегії проекту

#### 1. Вибір цільових груп потенційних споживачів:

Таблиця 3.5.1.

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційн их клієнтів	Готовніс ть спожива чів сприйнят и продукт	Орієнтовни й попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивніс ть конкуренці ї в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Авіакомпанії, обслугову ючі галузі, військові підрозділи	Висока, оскільки вони постійно шукають нові технології	Значний, оскільки цільові групи великі та постійно розширюют ся	Висока, особливо в області військових замовлень	Середня, оскільки потрібні специфічн і знання та сертифіка ція

**Висновок:** Цільові групи включають авіакомпанії, обслуговуючі галузі та військові підрозділи, які виявили високу готовність приймати нові технології та великий орієнтований попит. Однак, конкуренція висока, особливо в сегменті військових замовлень.

## 2. Визначення базової стратегії розвитку:

Таблиця 3.5.2.

<b>№ п/п</b>	<b>Обрана альтернати ва розвитку проекту</b>	<b>Стратегія охоплення ринку</b>	<b>Ключові конкурентоспромо жні позиції відповідно до обраної альтернативи</b>	<b>Базова стратегія розвитку</b>
1	Розробка продукту для військового та цивільного застосування	Диференційований маркетинг	Висока якість та надійність, можливість використання в різних галузях	Розширення лінійки продукції та ринків застосування

**Висновок:** Обрано стратегію диференційованого маркетингу, орієнтовану на розробку продукту для військового та цивільного застосування. Ключові конкурентоспроможні позиції включають високу якість та надійність, а базова стратегія - розширення лінійки продукції та ринків застосування.

## 3. Визначення стратегії позиціонування

Таблиця 3.5.3.

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспромож ні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформува ти комплексн у позицію власного проекту (три ключових)
1	Висока якість та надійність, універсальніс ть застосування	Розширенн я лінійки продукції та ринків застосуван ня	Технологічна передовість, можливість використання в різних галузях	Надійність, гнучкість застосуванн я, інноваційні рішення

**Висновок:** Стратегія позиціонування стартап-проекту базується на ключових конкурентоспроможних позиціях, таких як технологічна передовість та універсальність застосування. Вибрані асоціації, що мають сформувати комплексну позицію проекту, включають надійність, гнучкість застосування та інноваційні рішення. Це допоможе ідентифікувати торгівельну марку та забезпечить відмітність на ринку.

### 3.6. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

**Маркетингова програма для стартап-проекту:** Система прибирання-випуску шасі літака (прототип Ан-148)

#### 1. Визначення ключових переваг концепції системи прибирання-випуску шасі літака:

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Таблиця 3.6.1.

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує система	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Забезпечення швидкості та ефективності прибирання-випуску шасі	Автоматизація та прискорення процесів	Унікальна технологія швидкого та надійного прибирання-випуску, що робить нас конкурентоспроможними
2	Зниження витрат на технічне обслуговування літака	Мінімізація часу простою літака	Ефективні та економічні рішення, які зменшують загальні витрати літакового транспорту

**Висновок:** Система прибирання-випуску шасі літака пропонує значні вигоди у швидкості, ефективності та витратах обслуговування літаків, роблячи її конкурентоздатною.

## 2. Опис трьох рівнів моделі системи прибирання-випуску шасі літака:

Опис трьох рівнів моделі системи прибирання-випуску шасі літака

Таблиця 3.6.2.

Рівні системи	Сутність та складові
I. Технічні характеристики	- Механізми прибирання-випуску
	- Електронні системи керування
II. Функціональність	- Прискорення процесу
	- Мінімізація можливих поломок
III. Вартість експлуатації	- Ефективність та економічність
	- Зниження витрат на технічне обслуговування

**Висновок:** Система розподіляється на три рівні: технічні характеристики, функціональність та вартість експлуатації.

## 3. Визначення меж встановлення ціни:



Таблиця 3.6.3.

<b>№ п/п</b>	<b>Рівень цін на аналогічні технології</b>	<b>Рівень цін на обслуговування шасі без системи</b>	<b>Рівень доходів авіакомпаній</b>	<b>Верхня та нижня межі встановлення ціни на систему прибирання- випуску</b>
1				

Висновок: Враховуючи рівень цін на аналогічні технології та вартість обслуговування шасі, встановте конкурентоспроможні межі ціноутворення.

#### 4. Формування системи збуту:

Формування системи збуту

Таблиця 3.6.4.

<b>№ п/п</b>	<b>Специфіка закупівельної поведінки авіакомпаній</b>	<b>Функції збуту, які має виконувати постачальник систем</b>	<b>Глибина каналу збуту</b>	<b>Оптимальна система збуту</b>
1	Великі замовлення від крупних авіакомпаній	Прямі постачання та обслуговування	Прямий	Продажі безпосередньо авіакомпаніям
2	Менші замовлення від менших авіакомпаній	Дистрибуція через партнерів та сертифікованих дилерів	Широкий	Співпраця з дилерською мережею та партнерами

Висновок: Для великих авіакомпаній - прямі постачання, для менших - через дилерську мережу та партнерів.

#### 5. Концепція маркетингових комунікацій:

Таблиця 3.6.5.

№ п/ п	Специфіка поведінки авіакомпан ій	Канали комунікаці й, якими користуют ься авіакомпан ії	Ключові позиції для позиціонува ння	Завдання рекламного повідомле ння	Концепція рекламного звернення
1	Орієнтовані на технічні характерист ики та витрати	Технічні конференції, індустріаль ні виставки	Технічний лідер, ефективність	Передати технічні переваги системи	Експертні публікації, участь в конферен ціях

Висновок: Маркетингові комунікації повинні бути орієнтовані на технічні переваги та ефективність системи.

Загальний висновок до розділу висновок: Розроблена маркетингова програма визначає ключові переваги, модель товару, межі ціноутворення, систему збуту та концепцію комунікацій для стартап-проекту - системи прибирання-випуску шасі літака. Ця програма допомагає зорієнтуватися в стратегії введення продукту на ринок та привернення уваги потенційних клієнтів.

### 3.7. Висновки

#### Висновки:

Підсумовуючи проведений аналіз стартап-проекту системи прибирання-випуску шасі літака (прототип Ан-148), можна зробити наступні висновки:

#### 1. Можливість ринкової комерціалізації проекту:

Існує значний попит на ефективні технології обслуговування літаків, що робить проект перспективним для ринкової комерціалізації.

Динаміка ринку підтверджує зростання інтересу авіакомпаній до інноваційних рішень у сфері технічного обслуговування.

#### 2. Перспективи впровадження:

Потенційні групи клієнтів, такі як авіакомпанії, проявляють інтерес до оптимізації процесів обслуговування літаків.

Наявність технічних і конкурентних переваг робить проект конкурентоспроможним.

### **3. Вибір альтернативи для впровадження:**

Для ринкової реалізації проекту доцільно обрати альтернативу, яка включає прямі постачання для великих авіакомпаній та розширену дилерську мережу для менших операторів літаків.

### **4. Доцільність подальшої імплементації проекту:**

З урахуванням розробленої маркетингової програми, конкурентних переваг та попиту на інноваційні рішення в авіаційній галузі, подальша імплементація проекту є доцільною.

В цілому, стартап-проект має потенціал для успішного введення на ринок, а його імплементація може принести значні користі як для розробників, так і для користувачів авіаційної техніки.

## **ВИСНОВКИ НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ МАГІСТЕРСЬКОЇ ДИСЕРТАЦІЇ**

**1.** Досліджено та розроблено електрогідромеханічну систему реєстрації випуску шасі пасажирського літака для транспортних засобів середньої швидкості, яка відповідає вимогам стандарту "АП-25".

**2.** У розділі проектування запропоновано наступні етапи:

- Перевірені схемні рішення системи;
- Визначені попередні значення параметрів одиниці енергії за допомогою методів розрахунку, таких як необхідні діаметри труб гідравлічного тиску та дренажних ліній системи;
- Здійснено розрахунки опору труб та гідроциліндрів на передній та основній опорах шасі.

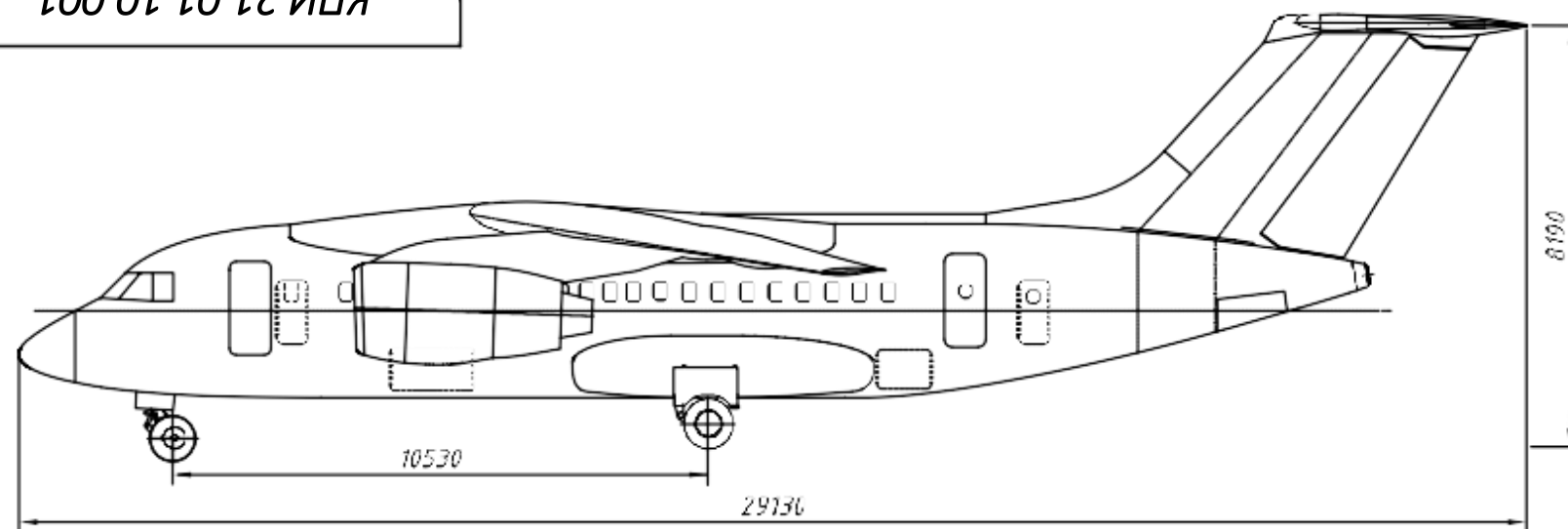
**3.** Визначено та досліджено основні параметри приводу електрогідромеханічної системи поглиблення шасі, включаючи вибір параметрів гідроприводу, гідравлічний розрахунок та розробку математичних моделей гідроагрегатів і гідравлічних ліній.

**4.** Стартап-проект має потенціал для успішного введення на ринок, а його імплементація може принести значні користі як для розробників, так і для користувачів авіаційної техніки.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Абрамов Е. И., Колесниченко К.А., Маслов В.Т. Элементы гидропривода (справочник). «Техніка», 1969.
2. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., «Машиностроение», 1991.
3. Александров Г. В., Вожаев Е. С. Техническая информация. Выпуск 1- ЦАГИ, 2002.-1-53с.
4. Манько П. С., Смирнов Б. И., Киселев В. П. Руководящий технический материал РТМ 1717-88. Гидравлические системы и агрегаты самолетов и вертолетов. 1988.
5. Чкалов В. В., к.т.н. Ковалева С. И. Автоматизация расчетов гидравлических цепей. Киев, Общество «Знание», «Машиностроение», 1982.
6. Матвеев А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977.
7. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 1994.
8. Матвеев А. М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1977.
9. 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.
10. Чкалов В. В., к.т.н. Ковалева С. И. Автоматизация расчетов гидравлических цепей. Киев, Общество «Знание», «Машиностроение», 1982.
11. Комаров А. А. Основы проектирования и расчета гидравлических систем летательных аппаратов. Пособие для дипломного проектирования. Киев, КИИГА, 1969.
12. Гийон М. Исследование и расчет гидравлических систем. М. «Машиностроение», 1969.- 388с.
13. Башта Т. М. Конструкция и расчет самолетных гидравлических устройств. Изд. 3-е. М., ГНТИО, 1961.

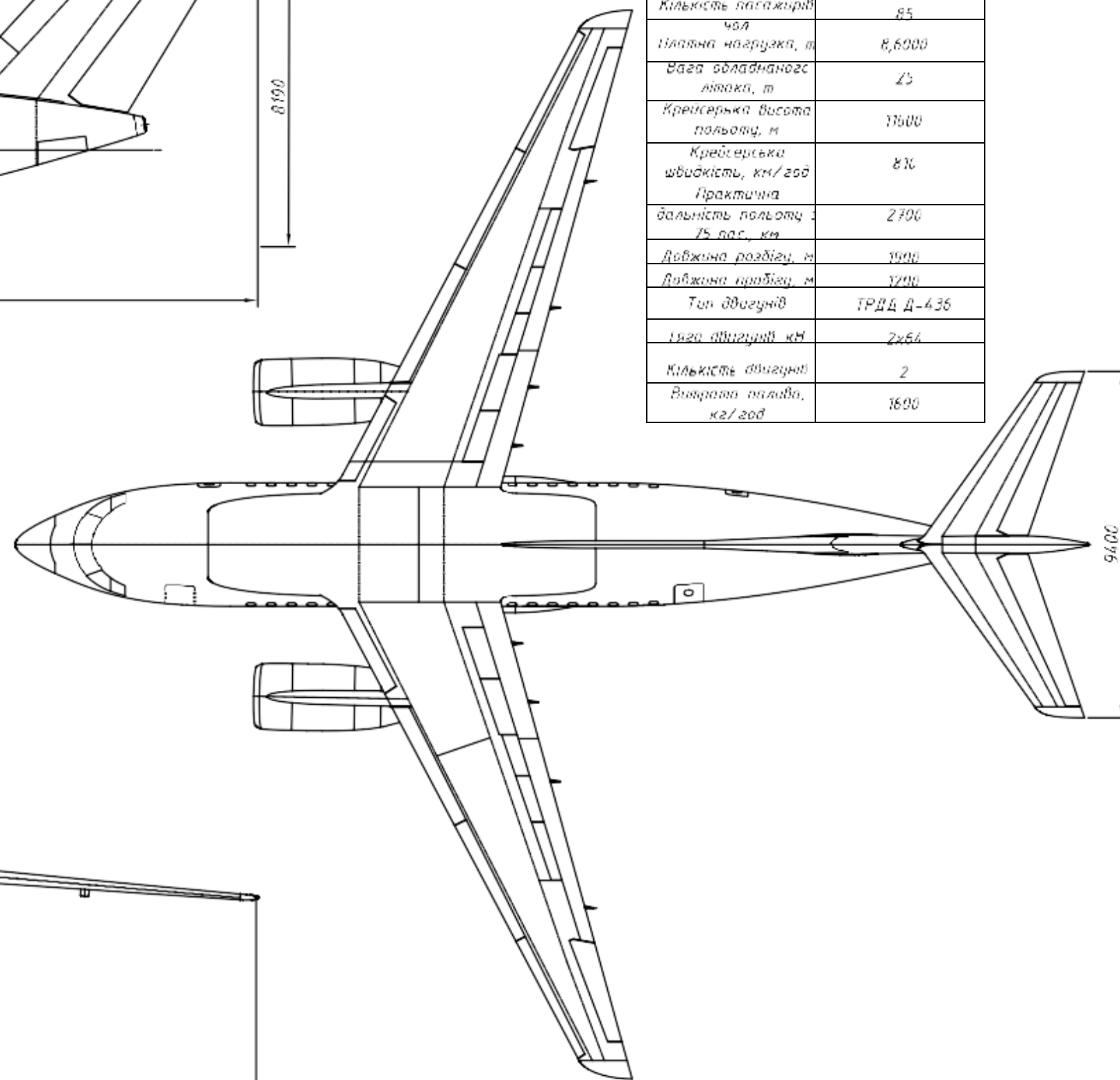
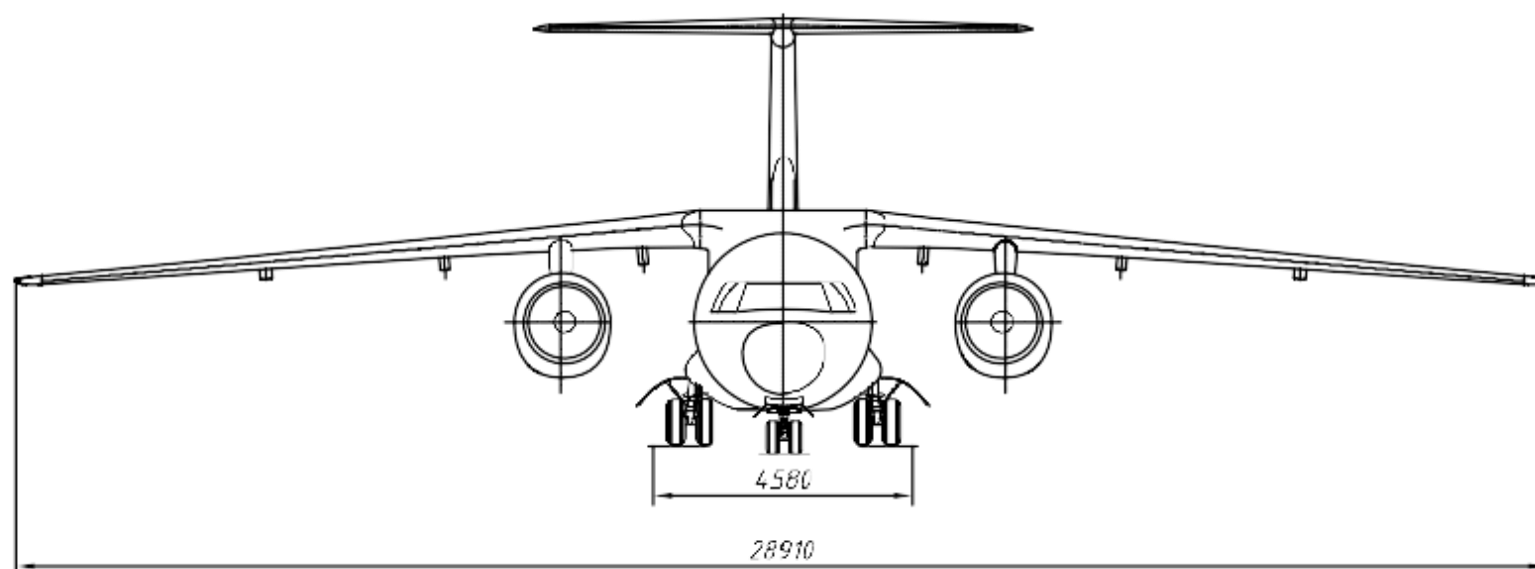
14. Бланк, С. Стартап. Настольная книга основателя / С. Бланк, Б. Дорф ; пер. с англ. Т. Гутман, И. Окунькова, Е. Бакушева. – 2-е изд. – Москва : Альпина Паблишер, 2014. – 614 с.
15. Дрейпер, У. Стартапы : профессиональные игры Кремниевой долины / У. Дрейпер ; предисл. Э. Шмидта ; пер. с англ. В. Егорова. – Москва : Эксмо, 2012. – 378 с.
16. Коэн, Д. Стартап в Сети : мастер-классы успешных предпринимателей / Д. Коэн, Б. Фелд ; пер. с англ. М. Иутина. – 2-е изд. – Москва : Альпина Паблишер, 2013. – 337 с.
17. Маллинс, Дж. Поиск бизнес-модели : как спасти стартап, вовремя сменив план / Дж. Маллинс, Р. Комисар ; пер. с англ. М. Пуксанти и Е. Бакушевой. – Москва : Манн, Иванов и Фербер, 2012. – 329 с.
18. Робемед, Н. Самые интересные стартапы 2013 года [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.forbes.ru/svoi-biznes-photogallery/startapy/248976-samye-interesnye-startapy-2013-goda/photo/1>
19. Статистика смертности и советы по безопасности для стартапов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://vc.ru/p/startup-eset>
20. Статистика указала на условия для появления стартапов, успешных как Google и Facebook [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://naked-science.ru/article/sci/statistika-ukazalana-usloviya>
21. Тиль, П. От нуля к единице : как создать стартап, который изменит будущее / П. Тиль, Б. Мастерс; перевод с англ. – Москва : Альпина паблишер, 2015. – 188 с.
22. Харниш, В. Правила прибыльных стартапов : как расти и зарабатывать деньги / В. Харниш ; пер. с англ. В. Хозинского. – Москва : Манн, Иванов и Фербер, 2012. – 279 с.
23. Экланд С. Ангелы, драконы и стервятники : как привлечь правильных инвесторов в свой стартап и сохранить бизнес / С. Экланд ; пер. с англ. О. Терентьевой. – Москва : Манн, Иванов и Фербер, 2011. – 275 с



Геометричні характеристики літака

Фізичні	
Діаметр, мм	3350
Довжина, мм	26198
Площа, мм	7,7960
Мішель (с. 0.01), кв.м.	9,7740

	Крила	ІУ	ВЛ
Розмах, м	28,9100	9,4500	-
Площа, м	9,4950	4,6100	0,9400
Зовнішній	4,0450	2,5100	1,3460
Площа, кв.м	87,3200	18,8100	19,8600
Кут поперечного "У", град	-4	0	-
Кут стріловидності, за 0.25 хорди, град	21	32	40
Кут установки крила, град	3	1	0



Основні характеристики літака	
Злітна вага, т	38,0000
Кількість пасажирів	85
Чол	
Пілотна навантаження, т	8,6000
Вага обладнання літака, т	25
Крейсерська висота польоту, м	11500
Крейсерська швидкість, км/год	810
Практична дальність польоту, 75 пас., км	2700
Довжина розбігу, м	1900
Довжина пробігу, м	1200
Тип двигунів	ТРДД Д-436
Ізго двигунів, кН	2x64
Кількість двигунів	2
Витрата палива, кг/год	1600

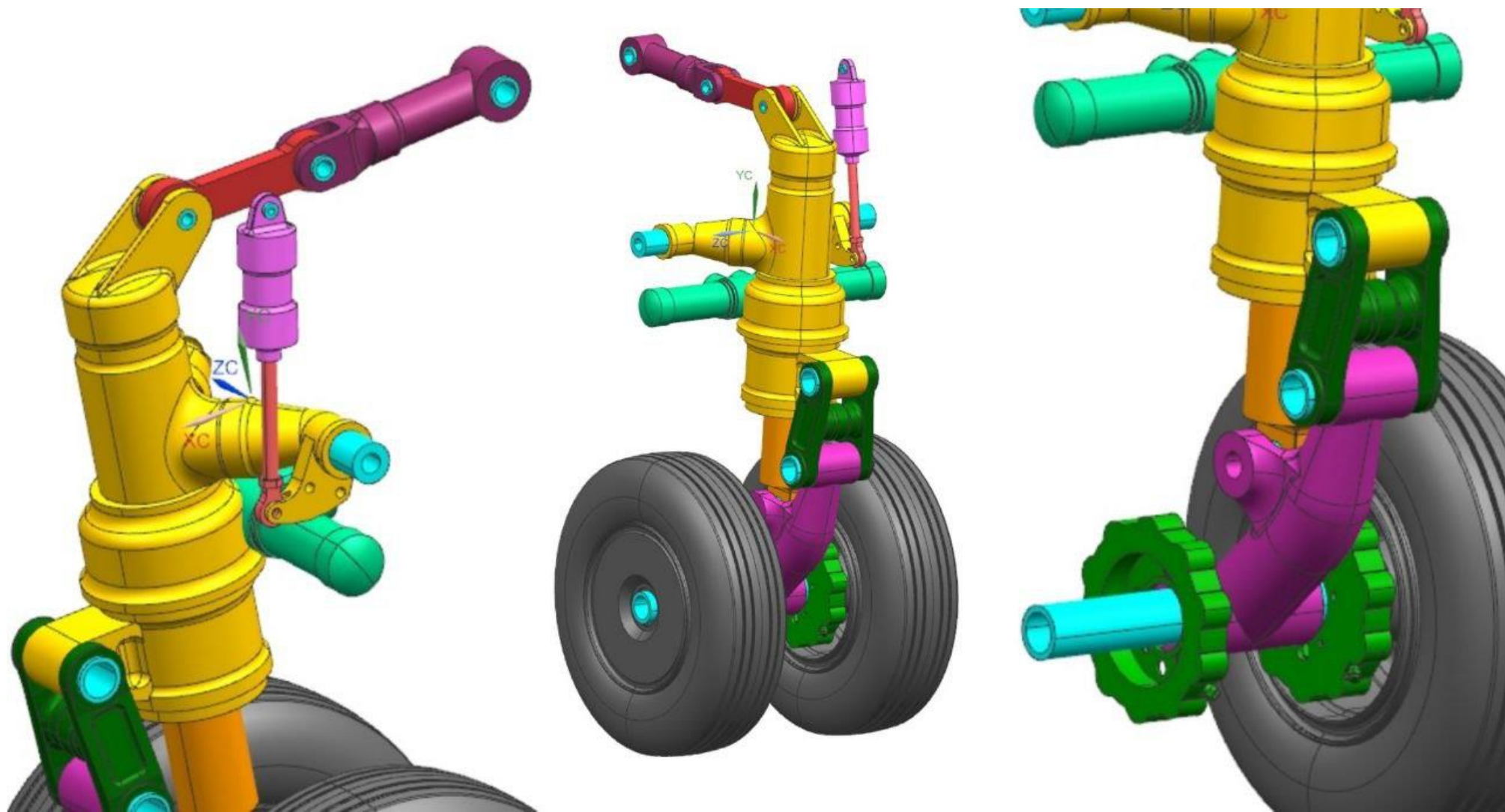
Кафедра авіа- та ракетобудування

КПИ 21.01.10.001

Зм	Арх.	№докум.	Підпис	Дата
Виконав				
Виконав				
Н.Контр.				
Зав.Каф.				

Загальний вид літака-прототипу

Літери	Маса	Масштаб
		1:150
Аркуш	Аркуш	
		АЛ-2110м



Розроблена 3-D модель передньої опори шасі на літак-прототип АН-148



