

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

**Інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**Дипломний проєкт  
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»  
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
на тему: «Шасі важкого безпілотної літального апарату»**

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-72

Лукач Андрій Вадимович \_\_\_\_\_

Керівник:

Професор, д.т.н., проф.,

Сухов Віталій Вікторович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент, к.т.н., с.н.с

Пономаренко Сергій Олексійович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року

### ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проєкт	1	
2	A4	ВЛ7215.16.42.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	67	
3	A1	ВЛ7215.16.42.00.01 ІМ	Огляд аналогів	1	
4	A1	ВЛ7215.16.42.00.02 РР	Методика розрахунку	1	
5	A1	ВЛ7215.16.42.00.03 РР	Результати розрахунку	1	
6	A1	ВЛ7215.16.42.00.04 СК	Носова стійка шасі Складальний кресленик	1	
				ВЛ7215.16.42.00.00	
	П.І.Б.	Підп.	Дата	<div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="text-align: center;"> <p>Відомість дипломного проєкту</p> </div> <div style="display: flex;"> <div style="text-align: center;"> <p>Аркуш</p> <p>1</p> <p>КПІ ім. Ігоря Сік оського</p> <p>Каф. <u>АРБ</u>    Гр. ВЛ-72</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>Аркушів</p> <p>1</p> </div> </div> </div>	
Розробив	Лукан А.В.				
Перевірів	Сухов В.В.				
Н. контр.	Поваров С.А.				
Зав. каф.	Кабанячий В.В.				

**Національний технічний університет України**  
**“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**  
**Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)  
Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ  
«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на дипломний проєкт студенту**  
**Лукану Андрію Вадимовичу**  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Шасі важкого безпілотної літального апарату», керівник проєкту Сухов Віталій Вікторович, професор, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с
2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

**3. Вихідні дані до проєкту:** \_\_\_\_\_

3.1 *Характеристики сучасних важких безпілотної літальних апаратів(БпЛА);*

3.2 *Характеристики передньої стійки БпЛА MQ-9 Predator B*

3.3 *Максимальна злітна маса  $m_0 = 4760$  кг.*

3.4 *Площа крила  $S = 28$  м<sup>2</sup>.*

3.5 *Крейсерська швидкість  $V_{кр} = 69,5$  м/с*

3.6 *Тяга двигуна  $P=10,2$  кН*

3.7 *Колісна база  $b=0,694$ м;  $a=2,34$  м*

3.8 *Кут посадки  $\theta=15^\circ$*

**4. Зміст пояснювальної записки:** \_\_\_\_\_

4.1 *Аналіз проблеми сучасного парку БПЛА. Постановка завдання*

4.2 *Розрахунок характеристик зльоту та посадки. Визначення експлуатаційних навантажень.*

4.3 *Розробка конструктивно-силової схеми шасі. Розрахунок на міцність шасі .*

4.4 *Вдосконалення конструкції методами сучасного проєктування.*

**5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):** \_\_\_\_\_

*5.1 Огляд аналогів.*

*5.2 Методика розрахунку.*

*5.3 Результати розрахунку.*

*5.4 Носова стійка шасі. Складальний кресленик*

**6. Дата видачі завдання:** 25 лютого 2021. р

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих варіантів реалізації шасі для важких БпЛА та літератури по сучасним принципам розрахунку даного агрегату. Постановка завдання.</i>	<i>до 29.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Розрахунок характеристик зльоту та посадки. Визначення експлуатаційних навантажень.</i>	<i>до 12.04.2021 р.</i>	
3.	<i>Розробка конструктивно-силової схеми шасі. Розрахунок на міцність шасі літака.</i>	<i>до 30.04.2021 р.</i>	
4.	<i>Розробка просторової моделі шасі. Вдосконалення конструкції.</i>	<i>до 5.05.2021р.</i>	
5.	<i>Моделювання напружено-деформованого стану елементів конструкції шасі.</i>	<i>до 15.05.2021 р.</i>	
6.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 10.06.2021 р.</i>	
7.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 13.06.2021 р.</i>	
8.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р</i>	

Студент \_\_\_\_\_

*Андрій ЛУКАН*

Керівник проекту \_\_\_\_\_

*Віталій СУХОВ*

**Пояснювальна записка  
до дипломного проєкту**

на тему: «Шасі важкого безпілотного літального апарату»

## **Анотація**

Пояснювальна записка до ДП «Шасі важкого безпілотного літального апарату» містить 67 сторінок, 27 ілюстрації, 5 таблиць та 16 посилань на літературу.

Мета проєкту – вдосконалення конструкторської сучасного безпілотного літального апарату. В ході роботи було проведено аналіз класифікації існуючих конструктивно- силових схем та визначено суть їх роботи, їх конструктивні особливості, визначено методику обчислення міцнісних та жорсткісних характеристик, виконано силовий розрахунок штоку та циліндру, що було відображено у ілюстраційних матеріалах. Проаналізувавши інформацію з відкритих джерел по аналогах був обраний прототип для проєктування. У ході виконання проєкту було створено складальне креслення та побудовані просторові моделі елементів конструкції для розрахунку. Ключові слова: безпілотний літальний апарат, шасі, амортизатор, шток, циліндр, конструктивно- силова схема, навантаження, телескопічна стійка.

## **Abstract**

The explanatory note to SE "Landing gear of a heavy unmanned aerial vehicle" contains 67 pages, 27 illustrations, 5 tables and 16 references.

The purpose of the project is to improve the design of a modern unmanned aerial vehicle. In the course of the work the analysis of classification of existing constructive-power schemes was carried out and the essence of their work, their constructive features was determined, the method of calculation of strength and rigidity characteristics was determined, power calculation of rod and cylinder was performed, which was reflected in illustrative materials. After analyzing the information from open sources on analogues, a prototype was selected for design. During the project, an assembly drawing was created and spatial models of structural elements for calculation were built. **Keywords:** unmanned aerial vehicle, chassis, shock absorber, rod, cylinder, structural and power scheme, load, telescopic gear.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ.....	6
ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ СУЧАСНОГО ПАРКУ БПЛА. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ .....	8
1.1 Сучасний стан парку БПЛА в Україні. Аналіз проблеми.....	8
1.2 Аналіз класифікації існуючих БПЛА .....	9
1.3 Порівняльна характеристика компоновальних схем шасі.....	13
1.3.1 Порівняльна характеристика схем розміщення амортизаторів.....	16
1.4. Схеми шасі за типом пружних елементів .....	18
1.5 Типи авіаційних амортизаторів .....	20
1.6 Обґрунтування обраної схеми.....	23
1.7 Порівняльна характеристика БПЛА.....	24
1.7.1“ Сокіл-300” .....	25
1.7.2 MQ-9 Reaper (Predator B).....	25
1.7.3 Heron TP .....	27
1.7.4 Bayraktar TB2 .....	30
1.7.5 Обґрунтування обраного аналогу.....	31
1.8 Постановка завдання.....	32
1.8.1 Мета і завдання проекту .....	32
1.8.2 Вхідні дані для проектування .....	33
Висновок по розділу 1 .....	33
2. РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЗЛЬОТУ ТА ПОСДАКИ. ВИЗНАЧЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ НАВАНТАЖЕНЬ.....	34
2.1 Розрахунок характеристик зльоту та посадки .....	34
2.2 Визначення експлуатаційних навантажень .....	39

					<b>ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ</b>			
Змін.	Арк.	№ документ.	Підпис	Дата	Шасі важкого безпілотної літального апарату	Літ.	Аркуш	Аркушів
Розроб.		Лукан А.В.					4	67
Перевірив.		Сухов В.В.						
Н. кон.		Поваров С.А.				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф.АРБ Гр.ВЛ-72		
Затв.		Кабанячий В.В.						



Висновок по розділу 2 .....	40
3.РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО- СИЛОВОЇ СХЕМИ ШАСІ. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ШАСІ.....	41
3.1. Підбор колеса.....	41
3.2 Визначення основних параметрів жидкісно-газового амортизатора.....	42
3.3 Визначення навантажень на стійку при посадці.....	46
3.4 Побудова епюр згинаючих і крутного моментів .....	48
3.41.1 Визначення товщини стінок штока та циліндра .....	50
3.5 Побудова епюри осьової сили .....	52
3.6 Перевірочний розрахунок штоку.....	53
3.7 Перевірочний розрахунок циліндру .....	56
3.8 Висновок про міцність штока і циліндра.....	58
3.9 Розрахунок осі колеса .....	58
3.10 Гідравлічний розрахунок амортизатора.....	61
Висновок по розділу 3 .....	62
4. ВДОСКОНАЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ МЕТОДАМИ СУЧАСНОГО ПРОЄКТУВАННЯ .....	63
Висновки по розділу 4 .....	64
ВИСНОВКИ.....	65
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	66

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		5

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ

БПЛА – безпілотний літальний апарат

КСС- – конструктивно-силова схема;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ЦМ- центр мас;

МСЕ - метод скінченних елементів;

ЛТХ- льотно- технічні характеристики;

ПЗ- програмне забезпечення.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		6

## ВСТУП

Безпілотні літальні апарати все більше набирають популярність. Спочатку знайшовши своє місце у вирішенні військових завдань (проведення розвідки) і у допомозі службами метеопрогнозу, зараз же застосовуються майже в усіх ланках для виконання важливих завдань, таких як: моніторинг льодової обстановки, екологічний моніторинг, геофізична і інші види розвідки, картографування, підтримка пошуково-рятувальних операцій, охорона кордонів - ці завдання можуть вирішуватися безпілотними апаратами цілодобово практично в будь-яких погодних умовах і без ризику для життя людини.

Сьогодні ці безпілотні літальні апарати можуть стати проривом в світі комерції. На ринку праці з'явилася нова професія «оператор з управління безпілотними літальними апаратами». Питання про доцільність застосування даної технології і її життєздатності вже не обговорюються, всі експерти намагаються провести економічні прогнози розвитку даної технології. За результатами складених прогнозів комерційне застосування безпілотників призведе 2025 р до створення в США 100 000 додаткових робочих місць, а національна економіка отримає значний прибуток. Застосування безпілотних технологій допоможе збільшити ВВП країн в кілька разів.

На початку 2021 року Україна істотно посилила свої можливості в розвідці і коригуванні артилерією завдяки закупівлі значної кількості вітчизняних БПЛА. На разі розробка то вдосконалення українських БПЛА є перспективним напрямком для досліджень та є запорукою виходу країни на новий рівень міжнародної торгівлі авіаційною технікою.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		7

# 1. АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ СУЧАСНОГО ПАРКУ БПЛА.

## ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

### 1.1 Сучасний стан парку БПЛА в Україні. Аналіз проблеми

Сьогодні безпілотні літальні апарати активно застосовуються у військовій та цивільних областях, вирішуючи найрізноманітніші завдання. Сучасний авіаційний парк БПЛА в Україні потребує вдосконалення та модернізації, з урахуванням схожості конструктивних особливостей шасі БПЛА, на прикладі існуючих аналогів буде розроблена конструкція шасі для сучасних українських безпілотників (наприклад для “Сокіл-300” (рис. 1.1) та “Горлиця” (рис 1.2) спроектованих на КБ “ЛУЧ” та ДП “Антонов”) яка покращить їх ЛТХ.



Рис. 1.1 “Сокіл-300” розробка КБ “ЛУЧ”

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		8



Рис. 1.2 “Горлиця” розробка ДП “Антонов”

## 1.2 Аналіз класифікації існуючих БПЛА

Використовуючи статистику по сучасним аналогам мною буду обраний клас БПЛА для проектування.

Приклади сучасних багатоцільових БПЛА США, Ізраїлю та Туреччини показані на рис. 1.3-1.5 (порівняльна характеристика БПЛА наведена в пункті 1.7).



Рис.1.2 Predator B (США)

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		9





Рис.1.4 Heron TP (Ізраїль)



Рис.1.5 Bayraktar TB2 (Туреччина)

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		10

БПЛА можуть виконувати як розвідувальні, так і ударні функції. Активно використовуються в ході локальних військових конфліктів, в тому числі, на Близькому Сході. Історія розвитку цивільних БПЛА налічує набагато менше часу. Перші цивільні БПЛА з'явилися лише в 2000 році. Однак темпи зростання ринку цивільних БПЛА, комплектуючих і сервісів для них мають дуже високі показники. Ринок послуг та систем для БПЛА великий і перспективний, але через велику різноманітність видів БПЛА створювати універсальні рішення вкрай складно. Тому необхідно класифікувати БПЛА за різними параметрами, які дозволять далі виділяти цільові сегменти ринку для нових перспективних супутніх розробок. Класифікація наведена згідно ресурсу [1].

**1. До основних класів БПЛА відносять (табл. 1.6):**

*Таблиця 1.6*

**Класифікація БПЛА за злітною масою та дальністю дії**

Клас	Злітна маса, кг	Дальність дії, км
мікро- і міні-БПЛА ближнього радіусу дії	до 5	25...40
легкі БПЛА малого радіусу дії	5...50	10...70
легкі БПЛА середнього радіусу дії	50...100	70...150(250)
середні БПЛА	100...300	150...1000
середньо-важкі БПЛА	300...500	70...300
важкі БПЛА середнього радіусу дії	понад 500	70...300
важкі БПЛА великої тривалості польоту	понад 1500	близько 1500
безпілотні бойові літаки (ББЛ)	понад 500	близько 1500

Класи БПЛА аеродромного базування:

- літакового типу;
- гвинтокрилі (включаючи автожири);
- конвертоплани;

- Мультикоптер;
- аеростати

Далі визначимося з конструктивними особливостями БПЛА для проектування шасі.

## 2. Конструктивні характеристики БПЛА

### 2.1 Аеродинамічна схема

Можна виділити основні аеродинамічні схеми БПЛА:

- нормальна;
- безхвостка;
- літаюче крило;
- качка;
- з переднім і хвостовим ГО;
- конвертована.

### 2.2 Шасі

За схемою і типам опорного сегмента шасі поділяються на категорії:  
схема шасі:

- трьохопорне з хвостовою опорою;
- трьохопорне з носовою опорою;
- чотириколісні;
- Багатоопорні;
- велосипедні;

тип опорного сегмента шасі:

- колісний;
- лижний;
- колісно-лижний;
- чашковий;
- гусеничний;
- повітряна подушка;
- поплавковий.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		12



Отже, враховуючи перспективи розвитку, досвід інших країн та можливість підвищення оборонної здатності держави, мною був обраний важкий клас безпілотників для проектування шасі. Характеристики цього класу наведені в табл. 1.6.

### 1.3 Порівняльна характеристика компоувальних схем шасі

Кожна з зазначених в пункті 1.2 схем шасі має свої переваги і недоліки. Вибір тієї чи іншої схеми визначається типом і призначенням БПЛА, особливостями його компоування і умовами експлуатації.

Основні переваги шасі з передньою опорою (рис. 1.7) в порівнянні з шасі з хвостовою опорою полягають у наступному:

1. Більш простий розрахунок посадки, можливість швидкісної посадки.

Шасі з хвостовою опорою вимагає підвищені вимоги до розрахунку навантажень при посадці.

Якщо посадка відбувається зі швидкістю, більшою, ніж розрахункова посадкова, то літак торкається землі колесами основних опор і потім під дією сили, яка додається в центрі мас, різко опускає хвіст, а крило збільшує кут атаки. Викликана при цьому додаткова підйомна сила викликає «взмивання» літака. Триваюче збільшення кута атаки викликає падіння поступальної швидкості, що призводить до «провалювання» літака.

2. Зменшення небезпеки капотування.

3. Можливість застосування при посадці більш сильного гальмування коліс негайно після торкання ними землі.

Якщо при русі по землі під дією якого-небудь моменту який завертає у літака з'явиться кут зносу, то виникаючи при цьому бічні складові сил тертя коліс основних опор з землею створять щодо вертикальної осі, що проходить через центр мас, момент, який у шасі з передньою опорою буде прагнути зменшити кут зносу, а у шасі з хвостовій опорою - збільшити його.

Шасі з передньою опорою мають такі недоліки:

1. Велика маса. Передня опора внаслідок більшої висоти і великих навантажень виходить значно важче хвостової опори і, не дивлячись на

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
						13
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

можливий деякий виграш в масі основних опор через меншу їх висоту (при однаковому посадковому куті атаки висота основних опор у шасі з передньою опорою на задній панелі центру мас БПЛА, буде менше висоти розташованих попереду центру мас основних опор у шасі з хвостовою опорою), загальна маса шасі виходить більшою, ніж маса шасі з хвостовій опорою.

2. Можливість появи самозбуджуваних коливань передньої опори що вільно орієнтується, що називаються шіммі, вимагає для їх запобігання постановки спеціальних гасителів коливань - демпферів шіммі, що призводить до ускладнення й обважнення конструкції.

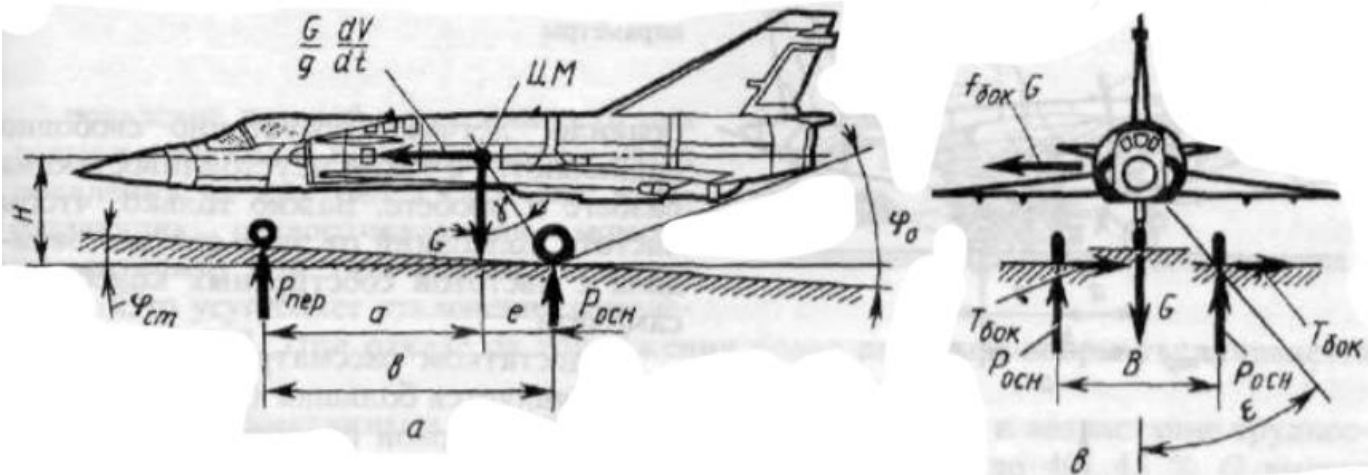


Рис. 1.7 Трьохопорна схема шасі з передньою опорою, параметри шасі

3. Значно більші обсяги в фюзеляжі, необхідні для забирання передньої опори, в порівнянні з обсягами, потреб для прибирання хвостової опори. Особливо великі труднощі виникають при установці і збиранні передньої опори на літаках з двигуном, розташованим в носовій частині фюзеляжу.

4. небезпека аварії або навіть катастрофи при пошкодженні і поломки передньої опори, в той час як поломка хвостової опори призводить до значно менших неприємностей.

5. Поздовжня нестійкість при русі літака по аеродрому з піднятою передньою опорою при розбігу.

Переваги велосипедного шасі (рис. 1.8) полягають у наступному.

1. Мала висота шасі для літаків-високопланів.

2. Відсутність на крилі гондол для прибирання шасі.

3. Вирівнювання навантажень між колесами задньої і передньої опор в схемі з великим кутом  $g$ , що призводить до зниження тиску на покриття аеродрому.

Велосипедне шасі має такі недоліки:

1. Необхідність виділення значного обсягу в середній частині фюзеляжу для прибирання задньої опори, що викликає великі труднощі в компонованні БПЛА з двигуном, розташованим в середній частині фюзеляжу.

2. Ускладнення фюзеляжу через великі навантаження від опор і через наявність великих вирізів для прибирання шасі.

3. Поперечна нестійкість при русі по землі і пов'язані з цим труднощі при посадці з боковим вітром.

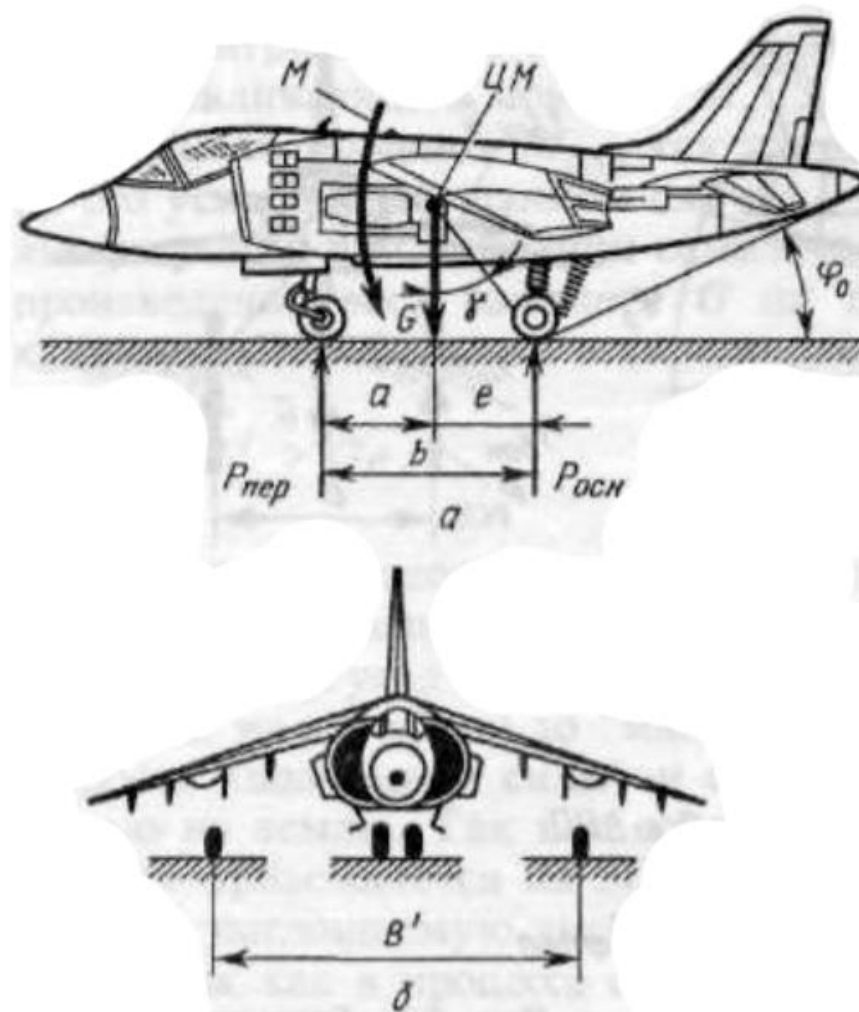


Рис. 1.8 Двохопорна велосипедна схема шасі та його параметри

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ

Аркуш

15

В свою чергу схема з великим кутом  $g$  має ще й такі недоліки:

4. Труднощі руління по землі через велике навантаження на передню опору і необхідність у зв'язку з цим встановлення потужного і важкого механізму повороту коліс.

5. Установка додаткового механізму, що забезпечує або вкорочення задньої опори, або подовження передньої, що ускладнює конструкцію і зменшує надійність.

6. Необхідність високої точності посадки, що забезпечує одночасне приземлення на обидві опори.

Шасі з хвостовою опорою застосовується на БПЛА з малими посадочними і злітними швидкостями, де недоліки схеми проявляються незначно, але вдається отримати вираш в масі.

Велосипедна схема шасі з великим кутом  $g$  може виявитися вигідною для важкого швидкісного БПЛА, у якого в районі центру мас необхідно розмістити великий відсік для вантажів що скидаються. Це призводить до необхідності застосування схеми високоплану. При розміщенні основних опор на крилі вони вийшли б у цьому випадку дуже високими і важкими, для їх збирання довелося б ставити велику гондолу.

Для більшості ж сучасних БПЛА найбільш вигідною є схема шасі з передньою опорою, тому вона і знайшла найширше застосування. [2].

### 1.3.1 Порівняльна характеристика схем розміщення амортизаторів

Залежно від розташування амортизатора (рис. 1.9) щодо силового елемента опори - стійки, розрізняють телескопічну (а), систему важеля (б і в) і напівричажну (г) схеми стійок.

Телескопічна (а) стійка об'єднує в собі силовий елемент - трубчасту стійку і амортизатор. Труба стійки виконує роль циліндра амортизатора, всередину якого входить шток з поршнем, утворюючи з циліндром телескопічну пару. На нижньому кінці штока підвішуються колеса. Щоб виключити обертання штока в циліндрі обидва ці елементи з'єднуються двухзвенніком (шліц-шарніром), що забезпечує тільки поступальний рух штока в циліндрі при дії осьового

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		16

стискаючого навантаження. До недоліків цієї схеми слід віднести відсутність амортизації бічних навантажень і навантажень переднього удару, а також велике тертя в буксах і ущільненні амортизатора при дії цих навантажень. Часткову амортизацію переднього удару при цій схемі можна забезпечити, надавши стійці деякий кут нахилу в поздовжній площині, паралельній площині симетрії літака.

Більшої участі амортизатора в сприйнятті сили переднього удару можна отримати, використовуючи хитку телескопічну схему стійки. У цій схемі стійка шарнірно підвішується в верхньому вузлі кріплення і фіксується в випущеному положенні жорстким підкосом, приєднаним спереду до середнього шарниру двухзвенника. При передньому ударі зусилля в колесах в підкосі змушує обжимати амортизатор, що забезпечує зниження навантажень і більш м'яку передачу енергії переднього удару на конструкцію шасі і літака. При стисненні амортизатора відбувається поворот (хитання) стійки щодо верхньої петлі, чим і пояснюється назва даної схеми.

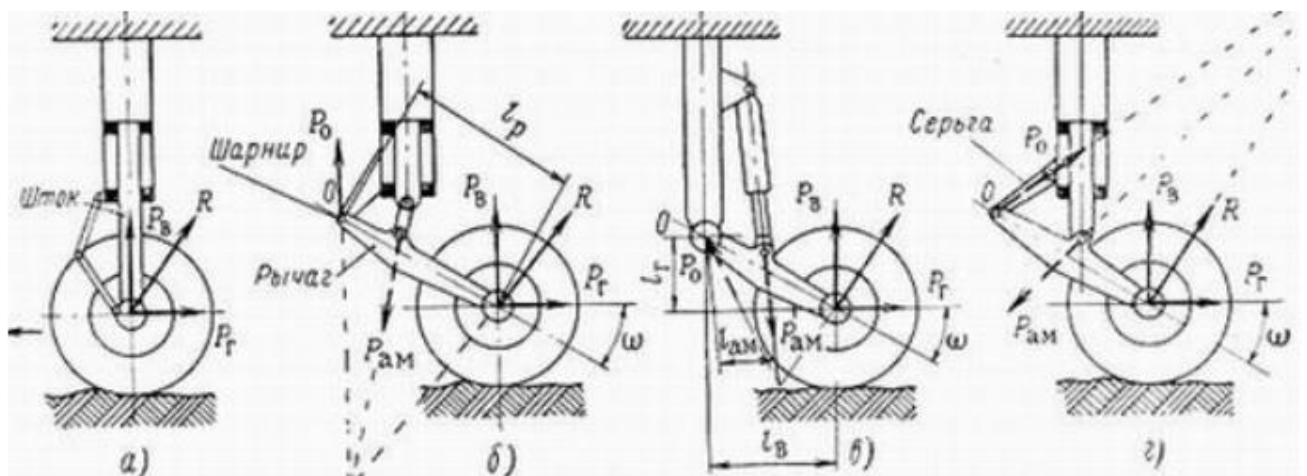


Рис. 1.9 Схеми розміщення амортизаторів

а- телескопічна, б,в- система важеля, г- напівричажна

Важільна схема стійки характерна тим, що колеса в цьому випадку закріплюються на важелі, який шарнірно кріпиться до стійки або фюзеляжу.

Шток амортизатора з'єднується з важелем просторовим шарніром, що повністю виключає передачу на амортизатор згинальних моментів і забезпечує ідеальні умови для роботи ущільнення і букс амортизатора. Використовуються

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		17

два різновиди важільних стійок (рис. 1.10): важільна стійка з внутрішнім амортизатором, який розміщений всередині стійки (б); важільна стійка з виносним амортизатором, закріпленим зовні стійки (а); важільна схема без стійки (г).

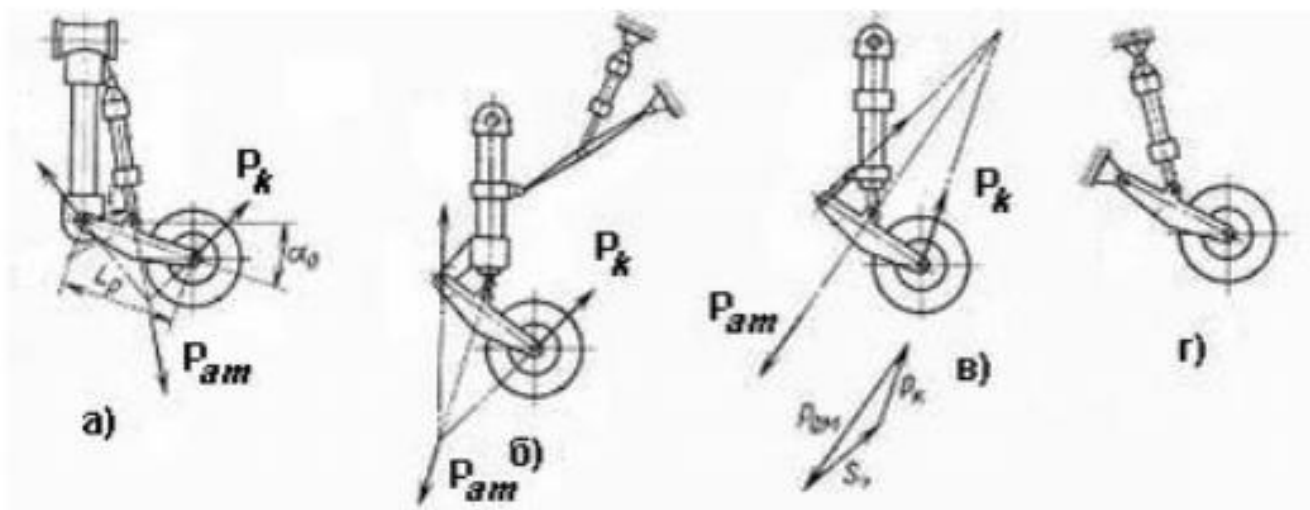


Рис. 1.10 Типи важільних стійок

Напвіричажна схема (г) являє собою комбінацію телескопічної і важельної стійок. У цій схемі важіль з колесами шарнірно підвішується не до стійки, а до штоку амортизатора, і між важелем і стійкою спереду за допомогою двох шарнірів встановлюється додаткова ланка - серьга, що забезпечує обтиснення амортизатора при навантаженні коліс. Амортизатор включається в роботу і при вертикальному навантаженні, і при передньому ударі в колеса, проте сама сила переднього удару передається на шток і викликає його вигин. [3].

#### 1.4. Схеми шасі за типом пружних елементів

За типом пружних елементів розрізняють підвіски з пружними елементами: металевими та неметалевими. В якості металевих пружних елементів використовуються листові ресори, спіральні пружини (циліндричні або конічні) і торсіони. До неметалевих пружних елементів ставляться пневматичні і гумові пружні елементи.

Листова ресора складається з декількох сталевих листів (найчастіше 6 - 14),

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		18

що мають різну довжину і кривизну і, як правило, прямокутний перетин. Довжина листів підбирається з умови наближення форми ресори до форми балки рівного опору вигину, яка при даному виді навантаження є найменш жорсткою.

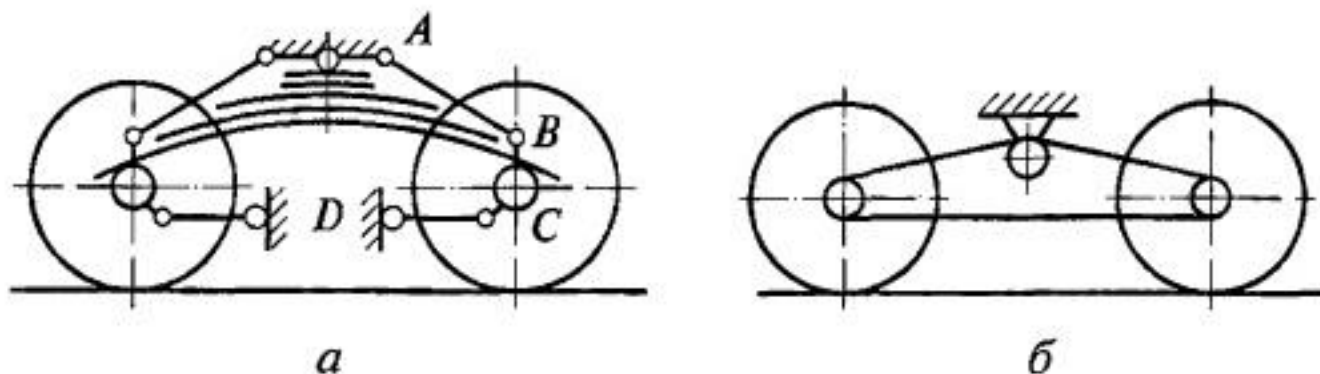


Рис. 1.11 Схеми балансирних підвісок

а - з пружним балансиrom у вигляді листової ресори; б - з жорстким балансиrom; АВ, DC - відповідно реактивна і штанга що штовхає

При виготовленні листових ресор листам надають різну кривизну, тому при складанні їх піддають попереднім деформаціям, знак яких протилежний знаку робочих деформацій. Це забезпечує деяке розвантаження листів ресори. Листи збирають в пакет за допомогою хомутів, деякі ресори стягують центральним болтом і потім встановлюють між мостом і несучою системою ЛА. Листові ресори зазвичай мають напівеліптичну форму.

У ряді випадків кінці ресор з'єднують з несучою системою за допомогою гумових подушок, закріплених в кронштейнах, забезпечуючи таким чином нерухоме з'єднання переднього кінця і ковзне з'єднання заднього кінця ресори. У даній конструкції підвіски ресора виконує одночасно роль пружного елемента і направляючого пристрою, тобто через неї від рушія передаються на несучу систему сили, що діють в горизонтальній площині, і моменти від них.

Зв'язок в поздовжньому напрямку, а також передача реактивних моментів здійснюються за допомогою штовхаючих і реактивних штанг, що пов'язують балки мостів з несучою системою. З метою забезпечення вільного переміщення балок мостів у вертикальному напрямку і допущення деяких перекосів кінці

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		19

штанг з'єднують з мостами і рамою кульковими шарнірами. Для того щоб зусилля, що діють від реактивних моментів уздовж реактивних штанг не досягали великих значень, точки кріплення кінців цих штанг до балок мостів виносять як якомога вище від осі обертання коліс за допомогою установки на балках мостів спеціальних кронштейнів.

При роботі листових ресор виникає відносно переміщення листів в поздовжньому напрямку і створюється міжлистова тертя, яке, з одного боку, сприяє гасінню коливань, а з іншого - несприятливо позначається на плавності ходу транспортного засобу внаслідок блокування підвіски при великих силах тертя. Для зменшення тертя листи ресори при складанні змазують графітним мастилом або використовують неметалеві антифрикційні прокладки між листами. Зниження сили тертя досягається також зменшенням числа листів в ресорі і застосуванням ресори, що складається з одного аркуша, зі змінним перетином по його довжині. Застосування одно- або малолистових ресор дозволяє знизити витрату металу, що, в свою чергу, зменшує масу підвіски.

Торсіонні пружні елементи, або просто торсіони, являють собою стрижні різного поперечного перерізу з високоякісної сталі, що працюють на кручення. Вони використовуються в незалежних підвісках і на відміну від листових ресор вимагають напрямних пристроїв. На кінцях тріснув зазвичай є головки з шліцами. Один кінець торсіона закріплений в спеціальному кронштейні на несучій системі ЛА. При переміщенні колеса у вертикальному напрямку торсіон закручується на кут до  $30 \dots 45^\circ$ , тим самим забезпечуючи пружність підвіски. [4].

### 1.5 Типи авіаційних амортизаторів

Рідинно-газові амортизатори (рис. 1.12) являють собою телескопічно з'єднані циліндричні частини, що утворюють робочу камеру. Зазвичай верхня частина амортизатора 1 нерухомо кріпиться до конструкції літака, а до другої, рухомої частини 2 приєднується вісь для коліс. Для запобігання (у деяких стійок для обмеження) повороту рухомих частин амортизатора навколо вертикальної осі служить двухзвенник шасі (шліц-шарнір). Робоча камера стійки ділиться на

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		20



дві порожнини діафрагмою 4 з каліброваним отвором.

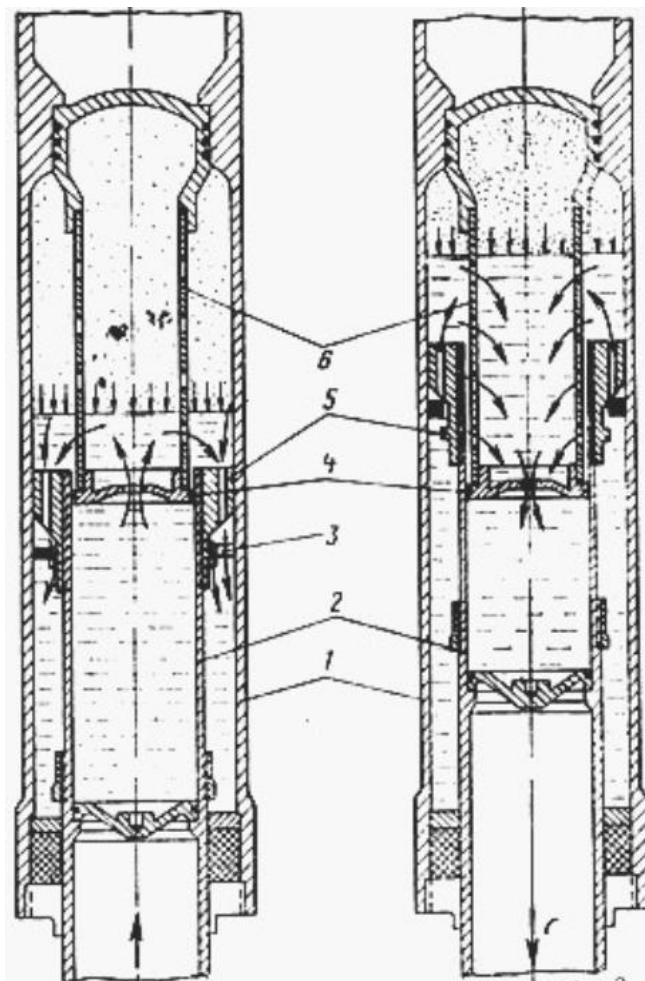


Рис. 1.12 Схема роботи амортизатора (прямий та зворотній хід)  
1-циліндр, 2-шток, 3- золотникове кільце,4- діафрагма, 5-головка поршня,  
6 плунжер.

Внутрішня порожнина стійки заповнюється строго дозованою кількістю рідини і газу під тиском.

Рідини, що заливаються в стійку, повинні мати цілком певну в'язкість з можливо великою її постійністю при значних коливаннях температури навколишнього середовища, щоб зменшити вплив зміни в'язкості на роботу амортизатора. Початковий тиск газу в амортизаційних стійках зазвичай коливається від 15 до 50 кг/см<sup>2</sup>, а у деяких літаків досягає кілька сотень атмосфер.

Герметичність телескопічного з'єднання досягається установкою

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ

Аркуш

21

ушільнювальних манжет зі шкіри, гуми, еластичної пластмаси. У польоті амортизаційна стійка під дією тиску газу розтиснена. При посадці літака і русі його по аеродрому стійка має більший чи менший обтиск, залежно від польотної ваги літака, умов посадки, поверхні ЗПС і інших чинників. При цьому рідина розміщується в нижній частині, а газ - у верхній, але при роботі амортизатора газ і рідина енергійно перемішуються, утворюючи суміш.

При ударі коліс об землю під дією сили реакції землі шток з поршнем зштовхується всередину нерухомого циліндра. Внутрішній об'єм стійки зменшується і рідина з великою швидкістю виштовхується через отвір в діафрагмі, а потім проходить через отвори в труби 6 плунжера. Енергія удару витрачається на збільшення тиску газу, подолання гідравлічних опорів при проході рідини через калібрований отвір і тертя ушільнюючих манжет або кілець в стійці. При цьому частина енергії перетворюється в тепло. Підбором площі прохідних отворів і зміною їх в процесі роботи можна в залежності від ступеня участі рідини в поглинанні енергії удару отримати амортизатор, в якому переважна більшість енергії гаситься при прямому ході або тільки при зворотному, або в однаковій мірі при прямому і зворотному ході.

У амортизаторів з основним гальмуванням на прямому ході зворотний хід частин амортизатора відбувається енергетично, що викликає підкидання літака. У амортизаторах з основним гальмуванням на зворотному ході та на прямому ході працює в основному газ і частково рідина, яка надходить в порожнину циліндра через отвір в діафрагмі. З порожнини циліндра, що знаходиться над діафрагмою, рідина через отвір в голівці поршня 5 надходить в кільцеву порожнину між штоком і циліндром, що утворюється при русі штока. При цьому золотникове кільце 3 віджимається вниз і дає можливість рідини вільно заповнити кільцеву порожнину. На зворотному ході площа прохідного перетину отвору з кільцевого простору зменшується внаслідок пересування золотникового кільця вгору, і рідина більшу частину роботи, акумульованої газом при прямому ході, перетворює в тепло. Такі амортизатори називаються амортизаторами з основним гальмуванням на зворотному ході. У сучасній авіації амортизатори з

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		22

гальмуванням на зворотному ході отримали найбільш широке застосування.

**Рідинні амортизатори** завдяки малим розмірам і вазі починають застосовуватися все частіше. Пружним середовищем в таких амортизаторах є рідина, яка при високому тиску може помітно змінювати свій обсяг. Застосування таких амортизаторів стало можливим тільки після того, як було створено надійно ущільнення яке надійно працює, що витримує тривалий час тиск близько 3 000-4 000 кг/см<sup>2</sup>. Гаситься енергія за рахунок гідравлічного опору рідини, що перетікає через малі отвори з порожнини в порожнину, а також сил тертя частин амортизатора при їх взаємному ковзанні.

**Гумові амортизатори.** У амортизаторах гума застосовується у вигляді шнура, що складається з окремих гумових ниток, укладених в подвійну оплетку з бавовняних ниток, або у вигляді пластин різної товщини і форми. Шнуровий амортизатор працює на розтяг, а пластини - на стиск. Основними недоліками гумових амортизаторів є малий гістерезис, втрата пружності при низьких температурах, руйнування під дією бензину і масла, великі габарити і малі терміни служби. В даний час такі амортизатори застосовуються рідко і тільки на легких літаках.

**Олійно-пружинні та олійно-гумові амортизатори.** Створення таких амортизаторів було викликано прагненням усунути недоліки, властиві амортизаторам гумовим і сталевим - малий гістерезис, великий потрібний хід. Амортизатори такого типу існували до створення надійних ущільнень, після чого були витіснені газово-рідинними амортизаторами, в яких замість гуми або пружини застосовується стиснений азот або повітря. [5]

### 1.6 Обґрунтування обраної схеми

В БПЛА буде реалізована трьохопорна схема шасі з передньою опорою, така схема позбавлена недоліків, властивих схемі шасі з хвостовою опорою, бо центр мас (ЦМ) літака розташований попереду основних опор, а передня опора винесена далеко вперед по відношенню до ЦМ літака. В такому випадку умова капотування для літака з такою схемою шасі матиме вигляд:  $\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} H > Ga$ .

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		23

При посадці на основні опори навіть при підвищеній швидкості БПЛА з передньою опорою має тенденцію до опускання носової частини фюзеляжу (ЦМ знаходиться попереду основних опор) та к зменшенню кута атаки та підйомної сили. Трьохопорне шасі з передньою опорою має гарну шляхову стійкість.

Для поліпшення шляхової стійкості колеса передньої опори роблять такі що вільноорієнтуються, щоб на них не виникала сила  $T$  (при гальмуванні передніх коліс), що посилює відхилення літака від осі ВПП.

Поздовжня стійкість літака при його русі на основних опорах не може бути забезпечена силами на горизонтальному оперенні, тому навіть рух по ВПП зі штучним покриттям може викликати поздовжні коливання літака.

Недоліком розглянутої схеми шасі є велика (в порівнянні з шасі з хвостовою опорою) маса шасі, так як розміри (висоту) передньої опори можна порівняти з розмірами основних опор. Крім того, передня опора літака схильна до коливань типу "шіммі", що вимагає спеціальних конструктивних заходів для їх гашення. [2].

В якості схеми розміщення амортизаторів була обрана телескопічна схема. Аналізуючи конструкцію, не дивлячись на те що важільна схема має свої переваги, через складність її реалізації на БПЛА та неможливість зменшення моментів згину за рахунок підкосу розміщення підкосу була обрана телескопічна схема. Крім поліпшення умов роботи амортизатора, телескопічна схема забезпечує амортизацію переднього удару, при якому відбувається поворот важеля і обтиснення амортизатора. Амортизатор буде розміщуватись всередині стійки. Тип амортизатору- рідинно-газовий.

### 1.7 Порівняльна характеристика БПЛА

В якості важких БПЛА для порівняння були обрані передові військові аналоги "Сокіл-300"(Україна), Predator В 9(США), Heron TP (Ізраїль) та Bayraktar TB2 (Туреччина) (рис. 1.1, 1.2, 1.3). Характеристики зведені до таблиці 1.13-1.16.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		24

### 1.7.1 “Сокіл-300”

“Сокіл-300” являє собою комплекс, призначений для ведення розвідки і нанесення ударів в оперативну і тактичну глибину противника. БПЛА озброюється керованими ракетами ЖК-2П з дальністю ураження до 10 км. Комплекс оснащений автоматичною лазерною системою посадки і створювачем перешкод радіозв'язку.

Новий БПЛА розроблений з урахуванням досвіду робіт і технічних рішень ракетного комплексу РК-360 МЦ «Нептун». Зокрема, управління комплексом здійснюється з мобільного пункту управління, уніфікованого з пунктом управління «Нептуна». При цьому «Сокіл-300» може комплектуватися трьома варіантами двигунів. [6]

З конструктивної точки зору шасі “Сокіл-300” являє собою трьохопорну схему з носовою опорою, основні опори ресорної конструкції, передня виконана за схемою важеля з виносним масляно-пружинним амортизатором.

На жаль, складно оцінювати ЛТХ до проведення випробувань, бо представлена модель є лише макетом, також досі не представлений механізм випуску-прибирання шасі. ЛТХ наведені в таблиці 1.13

Таблиця 1.13

ЛТХ “Сокіл-300”

Модель	“Сокіл-300”
Розмах крила, м	14
Довжина літака, м	8,57
Маса, кг	
Порожнього	535
Максимальна злітна	1225
Максимальна швидкість, км/год	580
Тривалість польоту, год	5
Дальність польоту, км	1300

### 1.7.2 MQ-9 Reaper (Predator B)

БПЛА Predator B був створений на базі успішного багатоцільового БПЛА RQ / MQ-1 Predator фірми General Atomic Aeronautical Systems Inc. (GA-ASI). Роботи над Predator B були розпочаті в приватному порядку в 1998 р, але частково фінансувалися NASA. Перший політ прототипу відбувся в лютому 2001 р. Було випущено 3 прототипу YMQ-9A:

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		25

Predator B-001 перша модернізація БПЛА MQ-1 Predator. На нього встановлено турбогвинтовий двигун (712 кВт). Візуальна відмінність від MQ-1 представляють крила, вони збільшені з 14,8 м до 20 м. B-001 може нести 340 кг. корисного навантаження на висоті 15,2 км, зі швидкістю 390 км /год. Час польоту до 30 годин.

Predator B-002 - наступна модернізація БЛА. Вантажопідйомність 215 кг., Верхня межа висоти 18,3 км, час польоту 12 годин.

Predator B-003 або "Альтаір" - знову збільшений розмах крил, до 25,6 м. Отже, збільшена вантажопідйомність БЛА до 1360 кг, а максимальна висота польоту 15,8 км. Час польоту збільшено до 36 годин.

БПЛА Predator B являє собою збільшений варіант RQ / MQ-1 Predator. Основною відмінністю є "більш традиційне" V-подібне хвостове оперення, що має позитивну V-образність. Фірма GA-ASI випустила прототипи Predator B з двома різними двигунами. Перший - ТВД фірми Honeywell TPE-331-10T, а другий - ТРДД фірми Williams FJ44-2A. Устаткування Predator B в основному ідентично обладнанню RQ / MQ-1, і складається з широкодіапазонної інфрачервоної оптико-електронної прицільної системи Raytheon AN / ASS-52 (V) і РЛС з синтезовано апертурою AN / APY-8 Lynx фірми General Atomics. Predator B так само може використовуватися як багатоцільовий бойовий комплекс, озброєний ПТУР AGM-114C / K Hellfire і іншою керованою зброєю. Апаратура управління БПЛА сумісна з наземним обладнанням MQ-1B. У серпні 2008 року ВПС США завершили переозброєння безпілотними літальними апаратами MQ-9 Reaper першої бойової авіачастини - 174-го винищувального авіакрила Національної гвардії. Переозброєння відбувалося протягом трьох років. Ударні БПЛА показали високу ефективність в Афганістані і Іраку. Основні переваги перед заміненими F-16: менша вартість і експлуатації, велика тривалість польоту, безпеку операторів і можливість їх позмінної роботи при тривалих польотах.

Станом на 2009 рік парку безпілотних літальних апаратів становить 195 MQ-1 Predator і 28 MQ-9 Reaper. [7]

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		26

З конструктивної точки зору шасі MQ-9 Reaper являє собою трьохопорну схему з носовою опорою, на основних опорах розміщені виносні амортизатори, передня виконана за телескопічною схемою з амортизатором закріпленим шліц-шарніром до штоку стійки.

ЛТХ даного БПЛА наведені в таблиці 1.14.

Таблиця 1.14

### ЛТХ MQ-9 Reaper (Predator B)

Модифікація	MQ-9
Розмах крила, м	20.12
Довжина ЛА, м	10.97
Висота, м	3.56
Маса, кг	
Порожнього	2223
Максимальна злітна	4760
Тип двигуна	1 ТВД Honeywell TPE-331-10T
Потужність, л.с.	1 x 776
Максимальна швидкість, км/год	482
Крейсерська швидкість, км/год	275-315
Дальність польоту, км	
Тривалість польоту, год	Більше 24
Практична висота, м	15000

### 1.7.3 Heron TP

IAI Heron (або Heron 1) - середньовисотний безпілотний літальний апарат великої тривалості польоту (закордонне позначення MALE - від medium-altitude, long-endurance). БПЛА призначена для ведення розвідки і спостереження, а також виконання інших завдань в ході великих за тривалістю польотів (місій) - до 45 годин, на висотах до 10 700 м. Останніша версія БЛА відома як Heron TP або Eitan (більший, оснащений турбогвинтовими двигунами). Перший політ Heron виконав 18 жовтня 1994 року.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		27

До складу бортової апаратури БЛА входить навігаційна система з приймачем сигналів супутникової навігаційної системи (СНС), завдяки чому апарат здатний виконувати політ в автономному режимі протягом досить тривалого часу (може виконувати в цьому режимі і майже весь політ). Є також напівавтоматичний режим - з втручанням оператора на окремих етапах місії. БЛА також має можливість виконувати в автоматичному режимі зліт і посадку, що поряд з цілодобовим характером його застосування робить з апарату дійсно високоефективну і грізну для противника авіаційну платформу. Причому, втративши зв'язок з наземним КП, апарат здатний в автономному режимі повернутися на свою базу.

Heron може нести широкий набір корисної апаратури: оптико-електронні та ІЧ-системи, станції радіо- і радіотехнічної розвідки, малогабаритну РЛС та ін. БЛА може з високою ефективністю вирішувати завдання щодо коригування артилерійського вогню і дорозвідки об'єктів супротивника, призначених в якості цілей для вогневого нальоту. Зв'язок з наземним КП або іншими споживачами інформації здійснюється в режимі реального часу, управління цільовою апаратурою - автоматичне або по командах оператора з наземного КП, або в комбінованому режимі.

Для виконання поставлених завдань БПЛА обладнаний комплексом MOSP (Multimission Optronic Stabilised Payload) TV / FLIR з системою передачі для GCS в реальному часі або розвідувальним контейнером EL / M-2055 SAR / MTI. Так само може комплектуватися РЛС Elta EL / M-2022U Maritime Patrol Radar. БПЛА оснащений повністю цифровою системою управління з двосторонньою системою передачі даних сумісної з системою управління БПЛА Searcher II. Для управління з землі використовується командний пункт GCS-3000 застосовується з БПЛА Hunter.

Heron успішно застосовувався в ході дій в секторі Газа в 2008-2009 роках, а також у вигляді різних модифікацій прийнятий на озброєння збройних сил Австралії, Бразилії, Канади, Еквадору, Німеччини, Індії, Туреччини і США.

Французькі військові взяли на озброєння створений на базі Heron

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		28



безпілотний літальний апарат Harfang концерну EADS - спочатку БЛА носив назву SIDM - від Systeme Interimaire de Drone MALE, а потім Eagle. Літальний апарат Eagle 0 - це був дослідний зразок БЛА, що зробив перший політ в 1998 році; Eagle 1 - перший серійний БЛА, що зробив перший політ 2 червня 2003 року; Eagle MPR - військово-морська модифікація апарату; Eagle 2 - збільшений варіант Eagle 1 з ТВД Pratt & Whitney PT6. Турецькі БЛА даного сімейства оснащені оптико-електронною системою національної розробки і виробництва. [8]

З конструктивної точки зору шасі Heron TP являє собою трьохопорну схему з носовою опорою, на основних опорах розміщенні вбудовані амортизатори з закріпленими шліц-шарнірами, передня опора виконана за такою ж схемою що й основні -телескопічна схема.

ЛТХ даного БПЛА наведені в таблиці 1.15.

Таблиця 1.15

**ЛТХ Heron TP**

Модифікація	Heron TP
Розмах крила, м	16,6
Довжина ЛА, м	8,5
Висота, м	2,3
Маса, кг	
Порожнього	420
Максимальна злітна	1100
Тип двигуна	1ПД Rotax 914
Потужність, л.с.	1 x 100
Максимальна швидкість, км/год	240
Крейсерська швидкість, км/год	231
Дальність польоту, км	
Тривалість польоту, год	40
Практична висота, м	9145

### 1.7.4 Bayraktar TB2

Розвідувально-ударний безпілотний літальний апарат Bayraktar TB2, створений турецькою компанією "Baykar Makina", складається на озброєнь сухопутних військ країни. Він є модифікацією "Bayraktar" Block B і відноситься до класу тактичних середньовисотних БПЛА з великою тривалістю польоту. Безпілотник має більш сучасні програмне забезпечення і системи управління, ніж ізраїльський БПЛА Heron.

За інформацією зарубіжних ЗМІ, сухопутні війська Туреччини замовили в цілому три безпілотні авіаційні системи (БАС) але базі даного БЛА. БАС включає до свого складу шість БПЛА "Bayraktar TB2", дві наземні станції управління, комплекти засобів електроживлення та технічного обслуговування. До складу екіпажу входять командир, пілот та оператор бортовий корисного навантаження. БПЛА "Bayraktar TB2" оснащений двигуном внутрішнього згоряння "Rotax 912" потужністю 100 л. с. Максимальна швидкість польоту 250 км / год, крейсерська - 130 км / ч, практична стеля 7300 м. Корпус апарату виконаний із застосуванням композиційних матеріалів. БПЛА "Bayraktar TB2" обладнаний системою зльоту і посадки в автоматичному режимі.

У грудні 2015 вперше були проведені випробувальні запуски озброєння з борта БПЛА "Bayraktar TB2". Так, в ході тестів з борта БПЛА "Bayraktar TB2" на висоті 4800 м був здійснений скидання мініатюрної керованої авіабомби SMM (плануюча з лазерним наведенням), яка вразила мішень розміром приблизно 3x3 м на дальності 8 км. Під іншою консоллю крила апарату був підвішений макет боєприпасу, скидання якого не виконувався.

БПЛА "Bayraktar TB2" побив світовий рекорд серед безпілотних літальних апаратів в своєму класі після проведення тестових польотів в червні і серпні 2014 року на висоті 8 км. Тривалість польоту склала 24 години 34 хвилини.

У листопаді 2018 року було підписано угоду про постачання БПЛА "Bayraktar TB2" для ЗС України.

З конструктивної точки зору шасі Bayraktar TB2 являє собою трьохопорну

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ док.м.	Підпис	Дата		30

схему з носовою опорою, основна опора виконана за ресорною схемою, механізм прибирання ресори відсутній, передня виконана за телескопічною схемою з амортизатором закріпленим шліц-шарніром до штоку стійки. [9]

ЛТХ даного БПЛА наведені в таблиці 1.16.

Таблиця 1.16

### ЛТХ Bayraktar TB2

Модифікація	Heron Tr
Розмах крила, м	12
Довжина ЛА, м	6,5
Висота, м	-
Маса, кг	
Порожнього	650
Максимальна злітна	1000
Тип двигуна	1ПД Rotax 912
Потужність, л.с.	1 x 100
Максимальна швидкість, км/год	250
Крейсерська швидкість, км/год	130
Дальність польоту, км	
Тривалість польоту, год	24
Практична висота, м	7300

### 1.7.5 Обґрунтування обраного аналогу

Згідно характеристик наведених в таблицях 1.13-1.16. MQ-9 Reaper (Predator B) має найкращі характеристики, а саме найбільша злітна вага  $m_0 = 4760$  кг та крейсерська швидкість  $V_{кр} = 69,5$  м/с, також практична висота яка дорівнює 15 км та тривалість польоту більше 24 годин.

В якості проектування була обрана передня стійка, за результатами розрахунків буде прорахована передня стійка телескопічної схеми та створено універсальне рішення передньої стійки шасі для важких БПЛА. Геометричні характеристики аналогу наведені на рисунку 1.17.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		31

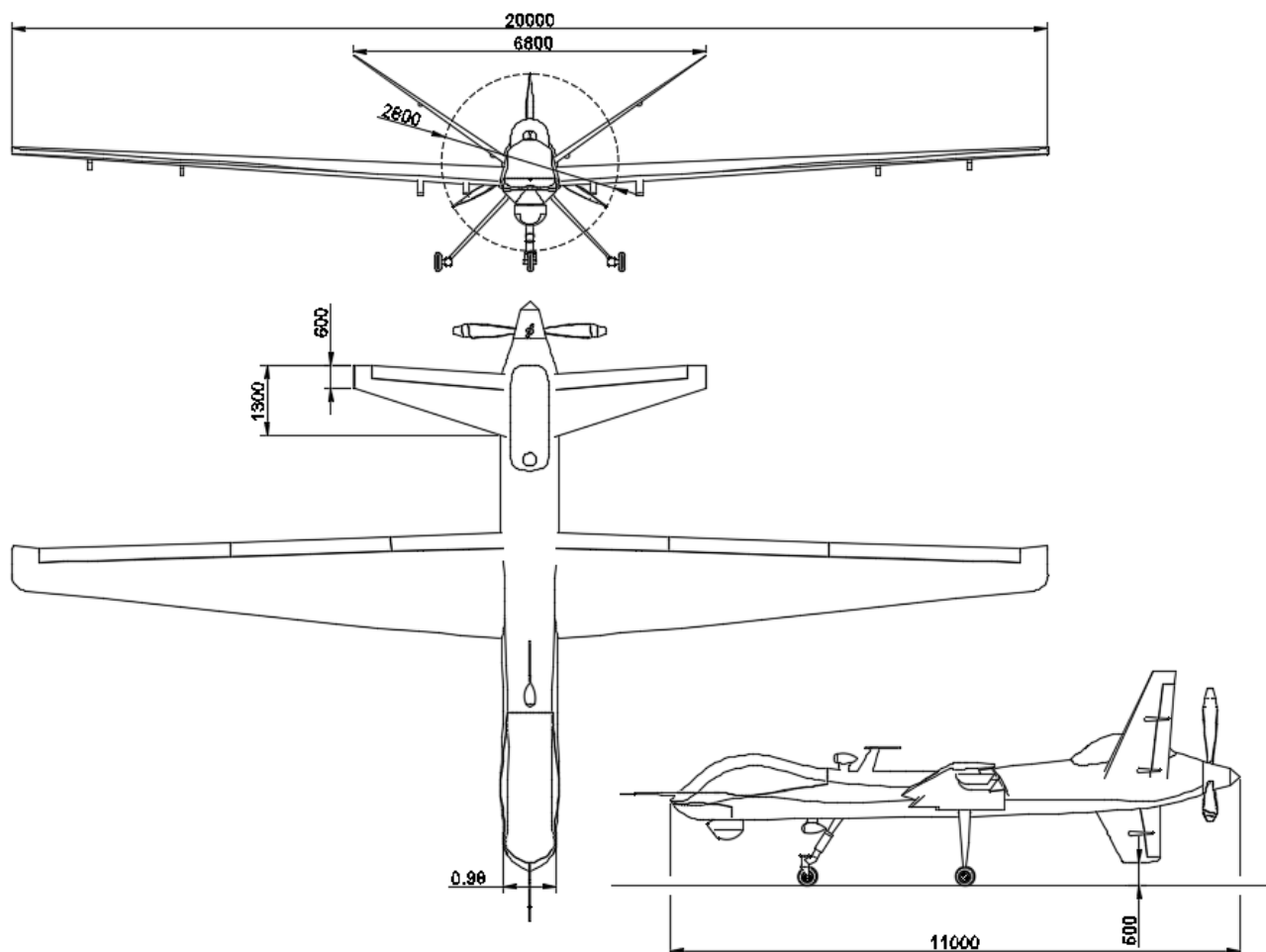


Рис. 1.17 Три проекції MQ-9 Reaper (Predator B)

## 1.8 Постановка завдання

### 1.8.1 Мета і завдання проекту

Метою даної роботи є спроектувати та розробити КСС шасі для важкого БПЛА.

Для досягнення цієї мети в роботі були поставлені такі завдання:

- Аналіз наявної літератури по темі проектування шасі важких безпілотних літальних апаратів та легких літальних апаратів
- Розрахунок параметрів зльоту та посадки
- Визначення експлуатаційних навантажень
- Розробка конструктивно-силової схеми (далі КСС)
- Розрахунок на міцність шасі БПЛА
- Моделювання напружено-деформованого стану елементів шасі

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ

Аркуш

32

- Розробка передньої стійки

### 1.8.2 Вхідні дані для проектування

1.  $C_{y_{max}} = 2,25$  – отримано з статистичних даних літаків аналогів;
2.  $C_{xa} = 0,032$  – отримано з статистичних даних літаків аналогів;
3.  $m_0 = 4760$  кг – максимальна злітна маса.
4.  $S = 28,9$  м<sup>2</sup> – площа крила
5.  $P = 10,2$  кН – тяга двигуна.
6.  $V_{кр} = 87,5 \frac{м}{с}$  -крейсерська швидкість польоту

### Висновок по розділу 1

В ході виконання розділу мною були проаналізовані основні КСС шасі, в результаті порівняння аналогів був обраний MQ-9 Reaper (Predator B) для проектування (таблиці 1.13-1.16 ) та визначені в пункті 1.8.2 вхідні дані для проектування. В якості проектування передньої опори була обрана телескопічна схема з гідро-газовим амортизатором.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		33

## 2. РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЗЛЬОТУ ТА ПОСДАКИ. ВИЗНАЧЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ НАВАНТАЖЕНЬ.

### 2.1 Розрахунок характеристик зльоту та посадки

Вхідні дані для проектування наведені в пункті 1.8.2.

Розрахунок виконується згідно джерел [10], [11], [12]

1. Аеродром зі штучним покриттям ЗПС.

Ділянка розбігу від моменту початку руху до моменту досягнення БПЛА швидкості відриву  $V_{\text{відр}}$ .

Згідно з авіаційними правилами (АП-23), бо відсутні норми для БПЛА [13]:

$$V_{\text{відр}} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\text{max}}}}} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 4760 \cdot 9,82}{1,225 \cdot 28,9 \cdot 2,25}} = 37,68 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1)$$

Повітряний ділянку зльоту з точки відриву літака від ЗПС до досягнення їм висоти  $H_{\text{без}} = 10,7$  м згідно АП-23.51 (а) [13]. За АП на висоті  $H_{\text{без}}$  швидкість літака повинна бути не менше  $V_2$ :

$$V_2 = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\text{max}}}}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 4760 \cdot 9,82}{1,225 \cdot 28,9 \cdot 2,25}} = 41,1 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (2)$$

Довжину дистанції розбігу можна визначити наближено як:

$$L_{\text{розб}} = \frac{1V_{\text{відр}}^2}{2J_{\text{ср}}} = \frac{1 \cdot 37,68^2}{2 \cdot 1,54} = 460,9 \text{ м} \quad (3)$$

де  $J_{\text{ср}}$  – середнє значення прискорення на ділянці розбігу.

$$J_{\text{ср}} = \frac{P - f_{\text{тр}}G - qS(C_{xa} - f_{\text{тр}}C_{ya})}{m_0} = \frac{10200 - 1402,3 - 2637,8 \cdot 28,9 \cdot (0,032 - 0,03 \cdot 0,42)}{4760}; \quad (4)$$

$$J_{\text{ср}} = 1,54 \text{ м/с}^2, \quad (4)$$

де  $C_{ya} = C_{ya_{\text{опт}}} = \frac{f_{\text{тр}}}{2A} = 0,42$  оптимальний коефіцієнт підйомної сили;

$f_{\text{тр}} = 0,03$  - коефіцієнт тертя коліс при зльоті з сухої бетонної ЗПС;

$A = 0,0357$  коефіцієнт відвалу поляри;

$C_{xa} = 0,04$  - значення коефіцієнта лобового опору літака;

$$q = \frac{\rho \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} = \frac{1,225 \cdot (87,5 \cdot 0,75)^2}{2} = 2637,8 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2} \quad (5)$$

Довжина повітряної ділянки зльоту (ПДЗ)  $L_{\text{плз}}$  знаходиться з умови

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		34

балансу енергії ЛА.

$$L_{\text{ПДЗ}} = \frac{m_0(V_2^2 - V_{\text{відр}}^2) + m_0 g H_{\text{сп}}}{(P - X_a)_{\text{ср}}}, \quad (6)$$

де  $(P - X_a)_{\text{ср}} = \Delta P_{\text{ср}}$  - середнє значення різниці між силою тяги лобовим опором на ПДЗ:

$$\Delta P_{\text{ср}} = \frac{\Delta P(V_{\text{відр}}) + \Delta P(V_2)}{2}, \quad (7)$$

$$\Delta P(V_{\text{відр}}) = P(V_{\text{відр}}) - C_{x0} \frac{\rho V_{\text{відр}}^2 S}{2} - \frac{AG_0^2}{\rho V_{\text{відр}}^2 S} \quad (8)$$

$$\Delta P(V_{\text{отр}}) = 10200 - 0,035 \frac{1,225 \cdot 37,68^2 \cdot 28,9}{2} - \frac{0,0357 \cdot (4760 \cdot 9,82)^2}{\frac{1,225 \cdot 37,68^2 \cdot 28,9}{2}};$$

$$\Delta P(V_{\text{відр}}) = 6216,68 \text{ Н}$$

$$\Delta P(V_2) = \Delta P(V_2) - C_{x0} \frac{\rho V_2^2 S}{2} - \frac{AG^2}{\rho V_2^2 S} \quad (9)$$

$$\Delta P(V_2) = 10200 - 0,035 \cdot \frac{1,225 \cdot 41,1^2 \cdot 28,9}{2} - \frac{0,0357 \cdot (4760 \cdot 9,82)^2}{\frac{1,225 \cdot 41,1^2 \cdot 28,9}{2}}$$

$$\Delta P(V_2) = 6544,8 \text{ Н}$$

Тоді  $\Delta P_{\text{ср}}$  складає:

$$\Delta P_{\text{ср}} = \frac{6216,68 + 6544,8}{2} = 6380,74 \text{ Н},$$

Довжина ПДЗ складатиме

$$L_{\text{ПДЗ}} = \frac{\frac{4760}{2}(41,1^2 - 37,68^2) + 4760 \cdot 9,82 \cdot 10,7}{6380,74} = 178,9 \text{ м}$$

Повна дистанція зльоту розраховується за формулою:

$$L_{\text{зл}} = L_{\text{розб}} + L_{\text{ПДЗ}} = 460,9 + 178,9 = 640 \text{ м} \quad (10)$$

Згідно АП повна дистанція зльоту дорівнює:

$$L_{\text{зл.п}} = 1,15 \cdot L_{\text{зл}} = 735 \text{ м}$$

З урахуванням класу БПЛА проведемо розрахунок для ґрунтового покриття або щільного снігу на ЗПС.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		35

Розрахунок проводиться за такою ж методикою, відмінність лише в коефіцієнті тертя коліс при зльоті по сухому ґрунту або щільному снігу ЗПС який становить  $f_{тр} = 0,07$ .

Оптимальний коефіцієнт підйомної сили -  $C_{ya} = 0,98$ ;

Значення коефіцієнта лобового опору -  $C_{xa} = 0,068$ ;

середнє значення прискорення на ділянці розбігу –

$$J_{cp} = \frac{P - f_{тр}G - qS(C_{xa} - f_{тр}C_{ya})}{m_0} = \frac{10200 - 3272 - 2637,8 \cdot 28,9 \cdot (0,068 - 0,07 \cdot 0,98)}{4760};$$

$$J_{cp} = 1,465 \text{ М/с}^2;$$

$$\text{довжина дистанції розбігу} - L_{розб} = \frac{1V_{відр}^2}{2J_{cp}} = \frac{1 \cdot 37,68^2}{2 \cdot 1,465} = 484,6 \text{ м.}$$

Тоді повна дистанція зльоту розраховується за формулою:

$$L_{зл} = L_{розб} + L_{пдз} = 484,6 + 178,9 = 663,5$$

Згідно АП повна дистанція зльоту дорівнює:

$$L_{зл.п} = 1,15 \cdot L_{зл} = 763 \text{ м}$$

Схема зльоту показана рисунку 2.1.

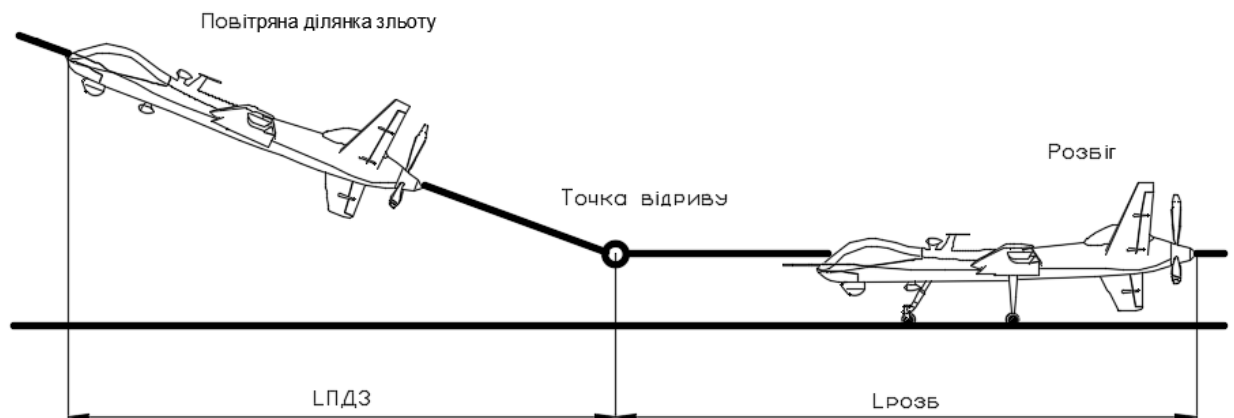


Рис. 2.1 Схема зльоту

У момент, коли кут атаки виявиться рівним посадковому ( $\alpha = \alpha_{пос}$ ), подальше його збільшення припиняють. Швидкість польоту при дотриманні, що відповідає цьому моменту, називається посадковою.

В процесі витримування літак знижується до висоти 0,25-0,30 м. Після цього починається парашутування, при якому  $Y < G$ , а швидкість практично

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
						36
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		



не встигає змінитися, так як воно триває малий час і літак приземляється на посадкову смугу.

$$Y = G = C_{y_{\text{пос}}} \frac{\rho v_{\text{пос}}^2}{2} S \quad (11)$$

$$\text{Звідси: } v_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}$$

При наближенні до поверхні землі починає з'являтися ефект «повітряної подушки», внаслідок чого відбувається як би збільшення щільності повітря. З урахуванням цього явища можна записати

$$v_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}, \quad (12)$$

де  $G$  – вага літака при посадці

$C_{y_{\text{пос}}}$  - коефіцієнт підйомної сили при посадочному куті атаки;

0,94- коефіцієнт що враховує близькість

$$v_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2 \cdot 4760 \cdot 9,82}{2,15 \cdot 1,225 \cdot 28,9}} = 32,94 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Посадковою швидкістю називається швидкість в момент приземлення. Вона у всіх літаків менше швидкості відриву. Це пояснюється тим, що посадкова вага літака менше ваги злітної, а  $C_{y_{\text{пос}}} > C_{y_{\text{відр}}}$ , оскільки використовується більший кут відхилення крил (щитків), а, крім того, перед самим приземленням немає необхідності мати запас кута атаки, як після відриву.

З формули (12) випливає, що залежність посадкової швидкості від ваги літака, атмосферних умов і коефіцієнта підйомної сили така ж, як і швидкості відриву.

Пробіг літака є заключним етапом посадки. Після торкання землі літак здійснює пробіг на основних колесах шасі (для літаків з носовою опорою).

Головною характеристикою пробігу є його довжина. Довжиною пробігу  $L_{\text{пр}}$  називається відстань, що проходить літак по землі від моменту приземлення до повної зупинки.

Рух літака на пробігу є рівносповільненим з деяким середнім уповільненням  $U_{\text{ср}}$ .

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
						37
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

На пробігу крім безперервно зменшуються аеродинамічних сил  $Y$  і  $Q$  на літак діє сила тертя колеса об землю  $F = F_1 + F_2$  (Рисунок 2.2).

У міру зменшення швидкості підйомна сила і сила лобового опору зменшуються, а сили реакції землі  $N_1$  і  $N_2$  збільшуються.

Рівняння руху літака при пробігу можна записати

$$\frac{G}{g} i_{\text{пр}} = Q + F, \quad (13)$$

де  $F=f(N_1 + N_2)$ - сила тертя

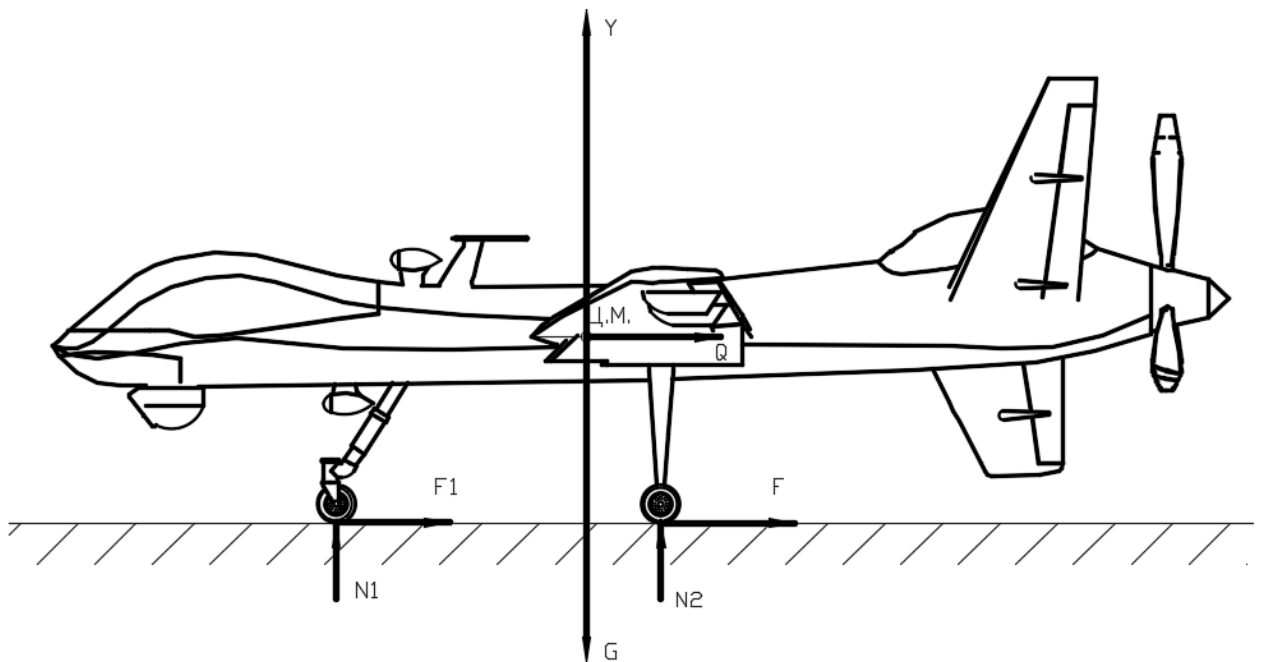


Рис. 2.2 Схема сил, які діють на літак при пробігу

Силами, що сповільнюють рух на пробігу, які впливають з формули (13), є сила тертя коліс об землю  $F$  і сила лобового опору  $Q$ . Довжина пробігу визначається за формулою

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2J_{\text{сп}}} = \frac{32,94^2}{2 \cdot 1,54} = 352,3 \text{ м.}$$

Схема посадки в результаті розрахунку представлена на рисунку 2.3

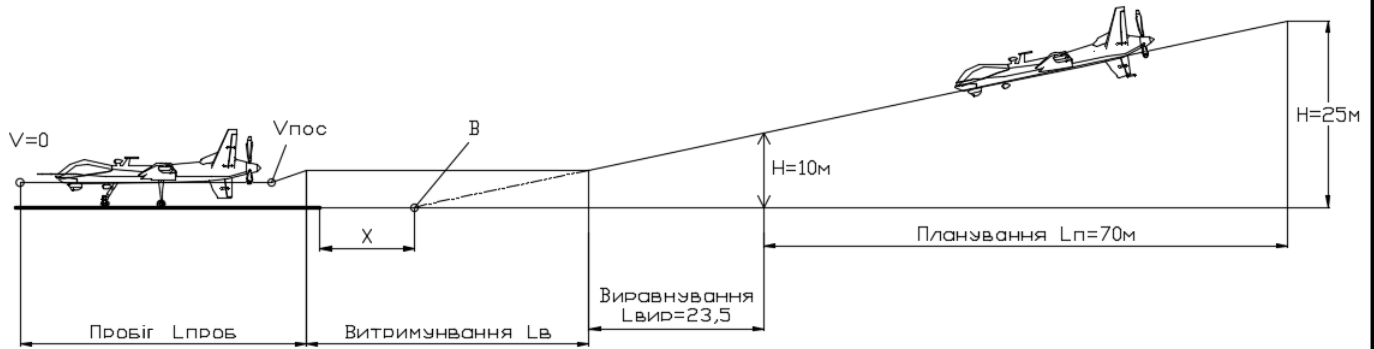


Рис. 2.3 Схема посадки БПЛА

## 2.2 Визначення експлуатаційних навантажень

*Розрахунковий випадок навантаження шасі*

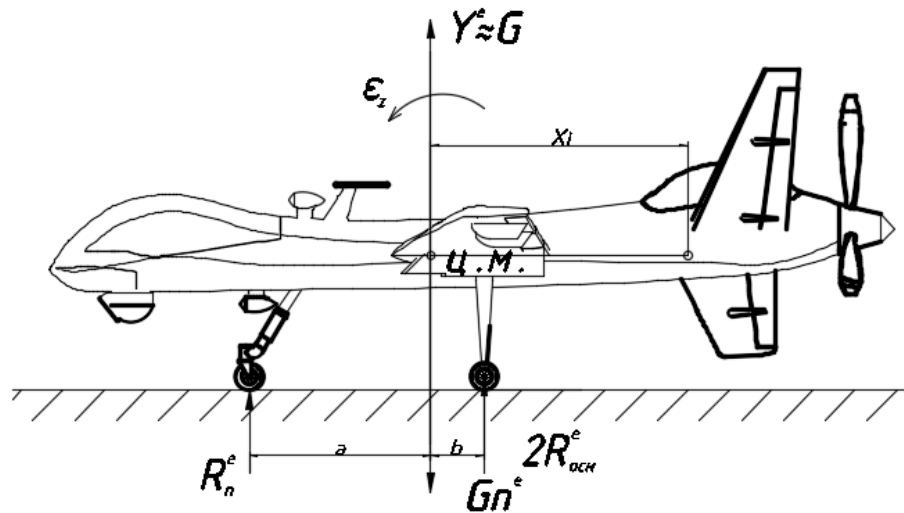


Рис. 2.4 Розрахунковий випадок навантаження шасі

В даному випадку розглядається найгірший випадок навантаження на передню стійку шасі, а саме випадок  $E_{III}$ - посадка на три опори.

Рівняння рівноваги для розрахункової схеми на рисунку 2.4 має вигляд

$$\begin{cases} \sum F_y = 0 \rightarrow G_{\text{пос}} n^e = 2R_{\text{осн}}^e + R_n^e + Y^e \\ \sum M_z = 0 \rightarrow J_z \varepsilon_z = 2R_{\text{осн}}^e b - R_n^e a \end{cases} \quad (14)$$

Експлуатаційне посадкове перевантаження визначається як мінімум трьох значень :

$$n^e = \text{MIN} \left\{ \frac{P_{\text{max}}^e}{i \cdot P_{\text{к.ст.пос}}}; \frac{P_{\text{мд}}}{P_{\text{к.ст.пос}}}; 2,6 + \frac{4500}{G_{\text{пос}} + 2500} \right\}, \quad (15)$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
						39
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

де  $P_{max}^e$  – максимальне зусилля в опорі при поглинанні амортизацією експлуатаційної роботи  $A^e$ ;

$i$ - кількість коліс на опорі;

$P_{к.ст.пос}$  - стояночне навантаження на колесо при посадці;

$P_{мд}$ - максимальне допустиме навантаження на пневматик.

Максимальне перевантаження при поглинанні амортизаційною системою (стойка+ пневматик) максимальної роботи  $A^{max}$  визначається з вираження:

$$n^{max} = MIN \left\{ \frac{P_{max}^{max}}{i \cdot P_{к.ст.пос}}; \frac{P_{меж}}{P_{к.ст.пос}} \right\}, \quad (16)$$

де  $P_{max}^{max}$  – максимальне зусилля в опорі при поглинанні амортизацією максимальної роботи  $A^{max}$ ;

$P_{меж}$  – межа навантаження на колесо, яке гарантує виробник.

Можливість амортизаційної системи поглинати експлуатаційну  $A^e$  та максимальну  $A^{max}$  роботи у відповідності з встановленими вимогами повинна бути підтверджена на копрі.

Коефіцієнт безпеки по відношенню до експлуатаційного перевантаження при поглинанні амортизацією експлуатаційної роботи  $A^e$  приймається рівним  $f = 1,5$  для шасі та  $1,65$  для інших агрегатів, а по відношенню до перевантаження при поглинанні максимальної роботи  $A^{max}$  -  $f = 1,3$  для всього ЛА.

$$R_{осн}^P = MAX \{ R_{осн}^0 \cdot n^e f; R_{осн}^0 n^{max} f \} \quad (17)$$

Цей випадок є розрахунковим для перевірки міцності циліндру та штоку.

### Висновок по розділу 2

В результаті розділу були отримані дані зі схемами зльоту та визначені основні навантаження при посадці. Згідно АП повна дистанція зльоту дорівнює:  $L_{зл.п} = 735$  м,  $L_{пр} = 352,3$  м. В розділі 2.2 проаналізовані формули для подальшого розрахунку штоку та циліндру, з урахуванням навантаження на передню стійку шасі.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
						40
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

### 3. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО- СИЛОВОЇ СХЕМИ ШАСІ. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ШАСІ

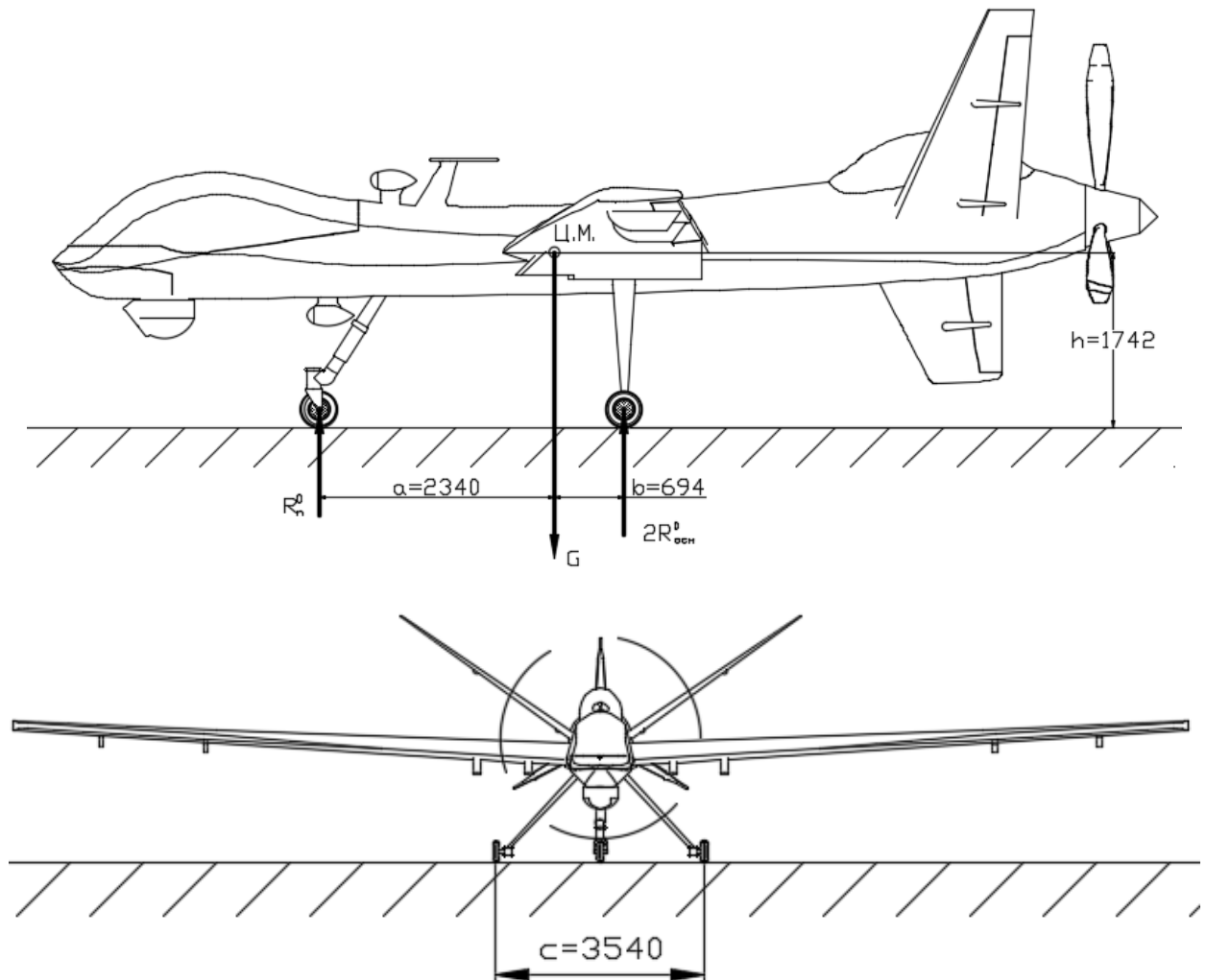


Рис. 3.1 Основні геометричні параметри для розрахунку

$b=0,694\text{ м}$ ;  $a=2,34\text{ м}$ ;  $h=1,742\text{ м}$  – висота від ЗПП до Ц.М. кут посадки;  
 $\theta=15^\circ$ ;  $z_0 = 1$  – кількість коліс носової стійки. При розрахунку враховує, що шасі що проектується буде експлуатуватись на бетонних ЗПП.

Розрахунок ведеться згідно рекомендацій джерел: [14], [15].

#### 3.1. Підбор колеса

Підбор коліс починається з вибору типів пневматика, який обирається з урахуванням умов експлуатації та значень посадкової та злітної швидкостей.

За урахуванням посадки на бетонну ЗПП, то слід встановлювати пневматики високого тиску. Для стоячого навантаження на колесо:

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ док.м.	Підпис	Дата		41

З урахуванням відсутності даних про посадкову масу приймаємо [14]

$$\frac{m_{зл}}{m_{пос}} = 1,4$$

$$P_{ст.зл}^к = \frac{m_{зл} \cdot g \cdot b}{z_0 \cdot a + b} = \frac{4760 \cdot 9,82 \cdot 0,694}{1 \cdot 3,034} = 10,69 \text{ кН} \quad (18)$$

$$P_{ст.пос}^к = \frac{m_{пос} \cdot g \cdot b}{z_0 \cdot a + b} = \frac{3400 \cdot 9,82 \cdot 0,694}{1 \cdot 3,034} = 7,64 \text{ кН} \quad (19)$$

За отриманими даними з сортимента авіаційних коліс обираю колесо 7 (Ка-252), з характеристиками : [16]:

Габарити пневматика  $D \times B = 400 \times 150$  мм

Стояночне навантаження на колесо при злітній масі  $P_{ст.зл}^к = 13,44$ кН

Стояночне навантаження на колесо при посадковій масі  $P_{ст.пос}^к = 10,54$  кН

Робочий тиск у пневматику  $P_0 = 785$  кН/м<sup>2</sup>

Максимальне допустиме навантаження на колесо  $P_{мд}^к = 45$  кН

Обтискання пневматика при  $P_{мд}^к$ ,  $\delta_{мд} = 65$  мм

Робота, яку поглинає пневматик при його обтисканні на  $\delta_{мд}$ ,

$A_{мд} = 2820$  Дж

При цьому умови  $P_{ст.зл}^к \leq 0,9P_{ст.зл}^к$ ,  $P_{ст.пос}^к \leq 0,9P_{ст.пос}^к$ , - виконуються.

Коефіцієнт вантажопідйомності:  $n_{вант} = \frac{P_{мд}^к}{P_{ст.пос}^к} = \frac{45}{7,64} = 5,9$ . (17)

Коефіцієнт перевантаження:  $n_{пос}^e = 2,6 + \frac{4500}{m_{пос} + 2500} \leq 3,5$

$$n_{пос}^e = 2,6 + \frac{4500}{3400 + 2500} = 3,36 \leq 3,5$$

При цьому умова  $n_{пос}^e \leq n_{вант}$  виконується. Враховуючи те, що БПЛА сідає на бетонну ЗПП, прийнято  $n_{зл}^e = 2$ . Тоді експлуатаційне навантаження на колесо:

$$P_{к.пос}^e = n_{пос}^e \cdot P_{ст.пос}^к = 3,36 \cdot 7,64 = 25,67 \text{ кН}; \quad (19)$$

$$P_{к.зл}^e = n_{зл}^e \cdot P_{ст.зл}^к = 2 \cdot 10,69 = 21,38 \text{ кН}. \quad (20)$$

### 3.2 Визначення основних параметрів жидкісно-газового амортизатора

Розрахунок амортизатора складається з визначення його розмірів (Геометричного розрахунку) і підрахунок площі отворів для протікання рідини (гідравлічний розрахунок).

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		42

Визначаю експлуатаційну роботу пневматика  $A_{\text{пн}}^e$  при обтисканні його на величину  $\delta^e$  при посадці:

$$A_{\text{пн}}^e = A_{\text{мд}} \cdot \frac{P_0}{P_0} \cdot \left( \frac{n_{\text{пос}}^e}{n_{\text{гр}}} \right)^2 = 2820 \cdot \frac{785}{490} \left( \frac{3,36}{5,6} \right)^2 = 1626,4 \text{ Дж} \quad (21)$$

$$A_{\text{пн}}^e = k \cdot P_{\text{к.пос}}^e \delta_{\text{пос}}^e; \quad (22)$$

$$k = \frac{A_{\text{мд}}}{(\delta_{\text{мд}} \cdot P_{\text{мд}})} = \frac{2820}{(65 \cdot 45)} = 0,964, \quad (23)$$

де  $A_{\text{мд}}$  - максимально допустима робота;

$\delta_{\text{мд}}$  - максимально допустиме обтискання пневматику;

$P_{\text{мд}}$  - максимально допустиме зусилля.

$$\delta_{\text{ст}} = (0,3 - 0,35) \cdot \delta_{\text{мд}} = 0,3 \cdot 65 = 19,5 \text{ мм} \quad (24)$$

$$\delta_{\text{пос}}^e = \delta_{\text{ст}} \cdot n_{\text{пос}}^e = 19,5 \cdot 3,36 = 65,52 \text{ мм}; \quad (25)$$

де  $\delta_{\text{ст}}$  - стояночне обтискання пневматику ( $\delta_{\text{ст}} = (0,3 - 0,35) \cdot \delta_{\text{мд}}$  при стояночному навантаженні на колесо  $P_{\text{ст}}$  .

$$A_{\text{пн}}^e = 0,964 \cdot 25,67 \cdot 65,52 = 1621 \text{ Дж.}$$

Обираємо  $A_{\text{пн}}^e$  яке має більше значення, тобто  $A_{\text{пн}}^e = 1626,4 \text{ Дж}$

Експлуатаційна робота, яка поглинається амортизатором та пневматиком при посадці:

$$A^e = m_{\text{ред}} \cdot \frac{(V_y^e)^2}{2}, \quad (26)$$

де  $m_{\text{ред}} = 0,4 \cdot m_{\text{пос}}$  - редуцирована маса;

$V_y^e$  - приведена вертикальна складова швидкості БПЛА під час удару.

$$V_y^e = \sqrt{0,5 \cdot (0,28 \cdot V_{\text{пос}} + 0,01 \sqrt{m_{\text{пос}}} + 8)}; \quad (27)$$

$$V_y^e = \sqrt{0,5 \cdot (0,28 \cdot 32,94 + 0,01 \sqrt{3400} + 8)} = 2,98 \text{ м/с.}$$

Одна стійка сприймає експлуатаційну роботу:

$$A_{\text{ст}}^e = 1360 \cdot \frac{2,98^2}{2} = 6 \text{ кДж.} \quad (28)$$

Визначена експлуатаційна робота, яка поглинається одним пневматиком при посадці.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		43

Для потрібної енергомісткості амортизатора отримаємо:

$$A_{ам}^e = A_{ст}^e - z_0 \cdot A_{пн}^e = 6000 - 1626,4 = 4,373 \text{ кДж} \quad (29)$$

Хід амортизатора визначено за формулою:

$$S^e = \frac{A_{ам}^e}{\eta^e \cdot n_{пос}^e \cdot P_{ст.пос}^k \cdot \varphi^e \cdot z_0} \quad (30)$$
$$S^e = \frac{4373}{0,75 \cdot 3,36 \cdot 7640 \cdot 1 \cdot 1} = 0,227 \text{ м},$$

де  $A_{ам}^e$  – експлуатаційна робота амортизатора;

$\eta^e$  – коефіцієнт повноти діаграми обтискання при роботі  $A_{ам}^e$ ;

$\varphi = \varphi^e = \varphi_0 = 1$  – передаточне число при ході поршня  $S^e$ .

Приймаємо, що стійка телескопічна та в момент дотику колесами землі вісь стійки перпендикулярна поверхні землі.

Для визначення поперечних розмірів амортизатора знайдена площа  $F_r$ , по якій газ діє на шток амортизатора. Вибрані значення параметрів:

$P_0 = 1$  МПа для амортизаторів, які працюють на осьове зусилля та згин

$n_0 = 0,4$  для важких БПЛА

$\chi = 0,1$  для важільної схеми

Тоді:

$$F_r = \frac{z \cdot P_{ст.пос}^k \cdot n_0 \cdot \varphi_0}{P_0 \cdot (1 + \chi) \cdot x} ; \quad (31)$$
$$F_r = \frac{1 \cdot 7640 \cdot 0,4 \cdot 1}{1 \cdot 10^6 \cdot (1 + 0,1) \cdot 1} = 0,0069 \text{ м}^2$$

де  $x$  – кількість амортизаторів на стійці;

$z$  – кількість коліс передньої опори;

$P_{ст.пос}^k$  – стояночне зусилля.

Для амортизатора з ущільненням, закріпленим на циліндрі: зовнішній діаметр штоку дорівнює:

$$D_{шт} = 2 \cdot \sqrt{\frac{F_r}{\pi}} = 0,093 \text{ м} \quad (32)$$

З урахуванням прийнятих величин для розрахунку прийму  $D_{шт} = 0,11$  м де  $F_r$  – площа, де газ діє на шток амортизатора.

Товщина ущільнення кілець  $\delta_{ущ} = 8$  мм. Тоді для внутрішнього діаметру

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		44



циліндра:

$$d_{\text{ц}} = D_{\text{шт}} + 2 \cdot \delta_{\text{ущ}} = 110 + 2 \cdot 8 = 126 \text{ мм.} \quad (33)$$

Початковий об'єм  $V_0$  газової камери знаходиться за формулою:

$$V_0 = \frac{F_{\text{г}} \cdot S^e}{1 - \left(\frac{n_0 \cdot \varphi_0}{n^e \cdot \varphi^e}\right)^{1/\kappa}} = \frac{0,0069 \cdot 0,227}{1 - \left(\frac{0,4 \cdot 1}{3,36 \cdot 1}\right)^{1/1,2}} = 0,00188 \text{ м}^3. \quad (34)$$

Для збільшення навантаження що сприймається стійкою шасі раціонально буде збільшити об'єм газової камери отриманої з розрахунків.

$$V_0 = 0,002 \text{ м}^3$$

Висота газової камери при необхідному амортизаторі дорівнює:

$$h_{\text{г.о.}} = \frac{4 \cdot V_0}{\pi \cdot d_{\text{ц}}^2} = \frac{4 \cdot 0,002}{3,14 \cdot 0,126^2} = 0,16 \text{ м} \quad (35)$$

З конструктивних міркувань приймаємо  $h_{\text{г.о.}} = 0,2 \text{ м}$

Визначена межа ходу амортизатора  $S^{\text{max}}$  та  $n^{\text{max}}$ . Визначені допоміжні

величини:

$$A^{\text{max}} = 1,5 \cdot A^e_{\text{ст}} = 1,5 \cdot 6000 = 9 \text{ кДж} \quad (36)$$

$S^{\text{max}} = 1,1 \cdot S^e = 0,25$  – межа ходу амортизатора;

$$b(S^{\text{max}}) = S^{\text{max}} \varphi^{\text{max}} \cdot \frac{\eta^{\text{max}} \cdot n_{\text{гр}}^2 \cdot P_{\text{ст.пос}}^{\text{к}}}{A_{\text{мд}}} \cdot \frac{P_0}{P_0}; \quad (37)$$

$$b(S^{\text{max}}) = 0,25 \cdot 1 \cdot \frac{0,8 \cdot 5,6^2 \cdot 7,64}{2820} \cdot \frac{490}{785} = 10,6,$$

де  $S^{\text{max}} = 1,1 \cdot S^e = 0,25$  – межа ходу амортизатора;

$\varphi^{\text{max}}$  – передаточне число, яке відповідає ходу штока  $S^{\text{max}}$ ;

$\eta^{\text{max}} = 0,8$  – коефіцієнт повноти діаграми обтискання амортизатора при поглинанні роботи  $A^{\text{max}}_{\text{ам}}$ .

$$C = \frac{n_{\text{гр}}^2 \cdot A^{\text{max}}_{\text{ст}}}{Z \cdot A_{\text{мд}}} \cdot \frac{P_0}{P_0} = \frac{5,6^2 \cdot 9000}{1 \cdot 2820} \cdot \frac{490}{785} = 62,47; \quad (38)$$

де  $A^{\text{max}}_{\text{ст}}$  – максимальна стояночна робота;

$A_{\text{мд}}$  – максимально допустима робота;

$Z$  – кількість коліс в носовій стойці;

$P_0$  – початковий тиск.

$$n^{\text{max}} = -\frac{b}{2} + \sqrt{\frac{b^2}{4} + C} = -\frac{10,6}{2} + \sqrt{\frac{10,6^2}{4} + 62,47} = 4,22. \quad (39)$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		45

Тиск газу в амортизаторі при його максимальному стисканні дорівнює:

$$P^{max} = \frac{P_0 \cdot (n^{max} \cdot \varphi^{max})}{(n_0 \cdot \varphi^0)} = \frac{100000 \cdot (4,22 \cdot 1)}{(0,4 \cdot 1)} = 1,055 \text{ МПа} \quad (40)$$

Висота рівня рідини над верхньою буксою дорівнює:

$$h_{po} = S^{max} \cdot \left(1 - \left(\frac{D_{шт}}{d_{ц}}\right)^2\right) = 0,25 \cdot \left(1 - \left(\frac{0,11}{0,126}\right)^2\right) = 0,0595 \text{ м}, \quad (41)$$

Де  $D_{шт}$  – зовнішній діаметр штоку;

$d_{ц}$  – внутрішній діаметр циліндру.

При цьому  $h_{po} + h_{г.о.} \geq S^{max}$ ;  $0,2 + 0,0595 \geq 0,25$ .

Задававшись значеннями параметрів

$$S_k = S^{max} + 3 = 253 \text{ мм}$$

$$B = 2 \cdot d_{ц} = 1,7 \cdot 126 = 214,2 \text{ мм} \text{ – опорная база штока;}$$

$\sum h_{вуз} = 2 \cdot D_{шт} = 220 \text{ мм}$  – сумарний розмір вузлів кріплення амортизатора

$$h_{\delta b} + h_{\delta H} = d_{ц} = 126 \text{ мм.}$$

Отримаємо довжину амортизатора не в стисненому стані:

$$L_{ам} = S_k + h_{po} + h_{г.о.} + 0,5 \cdot (h_{\delta b} + h_{\delta H}) + B + \sum h_{вуз} = 1010 \text{ мм} \quad (42)$$

Довжина амортизатора при експлуатаційному обтисканні дорівнює:

$$L_{ам}^e = L_{ам} - S^e = 1010 - 227 = 783 \text{ мм} \quad (43)$$

### 3.3 Визначення навантажень на стійку при посадці

Коефіцієнт розрахункового навантаження дорівнює:

$$n^p = 1,5 \cdot n^e = 1,5 \cdot 3,36 = 5,04; \quad (44)$$

$$n^p = 1,3 \cdot n^{max} = 1,3 \cdot 4,22 = 5,486; \quad (45)$$

Далі в розрахунках використовуємо  $n^p = 5,486$

Згідно з АП розрахунок на міцність необхідно виконувати для різних комбінацій зусиль  $P_y^P$  (Розрахункове вертикальне навантаження на стійку з боку землі) і відповідних їх  $P_x^P$  (розрахункове горизонтальне навантаження). Однак одним з найбільш небезпечних є випадок, що приводиться в АП: вертикальне навантаження максимальне, горизонтальне - становить 25% від вертикального.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		46

Приймаю:

$$P_y^P = z \cdot n^p \cdot P_{\text{ст.пос}}^K = 1 \cdot 5,486 \cdot 7,64 = 41,91 \text{ кН} \quad (46)$$

$$P_x^P = 0,25 \cdot P_y^P = 10,47 \text{ кН.} \quad (47)$$

Розрахункова схема стійки в обтиснутому стані з визначеними для подальших розрахунків розмірами і з доданими до стійки розрахунковими навантаженнями, а також система координат, вісь у, яка направлена по осі стійки, показані на (рисунок 3.2).

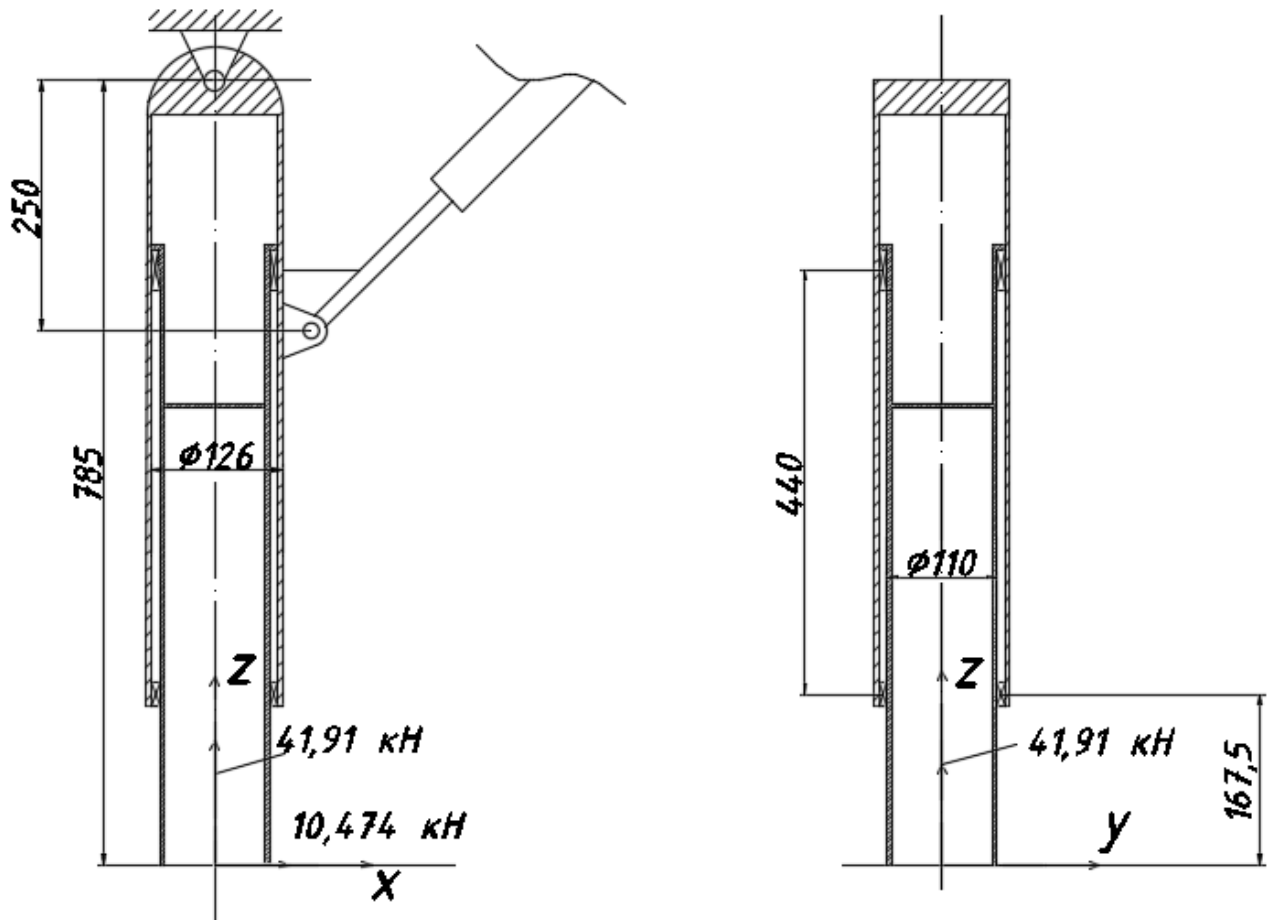


Рис. 3.2 Розрахункова схема амортизатору

$$L_1 = L_{\text{ам}}^e = 0,785 \text{ м}$$

$$L_2 = B + S^e = 214 + 227 = 441 \text{ мм, приймаю } L_2 = 0,44 \text{ м}$$

$$L_3 = S_k - S^e + \frac{h_{\delta b} + h_{\delta H}}{4} + \frac{\sum h_{\text{вуз}}}{2} = 253 - 227 + \frac{126}{4} + \frac{220}{2} = 0,1675 \text{ м}$$

$$L_4 = 0,2 \text{ м}$$

$$L_5 = 0,25 \text{ м}$$

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ

Аркуш

47

$$L_6 = d_{ц} = 0,126 \text{ м}$$

$$L_7 = D_{шт} = 0,11 \text{ м}$$

### 3.4 Побудова епюр згинаючих і крутного моментів

Стійка є комбінованою системою. Спочатку знайду зусилля в підкосі, тобто розкладаю невідоме зусилля  $S$  (рисунок 3.5) на складові по відповідних осях. Записуючи для стійки рівняння рівноваги (сума моментів щодо шарніра  $O_1$  дорівнюють нулю), виходить:

$$S \cdot (L_7 \cdot \sin 45^\circ + L_5 \cdot \sin 45^\circ) - P_y^P \cdot L_6 - P_x^P \cdot L_1 = 0$$

$$S = \frac{P_y^P \cdot L_6 + P_x^P \cdot L_1}{L_7 \cdot \sin 45^\circ + L_5 \cdot \sin 45^\circ} = \frac{41,91 \cdot 0,126 + 10,47 \cdot 0,785}{0,11 \cdot 0,707 + 0,25 \cdot 0,707} = 53,04 \text{ кН.} \quad (48)$$

Розклавши зусилля  $S$  на складові отримав

$$S_x = S_z = 26,52 \text{ кН}$$

Згинаючий момент  $M_x$ , що діє в площині  $ZOY$ , постійний за довжиною стійки та дорівнює  $M_x = 0$ , сила прикладена до осі амортизатора та не створює моменту

Згинаючий момент  $M_y$  діє в площині  $XOZ$  та в шарнірі  $O_1$  його значення дорівнює 0. В точках  $G$  та  $A$  значення  $M_y$  дорівнює

$$M_{YG} = P_y^P \cdot L_6 = 41,91 \cdot 0,126 = 5,28 \text{ кНм}$$

$$M_{YA} = M_{YG} + P_x^P \cdot (L_1 - L_5) = 5,28 + 10,47 \cdot (0,785 - 0,25) = 10,9 \text{ кНм}$$

Епюри будуються відносно осі стержня, але сила  $S_z$  прикладена з ексцентриситетом по відношенню до вісі стійки, тому епюра  $M_y$  в перетині, яка має шарнір вузла кріплення підкосу має скачок на величину

$$S_z \cdot L_7 = 26,52 \cdot 0,11 = 2,81 \text{ кНм,}$$

$$\text{а момент в точці В: } M_{yB} = M_{yA} - S_z \cdot L_7 = 10,9 - 2,81 = 8,09 \text{ кНм}$$

З'єднуючи точки  $C, A$  та  $B, O_1$  прямими, будуюмо епюру згинальних моментів  $M_y$  для стійки в цілому.

Стійка складається з штоку та циліндру, які пов'язані між собою буксами (у випадку силової схеми). У площині  $XOZ$ , для розрахунку приймаю схему наведену на рисунку 3.3. Тоді момент  $M_y$  для штока дорівнює нулю в  $C$ , а момент

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		48

$M_y$ , для циліндру дорівнює 0 в точці D. Відповідно, лінії CD та EF на епорах згинаючих моментів для стійки в цілому поділяють епюри на 2 частини. Наприклад, на епюрі  $M_y$  ABO, CD відповідає циліндру, а область CDG  $O_1$ -штоку.

$$\text{Момент кручення } M_z = \frac{1L_4}{2} \cdot P_x^P = 0,1 \cdot 10,47 = 1,047 \text{ кНм}$$

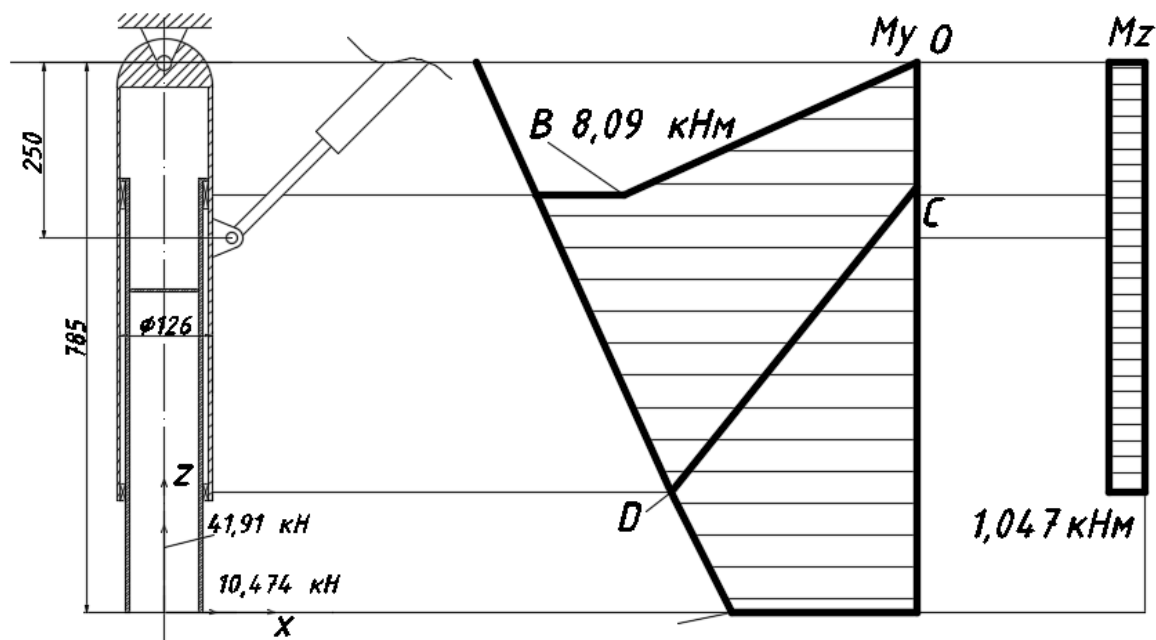


Рис. 3.3 Епюри згинаючого та крутного моментів

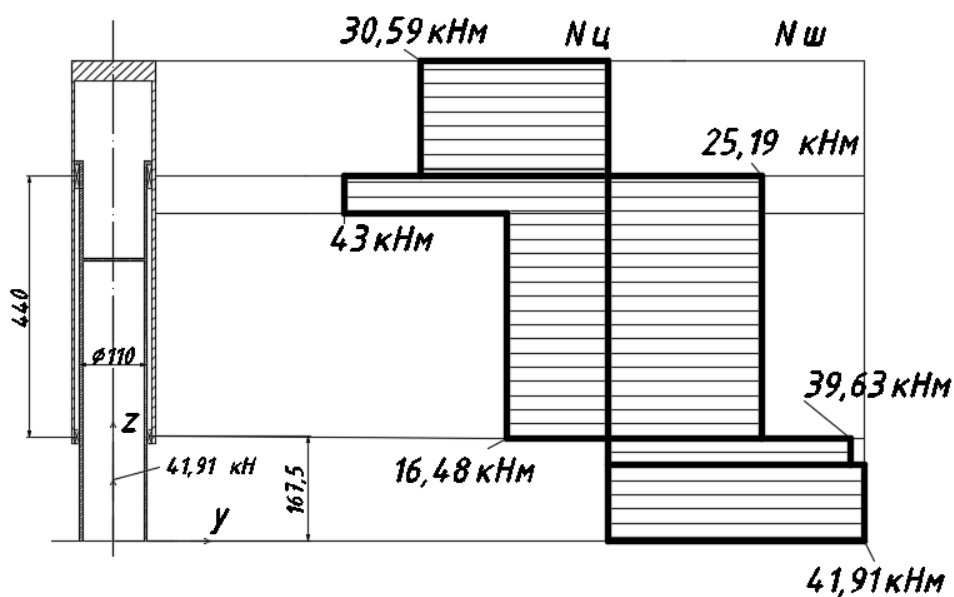


Рис. 3.4 Епюри осьової сили по штоку та циліндру

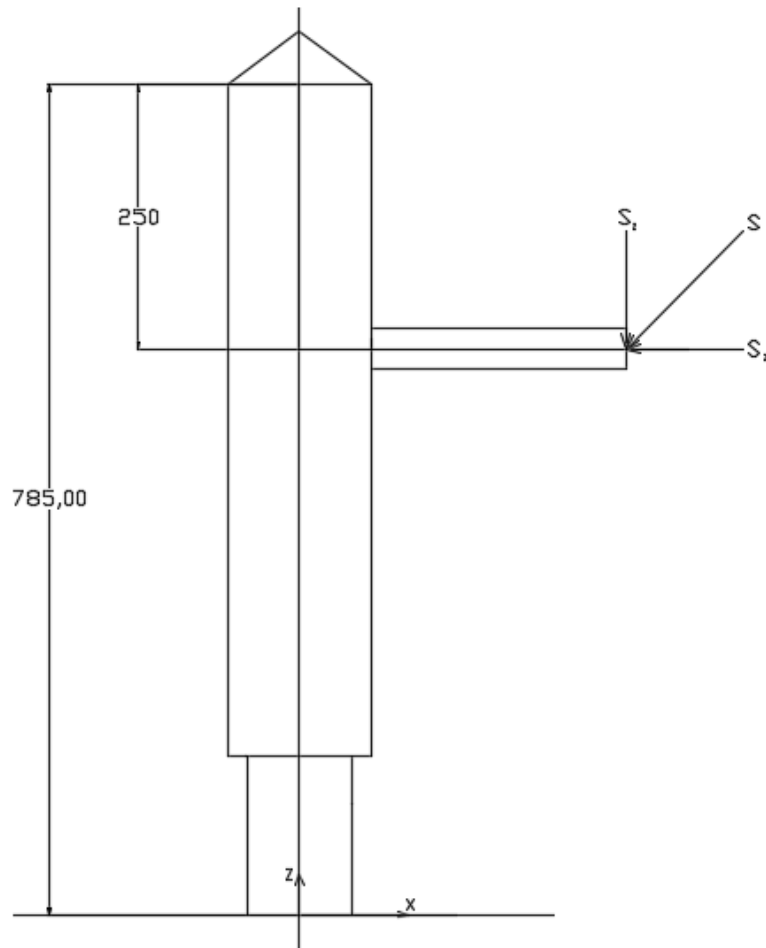


Рис. 3.5 Розкладання на проекції зусилля в підкосі

### 3.41.1 Визначення товщини стінок штока та циліндра

Розрахунковим для штоку обраний перетин, який проходить через центр нижньої букси, для циліндра- перетин, який має шарнір вузла кріплення циліндра підйомника.

В цих перетинах діють згинаючі моменти:

$$M_{ш} = \sqrt{(M_{YG} + P_x^P \cdot L_3)^2} = \sqrt{(5,28 + 10,47 \cdot 0,1675)^2} = 7,03 \text{ кНм.} \quad (49)$$

$$M_{ц} = \sqrt{(M_{YA} - M_{Yk})^2} = \sqrt{(10,9 - 3,8)^2} = 7,1 \text{ кНм} \quad (50)$$

Матеріал для штоку та циліндру – сталь 15X25Т ГОСТ 5582-75, для якої  $\sigma_B = 530$  Мпа. При підборі товщини стінки штока та циліндру момент кручення не враховується, напруження  $\sigma_z = 0$ .

Далі визначимо товщину стінок штоку та циліндру  $\delta$ :

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		50

$$\delta \geq \frac{1}{\sigma_B} \cdot \sqrt{A^2 + B^2 \pm A \cdot B}, \text{ де} \quad (51)$$

$$A = f \cdot P^{max} \cdot \frac{d}{2}; \quad (52)$$

$$B = \frac{M_{зг}^P}{d_{ц}^2}, \quad (53)$$

$f$ -коефіцієнт безпеки.

$M_{зг}^P$ - розрахунковий момент згину

$d$ -діаметр серединної поверхні елемента

Згідно рекомендацій приймаємо  $f = 1,3$

а) - в формулі відповідає розтягнутій зоні від впливу згинаючого моменту

б) + в формулі відповідає стиснутій зоні від впливу згинаючого моменту

Враховуючи, що діаметри штоку та циліндру відомі, то використовуємо метод послідовних наближень. Для полегшення розрахунків далі в тексті застосовуються розмірності:  $1\text{Мпа} = 1 \frac{\text{Н}}{\text{мм}^2}$ ;  $1\text{кНм} = 10^3\text{Нм}$ .

Для циліндру при першій ітерації:

$$d = d_{ц} = 126 \text{ мм}$$

$$A = f \cdot P^{max} \cdot \frac{d}{2} = 1,3 \cdot \frac{1,055}{2} \cdot 126 = 85,71\text{Нмм}$$

$$B = \frac{7,1 \cdot 10^6}{126^2} = 447,2 \text{ Нмм}$$

$$\delta = \frac{1}{\sigma_B} \cdot \sqrt{A^2 + B^2 - A \cdot B} = 0,77 \text{ мм}$$

$$\delta = \frac{1}{\sigma_B} \cdot \sqrt{A^2 + B^2 + A \cdot B} = 0,935 \text{ мм}$$

З цих значень обираю найбільше та ввожу запас на сприйняття осьової сили та крутного моменту, тобто приймаю  $\delta_{ц} = 4 \text{ мм}$

Повторяю розрахунок для

$$d = D_{шт} = 110 \text{ мм}$$

$$A = f \cdot P^{max} \cdot \frac{d}{2} = 1,3 \cdot \frac{1,055}{2} \cdot 110 = 75,43\text{Нмм}$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		51

$$B = \frac{7,03 \cdot 10^6}{110^2} = 581 \text{ Нмм}$$

$$\delta = \frac{1}{\sigma_B} \cdot \sqrt{A^2 + B^2 - A \cdot B} = 1,03 \text{ мм}$$

$$\delta = \frac{1}{\sigma_B} \cdot \sqrt{A^2 + B^2 + A \cdot B} = 1,2 \text{ мм}$$

З цих значень обираю найбільше та ввожу запас на сприйняття осьової сили та крутного моменту, тобто приймаю  $\delta_{шт} = 2 \text{ мм}$

### 3.5 Побудова епюри осьової сили

Розрахунковий тиск газу в амортизаторі  $P_{\Gamma} = f \cdot P_{max}$

$$P_{\Gamma} = 1,3 \cdot 1,055 = 1371,5 \text{ кПа}$$

Газ давить на шток з силою  $P_{шт}$

$$P_{шт} = P_{\Gamma} \cdot \pi \frac{D_{шт}^2}{4} \quad (54)$$

$$P_{шт} = 1371,5 \cdot 3,14 \cdot \frac{0,110^2}{4} = 13,03 \text{ кН}$$

Невідповідність між силою  $P_{шт}$  та зовнішнім навантаженням  $P_p^y = 41,91 \text{ кН}$  обумовлюється силами тертя в брусках. Таким чином сила тертя в одній буксі  $F_{тр}$

$$F_{тр} = \frac{(P_p^y - P_{шт})}{2} = \frac{41,91 - 13,03}{2} = 14,44 \text{ кН} \quad (55)$$

На верхньому кінці штоку газ давить із силою  $F_{шт}$ :

$$F_{шт} = P_{\Gamma} \cdot \pi \cdot \frac{(D_{шт}^2 - d_{шт}^2)}{4} = 1371,5 \cdot 3,14 \cdot \frac{(0,110^2 - 0,046^2)}{4} = 10,75 \text{ кН} \quad (56)$$

Відповідно між перетинами брус шток стискається з силою

$$N_{шт1} = F_{тр} + F_{шт} \quad (57)$$

$$N_{шт1} = 14,44 + 10,75 = 25,19 \text{ кН}$$

Нижній перетин силою F-силою

$$N_{шт2} = N_{шт1} + F_{тр} = 25,19 + 14,44 = 39,63 \text{ кН}$$

Газ давить на циліндр з силою  $P_{ц}$

$$P_{ц} = P_{\Gamma} \cdot \pi \frac{D_{ц}^2}{4} \quad (58)$$

$$P_{ц} = 1371,5 \cdot 3,14 \cdot \frac{0,126^2}{4} = 17,09 \text{ кН}$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		52



Невідповідність між силою  $P_{ц}$  та зовнішнім навантаженням  $P_p^y = 41,91$  кН обумовлюється силами тертя в буксах. Таким чином сила тертя в одній буксі  $F_{тр}$

$$F_{тр} = \frac{(P_p^y - P_{ц})}{2} = \frac{41,91 - 17,09}{2} = 12,41 \text{ кН} \quad (59)$$

На циліндр газ діє через ущільнення з осьовою силою  $F_{ц}$ :

$$F_{ц} = P_{г} \cdot \pi \cdot \frac{(d_{ц}^2 - D_{шт}^2)}{4} = 1371,5 \cdot 3,14 \cdot \frac{(0,126^2 - 0,110^2)}{4} = 4,07 \text{ кН} \quad (60)$$

Відповідно між перетинами букс циліндр розтягається з силою

$$N_{ц1} = -F_{тр} + F_{ц}$$

$$N_{цF} = 12,41 + 4,07 = 16,48 \text{ кН}$$

Сила  $F_{ц}$  розтягує циліндр. При побудові епюри  $N_{ц}$  слід враховувати  $F_{тр}$  та  $S_z$ :

$$N_{цА} = S_z + N_{цF}$$

$$N_{цЕ} = S_z + N_{цА}$$

$$N_{цА} = 26,52 + 16,48 = 43 \text{ кН}$$

$$N_{цЕ} = -12,41 + 43 = 30,59 \text{ кН}$$

### 3.6 Перевірочний розрахунок штоку

Допоміжні величини

$$d_{шт} = 107 \text{ мм} \quad D_{шт} = 110 \text{ мм}$$

$$F = \pi \frac{(D_{шт}^2 - d_{шт}^2)}{4} = 3,14 \frac{(110^2 - 107^2)}{4} = 511 \text{ мм}^2 \quad (61)$$

$$W = \pi \frac{(D_{шт}^4 - d_{шт}^4)}{32 \cdot D_{шт}} = 13552,2 \text{ мм}^3 \quad (62)$$

$$K_{пл} = \frac{16 \cdot D \cdot (D_{шт}^3 - d_{шт}^3)}{3 \cdot \pi \cdot (D_{шт}^4 - d_{шт}^4)} = \frac{16 \cdot 110 \cdot (110^3 - 107^3)}{3 \cdot 3,14 \cdot (110^4 - 107^4)} = 1,29, \quad (63)$$

де -  $F$  площа поперечного перетину елемента;

$W$ -моменти опору поперечного перетину елемента;

$K_{пл}$ -коефіцієнт пластичності.

Максимальне напруження в розрахунковому перетині зв'язані з моментами та осьовою силою формулами

$$\sigma_z = \pm \frac{M_{зг}^p}{W \cdot k_{пл}} - \frac{N^p}{F}; \quad (64)$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		53

$$\sigma_{\theta} = fP^{max} \frac{R}{\delta}; \quad (65)$$

$$\sigma_r = fP^{max}; \quad (66)$$

$$\tau_{z\theta} = \frac{M_{кр}^P}{W_{кр}}; \quad (67)$$

$$\sigma_z = \pm 5,28 \cdot \frac{10^6}{13552,2 \cdot 1,29} - \frac{25,19}{511} = \frac{+301,97}{-302,07}$$

$$\sigma_{\theta} = fP^{max} \frac{R}{\delta} = 1,3 \cdot 1,055 \cdot \frac{55}{2} = 37,72 \text{ МПа}$$

$$\sigma_r = fP^{max} = 1,3 \cdot 1,055 = 1,3715 \text{ МПа}$$

$$\tau_{z\theta} = 0$$

Визначено напруження в розрахованому перетині:

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{(\sigma_{\theta} - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_{\theta})^2 + 6 \cdot \tau_{z\theta}^2}, \quad (68)$$

де  $\sigma_z$  – нормальні напруження, направлені вздовж осі z;

$\sigma_r$  – радіальні напруження в циліндричних елементах;

$\sigma_{\theta}$  – тангенціальне напруження циліндричних елементів;

$\tau_{z\theta}$  – дотичні напруження

R- радіус перетину елемента.

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(37,72 - 1,3715)^2 + (1,3715 - 301,97)^2 + (301,97 - 37,72)^2},$$

$$\sigma = 284,17 \text{ МПа}$$

Для іншого варіанту

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(37,72 - 1,3715)^2 + (1,3715 - 301,97)^2 + (301,97 - 37,72)^2}$$

$$\sigma = 323,15$$

Коефіцієнт надлишку міцності дорівнює :

$$\eta = \frac{530}{323,15} = 1,73$$

Критичні напруження втрати стійкості при стисканні або згині

циліндричного елемента визначають за формулою:

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		54

$$\sigma_{кр}^e = \frac{KE}{R/\delta}, \quad (69)$$

Де  $K = 0,22$ - коефіцієнт який характеризує якість виготовленої оболонки

$E$ - модуль пружності 1-го роду

$$\sigma_{кр}^e = \frac{0,22 \cdot 2 \cdot 10^5}{\frac{55}{2}} = 160 \text{ МПа}$$

Через те що  $\sigma_{кр}^e < \sigma_p = 250 \text{ МПа}$ , то не проводиться її уточнення

При  $\sigma_N = 28 \text{ МПа}$

$$\alpha = \pi \frac{\sigma_N + \sigma_{кр}}{\sigma_B + \sigma_{кр}} = 3,14 \frac{160 + 28}{530 + 160} = 50^\circ \quad (70)$$

Допустимий момент згину

$$M_{доп} = 2 \cdot R^2 \cdot \delta (\sigma_B + \sigma_{кр}) \cdot \sin \alpha = 6,4 \text{ кНм} \quad (71)$$

Коефіцієнт надлишку міцності дорівнює :

$$\eta = \frac{6,4}{5,28} = 1,2$$

Для оцінки точності розрахункової схеми знайду критичну поперечну силу:

$$Q_{кр} = 0,245 \cdot E \cdot \delta^2 \cdot \sqrt[4]{R \cdot \frac{\delta}{L^2}} = 0,245 \cdot 2 \cdot 10^5 \cdot 2^2 \cdot \sqrt[4]{55 \cdot \frac{16}{0,44^2}} = 401 \quad (72)$$

Де  $L$ -відстань між верхньою та нижньою буксами  $L=0,44 \text{ м}$

Для визначення поперечної сили, що діє в штоку на ділянці між буксами, знаходжу реакції в буксах в обох площинах  $XOZ$  і  $YOZ$

$$R_x = \frac{(52,52 + 23,43 \cdot 0,202)}{440} = 130 \text{ кН};$$

$$R_y = \frac{20,57}{0,44} = 46 \text{ кН};$$

Відповідно,

$$Q = \sqrt{R_x^2 + R_y^2} = 138 \text{ кН}$$

Сила  $Q$  не перевищує  $Q_{кр}$ , додаткова оцінка міцності штока не потрібна.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		55

$$\delta_{ш} = \left( \frac{Q\sqrt{L}}{0,245 \cdot E \cdot \sqrt{R}} \right)^{4/9} = 0,35 \text{ мм} \quad (73)$$

### 3.7 Перевірочний розрахунок циліндру

Допоміжні величини

$$d_{ц} = 122 \text{ мм} \quad D_{ц} = 126 \text{ мм}$$

$$F = \pi \frac{(D_{ш}^2 - d_{ш}^2)}{4} = 3,14 \frac{(126^2 - 122^2)}{4} = 779 \text{ мм}^2$$

$$W = \pi \frac{(D_{ш}^4 - d_{ш}^4)}{32 \cdot D_{ш}} = 23763,3 \text{ мм}^3$$

$$K_{пл} = \frac{16 \cdot D \cdot (D_{ш}^3 - d_{ш}^3)}{3 \cdot \pi \cdot (D_{ш}^4 - d_{ш}^4)} = \frac{16 \cdot 126 \cdot (126^3 - 122^3)}{3 \cdot 3,14 \cdot (126^4 - 122^4)} = 1,29,$$

де -  $F$  площа поперечного перетину елемента;

$W$ -моменти опору поперечного перетину елемента;

$K_{пл}$ -коефіцієнт пластичності.

Максимальне напруження в розрахунковому перетині зв'язані з моментами та осьювою силою формулами

$$\sigma_z = \pm \frac{M_{зг}^p}{W \cdot k_{пл}} - \frac{N^p}{F};$$

$$\sigma_{\theta} = f P^{max} \frac{R}{\delta};$$

$$\sigma_r = f P^{max};$$

$$\tau_{z\theta} = \frac{M_{кр}^p}{W_{кр}};$$

$$\sigma_z = \pm 10,9 \cdot \frac{10^6}{23763,3 \cdot 1,29} - \frac{41,91}{779} = \frac{+355,52}{-355,62}$$

$$\sigma_{\theta} = f P^{max} \frac{R}{\delta} = 1,3 \cdot 1,055 \cdot \frac{63}{2} = 43,2 \text{ МПа}$$

$$\sigma_r = f P^{max} = 1,3 \cdot 1,055 = 1,3715 \text{ МПа}$$

$$\tau_{z\theta} = 0$$

Визначено напруження в розрахованому перетині:

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{(\sigma_{\theta} - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_{\theta})^2 + 6 \cdot \tau_{z\theta}^2},$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		56

де  $\sigma_z$  – нормальні напруження, направлені вздовж осі z;

$\sigma_r$  – радіальні напруження в циліндричних елементах;

$\sigma_\theta$  – тангенціальне напруження циліндричних елементів;

$\tau_{z\theta}$  – дотичні напруження

R- радіус перетину елемента.

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(43,2 - 1,3715)^2 + (1,3715 - 355,52)^2 + (355,52 - 43,2)^2},$$

$$\sigma = 355,2 \text{ МПа}$$

Для іншого варіанту

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(43,2 - 1,3715)^2 + (1,3715 + 355,62)^2 + (-355,62 - 43,2)^2}$$

$$\sigma = 379,59$$

Коефіцієнт надлишку міцності дорівнює :

$$\eta = \frac{530}{379,59} = 1,39$$

Критичні напруження втрати стійкості при стисканні або згині циліндричного елемента визначають за формулою:

$$\sigma_{кр}^e = \frac{KE}{R/\delta},$$

Де  $K = 0,22$ - коефіцієнт який характеризує якість виготовленої оболонки  
E- модуль пружності 1-го роду

$$\sigma_{кр}^e = \frac{0,22 \cdot 2 \cdot 10^5}{\frac{63}{2}} = 140 \text{ МПа}$$

Через те що  $\sigma_{кр}^e < \sigma_p = 280 \text{ МПа}$ , то не проводиться її уточнення

При  $\sigma_N = 28 \text{ МПа}$

$$\alpha = \pi \frac{\sigma_N + \sigma_{кр}}{\sigma_B + \sigma_{кр}} = 3,14 \frac{160 + 140}{530 + 140} = 80,2^\circ$$

Допустимий момент згину

$$M_{доп} = 2 \cdot R^2 \cdot \delta (\sigma_B + \sigma_{кр}) \cdot \sin \alpha = 4,4 \text{ кНм}$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		57

Коефіцієнт надлишку міцності дорівнює :

$$\eta = \frac{4,4}{5,28} = 1,5$$

Для оцінки точності розрахункової схеми знайду критичну поперечну силу:

$$Q_{кр} = 0,245 \cdot E \cdot \delta^2 \cdot \sqrt[4]{R \cdot \frac{\delta}{L^2}} = 602 \text{ кН},$$

Де L-відстань між верхньою та нижньою буксами L=0,44 м

З урахуванням реакцій в буксах знайдених раніше:

Відповідно,

$$Q = 174 \text{ кН}$$

$$\delta_{ц} = \left( \frac{Q\sqrt{L}}{0,245 \cdot E \cdot \sqrt[4]{R}} \right)^{4/9} = 0,85 \text{ мм}$$

### 3.8 Висновок про міцність штока і циліндра

Циліндр і шток досягають межі міцності в межах точності прийнятої розрахункової схеми, якщо товщини їх стінок мають значення:  $\delta_{ш} = 0,35 \text{ мм}$ ,  $\delta_{ц} = 0,85 \text{ мм}$ .

У випадку якщо , що товщина стінки циліндра залежить від локальної міцності в місці прикладання до циліндра зосередженої сили від підкоса.

Однак для вирішення цього завдання слід ввести більш точну схему, в

Зокрема, використовувати теорію оболонок.

### 3.9 Розрахунок осі колеса

Через небезпеку втомного руйнування елементів конструкції шасі необхідно проводити розрахунки довговічності, як на етапі проектування, так і після початку експлуатації конструкції.

Вихідними даними для розрахунку довговічності елементів конструкції є напруги, що виникають в елементах в процесі експлуатації конструкції.

Для елементів шасі повинна бути відома частота повторення напружень на різних етапах типового польоту, що включає вирулювання, розбіг, пробіг і зарулювання літака. При виконанні перевірочних розрахунків довговічності

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		58

конструкції шасі використовую дані по навантаженості елементів.

Зовнішній діаметр вісі визначається внутрішнім діаметром підшипників коліс та дорівнює  $D=40$  м. Матеріал вісі сталь 15Х25Т.

Внутрішній діаметр вісі обираємо з умови  $\frac{M_{из}^p}{K_{пл} \cdot W} = \sigma_B$ , яке приймає вигляд

$$d = \sqrt[4]{D^4 - 32DM_{из}^p / (K_{пл} \cdot \pi \cdot \sigma_B)}; \quad (74)$$

При  $K_{пл} = 1,3$

$d = 39,76$  мм, приймаю  $d = 40$  мм

$M_{зг}^p$  знайдено розглядаючи вісь як балку, закріплену жорстко на одному кінці (рисунок 3.6) На вісь діє сила 41,91 кН. Розподіляю її на 2 складові и прикладу їх в місті розположення підшипників колеса.

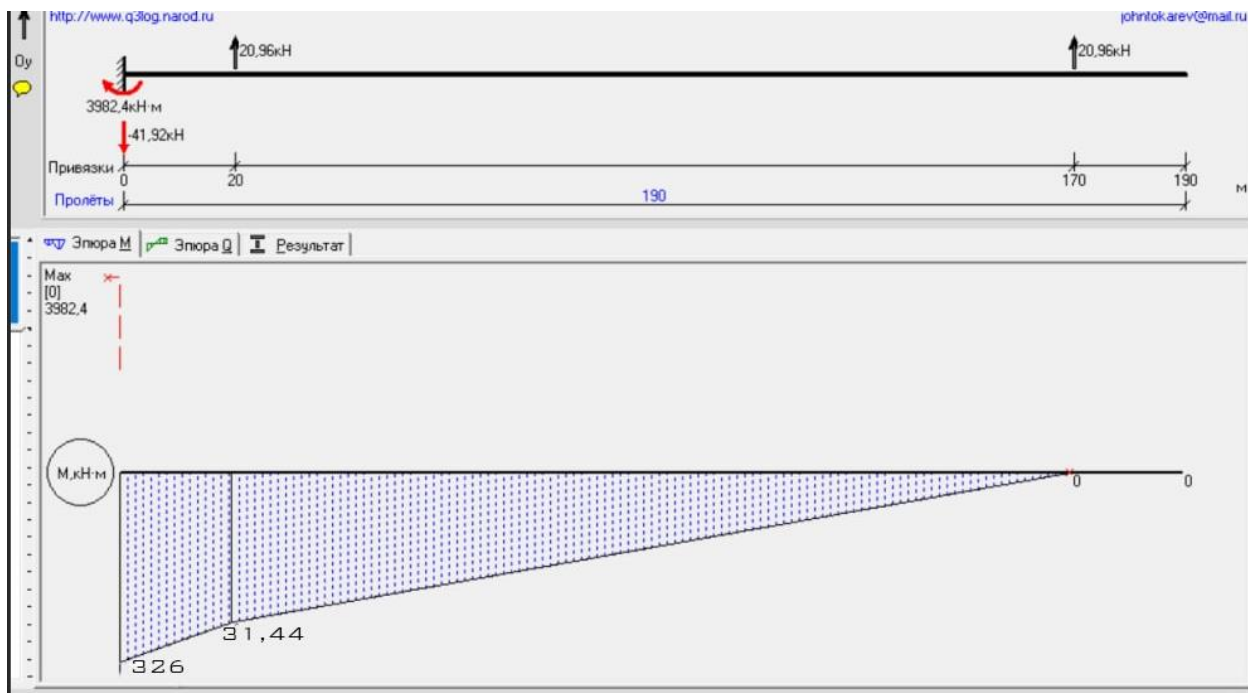


Рис. 3.6 Епюра моментів що діють на вісь колеса

Для проведення розрахунку  $\sigma_{max}$  використаний метод КЕ пакету Autodesk Inventor. Створена кінцево-елементна модель осі шасі. У місцях розміщення підшипників прикладені вертикальні зусилля, рівні 20,96 кН. Потовщена частина осі жорсткозакріплена.

Проведено статичний розрахунок. На рисунку 3.7 показано розподіл максимальних діючих напружень.

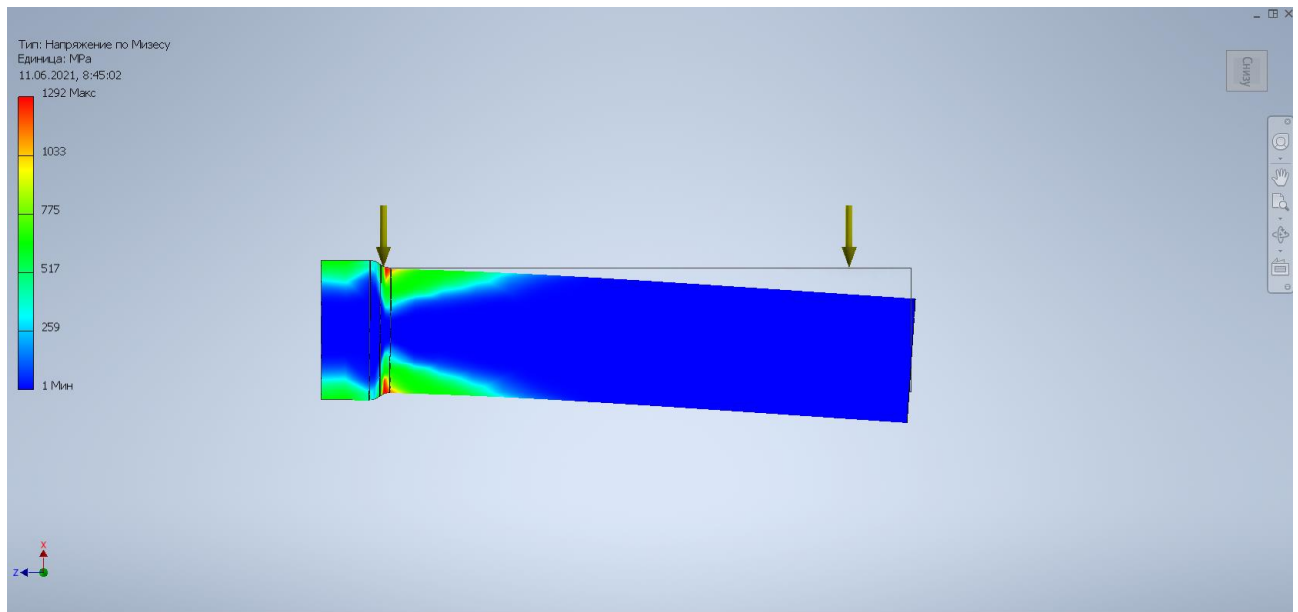


Рис. 3.7 Розподіл напружень по вісі колеса

Згинаючий момент при одиничному перевантаженні  $n=1$

$$M_{n=1} = \frac{M_{3г}^p}{n^p} = \frac{326}{5,486} = 59,42 \text{ кНм} \quad (75)$$

Для максимальних напружень в осі:

$$\sigma_{n=1} = \frac{M_{n=1}}{W} = 59,42/0,2544 = 233,5 \text{ Мпа} \quad (76)$$

Величина межі витривалості гладкого полірованого зразка з легованої сталі:

$$\sigma_{n=1} = 0,39\sigma_b = 0,39 \cdot 530 = 206,7 \text{ Мпа} \quad (77)$$

Приймаючи коефіцієнт  $\beta$ , який враховує якість обробки поверхні деталі рівний  $\beta = 0,85$ , отримаємо межу витривалості.

$$\sigma_{-10} = \beta \cdot \sigma_{-1n} = 0,85 \cdot 206,7 = 175,6 \text{ Мпа} \quad (78)$$

Задавшись ефективним коефіцієнтом концентрації напружень,  $K_{ef} = 1,2$  знаходжу межу витривалості деталі:

$$\sigma_{-1} = \frac{\sigma_{-10}}{K_{ef}} = \frac{175,6}{1,2} = 146,33 \text{ Мпа} \quad (79)$$

$$\text{Тоді величина } X_0 = 9 \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_{n=1}} = 9 \frac{146,33}{233,5} = 5,59 \quad (80)$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		60



Вважаючи параметри кривої втоми рівною  $m = 9$ ,  $N_0 = 2 \cdot 10^6$ , отримаємо величину

$$n = 2m + 2 = 20$$

$$a_p = \frac{\frac{P(x_0;4) \cdot x_0}{P(x_0;2) \cdot 2}}{16 - \frac{x_0}{2}} \text{-корегована лінійна гіпотеза сумування втомних}$$

пошкоджень

Значення  $P(x_0; 4)$  та  $P(x_0; 2)$

$$P(x_0; 4) = P(3; 5; 4) = 0,25$$

$$P(x_0; 2) = P(3; 5; 2) = 0,06$$

$$a_p = \frac{\frac{0,25}{0,06} - \frac{5,59}{2}}{16 - \frac{5,59}{2}} = 1,04$$

$$P(2x_0; n) = P(7; 20) = 0,95$$

Довговічність осі колеса  $\lambda$ , яка характеризується кількість зльотів та

посадок, знаходжу за формулою:

$$\lambda = \frac{a_p N_0 x_0^m}{1,2 \cdot 10^4 P(x_0; 2) m!} = \frac{1,04 \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot 5,59^9}{1,2 \cdot 10^4 \cdot 0,95 \cdot 9!} = 2680 \quad (81)$$

Приймаючи коефіцієнт запасу по ресурсу рівним  $\eta_c = 5$ , знаходжу мінімальній гарантійний ресурс вісі колеса за формулою:

$$\lambda_{\min.p} = \frac{\lambda}{\eta_c} = 536 \text{ посадок} \quad (82)$$

### 3.10 Гідравлічний розрахунок амортизатора

Заздалегіть обираю площу отворів, щоб отримати задану характеристику.

Витрата речовини :

$$Q = k_y \cdot S_B \cdot V \quad (83)$$

У той же час

$$Q = \mu \cdot S_{\text{отв}} \sqrt{\frac{2P}{\rho}}, \quad (84)$$

$$\text{де } P = \frac{F}{S}$$

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		61

$$S_{\text{отв}} = \frac{K_y V}{\mu} \sqrt{\frac{S_B^3 \rho}{2F_{\text{сж}}}} = \frac{0,9 \cdot 0,8}{\mu 0,65} \sqrt{\frac{20^3 \cdot 760}{2 \cdot 975,3}} = 23 \text{ мм}^2 \quad (85)$$

$$S_{\text{отв(отб)}} = \frac{K_y V}{\mu} \sqrt{\frac{S_{B(\text{сж})}^3 \rho}{2F_{\text{отб}}}} = \frac{0,9 \cdot 0,8}{\mu 0,65} \sqrt{\frac{20^3 \cdot 760}{2 \cdot 1433}} = 10,5 \text{ мм}^2, \quad (86)$$

де  $K_y = 0,98$

$S_{B(\text{сж})} = S_B$ - площа витискання при ході стиснення

$S_{B(\text{отб})} = S_B$ - площа витискання при ході відбою

$\mu=0,65$  – коефіцієнт витрат.

$\rho = 760 \text{ кг/м}^3$

### Висновок по розділу 3

В результаті розрахунків в розділі були отримані основні геометричні величини передньої стійки шасі. Всі основні розміри були зведені то таблиці та подані у графічному матеріалі. Також був розрахований мінімальний гарантійний ресурс передньої стійки, він складає  $\lambda_{\text{min.p}} = \frac{\lambda}{\eta_c} = 536$  посадок.

За результатами порівняння з аналогом було виявлено незначні виграші в геометричних параметрах при тому ж самому навантаженні. Всі данні подані на складальному кресленні.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		62

## 4. ВДОСКОНАЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ МЕТОДАМИ СУЧАСНОГО ПРОЄКТУВАННЯ

За допомогою ПЗ Autodesk Inventor зменшу вагу конструктивного елемента шасі.

Застосую для цього метод кінцевих елементів та команду генератор форм. Задавши матеріал та навантаження за рахунок збільшення сітки отримаю вигращі в масі близько 20% за рахунок перебудови моделі, не змінюючи при цьому її максимальні навантаження.

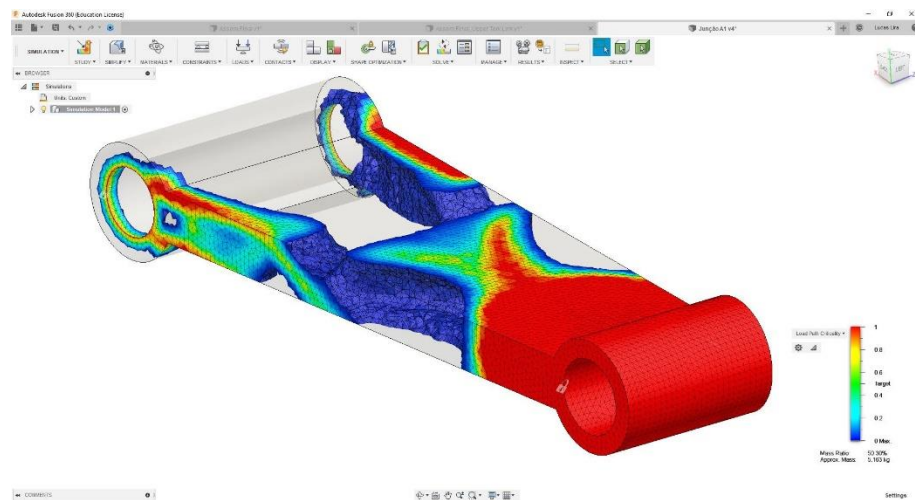


Рис. 4.1 Модель під час розрахунку міцність

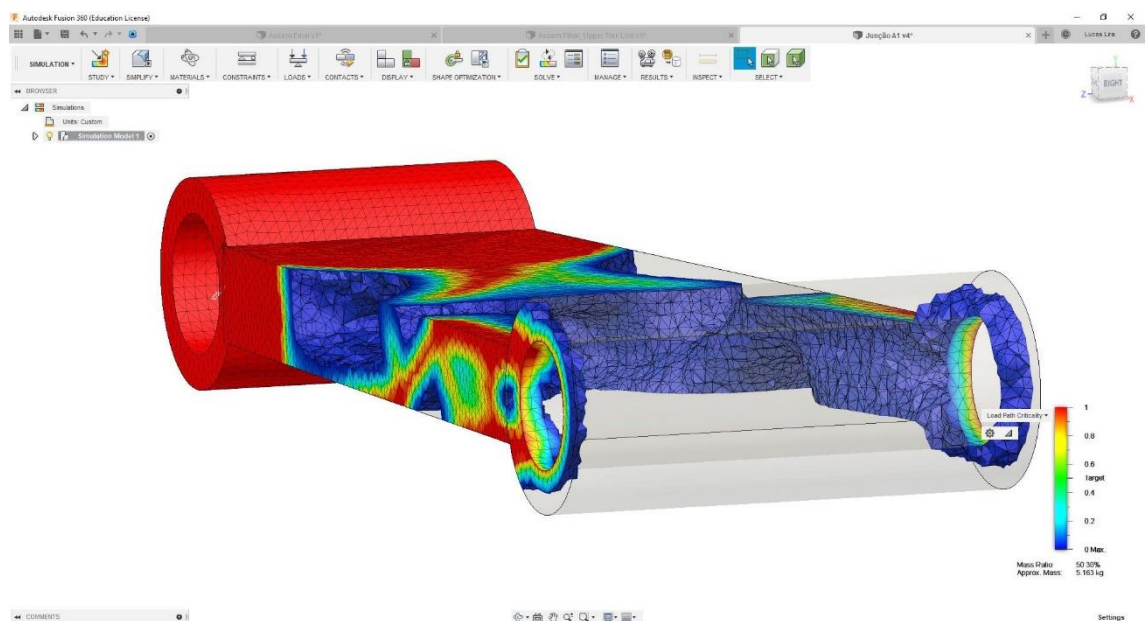


Рис. 4.2 Модель перерахована за допомогою ПЗ

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ

Аркуш

63

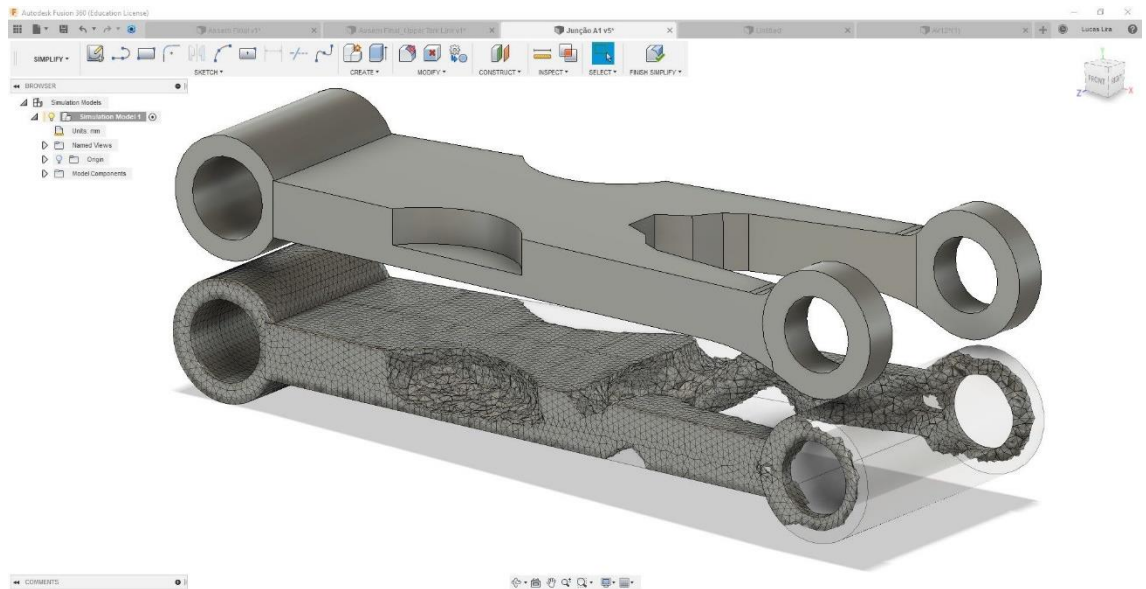


Рис. 4.3 Модель отримана в результаті перерахунку

#### Висновки по розділу 4

В результаті розділу була отримана модель шліц-шарніру з виграшем в масі в 20% при цьому не втративши своїх мінісних характеристик.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		64

## ВИСНОВКИ

В результаті виконання дипломного проєкту мною було проаналізовано види КСС шасі, виявлені недоліки та переваги певних компоновальних схем. Також були порівняні аналоги сучасного парку БПЛА світових лідерів авіації.

Обрав аналог за результатами порівняльної характеристики, шасі з якого потім можна буде використати для вдосконалення парку безпілотників України.

В ході виконання проєкту я визначив основні типи навантажень які діють на передню стійку під час найгіршого випадку посадки. Мною були розраховані величини розбігу та пробігу для аналогу важкого БПЛА

За допомогою навантажень при зльоті та посадці були обрані пневматики з асортименту авіаційних коліс. На основі результатів отриманих в ході аналізу навантажень за допомогою енергії яка перетворюється в роботу, я знайшов основні геометричні розміри діаметру штоку та циліндру. Провівши побудови епюр сил та моментів я провів перевірочний розрахунок основних розмірів.

В ході виконання перевірки я отримав остаточні величини та побудував збиральний кресленик (СК) передньої опори шасі. В результаті розрахунку отримав зменшення в діаметрах штоку та циліндру амортизаційної стійки.

Також за допомогою методів сучасного проєктування я отримав поліпшену конструкцію шліц-шарніру, зменшивши його масу та не втративши міцнісних характеристик.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		65

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. КЛАССИФИКАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ АЭРОДРОМНОГО БАЗИРОВАНИЯ [Электронный ресурс] // Научная электронная библиотека «КиберЛенинка». – 2020. – Режим доступа до ресурсу: <https://cyberleninka.ru/article/n/klassifikatsionnye-priznaki-bespilotnyh-letatelnyh-apparatov-aerodromnogo-bazirovaniya/viewer>.
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – Москва: Москва машиностроение, 1995. – 415 с. – (3). – (ISBN 5-217-03299-5.)
3. Схемы размещения амортизаторов [Электронный ресурс] // амарский областной центр новых информационных технологий при аэрокосмическом университете (ЦНИТ СГАУ). – 2009. – Режим доступа до ресурсу: [http://cnit.ssau.ru/virt\\_lab/shassi/sh13\\_2.htm](http://cnit.ssau.ru/virt_lab/shassi/sh13_2.htm).
4. Пружні елементи Металеві пружні елементи Источник: <https://oborudow.ru/uk/pumping/podveska-avtomobilya---vse-chto-nuzhno-znat-o-nei-avtovladelcam/> [Электронный ресурс] // <https://oborudow.ru/uk/>. – 2015. – Режим доступа до ресурсу: <https://oborudow.ru/uk/pumping/podveska-avtomobilya---vse-chto-nuzhno-znat-o-nei-avtovladelcam/>.
5. Никитин Г. А. Основы авиации / Г. А. Никитин, Е. А. Баканов. – Москва: Транспорт, 1984. – 261 с. – (второе, переработанное и дополненное).
6. Калашник П. Укроборонпром презентував вітчизняний розвідувально-ударний безпілотник «Сокіл-300» [Электронный ресурс] / Павло Клашник // <https://hromadske.ua/>. – 2020. – Режим доступа до ресурсу: <https://hromadske.ua/posts/ukroboronprom-prezentuvav-vitchiznyanij-rozvidualno-udarnij-bezpilotnik-skil-300>.
7. MQ-9 Reaper (Predator B) [Электронный ресурс]. – 2009. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/mq9.html>.
8. Heron [Электронный ресурс]. – 2009. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/heron.html>.
9. Bayraktar TB2 [Электронный ресурс]. – 2009. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/tb2.html>.
10. Оценка взлетных характеристик регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования. // ткрытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 80. – 2018. – №80. – С. 43–53.
11. АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА [Электронный ресурс] // <https://vzletim.ru/>. – 2010. – Режим доступа до ресурсу: <https://vzletim.ru/upload/iblock/a4a/aerodynamics08.pdf>.
12. Чепурних І. В. Прочность конструкций летательных аппаратов / І. В. Чепурних. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ КнАГТУ, 2013. – 137 с. – (Ч-446). – (ISBN 978-5-77-65-1035-9).
13. АП-23 [Электронный ресурс] // 2014 – Режим доступа до ресурсу: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila\\_23.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_23.pdf).

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		66

14. Тарасов Ю. Л. Расчет на прочность элементов конструкции самолета / Ю. Л. Тарасов, Б. А. Лавров. – Самара: ун-т Самара, 2000. – 112 с. – (третья, переработанная). – (УДК 629.7.015).

15. Евсеев Л. А. Расчет шасси самолета на прочность / Л. А. Евсеев, К. В. Миронов. – Харьков: ХАІ, 1988. – 100 с. – (629.735.33.027.2.015.4(075.8)).

16. Авиационные шины [Электронный ресурс] // АУФБАУ – Режим доступа до ресурсу: <http://www.aufbau.com.ua/ru/stock/goods/117-2013-02-08-12-42-52>.

					ВЛ7215.16.42.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		67