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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено
В. о. завідувача кафедри
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
«__» __ _____ __ 2023 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: « Легкий багатоцільовий літак. Шасі літака »

Виконав:
студент IV курсу, групи АЛ-91
Лазурченко Геннадій Григорович _____

Керівник:
Асистент
Поваров Сергій Анатолієвич _____

Рецензент:
Доцент, к.т.н., Сердюк Анатолій Анатолійович

_____

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

Студент _____

Київ – 2023 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	*Примітка*
1	А4		Завдання на дипломний проєкт	1	
2	А4	АЛ9108.10.64.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	65	
3	А1	АЛ9108.10.64.00.01 РР	Структурна схема проекту	1	
4	А1	АЛ9108.10.64.00.02 ІМ	Огляд аналогів та вибір схеми	1	
5	А1	АЛ9108.10.64.00.03 ІМ	Загальний вигляд шасі літака	1	
6	А1	АЛ9108.10.64.00.04 РР	Результати розрахунку та проєктування	1	

				АЛ9108.10.64.00.00		
	П.І.Б.	Підп.	Дата			
Розробив	Лазурченко Г.Г.			Відомість дипломного проєкту	Аркуш	Аркушів
Перевірив					1	1
					КПІ ім. Ігоря Сік орського	
Н. контр.	Поваров С.А.				Каф. АРБ Гр. АЛ-91	
Зав. каф.	Бондаренко О.М.					

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Навчально-науковий 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

_____ Олександр БОНДАРЕНКО
«____» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Лазурченку Геннадію Григоровичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1 Тема проєкту «**Легкий багатоцільовий літак. Шасі літака**», керівник проєкту Поваров Сергій Анатолійович, асистент, затверджені наказом по університету від «___»_____ 2023 р. №_____

2 Термін подання студентом проєкту *6 червня 2023 р.*

3 Вихідні дані до проєкту:

3.1 Максимальне корисне навантаження $m_{кор} = 1000$ *кг*

3.2 Крейсерська швидкість польоту $V_{кр} = 230$ *км/год*

3.3 Крейсерська висота польоту $H_{кр} = 1500$ *м*

3.4 Максимальна дальність польоту $L_{max} = 730$ *км*

4 Зміст пояснювальної записки:

4.1 Огляд та аналіз типів шасі. Порівняльний огляд існуючих літаків короткого зльоту та посадки. Дослідження шасі представлених літаків.

4.2 Вибір схеми, типу і засобів амортизації шасі. Розрахунок основних параметрів шасі.

4.3 Розрахунок характеристик зльоту та посадки.

4.4 Розробка конструктивно-силової схеми шасі. Розрахунок на міцність шасі, розрахунок амортизації.

5 Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Структурна схема проекту.
5.2 Огляд аналогів та вибір схеми.
5.3 Загальний вигляд шасі літака.
5.4 Результати розрахунку та проєктування.

6 Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7 Дата видачі завдання: *19 лютого 2023 р.*

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	**Примітка**
1	*Підбір і аналіз літератури. Ознайомлення з методами проектування і розрахунків шасі літака.*	*до 15.04.2023 р.*	
2	*Огляд та аналіз аналогів. Вибір типу та конфігурації шасі літака.*	*до 25.04.2023 р.*	
3	*Вибір коліс шасі літака.*	*до 10.05.2023 р.*	
4	*Визначення конструктивної схеми та розрахунок основних параметрів шасі.*	*до 20.05.2023 р.*	
5	*Силовий розрахунок опор шасі.*	*до 1.06.2023 р.*	
6	*Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів*	*до 16..06.2023 р.*	
7	*Перевірка оформленого дипломного проекту керівником та надання ним відгуку*	*до 16.06.2023 р.*	
8	*Подання дипломного проекту на рецензування*	*до 16.06.2023 р.*	
9	*Перевірка ПЗ до дипломного проекту на академічну доброчесність (плагіат)*	*до 16.06.2023 р.*	
10	*Захист дипломного проекту*	*по 20.06.2023 р*	

Студент Геннадій ЛАЗУРЧЕНКО

Керівник Сергій ПОВАРОВ

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: **«Легкий багатоцільовий літак. Шасі літака »**

Київ – 2023 рік

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Легкий багатоцільовий літак. Шасі літака» містить 65 сторінок, 31 ілюстрацій, 4 таблиці та 13 посилань на літературу.

Метою дипломної роботи « Легкий багатоцільовий літак. Шасі літака » є аналіз параметрів і характеристик проєктованого літака і проєктування системи шасі для нього.

У роботі представлені результати аналізу різних реалізацій систем шасі на літаках-аналогах, дослідження особливостей, різновидів типів і конфігурацій існуючих шасі. Особлива увага приділена різновидам амортизації, їх конструкції та сфері застосування. Представлено проектування шасі для заданого літака - визначення геометричних параметрів шасі, розрахунок характеристик зльоту і посадки, силовий розрахунок, проектування ресори основної стійки шасі.

У ході виконання проєкту було створено креслення та побудовані просторові моделі елементів конструкції шасі для розрахунку.

В процесі виконання роботи використано програмне забезпечення: KOMPAS для 2D-проєктування, побудови схем, Creo Parametric для 3D-проєктування, ANSYS Workbench для розрахунків методом скінченних елементів, Mathcad - для здійснення розрахунків.

Ключові слова: літак, шасі, стійка, амортизація, ресора.

Abstract

Explanatory note to the Diploma Thesis "Light multipurpose airplane. Aircraft Landing Gear" contains 65 pages, 31 illustrations, 4 tables and 13 references.

The purpose of the thesis "Light multipurpose airplane. Aircraft Landing Gear" is to analyze the parameters and characteristics of the designed aircraft and design a landing gear system for it.

The work presents the results of the analysis of various implementations of landing gear systems on analog aircraft, a study of the features, types, and configurations of existing landing gear. Particular attention is paid to the types of depreciation, their design and scope. The design of the landing gear for a given aircraft is presented - determination of the geometric parameters of the landing gear, calculation of takeoff and landing characteristics, power calculation, design of the main landing gear spring.

In the course of the project, drawings were created and spatial models of the landing gear structural elements were built for calculation.

In the process of performing the work, we used the software: KOMPAS for 2D design, construction of schematics, Creo Parametric for 3D design, ANSYS Workbench for finite element calculations, Mathcad for calculations.

Keywords: airplane, landing gear, strut, damping, spring.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ 9
ВСТУП 10
1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ТИПІВ ШАСІ. ПОРІВНЯЛЬНИЙ ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЛІТАКІВ КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. ДОСЛІДЖЕННЯ ШАСІ ПРЕДСТАВЛЕНИХ ЛІТАКІВ. 12
1.1 Аналіз існуючих конструкцій шасі 12
1.2 Порівняльна характеристика компонувальних схем шасі 13
1.3 Огляд типів амортизації шасі. Порівняльний аналіз конструкції та умов обслуговування і експлуатації 18
1.4 Огляд літаків аналогів 25
1.5 Загальний опис літака і його конструкції 35
Висновок по розділу 1 36
2.ВИБІР СХЕМИ, ТИПУ І ЗАСОБІВ АМОРТИЗАЦІЇ ШАСІ. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ШАСІ. 37
2.1 Обґрунтування обраної конструктивної схеми 37
2.2 Визначення основних параметрів шасі 38
Висновок по розділу 2 40
3.РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. 41
Висновок по розділу 3 46
4. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ШАСІ. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ШАСІ, РОЗРАХУНОК АМОРТИЗАЦІЇ 47
4.1 Опис стійки шасі 48
4.2 Підбір коліс 49
4.3 Проєктування ресори 50
Висновок по розділу 4 62
ВИСНОВКИ 63
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ 64

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ

ЛКЗП – літак короткого зльоту і посадки

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ЦМ- центр мас;

ЛТХ- льотно- технічні характеристики;

ВСТУП

Зараз легкі багатоцільові літаки стають все більш попитними в авіаційній індустрії. Ці літаки пропонують гнучкість і багатофункціональність у різних галузях, таких як: цивільна авіація, комерційні перевезення, вантажоперевезення, патрулювання.

Особливий інтерес викликають літаки короткого зльоту і посадки (ЛКЗП), які мають здатність експлуатуватися на невеликих злітно-посадкових смугах і непідготовлених аеродромах. Такі літаки можуть успішно виконувати завдання у віддалених районах, обслуговувати маленькі аеропорти, а також забезпечувати підтримку в екстремальних умовах, де доступність і мобільність є критично важливими факторами.

У зв'язку зі зростаючим попитом на легкі багатоцільові літаки і потребою в ЛКЗП, виникає актуальна проблема створення нового літака з адекватними характеристиками. Цей літак повинен мати здатність не тільки виконувати короткі зльоти і посадки, а й забезпечувати високу вантажопідйомність, дальність польоту, ефективність і надійність в експлуатації.

Проектування зазначеного літака розподілене між чотирма студентами та розбите на декілька ключових пунктів:

- Загальне проектування літака та аеродинамічний розрахунок
- Конструкція планера та загальне компонування
- Силова установка
- Шасі

В даній роботі проєктується шасі.

Одним із ключових факторів, що визначають продуктивність легкого багатоцільового літака, є конструкція його шасі. Шасі має забезпечувати стабільність літака на землі, ефективне рулювання аеродромом, а також поглинати кінетичну енергію під час посадки і пробігу.

Під час проєктування шасі необхідно враховувати особливості нового літака, такі як його заплановані характеристики польоту, максимальна злітна маса, вимоги до маневреності та безпеки.

Метою цього дипломного проєкту є розробка конструкції шасі для нового легкого багатоцільового літака, що відповідає його характеристикам, габаритам і вимогам. У процесі роботи проведено аналіз наявних шасі літаків аналогів, вивчено принципи і методи проєктування шасі, розроблено оптимальне рішення, що враховує специфічні потреби і вимоги нового літака – змодельовано напружено-деформований стан елементу основної стійки шасі, проведено розрахунок на міцність. Спроектовано основну стійку і розраховано основні параметри шасі.

Результати цієї роботи матимуть практичну цінність, надаючи виробникам легких багатоцільових літаків наочний приклад щодо вибору та розроблення шасі, оптимізованих під конкретні вимоги та характеристики літака. Це дасть змогу підвищити ефективність, надійність і безпеку експлуатації нових літаків, а також розширити їхні можливості в різних сферах застосування.

1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ТИПІВ ШАСІ. ПОРІВНЯЛЬНИЙ ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЛІТАКІВ КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. ДОСЛІДЖЕННЯ ШАСІ ПРЕДСТАВЛЕНИХ ЛІТАКІВ.

1.1 Аналіз існуючих конструкцій шасі

У цьому розділі ми розглянемо різні системи шасі в експлуатації, опишемо компоненти, що використовуються для поглинання навантажень при посадці.

Шасі відповідає за стабільне положення літака на землі, його рух по аеродрому під час рулювання і буксирування, а також амортизує кінетичну енергію літака при пробігу після посадки і перерваного зльоту.

Шасі має дві основні вимоги: підтримувати літак на землі і поглинати великі навантаження, пов'язані з посадкою, та передавати їх від коліс на основну конструкцію літака.

Ці вимоги досягаються за допомогою багатьох різних конструкцій, залежно від типу літака, на який встановлюється шасі, і особливостей умов експлуатації.

Шасі зазвичай класифікуються як

- Фіксовані шасі
- Висувні шасі

На відносно повільних, легких літаках і деяких великих літаках, для яких простота має першочергове значення, використовується фіксоване (невисувне) шасі, яке знижує продуктивність через опір шасі під час польоту, проте його перевагами є простота, менші витрати на технічне обслуговування і низька початкова вартість.

У літаках з більш високими характеристиками, аеродинамічний опір стає все більш важливим, і шасі під час польоту втягується в крила або фюзеляж. Однак, це має і недоліки, такі як збільшення ваги, ускладнення конструкції і додаткове технічне обслуговування.

1.2 Порівняльна характеристика компонувальних схем шасі

У цьому підрозділі мова піде про шасі літаків, де передбачається, що літак приземляється на злітно-посадкову смугу або грунт.

Всі конфігурації шасі складаються з набору основних коліс, призначених для поглинання основного навантаження при посадці, і допоміжних коліс, які використовуються для підтримки літака на землі. Незалежно від конфігурації, основні колеса більші, міцніші і розташовані поблизу центру ваги літака, в той час як допоміжні колеса розташовані в такому положенні, щоб дозволити літаку залишатися збалансованим і підтримувати його на землі.

Основним способом класифікації шасі є тип розташування шасі.
Під схемою (типом) шасі розуміють кількість основних опор і особливості їхнього розташування щодо центру мас літака. На легких літаках заданого типу можливе застосування як триопорної схеми з передньою опорою, так і триопорної схеми з хвостовою опорою. Інші схеми шасі розглядати в рамках цієї роботи не має сенсу.

Схема з хвостовою опорою:

Перші літаки були спроектовані з основним шасі попереду центру тяжіння і невеликим носовим колесом, розташованим в хвостовій частині. Таку схему називають традиційною (або хвостове колесо), оскільки вона була первинною конфігурацією, що широко використовувалася.

Така конфігурація призводить до того, що літак високо розташовується над землею, забезпечуючи хороший зазор для пропелера і утримуючи передню частину фюзеляжу подалі від посадочної поверхні.

Звичайне розташування шасі легше, ніж більш поширене зараз з передньою стійкою, оскільки хвостове колесо можна зробити невеликим за рахунок простоти конструкції. Літаки з хвостовим колесом вважаються складнішими для

посадки, ніж триколісні, що, ймовірно, є причиною зменшення кількості нових літаків з традиційною компоновкою.

Рис 1.1 Традиційна схема шасі зі звичайним хвостовим колесом

Схема з передньою опорою

Більш популярна триколісна конфігурація шасі, яка використовується в основному сьогодні, набула популярності в 1950-х і 1960-х роках частково завдяки рекламній кампанії Cessna "Land-O-Matic", яка позиціонувала триколісні літаки як дуже легку для посадки альтернативу традиційній схемі шасі. Основна стойка шасі розташована відразу за центром ваги, а переднє носове колесо завершує компонування.

Використання триколісної компоновки має ряд переваг, які ми розглянемо далі, окрім того, що вона полегшує посадку завдяки покращеній видимості над носовою частиною.

Рис. 1.2 Схема конфігурації шасі із передньою опорою.

Розглянемо переваги і недоліки цих схем.

Триопорна схема шасі з хвостовою опорою має такі переваги:

- Хвостова опора невелика, проста за конструкцією і легка;
- Схема допускає виконання посадки на три точки шляхом переведення літака в зривний режим. При цьому посадкова швидкість практично дорівнює швидкості звалювання в посадковій конфігурації. Аеродинамічний опір забезпечує гальмівну силу;
- У разі застосування гальм вертикальне навантаження на основні стійки збільшиться, збільшуючи силу гальмування.
-

Причини, через які триопорне шасі з хвостовою опорою майже повністю витіснене схемою з носовою опорою, пов'язані з такими недоліками:

- При сильному гальмуванні літак прагне перекинутися на ніс;
- Сила тертя гальмування коліс об ЗПС прикладена попереду ЦТ літака і створює дестабілізаційний момент, коли літак переміщається під невеликим кутом нишпорення щодо ЗПС. Це може викликати крутий поворот на землі;

- Під час посадки на дві точки створюється момент на кабрування внаслідок ударних навантажень на основні опори, що призводить до збільшення підйомної сили і підскоку літака;
- Значний кут атаки крила в стоянковому положенні ускладнює руління при сильному вітрі.
- Похила підлога кабіни незручна для розташування пасажирів, грузів, обладнання та додаткових паливних баків.
- Нахил фюзеляжу обмежує огляд льотчику вперед.

Трьохопорна схема шасі з носовою опорою має такі переваги:

- Сила тертя гальмування коліс об ЗПС прикладена за ЦТ літака і створює стабілізуючий шляховий момент;
- Під час перебування на землі фюзеляж і підлога кабіни практично горизонтальні;
- Кращий огляд із кабіни;
- Носова стійка захищає від перекидання на ніс і оберігає гвинти від ушкоджень, даючи змогу льотчику повністю використовувати можливості гальм основних коліс;
- Під час розбігу опір коліс літака невеликий;
- Під час посадки на дві точки внаслідок ударних навантажень на основні опори створюється пікірувальний момент, що забезпечує мимовільне опускання передньої опори шасі і подальший стійкий пробіг на трьох опорах.

Поступове зростання посадкових швидкостей сучасних літаків зробило перераховані переваги більш вагомими порівняно з недоліками:

- Носова опора шасі повинна під час гальмування сприймати значні навантаження і тому вона відносно важча;
- Для встановлення носової опори потрібне місцеве посилення фюзеляжу, а для її прибирання - додатковий об'єм, який важко забезпечити на легких літаках, не виходячи за обводи фюзеляжу.

Залежно від призначення, характеру навантаження і виконуваної роботи розрізняють такі основні елементи стійки: силові елементи, елементи кінематики і керування, амортизувальні пристрої.

1.3 Огляд типів амортизації шасі. Порівняльний аналіз конструкції та умов обслуговування і експлуатації

Амортизувальні пристрої (амортизаційні стійки, пневматики коліс, гасителі коливань тощо) поглинають і розсіюють енергію ударів літака об землю, зменшують діючі навантаження і перешкоджають виникненню коливань під час посадки та руху по землі.

Насьогодні існує два основних типи амортизації шасі легких літаків:

- Ресорна амортизація
- Жидкісно-газова амортизація

Менш поширені типи амортизації шасі літаків: гумові амортизатори, з пружинною спіраллю та з пружинно-жидкісним амортизатором.

Розглянемо більш детально основні типи амортизації.

Ресорна амортизація

Пружинні сталеві (алюмінієві, композитні) опори зазвичай використовуються в основних стійках шасі. Опора складається з труби або смуги пружинної сталі, верхній кінець якої кріпиться болтами до фюзеляжу, а нижній закінчується віссю, на якій змонтовані колесо і гальмо.

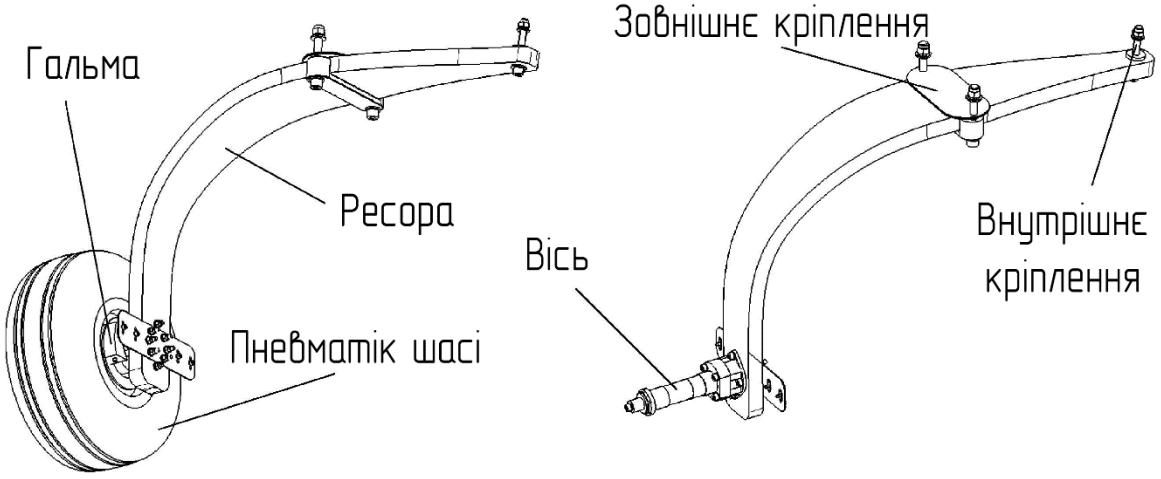

Рис. 1.3 Компонування основної стійки шасі ресорного типу

Особливості технічного обслуговування:

Пружинну сталь слід регулярно перевіряти на наявність пошкоджень і корозії. Періодично слід піднімати літак на домкраті, щоб зняти все навантаження з коліс, і перевіряти надійність кріплення кожного опорного сегмента шасі, намагаючись зрушити її з місця, всупереч обмеженням її кріплення до конструкції планера. Якщо є ознаки ослаблення, болти слід зняти для детального огляду, а отвори під болти перевірити на наявність тріщин або викривлення. Аналогічно слід перевірити кріплення осей і затягнути всі гайки та болти із зазначеним допустимим моментом затягування.

Оскільки ефективність роботи ресори залежить від її пружинного ефекту, дуже важливо уникати створення напружених зон при свердлінні отворів у ніжках ресори. Зазвичай, єдиними дозволеними отворами є один отвір для болта, який використовується для кріплення шестерні, і чотири інші на нижньому кінці для кріплення осі. Не слід свердлити отвори у зонах високих навантажень.
Це обмеження означає, що на додаток до цього єдиного кріпильного болта, в конструкцію літака необхідно вбудувати якусь підставку і затискач, які будуть затискати і утримувати ніжку ресори в потрібному положенні, не впливаючи негативно на її згинання. Точка кріплення в більшості конструкцій літаків настільки обмежена, що в результаті виходить дуже короткий монтажний важіль, який повинен поглинати всі удари при посадці і навантаження, що створюються довгою ніжкою ресори. Принцип важеля тут найбільш очевидний і досить несприятливий, оскільки довга ніжка шасі, діючи через колесо, слугує важелем, і при цьому створює значне навантаження на кріплення шасі. Ресора є найпростішою в установці із усіх типів амортизації, оскільки невелике зміщення можна легко виправити за допомогою сталевих конічних прокладок між віссю і ніжкою шасі, а також за допомогою певних засобів для розсіювання цих навантажень. Ці прокладки дають змогу змінювати розвал, а також вирівнювати небажане сходження.

Переваги:

- Простота і надійність: Ресорна амортизація зазвичай є більш простою в конструкції і вимагає меншої кількості рухомих частин аніж жидкісно-газова. Це може забезпечити більш надійну роботу і знизити ймовірність відмов або поломок.
- Низька вартість: Ресорна амортизація зазвичай є більш економічним варіантом порівняно з газово-масляними амортизаторами. Менша кількість компонентів і їхня простота у виробництві можуть призвести до нижчої вартості.
- Легка підтримка працездатності та обслуговування: Ресорна амортизація може бути легшою в обслуговуванні і вимагати менше спеціалізованого обладнання або процедур для підтримки та ремонту.

Недоліки:

- Обмежена адаптивність: Ресори зазвичай мають фіксовані характеристики жорсткості, що може ускладнити адаптацію до різних умов польоту або змін маси літака. Це може призвести до більш відчутних вібрацій і неполадок під час посадки на нерівні поверхні.
- Обмежене демпфірування: Ресори можуть забезпечити обмежене пом'якшення ударів і вібрацій під час посадки. Це може призводити до більш жорстких або сильних ударів під час посадки на нерівну злітно-посадкову смугу або під час виконання жорстких маневрів.

Рідинно-газова амортизація

Деякі основні стійки та більшість носових стійок оснащені рідинно-газовими амортизаторами. Конструкція окремих стійок значно відрізняється, ми їх розглянемо далі.

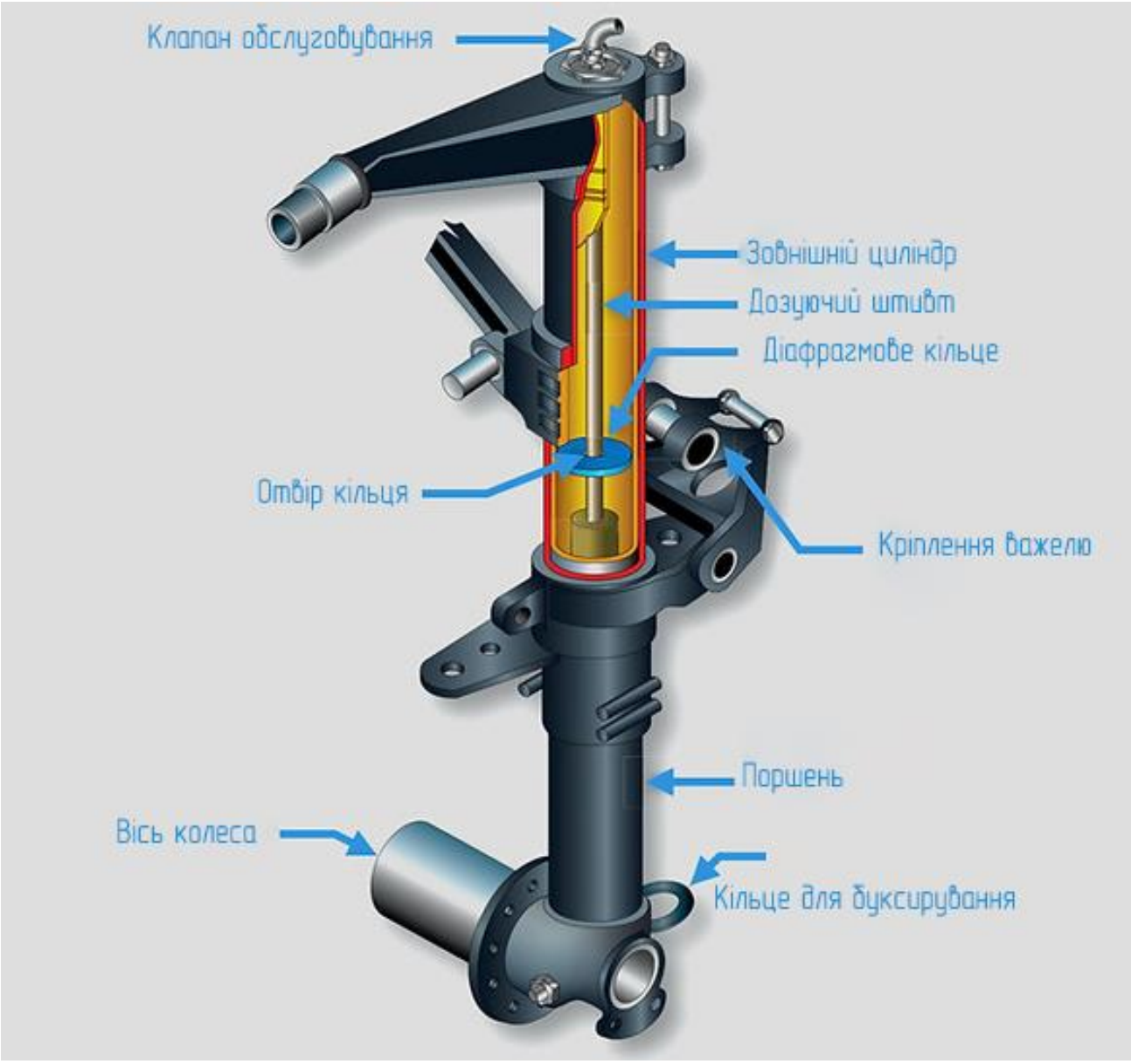

Рис. 1.4 конструкція носової рідинно-газової стійки

На рисунку 1.4 показана конструкція простої рідинно-газової стійки, в даному випадку носової стійки, яка також включає в себе рульовий механізм. Зовнішній

циліндр жорстко закріплений до конструкції планера двома монтажними кронштейнами, в ньому знаходиться внутрішній циліндр і поршневий блок, внутрішній простір якого частково заповнений гідравлічною рідиною і надувається стисненим газом (повітрям або азотом). Внутрішній циліндр може вільно обертатися і рухатися вгору і вниз всередині зовнішнього циліндра, але ці рухи обмежені моментними зв'язками, які з'єднують внутрішній циліндр з рульовою сошкою. Кронштейни рульової сошки через пружинні стійки з'єднані з педалями керма, а до рульової сошки прикріплений демпфер, що хитається.

У статичних умовах вага літака врівноважується тиском газу в стійці, і внутрішній циліндр займає положення приблизно посередині свого ходу.

Під час стиснення (наприклад, під час посадки) стійка коротшає, і рідина витісняється через зазор між отвором поршня і дозуючим штоком, що обмежує швидкість руху внутрішнього циліндра вгору.

Коли внутрішній об'єм циліндрів зменшується, тиск газу зростає до тих пір, поки не врівноважить висхідну силу.

Коли висхідна сила зменшується, тиск газу діє як пружина і висуває внутрішній циліндр. Швидкість висунення обмежена обмеженістю потоку рідини через отвір. Примітка: На деяких стійках на поршні або внутрішньому циліндрі встановлений додатковий клапан, який додатково обмежує потік рідини під час витягування і запобігає різкому витягуванню стійки при раптовому знятті висхідної сили, наприклад, при відскоку.

Звичайні удари при рулюванні пом'якшуються тиском газу і гасяться обмеженим потоком рідини через отвір.

Рух педалей керма повертає носове колесо для полегшення маневрів на землі, а пружинні стійки забезпечують вертикальне переміщення носового колеса і запобігають передачі поштовхів через систему управління керма.

Переваги:

- Краща адаптивність: рідинно-газові амортизатори можуть мати налаштування жорсткості та демпфірування, що дає змогу адаптувати їх до різних умов польоту та змін навантаження. Це може підвищити комфортність пасажирів і безпеку під час посадки на нерівних поверхнях.
- Покращене демпфірування: рідинно-газові амортизатори можуть забезпечувати більш ефективне пом'якшення ударів і вібрацій під час посадки. Вони здатні поглинати та розподіляти енергію удару, що зменшує вплив на літак
- Точніше регулювання: рідинно-газові амортизатори дають змогу точніше налаштовувати та контролювати характеристики амортизації, включно з жорсткістю та демпфуванням. Це дає змогу інженерам краще керувати поведінкою шасі та досягти оптимального балансу між комфортом і стабільністю під час взльоту і посадки.

Недоліки:

- Висока вартість: рідинно-газові амортизатори зазвичай вимагають складнішої конструкції та використання спеціалізованих матеріалів, що може призвести до більш високої вартості порівняно з ресорними амортизаторами.
- Складність обслуговування: рідинно-газові амортизатори можуть вимагати більш складних процедур обслуговування і регулювання. Це може вимагати спеціалізованого обладнання та досвідчених технічних фахівців для підтримки та обслуговування.

Розглянемо типи носових стійок і розташування амортизатору в них.

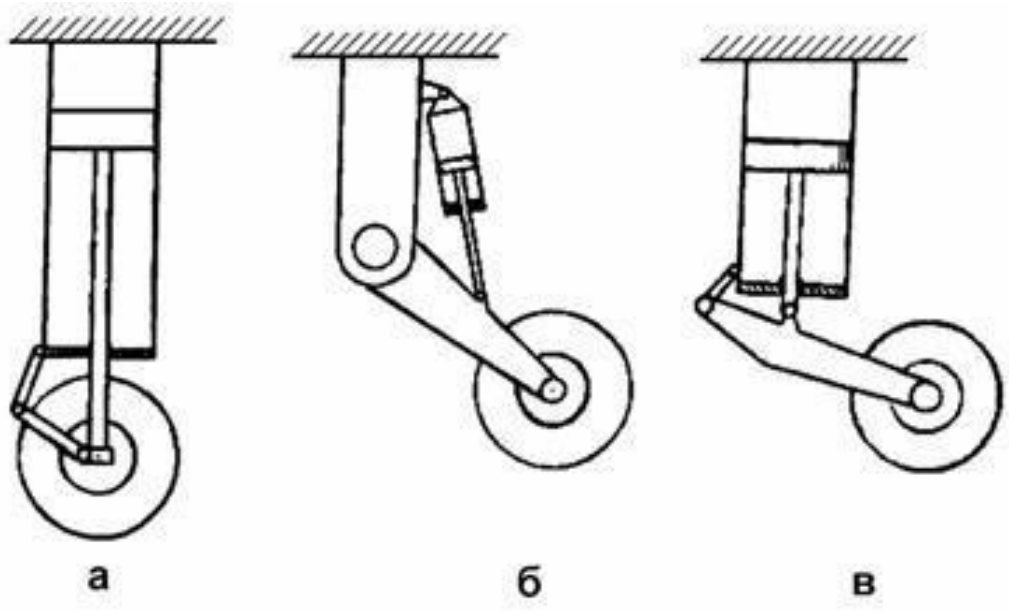

Рис 1.5 Типи стійок: а - телескопічна; б - важільна; в - напівважільна

Телескопічні стійки (Рис. 1.5 , а) встановлюють на літаках, що експлуатуються на бетонних і добре укочених ґрунтових злітно-посадкових смугах, оскільки така стійка погано сприймає поздовжні та бічні сили. У стійок із важільною підвіскою коліс (Рис. 1.5, б) навантаження з коліс на шток амортизатора передаються через проміжний рухомий елемент - важіль. Така стійка може амортизувати не тільки вертикальні, а й передні удари. При цьому амортизатор стійки працює тільки на стиснення (розтягнення). Відсутність сил притиснення букс і сил заклинювання штока забезпечує сприятливі умови для роботи ущільнень амортизатора. Тому тиск зарядки амортизатора в цій схемі може становити до 100 кгс/см^2 і більше проти 30-40 кгс/см^2 у телескопічних стійках. Єдиний недолік важільних стійок - вони важчі за телескопічні. Напівважільні стійки (Рис. 1.5, в) легші за важільні, але важчі за телескопічні. Водночас вони непогано працюють на сприйняття поздовжніх сил, але погано на бічні. До додаткових опор належать запобіжні хвостові опори літаків із передньою стійкою шасі, що запобігають перевертанню літака на хвіст у разі порушення центрування.

1.4 Огляд літаків аналогів

Cessna Skymaster - це легкий двомоторний літак, який вперше був представлений у 1960-х роках. Він має характерну конфігурацію "push-pull", де один двигун встановлений в носовій частині літака, а інший - в задній частині, що забезпечує центральну тягу. Така конструкція має ряд переваг, таких як покращена керованість при виведенні двигунів і підвищена безпека під час зльоту і посадки.

За технічними характеристиками, Cessna Skymaster може вмістити шість осіб, включаючи пілота. Зазвичай він розвиває максимальну крейсерську швидкість близько 232 км/год і дальність польоту приблизно 1553 км. Літак приводиться в рух двома поршневими двигунами, які можуть відрізнятися в залежності від конкретної моделі та модифікації.

Зосередимося на шасі Cessna Skymaster.

Cessna Skymaster оснащений триколісною конфігурацією шасі, що складається з носового шасі спереду важільного типу і двох основних шасі на ресорних стійках, розташованих під крилами.

Рис. 1.6 Cessna Skymaster

Cessna Skymaster 336 має стаціонарну невисувну конфігурацію шасі. В наступному поколінні літака - Cessna Skymaster 337, шасі втягуються в фюзеляж, зменшуючи аеродинамічний опір і покращуючи загальні характеристики літака.

Рис. 1.7 Механізм складання передньої стійки шасі Cessna Skymaster 337

Рис. 1.8 Передня стійка Cessna Skymaster 337

Система шасі має гідравлічний привід і включає в себе амортизатор на передній стійці для поглинання сили удару під час посадки.

Особливістю шасі Cessna Skymaster є його широка колія, яка підвищує стійкість і забезпечує кращі характеристики наземного управління. Така конструкція сприяє поліпшенню контролю під час зльоту, посадки і руління, особливо в умовах бокового вітру.

Загалом, конструкція шасі та система шасі Cessna Skymaster ретельно розроблена для забезпечення безпечного та ефективного наземного обслуговування, а також надійних характеристик під час зльоту та посадки. Триколісна конфігурація разом з широкою колією забезпечує підвищену маневреність і стійкість, що робить його придатним для виконання різноманітних місій в різних умовах експлуатації.

Технічні характеристики наведені в таблиці 1.1

Таблиця 1.1

ЛТХ «Cessna Skymaster»	
Кількість екіпажу, шт	1
Кількість пасажирів, шт	5
Довжина, м	9.07
Висота, м	2.84
Розмах крила, м	11.81
Площа крила, м2	18.7
Маса пустого, кг	1204
Маса корисного навантаження, кг	750
Маса злітна, кг	1996
Крейсерська швидкість польоту, км/год	232
Максимальна швидкість польоту, км/год	320

Cessna 172 Skyhawk - американський чотиримісний одномоторний літак в конфігурації високоплан, виготовлений компанією Cessna. За довговічністю та популярністю Cessna 172 є найуспішнішим літаком в історії. Cessna поставила першу серійну модель у 1956 році, а станом на 2015 рік компанія та її партнери виготовили понад 44 000 одиниць. Він залишається у виробництві і до сьогодні. Cessna 172 Skyhawk має аналогічну систему шасі з Cessna Skymaster – це фіксоване трьохопорне шасі з носовою стійкою. Основні стійки шасі ресорного типу, передня стійка амортизується рідинно-газовим амортизатором, важільного типу. Існують різні модифікації літака із фіксованим і прибираючимся шасі.

Рис. 1.9 Cessna 172 Skyhawk

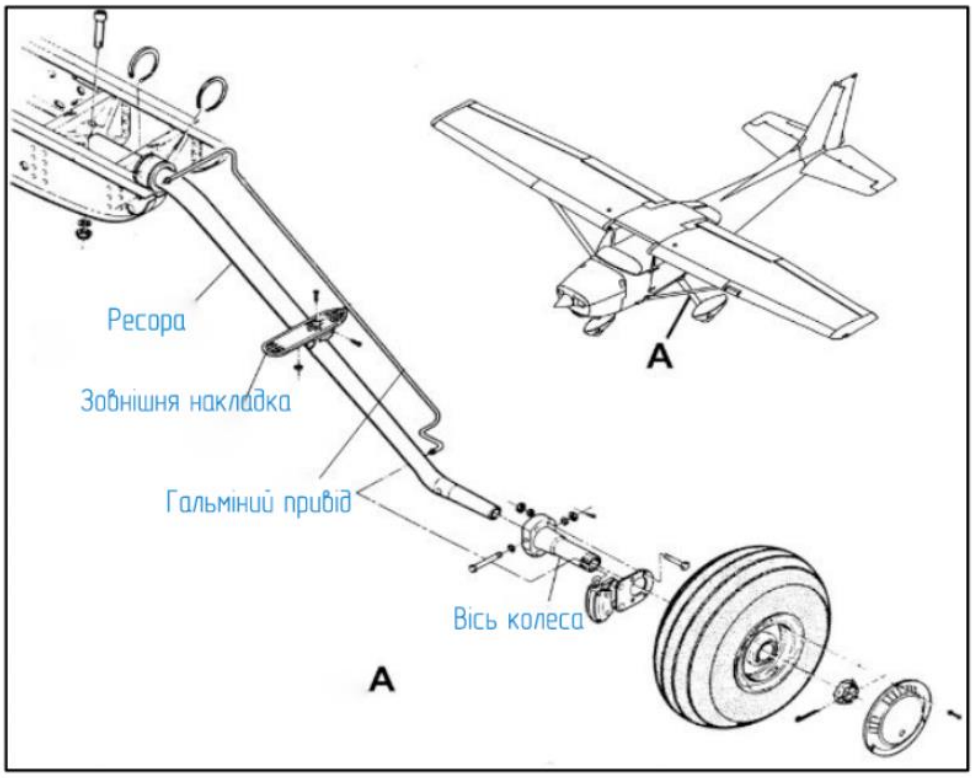

Рис. 1.10 Конструкція і кріплення ресори основної стійки шасі Cessna 172 Skyhawk

De Havilland Canada DHC-2 Beaver — це одномоторний літак короткого зльоту та посадки з конфігурацією високоплан, розроблений і виготовлений компанією de Havilland Canada. В основному використовувався для вантажопасажирських перевезень, авіахімічних робіт, в експедиціях, пошуково-рятувальних операціях, а також у ВПС різних країн як легкий універсальний транспорт. Понад 1 600 літаків було побудовано до закінчення виробництва у 1967 р., і навіть в даний час попит на ці літаки досить високий. Справедливо вважається одним з найбільш вдалих в світі літаків для експлуатації на неосвоєних територіях.

Технічні характеристики наведені в таблиці 1.2

Таблиця 1.2

ЛТХ «De Havilland Canada DHC-2 Beaver»	
Маса корисного навантаження, кг	923
Кількість пасажирів, чол	6
Екіпаж, чол	1
Швидкість звалювання, км/год	108
Крейсерська швидкість, км/год	230
Максимальна швидкість, км/год	255
Висота польоту макс, м	4586
Дальність польоту, км	1173
Максимальна злітна маса, кг	2313 кг

DHC-2 Beaver має конфігурацію класичну трьохопорну схему шасі - дві основні стійки шасі, розташовані з боків фюзеляжу, і одна додаткова стійка, розташована на хвості літака.

Основні стійки шасі: У літака є дві основні стійки шасі, розташовані симетрично з боків фюзеляжу. Вони виконані з пружинної сталі. Амортизація відбувається ресорним ефектом від стійок.

Хвостова стійка шасі: Додаткова стійка шасі розташована на хвості літака. Вона також виконана з міцного матеріалу й оснащена колесом та рідинно-газовим амортизатором. Хвостова стійка шасі забезпечує додаткову підтримку і стабільність літака під час посадки і зльоту.

Рис. 1.11 Шасі DHC-2 Beaver

Водний режим: Одна з особливостей DHC-2 Beaver полягає в його здатності працювати на воді. Літак може бути оснащений поплавками, які замінюють колеса на шасі та забезпечують плавучість і стійкість у воді.

Особливо цікава конфігурація літака з гібридним типом шасі – поплавки із прикріпленими на них стійками шасі. Задні мають можливість втягуватися у внутрішній простір поплавків, а передні стаціонарні. Кожна стійка має рідинно-газову амортизацію.

Рис. 1.12 Гібридні шасі DHC-2 Beaver

Загальна конструкція шасі DHC-2 Beaver забезпечує надійність і можливість роботи літака на різних типах поверхонь, включно із землею та водою.

Cessna Caravan – одномоторний багатоцільовий літак, створений у 1982 р. Використовується для пасажирських і вантажних перевезень, тренування, гуманітарних місій. Виконаний за нормальною аеродинамічною схемою, високоплан з підкосним крилом, оперення класичне, шасі прибирається, з носовою важільною стійкою.

Рис. 1.13 Cessna Caravan

Рис. 1.14 Передня стійка шасі Cessna Caravan

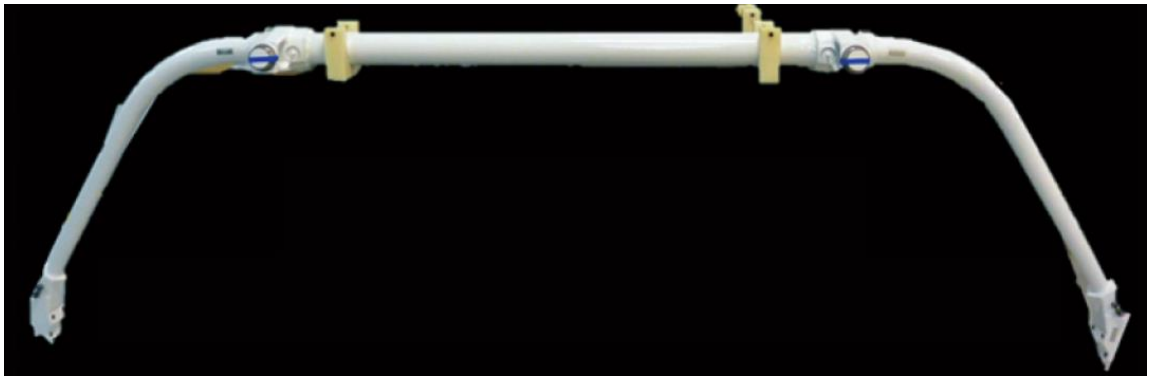

Рис. 1.15 Ресора основної стійки шасі Cessna Caravan

Технічні характеристики наведені в таблиці 1.3

Таблиця 1.3

ЛТХ «Cessna Caravan»	
Маса корисного навантаження, кг	1480
Кількість пасажирів, чол	9-13
Екіпаж, чол	1 або 2
Швидкість звалювання, км/год	113
Крейсерська швидкість, км/год	344
Висота польоту макс, м	7600
Дальність польоту, км	1982
Максимальна злітна маса, кг	3629

1.5 Загальний опис літака і його конструкції

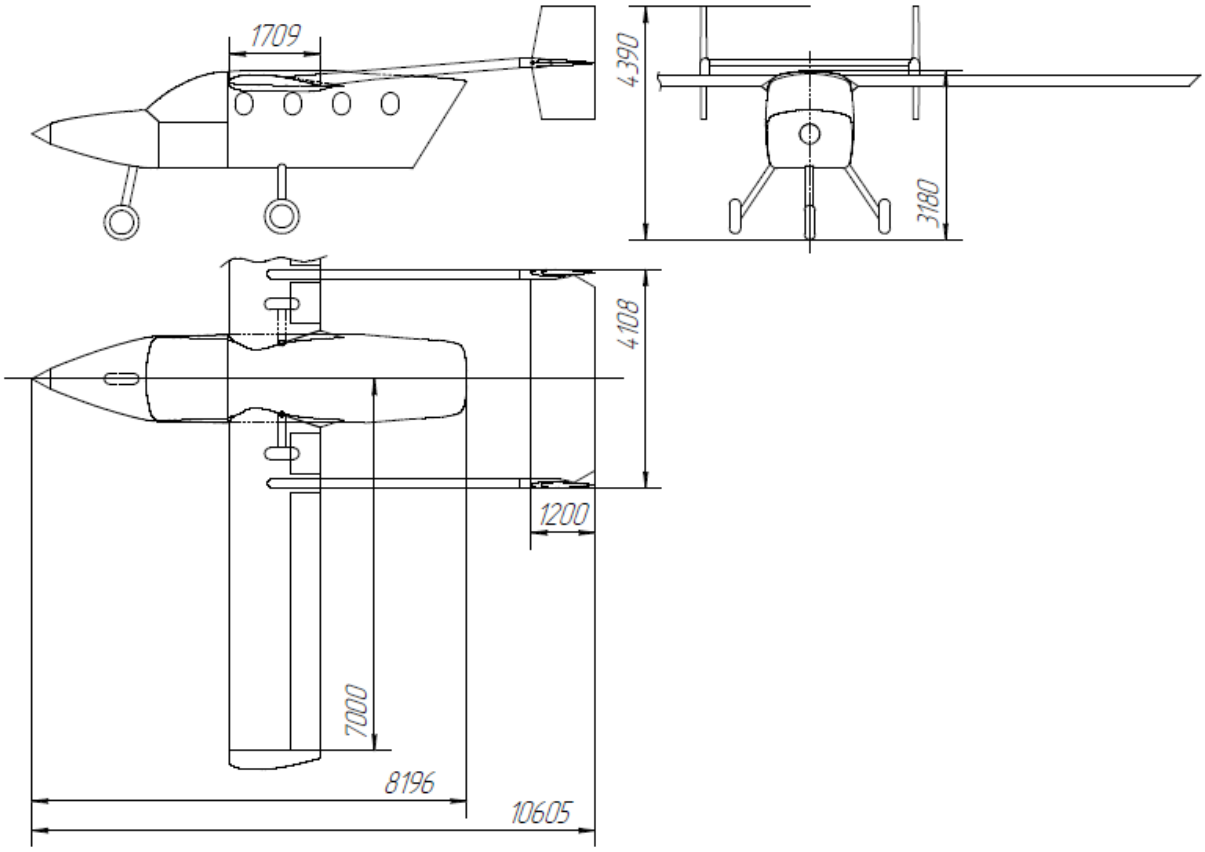

Рис. 1.16 Три проєкції проєктуємого літака короткого зльоту-посадки

Одномоторний літак класичної схеми являє собою високоплан з двобалочним горизонтальним оперенням та Н-подібним вертикальним оперенням. Гондола планеру обладнана відкидною рампою для загрузки та вигрузки пасажирів та вантажів.

Основні льотно-технічні характеристики наведені у таблиці 1.4.

Таблиця 1.4

Льотно-технічні характеристики проєктуємого літака	
Характеристики	**Данні**
Екіпаж	1
Пасажиро-місткість	7
Розмах крила	14 м
Довжина	10.60 м
Висота літака	4.40 м
Вантажопідйомність	740 кг
Максимальна злітна маса	3190 кг
Маса палива у внутрішніх баках	300 кг
Силова установка	Pratt & Whitney Canada PT6A-114A
Повітряний гвинт	Hartzell
Діаметр гвинта	2.7 м
Крейсерська швидкість	340 км/год
Практична дальність	700-800 км
Довжина посадки	360
Довжина зльоту	350 м

Висновок по розділу 1

В ході виконання цього розділу, мною були проаналізовані основні схеми і особливості різних типів існуючих шасі, порівнянно шасі літаків аналогів та визначені їх переваги і недоліки. Також представлені основні ЛТХ та три проєкції зовнішнього виду проєктуємого літака.

2.ВИБІР СХЕМИ, ТИПУ І ЗАСОБІВ АМОРТИЗАЦІЇ ШАСІ. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ШАСІ.

2.1 Обґрунтування обраної конструктивної схеми

В даному літаку обираємо фіксований тип шасі, що забезпечує більш прості особливості експлуатації та порівняно нескладний догляд.

Обираємо трьохопорну схему шасі з передньою опорою як найпоширенішу, що має низку переваг перед шасі з хвостовою опорою. Вона задовольняє вимогам, що висуваються до літака. Слід відзначити, що використання схеми з хвостовою опорою в двобалковій схемі є проблематичним. Хоча схема з хвостовим колесом може розширити можливості використання літака на непідготовлених ділянках, прохідність шасі з носовою опорою при використанні відповідних шин та важільної схеми, залишається високою. Переваги шасі з носовою опорою в грузовій експлуатації роблять її більш раціональним вибором. Крім того, менший ризик перекидання спрощує пілотування під час зльоту і посадки, зменшує ймовірність аварій на цих етапах і може сприяти скороченню довжини пробігу і розбігу завдяки простішим процедурам та можливості розвивати більшу гальмівну силу. Трьохопорне шасі з носовою опорю має гарну шляхову стійкість.

В якості схеми розміщення амортизатора на передній стійці, була обрана важільна схема, адже літак експлуатуються в агресивних умовах, на непідготовлених ВПС та з великими ударними навантаженнями на стійку. Тип амортизатору – рідинно-газовий.

В якості амортизації основної стійки шасі обираємо ресорну алюмінієву амортизацію.

2.2 Визначення основних параметрів шасі

Вихідні дані для розрахунку основних параметрів шасі, отримані з результату роботи Г. Тітова:

1. Стоянковий кут $\psi = 2°$
2. Кут заклинення крила $\alpha_{закл} = 3°$
3. Кут перекидання літака $\varphi = 15°$
4. Довжина фюзеляжу $l_f = 8196$ мм

Розрахуємо **базу шасі (*l*)** (відстань між центрами коліс основних і передніх (хвостових) опор). Для шасі з передньою опорою базу вигідно робити як можна більшою, оскільки при цьому зменшується небезпека перекидання літака через ніс. База шасі сучасних літаків складає 20-40 % довжини фюзеляжу. Візьмемо найбільше значення.

$$l = l_f \cdot 0{,}4 = 8196 \cdot 0{,}4 = 3278 \text{ мм} \qquad (1)$$

Визначимо **кут винесення шасі назад γ** – кут між вертикаллю і площиною, що проходить через центр тяжіння літака і точки дотику основних коліс шасі з землею при стоянці літака і необтиснених амортизаторах.

$$\gamma = \varphi + (1..2°) = 17° \qquad (2)$$

Висота шасі літака *H* – відстань від землі до центру тяжіння літака. Для літаків з поршневими і турбогвинтовими двигунами висота шасі обирається з умови, що при горизонтальному положенні базової лінії літака відстань від кінців лопатей повітряних гвинтів при повному обтисканні пневматиків коліс і амортизаційних стійок до поверхні аеродрому повинно бути не менше 20 сантиметрів.

Поки не маємо даних про хід переднього амортизатора та діаметру пневматиків, візьмемо ***H*** = 2255 мм.

Винос головних опор шасі назад *e,* візьмемо з урахування кута винесення шасі назад та висоти шасі *H*, графічно з кресленику =>

$$e = 572 \text{ мм}$$

Винос передньої опори шасі a, графічно з кресленику:

$$a = 2706 \text{ мм}$$

Колія шасі *B* забезпечує стійкість руху літака по аеродрому.

Маємо:

$$B \geq 2 \cdot h \Rightarrow B = 2 \cdot 2255 = 4510 \text{ мм} \qquad (3)$$

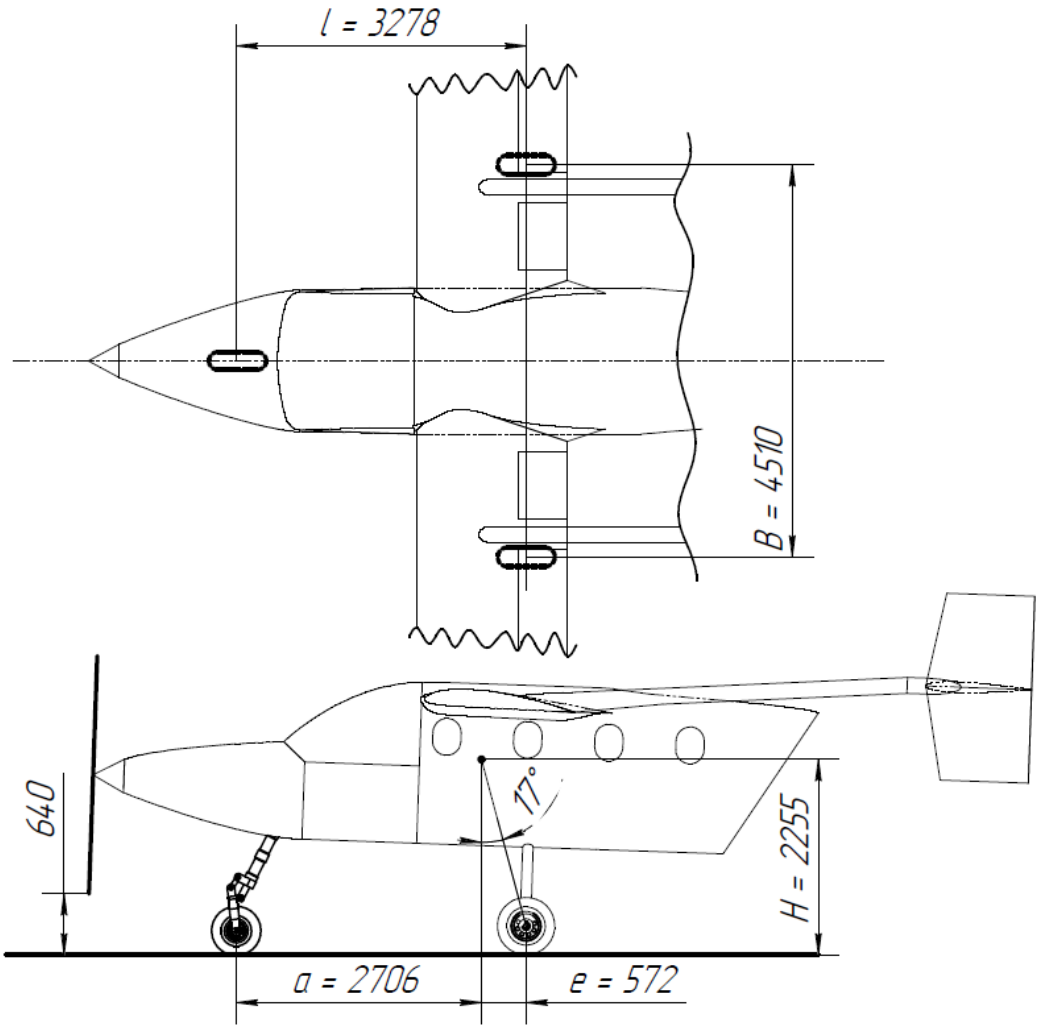

Рис. 2.1 Основні параметри шасі

Висновок по розділу 2

В результаті даного розділу була визначена конструктивна схема шасі і амортизації – фіксовані шасі, основна ресорна стійка та носова із рідинно-газовим амортизатором важільного типу. Розраховано основні параметри шасі. Так, база шасі (l) = 3278 мм, кут винесення шасі назад γ = 17°, висота шасі літака H = 2255 мм, винос головних опор шасі назад e = 572 мм, винос передньої опори шасі a = 2706 мм, колія шасі B = 4510 мм.

3.РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ.

Вихідні дані для проектування:

1. $C_{ymax} = 2{,}0066$ – отримано з результатів дипломної роботи Г. Тітова;
2. $C_{xa} = 0{,}3$ – отримано з результатів дипломної роботи Г. Тітова;
3. $m_0 = 3190$ кг – максимальна злітна маса.
4. $S = 25$ м^2 – площа крила
5. $P = 11{,}19$ кН – тяга двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A -згідно із результатами вибіру Ю. Василишина.
6. $V_{\text{кр}} = 94.4\ \frac{\text{м}}{\text{с}}$ – крейсерська швидкість польоту

Розрахунок виконується згідно із джерелами [11], [12], [13]

1. Аеродром із бетонним покриттям ЗПС.

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

Згідно з авіаційними правилами (АП-23), [9]:

$$V_{\text{відр}} = 1{,}1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{ymax}}} = 1{,}1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 3190 \cdot 9{,}82}{1{,}225 \cdot 25 \cdot 2}} = 35{,}157\ \frac{\text{м}}{\text{с}} \qquad (1)$$

Повітряний ділянку зльоту з точки відриву літака від ЗПС до досягнення

їм висоти $H_{\text{без}}$ = 10,7 м згідно АП-23.51 (а) [9]. За АП на висоті $H_{\text{без}}$ швидкість літака повинна бути не менше V_2:

$$V_2 = 1{,}2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{ymax}}} = 1{,}2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 3190 \cdot 9{,}82}{1{,}225 \cdot 25 \cdot 2}} = 38{,}353\ \frac{\text{м}}{\text{с}} \qquad (2)$$

Довжину дистанції розбігу можна визначити наближено як:

$$L_{\text{розб}} = \frac{V_{\text{відр}}^2}{2J_{\text{ср}}} = \frac{35{,}157^2}{2 \cdot 1{,}9} = 325{,}26 \text{ м}^* \quad (3)$$

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

$$J_{\text{ср}} = \frac{P - f_{\text{тр}}G - qS\left(C_{xa} - f_{\text{тр}}C_{ya}\right)}{m_0} = \frac{11190 - 937{,}86 - 425{,}3 \cdot 25 \cdot (0{,}3 - 0{,}03 \cdot 0{,}48)}{3190}; \quad (4)$$

$J_{\text{ср}} = 1.9 \text{ м/с}^2$, (4)

де $C_{ya} = C_{ya\text{опт}} = \frac{f_{\text{тр}}}{2A} = 0{,}48$ оптимальний коефіцієнт підйомної сили;

$f_{\text{тр}}$ = 0,02 - коефіцієнт тертя коліс при зльоті з сухої бетонної ЗПС;

A = 0,0314 коефіцієнт відвалу поляри;

C_{xa} = 0,3 - значення коефіцієнта лобового опору літака;

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_x S}}$$

$$q = \frac{\rho \cdot V^2{}_{\text{кр}}}{2} = \frac{2G}{2C_x S} = \frac{3190}{0{,}3 \cdot 25} = 425{,}3 \ \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}, \quad (5)$$

* Довжина розбігу більш точно визначається за розрахунками двигуна, що були проведені Ю.Василишиним. Згідно із даними двигуна, повітряного гвинта і аеродинаміки, довжина розбігу буде дорівнювати приблизно 350 м.

Довжина повітряної ділянки зльоту (ПДЗ) $L_{\text{пдз}}$ знаходиться з умови балансу енергії ЛА.

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

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

$$\Delta \mathrm{P}_{\mathrm{ср}} = \frac{\Delta P(V_{\mathrm{відр}}) + \Delta P(V_2)}{2}, \qquad (7)$$

В результаті:

$$\Delta P(V_{\mathrm{відр}}) = P(V_{\mathrm{відр}}) - C_{x0}\frac{\rho V^2{}_{\mathrm{відр}} S}{2} - \frac{AG_0^2}{\frac{\rho V^2{}_{\mathrm{відр}} S}{2}} \qquad (8)$$

$$\Delta P(V_{\mathrm{отр}}) = 11190 - 0{,}3\frac{1{,}225 \cdot 35{,}157^{\,2} \cdot 25}{2} - \frac{0{,}0314 \cdot (3190 \cdot 9{,}82)^2}{\frac{1{,}225 \cdot 35{,}157^{\,2} \cdot 25}{2}};$$

$$\Delta P(V_{\mathrm{відр}}) = 7140 \text{ Н}$$

$$\Delta P(V_2) = \Delta P(V_2) - C_{x0}\frac{\rho V^2{}_2 S}{2} - \frac{AG^2}{\frac{\rho V^2{}_2 S}{2}} \qquad (9)$$

$$\Delta P(V_2) = 11190 - 0{,}3 \cdot \frac{1{,}225 \cdot 38{,}353^{\,2} \cdot 25}{2} - \frac{0{,}0314 \cdot (3190 \cdot 9{,}82)^2}{\frac{1{,}225 \cdot 38.353^2 \cdot 25}{2}}$$

$$\Delta P(V_2) = 5801 \text{ Н}$$

Тоді $\Delta \mathrm{P}_{\mathrm{ср}}$ складає:

$$\Delta \mathrm{P}_{\mathrm{ср}} = \frac{7140 + 5801}{2} = 6470{,}5 \text{ Н},$$

Довжина ПДЗ складатиме

$$\mathrm{L}_{\mathrm{пдз}} = \frac{\frac{3190}{2}(38{,}353^2 - 35{,}151^2) + 3190 \cdot 9{,}82 \cdot 10{,}7}{6470{,}5} = 168 \text{ м}$$

Повна дистанція зльоту розраховується за формулою:

$$\mathrm{L}_{\mathrm{зл}} = \mathrm{L}_{\mathrm{розб}} + \mathrm{L}_{\mathrm{пдз}} = 350 + 168 = 518 \text{ м} \qquad (10)$$

Згідно АП повна дистанція зльоту дорівнює:

$$\mathrm{L}_{\mathrm{зл.п}} = 1{,}15 \cdot \mathrm{L}_{\mathrm{зл}} = 596 \text{ м}$$

Проведемо розрахунок для ґрунтового покриття або щільного снігу на ЗПС.

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

Оптимальний коефіцієнт підйомної сили - $C_{ya} = 1.11$;

Значення коефіцієнта лобового опору - $C_{xa} = 0{,}3$;

середнє значення прискорення на ділянці розбігу –

$$J_{\text{ср}} = \frac{P - f_{\text{тр}}G - qS\left(C_{xa} - f_{\text{тр}}C_{ya}\right)}{m_0} = \frac{11190 - 3272 - 425{,}3 \cdot 25 \cdot (0{,}3 - 0{,}07 \cdot 1.11)}{3190};$$

$$J_{\text{ср}} = 1{,}179 \ {}^{\text{м}}/_{\text{с}^2};$$

довжина дистанції розбігу – $\text{L}_{\text{розб}} = \frac{1V_{\text{відр}}^2}{2J_{\text{ср}}} = \frac{1 \cdot 35{,}157^2}{2 \cdot 1{,}179} = 524{,}2$м.

Тоді повна дистанція зльоту розраховується за формулою:

$$\text{L}_{\text{зл}} = \text{L}_{\text{розб}} + \text{L}_{\text{пдз}} = 524{,}2 + 168 = 692.2$$

Згідно АП повна дистанція зльоту дорівнює:

$$\text{L}_{\text{зл.п}} = 1{,}15 \cdot \text{L}_{\text{зл}} = 796 \text{ м}$$

У момент, коли кут атаки виявиться рівним посадковому ($\alpha = \alpha_{\text{пос}}$), 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 У <G, а швидкість практично

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

посадкову смугу.

$$Y = G = Cy_{\text{пос}} \frac{\rho v_{\text{пос}}{}^2}{2} S \qquad (11)$$

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

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

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

де G −ваг літака при посадці

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

0,94- коефіцієнт що враховує близькість

$v_{\text{пос}} = 0{,}94 \sqrt{\frac{2 \cdot 3190 \cdot 9{,}82}{2{,}15 \cdot 1{,}225 \cdot 25}} = 29 \ \frac{\text{м}}{\text{с}}$,

Посадковою швидкістю називається швидкість в момент приземлення. Вона зазвичай менше швидкості відриву. Це пояснюється тим, що посадкова вага літака менше ваги злітної, а $C_{\text{упрс}} > C_{\text{відр}}$, оскільки використовується більший кут відхилення закрилків (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 $У_{\text{ср}}$.

Довжина пробігу визначається за формулою

$$L_{\text{ПР}} = \frac{V_{\text{пос}}{}^2}{2J_{\text{ср}}} = \frac{29^2,}{2 \cdot 1,179} = 356,6 \text{ м}.$$

Схема посадки в результаті розрахунку представлена на рисунку 3.1

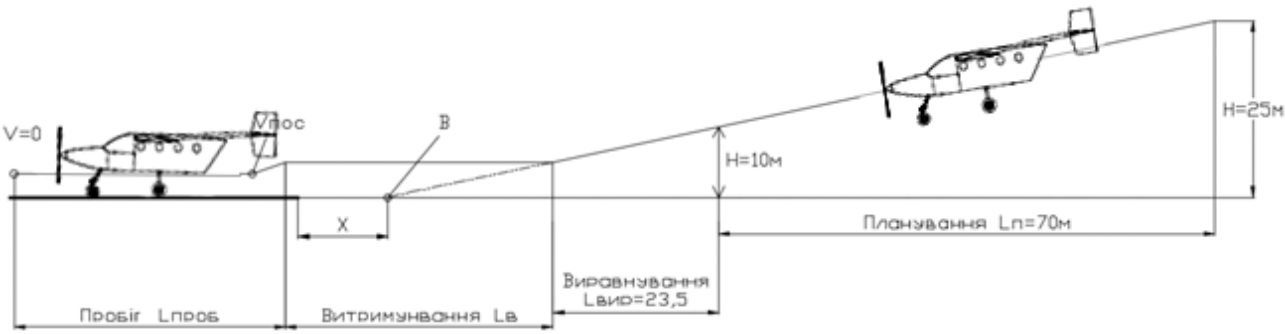

Рис. 3.1 Схема посадки літаку

Висновок по розділу 3

В результаті розділу були отримані дані зі схемами зльоту. Згідно АП23 [9], повна дистанція зльоту дорівнює: $L_{\text{зл.п}} = 796$ м, $L_{\text{ПР}} = 356,6$ м. Представлена схема посадки літаку.

4. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ШАСІ. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ШАСІ, РОЗРАХУНОК АМОРТИЗАЦІЇ

В даному розділі розраховується основна стійка шасі, ресорна амортизація.

Шасі літака піддаються високим ударним навантаженням при посадці, тому основні дослідження по визначенню напружень, деформацій і втоми, яким піддається літак при посадці, зосереджені на них. Внаслідок удару на шасі діють дві важливі сили: нормальна сила і зворотня (лобова) сила.

Нормальна сила - це сила, яка виникає в результаті удару по направленню вектора нормалі і викликає згинання шасі (ресору) догори.

Зворотня (лобова) сила - сила, що виникає при дотику із землею, коли шина не обертається, змушуючи стійку шасі згинатися проти руху літака, значення цієї величини можна прийняти рівним 0,25 від нормальної сили (згідно із FAR.23 [10]).

Для виготовлення шасі літака може бути використано багато матеріалів, таких як сталь 300M, сталь 4130, сталь 4340, алюмінієвий сплави, а також надміцні сплави, такі як AERMET 100, або композиційні матеріали. Вибір матеріалу для шасі залежить від типу, розміру та призначення літака. Для легких літаків може бути використаний сталевий сплав, в той час як у великих цивільних літаках або винищувачах, може бути використаний алюмінієвий сплав, також композитні матеріали.

Проектувальний розрахунок шасі містить підбір коліс, ресори, а також геометричних параметрів стійки та її складових елементів.

4.1 Опис стійки шасі

Літак має дві основні стійки з ресорною конструктивною схемою, де ресора сприймає навантаження від землі безпосередньо від коліс.

Основні стійки не прибираються у фюзеляж літака. Передня опора не прибирається.

Виконаємо розрахунок основної стійки шасі схеми з носовим колесом і відповідними параметрами:

1. r = 2 - кількість основних стійок;
2. z_0=1 - кількість коліс на основній стійці;
3. z=1 - кількість коліс на носовій стійці;
4. $m_{зл}$ = 3190 кг - злітна маса літака;
5. S = 25 м^2 - площа крила

Параметри шасі беремо з розділу 2.2

4.2 Підбір коліс

Підбір коліс починається з вибору типів пневматика, який обирають з урахуванням умов експлуатації та значень стоянкового навантаження.

Оскільки літак сідає на бетонну і ґрунтову ЗПС, то слід встановити пневматики низького тиску. Для стоянкового навантаження на колесо основної стійки:

$$P^{к}_{ст.осн.зл} = \frac{m_{зл} \cdot g \cdot a}{r \cdot z_0 \cdot l} = \frac{3190 \cdot 9{,}81 \cdot 2{,}7}{2 \cdot 1 \cdot 3{,}28} = 12910 \text{ (Н)}; \qquad (1)$$

На колесо носової стійки:

$$P^{к}_{ст.нос.зл} = \frac{m_{зл} \cdot g \cdot e}{r \cdot z_0 \cdot l} = \frac{3190 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}57}{1 \cdot 1 \cdot 3{,}28} = 5458 \text{ (Н)}; \qquad (2)$$

За отриманими даними із сортаменту [7] авіаційних коліс обираємо основне тормозне колесо 8.50 х 10, 8 ply, з характеристиками:

Габарити пневматика $DxB = 635x203$ мм

Стояночне навантаження на колесо при злітній масі $P^{*}_{ст.взл} = 19572$ Н

Робочий тиск у пневматику $P_0^{\cdot} = 379$ кН/м^2

Максимальне допустиме навантаження на колесо $P^{*}_{max} = 52934$ Н

Обтискання пневматика при P^{*}_{max}, $\delta_{мд} = 101$ мм

Швидкість зльоту $Vзл. = 155 \frac{км}{год}$

Посадкова швидкість $Vпос. = 140 \frac{км}{год}$

Для колеса носової стійки обираємо пневматик 22x8.0-8, 6 ply, з характеристиками:

Габарити пневматика $DxB = 560x203$ мм

Стояночне навантаження на колесо при злітній масі $P^*_{ст.взл} = 11120$ Н

Робочий тиск у пневматику $P_0^{\cdot} = 275{,}8$ кН/м^2

Максимальне допустиме навантаження на колесо $P^*_{max} = 29803$ Н

Обтискання пневматика при P^*_{max}, $\delta_{мд} = 104$ мм

Швидкість зльоту $Vзл. = 255 \frac{км}{год}$

Посадкова швидкість $Vпос. = 234 \frac{км}{год}$

4.3 Проєктування ресори

Проєктування ресори проводиться за таким алгоритмом:

- Визначаємо нормальні і повздовжні навантаження на шасі.
- Визначаємо геометричні параметри ресори у першому наближенні, підбираємо первинний поперечний переріз.
- По методу скінченних елементів у пакеті ANSYS Workbench, по заданим параметрам, аналізуємо поведінку ресори: витримування навантаження, величина прогину (Повинен бути максимально близьким до розрахункового, не менше)
- При необхідності повторюємо розрахунок у програмі, збільшивши чи зменшивши поперечний переріз, враховуючи вагу ресори.

Максимальні експлуатаційні навантаження на основні стійки шасі виникають під час посадки літака на дві точки. Регламентована в Нормах Льотної Придатності

вертикальна посадкова швидкість залежить від ваги літака і площі крила. Згідно з FAR.23:

$$V_y = 0{,}51(\frac{m*g}{S})^{0{,}25} = 0{,}51(\frac{3190*9{,}81}{25})^{0{,}25} = 3 \text{ м/с} \qquad (3)$$

Згідно із FAR.23.473 шасі має витримати посадку з відповідною вертикальною швидкістю. При цьому передбачається, що "у процесі посадкового удару діє залишкова підйомна сила крила (L), яка не перевищує 2/3 ваги літака і прикладена до центру ваги літака". "Вимоги до наземних навантажень цього підрозділу мають задовольнятися за максимальної ваги літака" (злітної)

Рахуємо випадок горизонтальної посадки на 2 точки. FAR.23 479 (b) наказують для цього випадку одночасно з вертикальними навантаженнями враховувати і лобові (не менше 25% максимальних вертикальних).

Далі уточнимо, що таке перевантаження ЦМ і перевантаження стійок.

Під перевантаженням стійки розуміємо відношення максимального вертикального навантаження на стійку під час посадки до стоянкового навантаження на неї ж. Оскільки під час посадки на літак діють сили реакції опор шасі (рівні навантаженням на стійки) і одночасно залишкова підйомна сила, перевантаження ЦМ дорівнюватиме перевантаженню стійок + відношення підйомної сили до ваги.

Робимо такі припущення:

- Розподіл редукованих мас між передньою і основними стійками в даному розрахунковому випадку (для двох основних стійок) вважатимемо пропорційним до стоянкових навантажень.
- Косинусом кута нахилу площини центрів жорсткості перерізів ресори до вертикалі нехтуємо.

- Коефіцієнт повноти діаграми деформування ресори (η_a) вважаємо рівним 0,5
- Коефіцієнт повноти діаграми деформування пневматиків шасі теж вважаємо рівним 0,5. Таким чином вводимо єдиний коефіцієнт повноти діаграми деформування шасі.
- Максимальне обтиснення пневматика приймемо рівним зазначеному в каталозі (що може бути досягнуто підбором тиску накачування).
- Нехтуємо гістерезисом.

Розрахунок ґрунтується на рівності енергії, поглинутої ресорою разом із пневматиками, і енергії посадкового удару. Вона складається із кінетичної енергії літака від вертикальної швидкості в момент торкання коліс і роботи сили тяжіння (за винятком залишкової підйомної сили) під час опускання ЦМ від моменту торкання до повного обтиснення амортизації.

Перевантаження ЦМ за FAR.23 473 (e) не може бути прийнято меншим за 2,67 (відповідно перевантаження стійок - менше ніж 2,0).

Визначимо редуковану масу для основної стійки:

$$m_{\text{ред}} = \frac{m_{\text{злiт}} \cdot a}{l} = \frac{3190 \cdot 2706}{3278} = 2633\ H; \qquad (4)$$

Потенціальна енергія деформації амортизації:

$$A = P_{max} \cdot r \cdot s_a \cdot \eta_a\ , \qquad (5)$$

Де $Pmax$ – максимальне навантаження на стійку, s_a – повний хід амортизації

Кінетична енергія від вертикальної швидкості:

$$K = \frac{m_{\text{ред}} \cdot V_y^2}{2}, \qquad (6)$$

Робота сили тяжіння (за вирахуванням підйомної сили) при опусканні ЦМ під час ходу амортизації:

$$A_G = (m_{\text{ред}} \cdot g \ - \ L \cdot m_{\text{ред}} \cdot g) \cdot s_a, \qquad (7)$$

Де $L \cdot m_{\text{ред}} \cdot g$ – частина залишкової підіймальної сили, згідно із FAR.23 473, що приходиться на основні стійки (так як вона рахується прикладеною до ЦМ)

Виходячи із рівностей:

$$A_{\text{ам}} = \ K + A_G, \qquad (8)$$

Перевантаження стійки:

$$n_{\text{п.ст}} = P_{max} \ \cdot r, \qquad (9)$$

При заданому перевантаженні ЦМ, після скорочень формул, маємо хід амортизації:

$$s_a = \frac{V_y^2}{2g \cdot (n_{\text{п.ст}} \cdot \eta_a - (1-L)}, \qquad (10)$$

Якщо задати перевантаження стійки таким, що дорівнює відношенню максимально-допустимого динамічного навантаження на колесо (52934 Н), до максимального стоянкового (19572 Н):

$$n_{\text{п.ст}} = \frac{52934}{19572} = \ 2{,}7; \qquad (11)$$

(У разі прийняття меншого значення перевантаження стійки, буде потрібно зменшити максимальне обтиснення пневматика, тому що його тиск зарядки буде визначатися стоянковим навантаженням)

При цьому, перевантаження ЦМ:

$$n_{\text{п.ЦМ}} = n_{\text{п.ст}} \ + \ L \ = \ 3{,}37; \qquad (12)$$

Тоді, хід амортизації основної стійки:

$$s_a = \frac{V_y^2}{2g \cdot (n_{\text{п.ст}} \cdot \eta_a - (1-L)} = \ \frac{9}{19{,}6 \cdot (2{,}7 \cdot 0{,}5 - (1-2/3)} = 0{,}46 \text{ м}; \qquad (13)$$

Хід ресори:

$$s_{\text{р}} = s_a - \delta_{\text{мд}} = 0{,}46 - 0{,}1 = 0{,}36; \quad (14)$$

Максимальне навантаження на основну стійку:

$$P_{max} = \frac{m_{\text{ред}} \cdot g \cdot n_{\text{п.ст}}}{z_0} = \frac{2633 \cdot 9{,}88 \cdot 2{,}7}{1} = 69850\ H; \quad (15)$$

Згідно із отриманими даними, проєктуємо ресору.

Геометричні параметри ресори у першому наближенні визначаємо із основних параметрів шасі на кресленику.

Так, маємо :

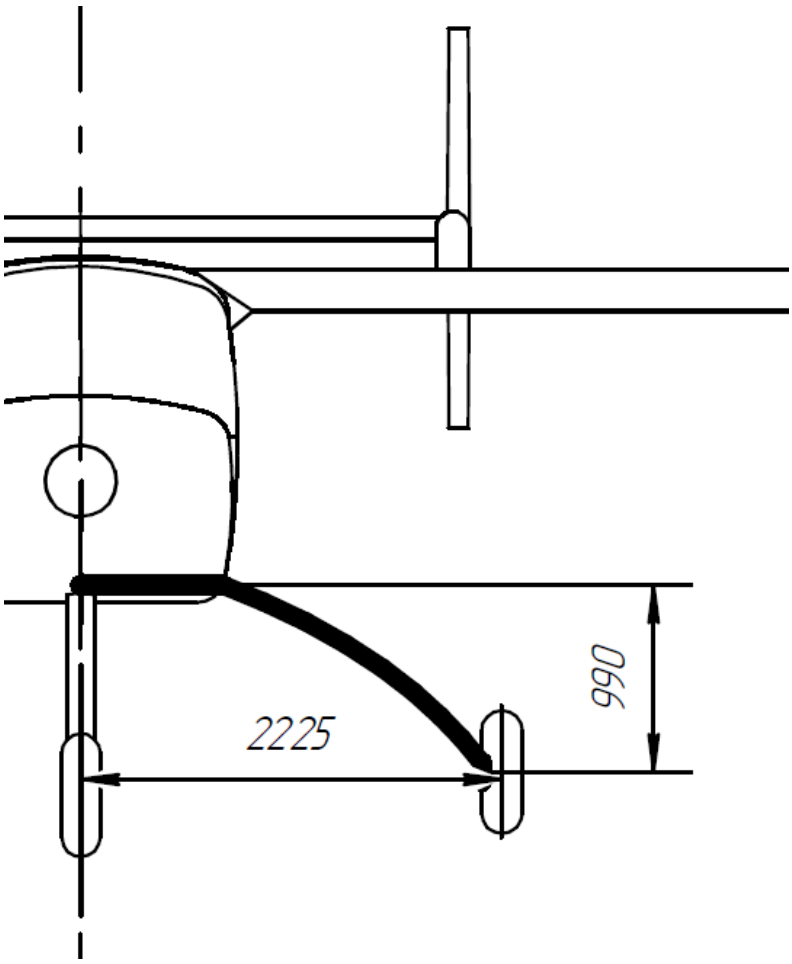

Рис. 4.1 Геометричні розміри ресори

Щоб дізнатися площу первинного поперечного перерізу – аналізуємо існуючі ресори-аналоги [8].

Спираючись на співвідношення повної довжини і висоти необхідної ресори: $\frac{4450}{990} = 4.5$, із найближчим співвідношенням виявилася ресора PN 06-00058 з габаритними характеристиками на рис. 4.2

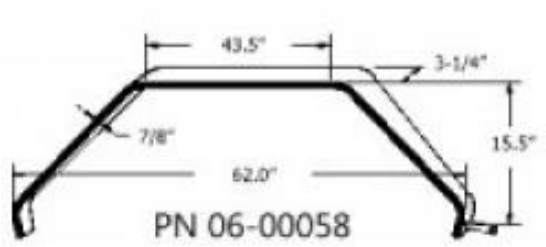

Рис. 4.2 Ресора PN 06-00058. Габарити.

Спираючись на габаритні розміри, помноживши все на коефіцієнт співвідношення розмірів існуючої ресори і тієї, що проєктуємо ($\frac{4450}{62 \cdot 25{,}387} = 2.82$), отримуємо габаритні розміри необхідної ресори.

Проєктуємо її спрощену просторову модель для подальшого розрахунку із такими геометричними розмірами (Рис. 4.3) (На місці осі шасі, змодельовано призму, для спрощення генерації мешів і економії ресурсів комп’ютера при розрахунку в ANSYS Workbench)

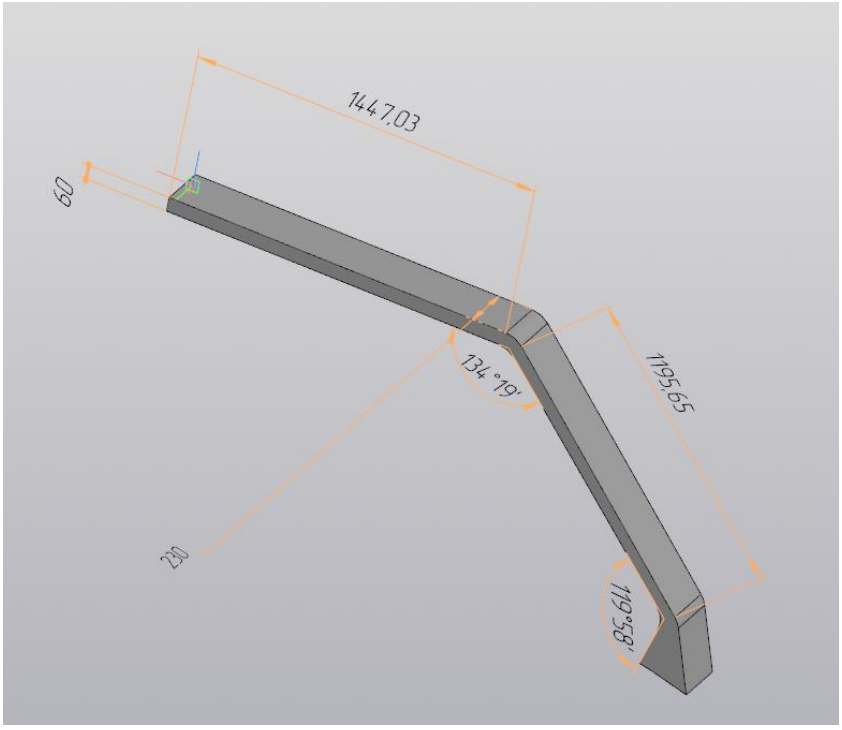

Рис. 4.3 Спрощена просторова модель ресори для розрахунків

Виконуємо розрахунок в ANSYS Workbench:

Вкажемо вид розрахунку - Static Structural, імпортуємо геометрію. Призначимо матеріал моделі - Aluminum Alloy. Зазначимо обмеження: Frictionless Support (ковзання без тертя і відриву) – у місці кріплення ресори, Displacement (заборона переміщення) за віссю Y та Z - для кромки, розташованої в місці шарнірної опори. Прикладемо силу (Force, компонент Y) до кромки призми, що зображує вісь колеса, та ще одну лобову по осі Z. Оскільки наша модель являє собою половинку ресори за шириною, силу беремо в 2 рази меншу за передбачуване навантаження на стійку.
Оскільки точка докладання сили істотно переміщується під час деформування моделі, увімкнемо Solver Controls > Large Deflection > On. Згенеруємо розрахункову сітку (mesh) з двома шарами елементів.

При першій ітерації розрахунку, отримали максимальний хід ресори у 0,1746 мм.

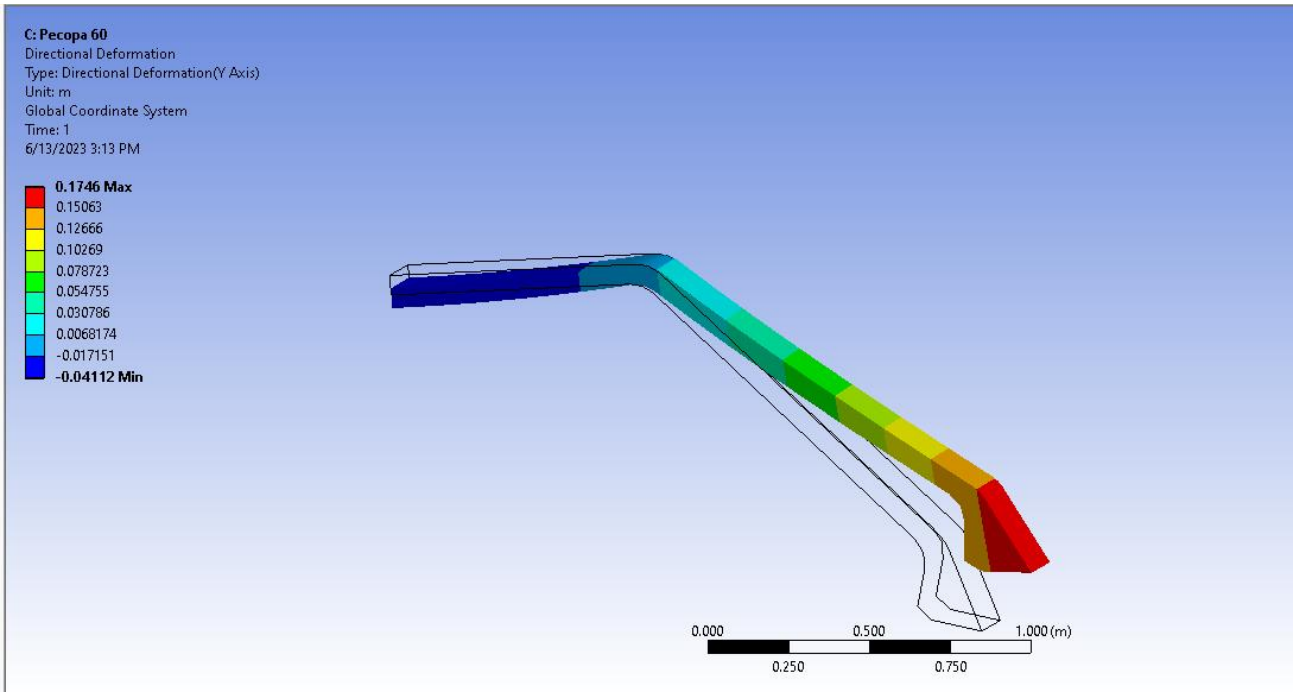

Рис. 4.4 Результати прогину при першій ітерації розрахунків

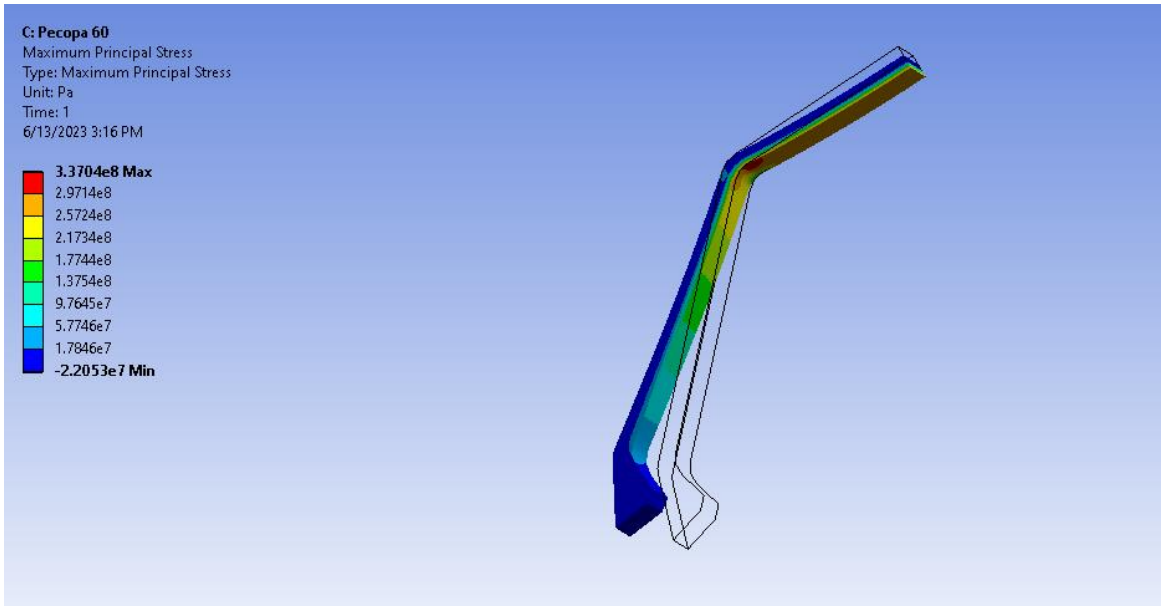

Рис. 4.5 Результати навантаження ресори при першій ітерації

Ресора навантаження витримала досить спокійно, враховуючи граничну напругу сплаву Al7075 у 572 МПа, отримали максимальне навантаження у 337 МПа.

Хід ресори нас не задовільняє – не відповідає розрахунковому значенню, продовжуємо розрахунки, змінивши товщину ресори.

Зменшивши товщину ресори до 30 мм, отримали неадекватні вимогам характеристики і поведінку. (Рис. 4.6)

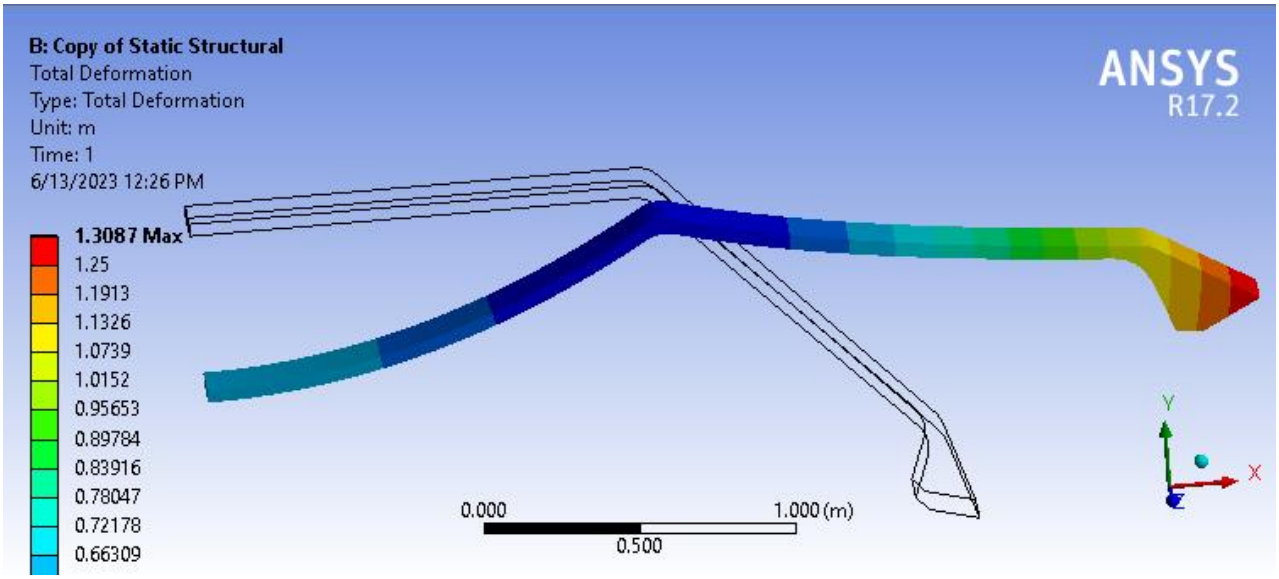

Рис. 4.6 Результати розрахунку при другій ітерації

Після цієї ітерації, прийняв рішення вкоротити місто кріплення ресори задля зменшення у ньому деформацій і зменшення ефекту важіля. Наступну ітерацію розрахунків проводимо з товщиною ресори у 50 мм.

Отримуємо майже ідеальний хід ресори у 390 мм, як бачимо на рисунку 4.7, (жовто-помаранчевий сектор).

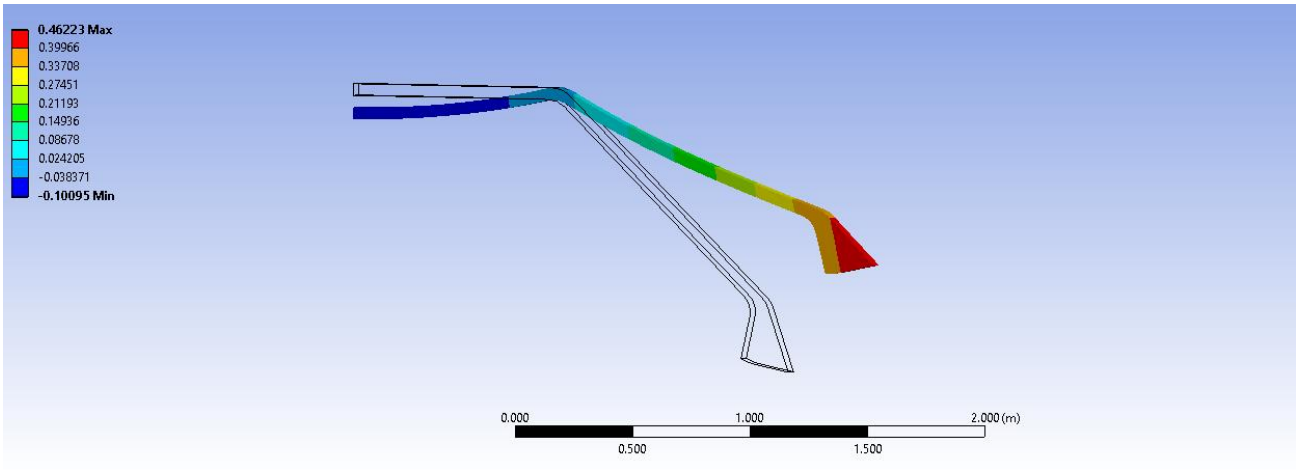

Рис. 4.7 Результати розрахунку при третій ітерації

Навантаження ресора отримує дуже близьким до критичного у зоні вигину (Рис. 4.8). Вирішуємо це збільшенням товщини листу на 2 мм.

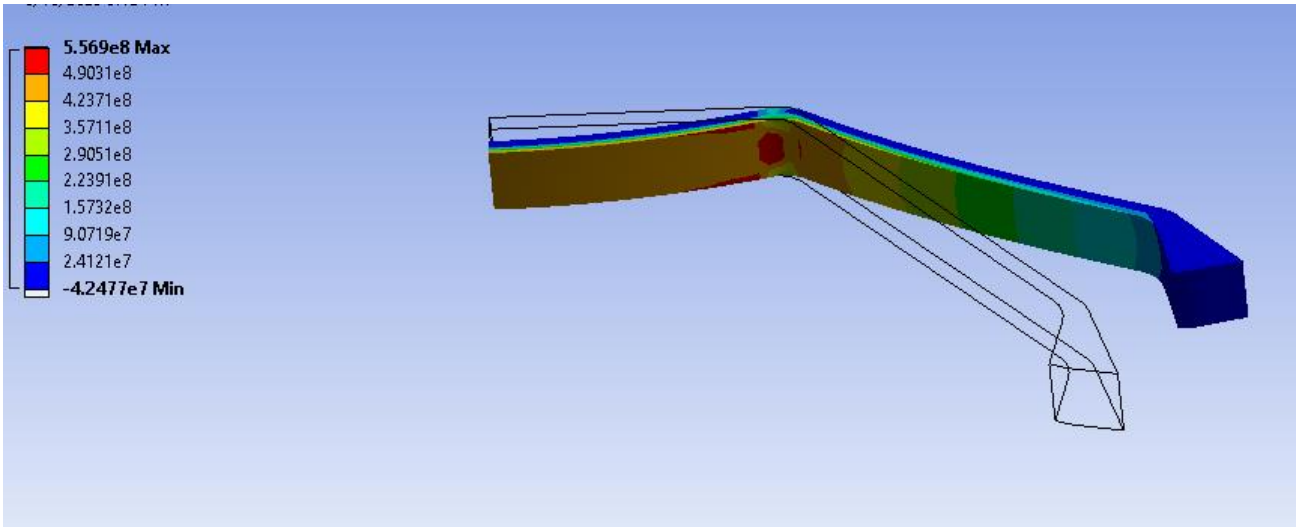

Рис. 4.8 Критичне навантаження ресори при третій ітерації

Після збільшення товщини, отримали збіжний із розрахунковим хід ресори – 337 мм і зменшили вплив критичного навантаження. Маса виробу – 104 кг.

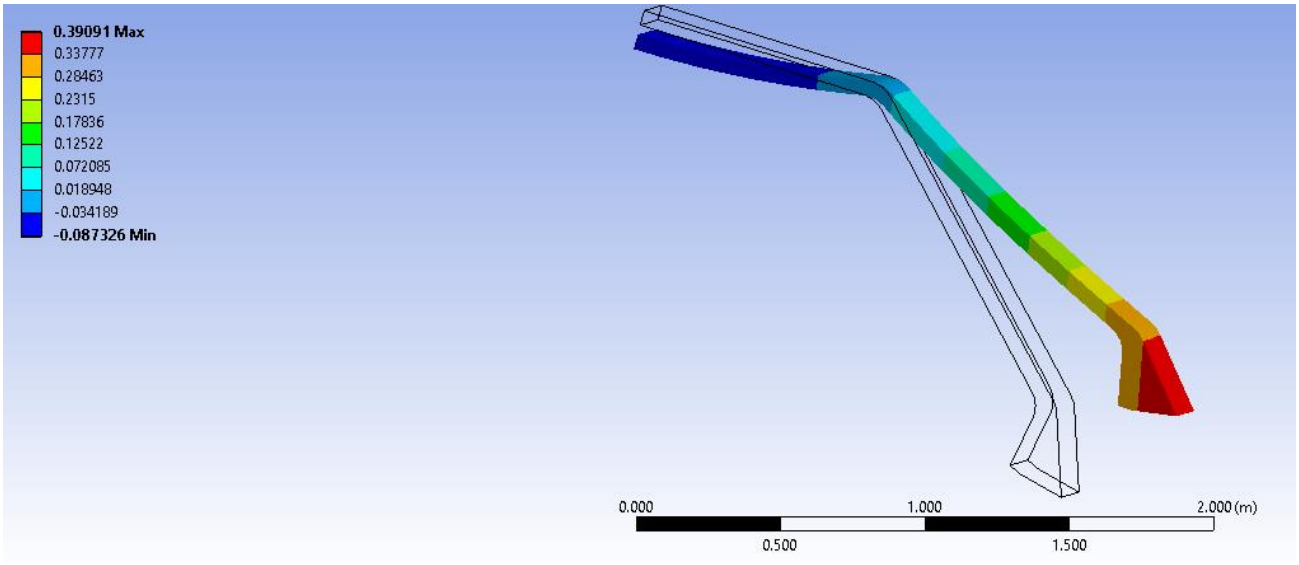

Рис. 4.9 Хід ресори при оптимізовуванні товщини листу (4-та ітерація)

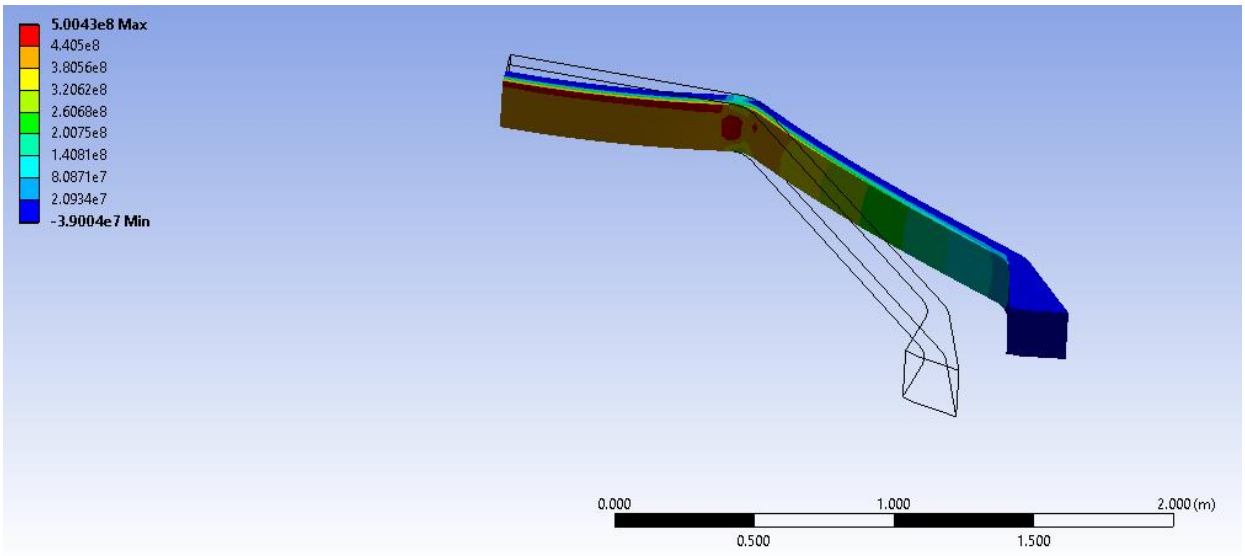

Рис. 4.10 Результати навантаження оптимізованої товщини (4-та ітерація)

Для зменшення маси, звужуємо найменш навантажену частину ресори та проводимо перевірочний розрахунок, остаточно маємо:

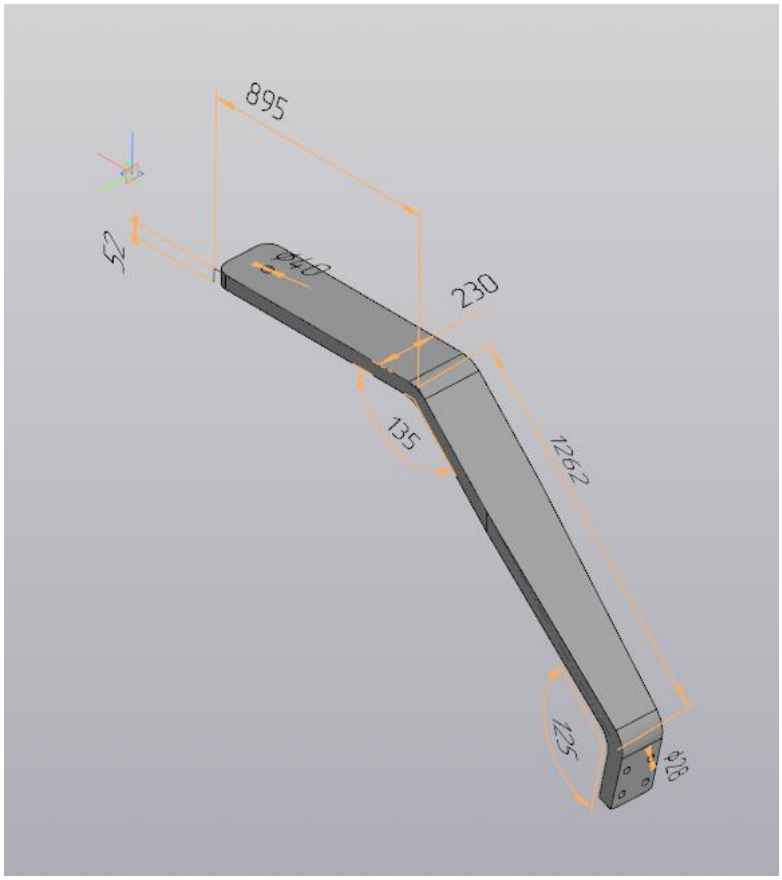

Рис. 4.11 Остаточний варіант ресори

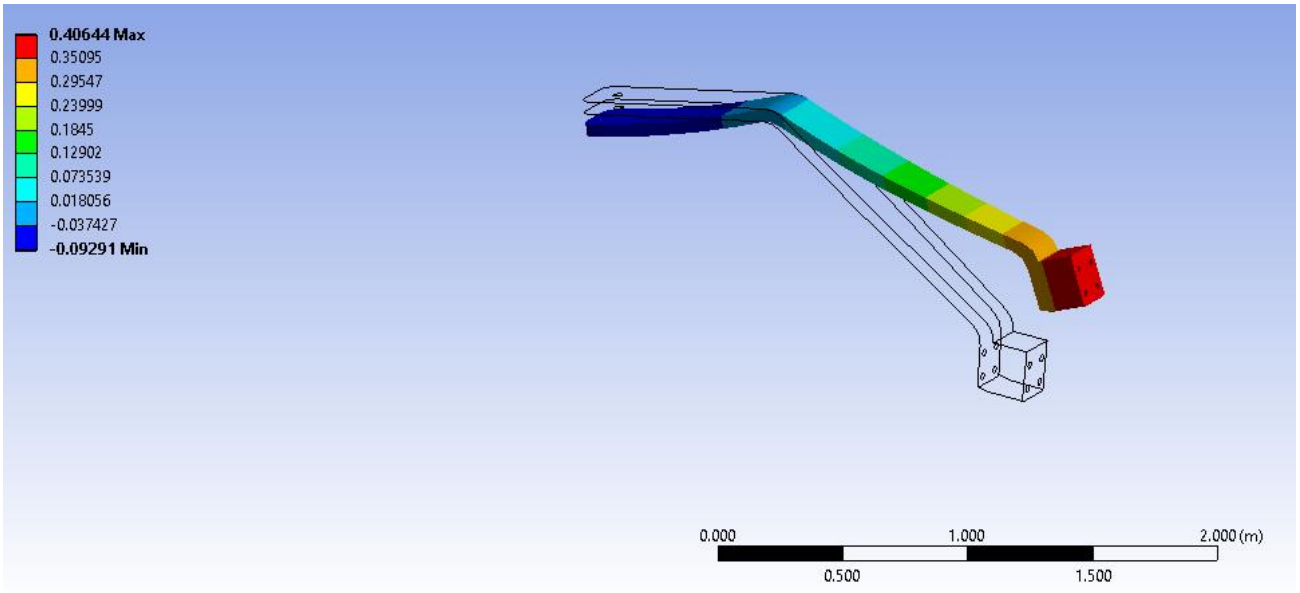

Рис. 4.12 Хід ресори під максимально можливим навантаженням: 350 мм

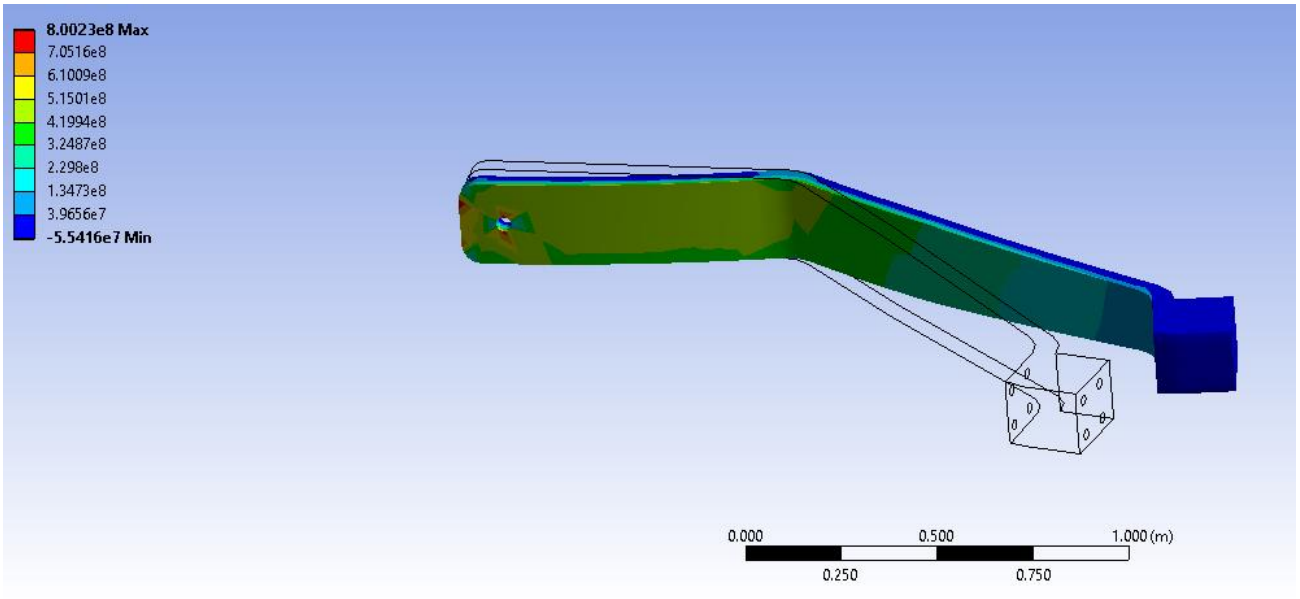

Рис. 4.13 Навантаження максимальне (нехтуючи критичне у місці отвору) маємо 515 кПа.

Маса виробу - 84 кг.

Висновок по розділу 4

В результаті розрахунків у розділі, були отримані геометричні величини основної стійки шасі. Було розраховано хід і навантаження ресори, при максимально можливій силі, що діє на стійку. Визначили, що спроєктована ресора витримує максимальне навантаження, забезпечуючи необхідний хід. Маса однієї половини ресори основної стійки шасі – 84 кг.

ВИСНОВКИ

В результаті виконання дипломного проєкту, було проаналізовано види, типи і особливості конструктивно-силових схем шасі, виявлені недоліки та переваги певних компонувальних схем. Були порівняні аналоги шасі літаків із близькими до проєктуємого літака характеристиками.

Були розраховані розбіг та пробіг проєктуємого літака (Основні режими зльоту і посадки). Були розраховані основні параметри шасі.

В ході виконання проєкту були визначені основні типи навантажень, які діють на основну стійку під час найгіршого випадку посадки – на 2 точки.

Із розрахованих навантажень при зльоті та посадці, були обрані пневматики з сортименту авіаційних коліс для основних та носового шасі.

За результатами, отриманими в ході аналізу навантажень, та із рівнянь балансу енергій і роботи, визначений повний хід амортизації основної стійки шасі (ресора+пневматик). З отриманих даних, та за допомогою аналогів, було визначено основні геометричні параметри ресори у першому наближені. Далі, за розробленим алгоритмом проєктування оптимальної ресори, було спроєктовано стійку шасі із відповідними до необхідних характеристиками. Було проведено оптимізацію маси ресори та розраховано її на міцність і прогин за допомогою метода скінченних елементів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Проектирование самолетов, Учебник для вузов, Егер С.М., 1983
2. ПРОЕКТУВАННЯ І РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ШАСІ РЕСОРНОГО ТИПУ Учебное пособие по лабораторному практикуму Харьков «ХАИ» 2015
3. Конструкция и лётная эксплуатация воздушных судов. Особенности самолётов В. Корнеев
4. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640 с: ил. ISBN 5-7035-1720-6
5. Дорфман Г. Поговорим о шасси [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.radio-sarafan.ru/avia/wp-content/uploads/1615/67/518.pdf
6. Landing Gear System [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.studyaircrafts.com/landing-gear-system
7. GOODYEAR AVIATION DATA BOOK [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.goodyearaviation.com/resources/pdf/Aviation-Databook-2022.pdf
8. GROVE LANDING GEAR [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.aircraftspruce.eu/landing-gear/landing-gear--experimental/grove-landing-gear.html
9. АП-23 [Електронний ресурс] // 2014 – Режим доступу до ресурсу: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_23.pdf.
10. AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY AIRPLANES [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23
11. 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.

12. АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА [Електронний ресурс] // https://vzletim.ru/. – 2010. – Режим доступу до ресурсу: https://vzletim.ru/upload/iblock/a4a/aerodynamics08.pdf.
13. 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).