

**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: «Аеродинамічне проектування БпЛА за умови
забезпечення необхідної тривалості польоту. Методика
розрахунку льотно-технічних характеристик»**

Виконав

:

студент IV курсу, групи АЛ-91
Шевченко Артем Олегович _____

Керівник:

Асистент

Предаченко Костянтин Олегович _____

Рецензент:

Асистент

Осокін Владислав Сергійович _____

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

Студент _____

**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

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Шевченку Артему Олеговичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Аеродинамічне проектування БПЛА за умови забезпечення необхідної тривалості польоту. Методика розрахунку льотно-технічних характеристик**», керівник проєкту **Предаченко Костянтин Олегович**, 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 $m_{кор} = 2$ кг

3.2. Крейсерська швидкість польоту $V_{кр} = 80$ км/год

3.3. Крейсерська висота польоту $H_{кр} = 1000$ м

3.4. Максимальний час польоту $t = 2,5$ год

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Постановка задачі з оглядом на потреби та проблеми.

4.2. Огляд технічних характеристик аналогів.

4.3. Аеродинамічне проектування крила.

4.4. Підбір параметрів оперення.

4.5. Формування обрисів фюзеляжу.

4.6. Підбір параметрів батареї, електродвигуна і пропелера

4.7. Розрахунок льотно-технічних характеристик

4.8. Економіко-технічний проєкт

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

5.1 Загальний вигляд БпЛА

5.2 Профілі крила і оперення, аеродинамічні характеристики профілів

5.3 Форма крила і оперення в плані

5.4 Вибір двигуна

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Постановка задачі з оглядом на потреби та проблеми	до 15.03.2023 р.	
2.	Огляд технічних характеристик аналогів	до 25.03.2023 р.	
3.	Аеродинамічне проектування крила	до 10.04.2023 р.	
4.	Підбір параметрів оперення	до 20.04.2023 р.	
5.	Формування обрисів фюзеляжу	до 29.04.2023 р.	
6.	Підбір параметрів батареї, електродвигуна і пропелера	до 7.05.2023 р.	
7.	Розрахунок льотно-технічних характеристик	до 15.05.2023 р.	
8.	Економіко-технічний проект.	до 24.05.2023 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 01.06.2023 р.	
10.	Подання дипломного проекту на рецензування	до 03.06.2023 р.	
11.	Перевірка ПЗ до дипломного проекту на академічну доброчесність (плагіат)	до 07.06.2023 р.	
12.	Захист дипломного проекту	з 12.06.2023 р. по 21.06.2023 р.	

Студент

Артем ШЕВЧЕНКО

Керівник

Костянтин ПРЕДАЧЕНКО

Анотація

Пояснювальна записка до диплому з теми «Аеродинамічне проектування БпЛА за умов забезпечення необхідності тривалості польоту. Методика розрахунку льотно-технічних характеристик» містить 61 сторінку, 38 ілюстрацій, 18 таблиць та 5 використаних джерел.

Метою дипломного проєкту є створення прототипу легкого багатоцільового БпЛА літакового типу, його проектування, розрахунок крила та оперення

У дипломному проєкті було проаналізовано характеристики аналогічних БпЛА, на їх основі був обраний прототип для подальшого проектування. Були сформовані вимоги до характеристик БпЛА, були проведені детальні аеродинамічні розрахунки крила, підбір горизонтального та вертикального хвостового оперення, сформовано обриси фюзеляжу, обраховані деякі льотно-технічні характеристики за допомогою комп'ютерного програмного забезпечення.

Для проєктованого безпілотного літального апарату був підібраний двигун та батареї.

Ключові слова: БпЛА, аеродинаміка, аеродинамічне проектування, профіль крила, оперення, двигун.

Abstract

Explanatory note to the diploma on the topic "Aerodynamic design of UAVs under the conditions of ensuring the necessary flight duration. The method of calculating flight technical characteristics" contains 61 pages, 38 illustrations, 18 tables and 15 used sources.

The aim of the diploma project is to create a prototype of a light multi-purpose aircraft-type UAV, its design, calculation of the wing and tail.

The diploma project analyzed the characteristics of similar UAVs, and based on them, a prototype was selected for further design.

The requirements for the characteristics of the UAV were formed, detailed aerodynamic calculations of the wing were carried out, the selection of horizontal and vertical tail fins, the outlines of the fuselage were formed, and some flight technical characteristics were calculated with the help of computer software.

An engine and batteries were selected for the designed unmanned aerial vehicle.

Key words: UAV, aerodynamics, aerodynamic design, wing profile, wing, engine.

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	1	
2	A4	АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	56	
3	A1	АЛ9123.16.00.00.01 ІМ	Загальний вигляд БпЛА	1	
4	A1	АЛ9123.16.00.00.02 ЗВ	Профілі крила і оперення, аеродинамічні характеристики профілів	1	
5	A1	АЛ9123.16.00.00.03 РР	Форма крила і оперення в плані	1	
6	A1	АЛ9123.16.00.00.04 РР	Вибір двигуна	1	
		П.І.Б.	Підп.	Дата	АЛ9123.18.00.00.00
Розробив	Шевченко А.О.				Відомість дипломного проекту Аркуш 1 Аркуші 1 КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. АЛ-91
Перевірів	Предаченко К.О.				
Н. контр.	Поваров С.А.				
Зав. каф.	Бондаренко О.М.				

ЗМІСТ

	<u>СПИСОК СКОРОЧЕНЬ.....</u>	<u>9</u>
	<u>ВСТУП.....</u>	<u>10</u>
1	ОПИС БПЛА ТА <u>ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ.....</u>	<u>11</u>
	1.1 Опис БпЛА	11
	1.2 Постановка задачі	11
	<u>Висновки по розділу.....</u>	<u>12</u>
2	<u>ОГЛЯД ХАРАКТЕРИСТИК АНАЛОГІВ.....</u>	<u>13</u>
	<u>2.1 «Лелека-100».....</u>	<u>13</u>
	<u>2.2 «Punisher».....</u>	<u>14</u>
	<u>2.3 «Фурія-А1СМ».....</u>	<u>16</u>
	<u>2.4 Порівняння характеристик аналогів.....</u>	<u>18</u>
	<u>2.5 «Celera 500l».....</u>	<u>19</u>
	<u>Висновок по розділу.....</u>	<u>20</u>
3	<u>АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА.....</u>	<u>21</u>
	3.1 <u>Крило.....</u>	21
	3.2 <u>Профіль крила.....</u>	21
	3.3 <u>Основні параметри крила.....</u>	24
	3.4 <u>Аеродинамічні розрахунки крила.....</u>	27
	<u>Висновки по розділу.....</u>	<u>37</u>
4	<u>ПІДБІР ПАРАМЕТРІВ ОПЕРЕННЯ.....</u>	<u>38</u>
	4.1 <u>Поняття оперення.....</u>	38
	4.2 <u>Геометричні параметри горизонтального оперення.....</u>	38
	4.3 <u>Геометричні параметри вертикального оперення.....</u>	40
	<u>Висновки по розділу.....</u>	<u>43</u>

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		Шевченко А.О.			Аеродинамічне проектування БпЛА за умов забезпечення необхідності тривалості польоту. Методика розрахунку льотно-технічних характеристик	Літ.	Арк.	Аркушів
Перевір.		Предаченко К.О.				7	62	
Реценз.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф.АРБ Гр. АЛ-91		
Н. Контр.		Поваров С.А.						
Затверд.		Бондаренко О.М.						

5	<u>ФОРМУВАННЯ ОБРИСІВ ФЮЗЕЛЯЖУ ТА РОЗРАХУНОК ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК. ПІДБІР ПАРАМЕТРІВ БАТАРЕЇ, ЕЛЕКТРОДВИГУНА І ПРОПЕЛЕРА.....</u>	44
5.1	<u>Формування обрисів фюзеляжу.....</u>	44
5.2	<u>Розрахунок льотно-технічних характеристик.....</u>	45
5.3	<u>Підбір двигуна та забезпечення тривалості польоту.....</u>	46
5.4	<u>Льотно-технічні характеристики БпЛА.....</u>	48
	<u>Висновки по розділу.....</u>	49
6	<u>ЕКОНОМІКО-ТЕХНІЧНИЙ ПРОЕКТ.....</u>	50
6.1	<u>Формування обрисів фюзеляжу.....</u>	50
6.2	<u>Оцінка інвестицій та витрат, необхідних для процесу виробництва.....</u>	52
6.3	<u>Аналіз макроекономічних даних.....</u>	55
	<u>Висновки по розділу</u>	59
	<u>ВИСНОВОК.....</u>	60
	<u>СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....</u>	61

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат;

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

MTOW – (англ. Maximum Take-Off Weight) максимальна злітна маса;

MPYLD – (англ. Maximum Payload) максимальне корисне навантаження;

РЕБ – радіо-електронна боротьба;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

Re – число Рейнольдса;

САПР – система автоматизованого проектування і розрахунку;

TAS – (англ. True Air Speed) істинна повітряна швидкість;

ГО – горизонтальне оперення;

ВО – вертикальне оперення.

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						9
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

ВСТУП

На даний момент через воєнні обставини в Україні, країна потребує легкі безпілотні літальні апарати (БпЛА). Тема дипломного проекту є актуальною в наші дні. Створення легкого БпЛА загального призначення сприятиме покращенню стратегічного положення України в контексті використання безпілотної військово-транспортної авіації та безпілотної авіації загального призначення.

Метою дипломного проекту є порівняти аналоги, виконати аеродинамічне проектування крила, підібрати параметри оперення БпЛА, сформулювати обриси фюзеляжу та розрахувати льотно-технічні характеристики, підібрати параметри батареї, електродвигуна і пропелера, а також розробити економіко-технічний проект.

В першому розділі описано постановку задачі з оглядом на проблеми і потреби.

В другому розділі розглянуто характеристики таких аналогів, як ...

В третьому розділі описано аеродинамічне проектування крила із порівнянням характеристик, які вимагає БпЛА та результатів розрахунків.

В четвертому розділі описано підбір параметрів оперення.

В п'ятому розділі описано формування обрисів фюзеляжу й розрахунок льотно-технічних характеристик.

В шостому розділі зосереджено увагу на підборі параметрів батареї, електродвигуна і пропелера.

В сьомому розділі описано розроблений економіко-технічний проект.

Цей дипломний проект є лише частиною проекту по створенню експериментального БпЛА.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						10
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1 ОПИС БПЛА ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

1.1 Опис БПЛА

БПЛА (Безпілотні літальні апарати) – ЛА, в яких відсутній пілот, працюють автономно та/або керуються дистанційно із землі. БПЛА виконують різні функції, як для цивільних, так і для військових, такі як загального призначення, транспортна, розвідна, атаквальна. Їх основними перевагами окрім відсутності людини на борту є невеликі розміри, суттєве зменшення вартості їх створення та експлуатації. Для безпілотних ЛА можуть бути знижені вимоги до надійності, оскільки це не тягне за собою пряму загрозу життю людини.



Рис. 1.1. БпЛА MQ-9 Reaper

БПЛА можна класифікувати за наступними основними характеристиками:

- дизайн/конфігурація;
- призначення;
- льотно-технічні характеристики;
- корисне навантаження;
- система керування та автоматизації.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

11

Класифікація БпЛА за розмірами, вагою та висотою польоту:

	Маса	Максимальний час польоту	Максимальна висота польоту
Мікро	До 10 кг	60 хвилин	1 км
Міні	До 50 кг	5 годин	Від 3 до 5 км
Міді	До 1 т	15 годин	10 км
Важкі	Понад 1 т	Більш, як одна доба	20 км

Таблиця 1.1. Класифікація БпЛА за розмірами, вагою та висотою польоту

1.2 Постановка задачі

В наші часи БпЛА є дуже актуальними, вони виконують різні функції, як для цивільних, так і для військових. У військовому контексті БпЛА є дуже актуальними, вони виконують такі основні функції як розвідка та безпосередньо винищувальна функція. Серед БпЛА дуже активно використовуються дрони літакового типу невеликих розмірів, максимальною злітною масою 5 кг. Було прийнято рішення створити багатоцільовий БпЛА літакового типу із злітною масою до 5 кг, та корисним навантаженням до 2 кг, з невеликою злітною швидкістю для можливості запуску із спеціальної пускової установки чи автомобіля або іншого об'єкту, що рухається, крейсерською швидкістю близько 80 км/год та максимальною дальністю польоту 2,5 години.

Висновки по розділу:

В цьому розділі було дано визначення поняття, що собою являють БпЛА, які їх функції, за якими характеристиками їх класифікують. Також було освітлено постановку задачі з оглядом на проблеми та потреби.

2 ОГЛЯД ХАРАКТЕРИСТИК АНАЛОГІВ

2.1. «Лелека-100»

«Лелека-100» є українським легким багатоцільовим БПЛА військового призначення, основними задачами якого є аерофотозйомка, проведення розвідки та нагляд та коригування артилерійського вогню. «Лелека» має пряме крило, V-подібне хвостове оперення. У якості рушія обрано електромотор із штовхаючим гвинтом, розташованим позаду фюзеляжу. Діапазон зв'язку для керування «Лелекою» становить близько 45 км через двосторонній цифровий канал, що дозволяє оператору бути на значній відстані від безпілотної. «Лелеку» оснащено комплексом радіо-електронної боротьби (РЕБ), який заважає швидкому виявленню безпілотної. Вартість одного комплексу становить близько 1440000 грн або 34285 євро.

Характеристики БПЛА «Лелека-100»:

Довжина, м	1,135
Розмах крила, м	1,98
Максимальна злітна маса (MTOW), кг	5
Максимальне корисне навантаження (MPYLD), кг	0,5
Дальність польоту, год	2-2,5
Крейсерська швидкість, км/год	70
Максимальна висота польоту, м	1500

Таблиця 2.1. Характеристики БПЛА «Лелека-100»

Зліт БПЛА «Лелека-100» виконується за допомогою катапульты, а посадка – на «живіт» через те, що безпілотної не має шасі.

«Лелека» є дуже розповсюдженим БПЛА у військовому контексті. У 2020-му році було встановлено, що 46% вильотів безпілотної військового призначення припадає саме на БПЛА «Лелека-100».



Рис. 2.1 БпЛА «Лелека-100»

2.2 “Punisher”

“Punisher” (з англ. – «каратель») – український легкий ударно-розвідувальний БпЛА літакового типу. Його функціями є бомбардувальна та транспортна. “Punisher” має крило, стрілоподібне по передній та задній крайці, що покращує аеродинамічні характеристики, особливо на невеликих швидкостях, але в той же час дозволяє ефективно розвивати максимальну швидкість у 198 км/год. Задню частину фюзеляжу виконано у вигляді балки. “Punisher” має Т-подібне хвостове оперення. Максимальна операційна дальність даного БпЛА складає 40 км. Корпус, виконаний із композитних матеріалів, в якому знаходиться корисне навантаження складає 2 кг і підвішується під фюзеляжем. Дрон має розвинену авіоніку і керується з землі за допомогою 3-х осіб: основний пілот та два пілоти-помічники.

Джерелом тяги даного безпілотної є електродвигун із тягнучим гвинтом, розташованим у носовій частині фюзеляжу.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						14
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 2.2 БпЛА
«Punisher»

Вартість одного комплексу становить приблизно 50000 доларів США, а вартість самого БпЛА – приблизно 10000 доларів США.

Розглянемо основні характеристики БпЛА «Punisher»:

Довжина, м	1,39
Розмах крила, м	2,25
Максимальна злітна маса (MTOW), кг	6
Максимальне корисне навантаження (MPYLD), кг	2
Дальність польоту, год	1,5 год
Крейсерська швидкість, км/год	80
Максимальна висота польоту, м	400

Таблиця 2.2. Характеристики БпЛА «Punisher»

Запуск БпЛА «Punisher» здійснюється за допомогою катапульти, а посадка у разі виконання транспортної місії (наприклад транспортування медикаментів) – «на живіт».

2.3 «Фурія-А1СМ»

«Фурія» – легкий БПЛА українського виробництва військового призначення. Основними задачами цього безпілота є розвідка та коригування артилерійського вогню.

Конструктивно «Фурія» нагадує літаюче крило, яке, до речі, має змінну стріловидність по передній крайці та невелику стріловидність по задній крайці крила, проте має двокільове хвостове оперення.

Завдяки специфічній формі крила досягнуто невеликої крейсерської швидкості у 65 км/год. Максимальна операційна швидкість «Фурії» складає 130 км/год .

Необхідно відмітити, що центроплан у «Фурії» досить міцний, так як зроблений із кевлару.

«Фурія» здатна перевозити на собі до 1,5 кг корисного навантаження впродовж максимум аж трьох годин, тобто відстань, яку може подолати даний БПЛА складає близько 200 км.

Тривалий час польоту та значний радіус радіолінії передачі даних, дають змогу виконувати завдання на тактичній відстані до 50-ти кілометрів.



Рис. 2.3. «Фурія-А1СМ»

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

У «Фурії» відсутнє шасі, але розробниками передбачено парашут, завдяки якому БпЛА і виконує безпечну посадку без завдання шкоди корисному навантаженню.

Станом на 2016 рік вартість комплексу «Фурія-АІСМ», який складається із трьох БпЛА, станції керування з землі, модулів корисного навантаження разом із телевізійними камерами та антенами, становила 150000 доларів США.

[8]

Довжина, м	1,2
Розмах крила, м	2
Максимальна злітна маса (MTOW), кг	5,5
Максимальне корисне навантаження (MPYLD), кг	1,5
Дальність польоту, год	3
Крейсерська швидкість, км/год	65
Максимальна висота польоту, м	н/д

Таблиця 2.3. Характеристики БпЛА «Фурія-АІСМ»

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						17
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2.4. Порівняння характеристик аналогів.

В цій таблиці порівняно основні льотно-технічні характеристики розглянутих аналогів «Лелека-100», «Punisher» та «Фурія-А1СМ».

	«Лелека-100»	«Punisher»	«Фурія-А1СМ»
Довжина, м	1,135	1,39	1,2
Розмах крила, м	1,98	2,25	2
Максимальна злітна маса (MTOW), кг	5	6	5,5
Максимальне корисне навантаження (MPYLD), кг	0,5	2	1,5
Дальність польоту, год	2-2,5	1,5	3
Крейсерська швидкість, км/год	70	80	65
Максимальна висота польоту, м	1500	400	н/д

Таблиця 2.4. Порівняння характеристик аналогів

2.5 «Celera 500l»

“Celera 500l” – унікальний апарат у світі новітніх технологій в авіаційній техніці. «Селера» є експериментальним американським пасажирським літаком компанії “Otto Aviation Group”. Під час виконання ТЗ було приділено увагу формі його фюзеляжу, який нагадує яйце. Пасажиромісткість «Селери» наразі складає 6 пасажирів. Літак оснащено поршневим двигуном RED A03, що розвиває максимальну потужність у 410 кВт, а також штовхаючим гвинтом. А тепер найцікавіше. Виробник запевняє, що літак має долати відстань у неймовірних 8 тисяч кілометрів із крейсерською швидкістю 740 км/год та має практичну стелю (максимальну висоту польоту) 30 тисяч футів або 9100 метрів. Це надзвичайні характеристики для невеликого поршневого літачка.

Виробником зазначено, що завдяки своїй формі, фюзеляж має дуже гарну аеродинаміку, а саме зменшений лобовий опір під час польоту.

Отже ідея із «яйцеподібним» фюзеляжем може бути актуальною при створенні фюзеляжу легкого багатоцільового БПЛА літакового типу.



Рис. 2.4 Літак «Celera 500l»

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновки по розділу:

В даному розділі було розглянуто та порівняно льотно-технічні характеристики трьох легких БПЛА.

Було описано літак «Celera 500l», який має гарну аеродинаміку фюзеляжу.

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		20

3 АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ

КРИЛА

3.1 Крило

Крило – основна несуча поверхня ЛА, яка створює підймальну силу. За рахунок різності швидкостей -на та -під крилом, створеними набігаючим потоком повітря та геометрією крила, як наслідок за законом Бернуллі створюється різниця тисків -на та -під крилом: над крилом менший тиск, а під крилом – більший, таким чином і створюється підймальна сила крила.

Закон Бернуллі – для ламінарних течій сума тисків p та швидкісного напору $\frac{\rho v^2}{2}$ залишається незмінною:

$$p + \frac{\rho v^2}{2} = const$$

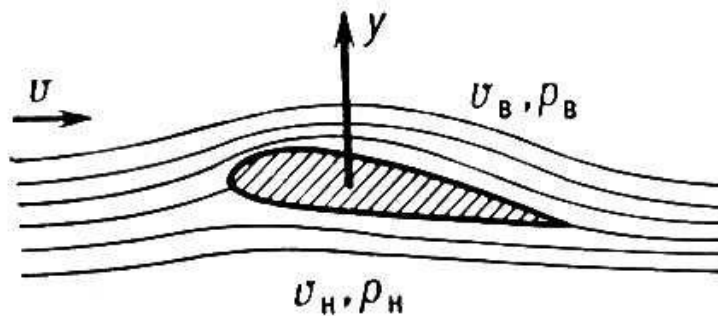


Рис. 3.1 Обтікання крила набігаючим потоком повітря та створення підймальної сили

3.2 Профіль крила

Профілем крила називають геометрію поперечного перерізу крила літака.

Від профіля крила залежать такі аеродинамічні параметри, як C_y – коефіцієнт підймальної сили крила, C_x – коефіцієнт сили опору, K – коефіцієнт аеродинамічної досконалості крила.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						21
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Було обрано аеродинамічний профіль EPPLER 399.

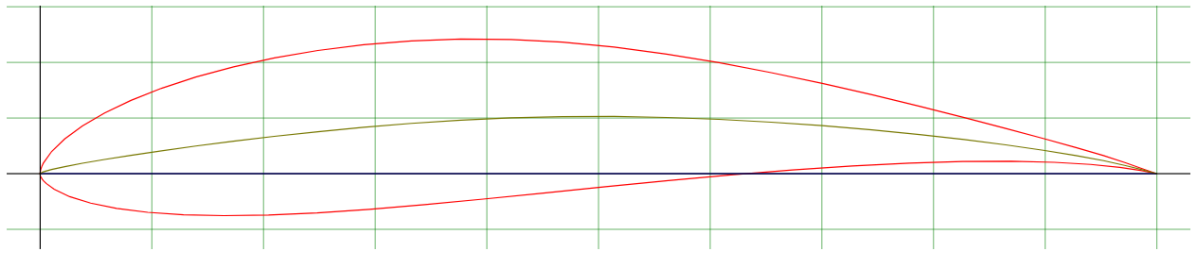


Рис. 3.2 Профіль крила EPPLER 399

Запишемо формулу для знаходження числа Рейнольдса: $Re = \frac{M \cdot a \cdot b}{\nu}$,

де M – число Маха, a – швидкість звуку, b – хорда крила, ν – кінематична в'язкість повітря на заданій висоті.

Отримаємо графік залежності C_y та кутів атаки α із заданим Re (числом Рейнольдса) під час зльоту:

Злітна швидкість $v_z = 50 \text{ км/год} = 13,88 \text{ м/с}$

Середня аеродинамічна хорда САХ=0,25 м

Знайдемо число Рейнольдса для виведення графіку залежності C_y та кутів атаки, враховуючи, що на висоті 0 метрів $\nu = 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$:

$$Re = 69000 \cdot M \cdot a \cdot b \quad (\text{константа } 1/\nu = 69000)$$

тоді:

$$Re = 69000 \cdot v_z [\text{м/с}] \cdot b = 69000 \cdot 13,88 \cdot 0,25 = 239430$$

Максимально наближене $Re = 200000$.

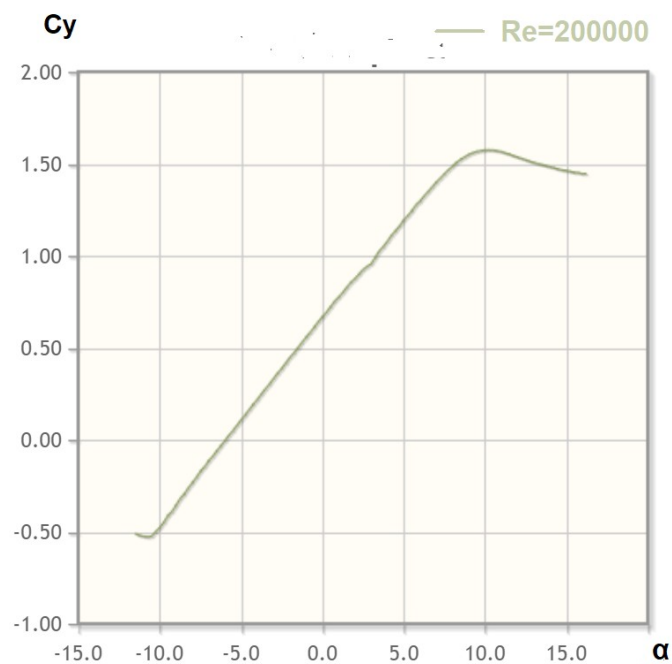


Рис. 3.3 Графік залежності C_y та кутів атаки α із заданим $Re = 200000$

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

22

Розглянемо графіки залежності C_y та кутів атаки з різними значеннями числа Рейнольдса: $Re_1=200000$, $Re_2=500000$ та $Re_3=1000000$

$$Re_1=200000, \text{ звідси } v_{r1} = \frac{R_1}{69000 \cdot b} = 11,59 \text{ м/с} = 41,74 \text{ км/год};$$

$$Re_2=500000, \text{ звідси } v_{r2} = \frac{R_2}{69000 \cdot b} = 28,99 \text{ м/с} = 104,35 \text{ км/год};$$

$$Re_3=1000000, \text{ звідси } v_{r3} = \frac{R_3}{69000 \cdot b} = 57,97 \text{ м/с} = 208,7 \text{ км/год}$$

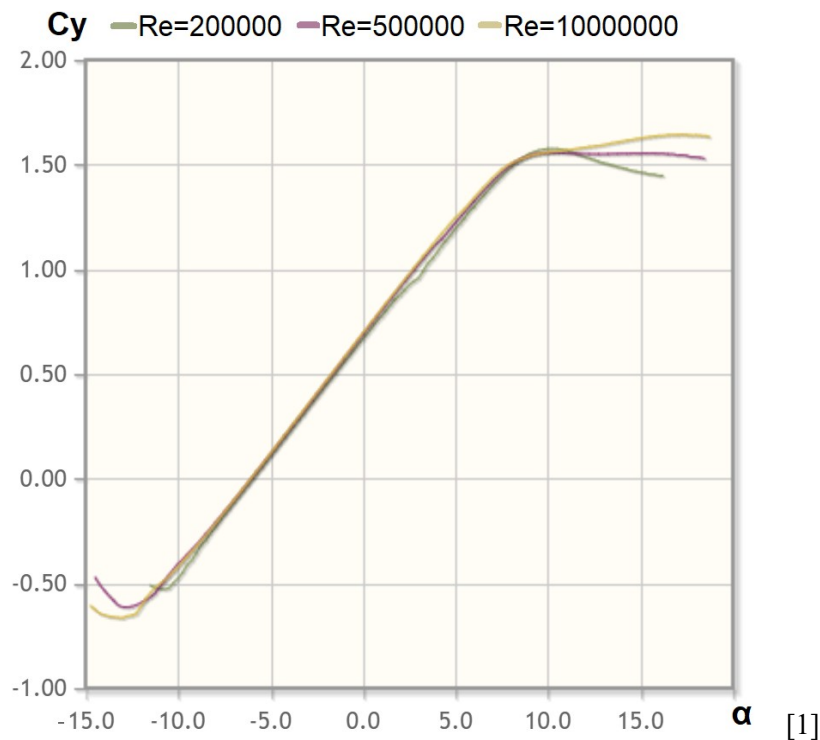


Рис. 3.4 Графіки залежності C_y та кутів атаки α із заданими $Re_1=200000$, $Re_2=500000$ та $Re_3=1000000$

Можна зробити висновок, що сам по собі аеродинамічний профіль крила EPPLER 399 є досить ефективним та однаково стабільним на великому діапазоні швидкостей, а саме від 41,74 км/год до 208,7 км/год тангенс кута нахилу прямої майже не змінюється, залежність кута атаки від коефіцієнта аеродинамічної досконалості – пряма пропорційність.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

23

3.3 Основні параметри крила

Серед основних параметрів крила можна виокремити:

Хорда крила – це пряма, яку проведено між передньою та задньою кромкою крила.

САХ (середня аеродинамічна хорда) – хорда еквівалентного за аеродинамічними характеристиками прямого крила.

Розмах крила – це відстань між закінцівками (або крайніми точками) на протилежних консолях крила.

Видовження крила – це відношення квадрату розмаху до площі крила.

Звуження крила – це відношення довжини центральної хорди до довжини кінцевої хорди крила.

Кут стрілоподібності крила – це кут, між відхиленням крила та горизонтальною віссю літака.

Кут встановлення крила – це кут між поперечною (базовою) віссю літака та центральною хордою крила.

Кут поперечного V крила – кут між проекцією на площину, перпендикулярну до лінії центральної хорди крила, дотичної до лінії $1/4$ хорд в r озглядуваній точці, та базовою площиною крила.[2]

Відповідно до постановки задачі необхідно підібрати крило, яке зможе підняти 5 кг (що є МТОВ – максимальною злітною масою БПЛА).

Запишемо формулу підйимальної сили крила:

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S$$

Звідси знайдемо необхідну площу крила:

$$S = \frac{2Y}{C_y \rho v^2}$$

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24

Занесемо основні обрані геометричні параметри крила до таблиці.

Розмах, м	2
Коренева хорда, м	0,4
Кінцева хорда, м	0,175
САХ, м	0,255
Площа крила, м ²	0,407
Видовження	9,83
Звуження	1,43
Кут стрілоподібності, °	15,5
Кут встановлення, °	2
Кут поперечного V, °	0

Таблиця 3.1 Основні геометричні параметри крила

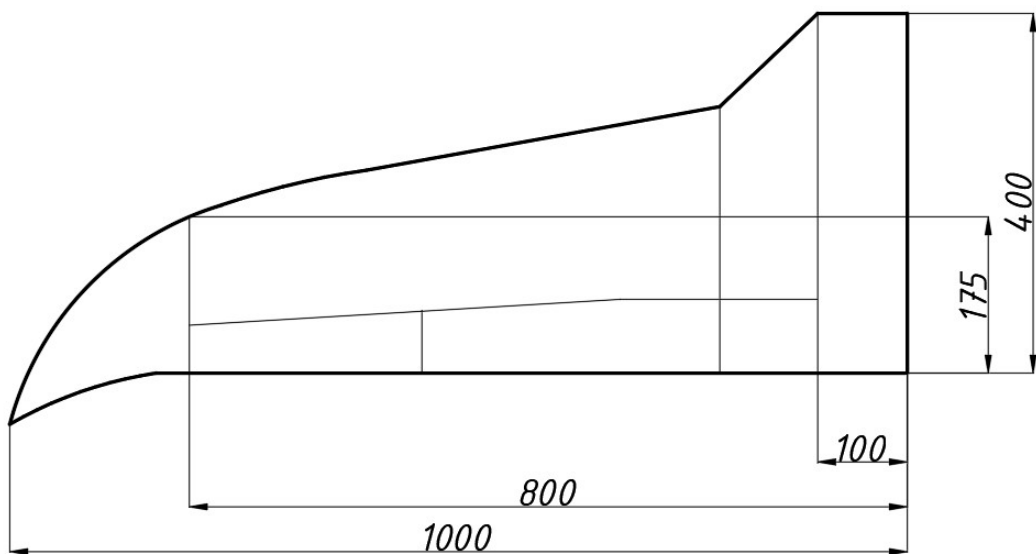


Рис. 3.5 Ескіз консолі крила з половиною центроплану на вигляді зверху

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

25

Крило є трапецієвидним із зміненою стрілоподібністю, тож запишемо координати крила для розрахунку площі та САХ:

Z (мм)	b (мм)	X (мм)
0	400	0
60	352	48
110	297	103
168	286	114
219	277	123
264	269	131
319	259	141
380	249	151
440	234	166
526	222	178
663	187	213
737	157	243
779	136	275
830	101	323
880	45	402
900	0	455

Таблиця 3.2 Координати крила

Знайдемо площу S крила, розрахунок проведемо за допомогою Matlab:

$$S = 2 \int_0^{L/2} b dz = 0,407 \text{ м}^2$$

Знайдемо САХ крила, розрахунок проведемо за допомогою Matlab:

$$b_{САХ} = \frac{2}{S} \int_0^{L/2} b^2 dz$$

$$b_{САХ} = 0,2547 \text{ м}$$

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

26

3.4 АЕРОДИНАМІЧНІ РОЗРАХУНКИ КРИЛА

Для аеродинамічних розрахунків крила скористаємося САПР Pansym.

Перш за все, побудуємо профіль крила EPPLER 399 та задамо об'ємну геометрію крила відповідно до вищевказаних характеристик:

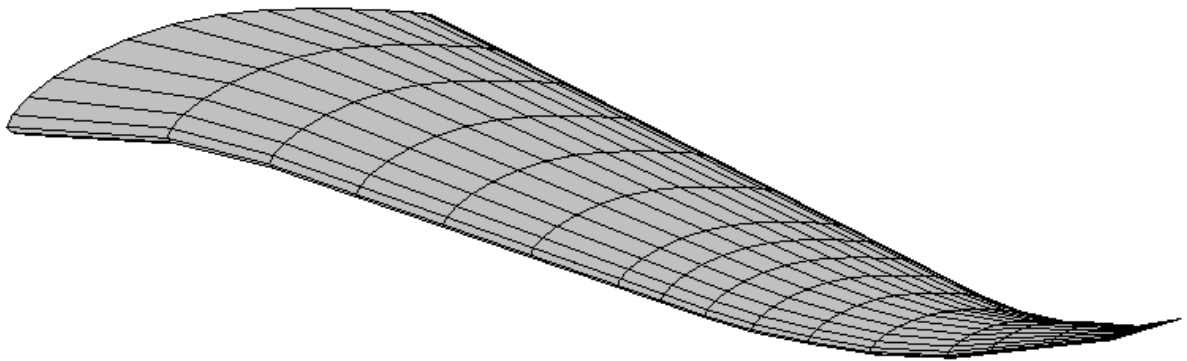


Рис. 3.6. Геометрія крила із профілем EPPLER 399

Для більшої наглядності побудуємо геометрію двох консолей крила та центроплан:

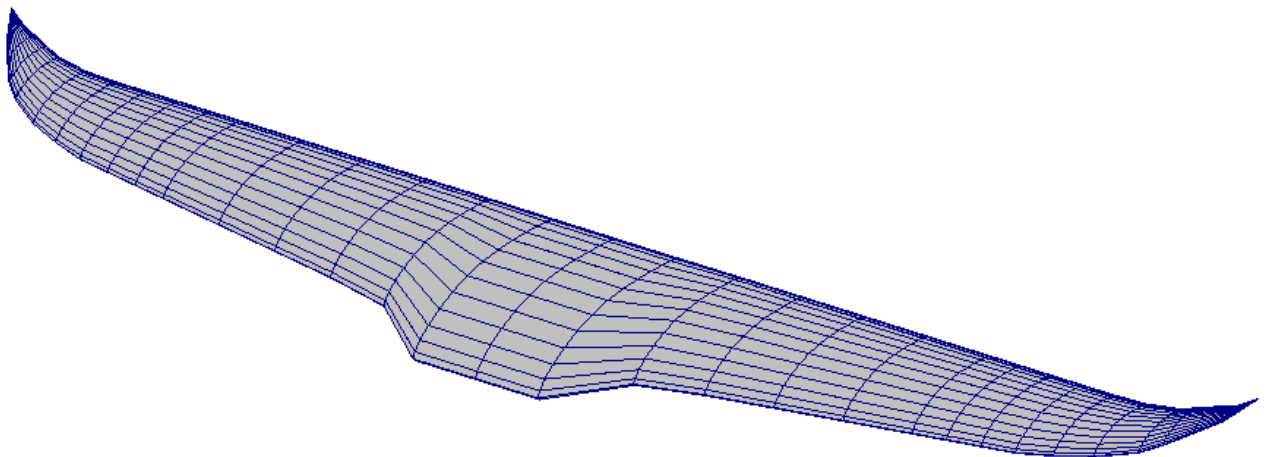


Рис. 3.7 Геометрія двох консолей крила разом із центропланом

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

27

Виконаємо розрахунок пелени та розподіл тисків для даного крила без аеродинамічних закінцівок:

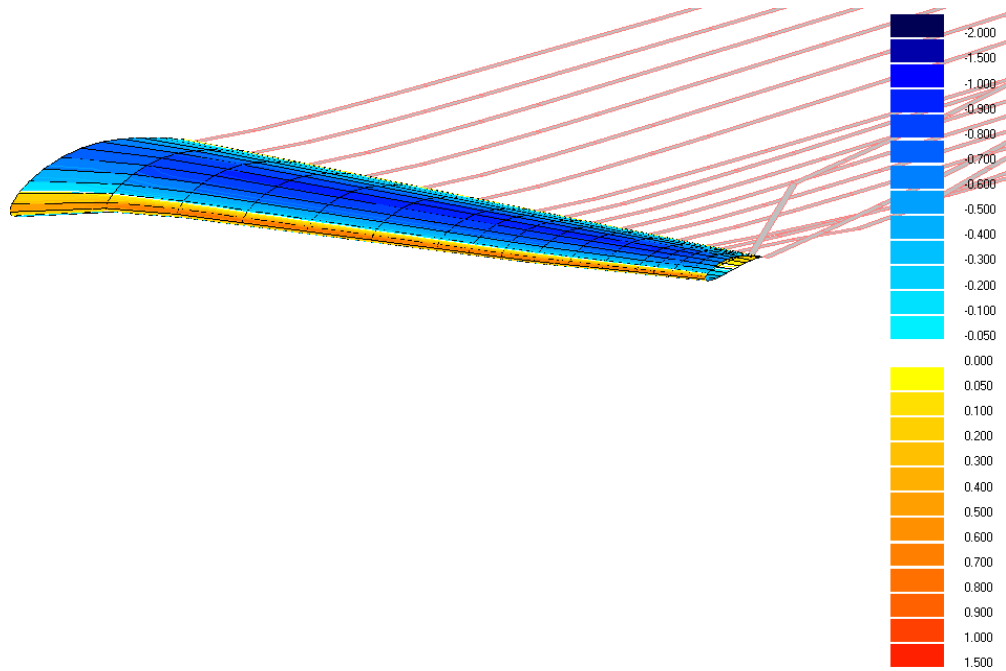


Рис. 3.8 Розрахунок пелени та розподіл тисків без закінцівок

Виконаємо розрахунок пелени та розподіл тисків для даного крила із застосуванням аеродинамічних закінцівок:

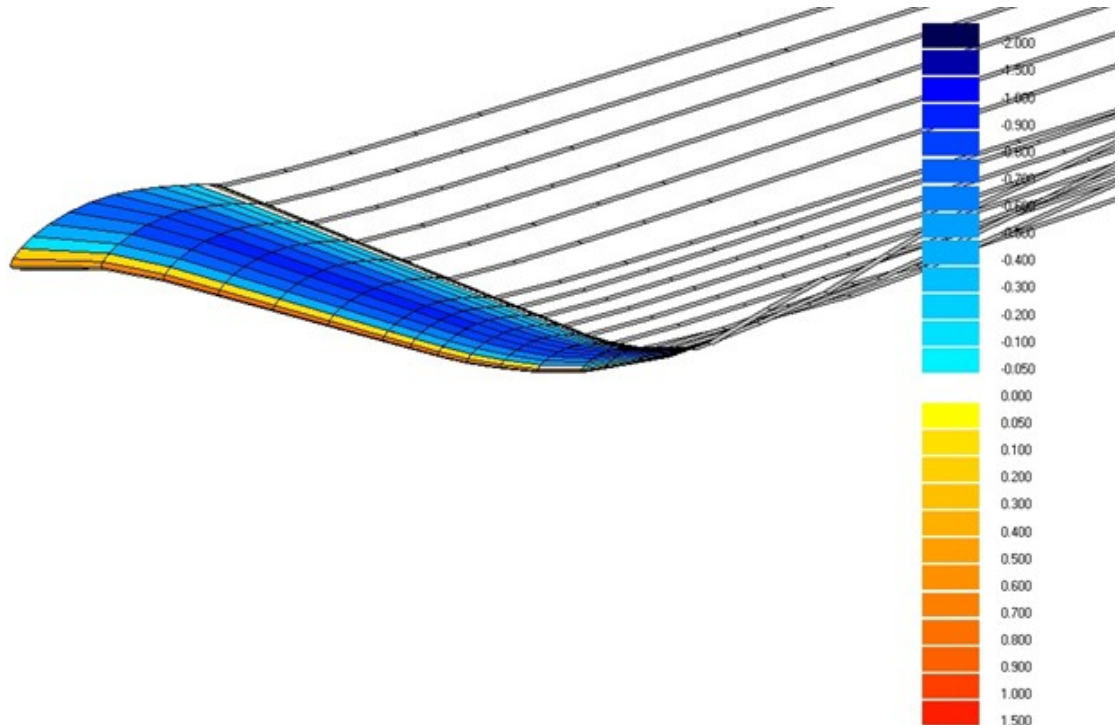


Рис. 3.9 Розрахунок пелени та розподіл тисків із закінцівками

З рисунків 3.8 та 3.9 видно, що завдяки аеродинамічним закінцівкам крила, які підігнуто догори зменшено індуктивний опір на кінчиках консолей крила.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

28

Заповнимо таблицю для аеродинамічних розрахунків крила на різних швидкостях та висотах скориставшись додатком Д1:

Висота польоту H, м	Густина повітря ρ , кг/м ³	Швидкість звуку a, м/с	Кінематична в'язкість повітря ν , м ² /с	Число Маха M	Швидкість польоту (TAS) V, км/год	Число Рейнольдса $Re \cdot 10^6$
0	1,225	340	$1,46 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,9	0,231
				0,05	61,2	0,289
				0,06	73,4	0,347
				0,07	85,7	0,405
				0,08	97,9	0,460
				0,09	110,2	0,520
				0,10	122,4	0,580
				0,12	146,9	0,693
250	1,196	339,3	$1,49 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,9	0,228
				0,05	61,1	0,285
				0,06	73,3	0,342
				0,07	85,5	0,398
				0,08	97,7	0,455
				0,09	109,9	0,512
				0,10	122,1	0,569
				0,12	146,6	0,683
500	1,167	338,37	$1,52 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,7	0,227
				0,05	60,9	0,284
				0,06	73,1	0,340
				0,07	85,3	0,397
				0,08	97,4	0,454
				0,09	109,6	0,511
				0,10	121,8	0,567
				0,12	146,2	0,681

Таблиця 3.2 Таблиця для розрахунків на висотах від 0 до 500 м

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						29
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Висота польоту Н, м	Густина повітря ρ , кг/м ³	Швидкість звуку а, м/с	Кінематична в'язкість повітря ν , м ² /с	Число Маха М	Швидкість польоту (TAS) V, км/год	Число Рейнольдса $Re \cdot 10^6$
750	1,139	337,4	$1,55 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,6	0,226
				0,05	60,7	0,283
				0,06	72,8	0,339
				0,07	85,0	0,396
				0,08	97,2	0,453
				0,09	109,3	0,509
				0,10	121,5	0,566
				0,12	145,8	0,679
1000	1,112	336,4	$1,58 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,4	0,225
				0,05	60,6	0,282
				0,06	72,7	0,338
				0,07	84,8	0,395
				0,08	96,9	0,452
				0,09	109,0	0,508
				0,10	121,1	0,564
				0,12	145,1	0,676
1500	1,058	334,5	$1,65 \cdot 10^{-5}$	0,04	48,2	0,224
				0,05	60,2	0,280
				0,06	72,3	0,337
				0,07	84,3	0,393
				0,08	96,3	0,449
				0,09	108,4	0,505
				0,10	120,4	0,561
				0,12	144,5	0,673

Таблиця 3.3 Таблиця для розрахунків на висотах від 750 до 1500 м

Після проведення розрахунків у САПР Pansym побудуємо графіки залежності коефіцієнту підйимальної сили C_y від кута атаки α , коефіцієнту аеродинамічної досконалості K від кута атаки α та полярю крила, що являє собою графіком залежності коефіцієнту підйимальної сили C_y від коефіцієнту сили опору C_x в залежності від різних кутів атаки α на висоті $H=0$, при швидкості $v=48,9$ км/год та числі Рейнольдса $0,231 \cdot 10^6$, що фактично є умовами для зльоту БПЛА:

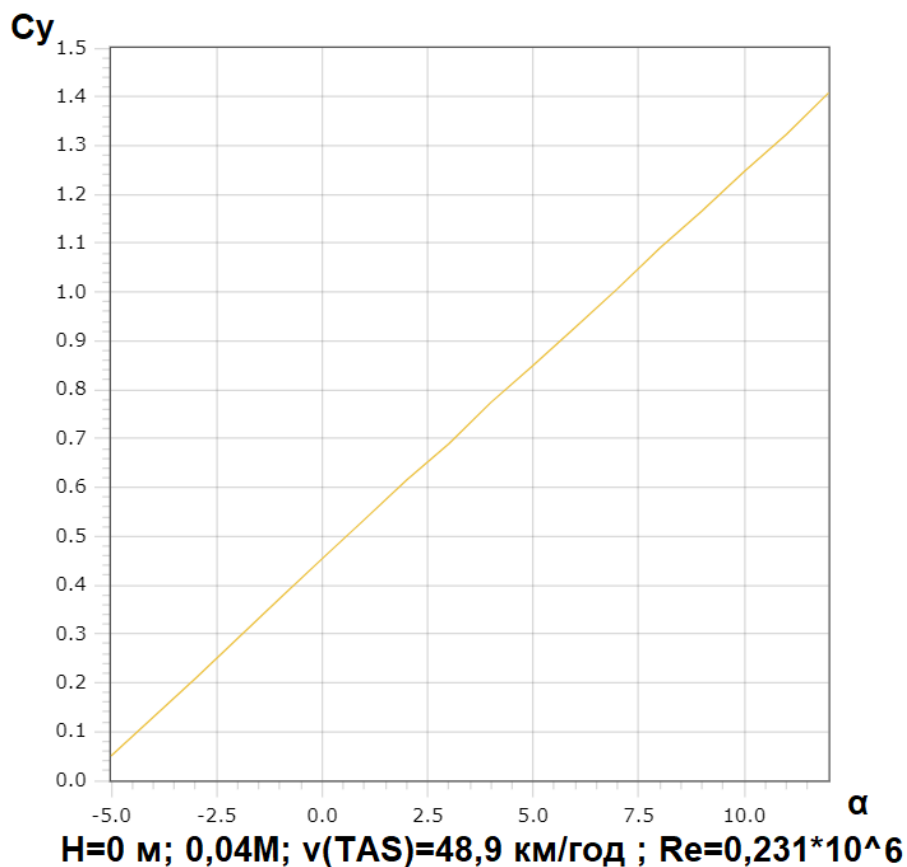


Рис. 3.10 Графік залежності коефіцієнту підйимальної сили C_y від кута атаки α при $H=0$, $v=48,9$ км/год, $Re=0,231 \cdot 10^6$

Коефіцієнт аеродинамічної досконалості K можна знайти за наступною формулою:

$$K(\alpha) = \frac{C_y(\alpha)}{C_x(\alpha)}$$

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

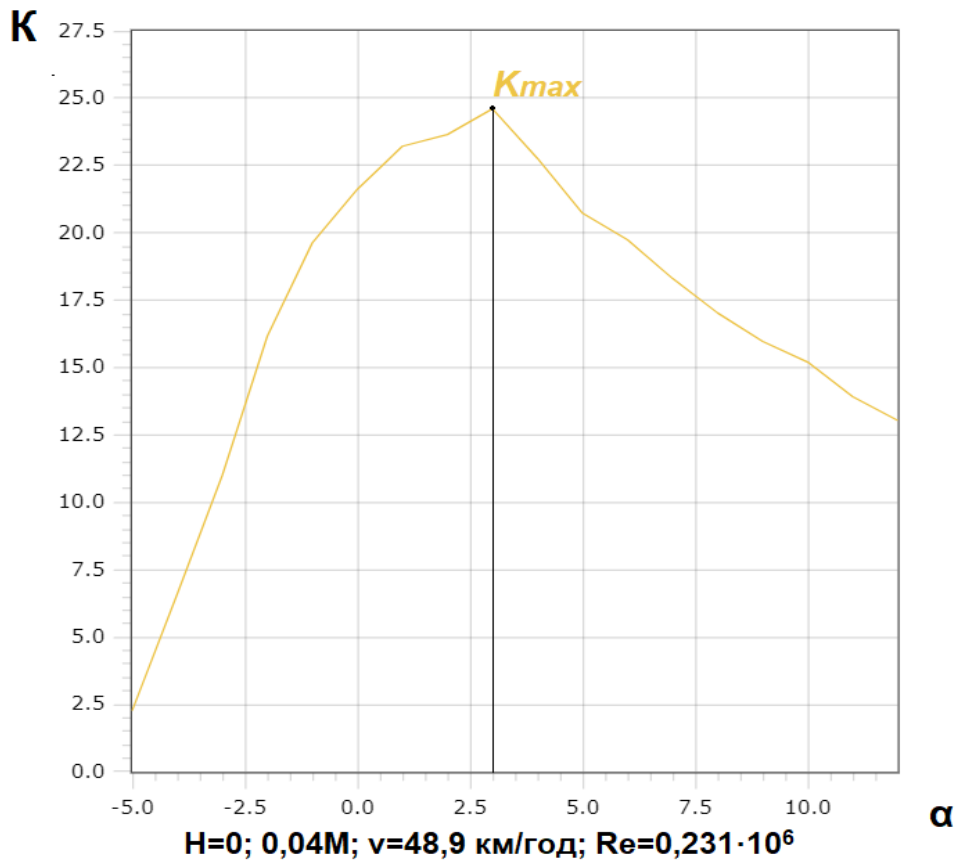


Рис. 3.11 Графік залежності коефіцієнту аеродинамічної досконалості K від кута атаки α при $H=0$, $v=48,9$ км/год, $Re=0,231 \cdot 10^6$

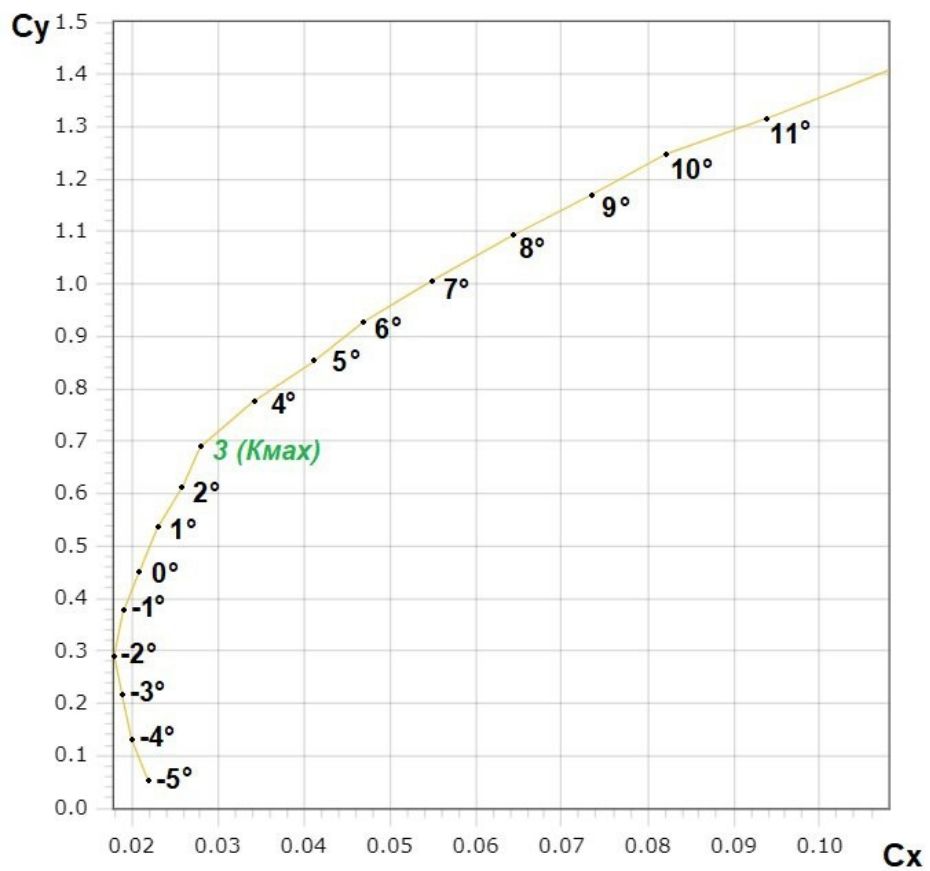


Рис. 3.12 Поляра крила при $H=0$, $v=48,9$ км/год, $Re=0,231 \cdot 10^6$

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

32

З графіків можемо побачити, що завдяки вдало підібраній формі та профілю крила маємо пряму пропорційність при перегляді залежності коефіцієнту підйімальної сили C_y від кута атаки α . При куті атаки 13 градусів відбувається зрив потоку, тому критичне значення $\alpha = 12^\circ$. $C_y(\alpha = 12) = 1,408$. Розрахуємо швидкість звалювання:

$$Y_{min} \geq mg \geq 49,05 \text{Н (m=MTOW)}$$

$$Y = mg = C_{y12} \frac{\rho v_{s12}^2}{2} S$$

Звідси маємо, що $v_{s12} = 11,82 \frac{\text{М}}{\text{с}} = 42,6 \text{ км/год}$

$$v_{z12} = 53,25 \text{ км/год},$$

де v_{s12} – швидкість звалювання при $\alpha = 12$, v_{z12} – мінімальна швидкість зльоту

v_{z12} досягається при куті атаки $\alpha = 6,5^\circ$, тоді для зльоту оптимальним кутом атаки буде $\alpha = 7^\circ$.

Найбільше значення K можна помітити при куті атаки $\alpha = 3^\circ$.

При $\alpha = 7^\circ$ $C_y = 1,007$. Отже розрахуємо мінімальну швидкість для зльоту БПЛА масою 5 кг:

$$mg < C_{y7} \frac{\rho v_{min}^2}{2} S$$

$$v_{min} = 13,98 \frac{\text{М}}{\text{с}} = 50,33 \text{ км/год}$$

$$v_r = 1,1 v_{min} = 55,36 \text{ км/год},$$

де v_{min} – мінімальна швидкість, при якій буде досягнуто мінімально необхідної підйімальної сили, v_r – швидкість зльоту

Побудуємо графіки залежності підйимальної сили крила Y від кута атаки α при різних швидкостях на висоті запуску $H=0$ та на крейсерській висоті $H=1000$

М

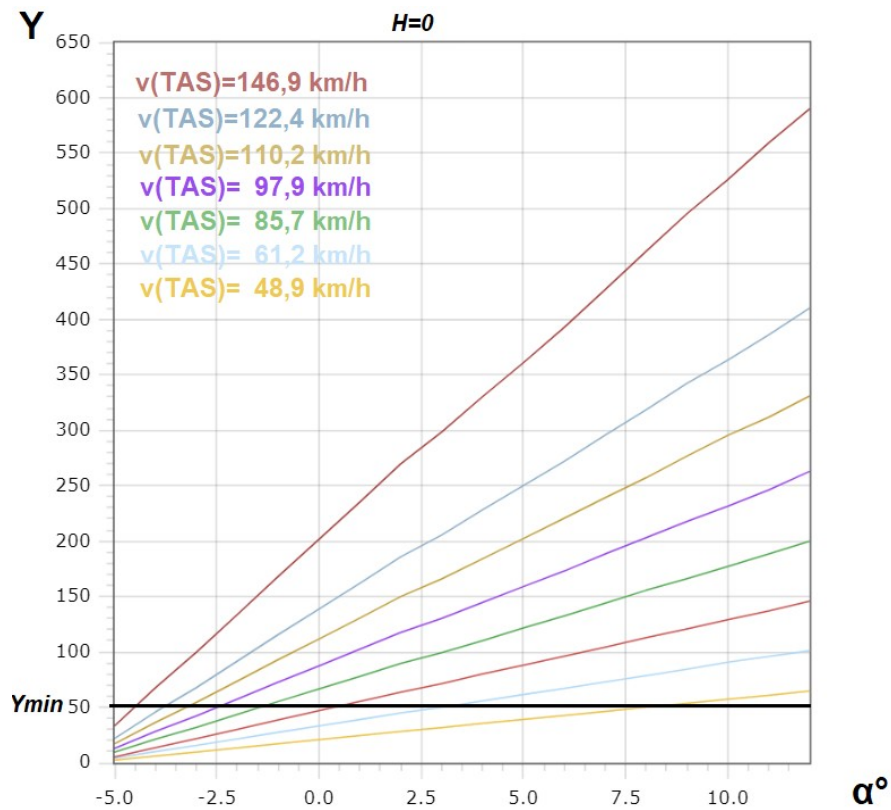


Рис. 3.13 Графік залежності підйимальної сили крила Y від кута атаки α при різних швидкостях на висоті запуску $H=0$

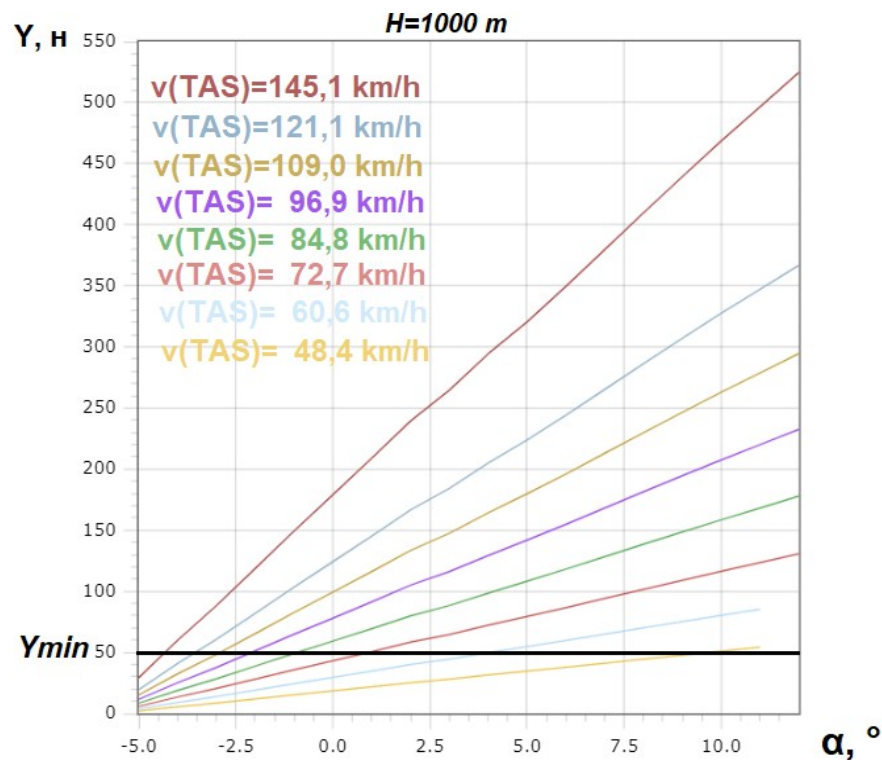


Рис. 3.14 Графік залежності підйимальної сили крила Y від кута атаки α при різних швидкостях на крейсерській висоті $H=1000$ м

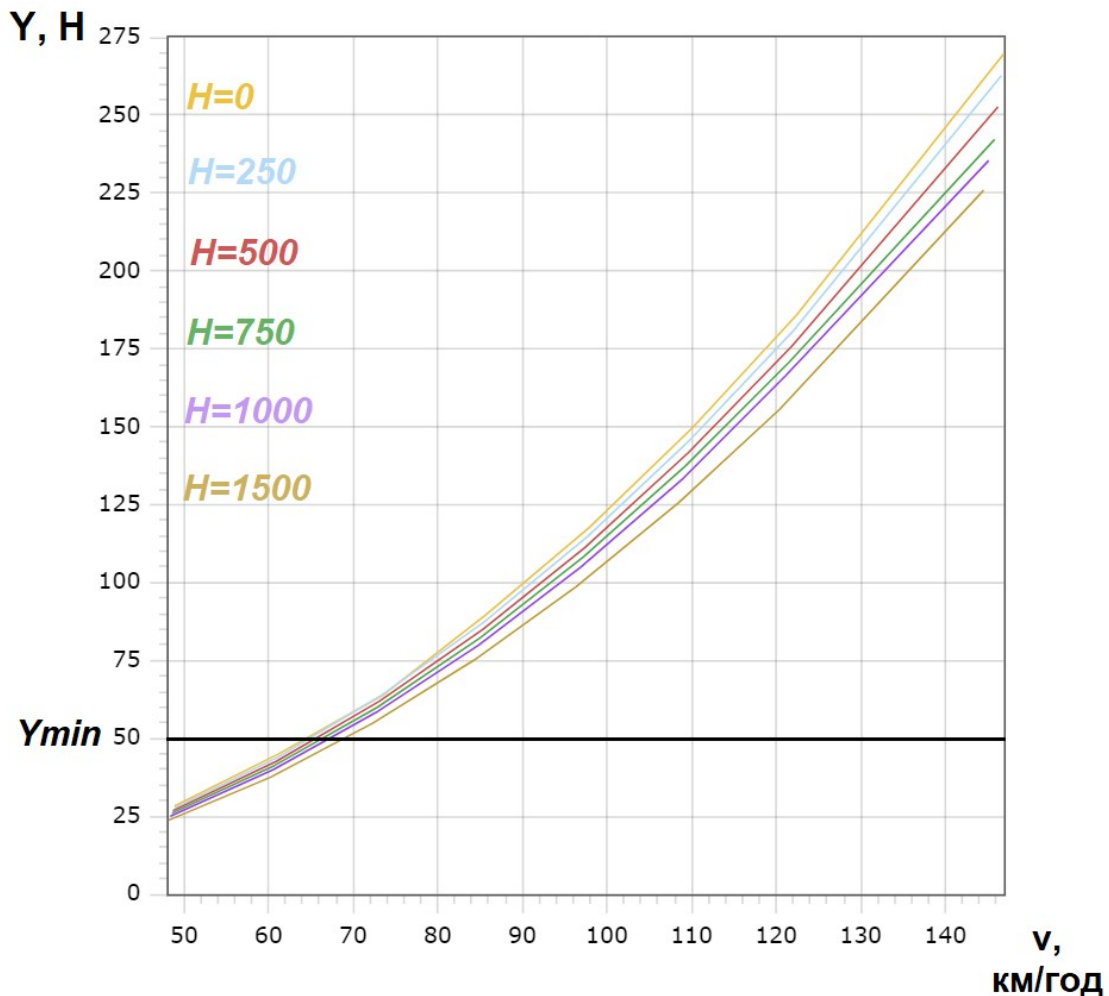
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

34

Найвигіднішим кутом атаки $\alpha = 2^\circ$ на всьому діапазоні швидкостей крім мінімальної. Тож побудуємо графік залежності підйомної сили крила в залежності від швидкості польоту v (TAS) для різних висот польоту H :



При одній і тій самій висоті чим більша швидкість, тим більша підйомна сила крила. Це впливає з формули підйомної сили, яка в свою чергу залежить від квадрата швидкості. А також це можна побачити на графіках вище: якщо швидкість більше, то й підйомна сила більше. Чим більша висота, тим менша підйомна сила при тій і тій швидкості через зменшення густини повітря та збільшення кінематичної швидкості повітря з висотою.

Можна зробити висновок, що на будь-якій висоті крило здатне підтримувати літак на швидкості щонайменш 70 км/год. Відповідно до поставленої задачі крейсерська швидкість має бути 80 км/год. Під час польоту із встановленим кутом атаки $\alpha = 2^\circ$ швидкість 80 км/год не є навіть близькою до мінімальної критичної.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

35

Побудуємо поляру крила на максимальній розрахунковій висоті польоту
 $H=1500$ м при $0,04M$:

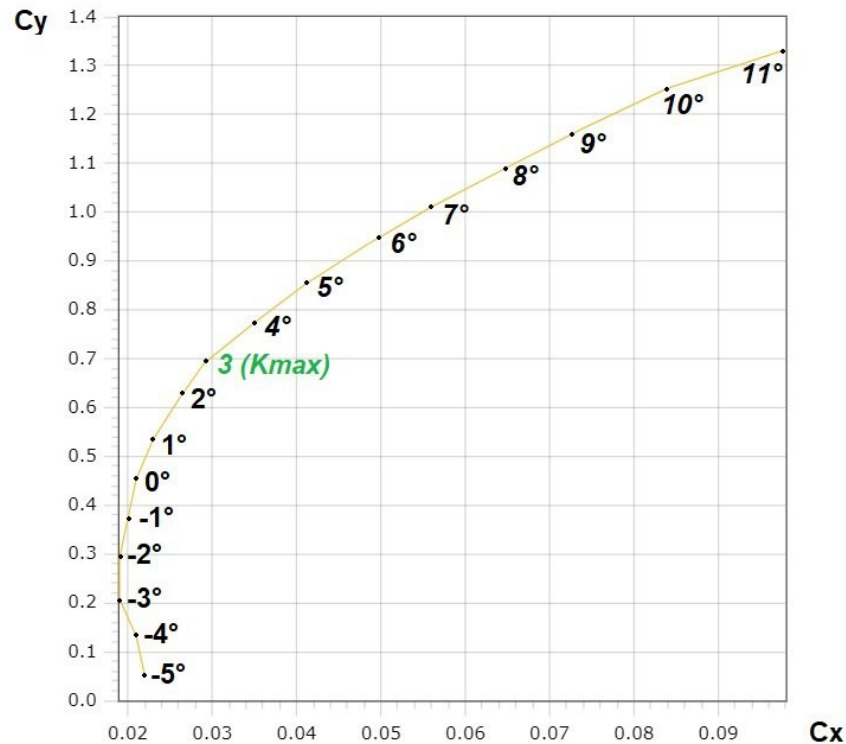


Рис. 3.16 Поляра крила при $H=1500$ м, $v=48,2$ км/год, $Re=0,224 \cdot 10^6$

Накладемо поляри при висоті $H=0$ та при висоті $H=1500$ одна на одну та порівняємо:

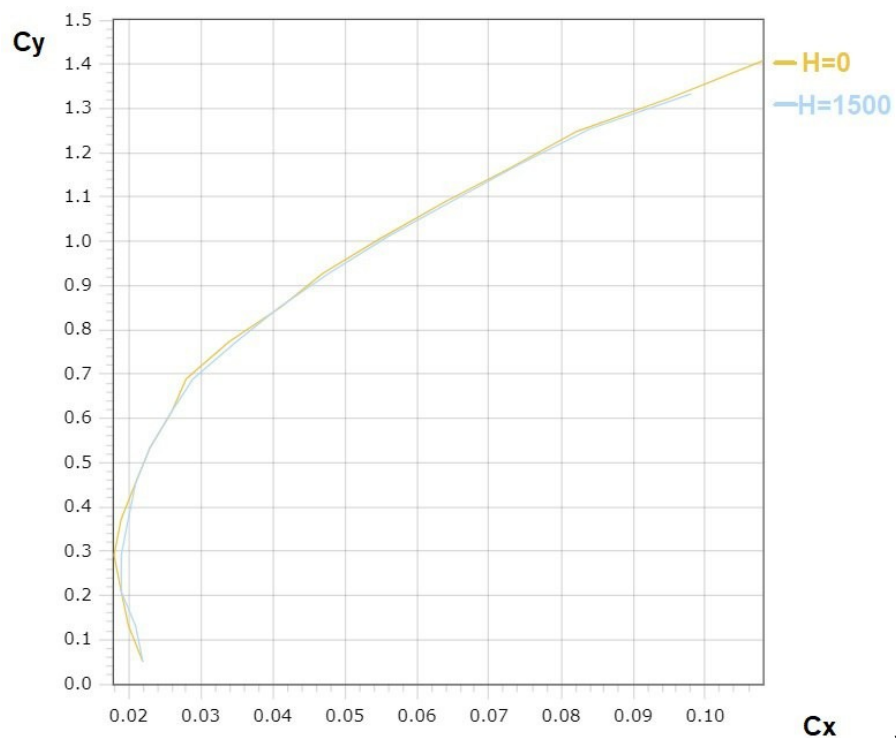


Рис. 3.17 Поляри крила при $H=0$ та $H=1500$ м

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
-----	------	----------	--------	------

Висновки по розділу:

В першій частині цього розділу було описано, що являє собою крило та яку роль відіграє на ЛА.

У другій частині розділу Було описано вибраний профіль крила EPPLER 399 разом з його характеристиками.

В третій частині було описано геометричні характеристики крила.

В четвертій частині розділу було описано процес аеродинамічних розрахунків крила, побудовано геометрію крила, розраховано розподіл тисків по поверхні та пелену. Були розраховані деякі характеристики, що дає крило та графіки разом з полярами, з яких видно ефективність даного крила.

4ПІДБІР ПАРАМЕТРІВ ОПЕРЕННЯ

4.1 Поняття оперення

Оперення ЛА – це сукупність аеродинамічних поверхонь, що забезпечують керованість, стійкість та балансування літального апарату під час польоту.

В класичній схемі оперення складається з горизонтального та вертикального.

Горизонтальне хвостове оперення (ГО) – горизонтально розташовані аеродинамічні поверхні, забезпечують повздовжню стійкість та керованість ЛА по осі тангажу. Складається здебільш з горизонтального стабілізатора та рулів висоти.

Вертикальне хвостове оперення (ВО) – вертикально розташована аеродинамічна поверхня, що забезпечує керованість ЛА по осі ристання та складається здебільш з вертикального стабілізатора та руля напрямку.

4.2 Геометричні параметри горизонтального оперення

Для горизонтального хвостового оперення було обрано профіль EPPLER 399, такий самий, як і для крила, згадаємо його форму:

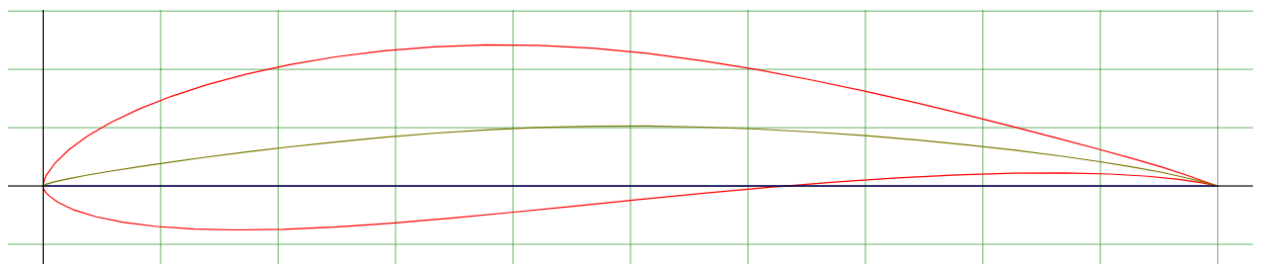


Рис. 4.1 Профіль EPPLER 399 для горизонтального оперення БПЛА

Даний профіль абсолютно аналогічний тому, що використовується на крилі, для більше детальної інформації див. розділ 3.2 Профіль крила.

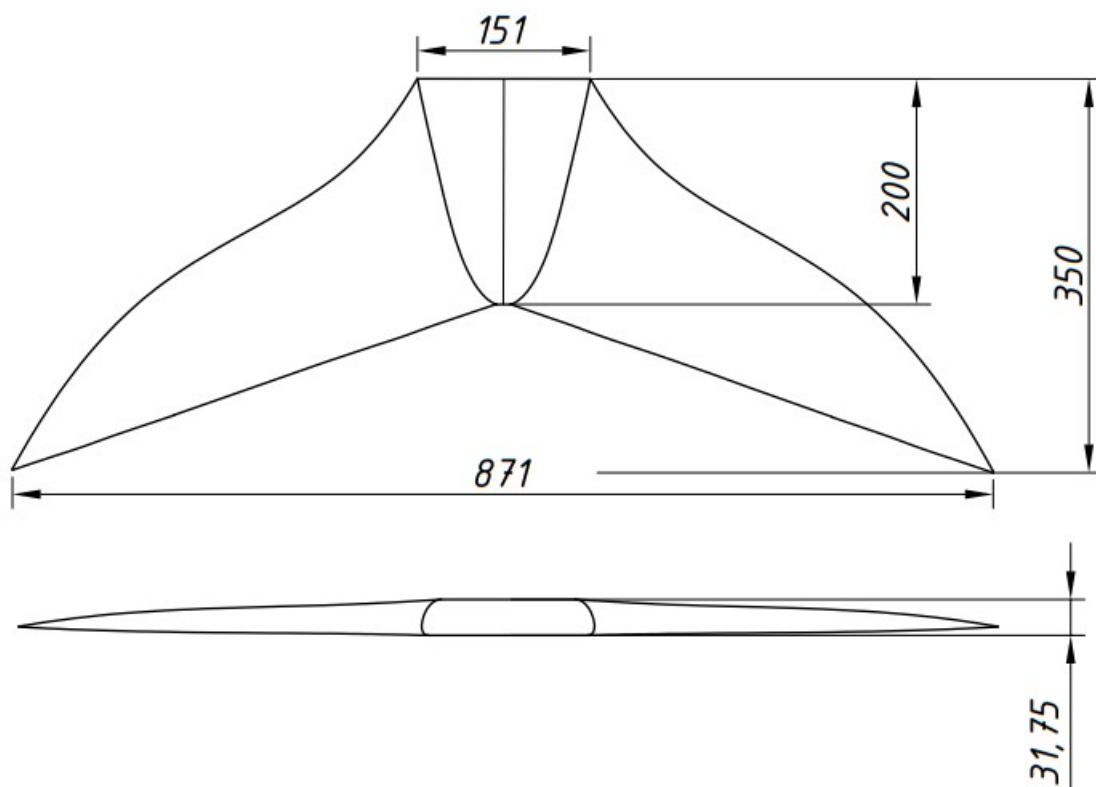


Рис. 4.2 Ескіз горизонтального оперення на вигляді зверху

Занесемо основні параметри горизонтального оперення до таблиці:

Розмах, м	0,871
Коренева хорда, м	0,21
Кінцева хорда, м	0,0115
Площа ГО, м ²	0,102
Кут стрілоподібності, °	32
Кут встановлення, °	2
Кут поперечного V, °	0

Таблиця 4.1 Основні параметри горизонтального оперення

Розрахуємо площу ГО. Для отримання ефективного ГО застосуємо формулу коефіцієнта статичного моменту:

$$A_{zo} = \frac{S_{zo} L_{zo}}{S_{кр} b_a},$$

де S_{zo} – площа горизонтального оперення, L_{zo} – плече від центру мас БПЛА до центру тиску ГО, $S_{кр}$ – площа крила, b_a – аеродинамічна хорда,

звідси
$$S_{zo} = \dot{A}_{zo} \frac{S_{кр} b_a}{L_{zo}}$$

Отже при $A_{zo} = 0,7$, $S_{zo} = 0,102 \text{ м}^2$

4.3 Геометричні параметри вертикального оперення

Для вертикального оперення було обрано симетричний профіль НАСА-0009, що має максимальну товщину 9% на 30,9% хорди:

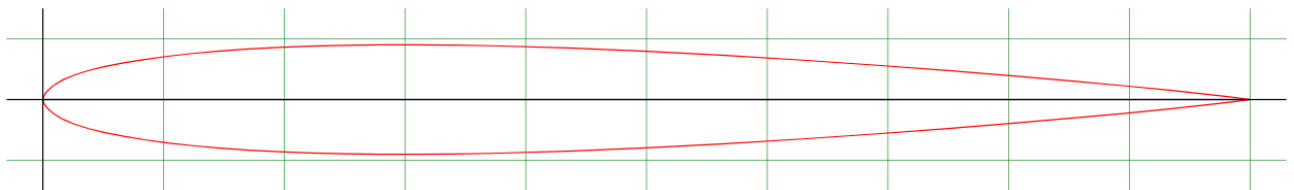


Рис. 4.3 Профіль НАСА-0009 для вертикального оперення БПЛА

Розглянемо графіки залежності C_y та кутів атаки профіля НАСА-0009 з різними значеннями числа Рейндольдса: $Re_1 = 200000$, $Re_2 = 500000$ та $Re_3 = 1000000$.

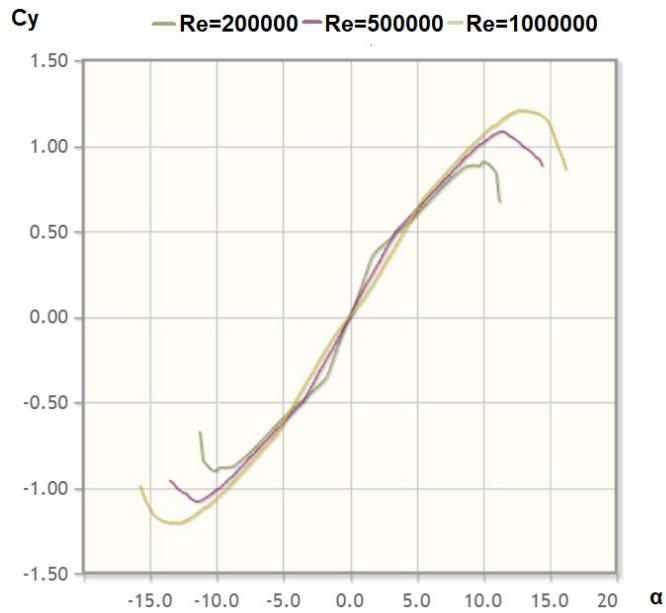


Рис. 4.4 Графіки залежності C_y та кутів атаки α із заданими $Re_1=200000$, $Re_2=500000$ та $Re_3=1000000$

Вертикальне хвостове оперення має висоту $H=0,412$ м та площу $0,116$ м², кореневу хорду $0,26$ м, кінцеву хорду $0,12$, кут стріловидності 30°

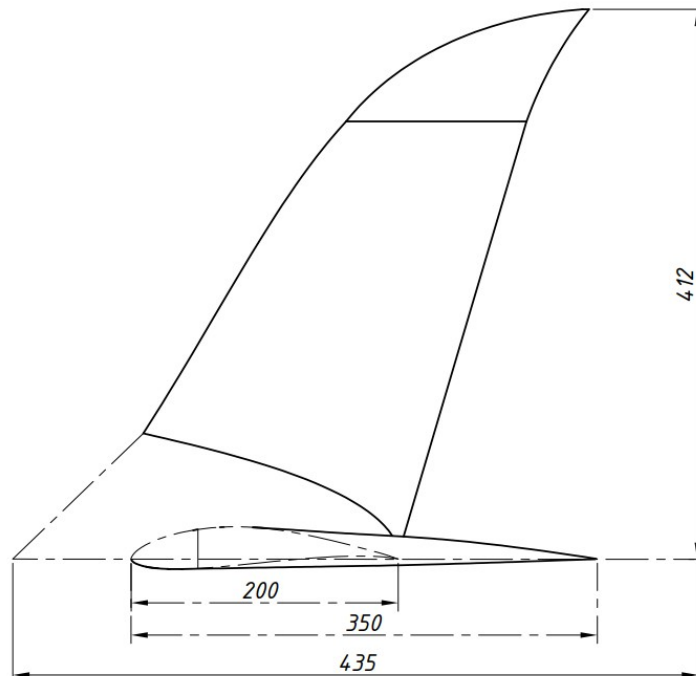


Рис. 4.4 Ескіз вертикального та горизонтального хвостового оперення на вигляді збоку

Розрахуємо площу ВО. Для отримання ефективного ВО застосуємо формулу коефіцієнта статичного моменту:

$$B_{во} = \frac{S_{го} L_{го}}{S_{кр} L_{кр}},$$

де $S_{го}$ – площа горизонтального оперення, $L_{го}$ – плече від центру мас БпЛА до центру тиску ВО, $S_{кр}$ – площа крила, $L_{кр}$ – розмах крила,

звідси
$$S_{го} = \dot{\iota} \frac{B_{во} S_{кр} L_{кр}}{L_{го}}$$

Отже при $B_{во} = 0,1$, $S_{го} = 0,102 \text{ м}^2$

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	42
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Висновки по розділу:

В цьому розділі було описано що собою являє хвостове оперення ЛА, а також було освітлено геометрію горизонтального та вертикального хвостового оперення БПЛА.

						<i>Арк.</i>
--	--	--	--	--	--	-------------

5. ФОРМУВАННЯ ОБРИСІВ ФЮЗЕЛЯЖУ ТА РОЗРАХУНОК ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

5.1 Формування обрисів фюзеляжу

Обриси фюзеляжу було виконано в САПР Solidworks та Autocad. За основу було взято яйцеподібну форму, як у літака Celera 5001, для забезпечення гарних аеродинамічних характеристик під час польоту.

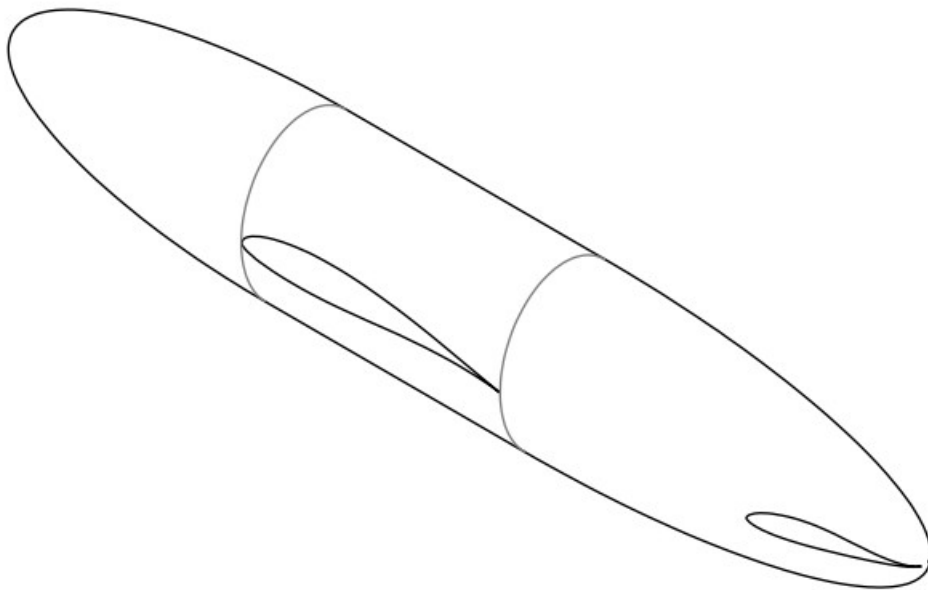


Рис. 5.1 Ескіз аксонометрії фюзеляжу

Довжина, м	1,4
Максимальна висота, м	0,25
Максимальна ширина (центроплан), м	0,2
Діаметр, м	0,22

Таблиця 5.1 Основні геометричні характеристики фюзеляжу

5.2 Розрахунок льотно-технічних характеристик

Однією з критичних характеристик БПЛА є швидкість звалювання.

Звалювання – це різке падіння підйимальної сили крила через зрив потоку крила, що відбувається здебільш на великих кутах атаки.

Для розрахунку швидкості звалювання оберемо критичний кут атаки, яким являється $\alpha = 12^\circ$ на малій висоті та $\alpha = 11^\circ$ на великій висоті, тому скрізь будемо приймати кут атаки $\alpha = 11^\circ$:

$$Y_{\min} = mg = C_y(\alpha_{\text{кр}}) \frac{\rho v_s^2}{2} S$$

$$\text{звідси } v_s = \sqrt{\frac{2mg}{C_y(\alpha_{\text{кр}}) \rho S}}$$

Для найменших швидкостей по кожній висоті заповнимо таблицю:

H	$C_y(\alpha_{\text{кр}})$	ρ
0	1,323	1,225
250	1,334	1,196
500	1,334	1,167
750	1,334	1,139
1000	1,334	1,112
1500	1,347	1,058

Таблиця 5.2 Зміна $C_y(\alpha_{\text{кр}})$ та ρ з висотою

Тоді знайдемо v_s для кожної висоти:

$$v_s(H=0) = 12,195 \text{ м/с} = 43,9 \text{ км/год}$$

$$v_s(H=250) = 12,29 \text{ м/с} = 44,24 \text{ км/год}$$

$$v_s(H=500) = 12,45 \text{ м/с} = 44,82 \text{ км/год}$$

$$v_s(H=750) = 12,59 \text{ м/с} = 45,32 \text{ км/год}$$

$$v_s(H=1000) = 12,75 \text{ м/с} = 45,9 \text{ км/год}$$

$$v_s(H=1500) = 13 \text{ м/с} = 46,8 \text{ км/год}$$

Всі інші необхідні характеристики розраховано раніше та буде розраховано далі в наступному пункті.

5.3 Підбір двигуна та забезпечення тривалості польоту

Обрано електродвигун T-Motor AT7224 з максимальною статичною потужністю 4800 Вт, електричною потужністю 1935 Вт, механічною потужністю 1644 Вт.

Характеристики пропелера:

Тип	T-Motor CF
Діаметр	482,6 мм (19 дюймів)
Крок	304,8 мм (12 дюймів)
Кількість лопастей	2

Таблиця 5.3 Характеристики пропелера

При підборі акумуляторів було обрано акумулятори Samsung 21700 на 5000 МАч. Послідовним з'єднанням було набрано 12 банок для набору напруги в 44 В. Паралельним з'єднанням було набрано 3 банки для забезпечення потрібної сили струму 5 Ампер в продовж 3 годин з урахуванням збільшеного споживання під час зльоту, таким чином максимальна дальність польоту становитиме 2,5 години при потужності двигуна 49% та швидкості $v(TAS)=60$ км/год. Маса АКБ становить 2,5 кг. Швидкість 80 км/год буде досягнуто при тязі 67%. Встановлення більше потужного двигуна призведе до збільшення його маси, маси акумуляторів, що зменшить тривалість польоту та збільшить МТОВ БпЛА.

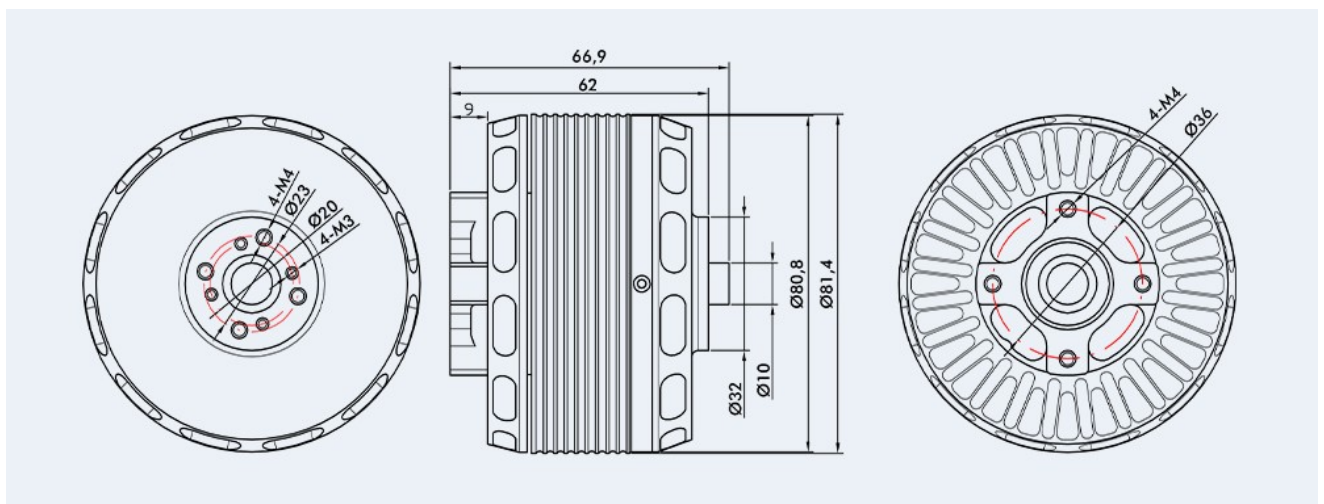


Рис. 5.2 Кресленики двигуна T-Motor AT7224

Виконаємо розрахунок часткового навантаження на висоті польоту $H=1000$ м, занесемо дані до таблиці:

Пропелер, об/хв	Режим тяги, %	Сила струму, А	Напруга, В	Електр. потужність	Статична Тяга, г	Питома тяга, г/Вт	Швидкість, км/год
800	12	0,5	43,2	19,4	142	7,3	15
1200	18	0,8	43,2	36,5	318	8,7	22
1600	24	1,5	43,1	62,5	566	9,1	29
2000	30	2,3	43,1	100,2	884	8,8	37
2400	37	3,6	43,0	153,0	1274	8,3	44
2800	43	5,2	42,9	223,9	1734	7,7	51
3200	49	7,4	42,8	316,0	2264	7,2	60
3600	56	10,1	42,7	432,5	2866	6,6	66
4000	62	13,6	42,5	576,6	3538	6,1	74
4400	69	17,8	42,3	751,5	4281	5,7	82
4800	76	22,9	42,1	960,4	5095	5,3	89
5200	83	28,9	41,8	1206,6	5979	5,0	98
5600	90	36,1	41,5	1493,2	6934	4,6	106
6000	97	44,6	41,1	1823,6	7960	4,4	116
6139	100	47,4	40,9	1934,5	8334	4,3	125

Таблиця 5.4 Параметри часткового навантаження на двигун на висоті $H=1000$ м

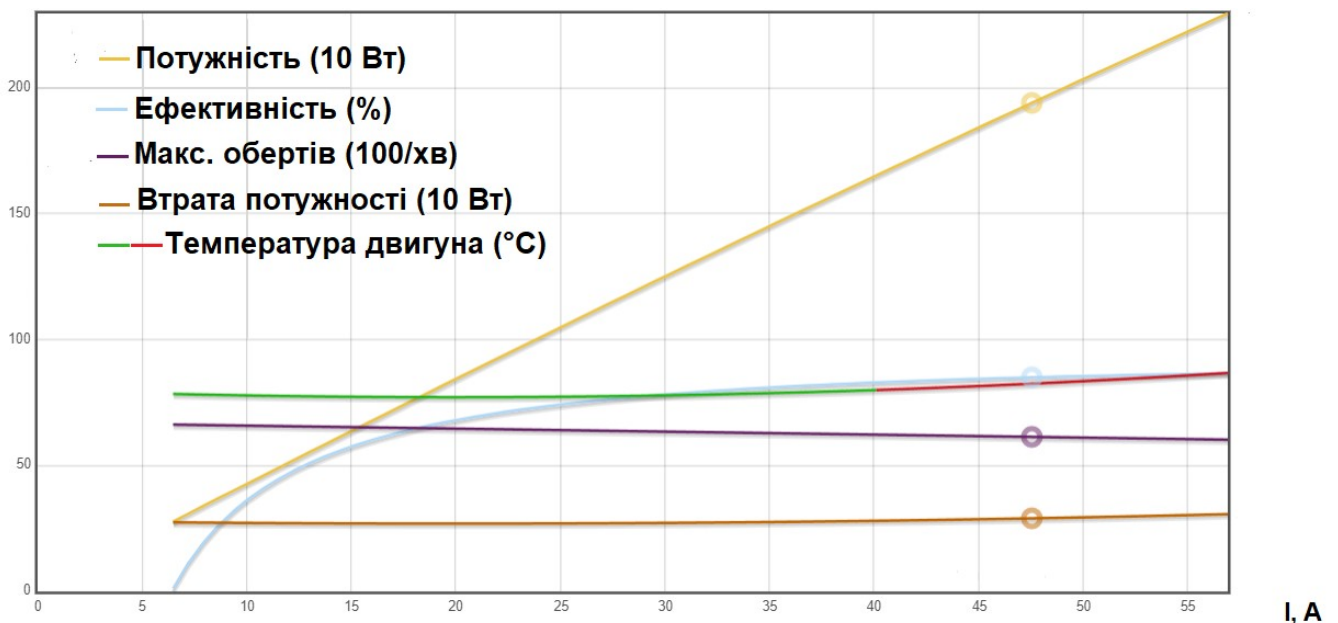


Рис. 5.3 Графіки характеристик двигуна на висоті $H=1000$ м

5.4 Льотно-технічні характеристики БпЛА (таблиця 5.5):

Розмах крила, м	2
Коренева хорда крила, м	0,4
Кінцева хорда крила, м	0,175
САХ крила, м	0,255
Площа крила, м ²	0,407
Видовження крила	9,83
Звуження крила	1,43
Кут стрілоподібності крила, °	15,5
Кут встановлення крила, °	2
Кут поперечного V крила, °	0
Розмах ГО, м	0,871
Коренева хорда ГО, м	0,21
Кінцева хорда ГО, м	0,0115
Площа ГО, м ²	0,102
Кут стрілоподібності ГО, °	32
Кут встановлення ГО, °	2
Кут поперечного V ГО, °	0
Висота ВО, м	0,412
Площа ВО, м ²	0,116
Коренева хорда ВО, м	0,26
Кінцева хорда ВО, м	0,12
Кут стрілоподібності ВО, °	30
Швидкість звалювання, км/год	44
Крейсерська швидкість, км/год	60
Максимальна швидкість, км/год	125
Крейсерська висота польоту, м	1000
Маса корисного навантаження, кг	1-2
Максимальна злітна маса, кг	5
Максимальна дальність польоту, год	2,5

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	48
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Висновки по розділу:

В цьому розділі було сформовано обриси фюзеляжу, обраховано швидкості звалювання по висотам, підібрано двигун та батареї із забезпеченням тривалості польоту, розраховано нову крейсерську швидкість, заповнено таблицю льотно-технічних характеристик БпЛА.

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						49
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

6 ЕКОНОМІКО-ТЕХНІЧНИЙ ПРОЕКТ

6.1 Роль економіко-технічного проекту

Економічний проект дуже важливий для запуску літакобудування через кілька ключових причин, таких як фінансова життєздатність, розподіл ресурсів, оцінка ринку, залучення інвестицій в управління витратами та, нарешті, оцінка ризику.

Почнемо з фінансової спроможності. Створення стартапу з виробництва БПЛА потребує значних фінансових ресурсів. Економічний проект допомагає оцінити доцільність і прибутковість підприємства. Це дозволяє стартапу оцінити ринковий потенціал, приблизні витрати, очікуваний дохід і потенційну віддачу від інвестицій. Проводячи комплексний економічний аналіз, стартап може приймати обґрунтовані рішення щодо фінансування, розподілу ресурсів і фінансового планування.

Переходимо до розподілу ресурсів. Економічний проект дозволяє стартапу визначити необхідні ресурси, такі як матеріали, робоча сила, обладнання та технології. Це допомагає визначити оптимальний розподіл ресурсів для досягнення ефективності та економічної ефективності. Розуміючи економічні наслідки різних розподілів ресурсів, стартап може зробити обґрунтований вибір для оптимізації виробничих процесів, зниження витрат і підвищення загальної продуктивності.

Оцінка ринку – це економічний аналіз, який дає змогу зрозуміти динаміку ринку, попит споживачів і конкурентний ландшафт. Це допомагає стартапу зрозуміти цільовий ринок, уподобання клієнтів і галузеві тенденції. Проводячи дослідження ринку та економічне прогнозування, стартап може визначити потенційні можливості та проблеми. Ці знання дозволяють стартапу розробляти ефективні стратегії розробки продукту, ціноутворення, маркетингу та продажів, таким чином збільшуючи шанси на успіх у конкурентній галузі.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						50
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ефективне управління витратами життєво важливе для довгострокової стабільності стартапу з виробництва літаків. Економічний проект дозволяє стартапу оцінювати та контролювати різні витрати, пов'язані з виробництвом, операціями та управлінням ланцюгом поставок. Це допомагає визначити можливості економії коштів, оптимізувати процеси та оптимізувати використання ресурсів. Впроваджуючи ефективні стратегії управління витратами, стартап може підвищити свою конкурентоспроможність, зберегти прибутковість і розподілити ресурси для майбутнього зростання та інновацій.

Залучення інвестицій. Економічний проект надає цінну інформацію та дані, які можна використовувати для залучення потенційних інвесторів, кредиторів та зацікавлених сторін. Це демонструє прихильність стартапу до ретельного планування та аналізу, вселяючи впевненість у його фінансові перспективи. Добре задокументований економічний проект може слугувати переконливим інструментом для забезпечення фінансування, партнерства та співпраці, які мають вирішальне значення для зростання та розвитку стартапу з виробництва літаків.

Оцінка ризиків. Започаткування підприємства з виробництва літаків пов'язане з невід'ємними ризиками, включаючи технологічну невизначеність, нестабільність ринку, регуляторні проблеми та операційні складності. Економічний проект допомагає визначити й оцінити ці ризики, дозволяючи стартапу розробити стратегії зменшення ризиків і плани на випадок непередбачених обставин. Розуміючи потенційний економічний вплив різних сценаріїв ризику, стартап може приймати обґрунтовані рішення щодо мінімізації ризиків, підвищення стійкості та забезпечення довгострокової стабільності.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		51

6.2 Оцінка інвестицій та витрат, необхідних для процесу виробництва.

У 2022 році був побудований перший дослідний прототип. У 2023 році будується другий дослідний зразок з урахуванням недоліків 2022 року. У 2024 році планується виготовити 10 літаків. У 2025 році планується збільшити виробництво до 20 літаків.

Дослідний прототип був побудований вручну з підручних засобів. Оскільки це перший зразок, спочатку не було зрозуміло, скільки знадобиться матеріалів, тому витрати виявилися досить великими.

Для різання пінопласту використовувався саморобний різець з дерева і ніхромової нитки.



Рис. 6.1 Малий ніхромовий різак



Рис. 6.2 Великий ніхромовий різак

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

В майбутньому буде використовуватися складне ЧПК для вирізання фюзеляжу, крила та оперення з пінопласту.

Обладнання / матеріали та сировина/ приміщення	Постачальник/модель	2022			2023			2024			2025		
		Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur
1. ІНВЕСТИЦІЯ													
1.1. Розробка та виробництво													
Пінопласт тонкий		5	5	25	10	24	240	100	24	2400	200	24	4800
Пінопласт товстий		5	2.5	12.5	10	12	120	100	12	1200	200	12	2400
Складочаніна Смола+		8	2.5	20	8	2.5	20	80	2.5	200	80	2.5	200
затверджувач		1	75	75	1	75	75	10	750	750	10	750	750
Електродрвигун+		0	0	0	1	240	240	10	240	2400	20	240	4800
Аккумулятори		0	0	0	1	200	200	10	200	2000	20	200	4000
Авіоніка		0	0	0	1	500	500	10	500	5000	20	500	10000
Дроги		0	0	0	1	50	50	10	50	500	20	50	1000
Усього				132.5			144.5			144.50			279.50

Таблиця 6.1 Інвестиції

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

53

Обладнання / матеріали та сировина / приміщення	Постачальник/модель	2022			2023			2024			2025		
		Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur	Кількість	Ціна, Eur	Загалом, Eur
2. ПОТОЧНІ ЗАТРАТИ													
2.1 Робітники													
Робітник		2	50	100	2	50	100	10	50	1000	20	50	2000
Дерево		5	1	5	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Ніхромова нитка		2	10	20	0	0	0		0	0	0	0	0
2.2 Ойні затрати													
Папір		1	5	5	1	5	5	1	5	5	1	5	5
Інструменти		2	5	10	2	5	10	10	10	100	20	10	200
УСЬОГО				140			115			1105			2205
3. ІНШІ ВИТРАТИ													
3.1 Оренда													
Оренда чПУ		0	0	0	0	0	0	10	50	500	20	45	900
УСЬОГО				0		0				500		45	900
ЗАГ.ІНВЕСТИЦІЯ				272,5		1560				16055			31055

Таблиця 6.2 Поточні затрати, інші затрати та загальна інвестиція

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

54

6.3 Аналіз макроекономічних даних

Обрана країна: Україна

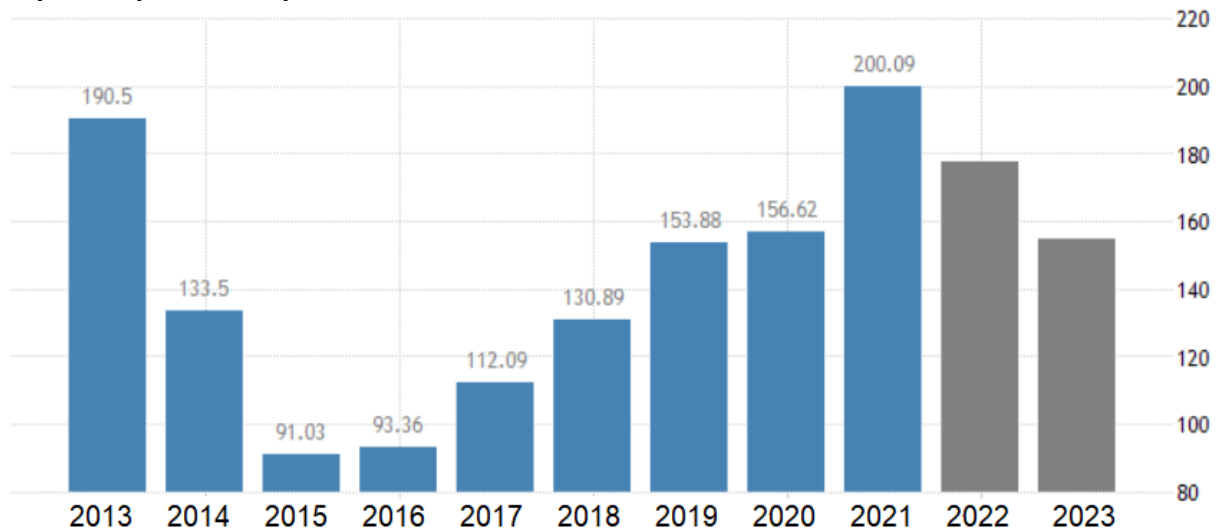


Рис. 6.3 ВВП

Валовий внутрішній продукт (ВВП) в Україні у 2021 році становив 200,09 млрд доларів США, згідно з офіційними даними Світового банку. Величина ВВП України становить 0,09 відсотка світової економіки.

Інфляція

Інфляція – це зростання загального рівня цін та зниження купівельної спроможності грошової одиниці.

Річний рівень інфляції в Україні в квітні 2023 року становив 17,9 відсотка, знизившись з 21,3 відсотка в березні та досягнувши річного мінімуму. Залишаючись високими, споживчі ціни сповільнилися для всіх 12 категорій, причому найбільш значний вплив спостерігався в транспорті (23,6 відсотка проти 27,1 відсотка в попередньому місяці), їжі та безалкогольних напоях (22,2 відсотка проти 26,8 відсотка), а також ресторанах і готелях (21,9% проти 22,3%). У місячному вимірі інфляція знизилася до 0,2 відсотка з 1,5 відсотка в березні.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

55

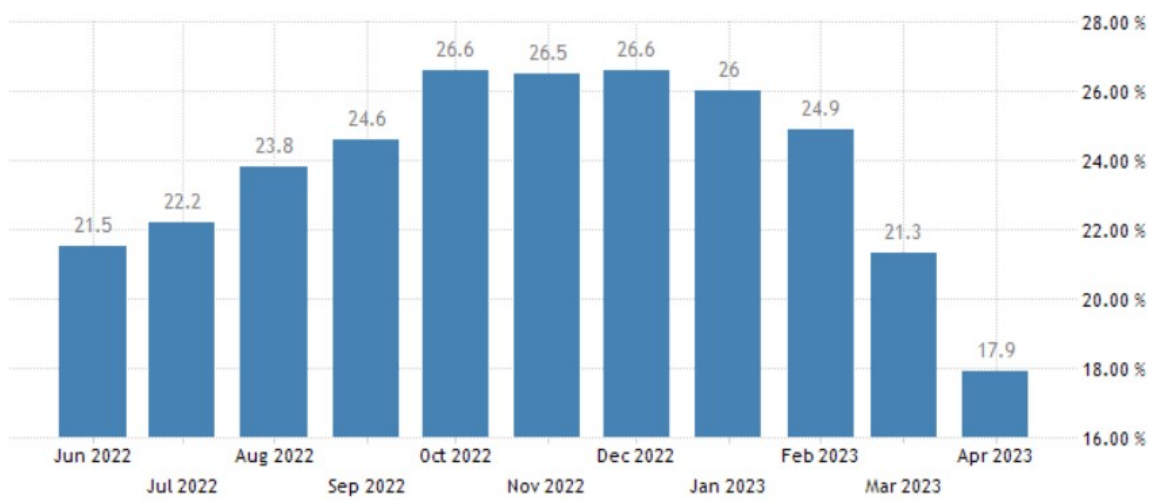
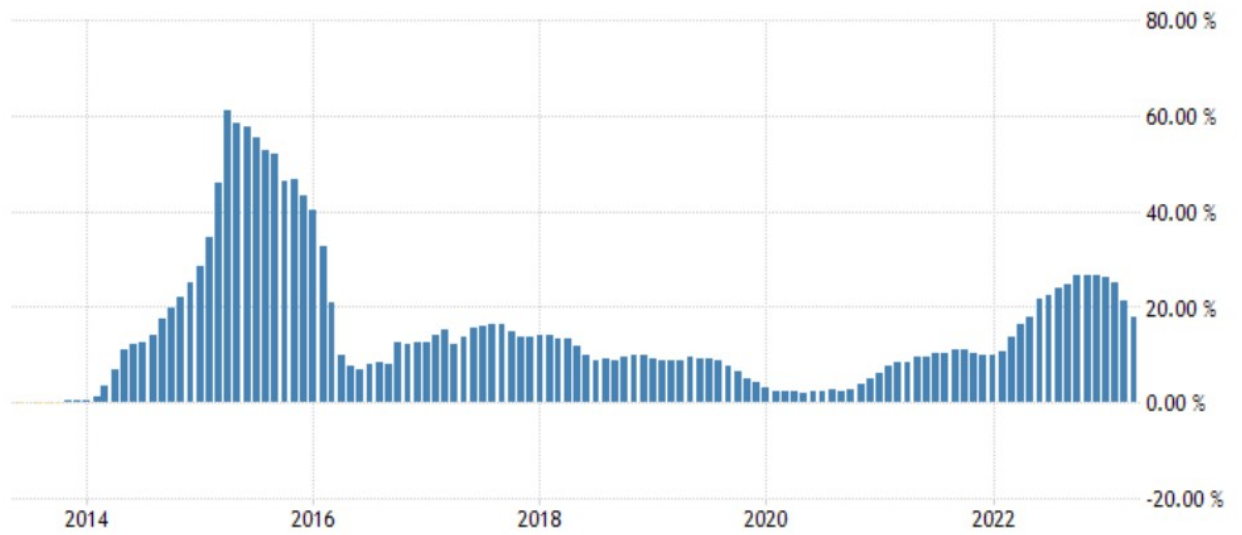


Рис. 6.5 Гістограма інфляції за останній рік



Рис. 6.6 Легкість ведення бізнесу в Україні

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

З 2013 по 2020 рік легкість ведення бізнесу в Україні знизилася зі 112 до 61 балів. Остання інформація про це – 2020 рік, джерело: World Bank Group.

З 2021 року і донині легко спрогнозувати, що легкість ведення бізнесу знизилася, враховуючи війну в Україні. [13]

Розглянемо графік середньої заробітної плати:

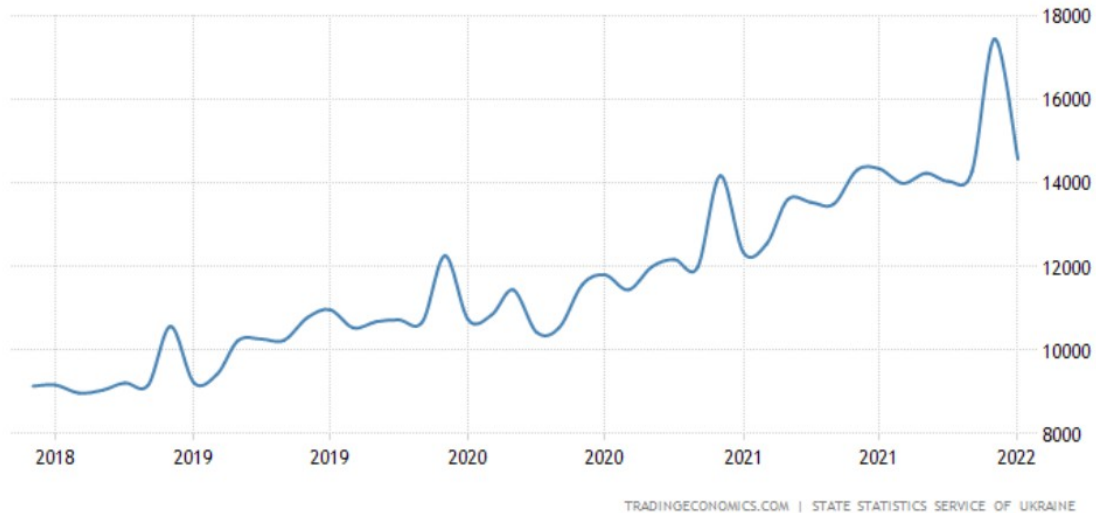


Рис. 6.7 Графік середня зарплата в Україні

Як бачимо, середня зарплата зростала в гривнях. Однак доцільно взяти до уваги інфляцію, тому у відношенні до долара США або євро вона збільшувалася до 2020 року, ніж з 2020 року дотепер знижувалася.

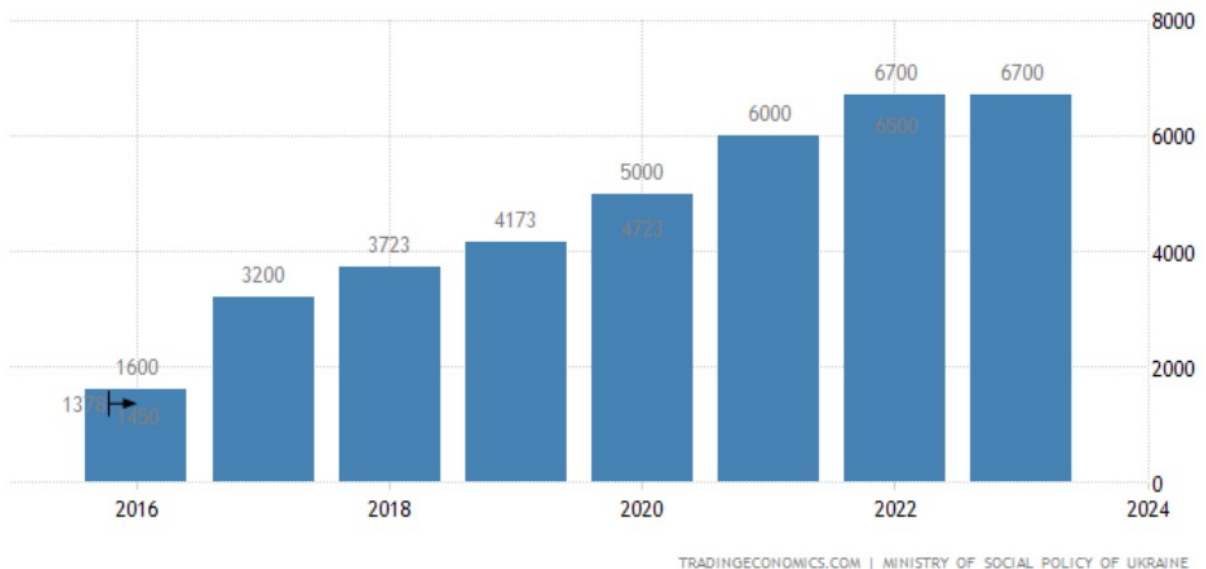


Рис. 6.7 Мінімальна оплата праці

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

57

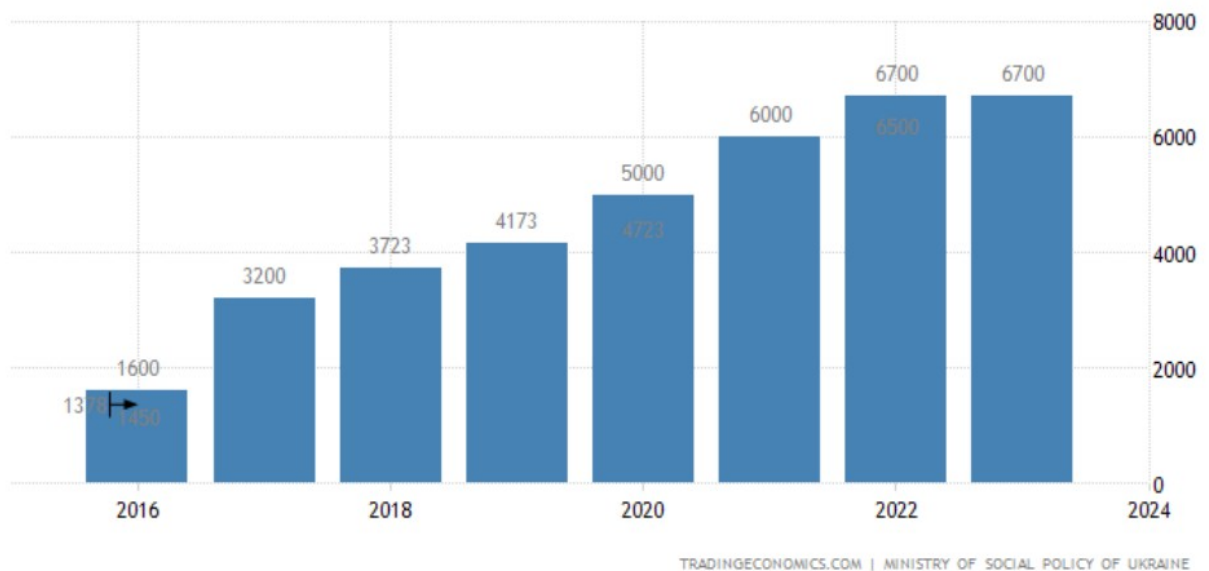


Рис. 6.8 Вартість робочої сили

Вартість робочої сили в Україні зросла і тепер у 2023 році вона становить 6700 грн або 160 євро.

6.4 Ціна та окупність

Ціна, встановлена на 1 БПЛА буде становити 3000 євро:

$$TR_{2022} = P \times Q_{2022} = 3000 \times 0 = 0 \text{ EUR}$$

$$TR_{2023} = P \times Q_{2023} = 3000 \times 0 = 0 \text{ EUR}$$

$$TR_{2024} = P \times Q_{2024} = 3000 \times 10 = 30000 \text{ EUR}$$

$$TR_{2025} = P \times Q_{2025} = 3000 \times 20 = 60000 \text{ EUR}$$

$$NP_{2024} = TR_{2024} - INV_{2024} = 30000 - 16055 - 1560 - 272,5 = 12112,5 \text{ EUR}$$

$$NP_{2025} = TR_{2025} - INV_{2025} = 60000 - 31055 = 28945 \text{ EUR}$$

Можна зробити висновок, що проект є вигідним та швидко окупиться не зважаючи на складний економічний стан України на даний момент. В 2024 році чистий прибуток становитиме 12112,50 EUR, а в 2025 – 28945 EUR.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

58

Висновки по розділу

В цьому розділі було описано економіко-технічний проект, зокрема його роль, оцінка інвестицій та витрат, необхідних для процесу виробництва та аналіз макроекономічних даних.

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		59

ВИСНОВОК

В першому розділі цього дипломного проекту було поставлено задачу майбутнього експериментального малого БпЛА літакового типу.

В другому розділі було оглянуто характеристики трьох аналогів БпЛА, а також пасажирський літак Celera 5001 з огляду на інноваційні технології, застосовані до форми фюзеляжу. В кінці розділу було порівняно характеристики аналогів.

В третьому розділі було виконане аеродинамічне проектування крила. Було описано обраний профіль та його характеристики, геометричні характеристики крила, його основні параметри та хід аеродинамічних розрахунків та деяких льотно-технічних характеристик.

В четвертому розділі цього проекту було виконано підбір параметрів оперення та описано його геометричні характеристики.

В п'ятому розділі було сформовано обриси фюзеляжу, розраховано додатково швидкості звалювання по висотах, підібрано параметри електродвигуна, пропелера та батареї за умови забезпечення тривалості польоту, освітлено льотно-технічні характеристики БпЛА.

В шостому розділі було описано економіко-технічний проект та зроблено висновок, що такий стартап матиме успіх у наші часи.

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- 1 Airfiltools.com [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<http://airfoiltools.com/>.
- 2 ГОСТ 22833-77
- 3 Контрольна робота – побудова графіків [Електронний ресурс] –
Режим доступу до ресурсу:
<https://www.kontrolnaya-rabota.ru/s/grafik/tochka/>.
- 4 Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach. Washington:
Amer. Inst. of Aeronautics a. Astronautics, 2012. 227 p.
- 5 uadynamics.com [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<http://uadynamics.com/>
- 6 «Проектування легких літаків» / Бадягин А.А., Мухамедов
Ф.А.
- 7 «Прикладна аеродинаміка», М.: Машиностроение, 1972-448с
/ Мартинов А.К.
- 8 Сайт Атлонавіа [Електронний ресурс] – Режим доступу до
ресурсу: <https://athlonavia.com/uk-furia/>
- 9 Ecalc.ch [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://ecalc.ch/motorcalc.php>.
- 10 Autodesk Simulation CFD [Електронний ресурс] – Режим доступу до
ресурсу: <https://www.autodesk.com/products/cfd/overview>.
- 11 Solidworks Simulation CFD [Електронний ресурс] – Режим доступу
до ресурсу: <https://www.solidworks.com/>
- 12 Поваров С.А. «Лабораторна робота №4. Дослідження залежності
підйімальної сили крила кінцевого розмаху від висоти та шкідкості
польоту» з курсу аерогідромеханіки / Поваров С.А.
- 13 Tradingeconomics [Електронний ресурс] – Режим доступу до
ресурсу: <https://tradingeconomics.com/ukraine/ease-of-doing-business>

					АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

14 Егер С.М. «Проектування літаків» / Егер С.М.

15 Doc. ICAO 8400

					<i>АЛ9123.16.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						60
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		