

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Ударний безпілотний апарат»**

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-72
Гембаровський Леонід Сергійович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н.
Бондаренко Олександр Миколайович _____

Рецензент:

Проф., д.ф.-т.н.
Чепілко Микола Михайлович _____

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

Студент _____

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти –перший (бакалаврський)

Спеціальність –134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Гембаровському Леоніду Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Ударний безпілотний апарат**», керівник проєкту Бондаренко Олександр Миколайович, доцент, кандидат технічних наук, затверджені наказом по університету від «___» _____ 20__ р. № _____
2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 *Висота польоту $H=0\dots 12000$ м.*

3.2 *Крейсерська швидкість польоту $V= 300$ км/год.*

3.3 *Польотна вага $m_{пол} = 6000$ кг.*

3.4 *Довжина розбігу/пробігу до 500м*

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1 *Огляд аналогів*

4.2 *Особливості застосування БпЛА*

4.3 *Опис конструкції*

4.4 *Моделювання аеродинамічного середовища*

4.5 *Розрахунок аеродинамічних характеристик*

4.6 *Вибір двигуна*

4.7 *Розрахунок злітно-посадкових характеристик*

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

5.1 Огляд аналогів

5.2 Загальний вигляд БпЛА

5.3 Аеродинамічні розрахунки

5.4 Видір двигуна

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2021 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 15.03.2021 р.	
2.	Аналіз методики проєктування	до 29.03.2021 р.	
3.	Аналіз даних літальних апаратів	до 12.04.2021 р.	
4.	Аналіз особливостей застосування	до 20.04.2021 р.	
5.	Моделювання аеродинамічного середовища	до 30.04.2021 р.	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик безпілотного літака	до 5.05.2021 р.	
7.	Вибір двигуна	до 15.05.2021 р.	
8.	Розрахунок злітно-посадкових характеристик	до 27.05.2021 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 07.06.2021 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 11.06.2021 р.	
11.	Захист	14.06.2021 р.	

Студент

Леонід ГЕМБАРОВСЬКИЙ

Керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

Анотація

Пояснювальна записка до диплому з теми «Безпілотний літальний апарат» містить 56 сторінок, 36 ілюстрацій, 17 таблиць та 20 використаних джерел.

Метою дипломного проекту є розробка конструкції безпілотного літального апарату та визначення його основних характеристик, а саме: геометричних, аеродинамічних, льотних та технічних.

У дипломному проекті був проведений аналіз характеристик існуючих БПЛА, на його основі був обраний прототип для подальшого проектування. Була розроблена конструкція безпілота, проведено глибокий аналіз аеродинамічних характеристик, використовуючи різноманітне програмне забезпечення. Для проектування та проведення подальших розрахунків була створена 3D модель літального апарату.

Для проектуваного безпілотного літального апарату був підібраний двигун. Був також здійснений розрахунок злітно-посадкових характеристик.

Ключові слова: БПЛА, аеродинамічне навантаження, аеродинамічна якість, двигун, швидність.

Abstract

The explanatory note to the diploma with the words "Unmanned aerial vehicle" contains 56 pages, 36 illustrations, 17 tables and 20 sources used.

The purpose of the diploma project is to develop the design of an unmanned aerial vehicle and determine its main characteristics, namely: geometry, aerodynamic, flight and technical.

In the diploma project BUV conducted an analysis of the characteristics of existing UAVs, on its basis BUV selected a prototype for further design. The design of the drone was developed, an in-depth analysis of aerodynamic characteristics was performed, using a variety of software. A 3D model of an aircraft was created to design and carry out further calculations.

An engine was selected for the designed unmanned aerial vehicle. The calculation of take-off and landing characteristics was also performed.

Key words: UAV, aerodynamic LOAD, aerodynamic quality, engine, speed.

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	2	
2	A4	ВЛ7208.30.00.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	56	
3	A1	ВЛ7208.30.00.00.01 ІМ	Огляд аналогів	1	
4	A1	ВЛ7208.30.00.00.02 СК	Загальний вигляд	1	
5	A1	ВЛ7208.30.00.00.03 ІМ	Аеродинамічні розрахунки	1	
8	A1	ВЛ7208.30.00.00.04 РР	Вибір двигуна	1	
		П.І.Б.	Підп.	Дата	ВЛ7205.16.00.00.00 Відомість дипломного проекту Аркуш 1 Аркушів 1 КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. <u>АРБ</u> Гр. ВЛ-72
Розробив	Гембаровський Л.С.				
Перевірів	Бондаренко О.М.				
Н. контр.	Поваров С.А.				
Зав. каф.	Кабанячий В.В.				

ЗМІСТ

	СПИСОК СКОРОЧЕНЬ.....	9
	ВСТУП	10
1	ОГЛЯД АНАЛОГІВ.....	11
	1.1 MQ-9 Reaper.....	11
	1.2 IAI Eitan.....	14
	1.3 Bayraktar TB2.....	16
	1.4 MANTIS BAE	18
	1.5 Таблиці основних характеристик БпЛА	21
	Висновки по розділу:	22
2	ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ БпЛА.....	23
	Висновок по розділу:	25
3	ОПИС КОНСТРУКЦІЇ	26
	3.1 Крило	26
	3.2 Оперення	29
	3.3 Фюзеляж.....	32
	Висновки по розділу:	32
4	МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО СЕРЕДОВИЩА.....	33
	4.1 Створення 3Д моделі БпЛА	33
	4.2 Створення розрахунку в CFD	33
	Висновки по розділу:	36
5	РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	37
	5.1 Побудова залежностей $C_{yf}(\alpha)$, $C_{xf}(\alpha)$	37
	5.2 Поляра літака.....	41
	5.3 Розрахунок найвигіднішого кута атаки	42
	Висновки по розділу:	44

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>		
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			
Розроб.		<i>Гембаровський Л.С.</i>			Літ.	Арк.	Аркушів
Перевір.		<i>Бондаренко О.М.</i>				7	63
Реценз.					Ударний безпілотний апарат ІАТ НТУУ «КПІ» ім. І.Сікорського		
Н. Контр.							
Затверд.		<i>Кабанячий В.В.</i>					

6	ВИБІР ДВИГУНА	45
	6.1 Побудова кривої Жуковського	45
	6.2 Вибір двигуна	52
	6.3 Діапазон швидкостей для горизонтального польоту	54
	Висновки по розділу:	56
7	РОЗРАХУНОК ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	57
	7.1 Зліт. Довжина розбігу	57
	7.2 Посадка. Довжина пробігу	58
	Висновок по розділу	59
	ВИСНОВОК.....	60
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	61

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат;

АФАР – активна фазована антенна решітка;

РЕБ – радіоелектронна боротьба;

ППО – протиповітряна оборона;

ЕПР – ефективна площа розсіювання;

РЛС – радолокаційна система;

РЕП – радіоелектронне подавлення;

БЧ – бойова частина;

САПР – система автоматизованого проектування;

к.с. – кінська сила.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

ВСТУП

На даний момент Україна перебуває у стані воєнного конфлікту. Тема цього дипломного проекту є актуальною сьогодні, так як безпілотні літальні апарати зараз необхідні для гарантії національної безпеки, а виробництво вітчизняних БпЛА здатне підвищити військове положення держави.

Метою дипломного проекту було визначення геометричних, аеродинамічних, технічних та льотних характеристик. Впродовж проектування використовувались розробки та конструктивні рішення, що застосовувались у подібних БпЛА.

В першому розділі здійснено широкий огляд конструкцій безпілотних літальних апаратів важкого та середнього класу, обрано прототип для подальшого моделювання та розрахунків.

В другому розділі слушно розглянуто особливості використання БпЛА, визначено їх необхідні технічні характеристики. Визначені характеристики надалі використані для підбору аеродинамічних характеристик БпЛА.

В третьому розділі описано конструкцію літального апарату, виробництво якого може бути максимально швидко організовано в Україні.

В четвертому розділі описано моделювання літального апарату в аеродинамічних потоках методом скінчених елементів.

В п'ятому розділі представлено аеродинамічні розрахунки обраної конструкції літального апарату.

В шостому розділі на основі попереднього моделювання було обрано двигун вітчизняного виробника та визначено швидкості горизонтального польоту

В сьомому розділі розрахунковим методом підтверджено гарні злітно-посадкові властивості БпЛА з обраним двигуном.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

1 ОГЛЯД АНАЛОГІВ

1.1 MQ-9 Reaper

MQ-9 Reaper – американський розвідувально-ударний безпілотний літальний апарат (БПЛА), компанія розробник - General Atomics Aeronautical Systems. Перший політ MQ-9 Reaper відбувся 2 лютого 2001 року, у 2007 році пройшов успішні бойові іспити в Афганістані. Створений на основі MQ-1 Reaper.

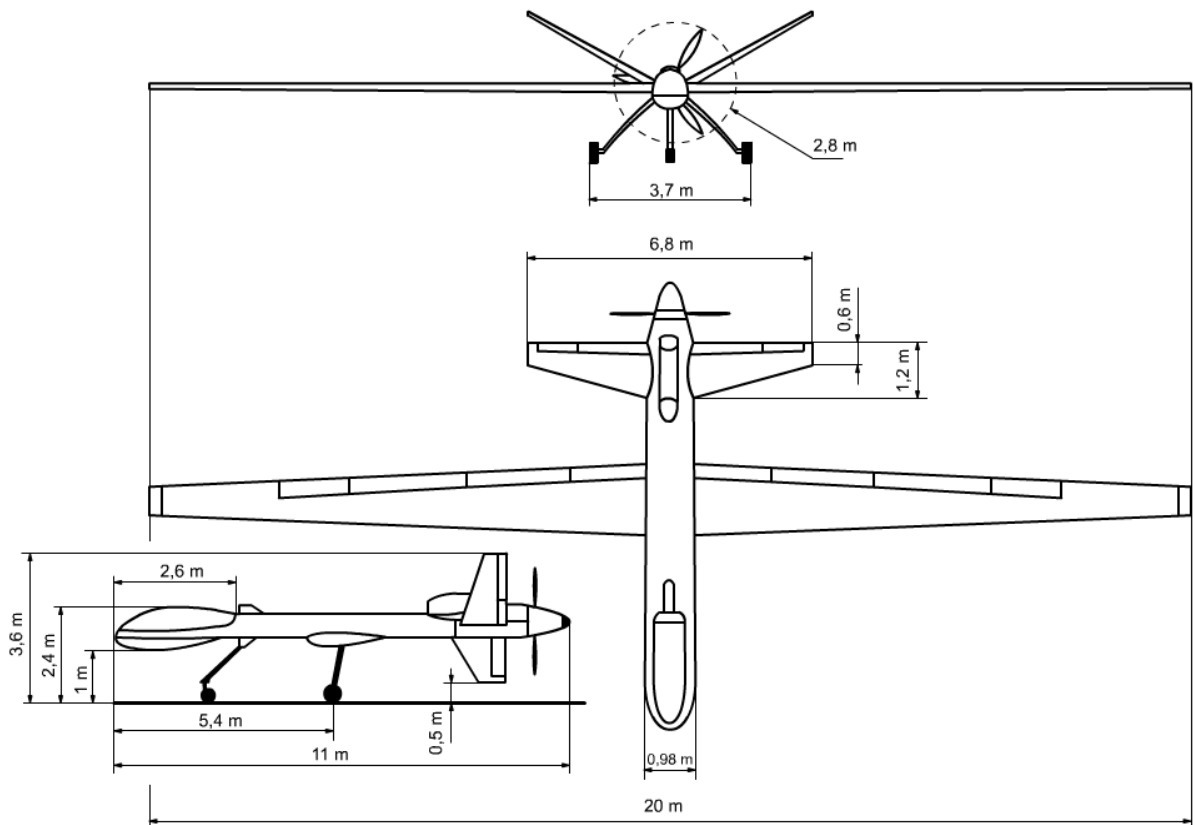


Рис. 1.1 Загальний вигляд

MQ-9 Reaper може використовуватись майже при всіх кліматичних умовах. Оснащений турбогвинтовим двигуном, що дозволяє розвивати швидкість до 400 кілометрів на годину. При повній бойовому навантаженню Reaper здатний знаходитись в повітрі до 14 годин.



Рис. 1.2 MQ-9 Reaper в польоті

Бойова модель може нести таке озброєння:

- До 4 ракет «повітря-земля» AGM-114 «Хеллфайр»; до 8-и в модифікації MQ-9A,
- Або 4 ракети «Хеллфайр» та 2 бомби Mark 82 с лазерним наведенням (GBU-12 Paveway II)
- Або бомби Mark 82 с GPS-наведенням (GBU-38 JDAM)

Також, в США ведуться випробовування Reaper з використанням ракет «повітря-повітря» AIM-92 Stringer.

MQ-9 Reaper має 6 точок підвіски:

- Дві внутрішні по 680 кг,
- Дві посередині крила по 230-270 кг,
- Дві консольні по 68-91 кг.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12



Рис. 1.3 Точки підвіски на MQ-9 Reaper

Таблиця 1.1 – Характеристики MQ-9 Reaper

Довжина, м	11
Висота, м	20
Максимальна злітна маса, кг	4760
Вантажопідйомність, кг	1700
Максимальна швидкість, км/год	400
Крейсерська швидкість, км//год	160
Стеля, м	15000

1.2 IAI Eitan

IAI Eitan (Heron TP) – ізраїльський багатоцільовий БПЛА, розроблений Israel Aerospace Industries на базі IAI Heron. Перший політ IAI Eitan був здійснений у 2004 році. Повномасштабна експлуатація безпілотної оборонними силами Ізраїлю розпочалася в 2010 році.



Рис. 1.4 IAI Eitan в польоті

Розмах крила складає 26 м. Стеля – 13,7 км. Час польоту складає 36 годин. Повідомлялося про можливість "висіти" в повітрі на висоті до 4,5 км над районами що контролюються і про перспективу оснащення системою дозаправки в повітрі. При крейсерській швидкості 296 км/год (максимальна - 460 км/год) він теоретично може пролетіти 14800 км. Максимальна злітна вага - 4650 кг. Маса корисного навантаження "Ейтана" може досягати 1000 кг.

Борт оснащений системою виявлення і стеження за цілями, а також супутниковою навігацією. Комплекс виявлення і стеження працює в оптичному, інфрачервоному і радіодіапазоні. Розробники планують надалі оснастити БПЛА засобами управління вогнем і ударними комплексами.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14



Рис. 1.5 IAI Eitan

Таблиця 1.2 – Характеристики IAI Eitan

Довжина, м	14
Висота, м	26
Максимальна злітна маса, кг	4650
Вантажопідйомність, кг	2000
Максимальна швидкість, км/год	460
Крейсерська швидкість, км//год	296
Стеля, м	13700

1.3 Bayraktar TB2

Bayraktar TB2 - Турецький ударний оперативно-тактичний середньовисотний безпілотний літальний апарат з великою тривалістю польоту. Bayraktar TB2 з чотирма ракетами на підвісці може перебувати в повітрі більше 12 годин, це дозволяє вести постійне чергування в повітрі і після виявлення цілей швидко висуватися до передової для пуску ракет. Розробка і виробництво - приватна компанія «Baykar Makina».



Рис. 1.6 Bayraktar TB2 в польоті

Корпус БПЛА виконаний з композитних матеріалів і оснащений системою автоматичного зльоту і посадки. При необхідності апарат може діяти в повністю автономному режимі, без управління з землі.

БПЛА оснащений канадським двигуном внутрішнього згорання Rotax 912 з гвинтом штовхаючого типу потужністю 100 к. с.

Стандартне корисне навантаження включає в себе модульні електронно-оптичну і інфрачервону камери, лазерний далекомір і лазерний цілевказівник для керування боєприпасів, або багатофункціональний АФАР радар. За словами журналістів, на апарат також може встановлюватися модуль РЕБ, для нейтралізації старих систем ППО, БПЛА має захист від засобів РЕБ противника і низьку ЕПР. Завдяки високоякісній оптико-електронній системі,

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

дрони Bayraktar можуть вражати цілі з висоти 7 км, перебуваючи за межами досяжності багатьох застарілих або низьковисотних ЗРК.



Рис. 1.7 Bayraktar TB2 на взльоті

Борт здатний нести 4 керовані протитанкові ракети UMTAS з лазерним наведенням, або високоточні авіабомби Roketsan MAM-C, MAM-L, здатні вражати нерухомі і рухомі об'єкти на відстані до 8 км.

Таблиця 1.3 – Характеристики Bayraktar TB2

Довжина, м	6,5
Висота, м	12
Максимальна злітна маса, кг	650
Вантажопідйомність, кг	150
Максимальна швидкість, км/год	222
Крейсерська швидкість, км//год	130
Стеля, м	8200

1.4 MANTIS BAE

БПЛА Mantis – безпілотний літальний апарат середньої дальності, призначений для виконання операцій розвідки, спостереження, захвату та ураженню цілей (ISTAR), використовуючи свої ракети або бомби. БПЛА Mantis («Богомол»), розроблений англійською фірмою BAE Systems, здійснив свій перший політ 21 жовтня 2009 року на полігоні Woomera в південній Австралії.



Рис. 1.8 Mantis BAE в польоті

БПЛА "Mantis" може здійснювати польоти тривалістю до 30 годин, а максимальна висота польоту 16,5 км. Серійний варіант БПЛА має злітну вагу 9000 кг.

Основною відмінною здатністю БПЛА "Mantis" є повна відсутність будь-яких гідравлічних систем, всі системи управління рулями і шасі приводяться в дію електричними приводами.

БПЛА "Mantis" був спроектований так, щоб бути машиною з елементами «plug-and-play». Апарат оснащений системою супутникового

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

зв'язку, розташована у великому куполі в передній верхній частині фюзеляжу. Літак також оснащений електрооптичною камерою в передній нижній частині фюзеляжу для захоплення зображень на полі бою.

На борту "Mantis" встановлені інфрачервона і телевізійна камери, радар і система лазерного наведення.

Окрім розвідувального обладнання на борту може також розміщуватися і зброя. "Mantis" може нести до 12 керованих ракет "Брімстоун" західноєвропейського концерну MBDA (Brimstone) або шість американських керованих авіабомб типу "Пейвуей".



Рис. 1.9 Ударний БпЛА «Mantis»

Завдяки відсутності гідравлічних систем, крила апарату легко демонтуються, після чого він без труднощів вписується у вантажний відсік військово-транспортного літака.

БПЛА «Mantis» як повністю автономна безпілотна система наступного покоління зможе виконувати завдання, не вимагаючи особливого втручання людини в свої дії, самостійно реагуючи на навколишнє оточення. Подібна

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

автономність підвищує його бойову ефективність, оскільки дозволяє операторам зосередити всю увагу на виконанні завдання, а не на управлінні апарата. У експлуатації цього БпЛА не потрібно участі численного штату операторів, що скорочує ризик можливості інцидентів через людський фактор, а також знижує вимоги до характеристик лінії зв'язку при передачі даних між апаратом і наземною станцією управління.

Таблиця 1.4 – Характеристики Mantis ВАЕ

Довжина, м	9,8
Висота, м	12
Максимальна злітна маса, кг	9000
Вантажопідйомність, кг	4000
Максимальна швидкість, км/год	556
Крейсерська швидкість, км//год	370
Стеля, м	16500

1.5 Таблиці основних характеристик БпЛА

Таблиця 1.5

Назва	Макс. зл. маса, кг	Висота польоту, м	Максимальна дальність польоту, км	Тривалість польоту, год	Крейсерська швидкість, км/год	Корисне навантаження
MQ-9 Reaper	4760	12750	5960	28	250	1700
IAI Eitan	4650	13700	14800	36	296	2000
Bayraktar TB2	650	8200	4000	24	130	150
Mantis BAE	9000	16500	16000	30	370	4100

Таблиця 1.6

Назва	Розмах крила, м	Площа крила, м ²	Довжина БпЛА, м	Маса пустого, кг	Двигун потужність, к.с.
MQ-9 Reaper	20	19,5	11	2200	900
IAI Eitan	26	13	15	2650	1200
Bayraktar TB2	12	10	6.5	500	100
Mantis BAE	20,2	9,8	9,8	2560	2*380

Висновки по розділу:

В даному розділі я розглянув чотири ударні безпілотні апарати: MQ-9 Reaper, IAI Eitan (Heron TP), Bayraktar TB2, Mantis BAE, що являються аналогами на характеристики нашого майбутнього ударного безпілотного апарату.

Було описано історію, застосування, технічні характеристики. Побудовано порівняльні таблиці.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		22

2 ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ БПЛА

Основні задачі БПЛА: розвідувальна, ударна.

БПЛА оснащений ОЕС американського виробництва «Wescam CMX-15D».

ПРО WESCAM MX™ -СЕРІЯ БОРТОВІ РІШЕННЯ ДЛЯ НАЦІЛЮВАННЯ. Системи призначення L3Harris дозволяють командам домінувати на полі бою 24/7, з більшою точністю, ніж будь-коли раніше. Надійні, широко розгорнуті, їх позначувальні системи серії WESCAM серії MX пропонують установку «підключи і працюй» та високочутливі мультиспектральні датчики для денних, слабких і нічних місій. Високий середній проміжок часу між відмовами досягається завдяки діодному лазерному покажчику цілі, а системи пропонують точні технології гео-наведення для простоти вільних рук, незалежно від руху літака або перешкод. Можливість тут. Зараз саме час інвестувати у візуальні технології, які домінують у операціях противника.[5]



Рис 2.1 Зовнішній вигляд Wescam CMX-15D

					ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

БПЛА оснащений противотанковою системою великої дальності «UMTAS», розробленою турецькою компанією «Рокетсан» .

Призначений для ураження танків, інженерних і фортифікаційних споруд, надводних цілей.

- Можливість захоплення цілі перед пуском або після пуску
- Може бути використаний також вночі і в несприятливих кліматичних умовах
- Тандемна бойова частина, ефективна проти броньованих цілей з реактивною бронею
- Нечутливість БЧ до пожеж рідкого палива і потрапляння куль
- Зв'язок із зображенням цілі для користувача і команди користувачем за допомогою передачі даних.[6]



Рис. 2.2 Протитанковий ракетний комплекс «UMTAS»

Розгляд та аналіз основних характеристик, задач, тактик буде проведений у вигляді протиборства з «Панцирь-С1».

Панцирь-С1 – російський самохідний зенітний ракетно-гарматний комплекс (ЗРГК) наземного базування. Призначений для ближнього прикриття цивільних та військових об'єктів (в тому числі комплексів ППО великої дальності) від усіх сучасних та перспективних засобів повітряного нападу. [7]

Коли у БпЛА стоїть розвідувальна задача, то він веде політ на висоті близько 8 км. На такій висоті РЛС «Панцирь-С1» здатний виявити БпЛА на відстані по горизонталі від 6 до 14 км, в залежності від маскуванню, місцевості, кліматичних умов і т.д. БпЛА може засікти ціль, на відстані до 60 км. Тобто, БпЛА здатний засікти «Панцирь-С1» поза межами його бойового радіуса. Що дає змогу БпЛА зблизитись до бойової дистанції роботи ракет, що дорівнює 8 км, випустити ракету, та повернутись.

Проаналізувавши тактику застосування турецького БпЛА Bayraktar TB2, доречно використовувати БпЛА разом з комплексами РЕП, які будуть зменшувати розвідувальні можливості «Панцирь-С1».

Висновок по розділу:

В даному розділі було проаналізована тактика дій на прикладі протиборства з «Панцирь-С1» . Обрано ОЕС американського виробництва «Wescam CMX-15D» та озброєння системою великої дальності «UMTAS», розробленою турецькою компанією «Рокетсан»

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		25

3 ОПИС КОНСТРУКЦІЇ

3.1 Крило

3.1.1 Призначення крила. Крило – несуча поверхня літака, призначена для створення аеродинамічної підйомної сили, необхідної для забезпечення польоту та маневрів на усіх режимах. Крило забезпечує керованість та поперечну стійкість літака та використовується для кріплення шасі та озброєння.

3.1.2 Зовнішня форма та параметри крила

Крило має трапецієподібну форму.

- Площа крила – площа проекції крила на базову площину крила.
- Розмах крила – відстань між двома площинами, паралельними базовій площині літака та крила.
- Місцева хорда крила – відрізок прямої, з'єднуючий точки перетину передньої та задньої кромки крила площиною, що містить профіль крила.
- Видовження – відношення квадрату розмаху крила до площі крила.
- Звуження – відношення довжини центральної хорди крила до довжини кінцевої хорди.
- Місцевий кут стріловидності крила по передній кромці – місцевий кут стріловидності крила по лінії n відсотків хорд при $n = 0$
- Кут встановлення крила – кут між центральною хордою крила та базовою віссю літака.
- Кут поперечного V крила – кут між проекцією на площину, перпендикулярну лінії центральної хорди крила, дотичної до лінії $\frac{1}{4}$ хорд в даній точці, та базовою площиною крила.[8]

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		26

Таблиця 3.1 Основні геометричні параметри

Площа крила, м ²	32
Розмах, м	25
Коренева хорда, м	1,85
Хорда кінцева, м	0,71
Видовження	20
Звуження	2,6
Кут стріловидності по передній кромці, град	3
Кут встановлення, град	+4
Кут поперечного V, град	+3

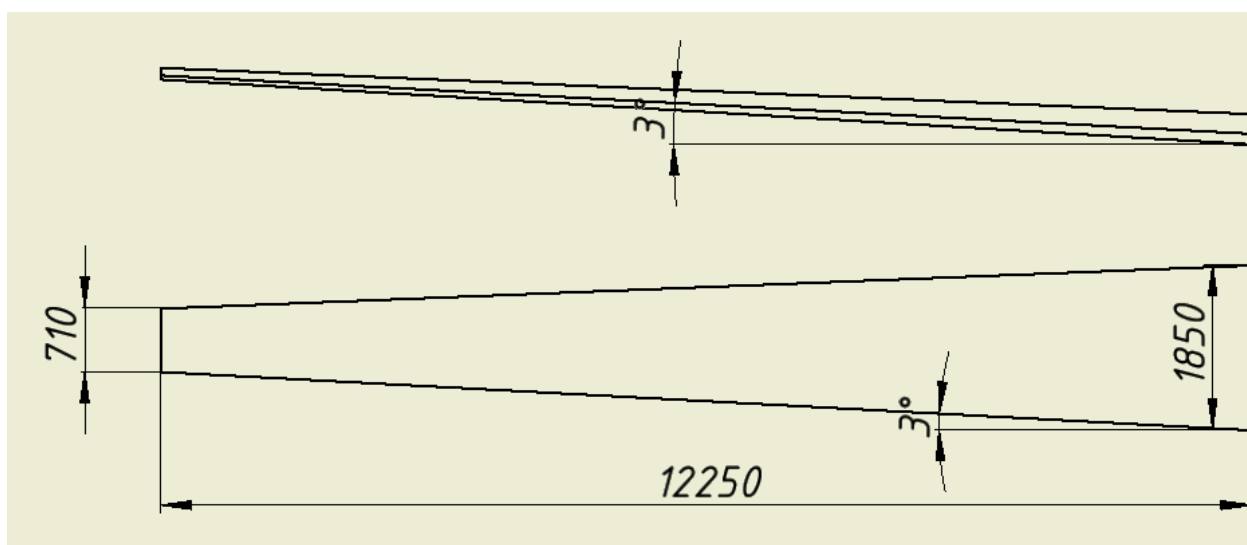


Рис. 3.1 Схема крила БпЛА, що проектується

3.1.3 Профіль крила. Аеродинамічний профіль – форма поперечного перерізу крила, яка забезпечує відповідні призначенню аеродинамічні якості.

- Передня кромка — місце положення точок на передньому краї крила в яких профіль має максимальний вигин.
- Задня кромка — місце положення точок максимальної кривини в задній частині крила.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

- Середня лінія вигину або середня лінія — геометричне місце точок, рівновіддалених від найближчих точок верхньої і нижньої поверхонь крила. Її форма залежить від товщини крила та кривини поверхонь крила вздовж хорди;
- Товщина профілю — товщина крила вздовж хорди. [8]

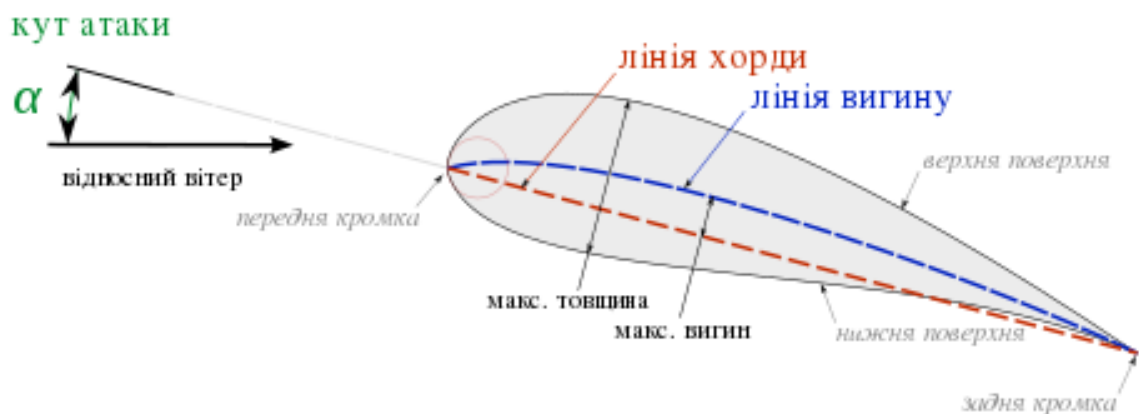


Рис. 3.2 Термінологія аеродинамічного профілю крила

Для крила було обрано профіль FX 61-184

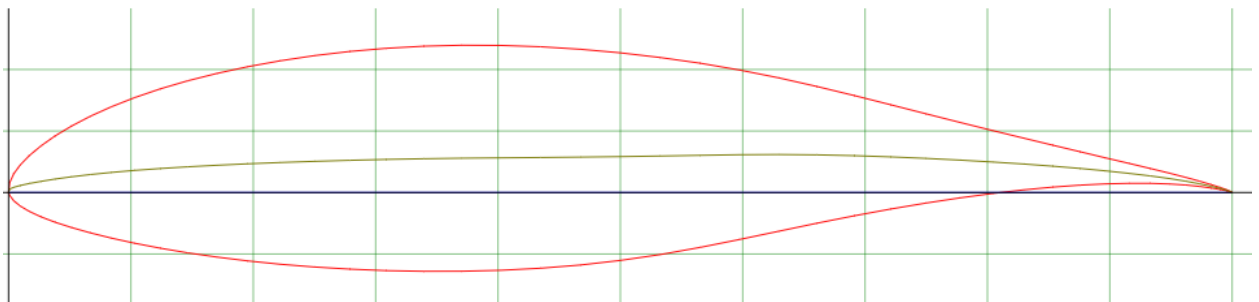


Рис. 3.3 Профіль крила FX 61-184

3.2 Оперення

3.2.1 Призначення оперення. Оперення – це несучі поверхні, що є органами стійкості та керованості літака. Воно складається з горизонтального та вертикального оперення.

Горизонтальне оперення (ГО) – призначено для повздовжньої стійкості.

Вертикальне оперення (ВО) – призначено для шляхової стійкості та керованості літака.[9]

3.2.2 Зовнішня форма та параметри оперення

Оперення має Т-подібну форму.



Рис. 3.4 Загальний вигляд оперення

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29

Таблиця 3.2 Основні геометричні характеристики ГО

Площа, м ²	3,4
Видовження	4,79
Розмах, м	4
Коренева хорда, м	0,95
Хорда кінцева, м	0,75
Звуження	1,27
Кут стріловидності по ¼ хорд, град	3
Кут встановлення відносно крила, град	-4
Кут поперечного V, град	0

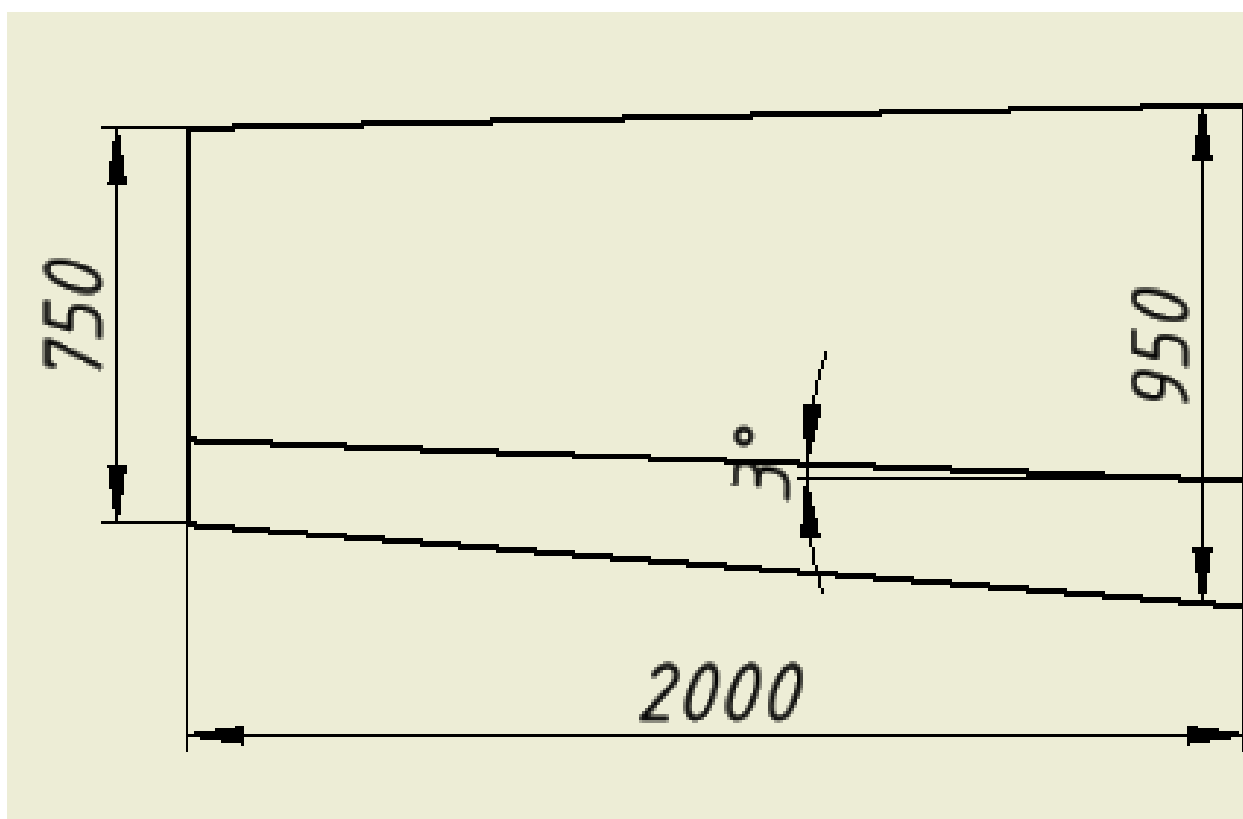


Рис. 3.5 Схема ГО БпЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

30

Таблиця 3.3 Основні геометричні характеристики ВО

Площа, м ²	4,2
Видовження	1
Розмах, м	4
Коренева хорда, м	0,95
Хорда кінцева, м	0,75
Звуження	1,49
Кут стріловидності по ¼ хорд, град	30

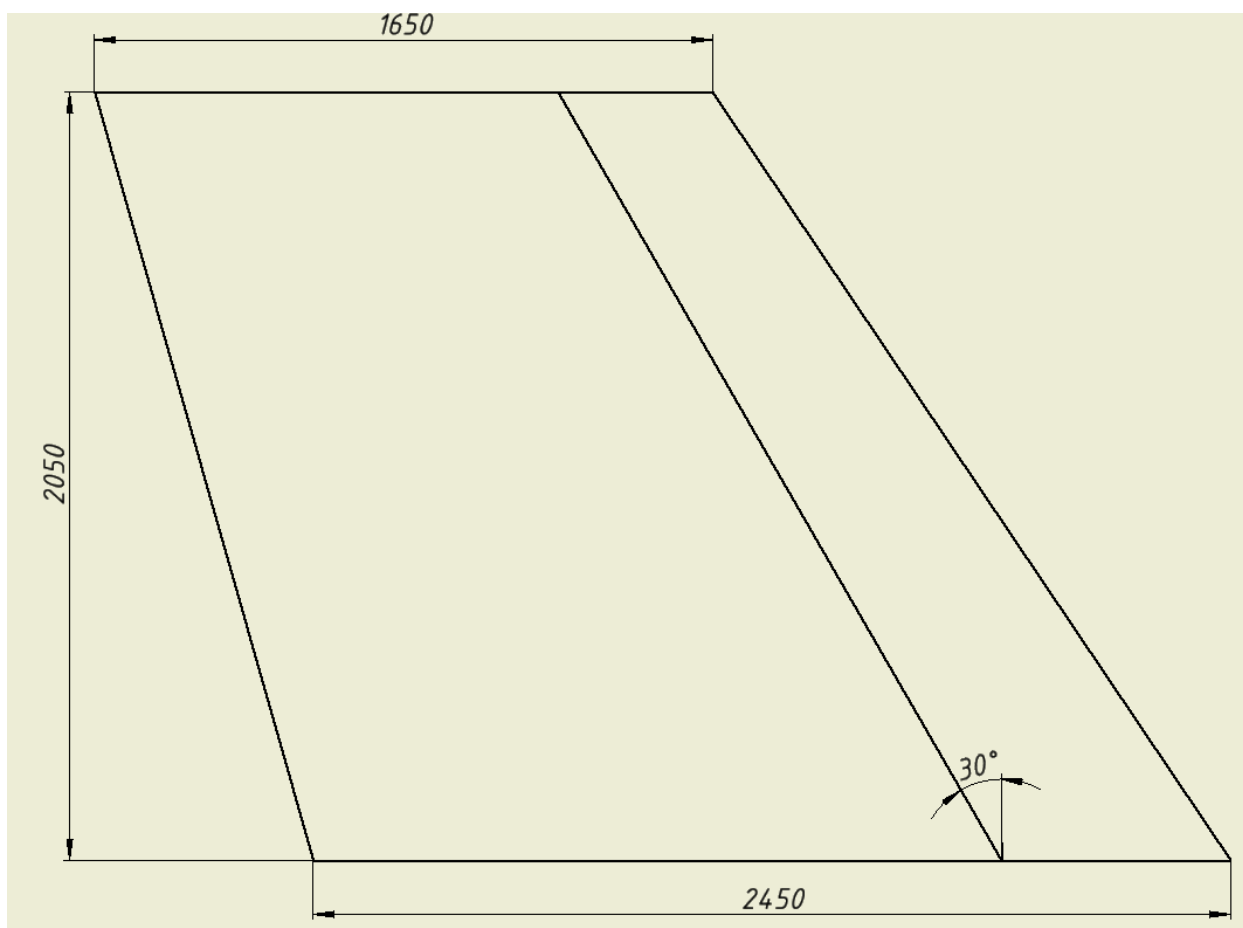


Рис. 3.6 Схема ВО БпЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

31

3.3 Фюзеляж

Фюзеляж літака призначений для розміщення обладнання, цільового навантаження. У фюзеляжі розміщується паливо, шасі, озброєння. Форма поперечного перерізу у формі кола, щоб створювати менший спротив тиску.

- Максимальний еквівалентний діаметр фюзеляжу – діаметр кола, площа якого дорівнює площі міделевого перерізу фюзеляжу.
- Довжина фюзеляжу – відстань між двома площинами, перпендикулярними осі фюзеляжу, що дотикаються до його поверхні, але не перетинають її.
- Видовження фюзеляжу – відношення довжини до максимального еквівалентного діаметра фюзеляжа.
- Площа міделевого перерізу фюзеляжа – найбільша площа перерізу фюзеляжу площиною, перпендикулярною осі фюзеляжу. [8]

Таблиця 3.4 Основні геометричні характеристики фюзеляжу

Діаметр еквівалентний, м	1,2
Довжина, м	12,5
Видовження	10,4
Мідель м ²	1,13

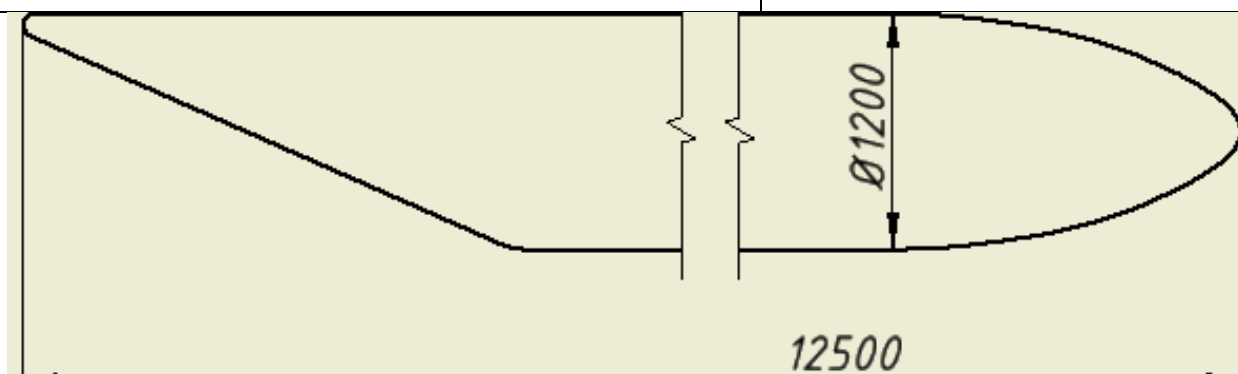


Рис. 3.7 Схема фюзеляж БпЛА, що проектується

Висновки по розділу:

В даному розділі були описані габаритні характеристики БпЛА а саме: крило, горизонтальне оперення, вертикальне оперення, фюзеляж.

					ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

4 МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1 Створення 3Д моделі БПЛА

У програмному забезпеченні Autodesk INVENTOR створюємо 3д модель на основі вище зазначених геометричних характеристик.

Autodesk Inventor — 3D САПР для створення і вивчення поведінки цифрових прототипів виробів і деталей. Розробник компанія Autodesk.[10]

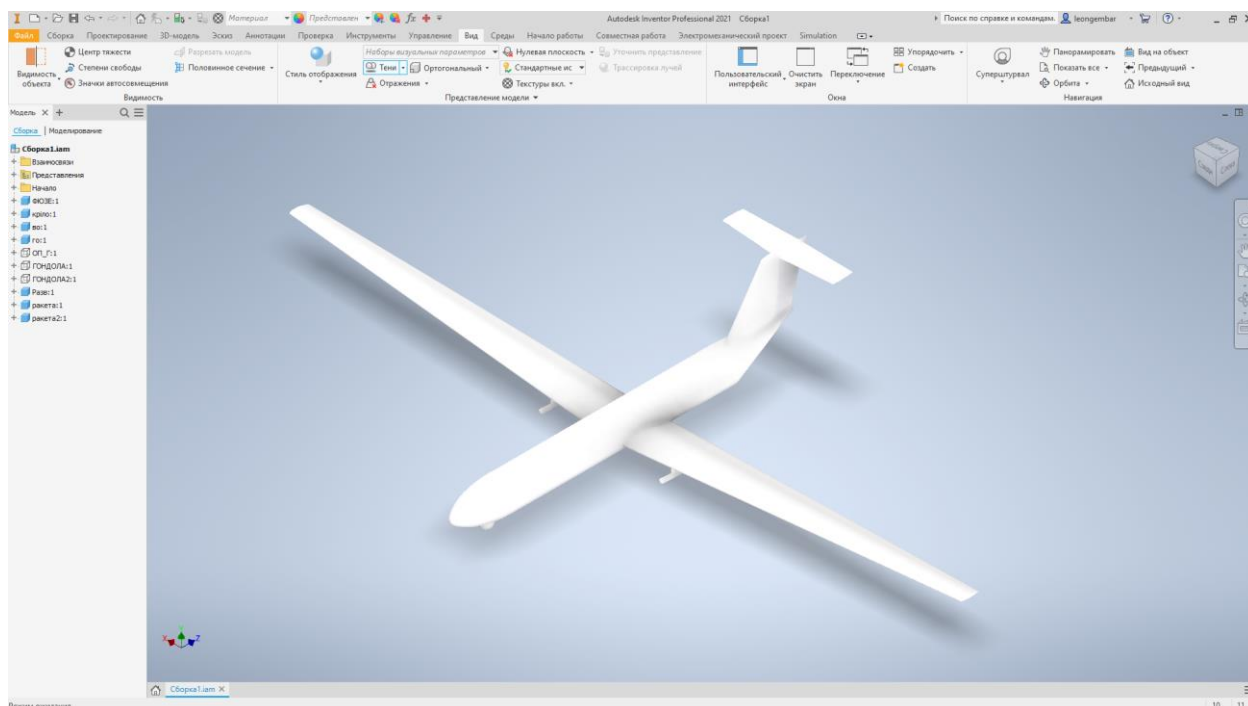


Рис. 4.1 Зовнішній вигляд БПЛА

4.2 Створення розрахунку в CFD

У програмному забезпеченні Autodesk Simulation CFD створюємо сценарій, у якому використовуємо твердотільну 3Д модель БПЛА.

Autodesk Simulation CFD - програмне забезпечення для моделювання гідрогазодинамічних і теплофізичних процесів. Виробник Autodesk, Inc., США. Система для вирішення завдань гідрогазодинаміки (CFD - Computational Fluid Dynamics), заснована на методі кінцевих елементів, включаючи моделювання ламінарних і турбулентних течій рідини і газу з розрахунком процесів теплообміну. Дана система дозволяє враховувати такі параметри, як наявність кавітації в трубопроводах, зміна фазового стану

									Арк.
									33
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ				

рідини або газу, облік стисливості рідини і її швидкості в залежності від числа Маха.[11]

Задаємо панель повітря навколо БПЛА, задаємо матеріали повітря (Air) та БПЛА (ABS), задаємо крайові умови у вигляді швидкості $V=95$ м/с на передню стінку панелі повітря, тиску $P=0$ Па на протилежну стінку панелі повітря.

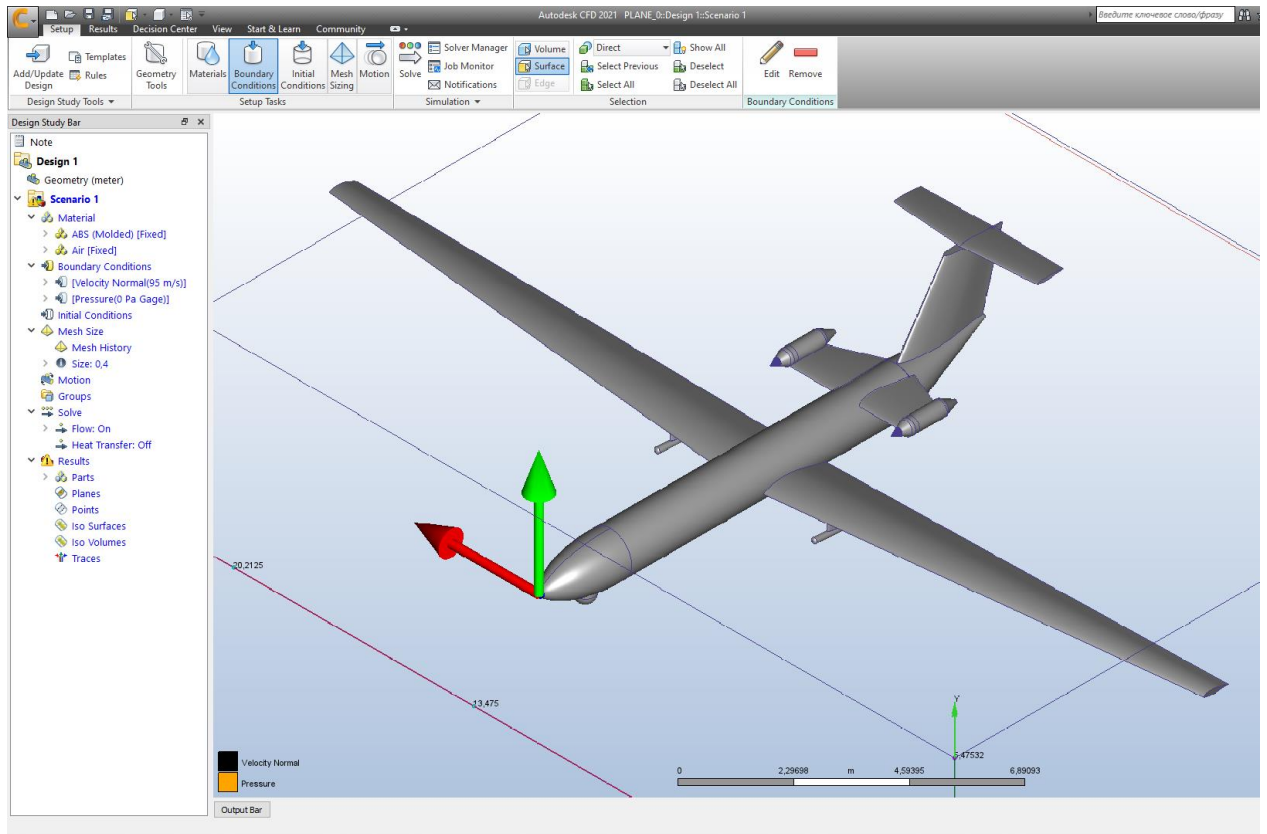


Рис. 4.2 Сценарій у Autodesk Simulation CFD

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

Вибираємо вручну (manual) розмір кінцевого елемента та розбиваємо на кінцеві елементи панель повітря та БПЛА.

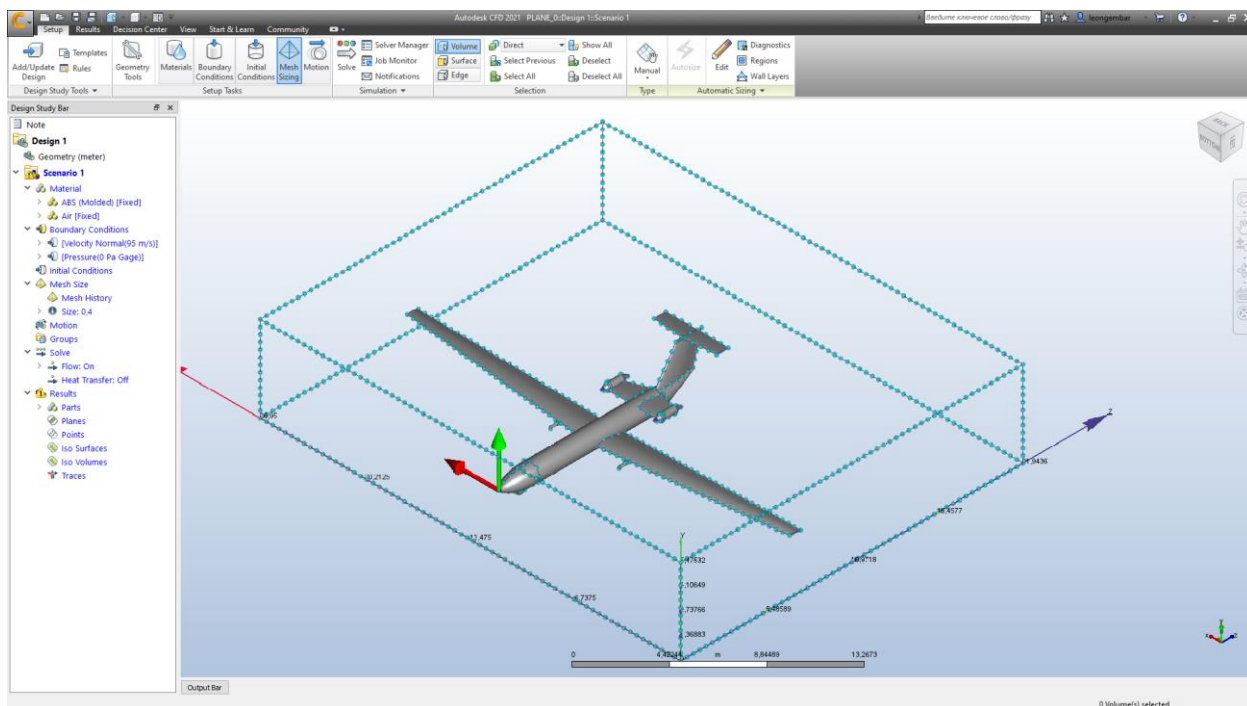


Рис. 4.3 Розбиття моделі на кінцеві елементи

Виконую розрахунки із врахуванням стислості повітря та обравши модель турбулентності(k-epsilon). Чекаю коли розходження між ітераціями стане меншим заданого (властивість настання усталеного процесу), розрахунок автоматично припиняється. Здійснюю пост обробку результатів розрахунків, вивівши лінії потоку та розподіл тиску на поверхні крила в кольорі. Із використанням Wall Calculator обчислюю складові сил на верхній і нижній поверхнях крила по осям координат.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

35

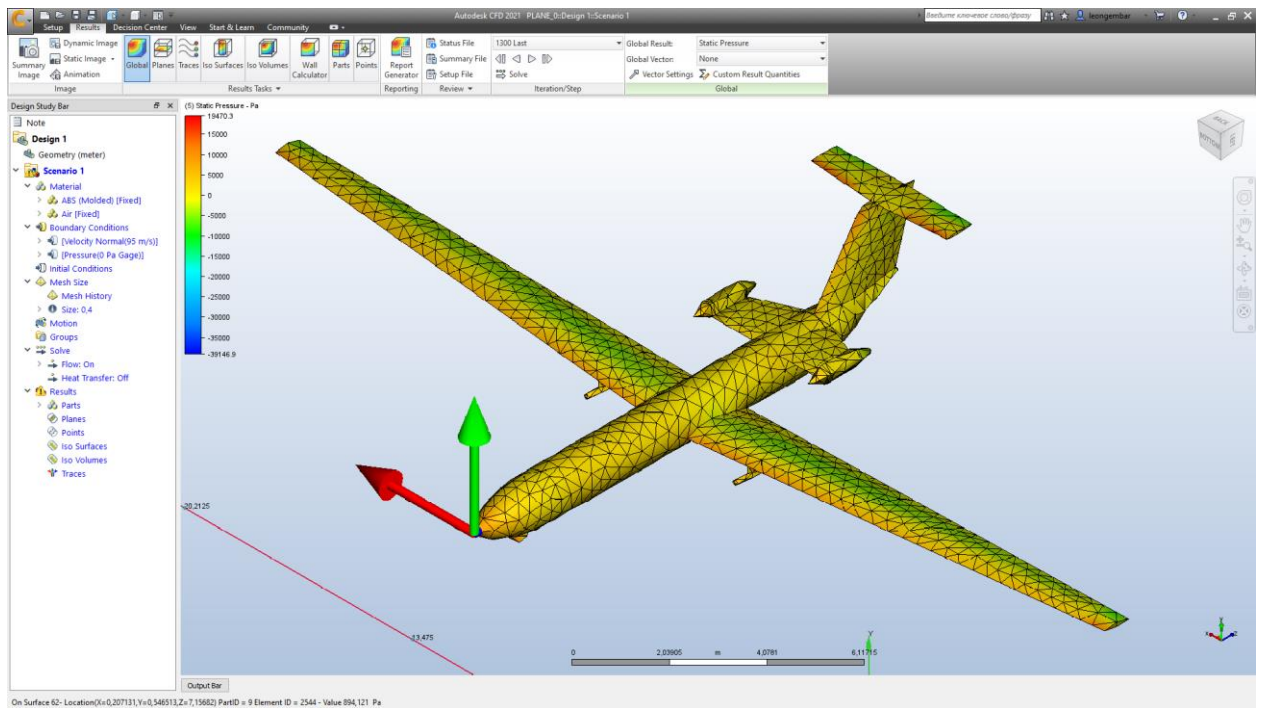


Рис. 4.4 Вивід результатів у Autodesk Simulation CFD

Задаю аеродинамічні навантаження при різних кутах атаки та записую необхідні дані.

Висновки по розділу:

У даному розділі було побудовано 3Д модель ударного безпілотно апарату у програмному забезпеченні Autodesk INVENTOR.

Побудовано робоче середовище для аеродинамічних навантажень у Autodesk Simulation CFD. Задано навантаження при різних кутах атаки та знято показники.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
ЗМН.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		36

5 РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

5.1 Побудова залежностей $C_y f(\alpha)$, $C_x f(\alpha)$

5.1.1 Залежність коефіцієнта підйимальної сили C_y від кута атаки α

Підйимальна сила — складова аеродинамічної сили, перпендикулярна до вектора швидкості руху тіла в потоці рідини або газу.

$$F_y = C_y * \frac{\rho * V^2}{2} * S, \text{ звідси}$$

$$C_y = \frac{2 * F_y}{\rho * V^2 * S}, \text{ де}$$

$\rho = 1,22 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ — густина повітря на висоті,

$V = 95 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ — швидкість польоту,

$S = X \text{ м}^2$ — площа,

$F_y = \text{Н}$ — підйимальна сила.

Таблиця 4.1 Залежність C_y від α

α	C_y
-6	-0,02611
-5	0,031561
-4	0,070104
-3	0,164616
-2	0,264861
-1	0,408701
0	0,527905
1	0,754961
2	1,078516
3	1,101222

Продовження табл. 4.1

α	C_y
4	1,106898
5	1,123927
6	1,146633
7	1,160256
8	1,175015
9	1,180691
10	1,180691
11	1,175015
12	1,169338

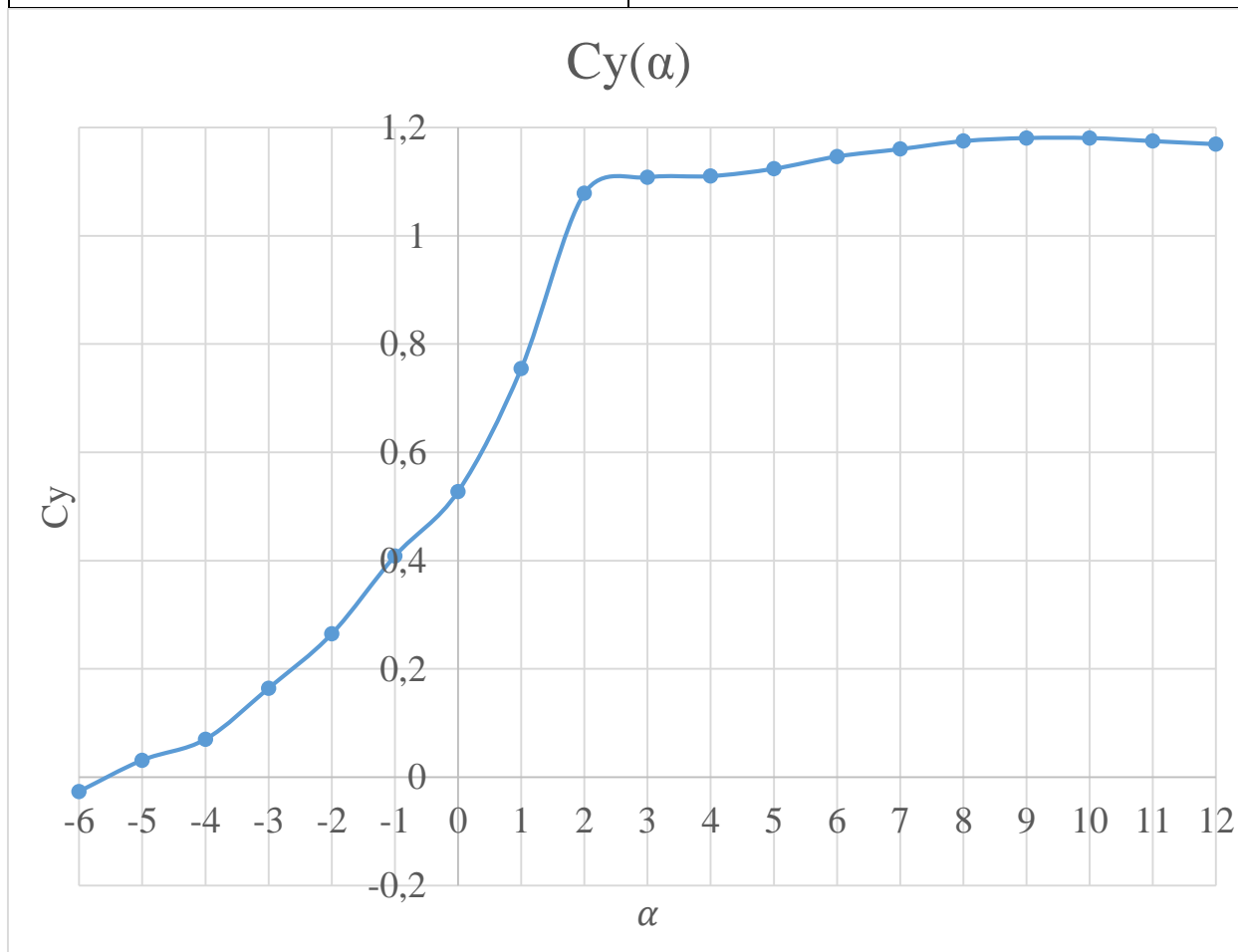


Рис 4.1 Графік $C_y f(\alpha)$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

38

5.1.2 Залежність коефіцієнта підйимальної сили C_x від кута атаки α

Аеродинамічний опір — складова аеродинамічної сили, з якою газ (повітря) діє на тіло, що рухається в ньому.

$$F_x = C_x * \frac{\rho * V^2}{2} * S, \text{ звідси}$$

$$C_x = \frac{2 * F_x}{\rho * V^2 * S}, \text{ де}$$

$\rho = 1,22 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – густина повітря на висоті,

$V = 95 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ – швидкість польоту,

$S = X \text{ м}^2$ – площа,

$F_x = H$ – сила опору.

Таблиця 5.2 Залежність C_x від α

α	C_x
-6	0,085965
-5	0,07721
-4	0,068173
-3	0,061938
-2	0,059184
-1	0,070017
0	0,081018
1	0,107036
2	0,126758
3	0,137223
4	0,150255
5	0,163576

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

39

Продовження табл. 5.2

α	C_x
6	0,17065
7	0,177494
8	0,185022
9	0,191013
10	0,203988
11	0,210323
12	0,22639

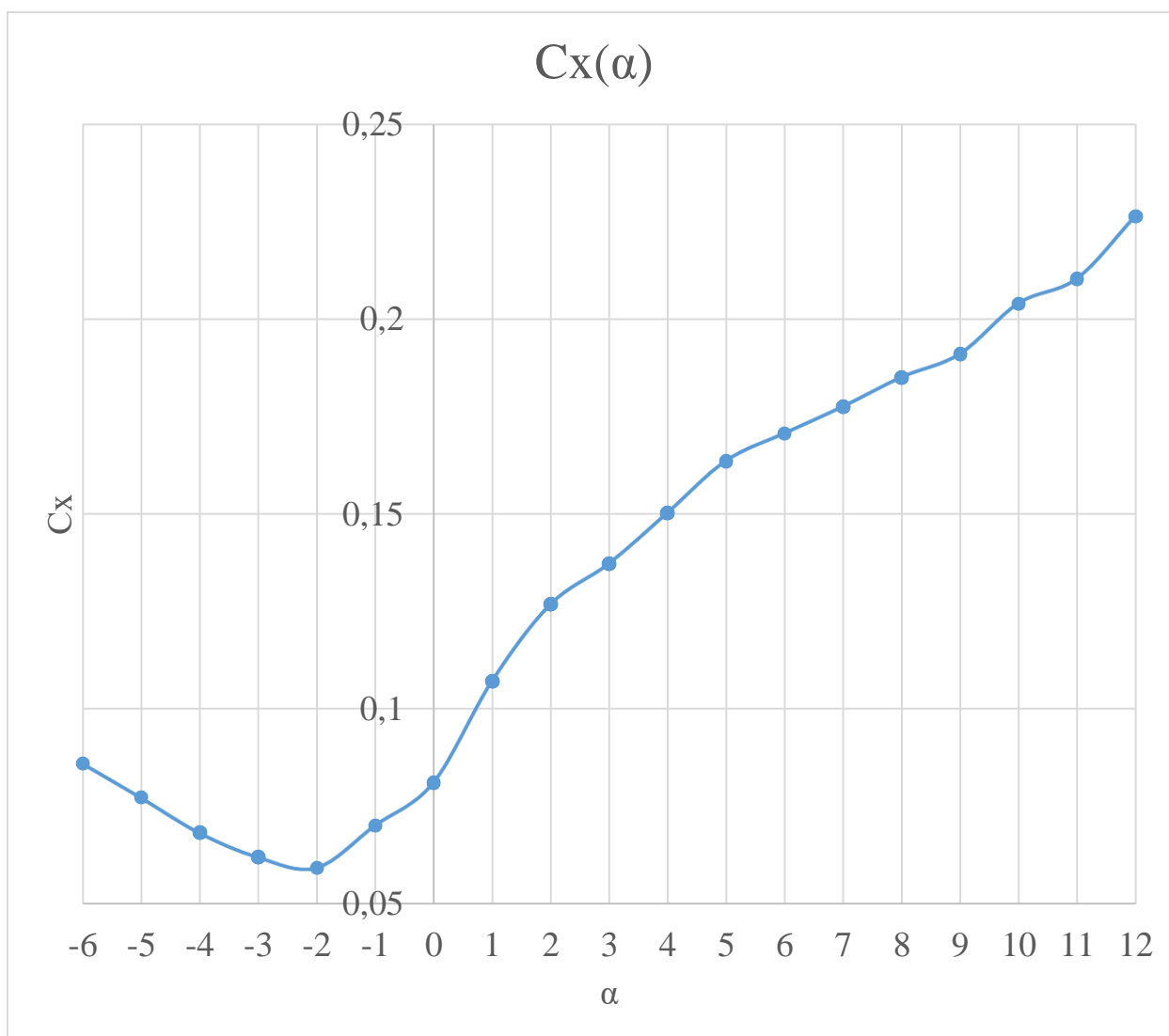


Рис. 5.2 Графік $C_x = f(\alpha)$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

40

5.2 Поляра літака

Залежності $C_y f(\alpha)$ та $C_x f(\alpha)$ одні з найосновніших аеродинамічних характеристик літака. Більш практичне значення має залежність $C_y f(C_x)$, яка називається полярою літака.[12]

Для кожного кута атаки відкладаємо, по вісях, значення коефіцієнтів C_y та C_x . Отримані точки з'єднуємо кривою (рис. 3.6).

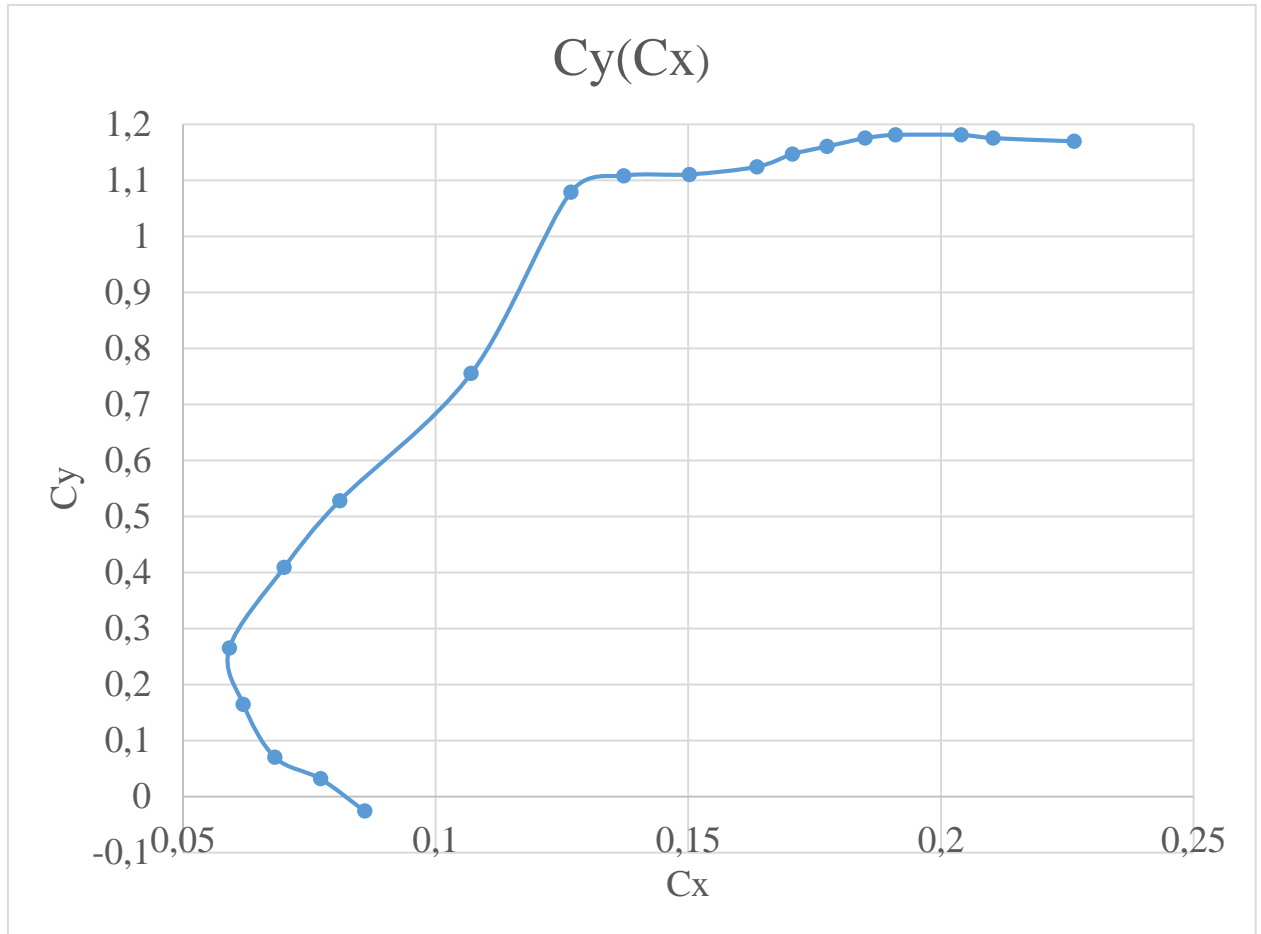


Рис. 5.3 Графік $C_y = f(C_x)$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

41

5.3 Розрахунок найвигіднішого кута атаки

Найвигідніший кут атаки ($\alpha_{нв}$) являє собою найбільшу аеродинамічну якість (K) та його можна знайти провівши дотичну до поляри з початку координат.

$$K = \frac{C_y}{C_x} = ctg \theta.$$

$$K_{max} = ctg \theta_{min}, \text{ де}$$

θ_{min} - кут між віссю ординат та дотичною до поляри.

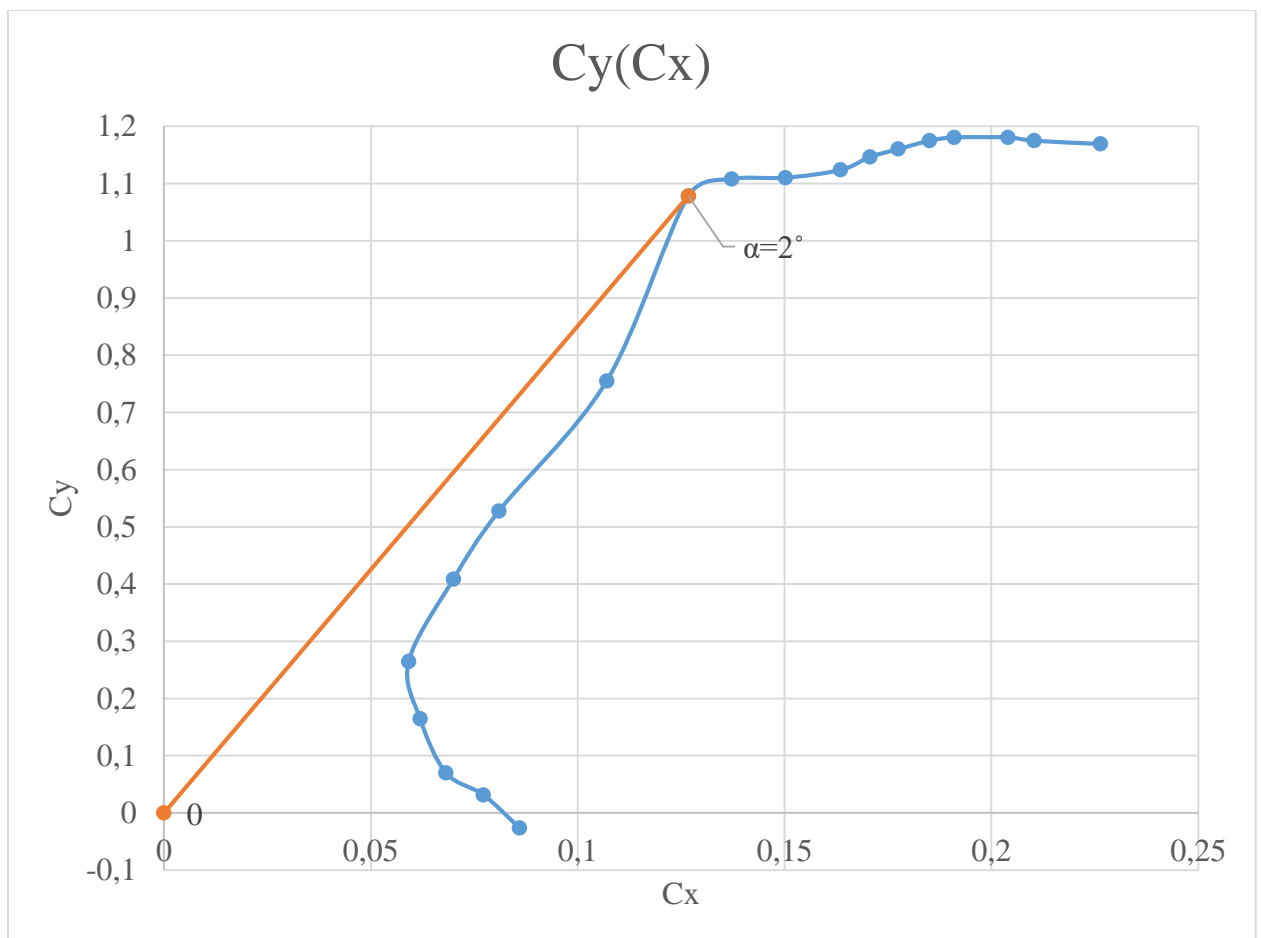


Рис. 5.4 Дотична до поляри

Величина $\alpha_{нв}$ – являє собою 2° . При усіх інших кутах атаки, якість крила буде $K < K_{max}$. Залежність коефіцієнту аеродинамічної якості літака від кута атаки наведена у таблиці 4.3 та на рисунку 4.5

Таблиця 5.3

α	K
-6	-0,30375
-5	0,408764
-4	1,028323
-3	2,657761
-2	4,475231
-1	5,837193
0	6,515939
1	7,053329
2	8,508453
3	8,074677
4	7,389456
5	6,87098
6	6,719221
7	6,536859
8	6,350659
9	6,181203
10	5,788048
11	5,586715
12	5,165152

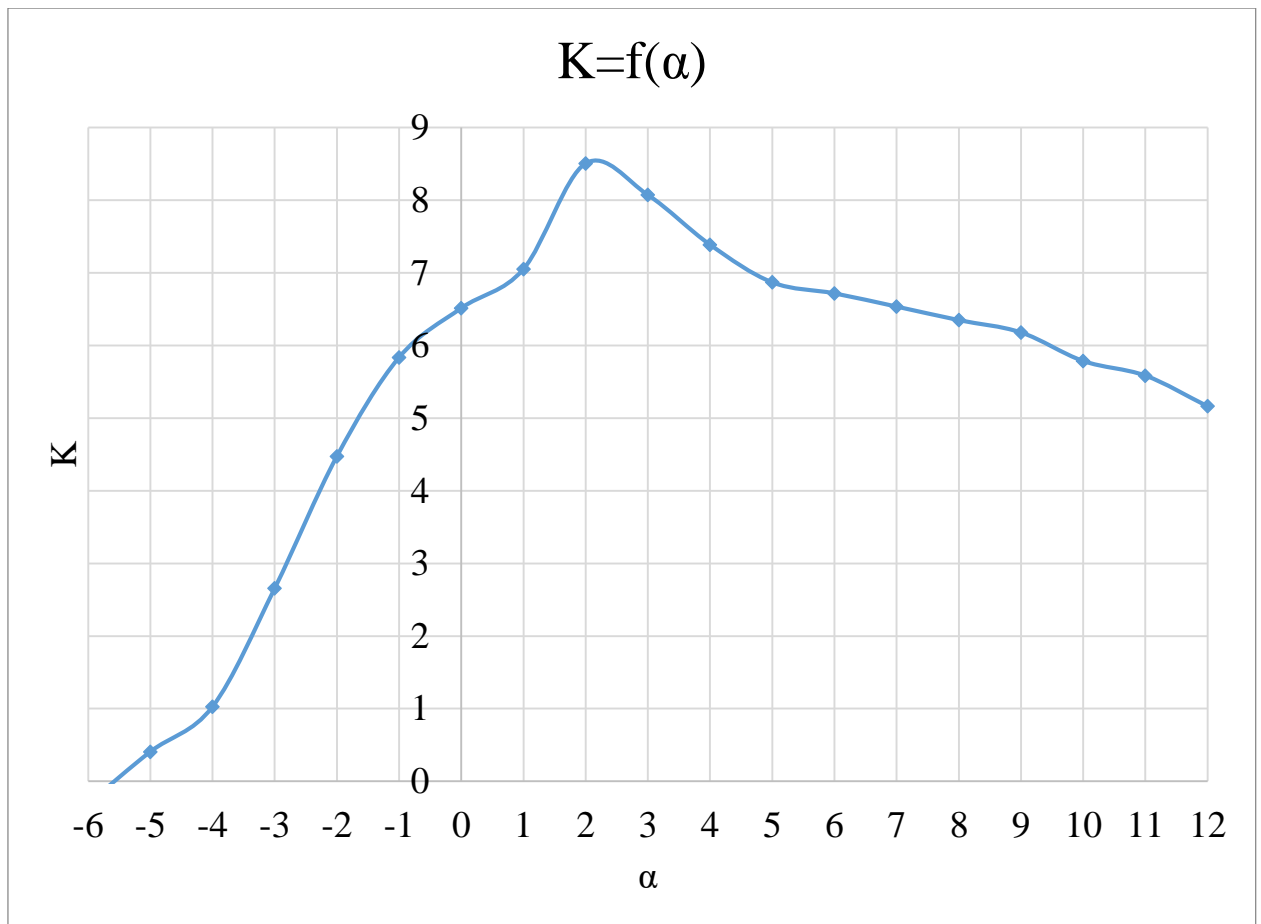


Рис. 5.5 Залежність $K = f(\alpha)$

Висновки по розділу:

В даному розділі було побудовано такі графіки: $C_y = f(\alpha)$, $C_x = f(\alpha)$, $C_y = f(C_x)$, $K = f(\alpha)$.

На графіку $C_y = f(C_x)$ було проведено дотичну з початку координат до параболы, та знайдено найвигідніший кут атаки ($\alpha = 2^\circ$) при горизонтальному польоті. Далі було знайдено $K_{max} = 10$ при $\alpha = 2^\circ$. Цим самим було підтверджено найвигідніший кут атаки.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

44

6 ВИБІР ДВИГУНА

6.1 Побудова кривої Жуковського

Підймальна сила виражається формулою:

$$F_y = C_y * \frac{\rho * V^2}{2} * S$$

Для забезпечення горизонтального польоту повинна виконуватися умова

$$F_y = G$$

Підставимо у рівняння G замість F_y

$$G = C_y * \frac{\rho * V^2}{2} * S, \text{ звідси}$$

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y * \rho * S}}$$

З останнього рівняння можна зробити висновок, що при незмінному навантаженні на крило G/S і щільності кожному значенню C_y (а значить, і кожному куті атаки) відповідає цілком певна швидкість. Цю швидкість називають потрібною швидкістю горизонтального польоту.[13]

Для забезпечення горизонтального польоту з усталеною швидкістю має виконуватися ще й друга умова

$$F_x = P_{\text{п}}, \text{ де}$$

$P_{\text{п}}$ – потрібна тяга горизонтального польоту, поділивши рівність на ***, отримаємо:

$$\frac{F_y}{F_x} = \frac{G}{P_{\text{п}}}, \text{ але}$$

$$\frac{F_y}{F_x} = \frac{C_y}{C_x} = K, \text{ звідки}$$

$$P_{\text{п}} = G/K$$

					<i>VЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		45

Тобто потрібна для горизонтального польоту тяга, на деякому куті атаки, дорівнює вазі літака, поділеній на його аеродинамічну якість при цьому куті атаки. Чим менше вага літака і чим вище його аеродинамічна якість, тим менша тяга потрібна для здійснення горизонтального польоту. Але якість літака залежить від кута атаки; отже, при зміні кута атаки буде змінюватися якість, а значить, і потрібна тяга.

Відомо, що потужність – це робота сили за одиницю часу:

$$N = \frac{A}{\tau} = \frac{PS}{\tau} = P * V.$$

Отже, потрібна потужність для горизонтального польоту дорівнює добутку потрібної тяги на швидкість польоту:

$$N_{\Pi} = P_{\Pi} * V_{\Gamma\Pi}, \text{ а так як } P_{\Pi} = F_x, \text{ то } N_{\Pi} = F_x * V_{\Gamma\Pi} \text{ або}$$

$$N_{\Pi} = C_x * \frac{\rho * V_{\Gamma\Pi}^3}{2} * S.$$

Крива Жуковського будується в координатах потужности та швидкості.

Кожна точка цієї кривою відповідає певному куті атаки, для якого і обчислюється значення $V_{\Gamma\Pi}$ та N_{Π} .

Розрахунок координат $V_{\Gamma\Pi}$ та N_{Π} для обраних кутів атаки α наведено у табл. 4.4 на висоті (H) 0 км $\rho = 1,22 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, табл. 4.5 на висоті (H) 12 км $\rho = 0,31 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, табл. 4.6 на висоті (H) 8 км $\rho = 0,53 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$

Таблиця 6.1 Розрахунок $V_{\Gamma\Pi}$ та N_{Π} при $H = 0$ км

α , град	C_y	C_x	$V_{\Gamma\Pi}$, м/с	N , кВт
-4	0,07010354	0,061037	209,3947	10938,75
-3	0,16461559	0,053666	136,647	2672,9
-2	0,26486081	0,058859	107,7276	1436,402
-1	0,40870079	0,070017	86,72274	891,4155

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

Продовження табл. 6.1

α , град	C_y	C_x	$V_{гп}$, м/с	N , кВт
0	0,52790518	0,081018	76,30584	702,6386
1	0,75496117	0,111902	63,80775	567,4616
2	1,02175196	0,125402	54,84828	403,8999
3	1,08986876	0,136769	53,10661	399,8653
4	1,09554516	0,149885	52,96885	434,8098
5	1,08986876	0,162718	53,10661	475,7319
6	1,08419236	0,169065	53,24546	498,1751
7	1,05581036	0,174862	53,95637	536,1707
8	1,04445756	0,181727	54,24882	566,3298
9	1,0365106	0,187377	54,45639	590,6674
10	1,02175196	0,200006	54,84828	644,1876
11	1,01607556	0,206362	55,00127	670,236
12	0,99904636	0,22219	55,46805	740,1726

Таблиця 6.2 Розрахунок $V_{гп}$ та $N_{гп}$ при $H = 12$ км

α , град	C_y	C_x	$V_{гп}$, м/с	N , кВт
-4	0,07010354	0,061037	209,3947	21700,35
-3	0,16461559	0,053666	136,647	5302,514
-2	0,26486081	0,058859	107,7276	2849,542
-1	0,40870079	0,070017	86,72274	1768,395
0	0,52790518	0,081018	76,30584	1393,898
1	0,75496117	0,111902	126,5822	1125,733
2	1,02175196	0,125402	108,8083	801,2589

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

47

Продовження табл. 6.2

3	1,08986876	0,136769	105,3532	793,255
4	1,09554516	0,149885	105,0799	862,578
5	1,08986876	0,162718	105,3532	943,7596
6	1,08419236	0,169065	105,6286	988,2825
7	1,05581036	0,174862	107,0389	1063,658
8	1,04445756	0,181727	107,6191	1123,488
9	1,0365106	0,187377	108,0309	1171,769
10	1,02175196	0,200006	108,8083	1277,943
11	1,01607556	0,206362	109,1118	1329,618
12	0,99904636	0,22219	110,0378	1468,358

Таблиця 6.3 Розрахунок $V_{гп}$ та $N_{п}$ при $H = 8$ км

α , град	C_y	C_x	$V_{гп}$, м/с	N , кВт
-4	0,07010354	0,061037	317,6931	16596,24
-3	0,16461559	0,053666	207,3205	4055,316
-2	0,26486081	0,058859	163,4439	2179,304
-1	0,40870079	0,070017	131,5755	1352,453
0	0,52790518	0,081018	115,771	1066,041
1	0,75496117	0,111902	96,80892	860,9511
2	1,02175196	0,125402	83,21564	612,7958
3	1,08986876	0,136769	80,5732	606,6745
4	1,09554516	0,149885	80,36419	659,6921
5	1,08986876	0,162718	80,5732	721,7791
6	1,08419236	0,169065	80,78385	755,8298

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

48

Продовження табл. 6.3

7	1,05581036	0,174862	81,86245	1106,771
8	1,04445756	0,181727	82,30615	1169,026
9	1,0365106	0,187377	82,62107	1219,264
10	1,02175196	0,200006	83,21564	1329,741
11	1,01607556	0,206362	83,44776	1383,51
12	0,99904636	0,22219	84,15596	1527,874

Розрахунки $V_{гп}$ та $N_{п}$ наведено на рис. 4.6 на висоті $H = 0$ км, рис. 4.7 на висоті (H) 12 км, рис. 4.8 на висоті $H = 8$ км.

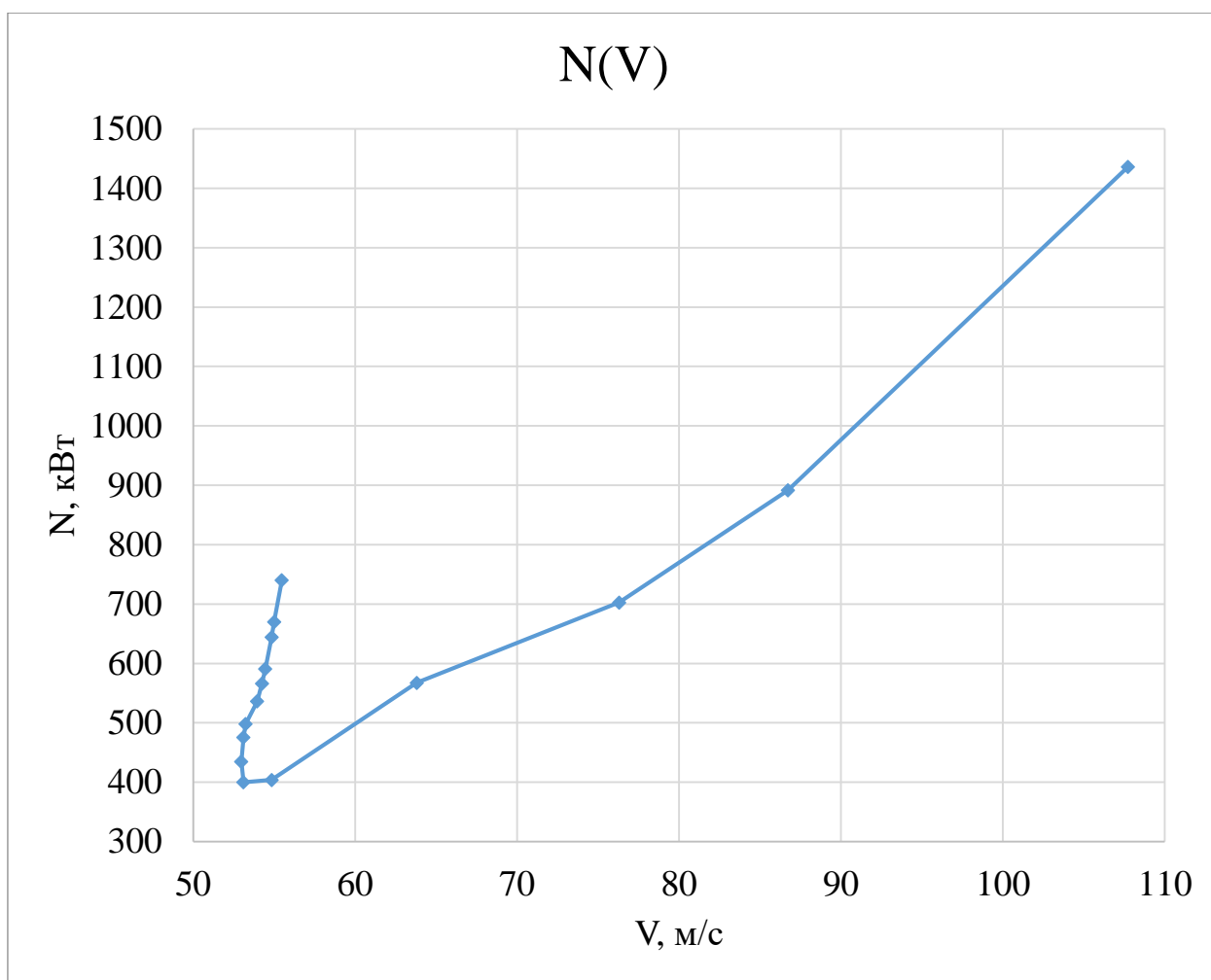


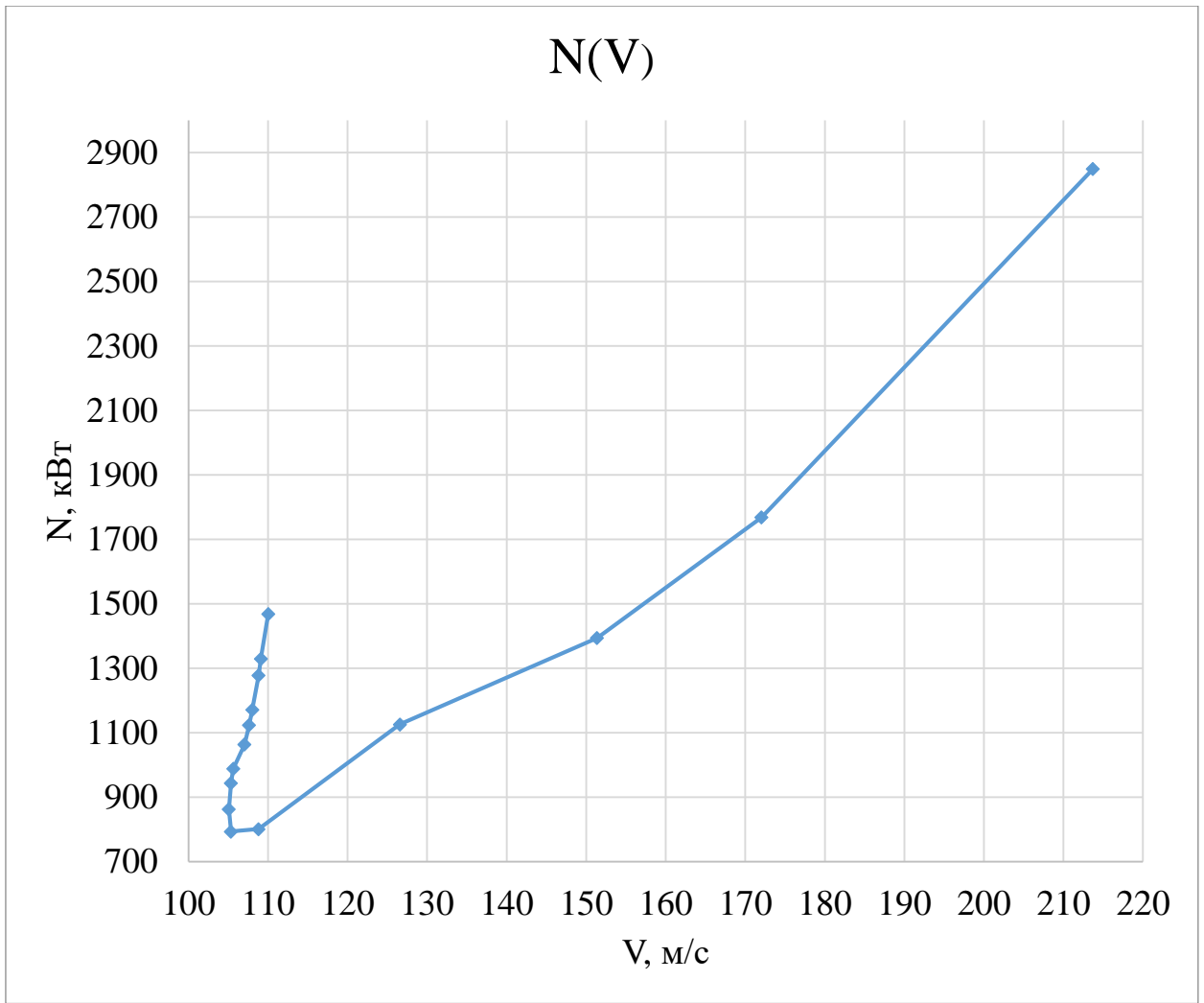
Рис. 6.1 Крива потрібної потужності горизонтального польоту
 $H = 0$ км

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

49



*Рис. 6.2 Крива потрібної потужності горизонтального польоту
H = 12 км*

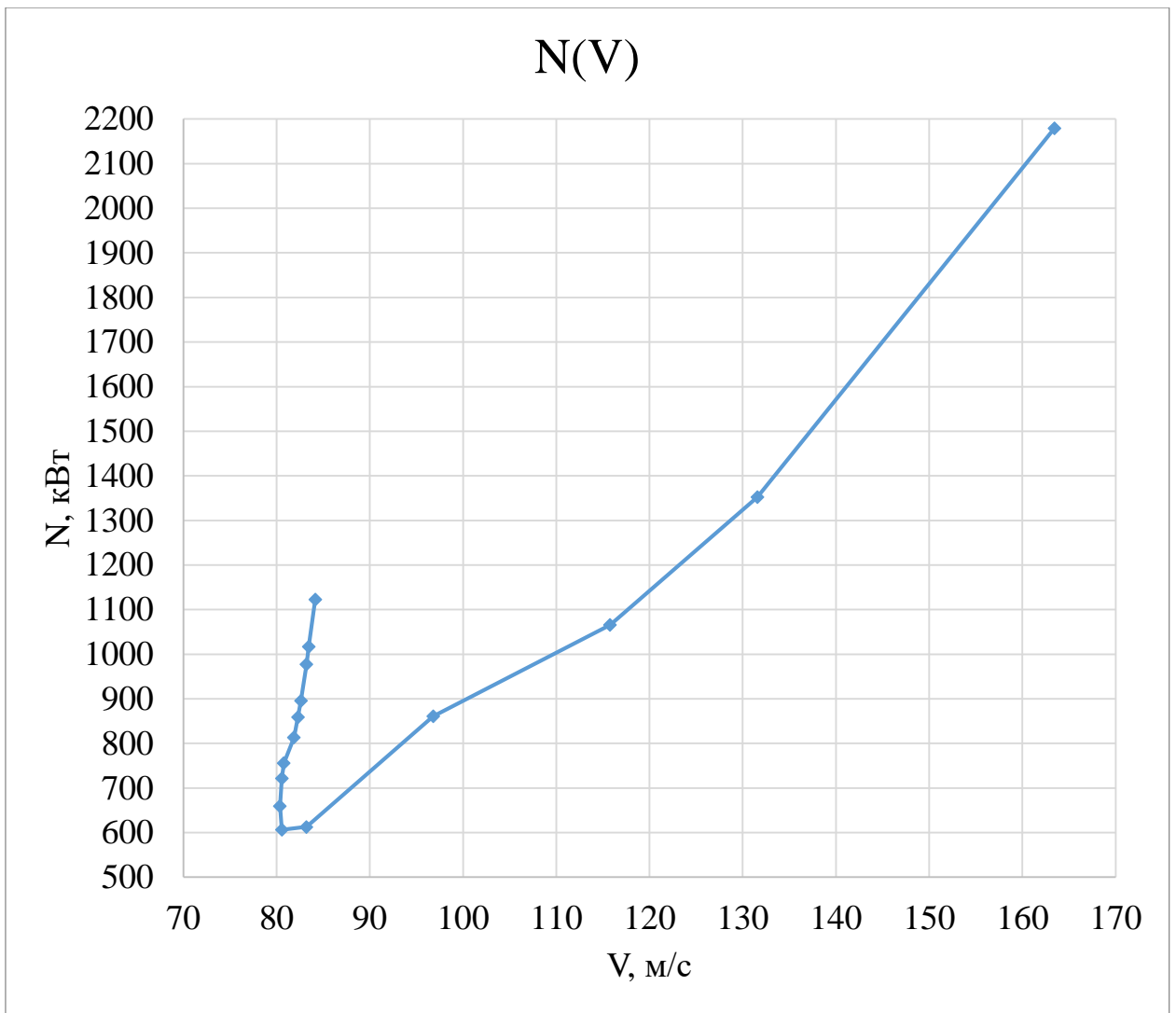


Рис. 6.3 Крива потрібної потужності горизонтального польоту
 $H = 8$ км

6.2 Вибір двигуна

Зважаючи на криві Жуковського, на різних висотах, обираємо двигун потужність близько 800 кВт(1050 к. с.).

Проаналізувавши ринок авіаційних двигунів, було обрано турбогвинтовий газотурбінний двигун AI-450С-2, що являється вітчизняним продуктом ДП «Івченко Прогрес».

Державне підприємство «Івченко-Прогрес» входить до складу концерну «Укроборонпром». Сфера діяльності: проектування, виготовлення дослідних зразків, проведення випробувань дослідних зразків, матеріально-технічна підтримка льотних випробувань дослідних зразків; авторське конструкторське супроводження виробництва і експлуатації серійних авіаційних двигунів, а також проектування модифікацій авіаційних двигунів цивільного і воєнного призначення. Високий рівень конструкторських розробок авіаційних двигунів підприємства підтверджений сертифікатами Державіаслужби України, Авіаційного Реєстру Міждержавного Авіаційного Комітету країн СНД і Bureau Veritas. [15]

Турбогвинтовий двигун AI-450С-2 призначений для використання в складі силових установок легких багатоцільових літаків і безпілотних літальних апаратів цивільного призначення. ТВД AI -450С-2 розробляється на базі газогенератора ТВГТД AI-450. Турбогвинтовий двигун AI-450С-2 виконаний по двороторної схемою, що включає ротор газогенератора і ротор вільної турбіни з вихідним валом. Двигун може використовуватися як з тягнучим , так і з штовхаючим повітряним гвинтом. Система управління електронна з можливістю повного контролю і діагностики двигуна.[16]

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

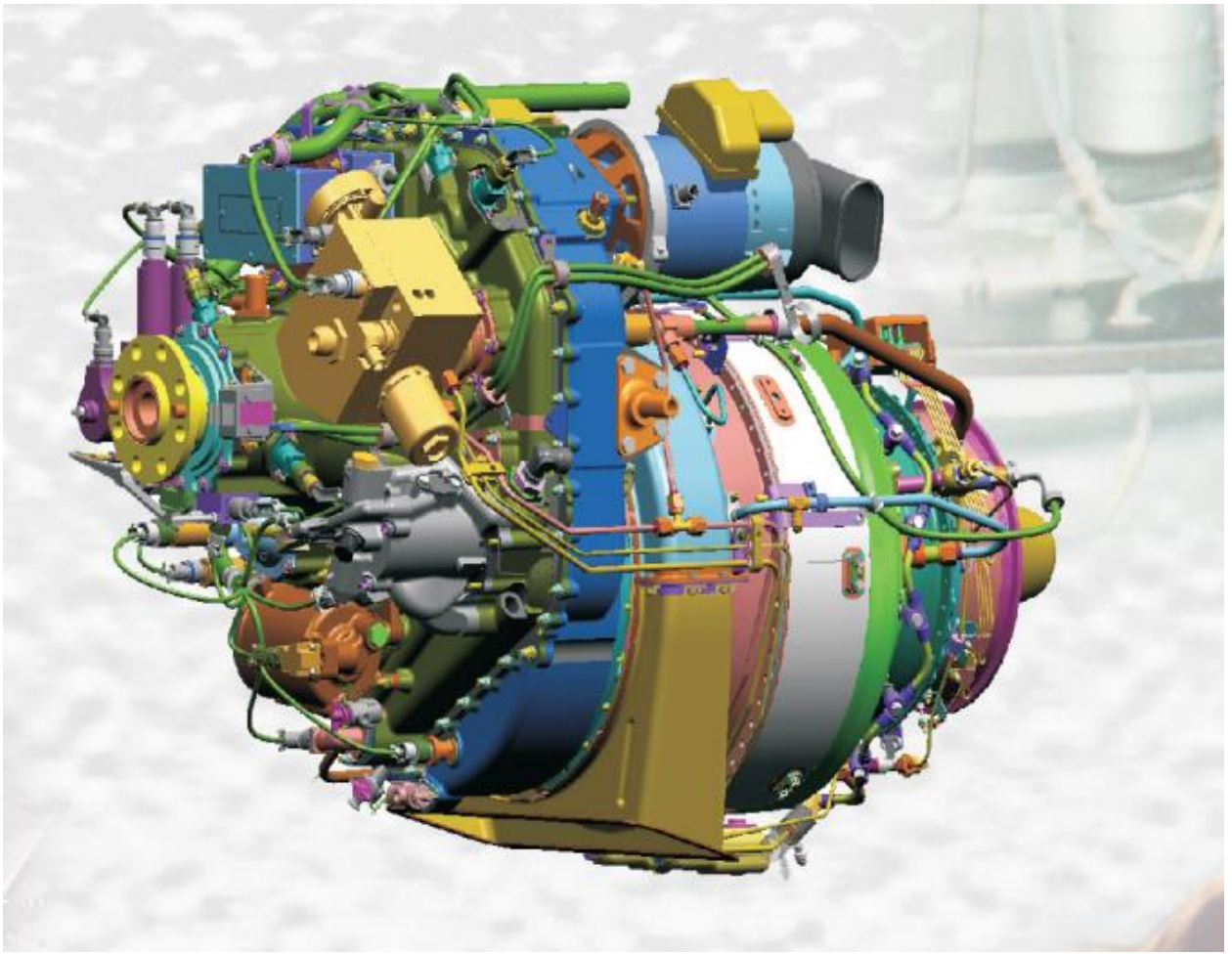


Рис. 6.4 *Авіаційний двигун AI-450C-2*

Таблиця 6.4 Технічні характеристики двигуна AI-450C-2

Максимальний злітний режим	
Потужність, к.с.	750
Питома витрата палива, кг/(к.с.г)	0,259
Злітний режим	
Потужність, к.с.	630
Питома витрата палива, кг/(к.с.г)	0,268
Максимальний крейсерський режим	
Потужність, к.с.	544
Питома витрата палива, кг/(к.с.г)	0,246

Продовження табл. 6.4

Розміри та маса	
Ширина, мм	578
Висота, мм	700
Довжина, мм	1120
Маса суха, кг	140

6.3 Діапазон швидкостей для горизонтального польоту

Об'єднавши характеристики двигуна з кривими Жуковського можна визначити діапазон швидкостей та кути атаки, які відповідають знайденим швидкостям.

На висоті 0 км, при злітному режимі $P = 1260$ к.с., горизонтальний політ можна здійснювати в діапазоні швидкостей 50 – 81 м/с.

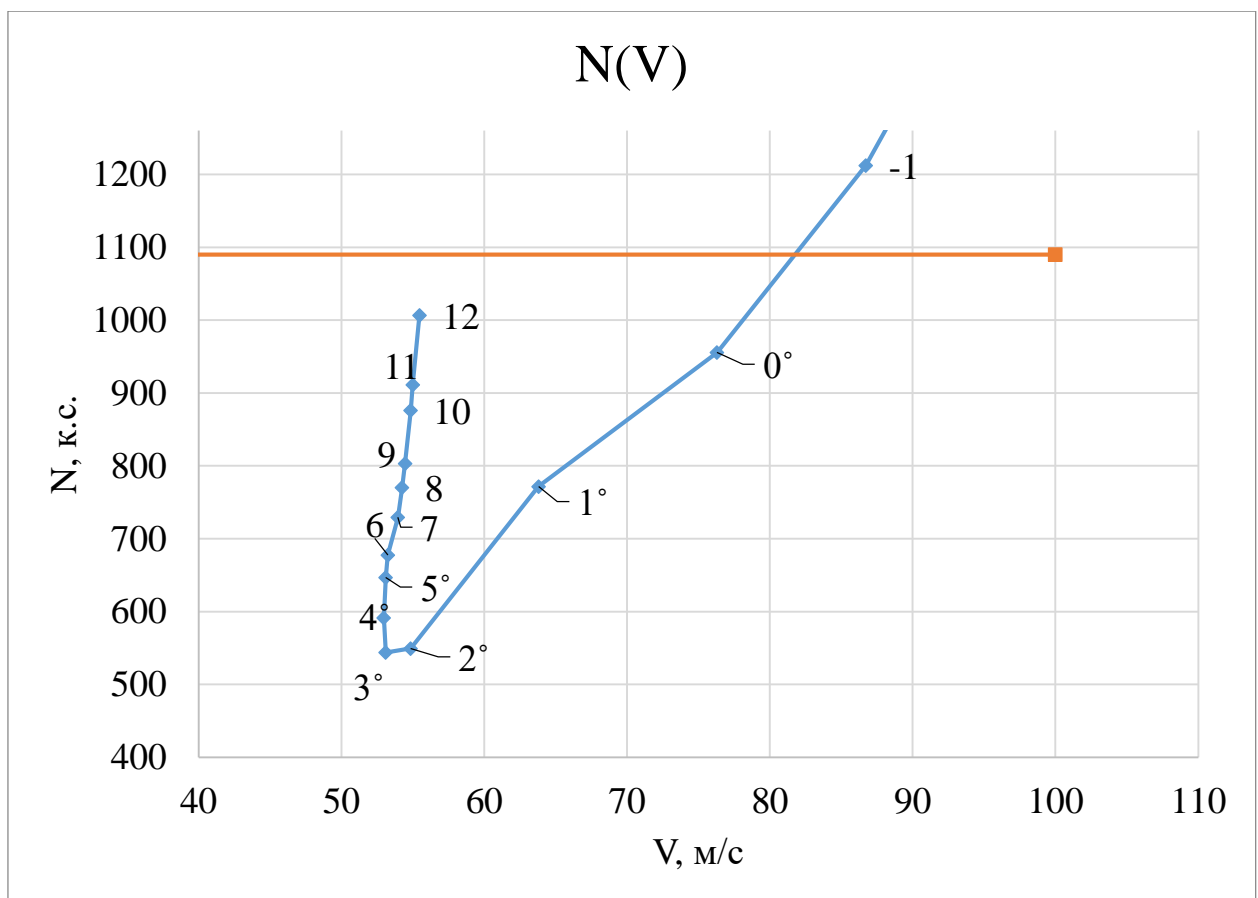


Рис. 6.5 Допустимі швидкості ГП при $H = 0$ км

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

54

На висоті 8 км, при злітному режимі $P = 1090$ к.с., горизонтальний політ можна здійснювати в діапазоні швидкостей 80 – 95 м/с, що відповідає кутам $\approx 1 - 7^\circ$.

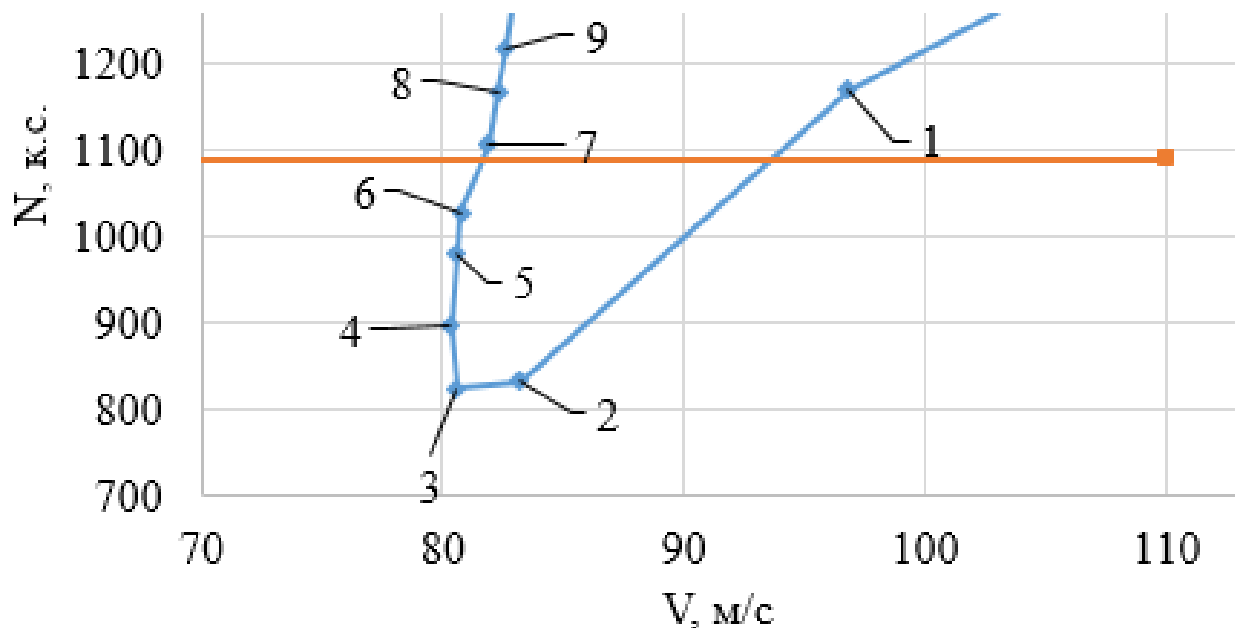


Рис. 6.6 Допустимі швидкості ГП при $H = 8$ км

На висоті 12 км, при злітному режимі $P = 1090$ к.с., горизонтальний політ можна здійснювати в діапазоні швидкостей 105 – 110 м/с, що відповідає кутам $\approx 2 - 3^\circ$.

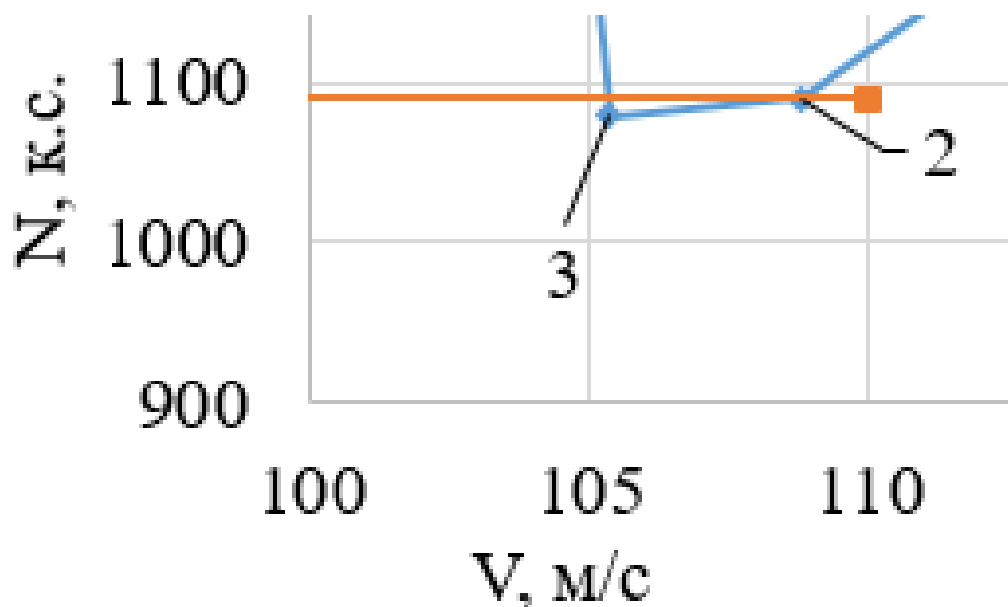


Рис. 6.7 Допустимі швидкості ГП при $H = 12$ км

Висновки по розділу:

У даному розділі було побудовано криві Жуковського на різних висотах, відповідно до них було підібрано авіаційний двигун AI-450С-2 вітчизняного виробника «Івченко-Прогрес».

Маючи характеристики двигуна та криві Жуковського визначили діапазон швидкостей при яких БПЛА може здійснювати горизонтальний політ на різних швидкостях.

На висоті 0 км, ГП можна здійснювати в діапазоні 50 – 81 м/с.

На висоті 8 км, ГП можна здійснювати в діапазоні 80 – 95 м/с , що відповідає кутам $\approx 1 - 7^\circ$.

На висоті 12 км, ГП можна здійснювати в діапазоні 105 – 110 м/с , що відповідає кутам $\approx 2 - 3^\circ$.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		56

7 РОЗРАХУНОК ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Зліт і посадка є найбільш відповідальними видами руху літака.

7.1 Зліт. Довжина розбігу

Злітом називається рух літака, який включає в себе розбіг по землі, відрив і набір певної висоти. Відстань від точки початку руху до точки відриву літака від землі називається довжиною розбігу $L_{розб}$. Відстань, виміряна по горизонту від точки початку руху до тієї точки, над якою літак набрав безпечну висоту $H_{без}$, гарантуючу його від зіткнення з високими предметами на межі аеродрому, називається довжиною злітної дистанції $L_{зл}$.

Розбігом називається прискорений рух літака по землі до того моменту, коли підймальна сила буде рівна вазі літака. Перед початком розбігу механізація крила відхиляється у злітне положення. [12]

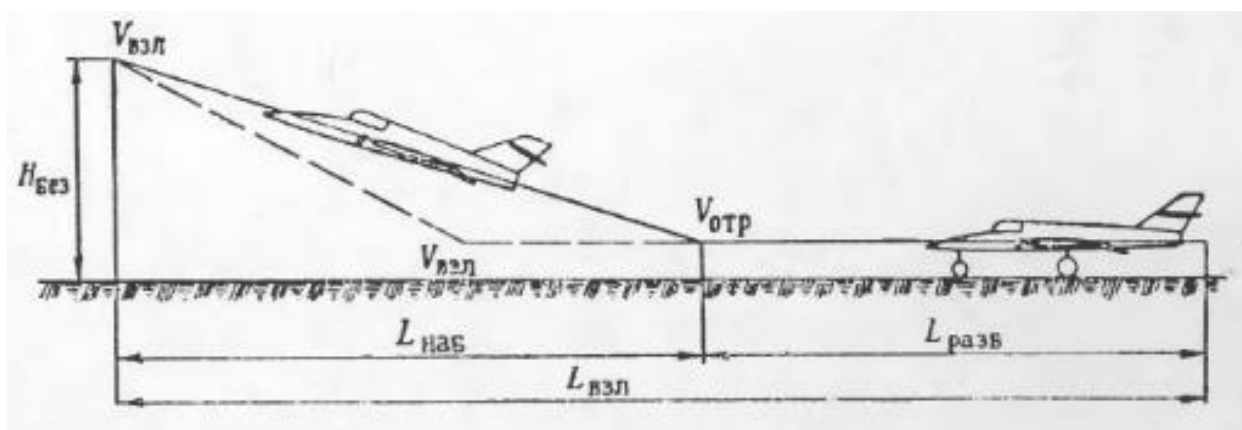


Рис. 7.1 Схема зльоту літака

$$V_{зл} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y зл} \cdot S \cdot \rho}} = 52 \frac{м}{с},$$

де $m_0 = 6000$ кг – злітна маса БПЛА

$S = 32$ м² – площа крила

$C_{y зл} = 1,1$ – коефіцієнт підйомної сили.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		57

Дистанція розбігу літака при зльоті

$$L_{\text{розб}} = \frac{V_{\text{зл}}^2}{2 \cdot g} \cdot \frac{1}{\frac{150 \cdot N_{\text{зл}} \cdot n_{\text{дв}} \cdot \eta_{\text{ГВ.зл}}}{V_{\text{відр}} \cdot m_0} - \frac{1}{3} \cdot \left(2 \cdot f_{\text{розб}} + \frac{1}{K} \right)} = 370 \text{ м}$$

$N_{\text{зл}} = 750$ – злітна (максимальна) потужність одного двигуна [к. с.];

$n_{\text{дв}} = 2$ – кількість двигунів;

$\eta_{\text{ГВ.зл}} = 0,6$ – к.к.д гвинта під час зльоту літака;

$f_{\text{розб}} = 0,03$ – коефіцієнт тертя коліс шасі під час розбігу;

$K = 10$ – аеродинамічна досконалість літака.

7.2 Посадка. Довжина пробігу

Посадкою називається рух літака, який складається зі зниження, торкання поверхні землі та пробіг по землі до повної зупинки.

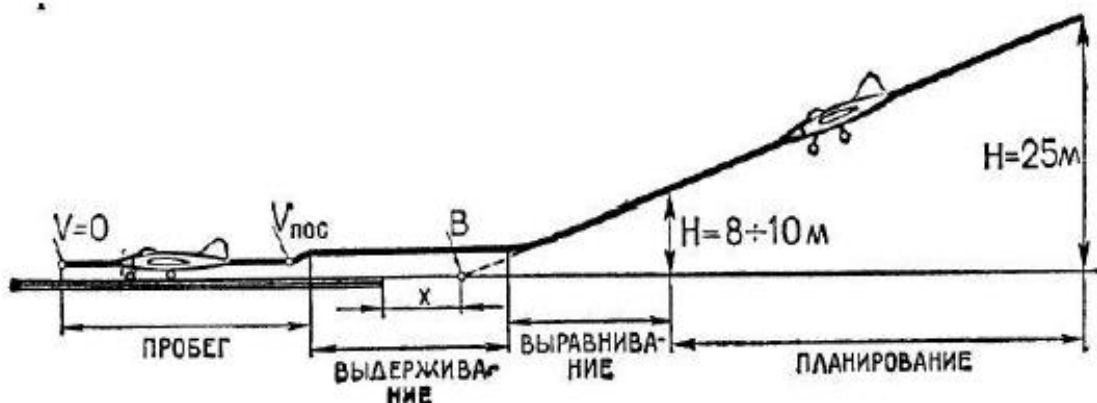


Рис. 7.2 Схема посадки літака

Проводжу розрахунки з максимальною злітною вагою, щоб врахувати можливість аварійної посадки. Коли літак наближується до землі, то тимчасово збільшується густина повітря, за рахунок «повітряної подушки», тому вводимо коефіцієнт 0,94.

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y \text{ пос}} \cdot S \cdot \rho}} = 50 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ

Арк.

58

де $C_{y\text{ пос}}$ – коефіцієнт підйомної сили

Дистанція пробігу при посадці

$$L_{\text{проб.}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2 \cdot g} \cdot \frac{1}{\frac{C_x}{C_y} + \frac{2}{3} \cdot f} = 480 \text{ м}$$

$f = 0,3$ коефіцієнт при гальмуванні коліс.

Висновок по розділу

В даному розділі було розраховано $V_{\text{зл}} = 52 \frac{\text{м}}{\text{с}}$, $V_{\text{пос}} = 50 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ та визначили довжину розбігу та пробігу, що дорівнюють 370 м та 480 м відповідно.

Отримані дані нас повністю влаштовують. Значення швидкостей відповідають потужностям двигунів. А довжина розбігу та пробігу підходить для існуючих ЗПС.

Підтверджено гарні злітно-посадкові властивості БПЛА з обраним двигуном.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		59

ВИСНОВОК

В ході дипломного проекту було розглянуто чотири аналоги, визначені їх характеристики. Обрано прототип для подальшого моделювання та розрахунків. Згідно з цим прототипом було обрано конструкцію та особливості застосування БпЛА.

Мною було змодельовано аеродинамічне середовище та задано аеродинамічні навантаження. Згідно з результатами яких було побудовано побудовано основні залежності та знайдено найвигідніший кут атаки.

Для подальшого вибору двигуна було побудовано криві Жуковського для різних висот польоту.

За характеристиками обраного двигуна було знайдено діапазон швидкостей польоту на різних висотах та розраховано злітно-посадкові характеристики.

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- 1 General Atomics MQ-9 Reaper [Електронний ресурс] - https://uk.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-9_Reaper
- 2 IAI Eitan [Електронний ресурс] - https://ru.wikipedia.org/wiki/IAI_Eitan
- 3 Bayraktar TB2 [Електронний ресурс] - https://uk.wikipedia.org/wiki/Bayraktar_TB2
- 4 MANTIS BAE [Електронний ресурс] - https://en.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_Mantis
- 5 WESCAM MX™-15D, AIRBORNE TARGETING AND DESIGNATING [Електронний ресурс] - <https://www.l3harris.com/all-capabilities/wescam-mx-15d-airborne-targeting-and-designating>
- 6 UMTAS [Електронний ресурс] - <https://ru.wikipedia.org/wiki/UMTAS>
- 7 Панцирь-С1 [Електронний ресурс] - <https://bit.ly/3vdx6iH>
- 8 ГОСТ 22833-77
- 9 Конструктивно-технологічний поділ планера літака [Електронний ресурс] - <https://studfile.net/preview/3766986/page:2/>
- 10 Autodesk Inventor [Електронний ресурс] - https://ru.wikipedia.org/wiki/Autodesk_Inventor
- 11 Autodesk Simulation CFD [Електронний ресурс] - <https://www.autodesk.com/products/cfd/overview>
- 12 Аеродинамика 1968 Давид Михайлович Прицкер, Георгий Иванович Сахаров
- 13 Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов 1991 Чумак П.И., Кривокрисенко В.Ф.
- 14 Беспилотные летательные аппараты методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик Киев 2009 В.М. Ильшко, М.М. Митрахович, А.В. Самков, В.И. Силков, О.В. Соловьев, В.И. Стрельников

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

- 15 ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО "ЗАПОРІЗЬКЕ МАШИНОБУДІВНЕ
 КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПРОГРЕС" ІМЕНІ АКАДЕМІКА
 О.Г.ІВЧЕНКА [Електронний ресурс] - <https://ivchenko-progress.com/>
- 16 Авиацинный торбовинтовой газотурбинный двигатель [Електронний
 ресурс] - AI-450С-2 [https://ivchenko-progress.com/wp-
 content/uploads/pdf/ai450s2.pdf](https://ivchenko-progress.com/wp-content/uploads/pdf/ai450s2.pdf)
- 17 ПРАКТИЧНА РОБОТА №10 РОЗРАХУНОК ЛЬОТНИХ
 ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА У ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ ТА
 ВИКОНАННЯ ЕСКІЗНОГО КРЕСЛЕННЯ ЛІТАКА С.А. Поваров
- 18 Проектирование самолетов Егер С.М. и др.
- 19 Анализ опыта боевого применения групп беспилотных
 летательных аппаратов Афонин И. Е., Макаренко С. И., Петров С. В.,
 Привалов А. А [Електронний ресурс] -
<https://sccs.intelgr.com/archive/2020-04/06-Afonin.pdf>

					<i>ВЛ7205.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		62