

**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

«_____» _____ 20__ р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Літаки та вертольоти» спеціальність
134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» на тему: «Безпілотний літальний
апарат для моніторингу газопроводів»**

Виконав: Студент IV курсу, групи ВЛ-73

Андрієвський Ярослав Сергійович

Керівник: старший викладач

Яковенко Петро Олексійович

Рецензент: доцент кафедри к. т. н.

Бурнашев Віталій Віталійович

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

Студент _____

Київ – 2021 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

[illegible]

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа та ракетно-будування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки та вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«_____» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Андрієвському Ярославу Сергійовичу

1. Тема проєкту: «Безпілотний літальний апарат для моніторингу газопроводів», керівник проєкту старший викладач Яковенко Петро Олексійович, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Тривалість польоту $t_{пол} = 5$ год

3.2 Практична дальність – не менше 700 км.

3.3 Крейсерська швидкість польоту $V_{пол} = 190$ км/год.

3.4 Висота польоту $H = 0 \dots 3000$ м.

3.5 Довжина розбігу/пробігу – не більше 200 м.

3.6 Маса цільового навантаження – 40 кг., загальна маса ЛА – 220 кг.

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1 Огляд аналогів.

4.2 Розрахунок геометричних параметрів крила. Вибір профілю.

4.3 Вибір механізації крила.

4.4 Вибір геометричних параметрів горизонтального оперення.

4.5 Вибір геометричних параметрів вертикального оперення.

4.6 Проектування фюзеляжу.

4.7 Вибір схеми та геометричних параметрів шасі.

4.8 Вибір гвинтомоторної групи.

4.9 Конструктивно силова схема крила

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників):

5.1 Огляд аналогів.

5.2 Загальний вигляд БПЛА

5.3 Схема крила в плані

5.4 Конструкція кесону. Технологія виготовлення панелі

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2021 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 15.03.2021 р.	
2.	Аналіз методики проектування	до 29.03.2021 р.	
3.	Аналіз даних літальних апаратів	до 12.04.2021 р.	
4.	Вибір параметрів крила. Вибір профілю	до 20.04.2021 р.	
5.	Вибір параметрів механізації крила та оперення. Проектування	до 30.04.2021 р.	
6.	Вибір параметрів фюзеляжу та його проектування	до 05.05.2021 р.	
7.	Вибір параметрів шасі та його проектування	до 15.05.2021 р.	
8.	Вибір гвинтомоторної групи	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	з 14.06.2021 р. по 20.06.2021 р.	

Студент

Андрієвський Я. С.

Керівник

Яковенко П. О.

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Безпілотний літальний апарат для моніторингу
газопроводів»

Київ – 2021 року

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломного проєкту «Безпілотний літальний апарат для моніторингу газопроводів» містить 44 сторінки, 23 ілюстрацій, 6 таблиць, 10 використаних джерел та 3 додатки.

Метою проєкту є визначення основних геометричних параметрів безпілотного літального апарату для моніторингу газопроводів, розрахунок його льотно-технічних характеристик.

Під час виконання дипломного проєкту було розглянуто: безпілотні апарати, обрано та проаналізовано БПЛА-аналоги до ЛА, що проєктується; розраховано та вибрано геометричні параметри крила; виконано аеродинамічний розрахунок крила; вибрано параметри механізації крила; вибрано схему горизонтального та вертикального оперення; обрано геометричні параметри фюзеляжу та шасі; підібрано гвинтомоторну групу для БПЛА; проаналізовано та обрано конструктивно-силову схему крила.

Ключові слова: БПЛА, літальний апарат, крило, профіль, геометричні параметри, гвинтомоторна група.

Summary

Explanatory note to the diploma project "Unmanned aerial vehicle for monitoring gas pipelines" contains 44 pages, 23 illustrations, 6 tables, 10 used sources and 3 appendices.

The purpose of the project is to determine the basic geometric parameters of the unmanned aerial vehicle for monitoring gas pipelines, calculation of its flight characteristics.

During the implementation of the diploma project were considered: unmanned aerial vehicles, selected and analyzed UAV analogues to the projected aircraft; geometric parameters of the wing are calculated and selected; performed aerodynamic calculation of the wing; the parameters of wing mechanization are selected; the scheme of horizontal and vertical plumage is chosen; selected geometric parameters of the fuselage and chassis; the propeller group for the UAV was selected; the structural and power scheme of the wing is analyzed and selected.

Key words: reconnaissance aircraft, wing, profile, geometrical parameters, propeller group.

ЗМІСТ

ЗМІСТ	8
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ	10
ВСТУП	11
1 ОГЛЯД АНАЛОГІВ	12
1.1 АН-БК-1 «Горлиця»	12
1.2 Bayraktar TB2	13
1.3 PQ-2 Pioneer	15
1.4 RQ-7 Shadow	17
1.5 Scout	19
Висновки до розділу	21
2 ВИБІР ТА РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ. ВИБІР ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА	22
2.1 Вибір параметрів крила	22
2.2 Вибір та розрахунок аеродинамічних параметрів профілю	23
Висновки до розділу	26
3 ВИБІР МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ТА ПАРАМЕТРІВ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА	27
3.1 Вибір механізації крила	27
Висновки до розділу	30
4 ПРОЕКТУВАННЯ ОПЕРЕННЯ	31
4.1 Вибір геометричних параметрів горизонтального оперення	31

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ				
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					
Розробив		Андрієвський Я.С.			Безпілотний літальний апарат для моніторингу газопроводів	Літ.	Арк.	Акрушів	
Перевірив		Яковенко П.О.					8	42	
						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73			
Н. кон.		Поваров С.А.							
Затв.		Кабанячий В.В							

4.2 Вибір геометричних параметрів вертикального оперення	31
Висновки до розділу	32
5 ПРОЕКТУВАННЯ ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ШАСІ	33
5.1 Вибір геометричних параметрів фюзеляжу	33
5.2 Вибір геометричних параметрів шасі	33
Висновки до розділу	34
6 ВИБІР ГВИНТОМОТОРНОЇ ГРУПИ	35
6.1 Вибір двигуна для силової установки	35
6.2 Вибір повітряного гвинта	38
Висновки до розділу	38
7 КОНСТРУКТИВНО СИЛОВА СХЕМА КРИЛА.....	39
Висновок до розділу	40
ВИСНОВОК	41
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	42

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ГО – горизонтальне оперення;

ВО – вертикальне оперення;

ЛА – літальний апарат;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

λ – видовження крила;

η – звуження крила;

S – площа крила, м²;

l – розмах крила, м.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						10
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Як правило, основний обов'язок, який покладено на комплекси БПЛА, - проведення розвідки важкодоступних районів, в яких отримання інформації звичайними засобами, включаючи авіарозвідку, ускладнене або ж є небезпечним для здоров'я та навіть життя людей. Крім військового використання застосування комплексів БПЛА відкриває можливість оперативного і недорогого способу обстеження важкодоступних ділянок місцевості, періодичного спостереження заданих районів, цифрового фотографування для використання в геодезичних роботах і у випадках надзвичайних ситуацій, зокрема для моніторингу газопроводів. Отримана бортовими засобами моніторингу інформація повинна в режимі реального часу передаватися на пункт управління для обробки і прийняття адекватних рішень.

Безпілотні літальні апарати(вони ж дрони) - нова технологічна можливість, яка може кардинально змінити традиційні підходи. Впровадження безпілотних літальних апаратів(БПЛА) в такі сфери як складська логістика, транспортні перевезення, доставка товарів, сільське господарство розглядаються передовими компаніями давно, а в 2020-х така перспектива сприймається як реальна заміна традиційним методам управління бізнес-процесами. Дрони є одним з інструментів підвищення ефективності реагування служб соціального захисту у світі. Крім традиційної фотозйомки, безпілотні літальні апарати можуть бути використані для надання інформаційної допомоги працівникам рятувальних служб, пошуку постраждалих серед завалів, проведення структурного аналізу пошкодженої інфраструктури, доставки необхідних запасів та обладнання та інших потенційних застосувань.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

1 ОГЛЯД АНАЛОГІВ

1.1 АН-БК-1 «Горлиця»

Горлиця є українським багатофункціональним БПЛА, розроблений на ДП «Антонов» сумісно з іншими провідними українськими авіапідприємствами. Літальний апарат може здійснювати повітряну розвідку видимого та інфрачервоного діапазону, а також забезпечувати координацію вогню та вогневе ураження супротивника за допомогою ракет «повітря-земля».

На рис.1.1. зображено загальний вигляд ЛА.



Рис.1.1. Загальний вигляд БПЛА АН-БК-1 «Горлиця»

29 серпня 2016 року була представлена аеродинамічно подібна літаюча модель ЛА, а перший політ БПЛА здійснив 8 листопада 2017 року на аеродромі «Антонов» у місті Гостомель.

Деякі льотно-технічні характеристики наведено в таблиці 1.1.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12

Таблиця 1.1.

ЛТХ БПЛА «Горлиця»

Розмах крила, м	6,75
Площа крила, м ²	3,5
Довжина, м	4,42
Маса пустого, кг	150
Максимальна злітна маса, кг	200
Висота, м	1,6
Крейсерська швидкість, км/год	180
Максимальна швидкість, км/год	230
Практична дальність, км	1050
Тривалість польоту, год	7
Практична стеія, м	5000

«Горлиця» - вільнонесучий високоплан двобалочної схеми з комбінованим вертикальним та горизонтальним оперенням. Шасі БПЛА трьохопорне з передньою опорою, яке не прибирається та має фермову конструкцію.

«Горлиця» має на собі цифровий фотоапарат та оптико-електронну систему для розвідки вдень і вночі за різних метеорологічних умов.

1.2 Bayraktar TB2

«Байрактар ТБ2» - турецький багатоцільовий ударний оперативно-тактичний середньовисотний БПЛА з достаньо великою тривалістю польоту. ЛА розроблений компанією «Baykar Makina».

Корпус БПЛА виготовлений з композитних матеріалів та може бути оснащений системою автоматичного зльоту і посадки. Якщо необхідно ЛА може діяти повністю у автономному режимі, без керування з землі.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		13

«Байрактар ТБ2» має двигун внутрішнього згоряння канадського виробництва Rotax 912 з штовхаючим гвинтом, що має потужність 100 л. с.

Загальний вигляд БПЛА зображено на рис. 1.2.



Рис.1.2. Загальний вигляд «Байрактар ТБ2»

Льотно-технічні характеристики БПЛА наведені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2.

ЛТХ «Байрактар ТБ2»

Розмах крила, м	12
Довжина, м	6,5
Практична стеля, м	8200
Маса пустого, кг	580
Максимальна злітна маса, кг	650
Автономність, год	24
Радіус дії, км	150
Максимальна швидкість, км/год	222
Крейсерська швидкість, км/год	130

Перший політ літального апарату відбувся у 2009 році, а вже згодом у 2014 році БПЛА встановив світовий рекорд серед безпілотних літальних апаратів у класі тактичних середньовисотних БПЛА за тривалістю польоту. Маючи на своєму борту високоякісну оптико-електронну систему БПЛА може вражати цілі з достатньо великої висоти, що дає змогу бути не виявленим зенітно-ракетними комплексами.

1.3 PQ-2 Pioneer

PQ-2 Pioneer є багатофункціональним тактичним розвідувальним безпілотним літальним апаратом, який розроблений компанією AAI (США). Головними завданнями ЛА є: пошук та рятування, розвідка та спостереження, оцінка бойового ураження, ближня повітряна підтримка.

Загальний вигляд PQ-2 Pioneer та схема в трьох проекціях наведена на рис. 1.3. та рис.1.4.



Рис.1.3 PQ-2 Pioneer

Розробку RQ-2 Pioneer було розпочато в 1985 році, а в грудні цього ж року було здійснено перший політ. З грудня 1986 року – надходить на озброєння США. В 2007 році було припинено експлуатацію даної моделі БПЛА. Всього за час експлуатації вироблено 175 одиниць, які успішно себе

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

зарекомендували в бойових діях на території різних країн та різних кліматичних умов.

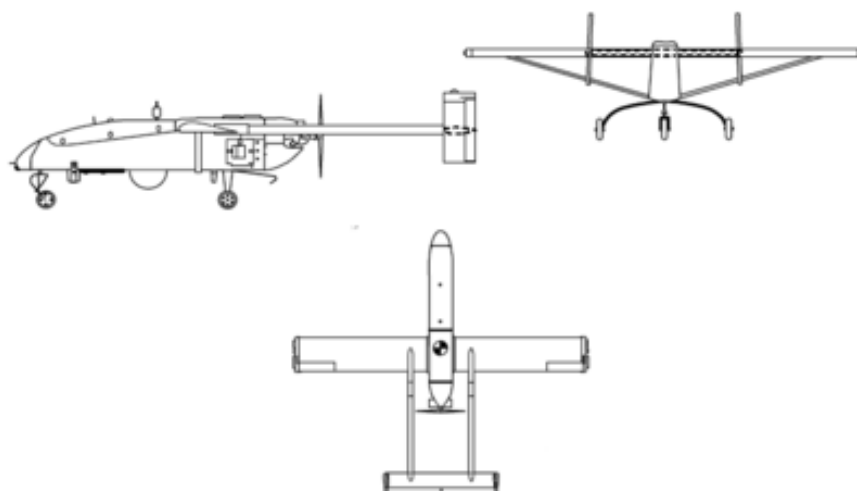


Рис.1.4. Вигляд RQ-2 Pioneer в трьох проекціях

Основні льотно-технічні характеристики RQ-2 Pioneer наведені в таблиці 1.3.

Таблиця 1.3.

ЛТХ RQ-2 Pioneer

Розмах крила, м	5,150
Площа крила, м ²	3,1
Висота, м	0,9
Маса пустого, кг	160
Максимальна злітна маса, кг	205
Довжина, м	4,3
Крейсерська швидкість, км/год	150
Максимальна швидкість, км/год	180
Тривалість польоту, год	5,5
Радіус дії, км	190
Практична стеля, м	4600

RQ-2 Pioneer являє собою композитний високоплан з рознесеним вертикальним оперенням та трьохопорним шасі з передньою опорою, що не прибираються. Літальний апарат оснащено двотактним двоциліндровим поршневим двигуном Sachs & Fichtel SF2-350 розташованим позаду фюзеляжа.

RQ-2 Pioneer оснащено автопілотом, інерційною навігаційною системою, двобічним зв'язком С-діапазона даних для забезпечення польоту вдень і вночі та цифровою камерою для передачі даних.

1.4 RQ-7 Shadow

RQ-7 Shadow – тактичний безпілотний літальний апарат виготовлений ізраїльською фірмою AAI Corporation та її американською філією. БПЛА призначений для проведення денного і нічного спостереження за полем бою, розвідки та оцінки бойових пошкоджень.

Загальний вигляд БПЛА зображено на *рис. 1.4*.

RQ-7 Shadow виконаний з композиційних матеріалів та оснащений двигуном внутрішнього згорання AR741-1100, який приводить у рух гвинт штовхальної дії.



Рис.1.5. Загальний вигляд RQ-7 «Shadow»

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

Фюзеляж оснащений триточковим шасі. Літальний апарат може стартувати з горизонтальної злітної смуги або іншої горизонтальної (без перешкод) плоскої поверхні. У випадку, коли старт з горизонтальної площини є неможливим, «Shadow» може злетіти з використанням пневматичної катапульти. Приземляється апарат горизонтально і зупиняється системою канатів, які він захоплює гаком, розміщеним під фюзеляжем.

Таблиця 1.4.

Льотно-технічні характеристики RQ-7 «Shadow»

Висота, м	0,95
Довжина, м	3,44
Розмах крила, м	3,9
Крейсерська швидкість, км/год	135
Максимальна швидкість, км/год	205
Тривалість польоту, год	5
Дальність, км	110
Маса пустого, кг	76
Максимальна злітна маса, кг	150
Практична стеля, м	4300
Радіус дії, км	130
Витривалість, год	8

БПЛА брав участь у місії в Косово у 2001 році та зазнав невдач, оскільки обидва апарати було розбито. Дуже інтенсивно RQ-7 використовувались в Іраку, також літальні апарати знайшли застосування у Пакистані для проведення моніторингу кордону з Афганістаном.

1.5 Scout

Scout – тактичний розвідувальний БПЛА, розроблений ізраїльською фірмою IAI. Його основним завданням є розвідка поля бою, так само він може використовуватися для контролю бойових дій, цілевказівки і як артилерійський навідник.

Загальний вигляд БПЛА зображено на рис. 1.6.



Рис.1.6. Загальний вигляд БПЛА Scout

БПЛА виготовлений з композитного матеріалу та за компонованням є високоплан двобалочної схеми з штовхаючим гвинтом, який розташований на центральній гондолі, з рознесеним вертикальним оперенням та трьохопорним шасі з передньою опорою, яка не прибирається.

Схема ЛА в трьох проекціях наведена на рис. 1.7.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						19
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

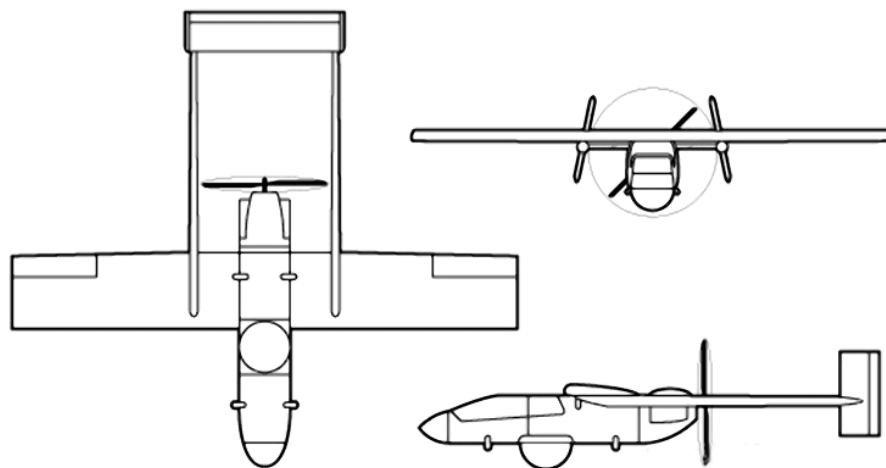


Рис.1.7. Схема Scout в трьох проекціях

Scout обладнаний телевізійною камерою Tamam з телефотолінзою і з системою передачі для GCS в реальному часі. Так само на нього може додатково встановлюватися панорамна камера і інфрачервоний датчик переднього огляду Tadiran Moked 400.

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА наведено в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5

ЛТХ БПЛА Scout

Розмах крила, м	4,96
Довжина, м	3,69
Висота, м	0,95
Маса пустого, кг	96
Маса корисного навантаження, кг	38
Маса палива, кг	25
Максимальна злітна маса, кг	159
Максимальна швидкість, км/год	176
Крейсерська швидкість, км/год	102
Дальність, км	100
Час польоту, год	7
Практичний потолок, м	4580

Літальний апарат перебуває на озброєнні військово-повітряних сил США, Ізраїлю та Швейцарії.

Висновки до розділу

В даному розділі було розглянуто та проаналізовано аналоги для безпілотного літального апарату, який буде мною проектуватися, а саме БПЛА АН-БК-1 «Горлиця, Bayraktar TB2, PQ-2 Pioneer, RQ-7 Shadow і Scout. Проаналізував призначення, особливості експлуатації, розміри та використання в різних країнах БПЛА які я обрав як аналоги.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						21
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2 ВИБІР ТА РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ. ВИБІР ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА

2.1 Вибір параметрів крила

Крило будь якого літального апарата призначене для утворення підйомної сили, керованості та поперечної стійкості під час руху. Беручи до уваги геометричні параметри крил ЛА, що були розглянуті в першому розділі, я обираю трапецієподібне крило в плані тому, що воно має менший аеродинамічний опір, масу та більші характеристики жорсткості на кручення, якщо порівнювати з прямим крилом.

На основі огляду БПЛА-аналогів обираю для свого літального апарата значення видовження, звуження та питома навантаження.

Геометрична характеристика крила, яка визначається відношенням квадрата розмаху крила до площі крила називається *видовженням* і приймаю $\lambda=9,5$.

Звуження крила – відношення кореневої хорди крила до кінцевої, приймаю $\eta=1,3$.

Відношення маси літального апарата до площі несучої поверхні крила – *питома навантаження на крило*, приймаю 50 кг/м^2 .

Розраховую площу крила $S = 190/50 = 3,8 \text{ м}^2$ (190-максимальна злітна маса, задана в ТЗ)

Розмах крила $l = 6 \text{ м}$

Знаходжу кореневу та кінцеву хорди крила за ормулами:

$$b_0 = \frac{2\eta l}{\lambda(1+\eta)}$$

$$b_0 = 0,7 \text{ м}$$

$$b_k = \eta \cdot b_0 = 0,45 \text{ м}$$

Кут поперечного V крила приймаю рівним -2° .

Кут стрілоподібності крила приймаю рівним $0,5^\circ$.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						22
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Кут встановлення крила приймаю рівним $+3^\circ$.

В програмному середовищі AutoCAD 2019 будує загальний вигляд крила зверху, зображено на рис. 2.1.

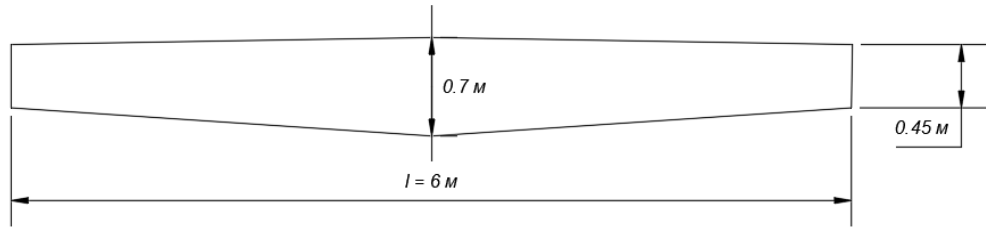


Рис.2.1.Загальний вигляд крила зверху

2.2 Вибір та розрахунок аеродинамічних параметрів профілю

Проаналізувавши аналоги, для свого БПЛА я розглянув профіль НАСА 0015, та вирішив його застосувати для свого ЛА.

Геометрію профілю НАСА 0015 зображено на рис. 2.2.1.

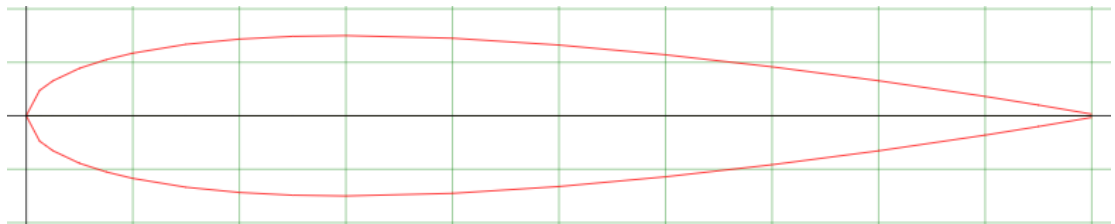


Рис.2.2.1. Профіль НАСА 0015

Графік поляри профілю при різних числах Рейнольдса (50000, 100000, 200000, 500000, 1000000) зображено на рис. 2.2.2.

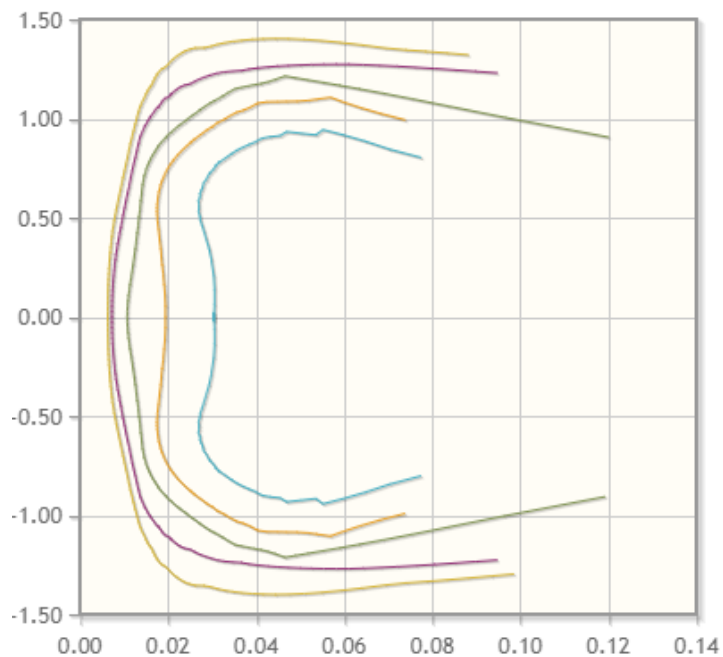


Рис.2.2.2. Графік поляри профілю *NACA 0015*

Полярою називають залежність коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта лобового опору при різних кутах атаки. Якщо взяти будь-яку точку на кривій, то можна визначити якому куту атаки вона відповідає.

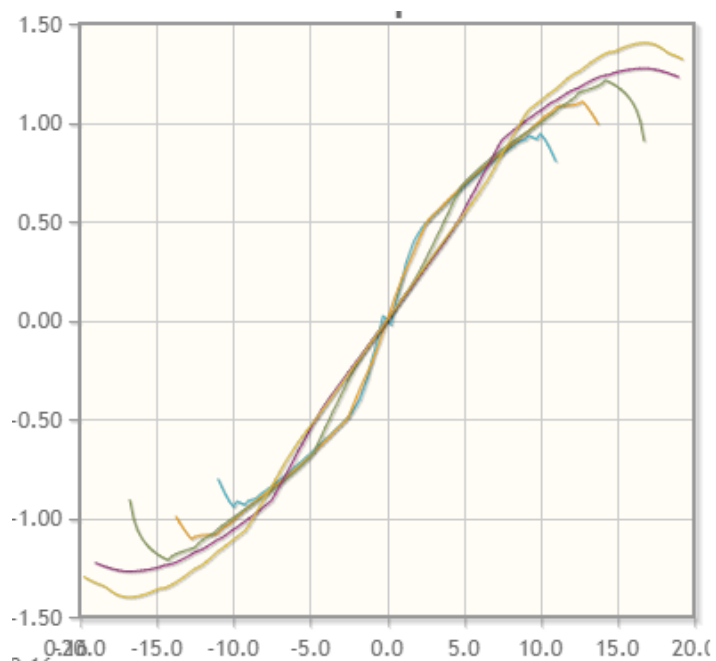


Рис.2.2.3. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки профілю *NACA 0015*

На графіку можна спостерігати, що зі збільшенням кута атаки, коефіцієнт підйомної сили теж зростає. Якщо підйомна сила дорівнює нулю, то кут атаки мінімальний.

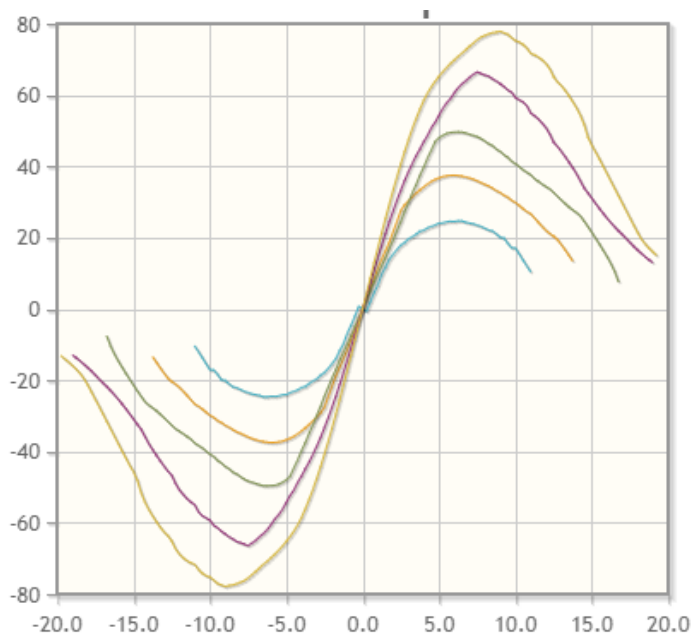


Рис.2.2.4. Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки профілю *NACA 0015*

Аеродинамічною якістю називають відношення підйомальної сили до аеродинамічного опору.

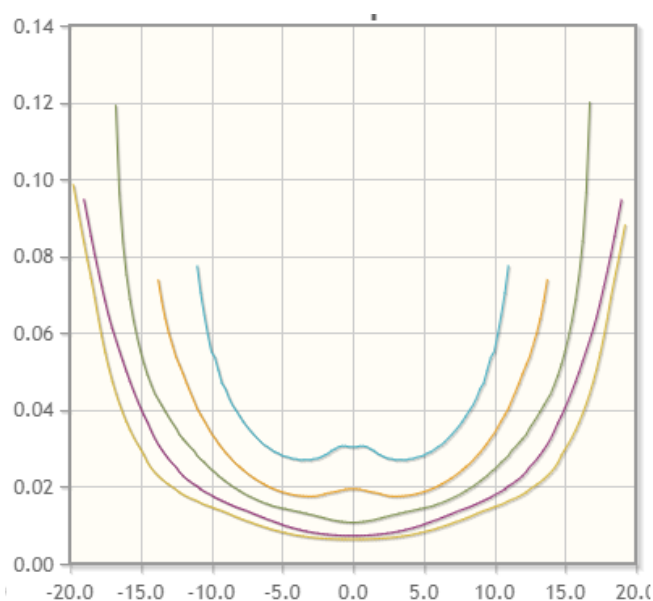


Рис.2.2.5. Графік залежності $C_x(\alpha)$ профілю *NACA 0015*

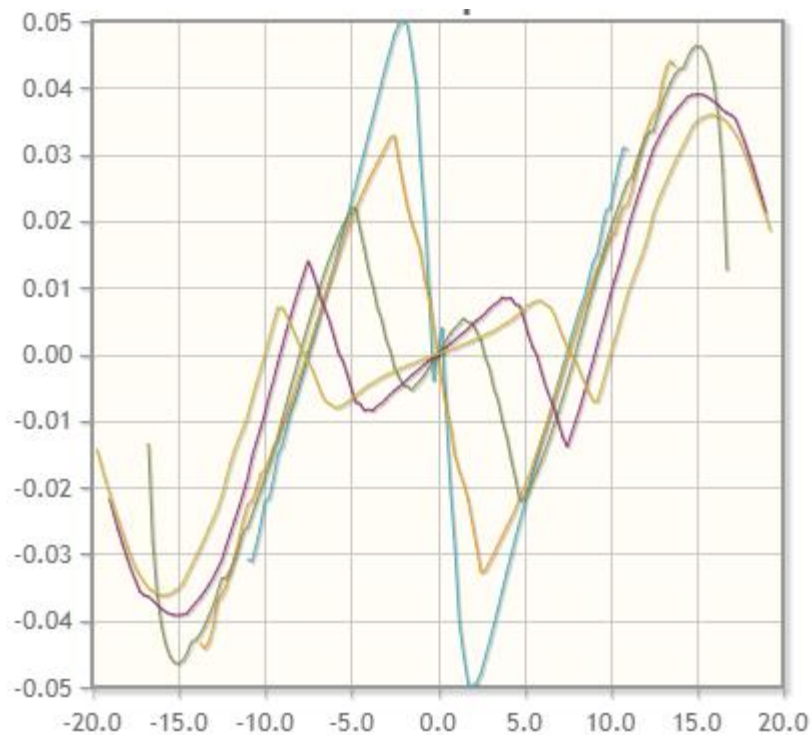


Рис.2.2.6. Графік $C_m(\alpha)$ профілю NACA 0015

Висновки до розділу

В розділі було визначено геометричні параметри крила та побудовано вигляд крила в плані. Вибрано профіль крила та наведено графіки поляр для розуміння аеродинамічних характеристик профілю.

3 ВИБІР МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ТА ПАРАМЕТРІВ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА

3.1 Вибір механізації крила

Механізація крила – це сукупність пристроїв на крилі, які призначені для регулювання несучої здатності крила та покращення характеристик стійкості і керованості.

Якщо говорити в загальному, то механізація крила привела до того, що були значно покращені злітно-посадочні параметри літака. Такий результат був досягнутий за рахунок сильного збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили.

Суть цього процесу полягає в тому, що додаються спеціальні пристрої, які посилюють кривизну профілю крила апарату. У деяких випадках виходить і так, що збільшується не тільки кривизна, а й безпосередня площа цього елемента літака. Через зміни цих показників повністю змінюється і картина обтічності. Ці фактори і є визначальними в збільшенні коефіцієнта підйомної сили.

Важливо відзначити, що конструкція механізації крила виконується таким чином, щоб в польоті всі ці деталі були керованими. Нюанс полягає в тому, що на малому куті атаки, тобто при польоті вже в повітрі на великій швидкості, вони практично не використовуються. Весь їхній потенціал розкривається саме при посадці або зльоті. В даний час розрізняють кілька видів механізації.

Щиток - це одна з найпоширеніших і найпростіших деталей механізованого крила, яка досить ефективно справляється із завданням підвищення коефіцієнта підйомної сили. У схемі механізації крила цей елемент є відхилюваною поверхню. При прибраному положенні цей елемент майже впритул примикає до нижньої і задньої частини крила літака. При відхиленні цієї деталі максимальна підйомна сила апарату збільшується, тому, що змінюється ефективний кут атаки, а також увігнутість або кривизна профілю.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						27
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для того щоб збільшити ефективність цього елемента, його конструктивно виконують так, щоб він при своєму відхиленні зміщувався назад і одночасно з цим до задньої крайки. Саме такий спосіб дасть найбільшу ефективність відсмоктування прикордонного шару з верхньої поверхні крила. Крім цього, збільшується ефективна довжина зони підвищеного тиску під крилом літака.

Схема механізації крила з *закрилками* - одна з найстаріших, так як ці елементи були одні з перших, які стали використовуватися на крилах літаків. Розташування закрилка завжди одне і те ж, знаходяться вони на задній частині крила. Рух, який вони виконують, також завжди однаковий, вони завжди опускаються тільки вниз. Також вони можуть трохи висуватися назад.

Наявність закрилка на практиці виявилось дуже ефективним. Він допомагає літаку не тільки при зльоті або посадці, а й при виконанні будь-яких інших маневрів при пілотуванні.

Крім тих елементів, що вже були описані, є ще ті, які можна віднести до другорядних. Система механізації крила включає в себе такі другорядні деталі, як елерони. Робота цих деталей здійснюється диференційно. Найчастіше використовується конструкція така, що на одному крилі елерони спрямовані вгору, а на другому вони спрямовані вниз. Крім них є ще й такі елементи, як флаперони. За своїми характеристиками вони схожі з закрилками, відхилятися ці деталі можуть не тільки в різні боки.

Додатковими елементами є також інтерцептори. Ця деталь є плоскою і розташовується на поверхні крила. Відхилення, або скоріше підйом, Інтерцептор здійснюється прямо в потік. Через це відбувається збільшення гальмування потоку, в силу цього збільшується тиск на верхній поверхні. Це призводить до того, що зменшується підйомна сила саме даного крила. Ці елементи крила іноді ще називають органами для управління підйомною силою літака.

Для свого БПЛА обираю механізацію крила у вигляді не щільного закрилка з фіксованою віссю, в порівнянні з висувними закрилками цей має

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						28
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

меншу вагу конструкції. Приймаю, що хорда закрилка має значення 20% від хорди крила. Розмах закрилків приймаю рівним $0,55l$. (l -розмах крила БПЛА)

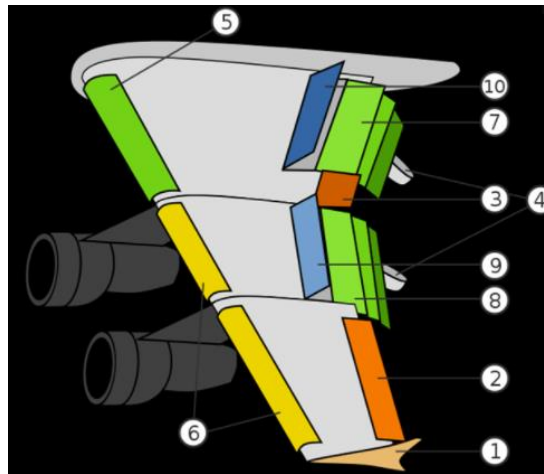


Рис.3.1. Механізація крила (1-кінцівка крила; 2-елерон; 3-швидкісний елерон; 4-гондоли; 5-передкрилок Крюгера; 6-передкрилки; 7-закрилки; 8-закрилок; 9-зовнішній спойлер; 10-внутрішній спойлер.)

Елерони – аеродинамічні органи управління, симетрично розташовані на задніх кромках консолей крила. Це складова механізації крила літака (планера), яка відхиляється вгору і вниз та призначена для керування літаком щодо його поздовжньої осі. Елерон при відхиленні створює різницю підйімальної сили правої і лівої половини крила. Робота елерона забезпечує поперечну стійкість. За конструкцією і аеродинамічною формою елерон подібний до крила.

Для елеронів які буду проектувати обираю такі геометричні параметри:

$$l_{ел} = 0,25 \dots 0,3 l_{кр}, \text{ приймаю } l_{ел} = 0,75 \text{ м};$$

$$S_{ел} = 0,05 \dots 0,07 S_{кр}, \text{ приймаю } S_{ел} = 0,19 \text{ м};$$

$$b_{ел} = 0,25 b_{кр}, \text{ приймаю } b_{ел} = 0,11 \text{ м}.$$

Схема крила з закрилками та елеронами зображено на рис. 3.2.

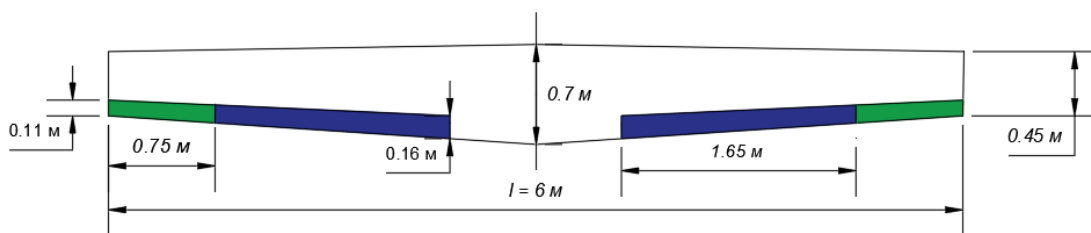


Рис.3.2. Схема крила з механізацією (синій - закрилки, зелений – елерони)

Висновки до розділу

В розділі було проаналізовано основні види механізації крила та обрано тип механізації для БПЛА який проектується. Також визначено геометричні параметри механізації, що буде використана для проектування БПЛА.

4 ПРОЕКТУВАННЯ ОПЕРЕННЯ

4.1 Вибір геометричних параметрів горизонтального оперення

Оперенням називається аеродинамічна поверхня, що забезпечує стійкість, керованість та балансування літака в польоті. Воно складається з горизонтального і вертикального оперення.

Для свого БПЛА обираю оперення з рознесеним вертикальним оперенням, що закріплюється на кінцях горизонтального оперення. Вважаю, що це буде найбільш ефективніше та легке у виготовленні оперення. Також взяв до уваги оперення аналогів, на основі чого і зробив свій вибір.

Площу горизонтального оперення приймаю рівну 20% від площі крила.

Отримую $S_{ГО} = 0,76 \text{ м}^2$.

Розмах ГО приймаю рівним 1,9 м.

Відстань на якій буде знаходитись ГО від центра мас обираю 2,8 м., за статистичними даними.

Оперення вирішив проектувати прямокутної форми в плані з нульовим кутом стрілоподібності, поперечного V та встановлення.

Хорда ГО рівна відношенню площі до розмаху ГО.

$b_{ГО} = S_{ГО}/l_{ГО} = 0,4 \text{ м}$.

4.2 Вибір геометричних параметрів вертикального оперення

Площа вертикального оперення рівна 7 – 13% від площі крила, за статистичними даними.

Площу вертикального оперення приймаю $S_{ВО} = 0,45 \text{ м}^2$.

Обираю симетричні шайби вертикального оперення відносно стабілізатора.

Розмах ВО приймаю $l_{ГО} = 0,6 \text{ м}$. Більша хорда ВО така ж сама як і хорда ГО, а кінцева хорда знаходиться з площі трапеції і дорівнює $b_k = 0,36 \text{ м}$.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						31
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновки до розділу

В розділі було обрано вертикальне та горизонтальне оперення яке буде проектуватися для мого БПЛА. Також було визначено основні геометричні параметри вертикального та горизонтального оперення.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						32
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

5 ПРОЕКТУВАННЯ ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ШАСІ

5.1 Вибір геометричних параметрів фюзеляжу

Фюзеляж є невід'ємною частиною літального апарата, який виконує функцію для розміщення корисного навантаження та є базою кріплення інших частин ЛА таких як крило, шасі та оперення. Так як фюзеляж є основою конструкції літака, він об'єднує в силовому відношенні в єдине ціле всі його частини. До фюзеляжу, при збереженні якнайменшої маси, ставиться ряд основних вимог:

- мінімальний лобовий опір;
- раціональне використання внутрішніх об'ємів;
- надійна герметизація.

Для свого БПЛА обираю двохбалкову схему. Двигун буде розташовано позаду фюзеляжу, оскільки це є найбільш ефективним рішенням з точки зору простоти конструкції. Діаметр фюзеляжу приймаю $d_f = 0,6$ м. Довжину фюзеляжу знаходжу з формули видовження $\lambda_f = l_f / d_f = 3,6$ звідси $l_f = 2,2$ м. Довжину носової частини знаходжу аналогічно довжині фюзеляжу $\lambda_{н.ч.ф} = 1,1$ звідси $l_{н.ч.ф} = 0,65$ м. Обираю еліптичну форму для свого фюзеляжу.

5.2 Вибір геометричних параметрів шасі

Шасі літального апарату - система опор літального апарату, що забезпечує його стоянку, пересування по аеродрому або воді при зльоті, посадці і рулюванні. Також дуже важливою функцією шасі є поглинання енергії ударів літального апарата при посадці.

Спираючись на особливості конструкції шасі аналогів я обрав трьохопорне шасі з передньою опорою, яке не прибирається. Схему з передньою опорою я обрав тому, що вона має значні переваги, а саме: простота маневрування при використанні передніх коліс; краща стійкість під час пробігу та розбігу; швидке гальмування при пробігу. Дане шасі має меншу вагу порівняно з шасі, що прибирається, але має більший аеродинамічний опір.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		33

Мінімальна відстань від гвинта до землі повинна бути не менша ніж 0,3 м., приймаю $h = 0,4$ м. Відстань між осями коліс передньої та задньої опор обираю в межах $0,4 \dots 0,65 l_{\phi}$, приймаю $b = 1,32$ м. Колія головних опор шасі приймаю 1,2 м. Діаметр опор шасі приймаю $d = 45$ мм., а діаметр коліс 220 мм.

При вигляді збоку відстань від центра мас до вісі переднього колеса рівна $0,3 \dots 0,4 b$, приймаю 0,46 м. Висота центра мас $H = 0,6$ м.

Вирішую встановити по одному колесу на кожну опору, оскільки цього буде достатньо для використання БПЛА на ґрунтових поверхнях при його злітній масі.

На рис.5.2. показано взаємне розташування коліс шасі, а на рис.5.3. розташування шасі відносно фюзеляжу.

Висновки до розділу

В даному розділі було визначено основні геометричні параметри фюзеляжу. Обрано схему шасі, а саме трьохопорне з передньою опорою та визначено геометричні параметри шасі. Виконано креслення загального вигляду БПЛА.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

6 ВИБІР ГВИНТОМОТОРНОЇ ГРУПИ

6.1 Вибір двигуна для силової установки

Для компенсації сили лобового опору та для створення сили тяги на літальних апаратах встановлюється силова установка, що складається з двигуна, гвинта та інших систем для забезпечення безперебійної роботи двигуна.

Проаналізувавши характеристики силових установок БПЛА-аналогів для свого БПЛА обираю двигун ROTAX 503.

Поршневий двигун ROTAX 503 UL DCDI - бензиновий, двотактний, двоциліндровий, з рядним розташуванням циліндрів, з повітряною системою охолодження, з поршневим управлінням впусканням, з електронної дубльованої системою запалювання, з карбюраторним смесеобразованием.

Двигун обладнаний вихлопною системою резонансного типу.

Система запуску двигуна може мати ручний або електричний стартер.

На рис.6.1. зображено двигун ROTAX 503 в стандартній комплектації.

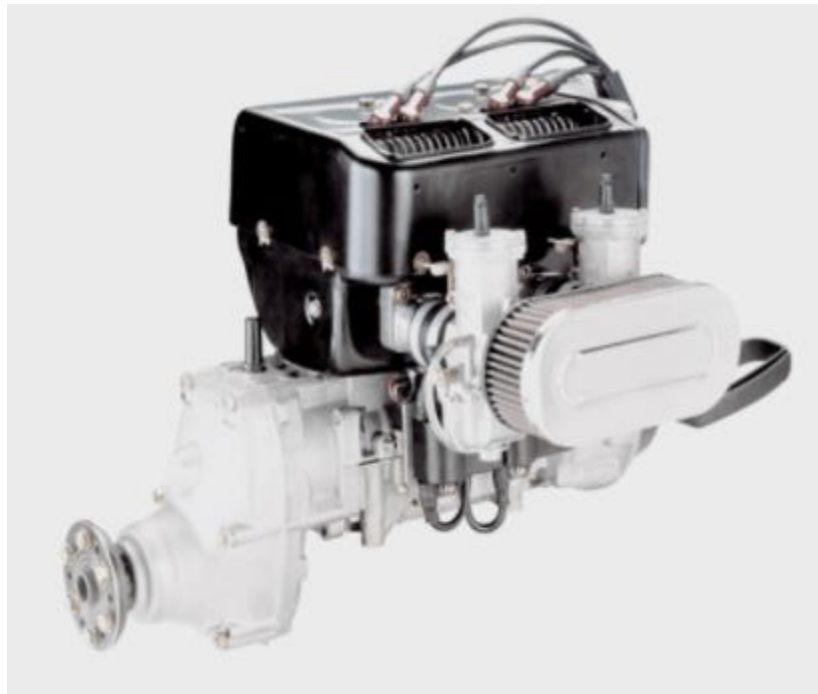


Рис.6.1. Двигун ROTAX 503

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

Інтегрований 12-ти полюсний генератор забезпечує роботу системи запалювання двигуна і електросистеми літального апарату.

На двигун може встановлюватися одноступінчатий редуктор для зниження частоти обертання валу повітряного гвинта щодо частоти обертання колінчастого вала.

Основні технічні та масові характеристики двигуна ROTAX 503 наведено в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1.

Технічні та масові характеристики

Діаметр циліндра, мм	72
Хід поршня, мм	61
Робочий об'єм, см ³	496,7
Ступінь стиснення	9:1
Потужність	
злітна, кВт	37
при максимально тривалому режимі, кВт	32
Крутний момент	
максимальний, Нм	87
при максимально тривалому режимі, Нм	78
Витрати палива	
при взльоті, л/год	23
при максимально тривалому режимі, л/год	18
Максимальна кількість обертів колінвала, об/хв	6800
Діапазон експлуатаційних температур, °C	-25...+50
Вага, кг	37
Напрямок обертів вала повітряного гвинта	Проти годинникової стрілки

Для кріплення до моторами двигун має чотири різьбові шпильки на нижній частині картера

Ресурс двигуна до першого капітального ремонту, а також міжремонтний ресурс - 300 мотогодин.

Графік потужності та графік витрати палива двигуна ROTAX 503 показано на рис.6.2 та рис.6.3 відповідно.

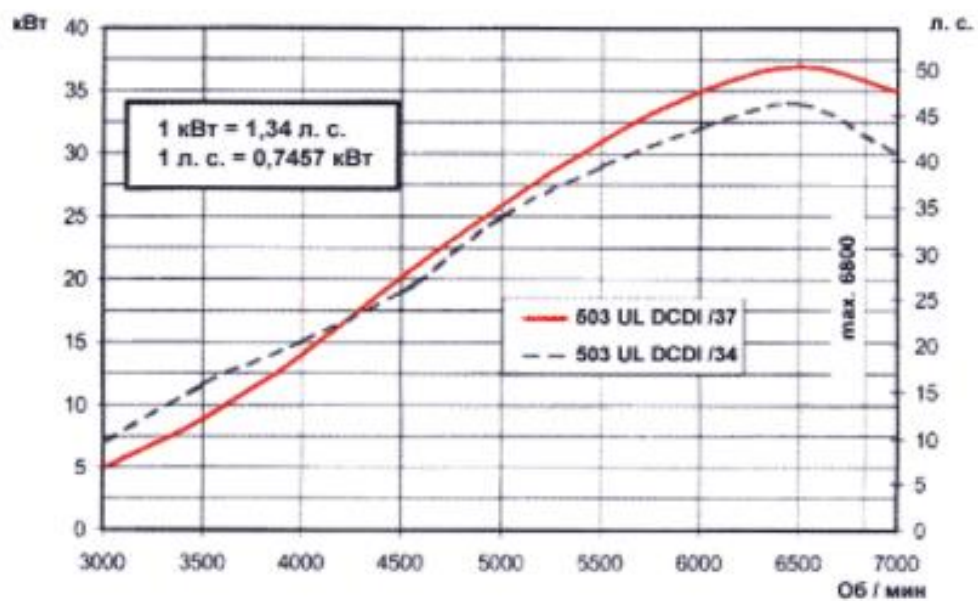


Рис.6.2. Графік потужності двигуна

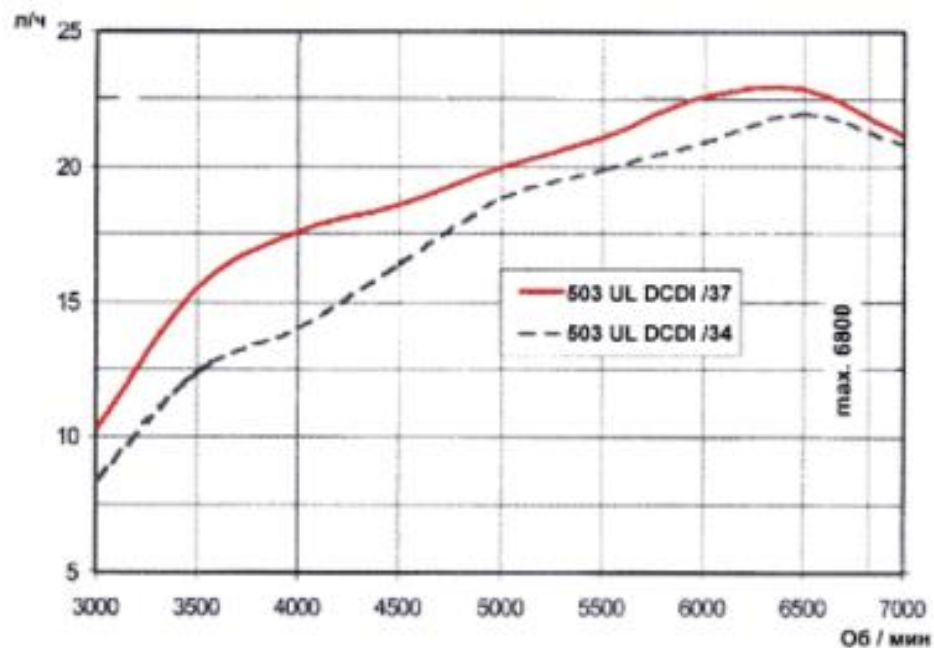


Рис.6.3.Графік витрати палива, л/год

6.2 Вибір повітряного гвинта

Повітряний гвинт потрібен для створення тяги, що в свою чергу дає змогу долати лобовий опір. Зазвичай гвинт складається з лопатей та ступиці, що закріплюється на валу двигуна завдяки спеціальній втулці.

Існує два типи повітряних гвинтів, це штовхаючі та тягнущі. Також гвинт може бути змінного кроку та фіксованого.

Для свого БПЛА обираю штовхаючий трьох лопатевий гвинт змінного кроку. Діаметр приймаю $D = 0.7$ м.

Висновки до розділу

В даному розділі було підібрано гвинтомоторну групу для БПЛА, що проектується. Двигун обрано ROTAX 503 потужністю 49 к.с. при обертах колінвала 6800 об/хв, також обрано гвинт та його діаметр.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						38
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

7 КОНСТРУКТИВНО СИЛОВА СХЕМА КРИЛА

Крило є важливішою частиною літального апарата та слугує для створення підйомної сили. Окрім того, крило забезпечує поперечну, а на ЛА безхвостової схеми також повздовжню стійкість та керованість літака. До крила також часто кріпляться стійки шасі, можуть кріпитися двигуни. Внутрішні його об'єми використовуються для розміщення палива.

Зовнішні форми крила впливають не лише на його аеродинамічні, вагові та міцнісні характеристики крила, але і на характеристики всього літака в цілому.

До основних елементів конструктивно-силової схеми крила відносять лонжерони, стрингери, повздовжні стінки (повздовжній набір), нервюри (поперечний набір) та обшивку.

Я обираю двохлонжеронну схему крила для свого БПЛА, відстань на якій буде встановлюватись перший та другий лонжер приймаю $a_1 = 0,2b$ та $a_2 = 0,7b$ відповідно. Порівнюючи двохлонжеронну та однолонжеронну схему можна зробити висновок, що перша буде мати більшу масу, але забезпечувати більшу надійність та жорсткість.

Основним призначенням лонжеронів є сприйняття згинального моменту і поперечної сили, що діють на крило при згині. При цьому пояса лонжеронів навантажуються осьовими силами, а його стінки або ферма - поперечними силами від вигину і кручення крила. Для забезпечення мінімальної ваги лонжерона, при заданій висоті його, відстань між центрами тяжіння поясів лонжерона має бути максимальним, тобто площі поясів необхідно зосередити можливо далі від нейтральної осі перерізу.

Поперечний набір для мого крила буде складатися з нервюр. Крок нервюр обираю 1м. Нервюри є балки або ферми, що мають форму профілю крила і розташовані уздовж хорди крила. Нервюри зберігають форму профілю, сприймають і розподіляють зусилля між обшивкою і поздовжніми елементами, служать опорами для стрингерів, а також є елементами місцевого посилення конструкції крила, що сприймають зосереджені навантаження від

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						39
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

шасі, силових установок, озброєння тощо. Нервюри з точки зору будівельної механіки можна розглядати як балки або ферми, навантажені аеродинамічний навантаженням і зосередженими силами від агрегатів, приєднаних до нервюрами. Повітряне навантаження у вигляді розподілених сил приходить на нервюр від стрингерів і безпосередньо від обшивки, через заклепки кріплення обшивки до нервюр.

Для свого БПЛА Обираю монолітну панель з стрингерами з кроком 0,15м.

Обшивка формує контур крила та сприймає розподілене навантаження.

Кесон крила для мого БПЛА утворений стінками лонжеронів, нервюр та обшивки.

Схема конструкції кесону крила для мого БПЛА показана на рис.7.1.

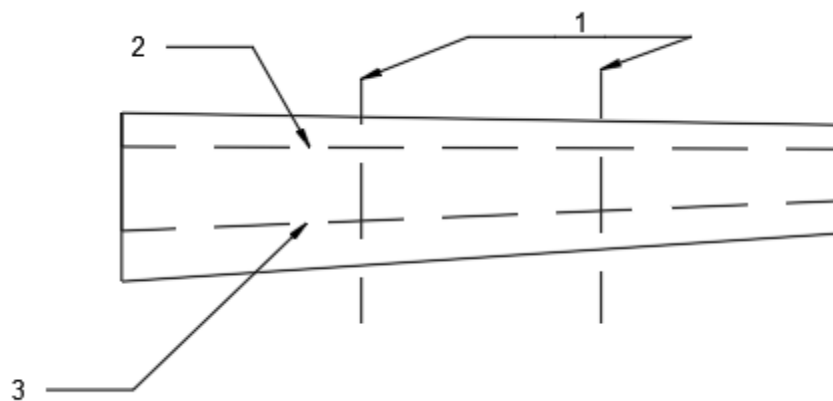


Рис.7.1.Схема кесону крила (1-місця встановлення нервюр, 2,3-передній та задній лонжерон)

Висновок до розділу

В розділі було обрано конструктивно силову схему крила, а саме двохлонжеронну схему кесонного типу. Зображено ескіз схеми кесону крила.

ВИСНОВОК

Під час проектування безпілотного літального апарату для моніторингу газопроводів мною було розглянуто п'ять БПЛА-аналогів, проаналізовано їх льотно-технічні характеристики та геометричні параметри. Також поглиблено та закріплено теоретичні знання про процес розробки технічних матеріалів, які визначають льотно-технічні характеристики, схему та конструкцію агрегатів.

Було виконано процес проектування літального апарату, а саме розробка ескізного і робочого проектів. Визначено основні геометричні параметри крила, фюзеляжу, механізації, оперення та шасі. Було підібрано профіль для крила, наведено його аеродинамічні характеристики. Також було підібрано гвинтомоторну групу.

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
						41
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Бадягін А, А., Мухамедом Ф. А. Проектування легких літаків.
2. Гребеньков О.А. Конструкція літаків: навчальний посібник для авіаційних вузів.
3. Проектування літаків. Автори: Егер С. М., В. Ф. Мішин Підручник для вузів.
Рецензент: кафедра конструкції літаків Харківського ордена Леніна авіаційного інституту ім. М. Є. Жуковського.
4. https://uk.wikipedia.org/wiki/RQ-7_Shadow
5. <http://aviasich.kiev.ua/engiene-rotax-914-ul-f/>
6. IAI Scout [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
https://en.wikipedia.org/wiki/IAI_Scout,
7. AAI RQ-2 Pioneer [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
https://en.wikipedia.org/wiki/AAI_RQ-2_Pioneer
8. ПЕРШИЙ ПОЛІТ УКРАЇНСЬКОГО БЕЗПЛОТНИКА "ГОРЛИЦЯ"
[Електронний ресурс], – 2017, – Режим доступу до ресурсу:
<https://ukroboronprom.com.ua/uk/media/pershyj-polit-ukrayinskogo-bezpilotnyka-gorlytsya.html>
9. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни
"Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101
кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними
апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 66 с.
10. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.:
Машиностроение, 1978. – 208 с., ил

					ВЛ7301.16.00.0000 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42