

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ

імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа та ракето-будування

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Олександр Мариношенко

«___» _____ 2023 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою « Інженерія авіаційних та ракетно-
космічних систем »**

спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Легкий безпілотний літальний апарат

модульного-комірчастого компонування»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи АК-91

Зюков Микита Андрійович

Керівник:

Старший викладач

Пікенін Олексій Олександрович

Рецензент:

Доцент, к.т.н.

Ларьков Сергій Миколайович

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

Студент (-ка) _____

Київ – 2023 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування		к-ть аркуші	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проєкт		2	
2	A4	AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка		59	
3	A1	AK9104.16.00.00.01 ІМ	Аналіз аналогів та постановка завдань		1	
4	A1	AK9104.16.00.00.02 СК	Креслення крила		1	
5	A1	AK9104.16.00.00.03 ІМ	Визначення навантажень на крило		1	
6	A1	AK9104.16.00.00.04 ІМ	Продувка ЛА		1	
7	A1	AK9104.16.00.00.05 ІМ	Просторова модель ЛА		1	
					AK9104.16.00.00.00	
		ПІБ	Підп.	Дат		
Розробн.		Зюков М.А.			Відомість дипломного проєкту	Аркуш
Керівн.		Пікенін О.О.				Аркушів
Консульт.						64
Н/Контр						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ Гр. АК-91
Зав. Каф.		Мариношенко О.П.				

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра космічної інженерії

Рівень вищої освіти –перший (бакалаврський)
Спеціальність –134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Олександр МАРИНОШЕНКО
«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
на дипломний проєкт студенту(-ці)
Зюкову Микиті Андрійовичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Легкий безпілотний літальний апарат модульного-комірчастого компонування», керівник проєкту Пікенін Олексій Олександрович, старший викладач, затверджені наказом по університету від «__» _____ 2023 р. № _____
2. Термін подання студентом (-кою) проєкту 06 червня 2023 р.

3. Вихідні дані до проєкту:

3.1 Висота польоту $H=0\ldots1000$ м.

3.2. Крейсерська швидкість польоту $V= 70$ км/год.

3.3. Польотна вага $m_{пол} = 12$ кг.

3.4. Тривалість польоту $t_{пол} = 6$ год.

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1. Розгляд аналогів

4.2. Вибір та розрахунок аеродинамічних характеристик профілю. Вибір геометричних параметрів крила..

4.3. Вибір гвинтомоторної групи

4.4. Вибір механізації крила та параметрів механізації крила.

4.5. Заповнення крила комірками.

4.6. Розрахунок аеродинаміки.

4.7. Визначення навантажень на крило

4.8. Вибір електроніки для керування бпла

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

5.1 Аналіз аналогів..

5.2 Креслення крила .

5.3 Визначення навантажень на крило.

5.4 Продувка ЛА.

5.5 Просторова модель ЛА.

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	<i>Підбір та аналіз літератури</i>	<i>до 01.03.2023 р.</i>	
2.	<i>Розгляд аналогів</i>	<i>до 29.03.2023 р.</i>	
3.	<i>Вибір та розрахунок аеродинамічних характеристик профілю. Вибір геометричних параметрів крила..</i>	<i>до 12.04.2023 р.</i>	
4.	<i>Вибір гвинтомоторної групи</i>	<i>до 20.04.2023 р.</i>	
5.	<i>Вибір механізації крила та параметрів механізації крила.</i>	<i>до 30.04.2023 р.</i>	
6.	<i>Заповнення крила комірками</i>	<i>до 5.05.2023 р.</i>	
7.	<i>Розрахунок аеродинаміки.</i>	<i>до 15.05.2023 р.</i>	
8.	<i>Визначення навантажень на крило</i>	<i>до 27.05.2023 р.</i>	
9.	<i>Вибір електроніки для керування бпла</i>	<i>до 31.05.2023 р.</i>	
10.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Відгук керівника ДП</i>	<i>до 06.06.2023 р.</i>	
11.	<i>Перевірка на плагіат, рецензування</i>	<i>до 11.06.2023 р.</i>	
12.	<i>Захист</i>	<i>із 14.06.2023 р. по 20.06.2023 р.</i>	

Студент (-ка) _____

Микита ЗЮКОВ

Керівник ДП _____

Олексій ПІКЕНІН

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Легкий безпілотний літальний апарат
модульного-комірчастого компонування»**

Київ – 2023 року

АНОТАЦІЯ

Темою мого дипломного проєкту є « Легкий безпілотний літальний апарат модульного-комірчастого компонування ». А саме, вході дипломної роботи потрібно було виконати проєктування та моделювання легкого безпілотного літального апарату модульного-комірчастого компонування. Пояснювальна записка до проєкту містить 12 методичних джерел, 32 ілюстрації, 11 таблиць та 5 додатків.

Метою даної роботи є використання, поглиблення та закріплення теоретичних та практичних знань для проєктування легкого ЛА модульного-комірчастого компонування.

З допомогою теоретичних методів проєктування та використовуючи статистичні дані, мною було розраховано масові та енергетичні характеристики ЛА. Було обрано аеродинамічну схему літального апарату, включно зі схемами крил та оперення. Проведено розрахунки зовнішніх навантажень та побудовано епюри. Було розроблено технологічний процес виготовлення та побудована просторова модель проєктованого ЛА.

Ключові слова: легкий літальний апарат; безпілотний літальний апарат; БПЛА; комірки; модульне компонування;

ANNOTATION

The topic of my diploma project is "Light unmanned aerial vehicle of modular cellular layout". Namely, as part of the thesis, it was necessary to design and model a light unmanned aerial vehicle with a modular cellular layout. The explanatory note to the project contains 12 methodical sources, 32 illustrations, 11 tables and 5 appendices.

The purpose of this work is to use, deepen and consolidate theoretical and practical knowledge for the design of a light LA modular-cellular layout.

With the help of theoretical design methods and using statistical data, I calculated the mass and energy characteristics of the aircraft. The aerodynamic scheme of the aircraft was chosen, including the schemes of the wings and tail. Calculations of external loads were carried out and graphs were built. The manufacturing process was developed and a spatial model of the projected LA was built.

Keywords: light aircraft; unmanned aerial vehicle; UAV; cells; modular layout;

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	6
ВСТУП	7
1 АНАЛІЗ АНАЛОГІВ	
1.1 БПЛА AeroVironment RQ-11 Raven.....	8
1.2 БпАК А1-СМ «Фурія».....	10
1.3 БПЛА Лелека-100.....	12
1.4 БПЛА AeroVironment RQ-20 Puma.....	14
1.5 БПЛА Орлан 10.....	17
1.6 Постановка завдання.....	19
Висновок до розділу 1	20
2. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ КРИЛА.	
2.1 Вибір параметрів крила.....	21
2.2 Вибір та розрахунок аеродинамічних параметрів профілю.....	22
Висновки до розділу 2.....	27
3.ВИБІР ГВИНТОМОТОРНОЇ ГРУПИ	
3.1 Вибір двигуна	28
3.2 Вибір повітряного гвинта.....	30

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ			
					Легкий безпілотний літальний апарат модульного-сотового компонування	Арк.	Маса	Масштаб
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		4		
Розроб.		Зюков М.А.						
Перевірив		Пікенін О.О.						
Т. Контр.								
Реценз.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-91		
Н. Контр.								
Затверд.								

Висновок до розділу 3.....	30
4. МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ТА ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ КРИЛА	
4.1 Елерони та закрилки.....	31
4.2 Хвостове оперення.....	33
Висновки до розділу 4.....	35
5. НАВАНТАЖЕННЯ НА КОНСОЛЬ	
5.1 Визначення навантажень на крило.....	36
Висновки до розділу 5.....	41
6 ЗАПОВНЕННЯ КРИЛА КОМІРКАМИ	
6.1 Заповнення крила комірками.....	42
Висновок до розділу 5.....	47
7. ПРОСТОРОВА МОДЕЛЬ ПРОЄКТОВАНОГО ЛА ТА ЇЇ АЕРОДИНАМІЧНА ПРОДУВКА	
7.1 Просторова модель проєктованого ЛА та її продувка.....	48
Висновок до розділу 6.....	52
8. ВИБІР ЕЛЕКТРОНІКИ ДЛЯ КЕРУВАННЯ БПЛА	
8.1 Загальні відомості.....	53
8.2 Автопілот і системи навігації.....	54
8.3 Вибір GPS.....	55
8.4 Передавачі та приймачі.....	56
8.5 Енергопостачання.....	57
8.6 ESC.....	57
Висновок до розділу 8.....	57
ВИСНОВОК.....	58
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	59

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						5
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ЛА – літальний апарат;

МР – Mission Planer;

КП – керуюча поверхня;

ESC – регулятор швидкості;

λ – видовження крила;

η – звуження крила;

S – площа крила, m^2 ;

l – розмах крила, м.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						6
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Вступ

Метою дипломного проекту є збагачення і закріплення теоретичних знань і практичних навичок з різних предметів навчального курсу, оволодіння сучасними методами і формами організації праці в майбутній професії, формування професійних умінь і навичок самостійного прийняття рішень у роботі. Потреба систематичного оновлення та творчого застосування набутих знань.

Темою дипломного проекту була розробка легкого безпілотного літального апарату модульного-сотового компонування. Для досягнення поставленої мети необхідно було проаналізувати існуючі аналоги та розробити технічне завдання, на підставі якого були проведені розрахунки масо-енергетичних та габаритних властивостей.

На основі отриманих результатів, а також попередніх розрахунків необхідно розробити схему навантажень, що діють на проєктований літак, і виконати відповідні розрахунки, в тому числі побудувати епюри навантажень.

Також потрібно дослідити доклади НАСА, за темою «комірчасте заповнення крила», проаналізувати їх та зрозуміти як можна використати ці данні ,та як їх модифікувати, використовуючи сучасні технології, зокрема технологію 3D друку.

Після виконання всіх перерахованих дій буде отримано достатньо даних для розробки та побудови просторової моделі проєктованого ЛА.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						7
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1.АНАЛІЗ АНАЛОГІВ

1.1 БПЛА AeroVironment RQ-11 Raven

AeroVironment RQ-11 Raven є безпілотним літальним апаратом (БЛА) малих розмірів, призначеним для використання в розвідці та нагляді.

RQ-11 Raven оснащений низкою різноманітних датчиків, включаючи відеокамеру зі здатністю до передачі зображень в режимі реального часу, інфрачервону камеру для роботи в умовах нічного бачення та GPS-приймач для навігації.

Цей БЛА використовується військовими, правоохоронними та іншими урядовими організаціями для розвідки, нагляду та збору розвідувальної інформації. RQ-11 Raven також може бути використаний для моніторингу лісових пожеж, пошуку людей у важкодоступних місцях, виконання геодезичних робіт та інших застосувань.

Його компактний розмір і легка вага роблять RQ-11 Raven дуже портативним та зручним для транспортування, а також дозволяють йому виконувати завдання в труднодоступних місцях, де традиційні засоби розвідки не можуть дістатися. Крім того, RQ-11 Raven досить простий у використанні, і його можна навчити керувати всього за кілька годин навчання.

Однією з особливостей RQ-11 Raven є те, що він може бути запущений з рук або з допомогою пристроїв для запуску з наземних платформ. Це дозволяє швидко розгортати БЛА в поле та здійснювати розвідку в реальному часі з будь-якої точки.

Крім того, RQ-11 Raven має досить довгий час польоту, що дозволяє проводити більш тривалі місії. Залежно від умов польоту, цей БЛА може літати до 90 хвилин, а заміна батареї може бути здійснена за кілька хвилин.

За останні роки RQ-11 Raven став дуже популярним у збройних силах багатьох країн світу, таких як США, Великобританія, Франція, Ізраїль, Індія,

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						8
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Японія та інших. Цей БЛА відомий своєю надійністю та ефективністю, що робить його дуже цінним засобом для проведення розвідки та нагляду.



Рисунок 1.1 - Загальний вигляд AeroVironment RQ-11 Raven

Ось деякі льотно технічні характеристики:

Таблиця 1.1 - льотно-технічні характеристики RQ-11 Raven

Характеристика	Значення
Розмах крила	1,36 м
Довжина	0,9 м
Максимальна висота	1 000 м
Максимальна швидкість	95 км/год
Маса	1,9 кг (без устаткування)
Дальність зв'язку	до 10 км з гарантованою якістю

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						9
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Характеристика	Значення
Час польоту	до 90 хвилин
Камера	цифрова, з можливістю зуму
Система стабілізації	3-осевий гіроскоп та акселерометр

Ці характеристики можуть змінюватися залежно від модифікації RQ-11 Raven та умов польоту.

1.2 БпАК А1-СМ «Фурія»

"Фурія" - це український безпілотний літальний апарат, створений в 2014 році київською компанією НВП «Атлон Авіа». Цей сучасний БПЛА був спроектований українськими інженерами з метою використання в розвідувальних та бойових операціях. Після успішних випробувань на базі Чернігівського науково-випробувального центру ЗСУ, Міністерством оборони України була затверджена можливість використання БПЛА "Сівер" для виконання завдань.

У тому ж році від добровольців було отримано конкретне тактико-технічне завдання, а восени були виготовлені та доставлені перші БПЛА до Національної гвардії України.

Згодом, у 2015 році, Нацгвардія прийняла на озброєння нові безпілотні літальні апарати "Фурія", а також вони знаходяться на озброєнні Збройних сил України.

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						10
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рисунок 1.2 - Загальний вигляд БпАК АІ-СМ «Фурія».

Комплекс включає три безпілотні літальні апарати (БПЛА), які мають три денних і два нічних модулі корисного навантаження. Крім того, в складі комплексу є наземна станція керування та обробки інформації, антени та додаткове обладнання. Планер має форму "літнього крила" і зроблений з використанням склотканини, вуглецевої тканини та карбону на підприємстві "Атлон Авіа". Завдяки двом моніторам оператор може відстежувати геоінформаційну систему, пов'язану з координатами та GPS-позиціями літака, а також вести спостереження через оптичну камеру з передачею зображення в режимі реального часу.

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						11
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ось деякі льотно технічні характеристики:

Таблиця 1.2 - льотно-технічні характеристики БпАК А1-СМ «Фурія»

Характеристика	Значення
Розмах крила	2 м
Довжина	0,9 м
Максимальна висота	1 000 м
Крейсерська швидкість	65 км/год
Маса	5.5 кг (без устаткування)
Дальність зв'язку	до 50 км з гарантованою якістю
Час польоту	до 3 годин
Камера	денна та нічна камера.
Протяжність маршруту	До 200 км

1.3 БПЛА Лелека-100

БПЛА Лелека-100 - це стандартний розвідувальний БПЛА, розроблений українською компанією "Aerovision" на замовлення Міністерства оборони України. Він був створений для забезпечення військових операцій на Сході України та має низку переваг порівняно з аналогами.

Дрон "Лелека-100" розроблений для виконання завдань у сфері аеророзвідки, патрулювання території та картографування, а також здатний передавати оперативну інформацію та отримувати точні географічні координати у режимі реального часу. Цей дрон є важливою складовою комплексу апаратного та програмного забезпечення.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						12
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Відеотрансляція дрона закодована, щоб виключити перехоплення стандартними відеоприймачами. Також відеосигнал з борту БПАК не містить польотної телеметрії та GPS. Також є можливість мати на ньому окрему камеру, яку можна запрограмувати на зйомку через задані проміжки часу або за командою автопілота.

Для зменшення можливості бути виявленим противником за допомогою РЕБ, передавач відеоканалу має функцію дистанційного включення та вимикання. БПЛА може здійснювати зліт та приземлення у режимі радіомовчання, а оператор може вмикати або вимикати відеотрансляцію з борту пристрою "Лелека" за потреби протягом усього польоту.

"Лелека" за потреби протягом усього польоту.

Крім того, цей комплекс адаптований для роботи в умовах складної радіо ефірної обстановки, включаючи навмисну постановку радіо завад та блокування систем супутникової навігації GPS/ГЛОНАСС.



Рисунок 1.3 - Загальний вигляд БПЛА «Лелека-100»

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						13
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ось деякі льотно технічні характеристики:

Таблиця 1.3 - льотно технічні характеристики БПЛА Лелека-100

Характеристика	Значення
Розмах крила	3,1 м
Довжина	2,6 м
Вага	14 кг
Максимальна висота польоту	5000 м
Максимальна швидкість	150 км/год
Максимальний час польоту	4 години
Дальність зв'язку	до 100 км
Камера	оптичний зум та термальна камера

1.4 БПЛА AeroVironment RQ-20 Puma

БПЛА AeroVironment RQ-20 Puma - це компактний, безпілотний літак, розроблений компанією AeroVironment, що базується в Сполучених Штатах. Цей БПЛА був розроблений для виконання розвідувальних і моніторингових завдань у важкодоступних або небезпечних місцях. RQ-20 Puma є наступником RQ-14 Dragon Eye, також розробленого компанією AeroVironment.

Це невеликий безпілотний літак-розвідник, який можна запустити прямо з руки. Він може бути керований оператором або орієнтуватись самостійно за допомогою GPS-навігації. Нова модель БПЛА має більшу тривалість польоту, вдвічі більше, ніж її попередники. Завдяки експериментальній програмі ВПС США, спрямованій на створення нових джерел живлення для безпілотних літаків, ця модель встановила рекорд тривалості польоту у своєму класі понад

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						14
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

9 годин. На борту «Puma» можна встановити до чотирьох камер спостереження, зокрема дві оптичні та дві камери, які працюють в інфрачервоному діапазоні.

Конструкція БПЛА «Puma» дозволяє йому бути готовим до роботи за декілька хвилин і запускатися за допомогою кидка рукою. Цей апарат має великий розмах крил і ретельно пророблену конструкцію, що дозволяє йому злітати навіть при відсутності вітру, завдяки пропелеру, розташованому в передній частині. Конструкція під назвою "Puma" дозволяє замінювати електричний мотор, бортовий контролер та інші компоненти навіть у польових умовах, що особливо важливо в контексті військових операцій.



Рисунок 1.4- Процес запуску RQ-20 Puma

БПЛА оснащений двома камерами, в тому числі високоякісною камерою з оптичним зумом та термальною камерою з можливістю детекції теплових слідів з повітря. Ці характеристики дозволяють RQ-20 Puma використовуватися для збору інформації з висоти, що робить його ідеальним

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						15
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

для моніторингу об'єктів з висоти. Крім того, RQ-20 Puma може виконувати завдання з пошуку і рятування, виявлення мішеней і контролювання території.

RQ-20 Puma використовується в армії США, а також військових та цивільних організаціях в різних країнах світу. Він був застосований в багатьох конфліктах, в тому числі в Іраку та Афганістані, де його використовували для забезпечення розвідувальної інформації та моніторингу. RQ-20 Puma має переваги завдяки його компактності і маневреності.

Ось деякі льотно технічні характеристики:

Таблиця 1.4 - Льотно-технічні характеристики AeroVironment RQ-20 Puma

Характеристика	Значення
Розмах крила	2,9 м
Довжина	1,4 м
Висота	0,3 м
Максимальна швидкість	97 км/год
Максимальна висота	3,7 км
Максимальний час польоту	2 години
Дальність зв'язку	20 км
Маса	6,1 кг
Камера	Кольорова, інфрачервона
Система стабілізації	3-осева

1.5 БПЛА Орлан 10

БПЛА Орлан-10 є російським безпілотним літальним апаратом, який призначений для використання у різних сферах, включаючи розвідку, надзвичайні ситуації, контроль за транспортом, землевпорядкування, аграрну промисловість та інші галузі.

Розроблено ТОВ "Спеціальний технологічний центр" у Санкт-Петербурзі, Росія. Він має багатоцільове призначення та призначений для моніторингу важкодоступних об'єктів у протяжних та локальних місцевостях. У ролі силової установки використовується двигун внутрішнього згоряння.

У травні 2022 року була представлена ударна модифікація «Орлан-10».

Комплекс керування безпілотним літальним апаратом "Орлан-10" включає в себе робочі місця для операторів, радіоканали для керування та передачі даних, обладнання для технічного обслуговування та підготовки БПЛА до польоту, а також 1-кіловатний бензогенератор для забезпечення автономної роботи. Один пункт управління може керувати не більше чотирма безпілотними літальними апаратами з одного місця. За допомогою комплексу можна створити локальну мережу для до 30 операторів, які можуть управляти корисними навантаженнями на кількох БПЛА одночасно.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						17
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рисунок 1.5 - Загальний вигляд БПЛА «Орлан-10»

Для задання маршруту БПЛА можна використати растрове зображення місцевості з прив'язкою до декількох точок або електронну карту. Маршрут може складатися з до 60 точок, де вказуються висота та тип політного завдання: прямий політ або круговий обліт. Коригування маршруту здійснюється через радіоканал. Також можна вказати точки відправлення та приземлення, а також алгоритми дій у непередбачуваних ситуаціях (втрата радіозв'язку, відсутність сигналу GPS, поломка двигуна). Оператор може вказати точки включення та виключення корисного навантаження, а для фотоапарата - коефіцієнт перекриття кадрів.

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						18
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ось деякі льотно технічні характеристики:

Таблиця 1.5 - Льотно-технічні характеристики БПЛА Орлан 10

Характеристика	Значення
Максимальна швидкість	140 км/год
Максимальна висота польоту	5 000 м
Максимальна дальність польоту	140 км
Максимальний час у повітрі	16 годин
Максимальна маса злету	18 кг
Максимальна корисна навантаження	3 кг
Кількість моторів	1
Тип двигуна	бензиновий
Потужність двигуна	3,5 к. с.
Система навігації	GPS/GLONASS

1.6 Постановка завдання

Головною метою даної роботи є проектування Легкого безпілотною літального апарату модульного-сотового компонування, який виконує функції відеозйомки та перевезення різних навантажень. Окрім того, робота має на меті розробити і спроектувати конструктивно-силову схему БПЛА.

Для досягнення цих цілей були сформульовані такі завдання:

1. Визначення масово-енергетичних параметрів ЛА
2. Аеродинамічне проектування ЛА.
3. Розрахунок зовнішніх навантажень.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4. Дослідження та впровадження сотового заповнення крила.

5. Розробка просторової моделі літального апарату.

Таблиця 1.6 - Порівняльна таблиця розглянутих БПЛА

	Розмах крила, м	Довжина, м	Крейс. швидкість, км/год	Час польоту, год	Дальність польоту, км	Маса, кг	Маса кор. навант, кг
RQ-11 Raven	1.36	0.9	70	1.5	10 км	1.9	-
Фурія	2	0.9	65	3	50	5.5	-
Лелека-100	1.9	1.1	70	4	100	5	
RQ-20 Puma	2.9	1.4	80	2	20	6.1	-
Орлан-10	3.1	1.8	80	16	140	18	3
Бажані характеристики	2.4	1.1	70	6	20	12	6

Висновки до розділу 1

В даному розділі дипломного проєкту було проаналізовано лінійку безпілотних літальних апаратів, відповідно до цих даних проведено та складено статистичний аналіз по їх тактико-технічним характеристикам. Відповідно до їх тактико-технічних характеристик, було проаналізовано, що бажаними параметрами в такому класі та типі безпілотного літального апарату є дані, які були зазначені у таблиці 1.6 і які виділені жовтим кольором. На основі технічного завдання та цих даних була розроблена постановка технічного завдання та подальші розрахунки в дипломному проєкті.

2.РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ КРИЛА.

2.1 Вибір параметрів крила

Крило будь-якого літального апарату призначене для створення підйомної сили, контролю та поперечної стійкості під час польоту. У першому розділі ми розглянули декілька видів ЛА, і прийнявши до уваги їхній досвід я обираю пряме крило .

Однією з головних переваг прямого крила у порівнянні з іншими типами крил є його висока ефективність. Пряме крило забезпечує кращу маневреність і стійкість, що дозволяє більш точно і швидко маневрувати під час польоту. Воно також зменшує опір повітря, що сприяє збільшенню максимальної швидкості та підвищенню ефективності палива. Крім того, пряме крило забезпечує більш просту конструкцію, що знижує витрати на виробництво та обслуговування.

Після аналізування різних БПЛА-аналогів, було обрано оптимальні значення видовження, звуження та питомого навантаження для літального апарата.

Розмах крила $l = 2.4$ м

Хорда крила $b_0 = 290$ мм

Площа крила $S = l * b_0 = 0.696$ м²

Видовження - це геометрична характеристика крила, що визначається як відношення квадрата розмаху крила до площі крила, в моєму випадку видовження :

$$\lambda = l^2 / S = 8.2 .$$

Відношення маси літального апарата до площі несучої поверхні крила – *питоме навантаження на крило* = 15.8 кг/м².

В програмному середовищі Solidworks 2022 будує загальний вигляд крила зверху, зображено на рис. 2.1.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						21
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

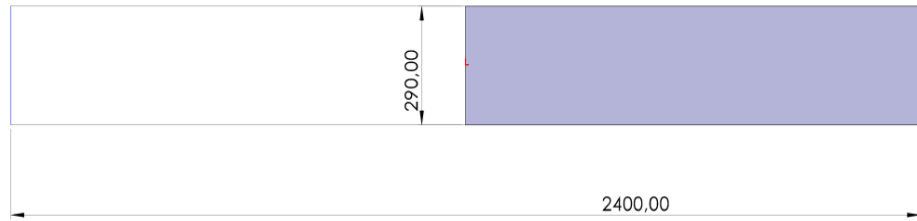


Рисунок 2.1 - загальний вигляд крила зверху

2.2 Вибір та розрахунок аеродинамічних параметрів профілю

Подивившись і проаналізувавши різні моделі БПЛА та їхніх профілів, я обрав профіль N-22

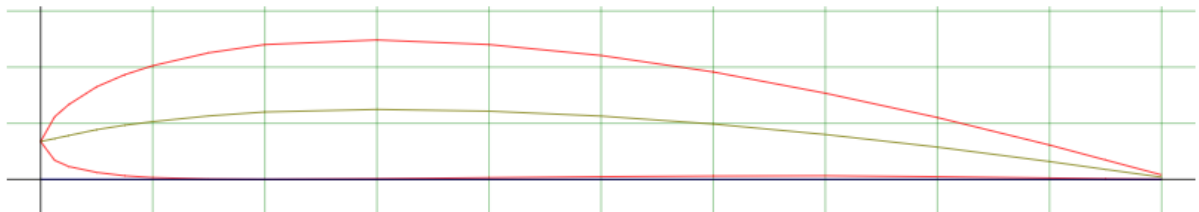


Рисунок 2.2 - Профіль N-22

Розрахуємо число рейнольдса, яких може досягати проєктований БПЛА

$$Re = \frac{vl}{\nu} = \frac{20 * 0.29}{1.3324 * 10^{-5}} = 435305$$

Нижче зображено графік поляри при числах Рейнольдса 100000 200000 500000

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						22
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

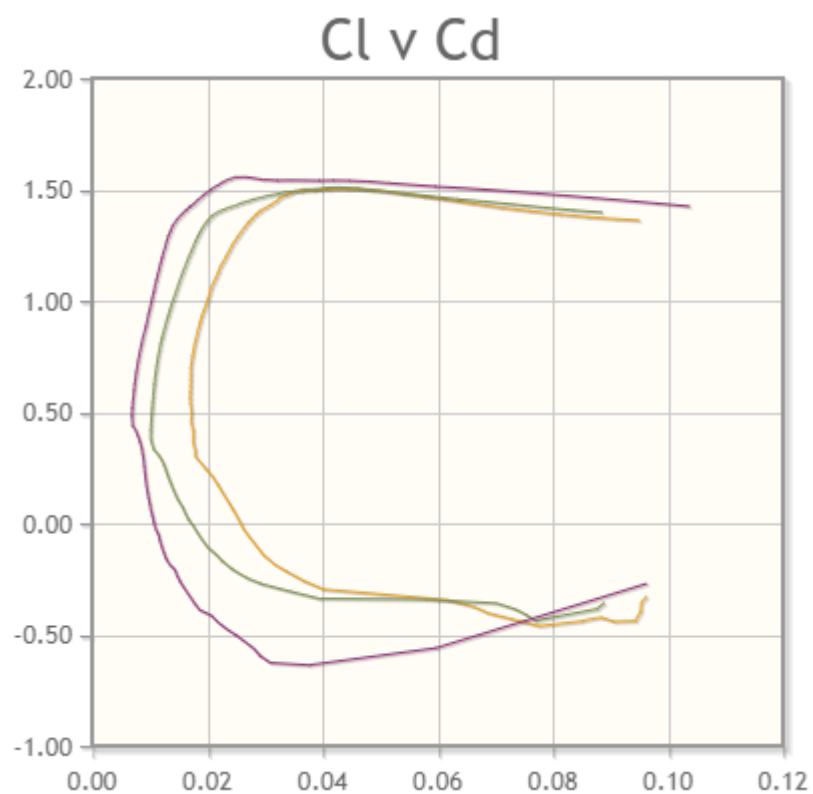


Рисунок 2.3 - Графік поляри профілю N-22

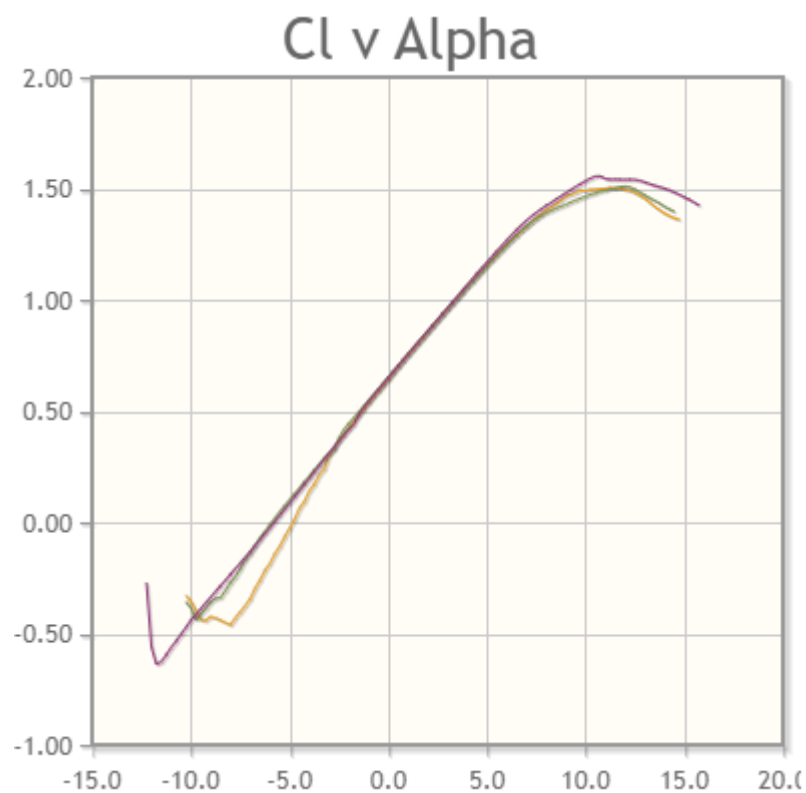


Рисунок 2.4 - Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки профілю N-22

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						23
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

На графіку можна спостерігати, що при збільшенні кута атаки, коефіцієнт підйомної сили також збільшується. Коли кут атаки дорівнює нулю і числа Рейнольдса становлять 100000, то значення коефіцієнта підйомної сили складає 0.6341.

Аеродинамічна якість - це співвідношення між підйомальною силою, яку генерує літаючий об'єкт, та аеродинамічним опором, що діє на нього під час польоту.

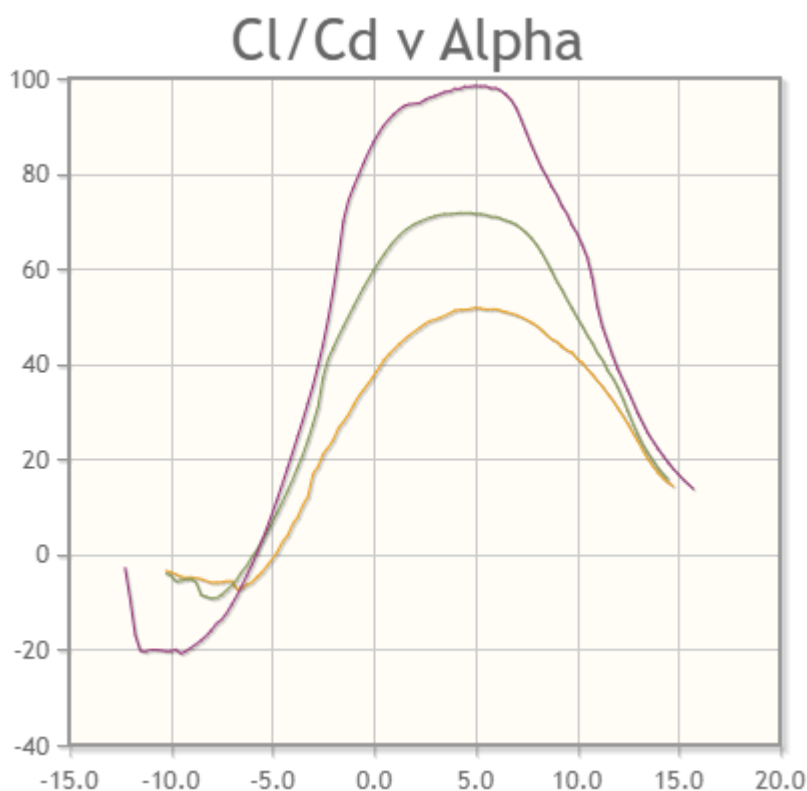


Рисунок 2.5 - Графік залежності аеродинамічної якості профілю N-22

Також треба було обрати профіль для хвостого оперення. Проаналізувавши різні види оперення на інших бпла, мною було обрано симетричний профіль «NACA M3»

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						24
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

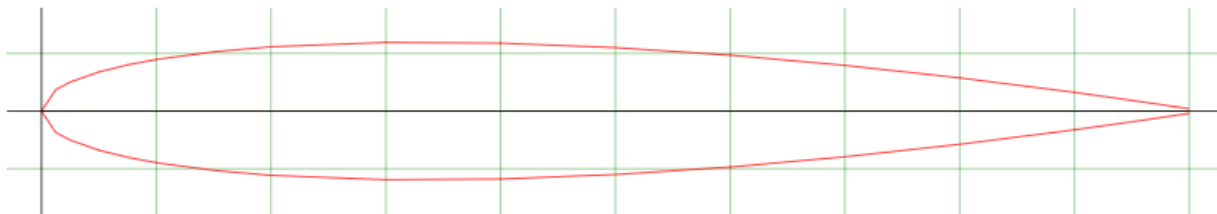


Рисунок 2.6 - Профіль NASA M3

Нижче зображено графік поляри при числах Рейнольдса 100000 200000 500000

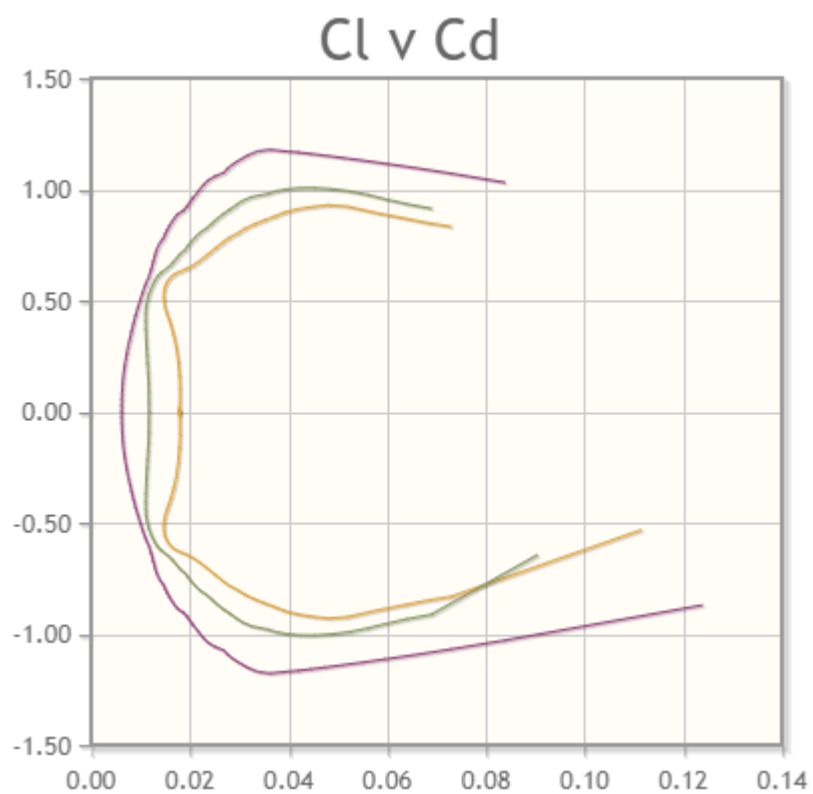


Рисунок 2.7 графік поляри профілю NASA M3

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						25
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

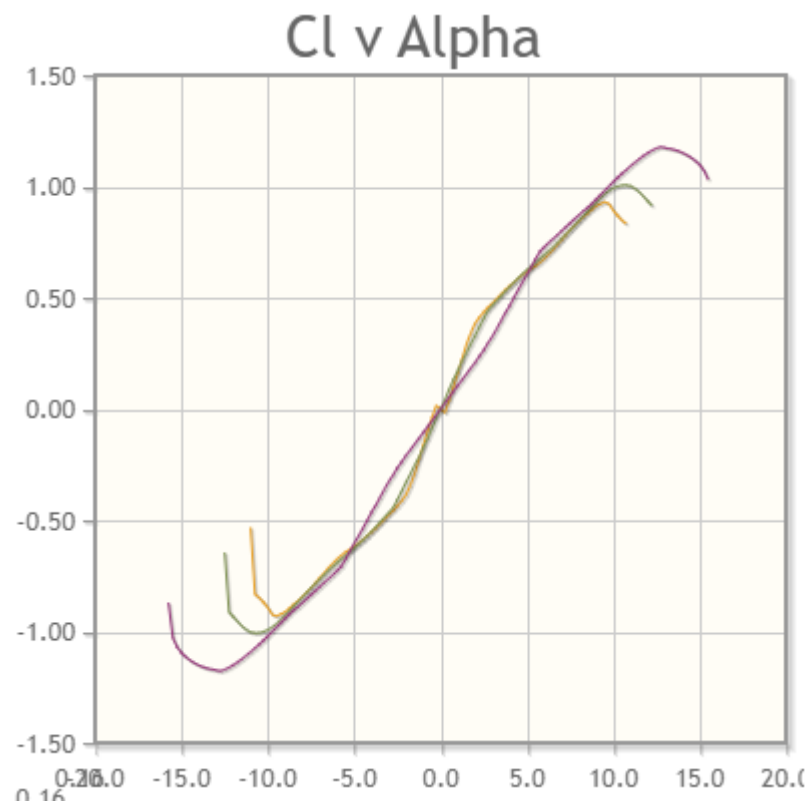


Рисунок 2.8 - Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки профілю NACA M3

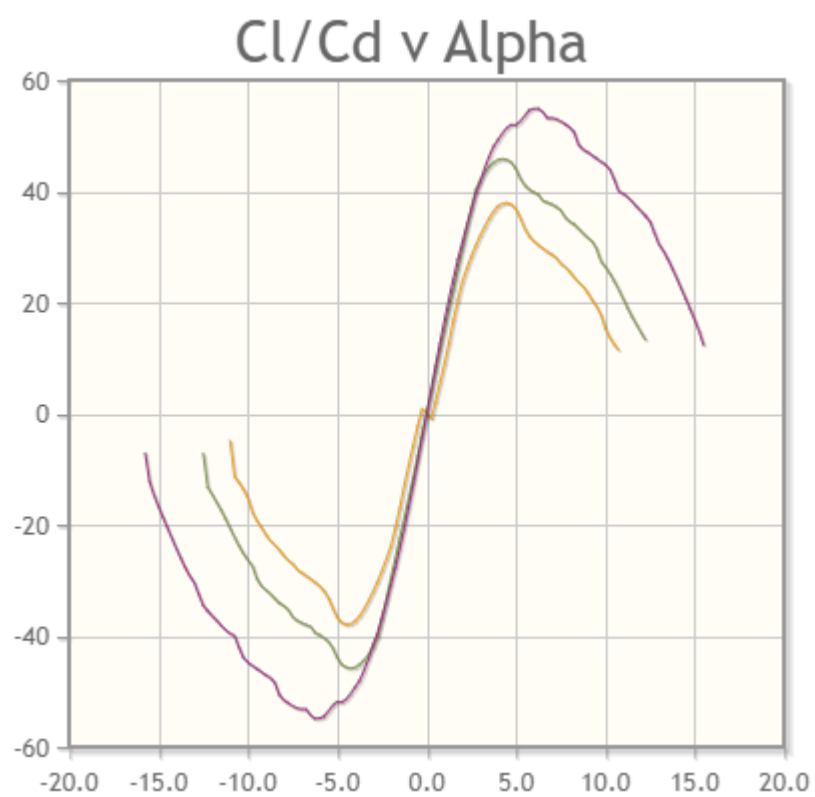


Рисунок 2.9 - Графік залежності аеродинамічної якості профілю NACA M3

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						26
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновки до розділу 2

Цей розділ присвячений розрахункам геометричних характеристик консолей крила та побудові планового виду вибраного профілю. Крім цього в даному розділі було проаналізовано та порівняно декілька профілів і обрано найоптимальніший профіль.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						27
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3.ВИБІР ГВИНТОМОТОРНОЇ ГРУПИ

3.1 Вибір двигуна

Двигун для безпілотного літального апарата (БПЛА) відповідає за привід та створення необхідної потужності для руху БПЛА в повітрі. Вибір двигуна залежить від типу та розмірів БПЛА і може бути електричним, паливним або гібридним.

Враховуючи усі досліджені аналоги БПЛА та форм фактор мого планера, я обираю електричний двигун через його компактність, енергоефективність та низький рівень шуму.

Електричний двигун AT5220-A 20-25CC є найбільш прийнятним варіантом, бо відзначається компактністю, легкістю, ефективністю, надійністю та точним керуванням, що робить його привабливим варіантом для безпілотних літальних апаратів. Він забезпечує необхідну потужність та привід для успішних польотів і виконання різноманітних завдань.



Рисунок 3.1 - Двигун AT5220-A 20-25CC

Основні технічні та масові характеристики двигуна AT5220-A 20-25CC наведено в таблиці 3.1.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						28
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 3.1 - Основні технічні та масові характеристики двигуна АТ5220-А

Розмір	$\Phi 60*103.3$ мм
Діаметр вала	In: 10мм Out: 8мм
Струм холостого ходу	1.8 А
Маса двигуна (з дротом)	450 г
Максимальна потужність	2700 W
Максимальний струм	70 А
Номінальна робоча напруга	6 – 12 S

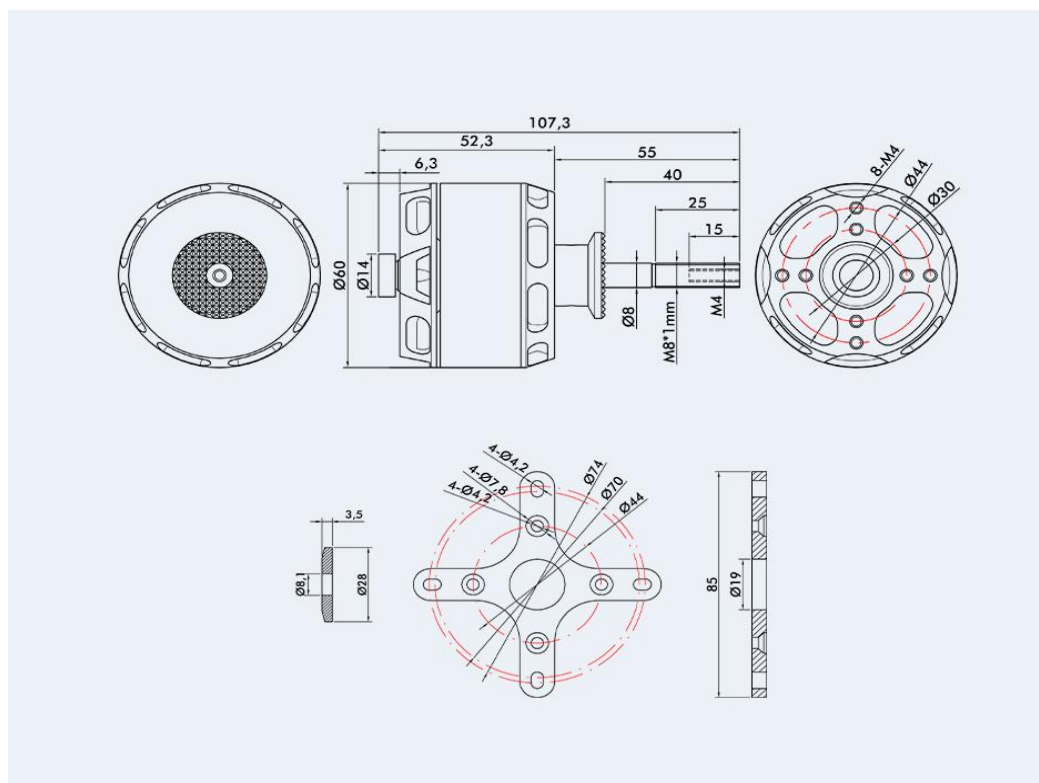


Рисунок 3.2 - Інженерне креслення двигуна АТ5220-А 20-25СС

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						29
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3.2 Вибір повітряного гвинта

Щоб створити тягу, необхідний повітряний гвинт, який допомагає подолати лобовий опір. Зазвичай гвинт складається з лопатей і ступиці, яка закріплюється на валу двигуна за допомогою спеціальної втулки.

Існує два типи повітряних гвинтів: штовхаючий та тягнучий. Крім того, гвинт може мати змінний крок або фіксований.

Враховуючи форм фактор свого бпла я обираю трьохлопатевиий гвинт з штовхаючою функцією. Довжина якого 10 дюймів.

Висновки до розділу 3

У цьому розділі було розглянуто питання силової установки, а саме гвинтомоторної групи розроблюваного безпілотної літального апарату. Відповідно до розрахунків нам підходить двигун АТ5220-А 20-25СС, зі штовхаючим 10 дюймовим гвинтом.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						30
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4.ВИБІР МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ТА ПАРАМЕТРІВ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА

4.1 Елерони та закрилки

Механізація крила - це використання рухомих елементів, що встановлюються на крило літака, для покращення його аеродинамічних характеристик та надання додаткових можливостей під час польоту.

Суть цього процесу полягає у додаванні спеціальних пристроїв на крило літака, які змінюють кривизну профілю крила. У деяких випадках це призводить не тільки до зміни кривизни, але й до збільшення площі цього елемента літака. Ці зміни мають значний вплив на обтічність поверхні крила, що в свою чергу впливає на коефіцієнт підйомної сили.

Важливо відзначити, що механізація крила конструюється таким чином, щоб у польоті всі ці елементи були керованими. Примітно, що при малих кутах атаки, тобто під час польоту на великій швидкості, вони майже не використовуються. Вся їх ефективність проявляється під час посадки або зльоту. На сьогоднішній день розрізняють кілька видів механізації.

Елерони - це поверхні управління польотом, які розташовані на задніх кромках крил літака. Вони використовуються для керування креном літака або рухом навколо його поздовжньої осі. Коли елерон відхиляється, це створює різницю в підйомній силі між правим і лівим крилами. Ця різниця підйомної сили змушує літальний апарат котитися в напрямку відхиленого елерона.

Елерони за конструкцією та аеродинамічною формою схожі на крила. Зазвичай вони виготовлені з металу або композитних матеріалів і закріплені на задній кромці. Елеронами зазвичай керує пілот за допомогою ручки управління або коромисла.

Геометричні параметри елерона є важливими факторами в його конструкції. Ці параметри включають довжину хорди елерона, розмах і кут відхилення. Довжина хорди - це відстань між передньою і задньою кромками

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						31
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

елерона. Розмах - це відстань між кінчиками елерона. Кут відхилення - це кут між задньою кромкою елерона і задньою кромкою крила.

Ось деякі додаткові відомості про елерони:

$l_{ел} = 0,25 \dots 0,3 \text{ } l_{кр}$, приймаю $l_{ел} = 0,6 \text{ м}$;

$S_{ел} = 0,05 \dots 0,07 S_{кр}$, приймаю $S_{ел} = 0,0672 \text{ м}^2$;

$b_{ел} = 0,25 b_{кр}$, приймаю $b_{ел} = 0,112 \text{ м}$.

Ось деякі додаткові відомості про закрилки:

$l_{зк} = 0,25 \dots 0,3 \text{ } l_{кр}$, приймаю $l_{зк} = 0,185 \text{ м}$;

$S_{зк} = 0,05 \dots 0,07 S_{кр}$, приймаю $S_{зк} = 0,0207 \text{ м}^2$;

$b_{зк} = 0,25 b_{кр}$, приймаю $b_{зк} = 0,112 \text{ м}$.

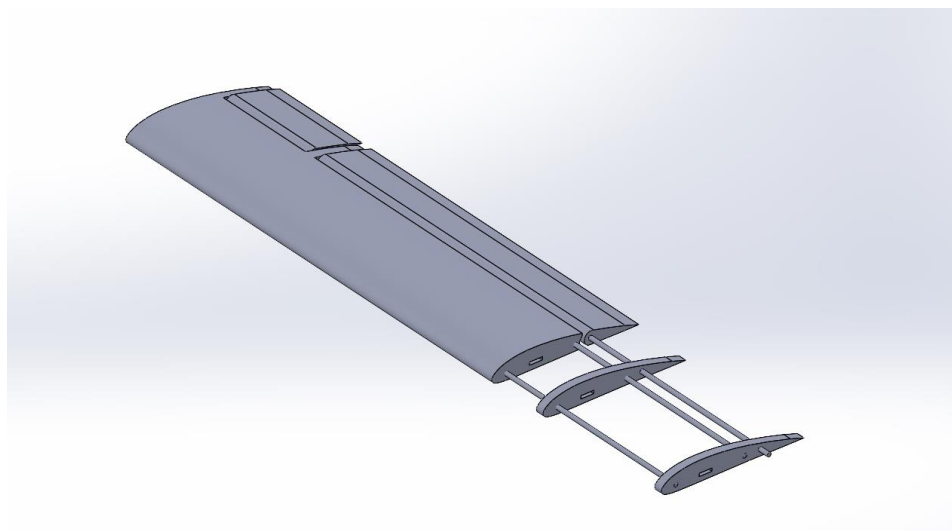


Рисунок 4.1 - Загальний вид крила

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						32
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

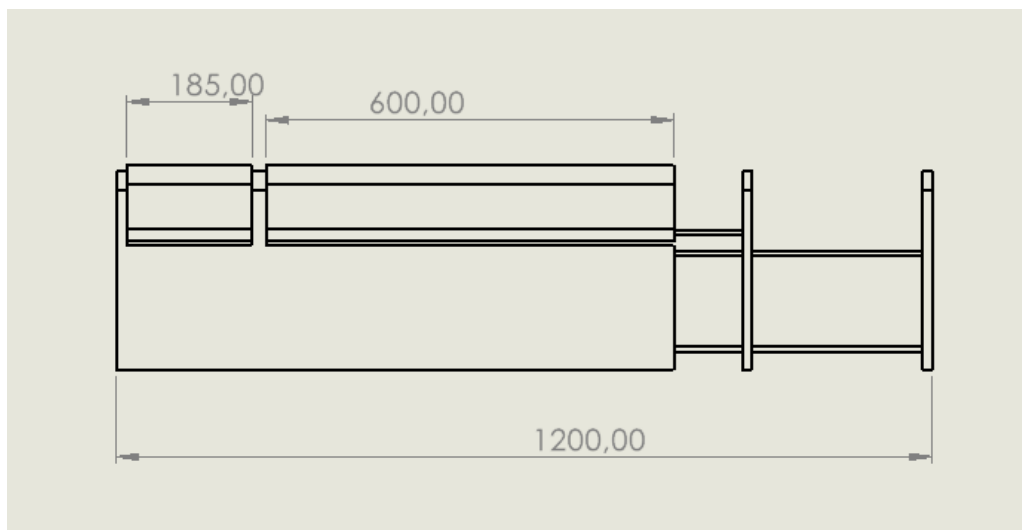


Рисунок 4.2 - Схема крила з механізацією

4.2 Хвостове оперення

У літальних апаратах, таких як літаки, вертольоти та дрони, хвостове оперення використовується для керування та стабілізації польоту. Основні функції хвостового оперення включають наступне:

1. Стабілізація: Хвостове оперення допомагає зберегти стійкість та горизонтальну площину польоту літального апарата. Воно утримує літальний апарат в балансі, запобігаючи небажаному крену, ковзанню або пікі.
2. Керування: Хвостове оперення може бути рухливим та включати рухомі частини, такі як руль глибини, руль крену та руль розвороту. Ці керуючі поверхні дозволяють пілотам змінювати кут атаки, крен, ковзання та штовхи літального апарата, щоб керувати напрямком і поворотами під час польоту.
3. Зменшення опору: Деякі хвости літальних апаратів, особливо у сучасних дизайнах, можуть бути оптимізовані для зменшення опору повітря. Вони можуть мати певну форму або використовувати матеріали, що допомагають знизити опір повітря, що дозволяє економити паливо та збільшувати ефективність польоту.

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						33
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

В цілому, хвістове оперення у літальних апаратах використовується для керування польотом, забезпечення стабільності та покращення ефективності польоту.

Ось деякі додаткові відомості про хвістове оперення:

$$l_{xв} = 0,16 \text{ м};$$

$$b_{xв} = 0.085 \text{ м};$$

$$S_{xв} = 0,0136 \text{ м}^2;$$

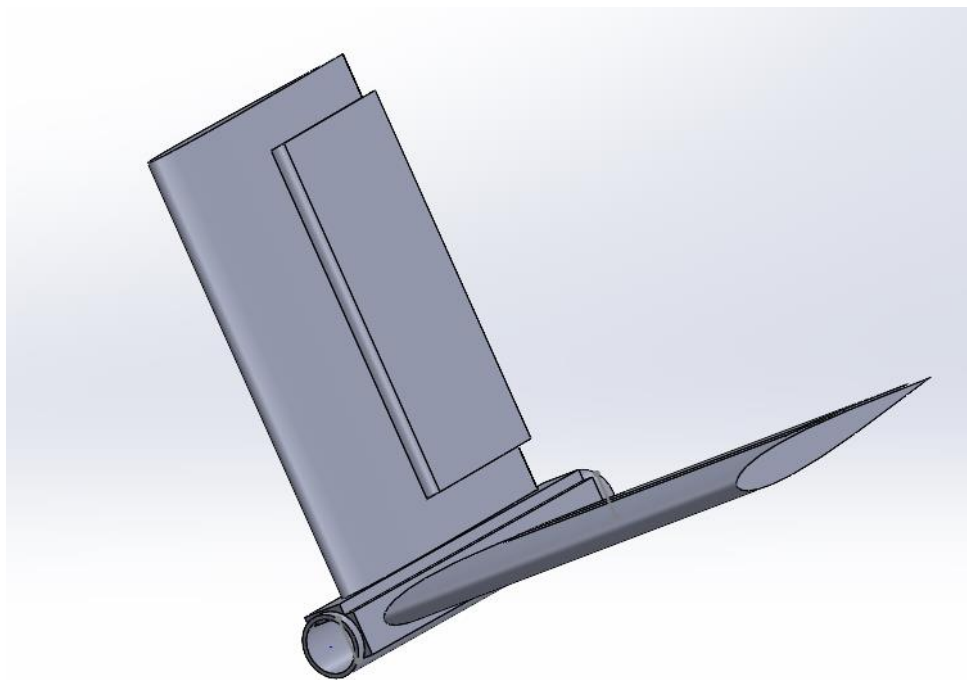


Рисунок 4.3 - Модель хвостовго оперення

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						34
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

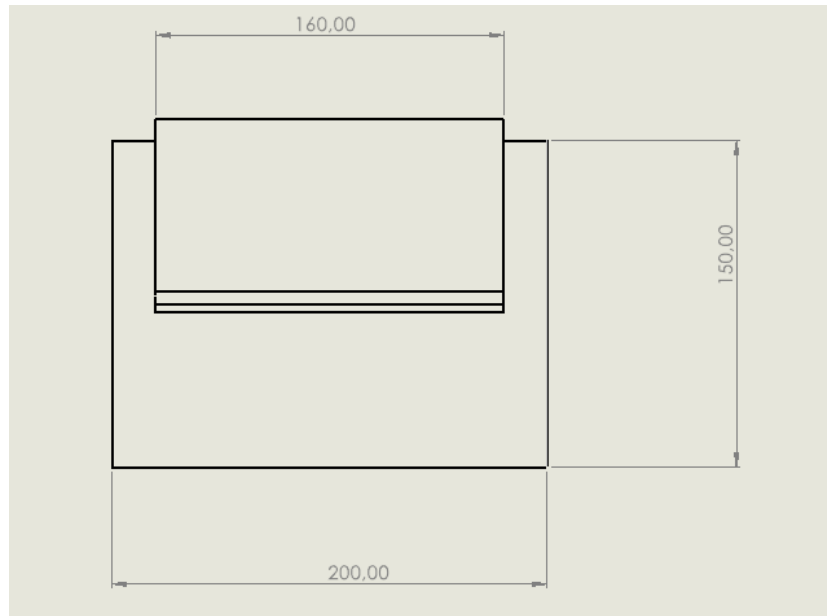


Рисунок 4.4 Креслення з основними розмірами

Висновки до розділу 4

У розділі було проведено аналіз основних видів механізації крила та обрано найактуальніші механізми для проєктування даного ЛА. Також були встановлені геометричні параметри цих механізацій, проведені розрахунки на визначення геометричних параметрів керуючих поверхонь.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						35
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

5.ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ НА КОНСОЛЬ

5.1 Визначення навантажень на крило

Під час подальших розрахунків я використовую коефіцієнт безпеки $f=1.5$ та коефіцієнт експлуатаційного перевантаження $n_e = 2.5$.

На рис. 7.1 зображено сили, що діють на літак під час польоту на додатніх кутах атаки та при малих числах M . Ці сили складаються з аеродинамічних та масових зосереджених і розподілених сил.

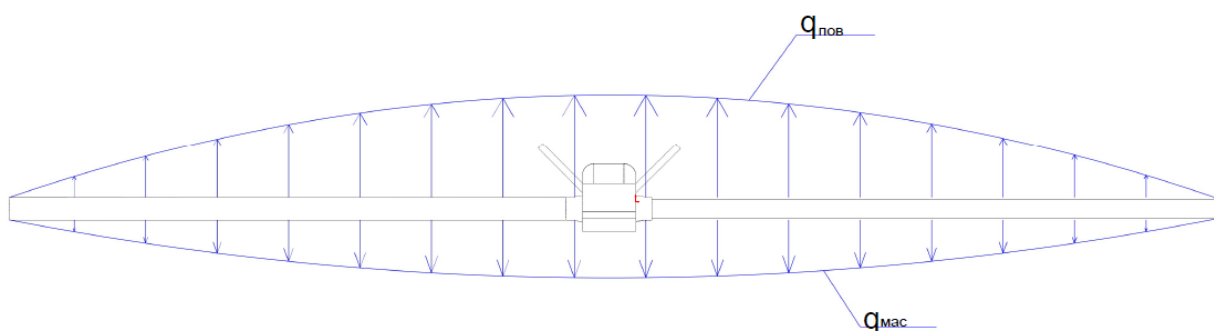


Рисунок 5.1 Сили, що діють на крило літака

Знаючи масу літака $m_0 = 12.5$ кг, експлуатаційне перевантаження $n_e = 2.5$ та коефіцієнт безпеки $f=1.5$, можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила за формулою

$$Y^p = Y^B = m_0 * n_e * f = 46.8 \text{ кгс} \quad (7.1)$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

n_e – експлуатаційне перевантаження;

f – коефіцієнт безпеки.

Для спрощення розрахунків були використані наступні припущення:

1. Аеродинамічні і масові навантаження, які розподілені по прольоту, пропорційно розподіляються за хордою.

2. Центр прикладання аеродинамічних навантажень приймається на 25% хорди в кожній секції.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						36
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3. Приблизне положення центру жорсткості вважається рівним 0,3b.
4. Зосереджені навантаження діють у центрі маси навантажень.
5. Масові і аеродинамічні навантаження паралельні одне одному і спрямовані в протилежні сторони.

Ці припущення дозволяють виконувати більш прості та ефективні розрахунки реакції конструкції на прикладені навантаження.

Масове розрахункове навантаження від крила складає :

$$m_{кр}^p = m_{кр} * n_e * f = 4.875 \text{ кгс} \quad (7.2)$$

$$m_{кр} = 1.3 \text{ кг} (0.08...0.15) m_0$$

За створеною розрахунковою схемою (рис. 8.2) визначаю розподілене повітряне (8.3) та масове навантаження (8.4) та еквівалентне навантаження q

Розподілене навантаження на крило :

$$q_{пов} = \frac{m_0 * n_e * f}{S} * b$$

де S – площа крила, $S=0.348 \text{ м}^2$

Розподілене масове навантаження :

$$q_{пов} = \frac{m_{кр} * n_e * f}{S} * b$$

Заміною масові та аеродинамічні навантаження далі одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{пов} - q_{мас}$$

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						37
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для побудови графіків потрібно визначити поперечну силу, згинальний момент і крутний момент у кожній секції крила.

Зміна величини поперечної сили в будь-якому перерізі крила відбувається поступово, за допомогою наступної формули:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n \Delta Q_i$$

Де:

$n = 6$, кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах

ΔQ_i - приріст поперечної сили на будь-якій ділянці крила

$$\Delta Q_i = \frac{q_i + q_{i+1}}{2} \Delta z$$

q_i, q_{i+1} – значення погонного навантаження на кінцях розрахункової ділянки

$\Delta z = 0,2$ м – довжина розрахункової ділянки

Величина згинаючого моменту на будь-якій ділянці крила дорівнює:

$$M_i = \sum_{i=1}^n \Delta M_i$$

Де

$\Delta M_i = \left(\frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \right) \Delta z$, зміна моменту згину $\Delta M_{\text{згин}}$ на кожному відрізку балки Δz .

Q_i, Q_{i+1} – величина поперечної сили на кінцях визначеної області

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						38
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 5.1 - Розподілене навантаження

Номер перерізу	b_i , м	$q_{пов}$, кгс/м	$q_{мас}$, кгс/м	q , кгс/м
0	0.29	39	4	35
1	0.29	39	4	35
2	0.29	39	4	35
3	0.29	39	4	35
4	0.29	39	4	35
5	0.29	39	4	35
6	0.29	39	4	35

Таблиця 5.2 - Значення приростів сил та моментів

Номер перерізу	$q_{ср i}$ кгс/м	ΔQ_i кгс	Q_i кгс	Q_{i+1} кгс	$Q_{ср}$ кгс	ΔM_{32} кгс·м	M_{32} кгс·м
0 1	35	7	0	7	3.5	0.7	0.7
1 2	35	7	7	14	10.5	2.1	2.8
2 3	35	7	14	21	17.5	3.5	6.3
3 4	35	7	21	28	24.5	4.9	11.2
4 5	35	7	28	35	31.5	6.3	17.5
5 6	35	7	35	42	38.5	7.7	25.2

Розрахунку крутного моменту:

Погонний крутний момент:

$$m_i = q_{пов} a + q_{мас} a_1$$

$a = 0.1b_i$ – відстань від центру тиску до лінії центрів згину;

$a_1 = 0.1b_i$ – відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину

Крутний момент від зосередженого вантажу:

$$\Delta M_{кр ван} = m_{кр} * a_2$$

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						39
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$a_2 \approx 0$ – відстань від центру мас вантажу до лінії центрів згину;

Величина крутного моменту в будь-якому перерізі:

$$M_{кр\ i} = \sum_{i=1}^n \left(\left(\frac{m_i + m_{i+1}}{2} \right) * \Delta z \right) - M_{кр\ ван}$$

Таблиця 5.3 - Значення крутних моментів

Номер перерізу	b_i, м	Δz, м	m_i, кг	$m_{(i+1)}$, кг	$\Delta M_{кр}$, кг*м	$M_{кр}$, кг*м	$M_{кр.ван.}$, кг*м
0 1	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	0.249	0
1 2	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	0.498	0
2 3	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	0.747	0
3 4	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	0.996	0
4 5	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	1.245	0
5 6	0.29	0.2	1,247	1,247	0.249	1.494	0

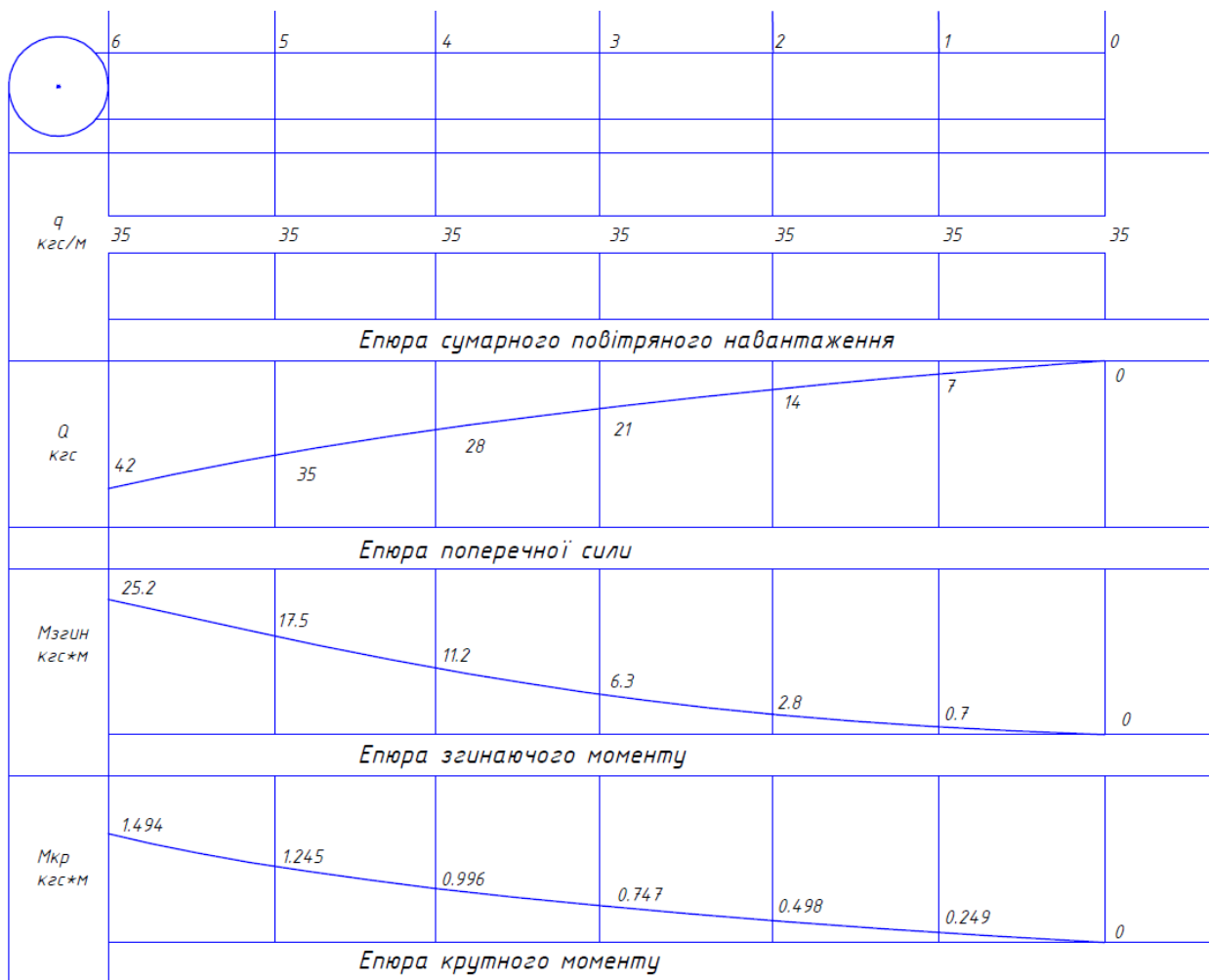


Рисунок 5.2 Епюри - розподілення навантаження на крило

Висновок по розділу 5

Даний розділ присвячений розрахунку питомого навантаження на консоль безпілотного літального апарату, з метою з'ясування його міцностних та якісних характеристик, а також визначення оптимальних параметрів консолей крила. Виходячи з розрахунків в даному розділі можемо зробити висновок, нас влаштовують отримані результати.

6 ЗАПОВНЕННЯ КРИЛА КОМІРКАМИ

6.1 Заповнення крила комірки

У 1947 році було проведено дослідження комірчастих структур. Тоді було досліджені комірчасті структури із паперу. Тодішні технології не дозволяли виготовити ці структури із пластику. Моє дослідження буде стосуватися саме комірчастих структур із пластику і як вони можуть допомогти у сучасності.

Як частина дослідження волокнистих матеріалів низької щільності для створення сендвіч-панелей, там проводився аналіз. У процесі цього дослідження було виявлено, що комірчасті структури мають високий потенціал як основні матеріали, оскільки вони поєднують в собі високу міцність і невелику вагу.

Була розроблена формула, яка значно зменшила кількість необхідних випробувань для оцінки ефективності різних волокнистих матеріалів, що використовуються для виготовлення комірок. Ця формула базується на міцності на стиск комірок з однаковою формою комірок, але з різними комбінаціями розміру комірки та товщини стінки комірки.

Цей аналіз має частково емпіричний характер і ґрунтується на даних, отриманих під час випробувань фанерних панелей. Його успішно застосовано для оцінки паперу, просоченого смолою, але його ефективність слід перевірити на матеріалах, які відрізняються від цих, перед тим як використовувати його в загальному випадку.

Встановлено, що досить щільний матеріал, сформований у комірчасту структуру, має багато явних переваг як основний матеріал для сендвіч-конструкцій.

Стійкість такої структури до плоского стиснення та зсуву сендвіча залежить від жорсткості стінок комірок. Одним із факторів, що впливають на жорсткість клітинних стінок, є співвідношення розмірів різних стінок і

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						42
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

взаємодія, або бічна опора, яку вони надають одна одній. Оскільки деякі стінки складаються лише з основного матеріалу однієї товщини, а інші – з двох товщин, склеєних разом, деякі форми комірок повинні мати більшу міцність, ніж інші. Було виготовлено та випробувано серію зразків шестикутних комірок. Загальна довжина всіх стінок клітини була однаковою для всіх зразків, але довжина стінок подвійної товщини була збільшена з кроком 1/16 дюйма (0.15 см) від 1/4 (0.635 см) до 5/8 (1.5875 см) дюйма. Відповідно, довжина стінок однієї товщини була зменшена з кроком 1/16 дюйма. Комірчасті конструкції були виготовлені з паперу через простоту виготовлення. Загальні висновки, зроблені на основі даних випробувань, також стосуються інших матеріалів.

У таблиці 1 наведено довжини клітин і співвідношення довжин для різних досліджуваних форм клітин (рис. 1). Стовпець (1) містить ідентифікаційні номери серій, які також є довжиною подвійної стінки комірок у шістнадцятих дюйма. У стовпчику (2) наведено довжину комірок, а в стовпці (3) — співвідношення сумарної довжини стінок комірок, яка в усіх випадках становить 1,5 дюйма, до довжини комірок, наведених у стовпці (2). У стовпчику (4) наведено значення rg , які є добутком співвідношень у стовпчику (3) і питомої ваги паперу, 0,805.

У таблиці 2 наведено дані про вплив форми комірок на питому міцність вощини при стиску. У колонці (2) наведено значення максимального навантаження на стиск, отримане під час випробування зразка, паралельного напрямку канавки. У колонках (3) і (4) наведені розміри поперечного перерізу досліджуваних зразків, тоді як у колонці (5) перераховані значення відповідної видимої міцності на стиск. У колонці (6) наведені значення видимої питомої ваги стільника, отримані діленням його маси в грамах при випробуванні на видимий об'єм у кубічних сантиметрах. У колонці (7) перераховані значення питомої міцності на стиск стільника, отримані шляхом ділення значень уявної міцності на стиск, наведених у колонці (5), на значення уявної питомої ваги, наведених у колонці (6).

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						43
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

У колонці (8) ми маємо значення константи c із формули:

$$c = p_s \left(\frac{rg - g_a}{g_a} \right)^{2/3}$$

На малюнку 2 наведено середні значення уявної міцності на стиск для кожної групи досліджуваних зразків у вигляді функції уявної питомої ваги конкретної структури сендвіча. Ці значення представлені у вигляді точок на графіку. Шляхом заміни середніх тестових значень для c і g кожної серії в рівнянні (1) та варіюючи значення g_a від 0,01 до 0,08 шляхом зміни товщини клітинних стінок, дані тесту були розширені до сімейства кривих, які дозволяють оцінити міцність комірчастих конструкцій на стиск у цьому діапазоні та в заданих даних.

Кожна клітина, незалежно від своєї форми, була створена таким чином, щоб вміщувати однакову кількість матеріалу і, отже, мати однакову масу. З рисунка 2 видно, що для будь-якого значення уявної питомої ваги g_a міцність структури зростає зі збільшенням ширини комірки, і найміцнішою коміркою є та, яка є найширшою та має найкоротші стінки подвійної товщини. Ці дані підтверджують, що найміцнішою структурою сендвіча при однаковій масі є, ймовірно, та, для якої шестикутна форма зменшена до квадратної шляхом укорочення подвійної товщини стінок до майже їх повного відсутності.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						44
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

(1)	(2)	(3)	(4)
Specimen	Length of cell, a_f (in.)	Ratio of length of material to length of cell, $r = \frac{a_o}{a_f}$	Product of specific gravity of core material and r , rg
4	0.793	1.892	1.524
5	.881	1.703	1.381
6	.970	1.546	1.245
7	1.058	1.418	1.142
8	1.146	1.309	1.053
9	1.235	1.215	.978
10	1.323	1.134	.912

Таблиця 6.1 Довжина клітин та співвідношення довжин для шестикутних сот

Криві на рисунку 2 застосовуються лише в тих випадках, коли стінки комірок піддаються напрузі, яка менша за міцність матеріалу при стисненні. Якщо стінки комірок зробити достатньо товстими, щоб вони не вигиналися при стисненні без деформації, то уявна міцність структури на стиснення буде пропорційна уявній питомій вазі.

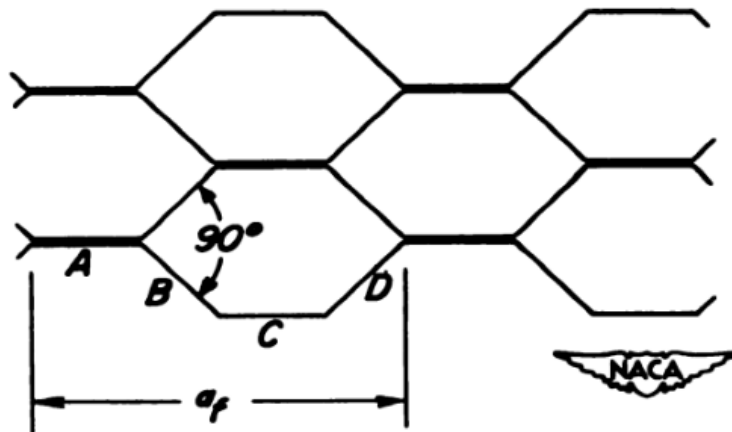


Рисунок 6.1 - Ескіз шестикутної комірчастої конструкції. Сума довжин А, В, С і D дорівнює 1,5 дюйма або a_0 ; $A = C$, $B = D$.

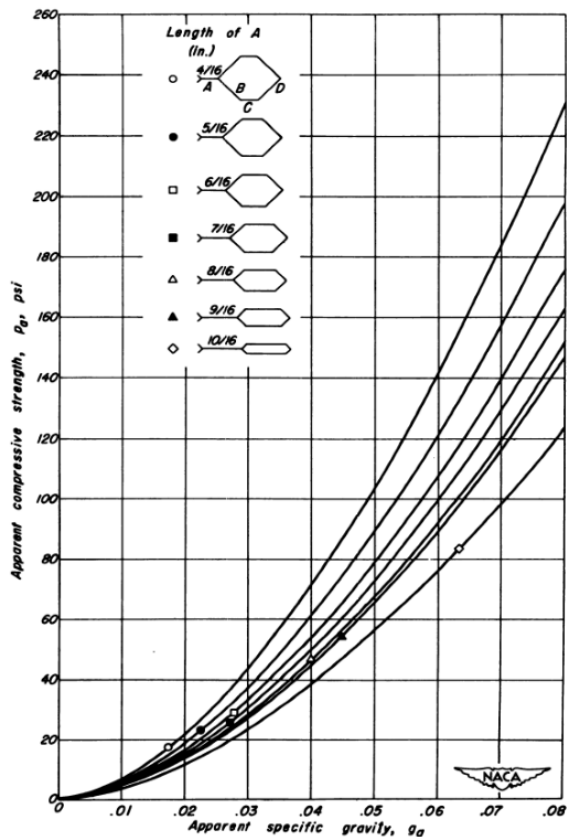


Рисунок 6.2 - Уявна міцність на стиск шестикутних комірчастих сердечників, випробуваних паралельно напрямку канавки, нанесена на графік відносно уявної питомої ваги досліджуваних зразків. Середні тестові значення для різних формсерцевини показані символами точок; криві були отримані шляхом підстановки рівняння (1).

Я також вирішив використати цю технологію, але додавши деякі сучасні рішення. В вищезгаданих дослідженнях було використано паперові комірки з додаванням епоксидної смоли, в свою чергу я вирішив використати PLA пластик.

Тож у середовищі Solidworks, я зробив 3д модель комірчастого заповнення крила.

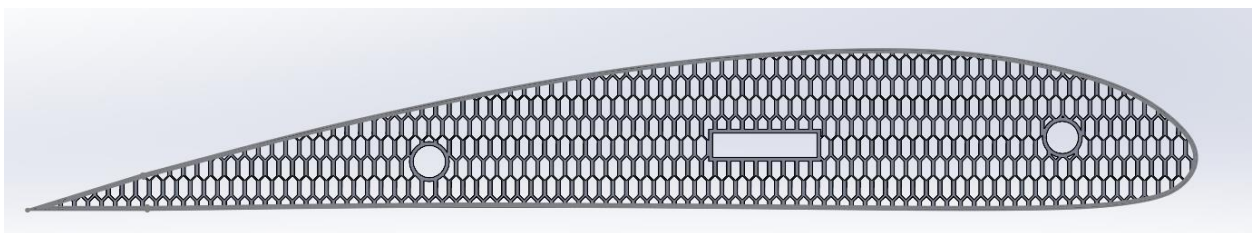


Рисунок 6.3 - просторова модель комірчастого заповнення

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						46
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

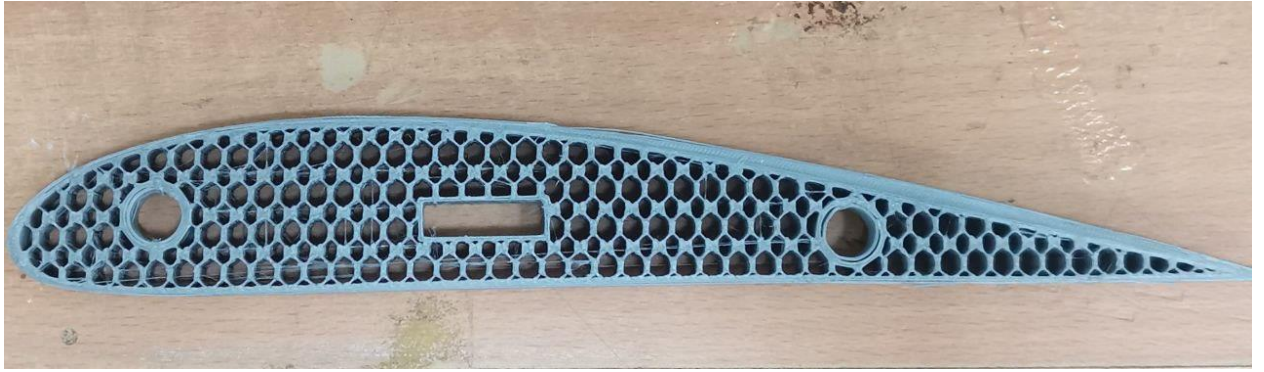


Рисунок 6.4 - Перша версія комірчастого заповнення



Рисунок 6.5 - Кінцева версія комірчастого заповнення

Висновки до розділу 6

Даний розділ присвячений особливостям побудови комірчатих структур та апробації таких структур в консолях крила. В даному розділі дослідження опиралися на документах та звітах НАСА. Також в даному розділі були розглянуті форми таких структур та була обрана комірчата структура. Також цей розділ присвячений виготовленню адитивними технологіями комірчастої структури обраного профілю нервюри та імплементації в побудову консолі планера.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						47
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

7. ПРОСТОРОВА МОДЕЛЬ ПРОЄКТОВАНОГО ЛА ТА ЇЇ ПРОДУВКА

7.1 Просторова модель проєктованого ЛА та її продувка

У цьому розділі ми розглянемо просторову модель проєктованого ЛА та процес продувки моделі за допомогою Solid Flow Simulation. Продувка - це важливий етап в проектуванні літаків, який дозволяє визначити аеродинамічні характеристики літака і забезпечити його оптимальну ефективність та безпеку польоту. Solid Flow Simulation є потужним інструментом, який дозволяє віртуально моделювати повітряний потік навколо літака та аналізувати його вплив на його конструкцію та характеристики.

Solid Flow Simulation є числовим методом, який використовується для моделювання повітряного потоку навколо твердих об'єктів. Цей метод базується на рішенні рівнянь Нав'є-Стокса, які описують рух рідини або газу.

Перед проведенням продувки необхідно підготувати модель літака для використання в Solid Flow Simulation. Це включає створення тривимірної геометричної моделі літака з врахуванням всіх деталей і поверхонь, які можуть вплинути на аеродинамічні характеристики. Модель повинна бути створена відповідно до масштабу реального літака.

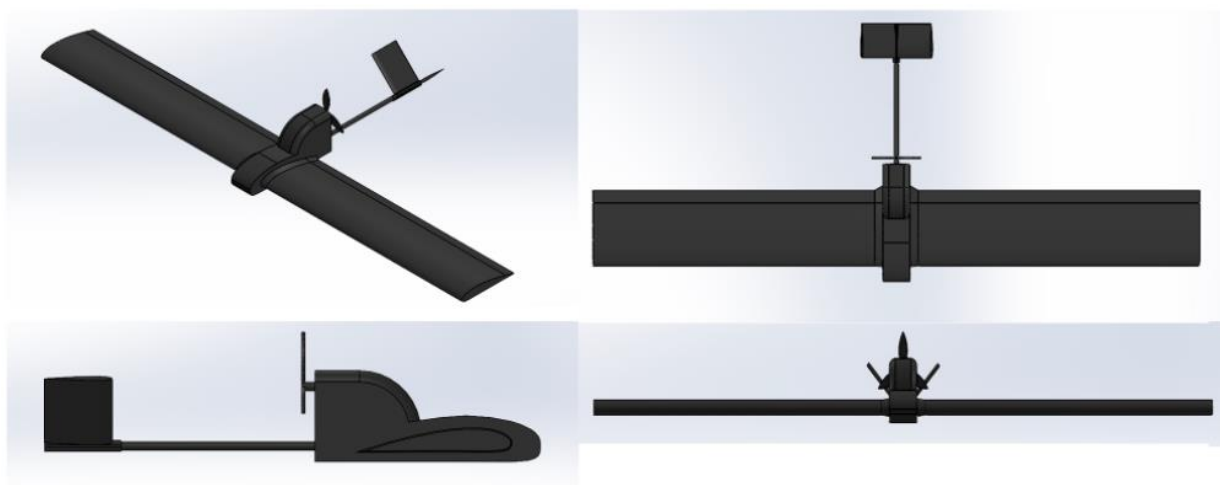


Рис 7.1 Тривимірна модель проєктованого ЛА

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						48
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Проведення розрахунків аеродинаміки літака має на меті з'ясування та оцінку його поведінки у повітрі. Це є важливою складовою процесу проектування та вдосконалення літаків і дозволяє отримати такі результати:

Підйомна сила: Розрахунки аеродинаміки допомагають визначити підйомну силу, яку створюють крила літака. Це дозволяє встановити оптимальні параметри крила, такі як його форма, профіль, кут атаки та інші, для ефективного створення підйомної сили та підтримки літака у повітрі.

Опір повітря: Розрахунки аеродинаміки допомагають визначити опір повітря, який діє на літак під час руху у повітрі. Зменшення опору допомагає підвищити швидкість літака та знизити споживання палива. Завдяки аеродинамічним розрахункам можна встановити оптимальну форму фюзеляжу, крил, хвостової частини та інших елементів літака для зменшення опору повітря.

Стійкість та керованість: Аеродинамічні розрахунки допомагають визначити стійкість та керованість літака, тобто його здатність зберігати стабільність під час польоту та виконувати необхідні маневри. Вони включають аналіз аеродинамічних сил і моментів, що діють на різні частини літака, такі як крила, хвіст, керувальні поверхні та інші складові.

Отже, продувка літака дозволяє отримати важливу інформацію про його підйомну силу, опір повітря, стійкість та керованість.

Після підготовки моделі літака необхідно встановити умови потоку повітря навколо моделі. Це включає задання початкової швидкості повітря, температури, тиску і в'язкості. Також можуть бути враховані інші параметри, такі як турбулентність повітря або наявність перешкод у потоці, але для спрощення розрахунків, ці параметри були прибрані.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						49
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Початкові значення:

Швидкість потоку 20 м/с

Гравітація 9.81 м/с²

Температура потоку 273 К

Після встановлення умов потоку можна провести сам процес продувки. Solid Flow Simulation розв'язує рівняння Нав'є-Стокса для кожного елемента простору, розбитого на малі області. Це дозволяє отримати розподіл швидкості, тиску та інших параметрів в повітряному потоці навколо моделі літака.

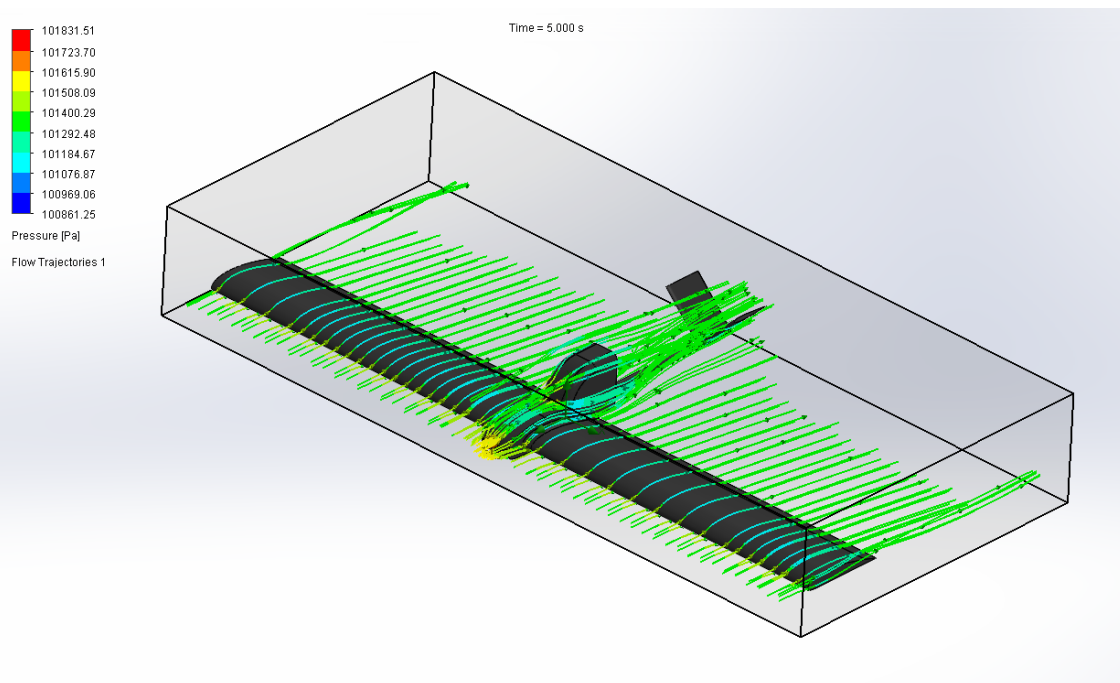


Рисунок 7.2 – Аеродинамічна обдувка літального апарату

Результатами продувки моделі літака у Solid Flow Simulation було отримано наступні значення аеродинамічного опору:

$X = 17.6 \text{ Н}$ - загальний аеродинамічний опір.

$F_T = 0.639 \text{ Н}$ - опір тертя.

Також були побудовані графіки у програмі xflr5

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						50
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

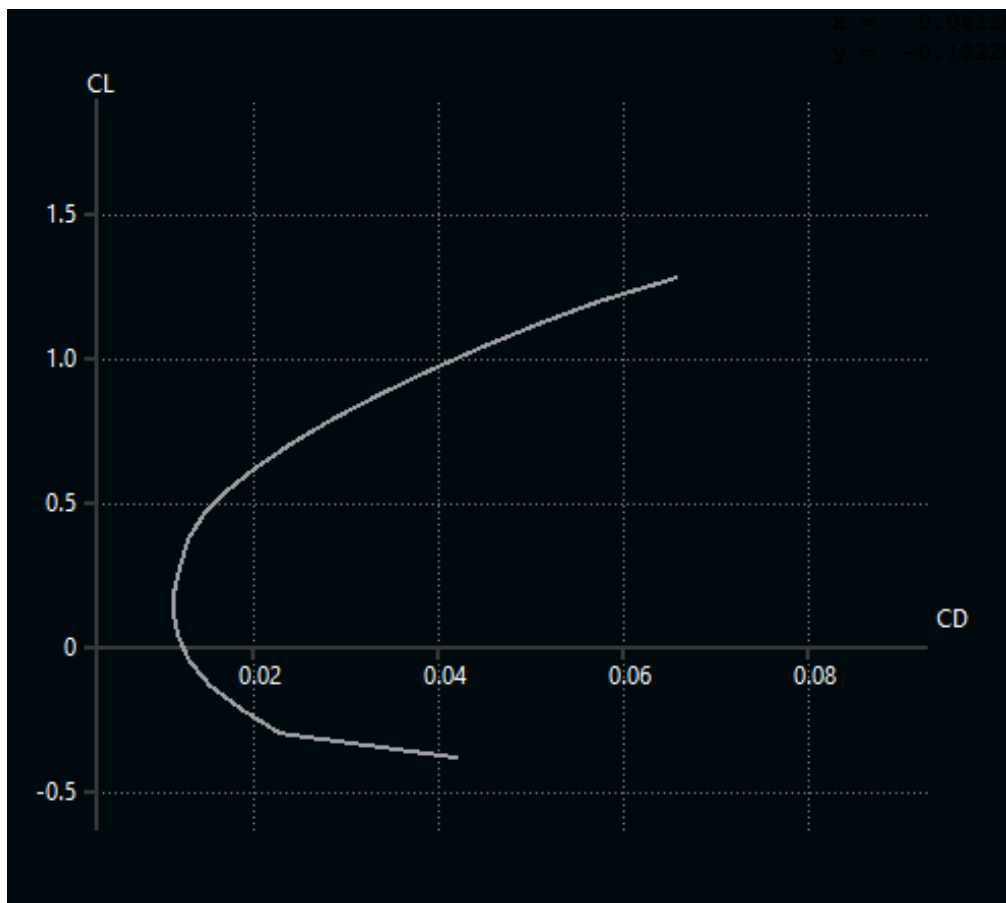


Рисунок 7.3 - Графік відношення S_u до S_x

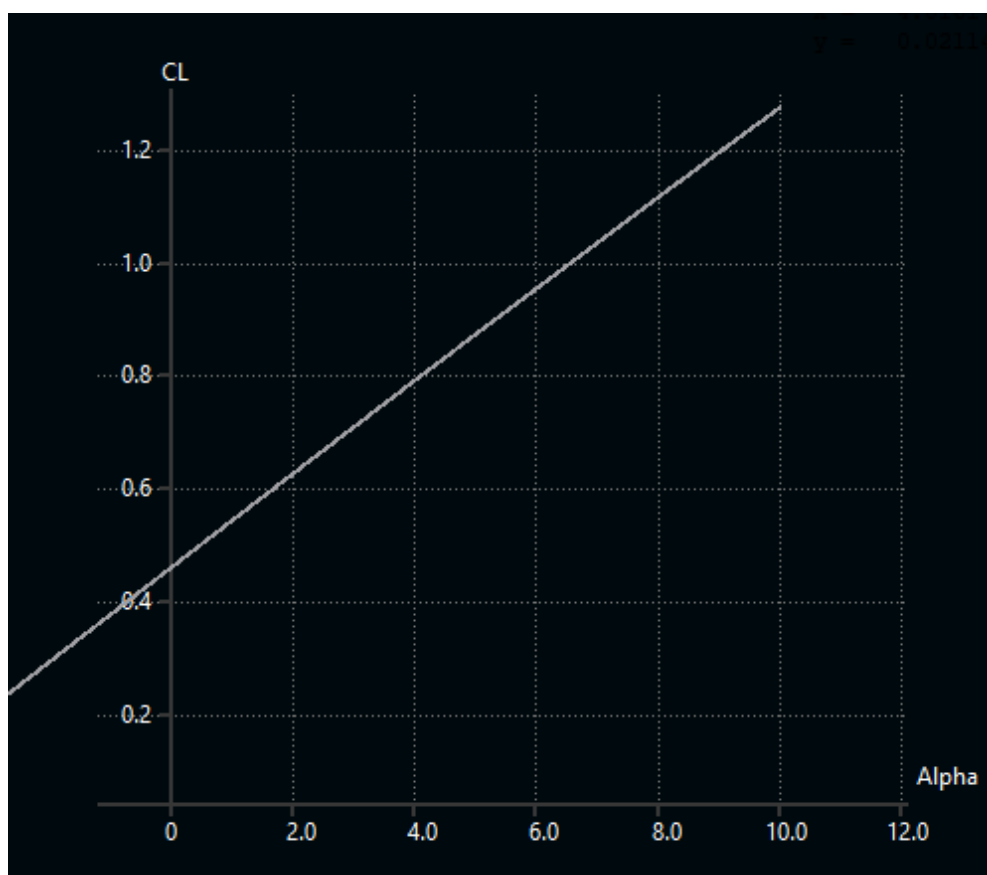


Рисунок 7.4 - Графік відношення S_u до α

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						51
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

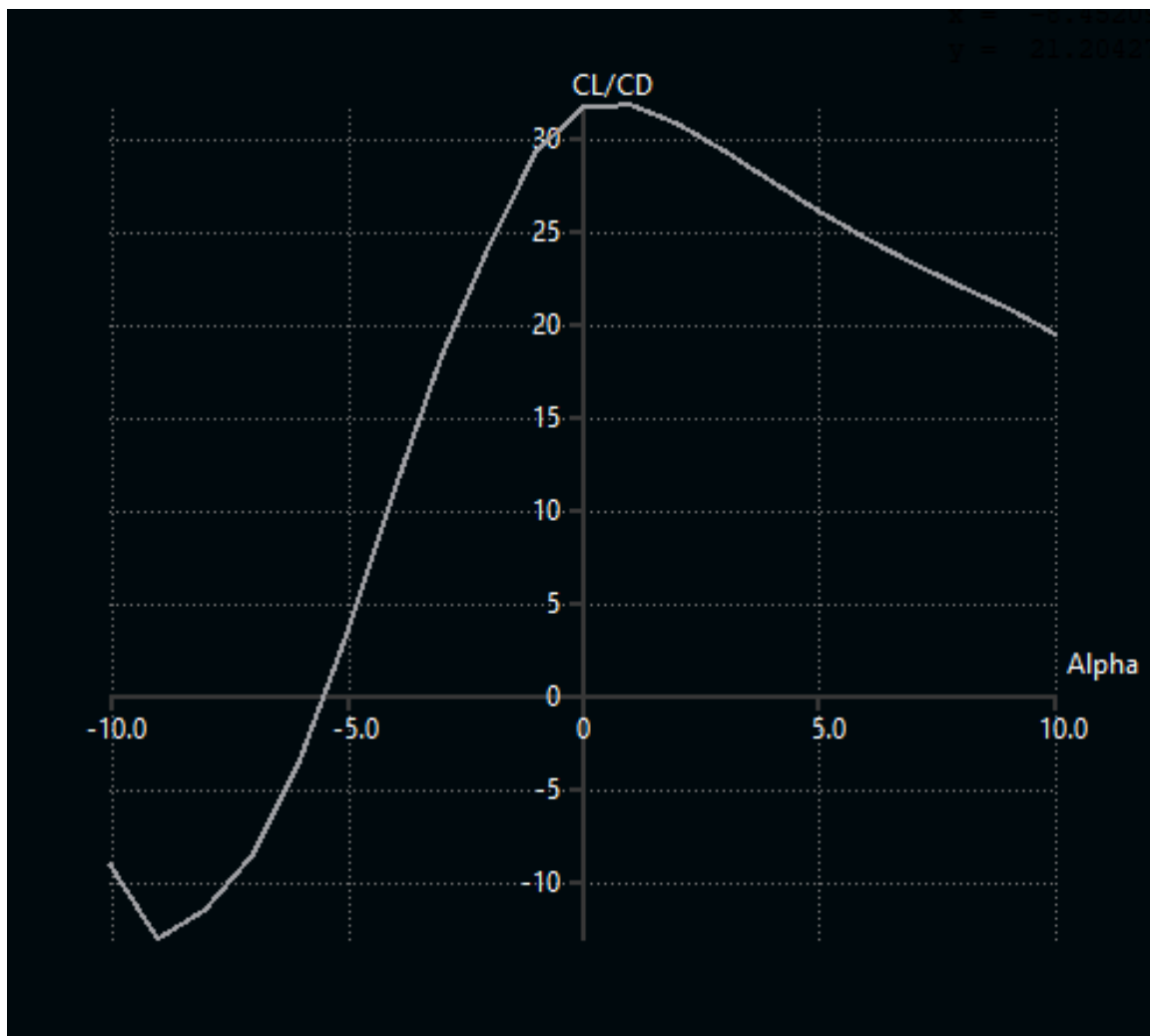


Рисунок 7.5 - Графік відношення C_y/C_x до α

Висновок до розділу 7

В даному розділі була проведена аеродинамічна продувка побудованої віртуальної моделі в додатку Solidwork та xflr5. Результати аналізів ви можете побачити на відповідних полярах та проаналізувати якісні характеристики даного літального апарату. Мною було замічено, що при даній конфігурації льотної схеми однобалочного високоплана, з V образним хвостом, ми отримуємо максимальний оптимум його льотних якостей.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						52
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8.ВИБІР ЕЛЕКТРОНІКИ ДЛЯ КЕРУВАННЯ БПЛА

8.1 Загальні відомості

При створенні безпілотного літального апарата (БПЛА), вибір електроніки є одним із найважливіших рішень. Цей вибір залежатиме від конкретних вимог мого проєкту та доступних варіантів. Важливо враховувати наступні фактори при виборі електроніки для БПЛА:

Тип БПЛА: Розмір і вага вашого БПЛА визначатимуть, яку електроніку ви можете використовувати. Невеликі та легкі БПЛА можуть вимагати компактної та легкої електроніки, тоді як великі та важкі БПЛА можуть мати більше простору для більш потужних компонентів.

Мій проєкт це легкий планер, тобто найкращім варіантом є обрання компактної та легкої електроніки.

Бюджет: Визначення бюджету перед вибором електроніки допоможе уникнути зайвих витрат. Електроніка може мати широкий діапазон цін, тому було зроблено ретельний аналіз і знайдено компоненти, що відповідають фінансовим можливостям.

Під час вибору електроніки для мого БПЛА, було проведено докладне дослідження ринку, оглянуто характеристики та відгуки про різні компоненти, а також я консультувався з експертами та спільнотами, що займаються БПЛА. Це допомогло вам зробити найкращий вибір, враховуючи конкретні потреби та вимоги мого проєкту.

Далі будуть перераховані компоненти, які я обрав для свого БПЛА:

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						53
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8.2 Автопілот і системи навігації

Вибір автопілота та систем навігації визначається потребами у точності польоту, включаючи GPS-навігацію, інерціальну навігацію, барометричний альтиметр та компас. Також слід врахувати можливість автономного польоту та систему автоматичного керування.

Було обрано Польотний контролер Cube Orange

Це оновлена версія популярного контролера польоту Pixhawk 2.1 CUBE, яка має додатковий вбудований приймач ADS-B із частотою 1090 МГц від компанії uAvionix. Цей контролер спеціально розроблений для апаратів, що використовують платформу Ardupilot.



Рисунок 8.1 - Польотний контролер Cube Orange

Завдяки вбудованому приймачу ADS-B, CUBE ORANGE отримує інформацію про місцезнаходження сусідніх повітряних суден, таких як планери, вертольоти та інші. Ця інформація, включаючи положення, висоту, швидкість та ідентифікатор, відображається в програмному забезпеченні MP.

Pixhawk 2.1 є простим у використанні і надійним польотним контролером. Він є ідеальним рішенням для різних проектів, незалежно від їх комерційної, науково-дослідної або хобістичної спрямованості. Контролер має високу продуктивність та надійність датчиків, включаючи потрібне резервування

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						54
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

гіроскопів та акселерометрів, новий мікроконтролер та можливість використання до трьох GPS модулів одночасно.

Загалом, Pixhawk 2.1 є повністю інтегрованим польотним контролером, який відповідає вимогам найскладніших завдань, забезпечуючи високу продуктивність та надійність.

8.3 Вибір GPS

Також було обрано GPS HEX Here 3 CAN GNSS для Pixhawk 2.1. Цей GPS від компанії HEX є найновішою версією, яка використовується для визначення місця розташування безпілотного літального апарата (БПЛА) у просторі взаємодіючи з польотним контролером. Третя версія цього GPS модуля має вдосконалену функціональність і широкі можливості програмування, а також використовує новий чіп U-blox M8P.

Here3 GPS використовується як бортовий модуль у системі RTK HERE+. Цей GPS модуль є високоточною системою GNSS, що працює на протоколі CAN (не сумісний з класичними системами GPS) та підтримує режим навігації RTK. Крім того, Here3 GPS захищений від пилу та бризок.

Here3 оснащений процесором STM32F302, що забезпечує високу швидкість обробки та надійність. Він також має вбудовані датчики, такі як компас, гіроскоп, акселерометр та світлодіодний індикатор стану. Here3 працює на операційній системі реального часу ChibiOS. Його структура має відкритий вихідний код, що робить його ідеальним вибором для розробників зі специфічними вимогами до системи навігації.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						55
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8.4 Передавачі та приймачі

Апаратура радіокерування FrSky Taranis X9D Plus SE 2019 ACCESS

FrSky Taranis X9D Plus 2019 Special Edition - це покращена версія популярної радіоапаратури FrSky Taranis X9D Plus. Ця спеціальна модифікація відрізняється від стандартної версії FrSky Taranis X9D Plus 2019 тим, що має попередньо встановлені датчики.

Одна з переваг моделі SE 2019 полягає в її покращеній довговічності та більш плавних і точних рухах, завдяки використанню стиків замість потенціометрів G9D. Крім того, стики оснащені новими наконечниками з плоским дизайном із загостреними зубцями, що додає комфорту під час керування.

В моделі SE 2019 антена знімається за допомогою роз'єму RP-SMA без необхідності в додаткових модифікаціях. Це дає можливість знімати антену для зручності транспортування або замінити її іншою антеною, наприклад, новою антеною FrSky Infinity 24 з високим коефіцієнтом посилення.

FrSky Taranis X9D Plus 2019 Special Edition є вдосконаленою і надійною радіоапаратурою, яка дозволяє забезпечити високу якість керування вашим дроном і забезпечити стабільну та точну передачу сигналу на відстані до 5 км.

Приймач FrSky 2.4GHz ACCESS ARCHER R8 Pro

Приймач Archer R8 PRO має вісім високоточних ШИМ-каналів і відрізняється відмінними характеристиками захисту від перешкод, особливо при роботі з моделями, що мають двигуни внутрішнього згоряння та можуть викликати іскрове запалювання. Цей приймач підтримує повний рівень сигналу завдяки наявності двох знімних антен, які забезпечують оптимальний прийом і максимально можливу дальність передачі сигналу. Більше того, R8 PRO може використовуватися як резервний приймач поряд з будь-яким іншим приймачем, що підтримує протокол FrSky ACCESS та має порт SBUS.

Всі приймачі серії Archer повністю відповідають протоколу ACCESS. Вони не тільки підтримують бездротове оновлення вбудованого програмного забезпечення, розширений діапазон та продуктивність телеметрії, але також R8

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						56
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

PRO володіє додатковими функціями, такими як налаштування потужності телеметрії, комутація S.Port / F.Port і вихід FLR

8.5 Енергопостачання

Так як в розділах вище я обрав електричний мотор для своєї гвинтомоторної групи то і акумулятор я повинен обрати відповідний, тому було обрано Акумулятор ємністю від 8000 mAh та напругою 6s (22.2 V)

8.6 ESC

Hobbywing Xrotor Pro 80A 6-14S є високоякісним електронним регулятором швидкості (ESC), який використовується в мультироторних системах, зокрема у дронах та квадрокоптерах.

Xrotor Pro 80A може працювати з напругою від 6 до 14S

ESC має високу частоту оновлення та швидкість реагування на сигнали керування, що дозволяє точне та плавне керування дроном.

Висновок до розділу 8

У данному розділі було проведено детальний аналіз та підбір авіоніки та виконавчих пристроїв безпілотного літального апарату з метою оснащення його механізації, навігаційно системи, автопілотом.

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						57
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВИСНОВОК

Дана дипломна робота була присвячена розробці легкого безпілотної літального апарату модульно-комірчастого компанування, завдяки використанню адитивних технологій та побудові комірчастих структур в консолях крила та керуючих поверхонь.

Згідно з темою диплому були виконані такі пункти як:

- Аналіз аналогів легких ЛА
- Складено технічне завдання
- Обрано найбільш оптимальний профіль крила безпілотної літального апарату
- Вибір гвинтомоторної групи
- Розрахунок розмірів механізації крила
- Були досліджені доклади НАСА, за темою «сотове заповнення крила», проаналізувавши їх та зрозумівши як можна використати ці данні ,була спроектована експериментальна модель «сот» і також вона була надрукована використовуючи технологію 3D друку.
- На основі отриманих результатів, а також попередніх розрахунків була розроблена схему навантажень, що діють на проєктований літак, і виконані відповідні розрахунки, в тому числі побудовані епюри навантажень.
- Виконана просторова модель ЛА та її продувка за допомогою FlowSimulation та xflr5
- Була обрана електроніка для майбутнього планеру

					AK9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						58
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Дружинин Е.А., Крицкий Д. Н., Захарчук А.И. «Особенности массовой модели беспилотного летательного аппарата // Система обработки информации.» 2013. Вып. 1(108).
2. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. Науч. предисловие А.М. Матвеевко, М.А. Погосьяна, Ю.М. Шустрова. - 4-е изд. Репр. воспр. текста изд. 1983 г. - М.; Логос, 2005. - 648 с
3. Аэродинамика / Мхитарян А.М. 2-е изд., перераб. и доп. – Москва «Машиностроение», 1976. – 446с.
4. Бадягин А.А. и др. Проектирование легких самолетов./ Машиностроение. 1971 г. 208 стр.
5. Электронный ресурс: <https://www.army-technology.com/projects/rq-11-raven/>
6. Электронный ресурс: <https://athlonavia.com/uk-furia/>
7. Электронный ресурс: <https://deviro.ua/ukr/ciconiavtol>
8. Электронный ресурс: <https://mil.in.ua/uk/news/bpla-rq-20-puma-aerorozvidka-zsu-vykorystovuye-amerykanski-drony/>
9. Электронный ресурс: <https://en.wikipedia.org/wiki/Orlan-10>
10. Проектирование дозвуковых самолетов / Э.Торенбик. Перевод Е. П. Голубкова. – Мостка: «Издательство Машиностроение» 1983 г. – 571 с.
11. Электронный ресурс: <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc55491/>
12. Электронный ресурс: <https://babel.hathitrust.org/cgi/pt?id=mdp.39015086494757&view=1up&seq=1>

					АК9104.16.00.00.00 ПЗ	Аркуш
						59
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		