

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

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій.**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК \_\_\_\_\_

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр БОНДАРЕНКО

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Методика вибору раціональних параметрів безпілотного  
літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-01мп

Хребтієвський Ярослав Юрійович \_\_\_\_\_

Керівник:

Асистент, к.т.н.

Козей Ярослав Сергійович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н., доцент

Сердюк Анатолій Анатолійович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних посилань.  
Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «**Літаки і вертольоти**»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр БОНДАРЕНКО

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

**Хребтієвському Ярославу Юрійовичу**

1. Тема дисертації «Методика вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту», науковий керівник дисертації Козей Ярослав Сергійович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р. № \_\_\_\_\_
2. Термін подання студентом дисертації \_\_\_\_\_ 06 грудня 2021 р.
3. Об'єкт дослідження: Безпілотний літальний апарату (БпЛА) класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту.
4. Предмет дослідження: Методика вибору раціональних геометричних, масових, енергетичних характеристик безпілотного літального апарату.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 5.1. Аналіз БпЛА з значною тривалістю польоту, в тому числі літальних апаратів з сонячною енергоустановкою.
  - 5.2. Дослідження впливу використання сонячної енергоустановки (СЕ), як засобу збільшення тривалості польоту.
  - 5.3. Синтез раціональних геометричних, масових, енергетичних, характеристик БпЛА по критерію максимальної тривалості польоту.
  - 5.4. Використання методів топологічної оптимізації при створенні БпЛА з СЕ.
  - 5.5. Розробка пропозицій щодо реалізації БпЛА класу «міні» з СЕ.
  - 5.6. Розробка стартап-проекту

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд аналогів.

6.2. Дослідження впливу використання СЕ в якості джерела живлення БпЛА.

6.3. Синтез раціональних характеристик БпЛА.

6.4. Топологічна оптимізація конструкції БпЛА на СЕ.

6.5. Напружено-деформований стан моделі.

6.6. Загальний вигляд запропонованого прототипу БпЛА на СЕ.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 05.10. 2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз БпЛА з значною тривалістю польоту, в тому числі літальних апаратів з сонячною енергоустановкою.	до 20.12.2020 р.	
2.	Дослідження впливу використання сонячної енергоустановки (СЕ), як засобу збільшення тривалості польоту.	до 15.05.2021 р.	
3.	Синтез раціональних геометричних, масових, енергетичних, характеристик БпЛА по критерію максимальної тривалості польоту.	до 30.10.2021 р.	
4.	Використання методів топологічної оптимізації при створенні БпЛА з СЕ.	до 15.11.2021 р.	
5.	Розробка пропозицій щодо реалізації БпЛА класу «міні» з СЕ.	до 30.11.2021 р.	
6.	Розробка стартап-проекту	до 06.12.2021 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 06.12.2021 р.	
8.	Перевірка на плагіат.	до 06.12.2021 р.	

Студент

Ярослав ХРЕБТІВСЬКИЙ

Науковий керівник

Ярослав КОЗЕЙ

## Реферат

**Магістерська дисертація:** «Методика вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту», 101 сторінку, 71 рисунок, 26 таблиць, 1 додаток, 11 посилань.

**Актуальність:** Потреба БЛА класу «міні» з підвищеним часом польоту зростає, особливо у військовій сфері, але конструкції існуючих моделей вже на межі аеродинамічної та конструктивної досконалості. Існуючих рішень з часом польоту до 2 годин і менше вже стає не достатньо для задач, які необхідно вирішувати в тій чи іншій сфері. Більшість існуючих моделей мають недостатню тривалість польоту, а аналоги, які можуть задовільнити велику тривалість польоту (більше двох годин), мають або великі розміри, що може викликати труднощі в транспортуванні, або мають мале корисне навантаження, що позбавляє можливості використання в комерційній або військовій сфері.

**Мета роботи:** створення методики вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту.

**Об'єкт дослідження:** безпілотний літальний апарат (БПЛА) класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту.

**Предмет дослідження:** методика вибору раціональних геометричних, масових, енергетичних характеристик безпілотного літального апарату.

**Методи дослідження:** вибір параметрів БЛА з умови забезпечення сталого горизонтального польоту за рахунок сонячної енергії при заданій злітній масі та відносній масі силової установки; визначення аеродинамічних характеристик панельно-вихровим методом; опрацювання конструкції БЛА шляхом використання методу топологічної оптимізації SIMP.

**Наукова новизна одержаних результатів:** досліджено вплив методів топологічної оптимізації, як самостійного засобу для отримання геометрії конструктивно силової схеми БЛА так і для отримання типових елементів конструкції БЛА.

**Практичне значення одержаних результатів:** запропонована методика вибору параметрів БЛА, дозволяє отримати час польоту понад 4 години та конструкцію БЛА розраховану для виготовлення шляхом 3Д друку.

**Публікації:** "Механіка гіроскопічних систем" №39 2020-го року,  
«ДОСВІД ФОРМУВАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ЛІТАКА ІЗ  
ЗАСТОСУВАННЯМ ПІДХОДІВ ТОПОЛОГОІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ».

Тези на ІІІ науково-практичної конференції студентів та молодих вчених  
«Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку», «МЕТОДИКА  
ВИБОРУ РАЦІОНАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО  
АПАРАТУ КЛАСУ «МІНІ» З ПІДВИЩЕНОЮ ТРИВАЛІСТЮ ПОЛЬОТУ»

## **Abstract**

**Master's thesis:** "Methods for selecting rational parameters of unmanned aerial vehicles of the" mini "class with increased flight duration", 96 pages, 71 figures, 26 tables, 1 appendix, 11 references.

**Relevance:** The need for "mini" class UAVs with increased flight time is growing, especially in the military sphere, but the design of existing models is already on the verge of aerodynamic and structural perfection. Existing solutions with a flight time of up to 2 hours or less is no longer enough for the tasks that need to be solved in a particular area. Most existing models have insufficient flight duration, and analogues that can meet a long flight duration (more than two hours) are either large in size, which can cause transportation difficulties, or have a small payload, which deprives them of commercial or military use. .

**Purpose of the study:** creation of a method for selecting rational parameters of a mini-class unmanned aerial vehicle with increased flight duration.

**The object of study:** unmanned aerial vehicle (UAV) class "mini" with increased flight duration.

**Subject of research:** methods of choosing rational geometric, mass, energy characteristics of unmanned aerial vehicles.

**Methods of research:** the choice of UAV parameters from the condition of ensuring a stable horizontal flight due to solar energy at a given takeoff mass and the relative mass of the power plant; determination of aerodynamic characteristics by panel-vortex method; elaboration of UAV design by using the method of topological optimization of SIMP.

**The results and their novelty:** the influence of topological optimization methods as an independent means for obtaining the geometry of the structural power scheme of the UAV and for obtaining the typical elements of the UAV design is investigated.

**Recommendations for the use of work:** the proposed method of selecting UAV parameters, allows you to get a flight time of more than 4 hours and the design of the UAV is designed for manufacture by 3D printing.

**Публікації:** "Mechanics of gyroscopic systems" №39 2020th year,  
«EXPERIENCE OF FORMATION OF AIRCRAFT WING POWER ELEMENTS  
USING APPLICATIONS OF TOPOLOGICAL OPTIMIZATION APPROACHES».

Thesis at the III scientific-practical conference of students and young scientists  
"Aircraft and Rocket Engineering: perspectives and directions of development", "  
METHOD OF SELECTION OF RATIONAL PARAMETERS OF UNCLASSIFIED  
AIRCRAFT OF CLASS "MINI" WITH INCREASED FLIGHT DURATION"

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ .....	10
ВСТУП.....	11
<b>1. ОГЛЯД АНАЛОГІВ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ВИКОРИСТАННЯ СОНЯЧНОЇ ЕНЕРГОУСТАНОВКИ ЯК ЗАСОБУ ЗБІЛЬШЕННЯ ТРИВАЛОСТІ ПОЛЬОТУ .....</b>	<b>13</b>
1.1. Огляд аналогів.....	13
1.2. Дослідження впливу використання сонячної енергоустановки, як засобу збільшення тривалості польоту. ....	25
1.2.1. Типи сонячних панелей .....	26
1.2.2. Розрахунок потенціальної потужності сонячних панелей.....	32
1.3. Постановка мети та задачі дослідження.....	37
Висновки по розділу .....	39
<b>2. СИНТЕЗ РАЦІОНАЛЬНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ, МАСОВИХ, ЕНЕРГЕТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЛА ЗА КРИТЕРІЄМ МАКСИМАЛЬНОЇ ТРИВАЛОСТІ ПОЛЬОТУ .....</b>	<b>40</b>
2.1. Синтез геометричних характеристик .....	40
2.2. Вибір аеродинамічної схеми .....	49
2.3. Аеродинамічні характеристики.....	57
Висновки по розділу .....	62
<b>3. ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДІВ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ПРИ СТВОРЕННІ БЛА НА СЕ.....</b>	<b>63</b>
3.1. Підготовка геометричної моделі.....	63
3.2. Визначення аеродинамічних навантажень.....	65

					<b>АЛ01мп 07.16.20.00.00 ПЗ</b>			
Змн.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата	<i>Методика вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту</i>			
Розроб.		Хребтієвський Я.Ю.						
Перевір.		Козей Я.С.						
Т. контр.								
Н. Контр.		Поваров С.А.						
Затверд.		Бондаренко О.М.			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-01мп			
					Літ.	Арк.	Акрушів	
						8	99	



3.3. Метод топологічної оптимізації SIMP. ....	68
3.4. Топологічна оптимізація моделі. ....	71
Висновки по розділу .....	82
<b>4. СТАРТАП-ПРОЕКТ.....</b>	<b>83</b>
4.1. Опис ідеї проекту.....	83
4.2. Технологічний аудит ідеї проекту .....	84
4.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту. ....	85
4.4. Розроблення ринкової стратегії.....	91
4.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту .....	93
Висновки по розділу .....	95
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>96</b>
<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....</b>	<b>97</b>
<b>ДОДАТОК 1 .....</b>	<b>99</b>

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

БЛА – безпілотний літальний апарат.

ККД – коефіцієнт корисної дії.

ЛА – літальний апарат.

СЕ – сонячна енергоустановка.

АХ – аеродинамічні характеристики.

ПЗ – програмне забезпечення.

ТО – топологічна оптимізація.

ПП – поперечний переріз.

КСС – конструктивно-силова схема.

КЕ – кінцевий елемент.

## ВСТУП

Ряд важливих переваг БЛА перед пілотованою авіацією призвели до більш активного розвитку цієї галузі. Насамперед, це відносно невелика вартість, малі витрати на їх експлуатацію, можливість виконувати маневри з переважаннями, що перевищують фізичні можливості людини.

Визначення параметрів БЛА виконувалися з врахуванням основних умов забезпечення сталого горизонтального польоту. Опрацювання конструкції БЛА виконувалось із застосуванням передового сучасного програмного забезпечення, використовувалися методи топологічної оптимізації для отримання геометрії конструкції планеру БЛА.

На сьогодні існує велика кількість пропозицій на ринку БЛА з часом польоту до 2 годин. Однак такого часу польоту для застосування у військовій сфері чи аграрній сфері стає не достатньо, а кількість рішень з часом польоту більше 4 годин не достатньо для задоволення потреб.

Метою роботи є створення методики вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту.

Об'єктом дослідження цієї роботи є безпілотний літальний апарат (БЛА) класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту.

Предметом цієї роботи є методика вибору раціональних геометричних, масових, енергетичних характеристик безпілотного літального апарату.

Результатом даної роботи є: отримані раціональні геометричні, масові, енергетичні, характеристик БЛА по критерію максимальної тривалості польоту; визначено аеродинамічні характеристики моделі БЛА; отримано дві принципово різні, як за конструктивно-силовою схемою так і за технологією виготовлення, конструкції планеру БЛА, які отримані за допомогою використання методів топологічної оптимізації.

В розділі 1 виконано об’ємний аналіз аналогів БЛА та аналіз досліджень які стосуються теми роботи. Також виконано дослідження впливу використання сонячної енергоустановки на тривалість польоту БЛА.

В розділі 2 проведено синтез масових, геометричних та енергетичних характеристик БЛА з умов забезпечення сталого горизонтального польоту. За отриманими геометричними характеристиками БЛА побудовано просторову модель БЛА та для неї отримані аеродинамічні характеристики. Представлено можливі режими сталого горизонтального польоту для отриманої моделі БЛА.

В розділі 3 проведено опрацювання конструкції планеру отриманої моделі БЛА з використанням методів топологічної оптимізації. Отримано дві принципово різні конструкції планеру БЛА. Виконано моделювання напружено-деформованого стану для однієї з конструкцій.

В розділі 4 проведено розробку стартап проекту.

За результатами досліджень зроблено наступні публікації:

- Опубліковано статтю «ДОСВІД ФОРМУВАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ЛІТАКА ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ПІДХОДІВ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ».
- Тези на III науково-практичної конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку».

# **1. ОГЛЯД АНАЛОГІВ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ВИКОРИСТАННЯ СОНЯЧНОЇ ЕНЕРГОУСТАНОВКИ ЯК ЗАСОБУ ЗБІЛЬШЕННЯ ТРИВАЛОСТІ ПОЛЬОТУ**

## **1.1. Огляд аналогів**

Безпілотний літальний апарат - літальний апарат без екіпажу на борту. БЛА можуть володіти різним ступенем автономності - від керованих дистанційно до повністю автоматичних, а також відрізнятися по конструкції, призначенням і безлічі інших параметрів. Управління БЛА може здійснюватися епізодичною подачею команд або безперервно - в останньому випадку БЛА називають дистанційно-пілотованим літальним апаратом. Основною перевагою БЛА є істотно менша вартість їх створення та експлуатації (за умови рівної ефективності виконання поставлених завдань) - за експертними оцінками бойові БЛА верхнього діапазону складності коштують приблизно 6 млн дол. США, в той час як вартість порівнянного пілотованого винищувача становить близько 100 мільйонів доларів. БЛА можуть вирішувати розвідувальні завдання (на сьогодні це основне їхнє призначення), застосовуватися для нанесення ударів по наземних і морських цілях, перехоплення повітряних цілей, здійснювати постановку радіоперешкод, управління вогнем і цілевказівки, ретрансляції повідомлень і даних, доставки вантажів.

За класифікацією НАТО, клас БЛА «міні» включає в себе безпілотні літальні апарати вагою до 20 кг, висотою польоту до 3 км, радіусом польоту до 25 км. Цей клас затребуваний у зв'язку з тим, що БЛА цього класу легко транспортувати, виробляти та експлуатувати. Представники даного класу дозволяють виконувати широкий спектр задач, але проблема полягає у тому, що в якості джерела енергії в них використовуються акумуляторні батареї.

На сьогоднішній день БЛА застосовуються в багатьох сферах зокрема:

- Військова промисловість;
- Сільська промисловість;
- Спеціальні завдання;
- Особисте некомерційне використання і т.д.

Потреба БЛА даного класу з підвищеним часом польоту зростає, особливо у військовій сфері, але конструкції існуючих моделей вже на межі аеродинамічної та конструктивної досконалості. Існуючих рішень з часом польоту до 2 годин і менше вже стає не достатньо для задач, які необхідно вирішувати в тій чи іншій сфері. Проведено огляд аналогів БЛА класу «міні» та часом польоту понад 2 години. Класифікацію НАТО для БЛА приведено в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1.

#### Класифікація НАТО БЛА

Клас	Категорія	Висота польоту	Радіус дії
I до 150 кг	до 2 кг	до 60 м	5 км
	2 – 20 кг	до 900 м	25 км
	понад 20 кг	до 1500 м	50 км
II 150 – 600 кг		до 3000 м	200 км
III	середньої дальності	до 20000 м	необмежено
	великої дальності	до 20000 м	необмежено
	стратегічні	до 14000 м	необмежено



Рис. 1.1. БЛА Applied Aeronautics Albatross.

Albatross (рис. 1.1) - це БЛА з штовхаючим гвинтом та перевернутим V-оперенням, виготовлений з вуглецевого волокна. Він трохи нагадує військовий безпілотною RQ-7 Shadow, але його можна придбати менш ніж за 2000 доларів США.

Розмах крила – 3м.

Максимальна злітна маса – 10кг.

Корисне навантаження – 2-4 кг.

Висота польоту – до 4 км.

Тривалість польоту - 2-5 год.

Крейсерська швидкість польоту – 65 км/год.



Рис. 1.2. БЛА Skylark-I LE.

Skylark-I LE (рис. 1.2) - переносний варіант БЛА. Призначений для спостереження за територією площею 10 км<sup>2</sup>. Електронна апаратура здатна з висоти в декілька сотень метрів «розпізнавати» окремих людей на землі і передавати картинку на монітор оператора. Посадка відбувається введенням БЛА в плаский штопор на надувну подушку.

Розмах крила – 3м.

Максимальна злітна маса - 7,5 кг.

Корисне навантаження – 1,1 кг.

Висота польоту – до 3 км.

Тривалість польоту – 3 год.

Крейсерська швидкість польоту – 92 км/год.

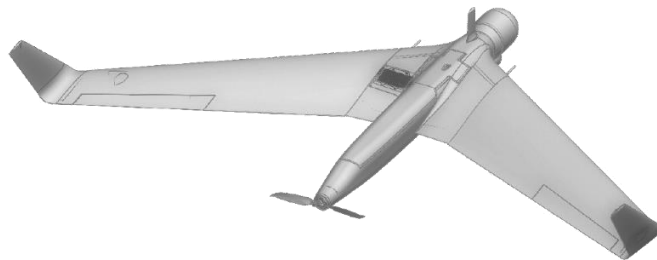


Рис. 1.3. БЛА Orbiter II.

Orbiter II (рис. 1.3.) апарат побудований за схемою «літаюче крило». Оснащений безшумним електричним двигуном з штовхаючим гвинтом.

У комплекс бортового устаткування входять електронно-оптичні та інфрачервоні камери, а також засоби зв'язку та обміну даними.

Управляється одним оператором. Може переноситися в рюкзаку, підготовка до запуску з катапульты займає десять хвилин, посадка здійснюється за допомогою парашута.

Розмах крила – 3 м.

Максимальна злітна маса – 9,5 кг.

Корисне навантаження – 1,5 кг.

Висота польоту – до 5,5 км.

Тривалість польоту 3-3,5 год.

Крейсерська швидкість – 130 км/год.





Рис. 1.4. БЛА Yasir.

Yasir (рис. 1.4) має стріловидне крило, а в носовій частині зона для корисного вантажу. На відміну від ScanEagle, він має перевернуте V- подібне оперення. Yasir оснащений одним двигуном. Він може бути оснащений електроптичним обладнанням або може бути обладнаний вибухонебезпечним вантажем для використання як одноразового ударного БЛА.

Розмах крила – 3,05 м.

Максимальна злітна маса – 19 кг.

Корисне навантаження – 3 кг.

Висота польоту – до 4,5 км.

Тривалість польоту – 8 год.

Крейсерська швидкість 120 км/год.

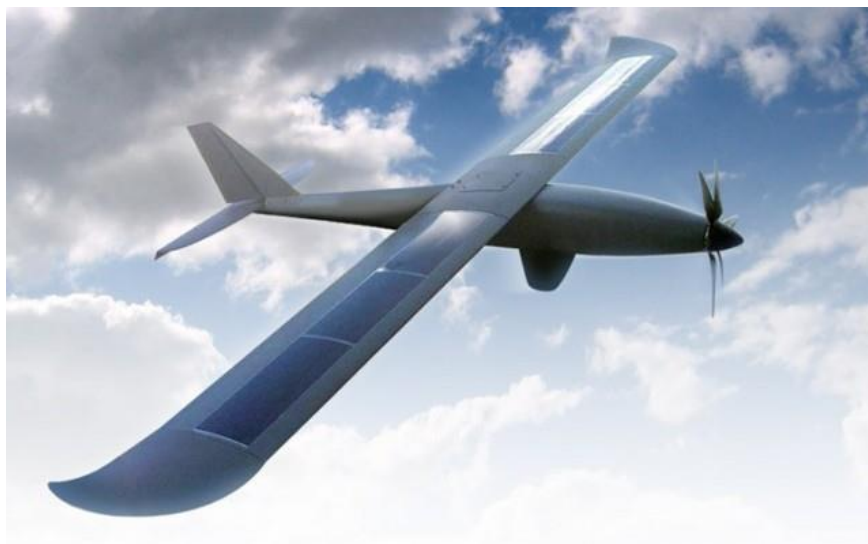


Рис. 1.5. БЛА Silent Falcon

Silent Falcon (рис. 1.5) - апарат призначений для сил внутрішньої безпеки та військових, а також може використовуватися для оглядів трубопроводів і електромереж, боротьби з лісовими пожежами, наглядом за погодою і аерофотозйомки. Використовуються фотоелектричні батареї – тонкоплівкова Ascent Solar.

Розмах крила - 4.27 м

Максимальна злітна маса - 13.5 кг.

Корисне навантаження – 2 кг.

Висота польоту – до 6 км.

тривалість польоту - до 7 годин при оптимальних умовах (в середньому 3-4 години)

Крейсерська швидкість – 112 км/год



Рис. 1.6. БЛА SKYROBOT™ FX-20.



SkyRobot TM FX-20 (рис. 1.6) - це повністю автономний БЛА виконаного за схемою літаюче крило та штовхаючим гвинтом призначеного для професійного спостереження, військових ISR та місій з виявлення цілей.

Розмах крила – 3,16 м.

Максимальна злітна маса – 13 кг.

Корисне навантаження – 3 кг.

Висота польоту – до 4 км.

Тривалість польоту – 4 год.

Крейсерська швидкість – 90 км/год.



Рис. 1.7. БЛА AtlantikSolar.

Дрон AtlantikSolar (рис. 1.7) - це БЛА класичної схеми з електроприводом і підзарядкою акумуляторів від фотоелектричних батарей, розміщених на крилах. Виготовлений з кевлару та вуглепластику

Розмах крила – 5,6 м.

Максимальна злітна маса – 6,3 кг.

Корисне навантаження – 0,3 кг.

Висота польоту – до 6 км.

Тривалість польоту – понад 24 год.

Крейсерська швидкість – 36 км/год.

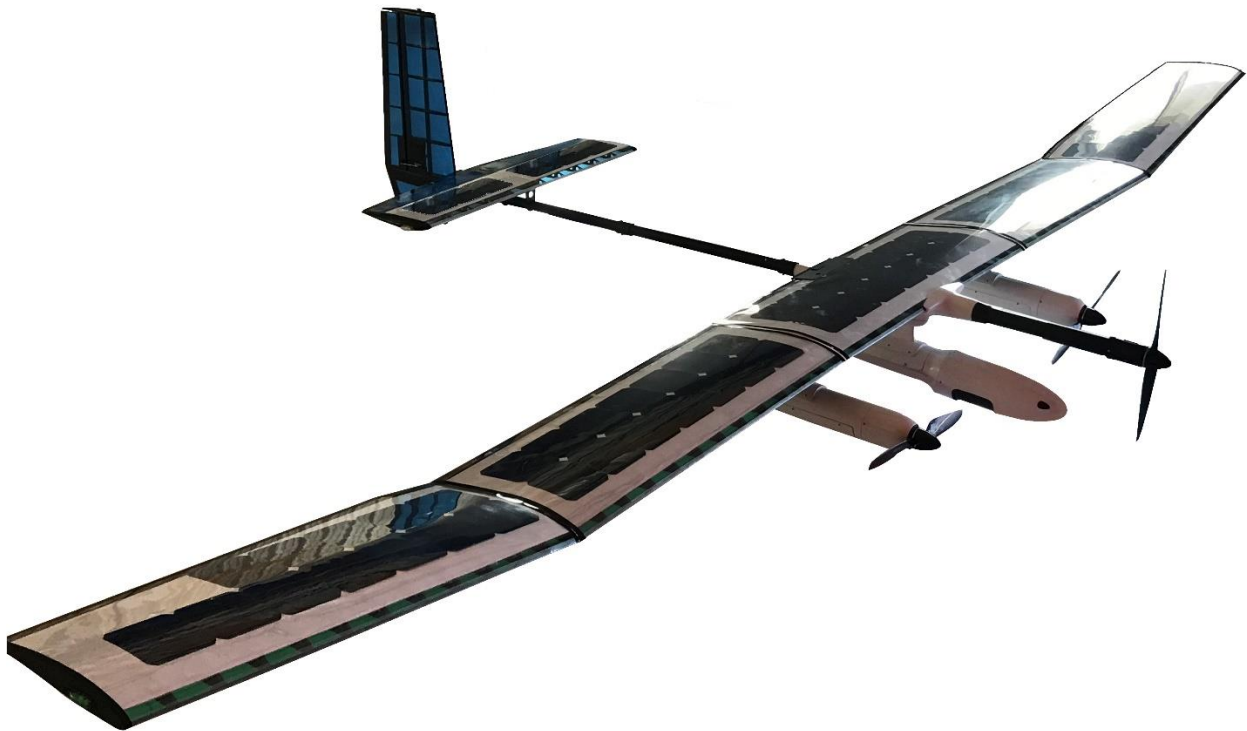


Рис. 1.8. БЛА INTEGRATED DYNAMICS SOLARIS.

SOLARIS (рис. 1.8) - це сучасний цивільний БЛА (високогірний псевдосупутник), які пропонують недорогу альтернативу звичайним супутникам. З дальністю дії 200 км. БЛА призначені для військових або наукових програм, які потребують високогірного ретранслятора зв'язку, спостереження або картографічної платформи. Здатний працювати на висотах 6-10 км зі своїми компактними гібридними силовими установками на сонячних батареях.

Розмах крила – 6 м.

Максимальна злітна маса – 15 кг.

Корисне навантаження – 5 кг.

Висота польоту – до 6 км.

Тривалість польоту – понад 24 год.

Крейсерська швидкість – 70 км/год.



Рис. 1.9. БЛА INTEGRATED DYNAMICS EXPLORER.

EXPLORER (рис. 1.9) - це цивільний БПЛА з дальністю дії 200 км і призначений для більш просунутих цивільних або науково-дослідницьких програм, яким необхідна платформа для перевірки датчиків. Завдяки економічній та компактній силовій установці з ДВЗ, здатний працювати на висотах понад 3000 м і вище, Оснащений системою камер PTZ зі стаціонарною гіроскопією GSP-100 та телеметрією за низкою ліній зв'язку, EXPLORER може перебувати в повітрі більше 4-6 годин на 5-8 літрах палива.

Розмах крила – 4,51 м.

Максимальна злітна маса – 20 кг.

Корисне навантаження – 6 кг.

Тривалість польоту - 4-6 год.

Висота польоту – понад 3 км.

Крейсерська швидкість – 120 км/год.



Рис. 1.10. БЛА Орлан-10.

«Орлан-10» (рис. 1.10) - російський багатофункціональний БЛА, призначений для ведення спостереження за протяжними і локальними об'єктами в важкодоступній місцевості, в тому числі при проведенні пошукових та ремонтних робіт. Розроблено російським підприємством «Спеціальний технологічний центр».

Розмах крила – 3,1 м.

Максимальна злітна маса – 14 кг.

Корисне навантаження – 5 кг.

Висота польоту – до 5 км.

Тривалість польоту – 16 год.

Крейсерська швидкість – 130 км/год.



Рис. 1.11. БЛА RQ-20 Puma.

RQ-20 Puma (рис. 1.11) - використовуються тонкоплівкові батареї з арсеніду галію, які виробляє стартап Alta Devices. Батареї Alta Devices відрізняються гранично низькою вагою, а їх ККД досягає 30% - дуже багато для БЛА. Батареї досить надійні, щоб витримати жорстку посадку, вони не бояться вітрового навантаження і потрапляння під дощ. Недолік - висока вартість батарей, від \$ 50 до \$ 100 за Вт, що в рази більше, ніж при використанні бюджетних сонячних рішень.

Розмах крила — 2,8 м.

Максимальна злітна маса — 6,1 кг.



Корисне навантаження -1 кг.

Висота польоту – до 1 км.

Тривалість польоту – 5,5 год.

Крейсерська швидкість – 70 км/год.



Рис. 1.12. БЛА ScanEagle.

ScanEagle (рис. 1.12) - американський безпілотний літальний апарат, розроблений компаніями Boeing і Insitu на основі конструкції БПЛА "SeaScan". Призначений для розвідки, спостереження за полем бою і цілевказівки. ScanEagle не потребує аеродрому для дислокації. Запускається за допомогою пневматичної пускової катапульти. Використовується 2-х тактний бензиновий двигун.

Розмах крила – 3,11 м.

Максимальна злітна маса – 22 кг.

Корисне навантаження – 3,4 кг.

Висота польоту – до 6 км.

Тривалість польоту – понад 24 год.

Крейсерська швидкість – 111 км/год.



Рис. 1.13. БЛА Draganfly Tango2.

Draganfly Tango2 (рис. 1.13) - це повноцінна, готова до польоту багатофункціональна система зі змінними корисними навантаженнями та повністю автоматизованим польотом. Якісна композитна конструкція та унікальна конструкція штовхача гондоли забезпечують ефективну, надійну та стабільну підйомну платформу. Велика площа поверхні крила Tango2 забезпечує можливість літати з меншою швидкістю, що забезпечує більшу роздільну здатність зображення, точність та контроль над безпечними посадками.

Розмах крил – 2 м.

Максимальна злітна маса – 5 кг.

Корисне навантаження – 1,5 кг.

Висота польоту – до 3 км.

Тривалість польоту – до 4 год (понад 14 год з сонячною енергоустановкою)

Крейсерська швидкість – 43,2 км/год.



Рис. 1.14. БЛА Sokil-2.



Сокіл-2 (рис. 1.14) — український безпілотний розвідувальний літальний апарат, БПЛА, розроблений Державним Київським конструкторським бюро «Луч». БПЛА «Сокіл-2» запускається як ракета з транспортно-пускового контейнера довжиною 1390 мм і діаметром 160 мм. Контейнер з БПЛА розміщується на місці пускового контейнера ПТРК, що встановлюється на бронетехніку.

Розмах крил – 4,2 м.

Максимальна злітна маса – 5 кг.

Корисне навантаження – 1 кг.

Тривалість польоту – 2 год.

Крейсерська швидкість – 120 км/год.

Таблиця 1.2

#### Короткі характеристики аналогів

	Розмах крила, м.	Макс. злітна маса, кг.	Корисне навантаження, кг.	Висота польоту, м.	Тривалість польоту, кг.	Крейс. швидкість, км/год.
Albatross	3	10	2-4	4	2-5	65
Skylark-I LE	3	7,5	1,1	3	3	92
Orbiter II.	3	9,5	1,5	5,5	3-3,5	130
Yasir	3,05	19	3	4,5	8	120
Silent Falcon	4,27	13,5	2	6	до 7	112
SKYROBOTTM FX-20	3,16	13	2	4	4	90
AtlantikSolar	5,6	6,3	0,3	6	понад 24	36
SOLARIS	6	15	5	6	понад 24	70
EXPLORER	4,51	20	6	4-6	3	120
Орлан-10	3,1	14	5	5	16	130
RQ-20 Puma	2,8	6,1	1	1	5,5	70
ScanEagle	3,11	22	3,4	6	понад 24	111
Dragonfly Tango 2	2	5	1,5	3	4	43,2
Sokil-2	4,2	5	1	-	2	120

## 1.2. Дослідження впливу використання сонячної енергоустановки, як засобу збільшення тривалості польоту.

В останні десятиліття в області БЛА з сонячними батареями спостерігається серйозний прогрес. Розробляються і впроваджуються нові типи панелей, акумуляторів і електромоторів з підвищеними характеристиками; в конструкції планерів застосовуються сучасні матеріали, що забезпечують міцність і малу масу. При цьому, незважаючи на всі зусилля, подібні безпілотики поки не дійшли до повноцінної експлуатації.

Незважаючи на всі зусилля вчених, сонячні панелі поки не відрізняються високою потужністю. Як наслідок, під них доводиться віддавати максимально можливу площу при одночасному полегшенні конструкції. Тільки за таких умов енергії вистачає для живлення моторів і підзарядки акумуляторів. Крім того, необхідні заходи, що дозволяють зберігати енергопостачання двигунів незалежно від інтенсивності падаючого світла або при його відсутності.

### **1.2.1. Типи сонячних панелей**

#### Сонячні батареї з монокристалічного кремнію.

Їх отримують литтям кристалів кремнію високої чистоти, при якому розплав твердне при контакті з запалом кристала. У процесі охолодження кремній поступово застигає у формі циліндричної виливки монокристала діаметром 13 - 20 см, довжина якого досягає 200 см. Одержуваний таким чином злиток нарізається листочками товщиною 250 - 300 мкм. Такі елементи мають більш високу ефективність у порівнянні з елементами, виробленими іншими способами, ККД досягає 19%, завдяки особливій орієнтації атомів монокристалу, яка сприяє зростанню рухливості електронів. Кремній пронизує сітка з металевих електродів. Традиційно монокристалічні модулі вставлені в алюмінієву рамку і закриті протиударним склом. Колір монокристалічних фотоелементів - темно-синій або чорний.

Сонячні панелі з монокристалічних фотоелектричних елементів більш ефективні, але і дорожчі в перерахунку на ват потужності. Їх ККД, як правило, в діапазоні 14-18%.

Зазвичай монокристалічні елементи мають форму багатокутників, якими важко заповнити всю площу панелі без залишку. В результаті питома потужність сонячної батареї трохи нижче, ніж питома потужність окремого її елемента.

#### Сонячні батареї з мультикристалічного кремнію

Виготовлення мультикристалічного кремнію набагато легше, ніж монокристалічного. Мультикристалічний кремній як матеріал складається з випадково зібраних різних монокристалічних решіток кремнію (термін служби 25 років, ККД до 15%). Саме тому, мультикристалічні панелі зазвичай пропонують дешевше.



Рис. 1.15 Монокристалічна панель.

#### Сонячні батареї з полікристалічного кремнію

Альтернативою монокристалічного кремнію є полікристалічний кремній. У нього більш низька собівартість. Кристали в ньому ще агрегатні, але мають різну форму і орієнтацію. Цей матеріал, в порівнянні з темними монокристалами, відрізняється яскраво синім кольором. Удосконалення процесу виробництва елементів даного типу дозволяє сьогодні отримувати компоненти,

характеристики яких лише трохи поступаються по електричним показникам монокристалічним.

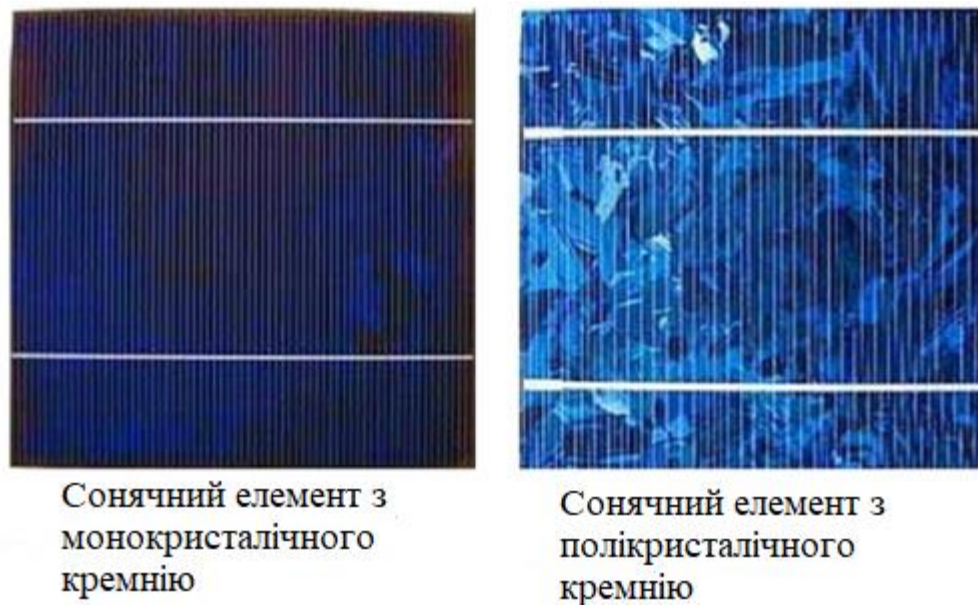


Рис. 1.16. Полікристалічний та монокристалічний елемент.

#### Тонкоплівкові батареї

Тонкоплівкові технології дозволяють робити більш дешево за собівартістю виробництва панель. Тонкоплівкові панелі не вимагають прямих потрапляння сонячних променів, працюють при розсіяному випромінюванні, завдяки чому сумарна потужність, що виробляється за рік, більше на 10-15%, ніж виробляють традиційні кристалічні сонячні панелі. Тонка плівка є набагато більш рентабельним способом виробництва енергії і може переграти монокристали в областях з туманним, похмурим кліматом або в тих галузях промисловості, яким властива запиленість повітря або високий вміст в ньому інших макрочасток. Хоча собівартість тонкоплівкових панелей невисока, вони займають значно більшу площу (в 2,5 рази), ніж моно- і полі-кристалічні панелі через менший ККД.

#### Сонячні батареї з аморфного кремнію

Сонячні батареї з аморфного кремнію володіють одним з найбільш низьких ККД. Зазвичай його значення в межах 6-8%. Однак серед усіх кремнієвих

технологій фотоелектричних перетворювачів вони виробляють найдешевшу електроенергію.



Рис. 1.17. Сонячна батарея з аморфного кремнію.

#### Сонячні батареї на основі телуриду кадмію

Сонячні панелі з телуриду кадмію ( $\text{CdTe}$ ) створюються на основі плівкової технології. Напівпровідниковий шар наносять тонким шаром в декілька сотень мікрометрів. Ефективність елементів з телуриду кадмію невелика, ККД близько 11%. Однак, в порівнянні з кремнієвими панелями, вартість потужності цих батарей обходиться на кілька десятків відсотків дешевше.



Рис. 1.18. Сонячні батареї на основі теллуїда кадмію.

#### Сонячні батареї на основі CIGS

Сонячні панелі на основі CIGS. CIGS - це напівпровідник, що складається з міді, індію, галію і селену. Цей тип сонячних батарей теж виконаний за плівковою технологією, але в порівнянні з панелями з телуриду кадмію володіє більш високою ефективністю, його ККД доходить до 15%.

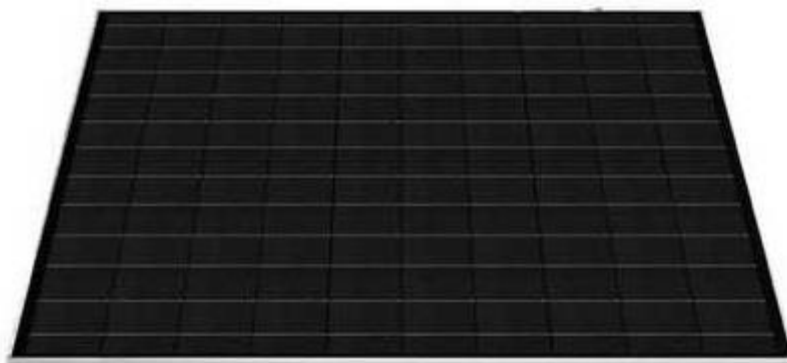


Рис. 1.19. Сонячні батареї на основі CIGS

#### Сонячний елемент на основі перовскіту та кремнію

В 2020 році сонячний елемент з кремнію і перовскіту встановив новий рекорд ефективності. Перовскіт почали вивчати як перспективний матеріал для сонячних панелей близько десяти років тому. Причому майже відразу його розглядали як доповнення до традиційних панелей з кремнію. Це так звані

тандемні панелі, які складаються з двох і більше шарів / матеріалів для поглинання сонячного випромінювання в більш широкому спектрі. ККД тандемних панелей за визначенням вище, ніж з одного матеріалу, що вчені регулярно доводять.

Німецькі дослідники з Берлінського центру матеріалів і енергії імені Гельмгольца (Helmholtz-Zentrum Berlin, HZB) досягли вражаючих результатів по ефективності тандемної сонячної комірки з кремнію і перовскіту. Всього п'ять років тому максимальна ефективність тандемних сонячних елементів становила 13,7%, два роки тому - до 25,2%, а на початку цього року - 27,7%. Тандемний осередок HZB показав ефективність перетворення сонячного світла в електрику на рівні 29,15% при теоретичній межі ККД для таких елементів 35%. Для порівняння, окремо кожен з цих матеріалів показує ефективність перетворення до 20%.

Експериментальний елемент має площу всього в 1 см<sup>2</sup>. Вчені запевняють, що технологія дозволяє довести розміри осередків до комерційно вигідних. Правда, вони не беруться вказати терміни здійснення комерційних планів щодо представленої розробки.

У представленому тандемному сонячному осередку кремній в основному поглинає червону і інфрачервону частину падаючого світла, а перовскит - зелену і синю. Поставлений вченими рекорд ефективності сертифікований Fraunhofer ISE і занесений в таблицю NREL

Таблиця 1.3.

#### Короткі характеристики фотоелементів

Тип панелі	ККД	Товщина, мм.
Монокристалічні	15-18%	0,2-0,3
Полікристалічні	13-16%	0,24-0,3
CIGS	9-15%	2-4
З використанням телуриду кадмію	8,5%	3
Аморфний кремній	5-7%	1-3

На основі первскіту та кремнію	22-30%	0,1-3
--------------------------------	--------	-------

Для використання живлення БЛА доцільно обрати саме тонкоплівкові панелі, оскільки це дозволить без кардинальних змін конструкції БЛА зберегти профіль крила та його аеродинамічні характеристики. Важливим фактором є і те/, що тонкоплівкові панелі менш чутливі до поганих погодних умов. Також для досягнення максимальної тривалості польоту слід обирати варіанти з ККД не меншим ніж 25%. Це дозволить збільшити проміжок доби на якому буде можливим забезпечити політ лише за рахунок сонячних панелей. В подальшому проектуванні БЛА слід враховувати, що фотоелементи в більшості випадків виконуються в наступних типорозмірах: 80x150 мм, 52x150 мм, 125x125 мм, 156x156 мм.

### **1.2.2. Розрахунок потенціальної потужності сонячних панелей.**

Для досягнення потрібних значень номінальної напруги і номінальної потужності панелі об'єднуються в послідовні збірки, які потім комутуються паралельно, причому в одній збірці слід використовувати тільки однотипні панелі. В даний час на ринку представлена велика кількість різних типів фотоелектричних панелей. Основними факторами, які слід враховувати при їх виборі, є площа панелі, номінальна вихідна напруга і тип фотоелементів. Електроенергія, що виробляється фотоелектричними перетворювачами (ФЕП) протягом певного проміжку часу визначається за наступною формулою:

$$W_{ce} = F_{ce} \eta_{ce} t \sum_{i=1}^k I_H, \quad (1.1)$$

де  $F_{ce}$  – площа фотоелектричної панелі, м<sup>2</sup>;  $\eta_{ce}$  – ККД панелі;  $I_H$  – інтенсивність сонячного випромінювання в і-ий період, Вт/м<sup>2</sup>;  $t$  – тривалість і-го періоду, год;  $k$  – кількість періодів.

До 43% загальної кількості радіації, що надходить на верхню межу атмосфери, досягає поверхні Землі й поглинається нею, 57% затримується



атмосферою – розсіюється молекулами газів та домішок. Відповідно необхідно оцінити розподіл сонячної радіації по території та в часі (рис. 1.20.).

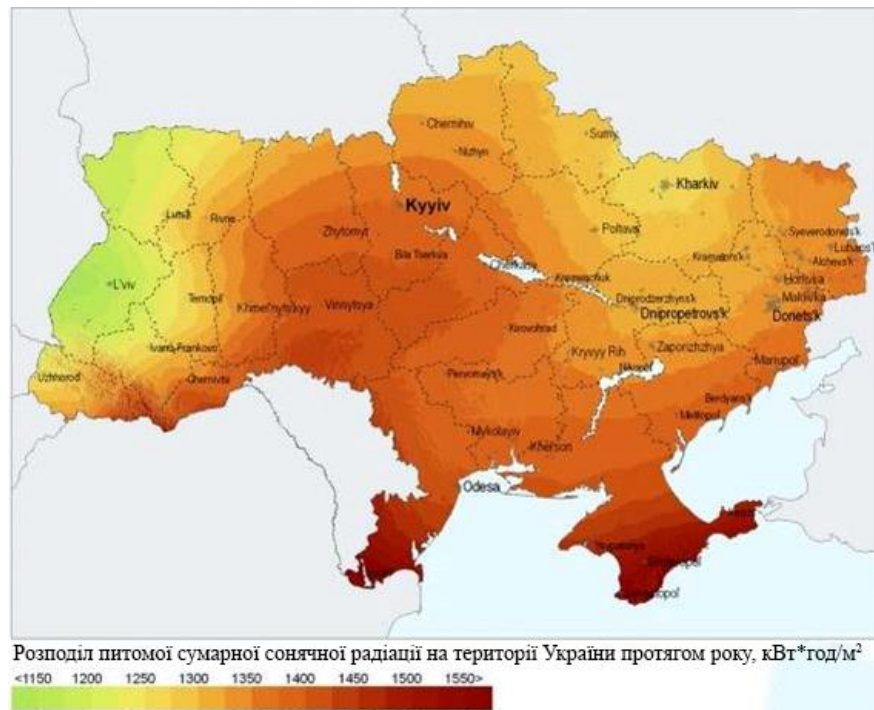


Рис. 1.20. Розподіл питомої сумарної радіації.

Також необхідно оцінити залежність ККД сонячних панелей від температури та рівня сонячної радіації для вибору найкращого часу та місця реалізації польоту (рис. 1.21.).

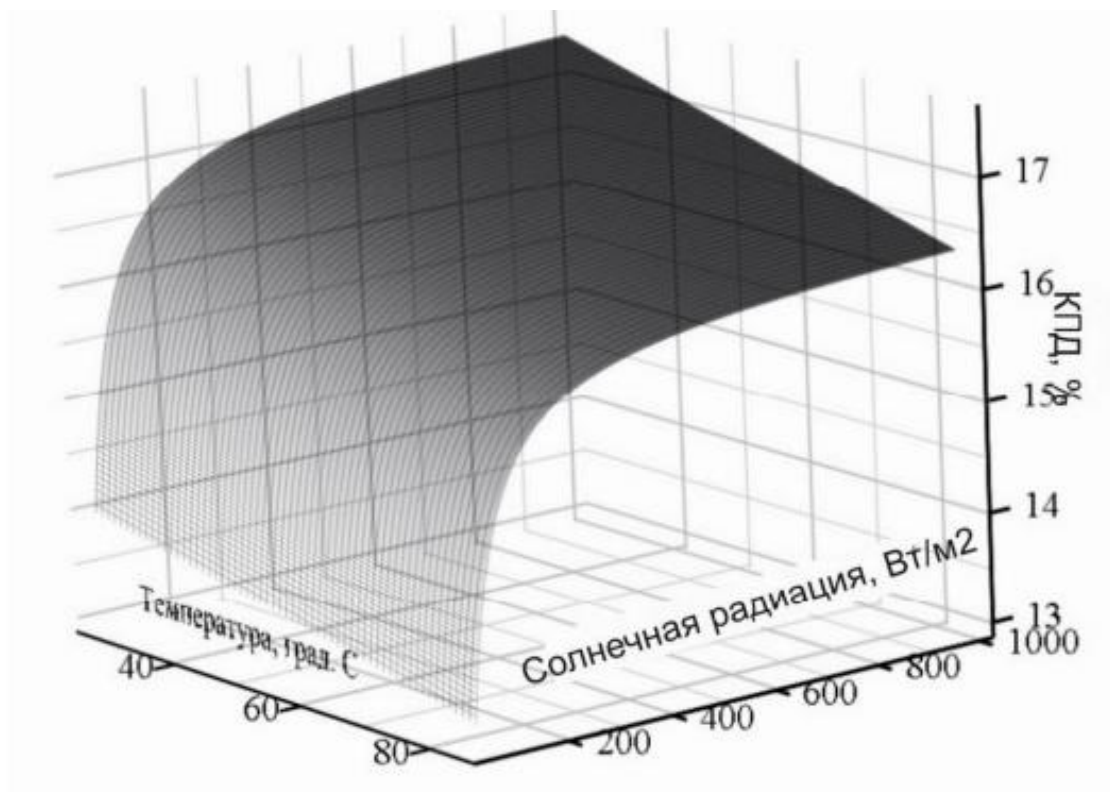


Рис. 1.21. Графік залежності ККД від температури та рівня сонячної радіації.

В загальному випадку на похилу поверхню падають три компоненти сумарного сонячного випромінювання з інтенсивністю  $I_{\Pi}$ , розсіяного дифузного сонячного випромінювання з інтенсивністю  $I_{\text{д}}$  та відбитого від поверхні Землі з інтенсивністю, яка визначається за формулою:

$$I_{\text{от}} = \rho(I_{\Pi} + I_{\text{д}}), \quad (1.2)$$

Дані компоненти мають різні кутові характеристики. Схема передачі сонячної енергії від Сонця до поверхні Землі приведено на рис. 1.22.

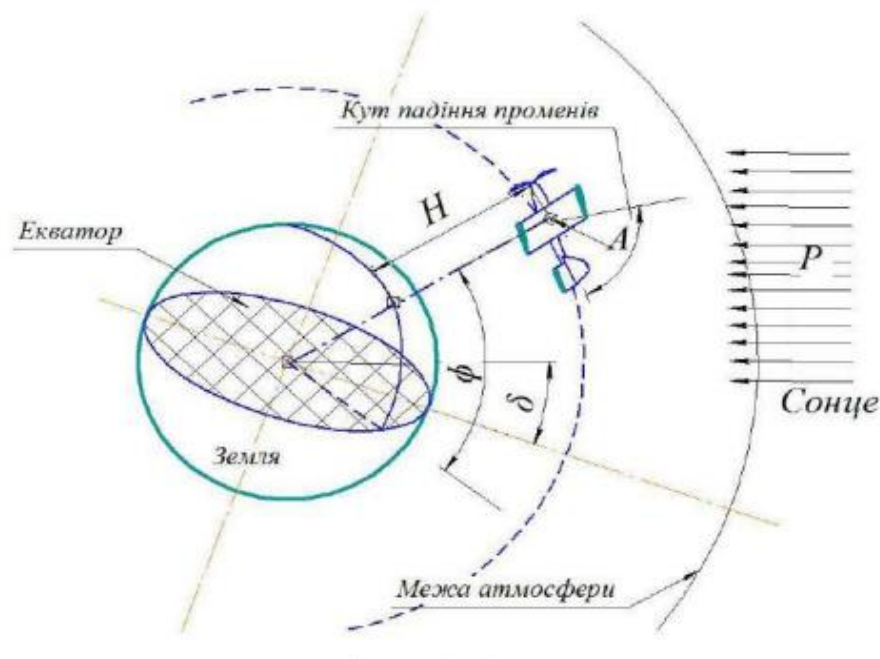


Рис. 1.22. Схема передачі сонячної енергії від Сонця до поверхні Землі.

Співвідношення між інтенсивністю прямої складової сонячного випромінювання на горизонтальну поверхню  $I_{\Pi}$ , Вт/м<sup>2</sup>, та на похилу поверхню  $I_{\text{Н1}}$ , Вт/м<sup>2</sup>, визначаються виразами:

$$I_{\Pi} = I_M \cos \theta, \quad (1.3)$$

$$I_{\text{Н1}} = I_M \cos \xi, \quad (1.4)$$

де  $I_M$ , Вт/м<sup>2</sup> – інтенсивність прямого сонячного випромінювання на нормально орієнтовану поверхню (Сонячна стала 1367 Вт/м<sup>2</sup>);  $\theta$  – кут між напрямками на Сонце та зеніт (кут падіння на горизонтальну поверхню);  $\xi$  – кут

між напрямом на Сонце і нормалю до похилої поверхні (кут падіння на похилу поверхню), орієнтованої на південь:

$$\cos\theta = \sin\delta\sin\varphi + \cos\delta\cos\varphi\cos\omega, \quad (1.5)$$

$$\cos\xi = \cos(\varphi - \beta)\cos\delta\cos\omega + \sin(\varphi - \beta)\sin\delta \quad (1.6)$$

де  $\delta$  – кут схилу, тобто кутове положення Сонця сонячного опівдня відносно площини екватора;  $\varphi$  – широта місцевості;  $\omega$  – годинний кут руху Сонця, рівний 0 опівдні; кожну годину часу  $t$  відповідає  $15^\circ$  довготи, причому значення годинного кута до опівдня вважається позитивними, а після опівдня – негативними:

$$\omega = \pi t / 12 \quad (1.7)$$

Момент сходу та заходу Сонця, які визначаються умовою  $\theta = \pi/2$ , виражаються однією і тією ж величиною  $t_s$ , яка вважається додатньою для сходу і від’ємною для заходу.

$$\cos\omega_s = \cos\left(\frac{\pi t_s}{12}\right) = -tg\delta tg\varphi \quad (1.8)$$

$\beta$  – кут нахилу поверхні до горизонту, яка розглядається.

Значення кута сонячного схилу можна визначити за формулою:

$$\delta = 23,5 \sin\left[360^\circ \frac{284+n}{365}\right] \quad (1.9)$$

де  $n$  – порядковий номер дня року, відраховуючи з першого січня.

Якщо розподіл розсіяного сонячного випромінювання по небосхилу рівномірний (яскравість неба, за виключенням Сонця, однакова) в тому числі, коли небо врите хмарами, суцільною густою димкою, інтенсивність розсіяного випромінювання на похилу поверхню залежить тільки від того, яку частину небосхилу «бачить» приймач, і є рівним:

$$I_{H2} = I_D \frac{1+\cos\beta}{2}. \quad (1.10)$$

Аналогічно розраховується значення інтенсивності відбитого випромінення на похилу поверхню, яка визначається тією частиною поверхні Землі, яку «бачить» похила поверхня:

$$I_{H3} = \rho(I_{\Pi} + I_{Д}) \frac{1+\cos\beta}{2} \quad (2.11)$$

Сумарна інтенсивність сонячного випромінення на похилу поверхню являє собою сукупність трьох вказаних вище компонентів:

$$I_H = I_{H1} + I_{H2} + I_{H3} \quad (1.12)$$

Отримана інтенсивність є змінною в часі не тільки в силу добового обертання Землі, яке визначає явну часову залежність часового кута  $\omega$  (2.7), але і із-за випадкової часової залежності інтенсивності прямого сонячного випромінення.

Провівши відповідні розрахунки можна оцінити розподіл сонячної радіації на добу протягом року (рис. 1.23). На даному графіку зеленим кольором вказано зону в якій сонячні панелі працюють на 80-100% потужності, жовтим кольором вказано зону в якій панелі працюють на 50-80% потужності і червоним кольором вказано зону в якій панелі працюють на 0-50% потужності.

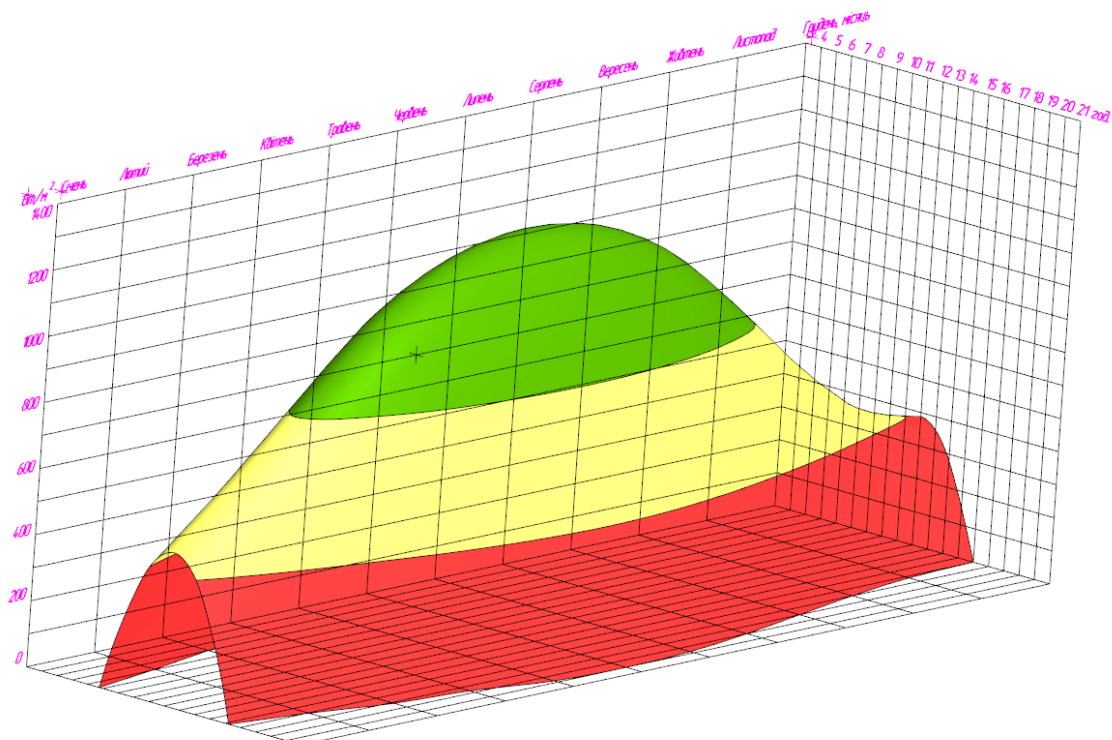


Рис. 1.23. Розподіл сонячної радіації в день впродовж року.

Маючи розподіл сонячної радіації можна оцінити потужність сонячних панелей за (2.1). При ККД сонячних панелей 20% і більше та їх площі в  $1 \text{ м}^2$ , потужність сонячних панелей становитиме  $N_{ce} = 160 \dots 240 \text{ Вт}$ . В інших двох зонах потужність буде менше 160Вт і в таких умовах реалізація польоту лише за рахунок сонячної енергії буде важкою або повністю неможливою. Тому під час вибору характеристик БЛА будемо відштовхуватися від значень потужності сонячних панелей, які знаходяться в зеленій зоні.

### 1.3. Постановка мети та задачі дослідження

На сьогодні галузь безпілотних літальних апаратів є достатньо розвинутою і продовжує стрімко розвиватися. Ряд важливих достоїнств БЛА перед пілотованою авіацією призвели до більш активного розвитку цієї галузі. Перш за все це відносно невелика вартість, малі витрати на їх експлуатацію, можливість виконувати маневри з перевантаженнями, що перевищують фізичні можливості людини. Данна галузь налічує велику кількість різновидів БЛА за призначенням, класом, конструкцією, аеродинамічною схемою і т.д.

Існує потреба в безпілотних ЛА класу міні з підвищеним часом польоту. Але більшість існуючих моделей мають недостатню тривалість польоту, а аналоги, які можуть задовільнити велику тривалість польоту (більше двох годин), мають або великі розміри, що може викликати труднощі в транспортуванні, або мають мале корисне навантаження, що позбавляє можливості використання в комерційній або військовій сфері. Тому є доцільним створення БЛА з підвищеним часом польоту.

В роботі [4] проведено аналіз впливу використання сонячної енергоустановки на тривалість польоту для БЛА класу «мікро».

В роботі [1] описано процес концептуального проектування з результатами моделювання БЛА класу «міні» з використанням сонячної енергоустановки, а також нюанси під час виготовлення даного БЛА.

В роботі [5], [6], [8] представлено методи розрахунку, оцінки та моделювання систем електрозабезпечення з сонячними панелями.

В роботі [7] описано метод модифікації серійного БЛА в БЛА з використанням сонячної енергоустановки та представлено визначено, що за справедливих експериментальних умов із бажаними погодними умовами (рівень сонячної радіації понад  $700 \text{ Вт/м}^2$ ) установка сонячної енергетичної системи на БЛА призводить до 22,5% економії використання накопиченої ємності акумулятора.

В роботі [9] проведено аналіз використання сонячної енергії в якості альтернативної енергії для БЛА.

В роботі [10] описано один з методів вибору оптимальних характеристик БЛА з використанням сонячних панелей для отримання рекордної тривалості польоту. Наведені співвідношення, що зв'язують основні аеродинамічні характеристики літаків, які використовують сонячну енергію, з його енергетичними витратами на реалізацію польоту.

Таким чином, метою роботи є створення методики вибору раціональних параметрів безпілотного літального апарату класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту, шляхом використання в якості джерела живлення сонячних панелей та методів топологічної оптимізації як засобу ефективного полегшення конструкції.

Для досягнення поставленої мети в дисертаційній роботі необхідно вирішити наступні задачі:

1. Проаналізувати існуючі аналоги БЛА класу «міні» з підвищеною тривалістю польоту в тому числі і з використанням сонячних панелей.
2. Дослідити вплив використання сонячної енергоустановки, як засобу збільшення тривалості польоту.

3. Виконати синтез раціональних геометричних, масових, енергетичних характеристик БЛА по критерію максимальної дальності польоту.
4. За допомогою методів топологічної оптимізації максимально полегшити конструкцію.

### **Висновки по розділу**

Проведено аналіз існуючих рішень БЛА з тривалістю польоту понад 2 години в класі «міні» з невеликим виходом за межі даного класу, наведено їхні характеристики та зроблено короткий опис. Приведена класифікація НАТО для БЛА.

БЛА з підвищеним часом польоту мають різноманітні компоновки та схеми реалізації однак в розглянутих аналогах спостерігаються наступні тенденції:

- БЛА в яких використовуються електричні двигуни та знаходяться в межах класу «міні» мають тривалість польоту в середньому не більше 4 годин.
- Підвищити тривалість польоту допомагає використання бензинового двигуна замість електричного однак збільшується шум та вібрації створювані БЛА.
- Вихід за межі класу по масі також дозволяє збільшити тривалість польоту шляхом збільшення кількості батарей в БЛА з електричним двигуном.
- Застосування сонячної енергоустановки дозволяє значно збільшити тривалість польоту не виходячи за межі класу.

Проаналізовано типи сонячних панелей та їх характеристики. Досліджено розподіл сонячної радіації на території України. Проведено розрахунок розподілу сонячної радіації на добу впродовж року для міста Київ та побудовано відповідний графік. Виконано аналіз отриманих даних щодо можливості реалізації польоту протягом року та протягом доби.

## 2. СИНТЕЗ РАЦІОНАЛЬНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ, МАСОВИХ, ЕНЕРГЕТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЛА ЗА КРИТЕРІЄМ МАКСИМАЛЬНОЇ ТРИВАЛОСТІ ПОЛЬОТУ

Вибір раціональних масово-геометричних та енергетичних характеристик дуже складний процес, під час якого приймаються компромісні рішення на користь тієї чи іншої характеристики в обмін на погіршення показників інших характеристик.

В першу чергу потрібно задати вхідні дані, такі як маса корисного навантаження, максимальна злітна маса та аеродинамічна якість. Ці дані можна отримати із статистичних даних. В першому розділі проведено аналіз аналогів згідно з яким максимальна злітна маса в середньому становить 12 кг, корисне навантаження 2,5 кг. Оскільки метою є досягнення якомога більшої тривалості польоту БЛА в класі «міні», то значення корисного навантаження може бути зменшеним, що дозволить досягти більшого часу польоту.

Далі необхідно розглянути основні умови забезпечення польоту БЛА з використанням СЕ:

$$\begin{cases} Y = mg \\ P_{\text{п}} = X_a \\ E = E_{\text{с.п.}} + E_{\text{ак.}} \end{cases} \quad (2.1)$$

### 2.1. Синтез геометричних характеристик

Відповідно до системи (2.1) синтез характеристик БЛА буде зводитися до наступного: визначення коефіцієнту аеродинамічної досконалості  $K$ , площі сонячних панелей  $S_{\text{с.п.}}$ , маси акумуляторів  $m_{\text{ак.}}$  та інших характеристик.

Оскільки крило є основною частиною літака, то від вибору його геометричних розмірів (площа  $S$ , розмах  $l$ , подовження  $\lambda$ , звуження  $\eta$ , відносна товщина  $\bar{b}$  та кривизна профілю  $\bar{f}$ ) у вищій мірі залежать параметри всього ЛА.

Вибір профілю крила відчутно впливає на його аеродинамічні характеристики. При цьому необхідно враховувати: з одного боку - призначення



ЛА і передбачуваний діапазон швидкостей його польоту, з іншого - властивості міцності крила і технологічні можливості.

З точки зору аеродинаміки найбільш вигідним є профіль, що має високе значення коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  на великих кутах атаки крила і висока аеродинамічна якість  $K$  на помірних кутах. Високе значення  $C_y$  дозволяє при заданій площі крила зменшити швидкості зльоту і посадки літака, а висока якість забезпечує максимальну тривалість польоту при заданій потужності силової установки.

Вибір профілю проводився за алгоритмом запропонованим в [11], згідно якого для БЛА малого класу та польоту на малих числах Рейнольдса є SD8040(10%), S3021, SD2030 та додано два аналогічних профілі з серії NACA – NACA2410 та NACA2412. Далі виконано дослідження характеристик профілів за допомогою програмного забезпечення Profili 2.30a Pro.

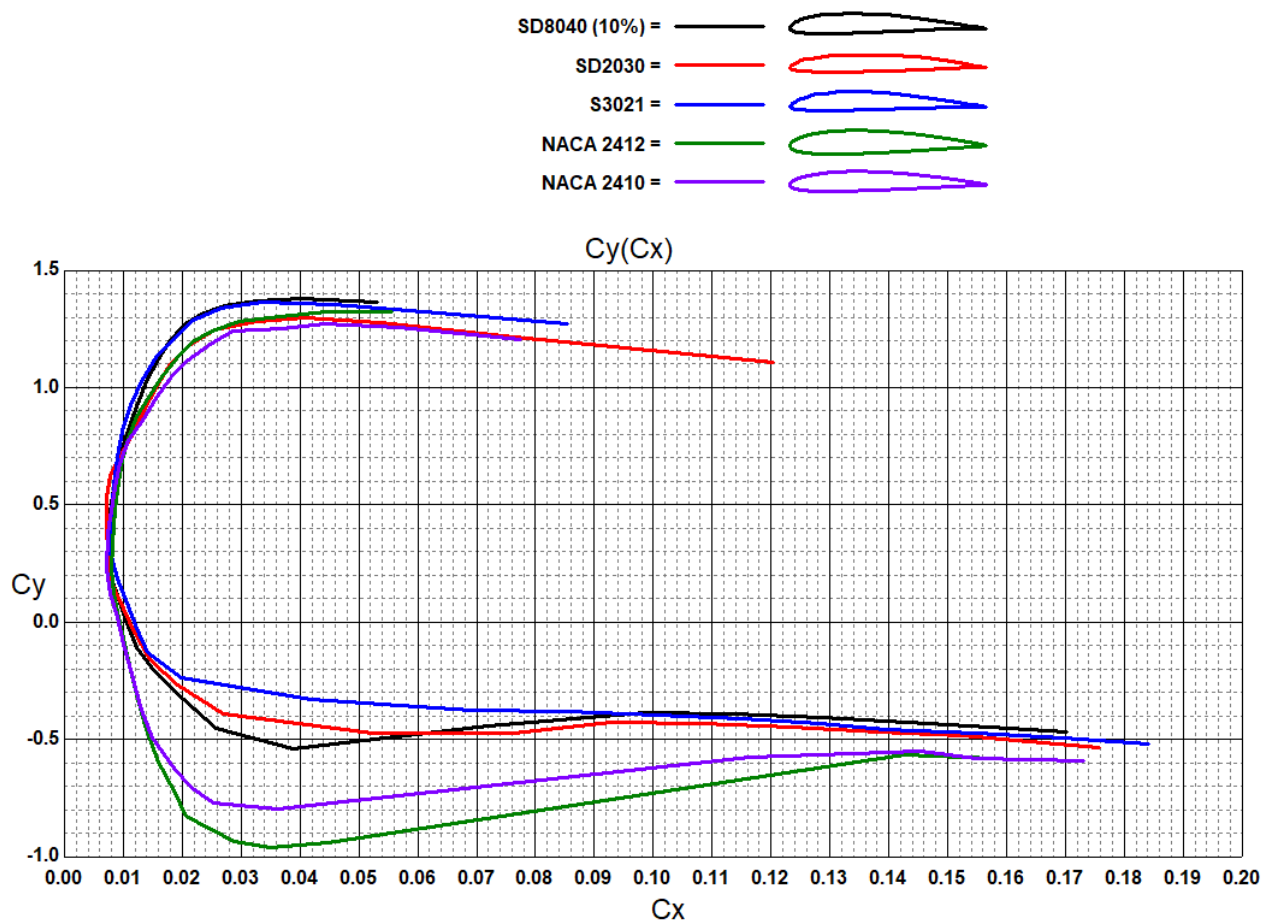


Рис. 2.1. Залежність  $C_y(C_x)$ .

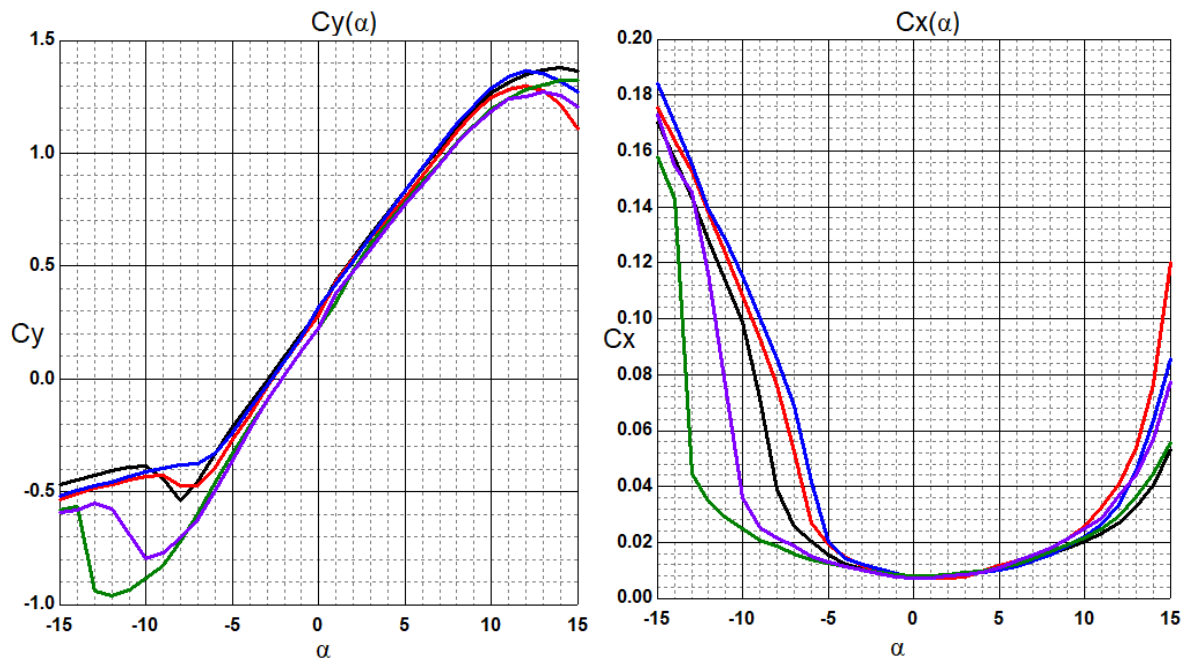


Рис. 2.2. Залежність  $C_y(\alpha)$  та  $C_x(\alpha)$ .

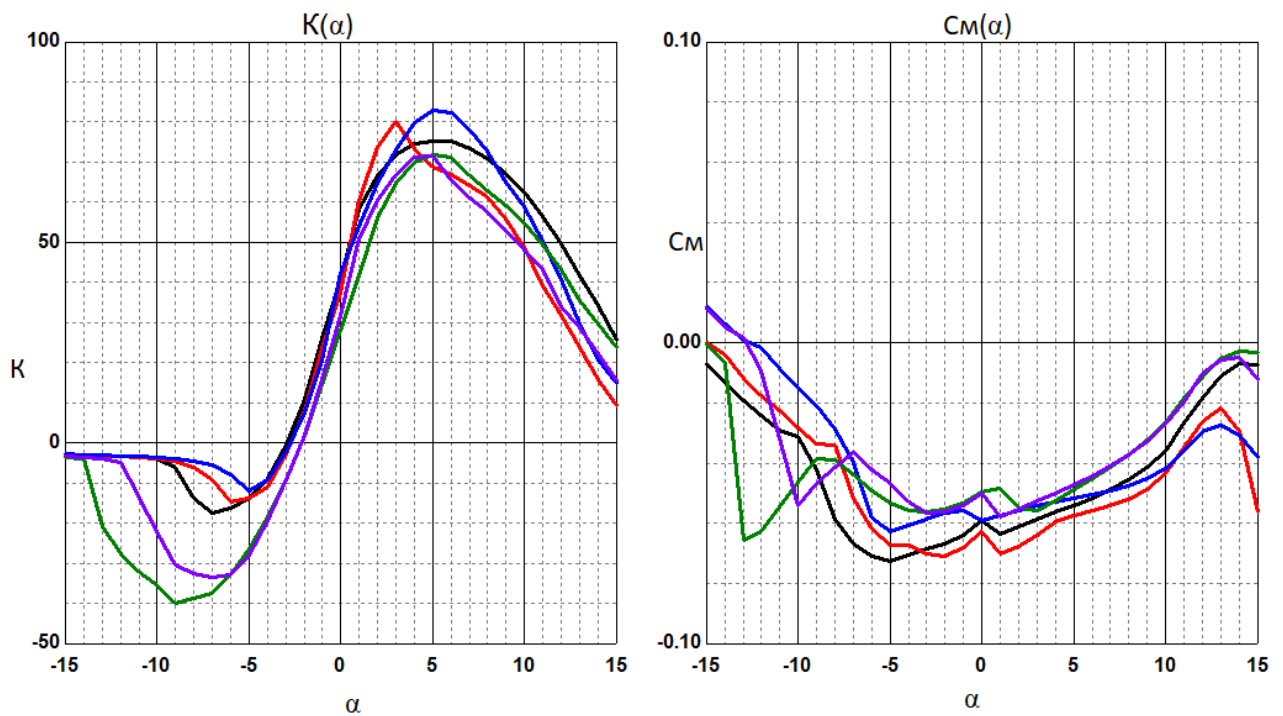


Рис. 2.3. Залежність  $K(\alpha)$  та  $C_m(\alpha)$ .

З отриманих залежностей видно, що профілі серії NASA відносно погано підходять для застосування з ціллю отримання максимальної тривалості польоту, оскільки на крейсерських кутах атаки вони мають гіршу аеродинамічну якість. Таким чином необхідно обрати серед трьох інших. На крейсерських кутах польоту їхні характеристики досить схожі тому основним критерієм вибору є

відносна товщина та кривизна верхньої поверхні оскільки саме ці параметри будуть впливати на міцність конструкції крила та допустиму площу встановлення фотоелементів.

Оскільки в сучасних літальних апаратах зона 0,75..1,00 відводиться під механізацію, а також допустимий радіус кривизни для сонячної тонкоплівкової панелі становить 20 мм [12]. Враховуючи ці параметри необхідно визначити мінімальні хорди для розміщення сонячної панелі в трьох обраних профілях.

Для профілю SD8040(10%) – хорда становить 209 мм.

Для профілю S3021 – хорда становить 210 мм.

Для профілю SD2030 – хорда становить 211 мм.

Знаючи мінімально допустимі хорди профілів, що забезпечують можливість встановлення сонячних панелей, можна зробити висновок, що на даному етапі підбору профіля слід керуватися лише значенням максимальної товщини та аеродинамічними характеристиками. Таким чином профіль SD2030 відпадає в наслідок того, що має меншу відносну товщину. Серед двох інших профілів S3021 має більше значення максимальної аеродинамічної якості та менше значення коефіцієнту  $C_m$  при крейсерських кутах атаки, то відповідно обираємо його.

Для реалізації тривалого польоту БЛА на сонячних панелях визначальними є потужність, яку може забезпечити сонячна енергоустановка, та потужність, яка необхідна для горизонтального польоту.

$$N_{ce} \geq N_{гп} \eta_{дв} \eta_{гв} \eta_{екд} \quad (2.2)$$

Відповідно підбір параметрів буде відбуватися виходячи з даної умови. Отже спочатку необхідно оцінити потрібну потужність для горизонтального польоту. З системи (2.1) маємо:

$$\frac{Y}{X} = \frac{mg}{P_{п}} = K; P_{п} = \frac{mg}{K\eta_{гв}} \quad (2.3)$$

Формула показує, що чим менша вага літака і чим більша його якість, тим менша тяга потрібна для горизонтального польоту. Але якість літака також залежить від кута атаки, відповідно, при зміні кута атаки змінюється і потрібна тяга.

Потрібна потужність. Для горизонтального польоту потрібною потужністю, необхідною для забезпечення усталеного горизонтального польоту на даному куті атаки і позначається  $N_{\text{п}}$ .

$$N_{\text{п}} = P_{\text{п}} V_{\text{г.п.}} \quad (2.4)$$

$$V_{\text{г.п.}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{г.п.}}} \rho S}} \quad (2.5)$$

Ця формула показує, що потрібна потужність залежить від тих же факторів, від яких залежать потрібна тяга та швидкість польоту. Підставивши в формулу замість  $P_{\text{п}}$  та  $V_{\text{г.п.}}$ , їх розгорнуті вирази, отримаємо розгорнуту формулу потрібної потужності.

$$N_{\text{п}} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{г.п.}}} \rho S}} \quad (2.6)$$

Оскільки значення максимальної злітної маси задано, можна проаналізувати залежність необхідної тяги гвинтомоторної пари для горизонтального польоту в залежності від аеродинамічної якості БЛА,  $C_{y_{\text{г.п.}}}$  та  $S$  (рис. 2.4).

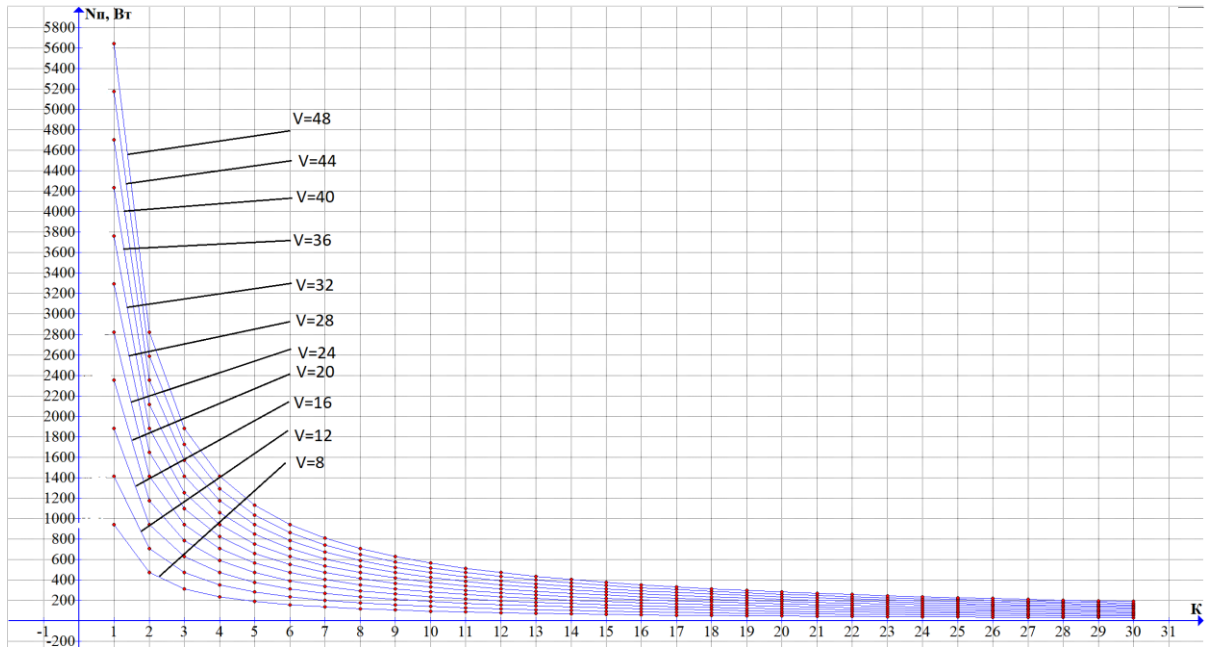


Рис. 2.4. Залежність  $N_p(K)$ .

Для зменшення зони вибору потужності силової установки слід визначити масу, яку доцільно виділити під неї. Маса літального апарату можна виразити наступним чином:

$$m_0 = \frac{m_{\text{к.н.}} + m_{\text{сл}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{акб}})} \quad (2.7)$$

$m_{\text{с.у.}}$  – маса силової установки;

$m_{\text{к.н.}}$  – маса корисного навантаження;

$m_{\text{сл}}$  – службове навантаження;

$\bar{m}_{\text{кон}}$  – маса конструкції;

$\bar{m}_{\text{об.упр}}$  – маса обладнання;

$\bar{m}_{\text{акб}}$  – маса акумуляторів.

Згідно статистичних даних відносна маса силової установки становить  $\bar{m}_{\text{су}} = 0,08 \dots 0,12$ . В свою чергу маса силової установки для БЛА на СЕ можна виразити наступним чином:

$$m_{\text{су}} = m_{\text{дв}} + m_{\text{гв}} + m_{\text{сп}} \quad (2.8)$$

Відповідно до (2.2) необхідно підібрати двигун, щоб виконувалася дана рівність і в той же час не вийти за межі маси силової установки. Для цього необхідно проаналізувати масові характеристики двигунів, масові характеристики сонячних панелей та масові характеристики повітряних гвинтів.

Слід враховувати, що на крейсерських режимах польоту електромотор експлуатується на 50...75% від максимальної потужності, а статистичні основані на максимальній потужності електромотора. Отже маса двигуна становить:

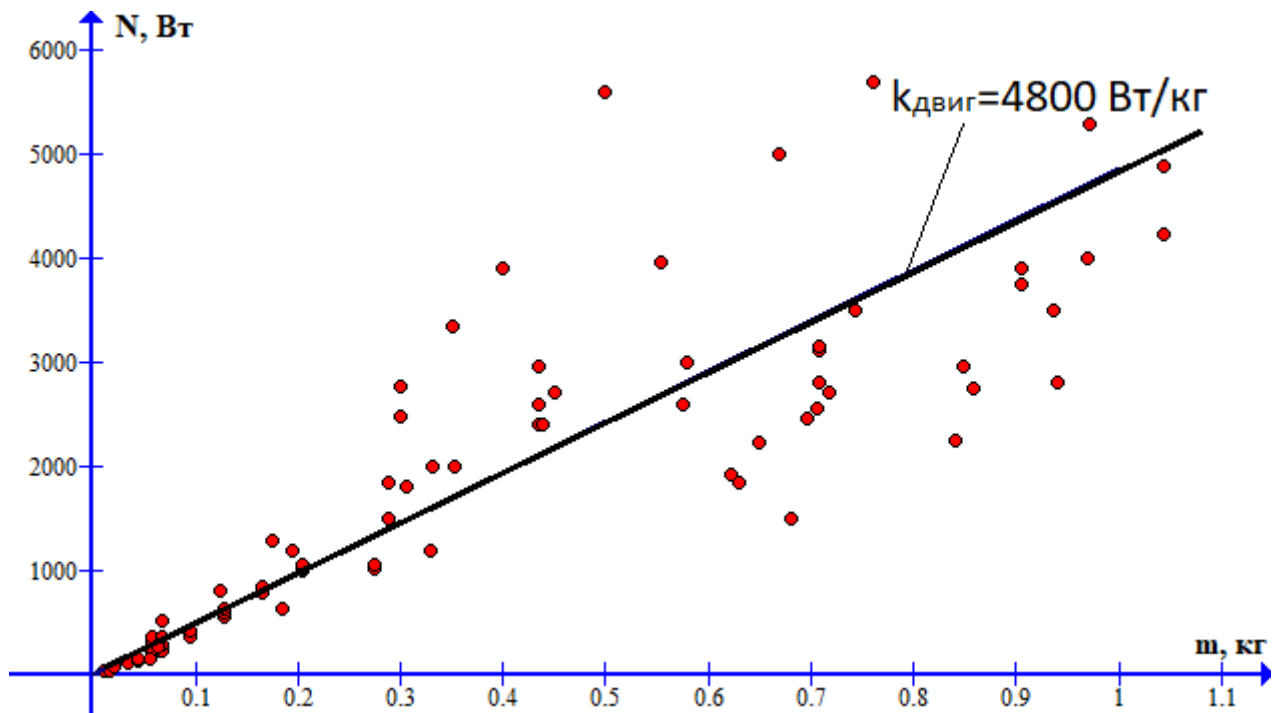


Рис. 2.5. Масові характеристики існуючих серійних електродвигунів.

Далі потрібно визначити потужність та масу сонячних панелей в залежності від їх площі. Задаючись мінімальним допустимим значенням інтенсивності сонячного випромінювання (розділ 1) та враховуючи крім маси сонячного елемента  $m_{ce} \approx 250 \text{ гр/м}^2$  масу захисного ламінуючого покриття та масу провідників використаних для монтажу ( $m_{\text{лам.}} = [1,8 \dots 2,2] m_{ce}$ ,  $m_{\text{пров.}} = [1,1 \dots 1,2] m_{ce}$ ), площа та маса сонячних панелей становить:

$$N_{ce} = S_{ce} \eta_{\text{п}} I_H \quad (2.9)$$

$$m_{ce} = S_{ce} (m_{ce} + m_{\text{лам.}} + m_{\text{пров.}}) = S_{ce} [3,9 \dots 4,4] m_{ce} \quad (2.10)$$

Маючи потужність сонячних панелей, їх масу та масові характеристики двигунів, можемо визначити максимальну масу та потужність двигуна, який може забезпечити наявна площа сонячних панелей.

$$m_{\text{дв}} = \frac{N_{\text{се}} \eta_{\text{дв}} \eta_{\text{екд}}}{0,5 k_{\text{дв}}} \quad (2.11)$$

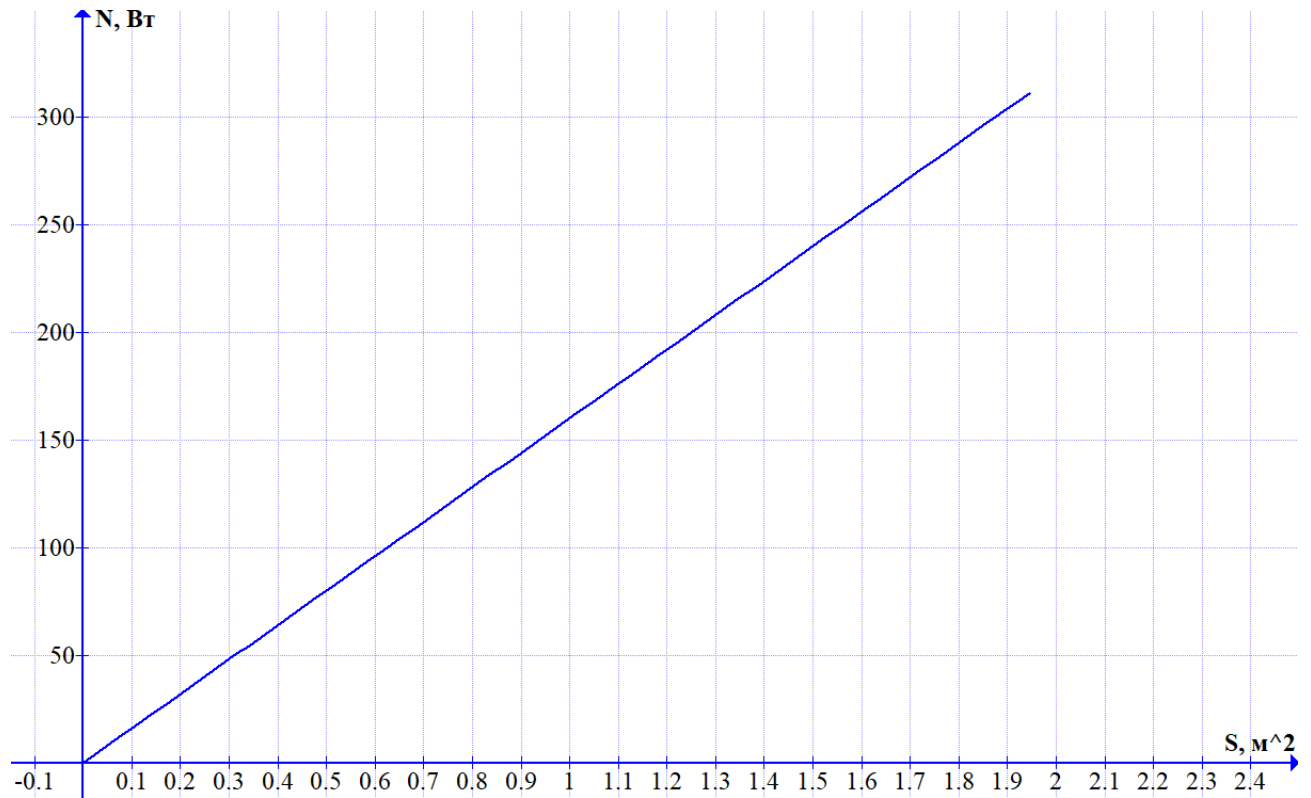


Рис. 2.6. Залежність між потужністю та площею сонячної панелі.

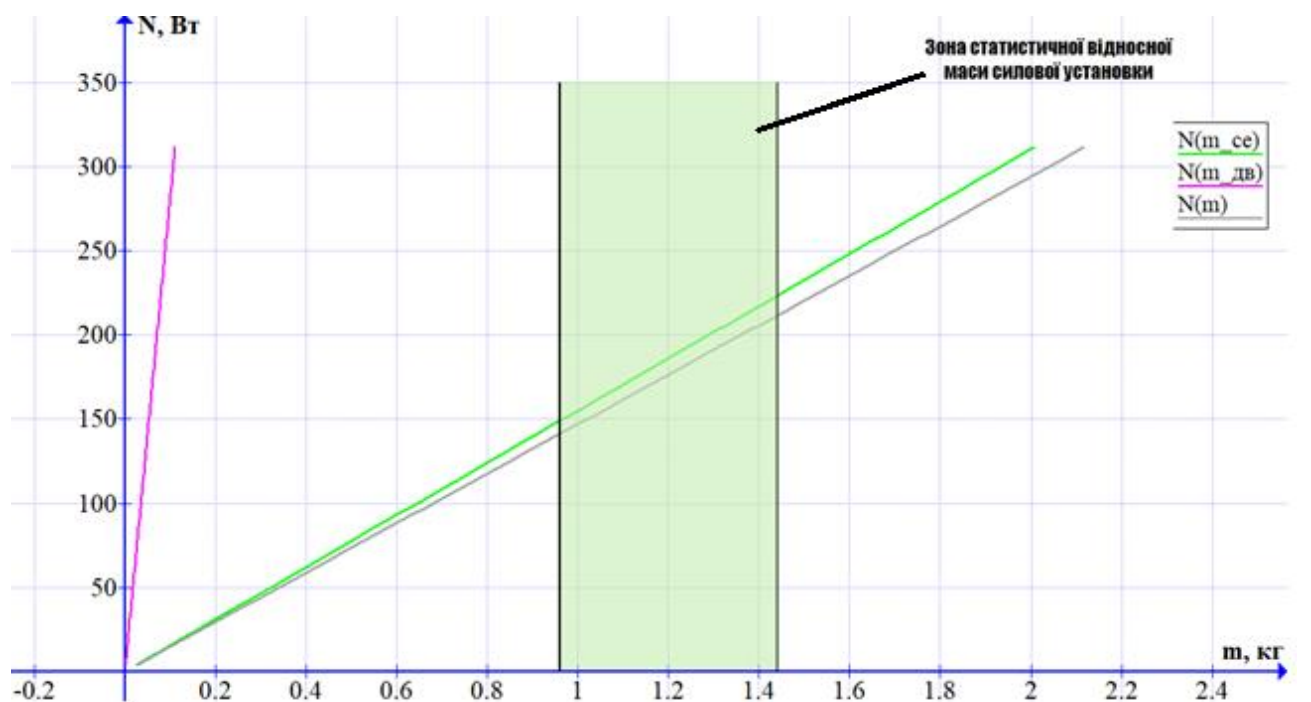


Рис. 2.7. Залежність між потужністю та масовими характеристиками сонячних панелей, двигунів та силової установки.

На залежності 2.4. відображаємо результати зображені на 2.7. та визначаємо зони реалізації режимів польоту (рис. 2.8.)

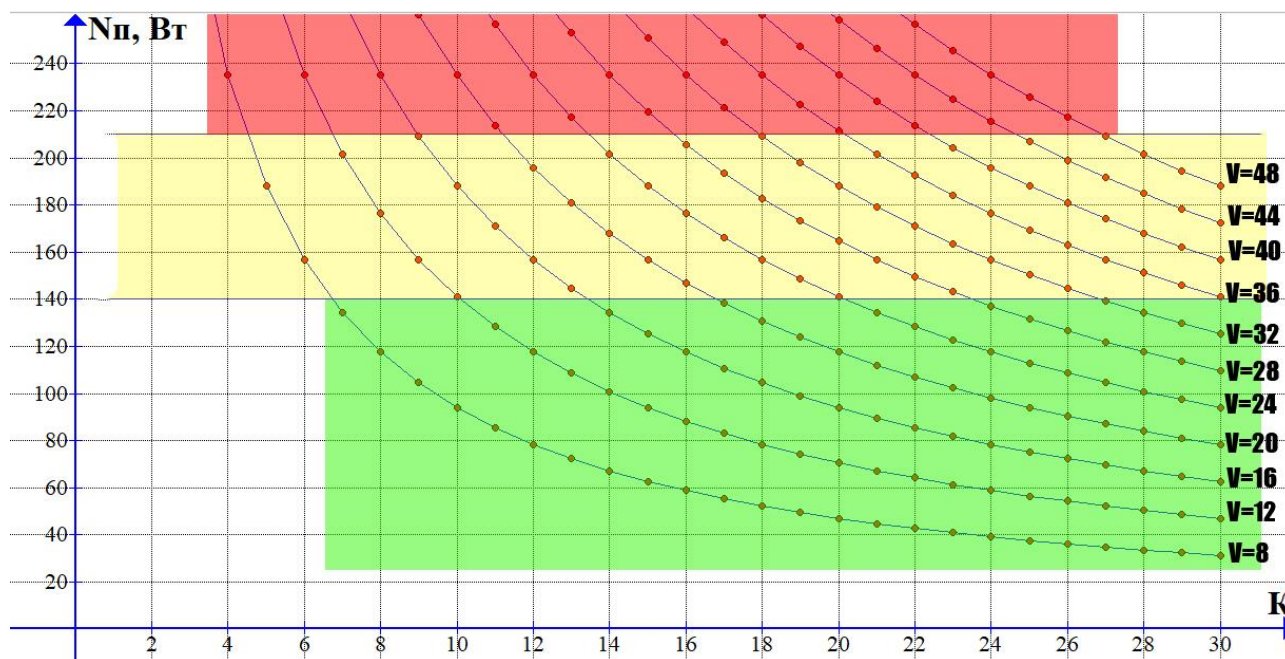


Рис. 2.8. Зони режимів крейсерського польоту:

Червона – потужності сонячних панелей недостатньо для забезпечення горизонтального польоту; жовта – потужності сонячних панелей достатньо для забезпечення горизонтального польоту; зелена – присутня надлишкова потужність сонячних панелей.

Так як хорда крила фіксована в силу того, що використання сонячних панелей вносить свої обмеження, площа крила буде змінюватися виключно зміною розмаху крила. Причому зміна розмаху буде з кроком 156 мм, що є характерним розміром сонячної панелі. Отже розмах крила та площу можна визначити як:

$$L_{\text{кр}} = \frac{S_{ce}}{b_{ce}} \quad (2.12)$$

$$S_{\text{кр}} = b_{\text{кр}} L_{\text{кр}} \quad (2.13)$$

Таблица 2.1.

## Отримані параметри крила

Параметр	Значения
----------	----------



$N_{ce}$	180 ВТ
$L_{кр}$	7,176 м
$S_{кр}$	1,506 м <sup>2</sup>
$\bar{b}$	9,47%
$S_{ce}$	1,119 м <sup>2</sup>
$b$	210 мм
профіль	S3021

## 2.2. Вибір аеродинамічної схеми

В основі класифікації аеродинамічних схем літальних апаратів лежить взаємне розташування несучих, стабілізуючих і керуючих аеродинамічних поверхонь. Розрізняють 5 основних аеродинамічних схем: класична схема, схема «качка», тандем, літаюче крило та безхвостка.

Класична схема наймасовіша аеродинамічна схема, при якій літальний апарат має горизонтальне оперення, яке розташоване після крила. Для забезпечення статичної стійкості ЛА нормальної аеродинамічної схеми положення центра ваги повинно бути попереду аеродинамічного фокуса. Нормальна аеродинамічна схема має найбільш просте вирішення питань поздовжньої керованості і стійкості на різних режимах польоту. При нормальній аеродинамічній схемі ЛА може оснащуватися прямим або стрілоподібним крилом, крилом змінної стріловидності, комбінацією крил. Хвостове оперення може бути класичним, Т/V-подібним, з суцільноповоротним кілями і / або горизонтальними рулями, з одним або декількома кілями.

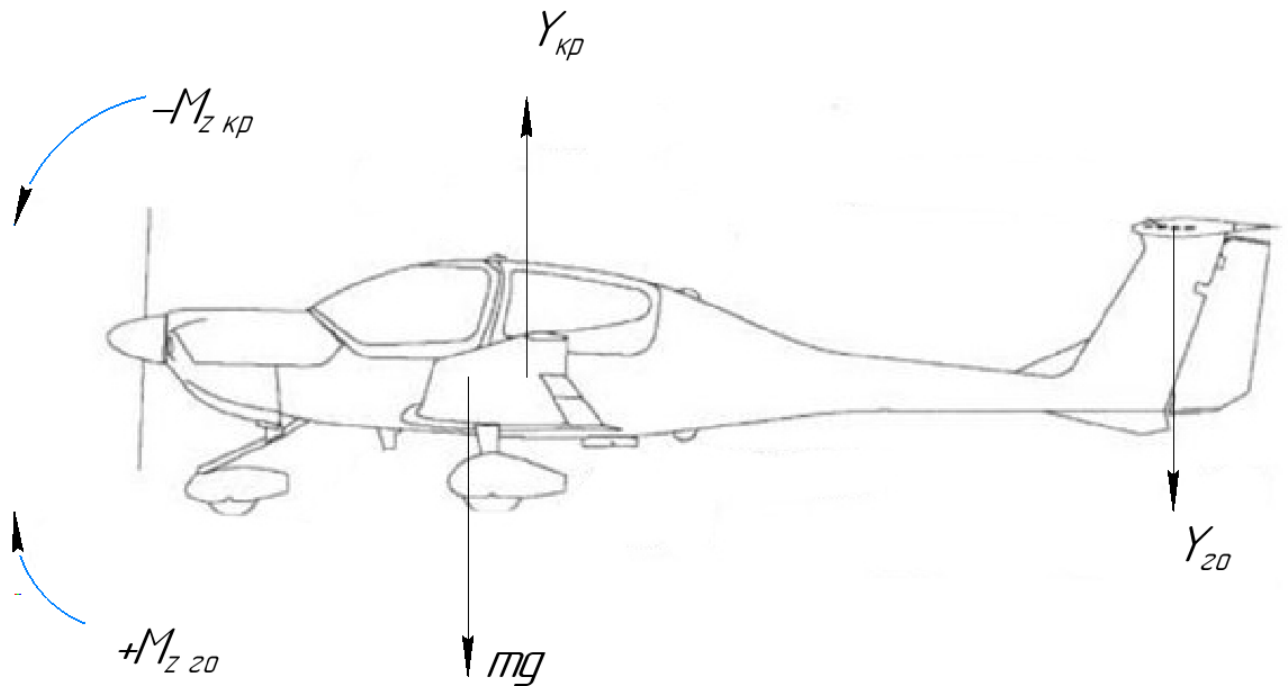


Рис. 2.9. Класична аеродинамічна схема.

«Качка» - аеродинамічна схема, при якій у літального апарату горизонтальне оперення розташоване попереду основного крила. Крило з несучим профілем в більшості випадків має пікіруючий моментом, тобто при обтіканні його потоком повітря крім підйомної сили виникає ще й момент сили, який намагається повернути крило передньою кромкою вниз. Для збереження стабільності літака в просторі необхідно компенсувати пікіруючий момент. При класичній аеродинамічній схемі для цього використовують стабілізатор розташований позаду крила, який створює негативну підйомну силу, тобто як би опускає хвостову частину літака вниз.

Літаки, зроблені за схемою «качка», керуються по тангажу без втрат підйомної сили на балансування, мають кращу вантажопідйомність на одиницю площі горизонтальних поверхонь і кращу маневреність по тангажу. З недоліків можна виділити тенденцію до клювання.

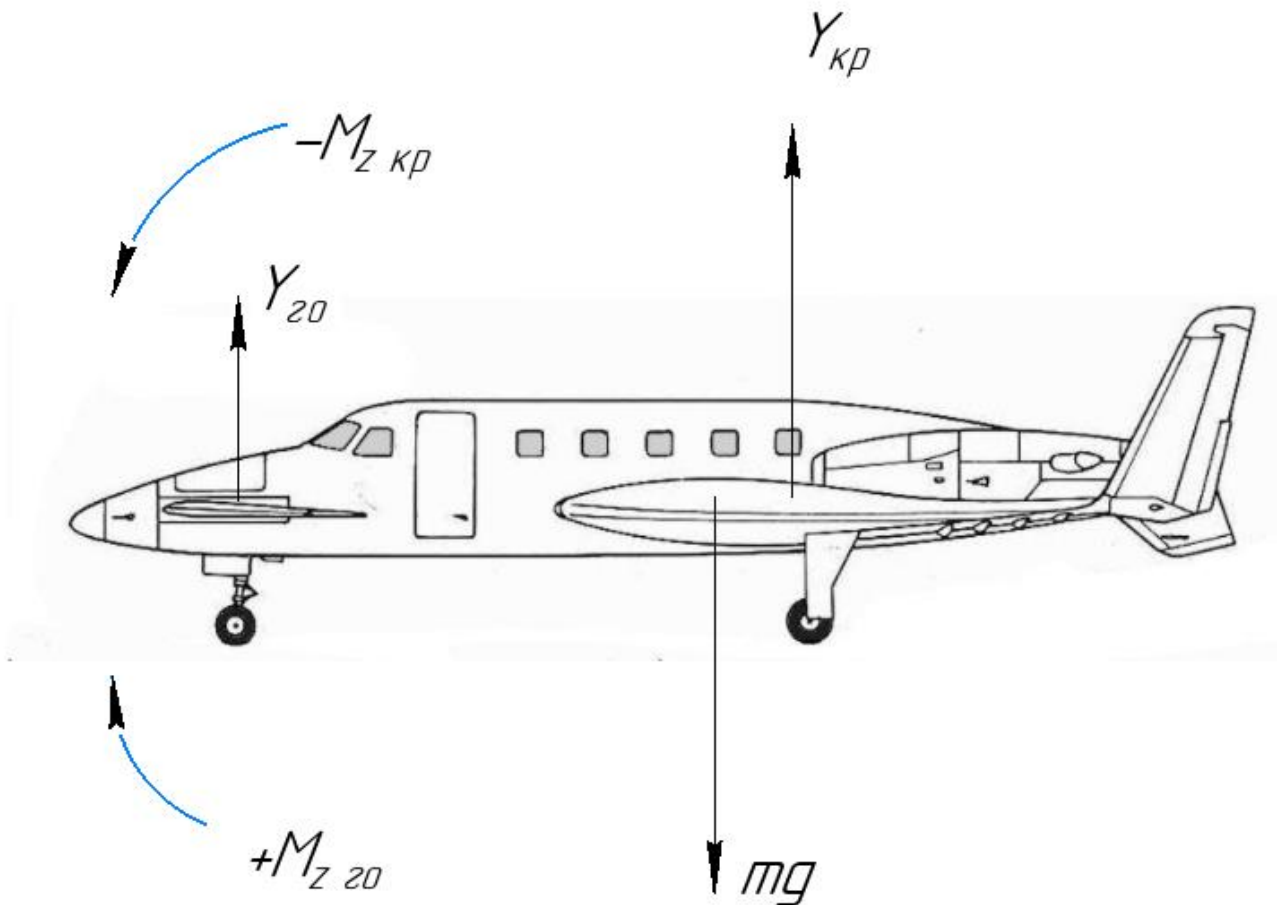


Рис. 2.10. Аеродинамічна схема «качка».

Тандем - схема компоновання літака, при якій підйомна сила створюється двома крилами приблизно рівного розміру, розташованими одне за іншим.

У цій схемі ті функції, які в класичному компонованні виконуються горизонтальним оперенням, бере на себе заднє крило. Незважаючи на ряд переваг, схема не отримала широкого розповсюдження.

Щоб забезпечити поздовжню стійкість переднє крило встановлюють під позитивним кутом атаки по відношенню до хорди заднього крила. За рахунок цього зрив потоку на передньому крилі відбувається раніше, ніж на задньому, і літак переходить в пікірування, а не в штопор, як в нормальній схемі.

У великому діапазоні кутів атаки опір тандемної схеми менше, ніж у класичної. Крім того, в класичній схемі горизонтальне оперення створює опір, але не створює підйомної сили. У тандемної схеми ж підйомну силу дають обидва крила, що робить її аеродинамічно більш раціональною. Кінцеві шайби,

які іноді використовуються в якості вертикального оперення, додатково покращують характеристики заднього крила. Схема також має підвищену поперечну керованість і дозволяє використовувати профілі з меншою відносною товщиною. Недоліком тандемної схеми є те що фюзеляж піддається великим крутним навантаженням.

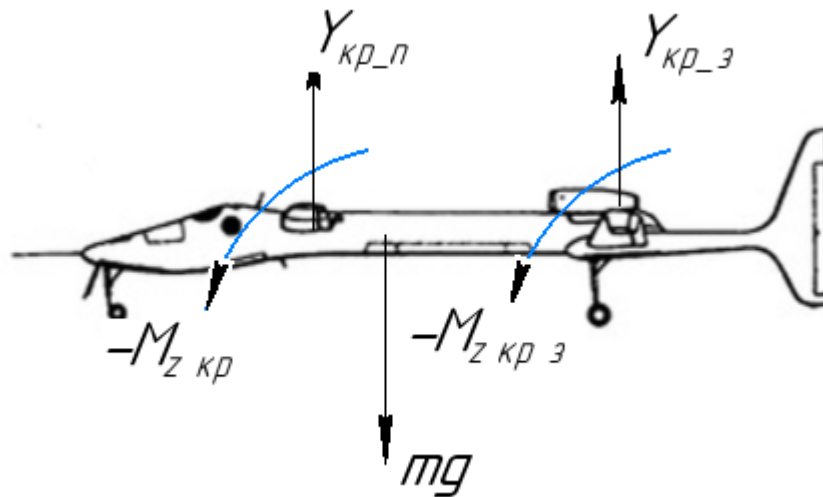


Рис. 2.11. Аеродинамічна схема тандем.

«Літаюче крило» - аеродинамічна схеми планера літального апарату з скороченим фюзеляжем, роль якого грає крило, що несе всі агрегати, екіпаж і корисне навантаження.

Перевагою схеми «літаюче крило» є те, що підйомну силу створює вся поверхня літака, а не лише її частина, як це відбувається в класичному компонуванні. Відсутність необхідності піднімати в повітря фюзеляж і великі площини управління значно знижує питому масу планера і дає можливість істотно збільшити масу корисного навантаження.

Недоліки схеми є продовженням її достоїнств - невелике віддалення площин управління від центру мас обумовлює їх низьку ефективність, що робить літак дуже нестійким в польоті.

Бесхвостка - аеродинамічна схема планера літака, згідно з якою у літака відсутні окремі площини управління висотою, а використовуються тільки

площини, встановлені на задній кромці крила. Ці площини називаються елевонами і комбінують функції елеронів і керма висоти.

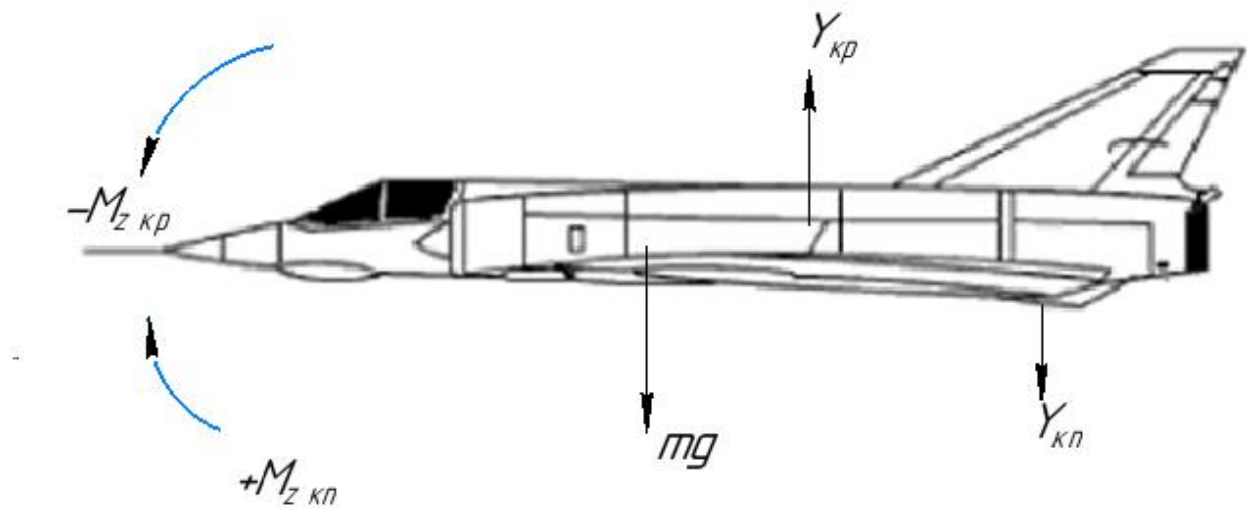


Рис. 2.12. Аеродинамічна схема бесхвостка.

З точки зору доцільності використання тієї чи іншої схеми для реалізації БЛА з використанням сонячних панелей такі схеми як літаюче крило, бесхвостка, та качка погано підходять. Літаюче крило не підходить тому, що в ЛА з даною схемою для крил використовують S-подібні профілі і хоча тонкоплівкові фотоелементи можна встановлювати на не рівні поверхні, але є обмеження по кривизні поверхні, що робить дану схему не доцільною для використання. Також в схемах літаючі крило, «качка» та бесхвостка в більшості випадків використовуються стріловидні крила, що також зменшує площу придатну під встановлення фотоелементів, оскільки стандартні фотоелементи виробляються прямокутною формою і стандартними типорозмірами.

Найбільш підходящими для створення БЛА на сонячних панелях є класична схема та тандем. В цих схемах можна використати прямі крила, що дозволить максимально ефективно використовувати площу крила під встановлення фотоелементів. Можливість використання профілів з меншою відносною товщиною в схемі тандем, дозволяє збільшити ефективність сонячних панелей, оскільки сонячні промені будуть більш рівномірно розподілятися по поверхні фотоелементів. Це призведе до більшої потужності сонячної

енергоустановки, що в свою чергу дозволить збільшити тривалість польоту в порівнянні з класичною схемою.

Також схема тандем дозволяє реалізувати меншу швидкість польоту в порівнянні з класичною схемою, а оскільки метою є досягнення максимальної тривалості польоту це є доречним, тому що чим менша швидкість польоту тим менший опір має БЛА відповідно на реалізацію польоту потрібні менші енергозатрати і т.д.

Для більш детального аналізу переваг між класичною схемою та схемою тандем проведено аеродинамічне порівняння. В першу чергу порівнювався коефіцієнт аеродинамічної досконалості  $K$ , оскільки саме цей коефіцієнт найбільш точно дозволяє оцінити необхідну потужність силової установки та відповідно енергозатрати БЛА під час польоту. Порівняння проводилось за наступних умов: обидві схеми мають однакову площу крила, класична схема виконана в двох варіантах розмаху крила (1 – фотоелементи розташовані в один ряд, 2 – фотоелементи розташовані в два ряди), обидві схеми продувались при однаковій швидкості та з однаковим профілем, крила мають прямокутну форму в плані та кут поперечного  $V$  рівний  $0$ . Аналіз проводився за допомогою програми xflr5 v6.38.

Порівнювані моделі приведені на рис. 2.13, рис. 2.14, рис. 2.15. Результат продувки приведено на рис. 2.16.

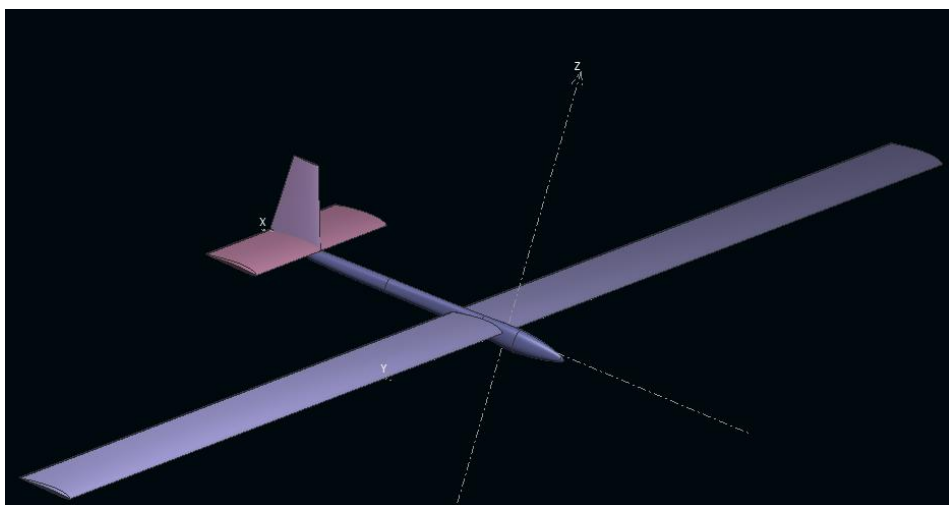


Рис. 2.13. Класична схема з СП розташованими в один ряд на крилі

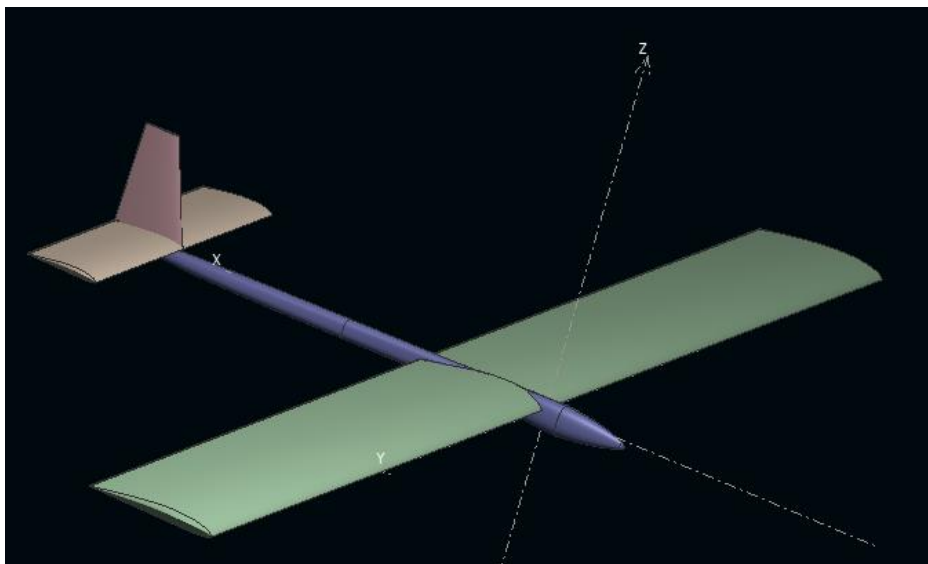


Рис. 2.14. Класична схема з СП розташованими в 2 ряди на крилі

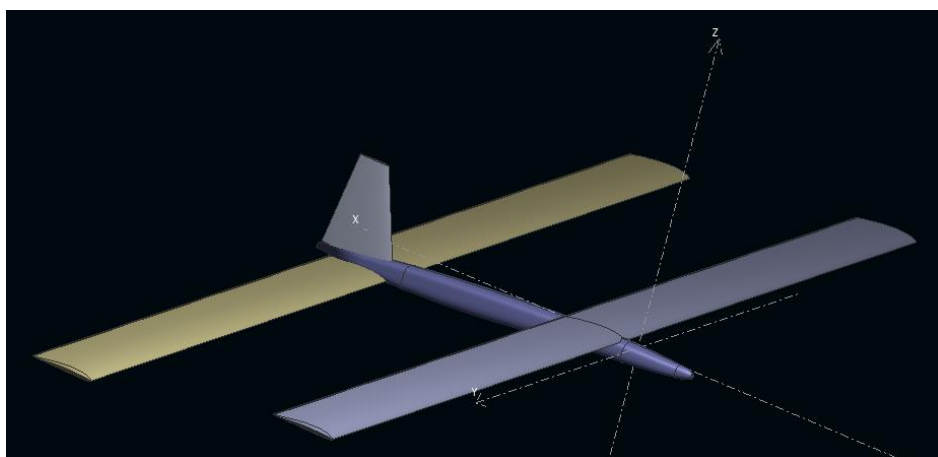


Рис. 2.15. Схема тандем.

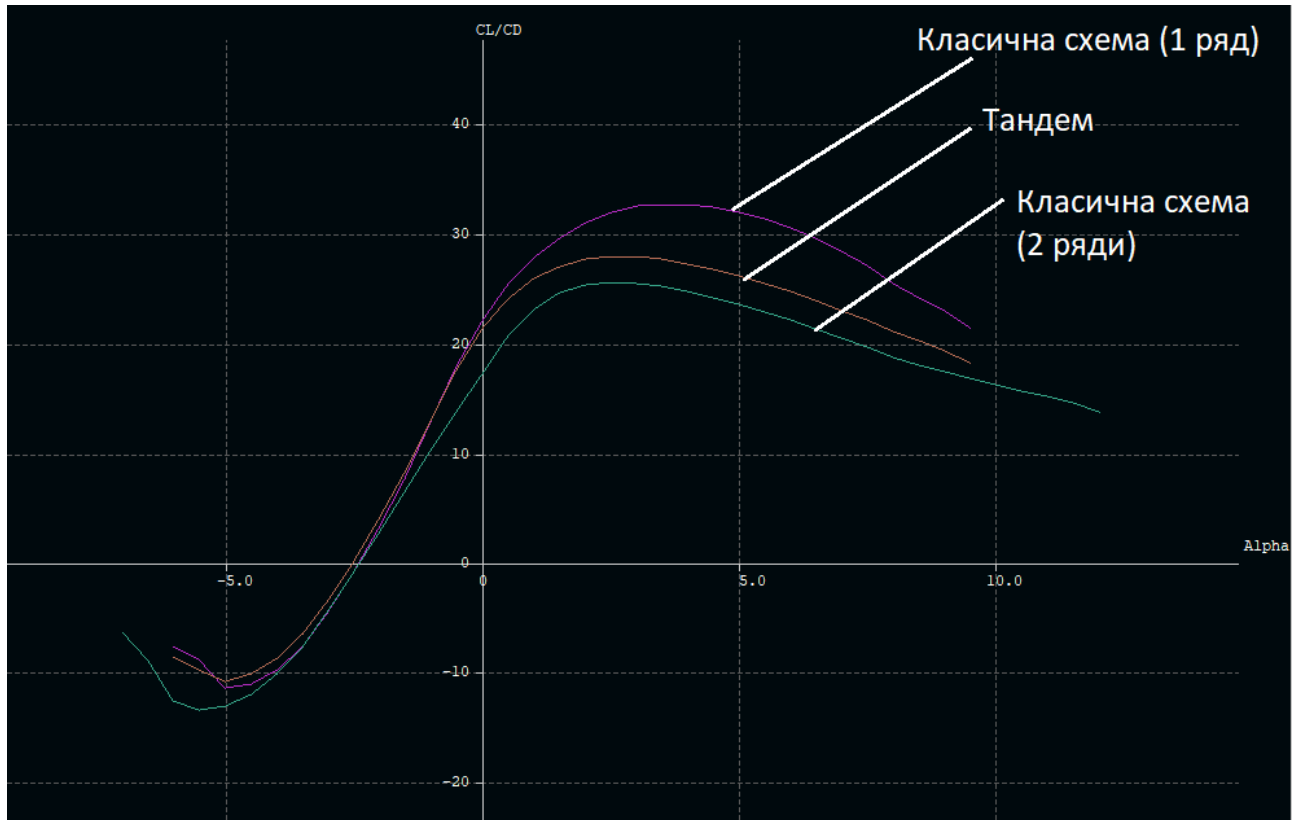


Рис. 2.16. Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки для порівнюваних аеродинамічних схем.

Очевидно, що класична схема з меншим розмахом та більшою хордою крила відпадає через значно гіршу  $K$  на близько нульових кутах атаки. В той же час тандем та класична схема в тому ж діапазоні кутів атаки мають схожі показники. Однак слід враховувати, що класична схема, має в два рази більший розмах крила ніж тандем. Це є ключовим фактором для вибору схеми, оскільки в подальшому забезпечити необхідну міцність та жорсткість крила буде складніше для класичної схеми і відповідно доведеться збільшувати масу конструкції, щоб досягти необхідних параметрів. До того ж в класичній схемі доведеться виділити додаткову масу під горизонтальне оперення, в той час як в схемі тандем цього робити не потрібно. Звичайно кутах атаки більше  $2^\circ$  схема тандем має гіршу аеродинамічну якість, але основною задачею стоїть досягнення максимальної тривалості польоту, тому в першу чергу важливі показники на крейсерських режимах польоту.

Оцінивши всі плюси та мінуси для кожної з схем обираємо схему тандем.



### 2.3. Аеродинамічні характеристики

Підйомна сила та сила опору визначаються за наступними формулами:

$$\begin{cases} Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S \\ X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S \end{cases} \quad (2.14)$$

Використовуючи 2.1 та 2.14, а також геометричні характеристики отримані вище можна визначити необхідний  $C_y$  для крейсерського польоту (рис. 2.17).

$$C_y = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \quad (2.15)$$

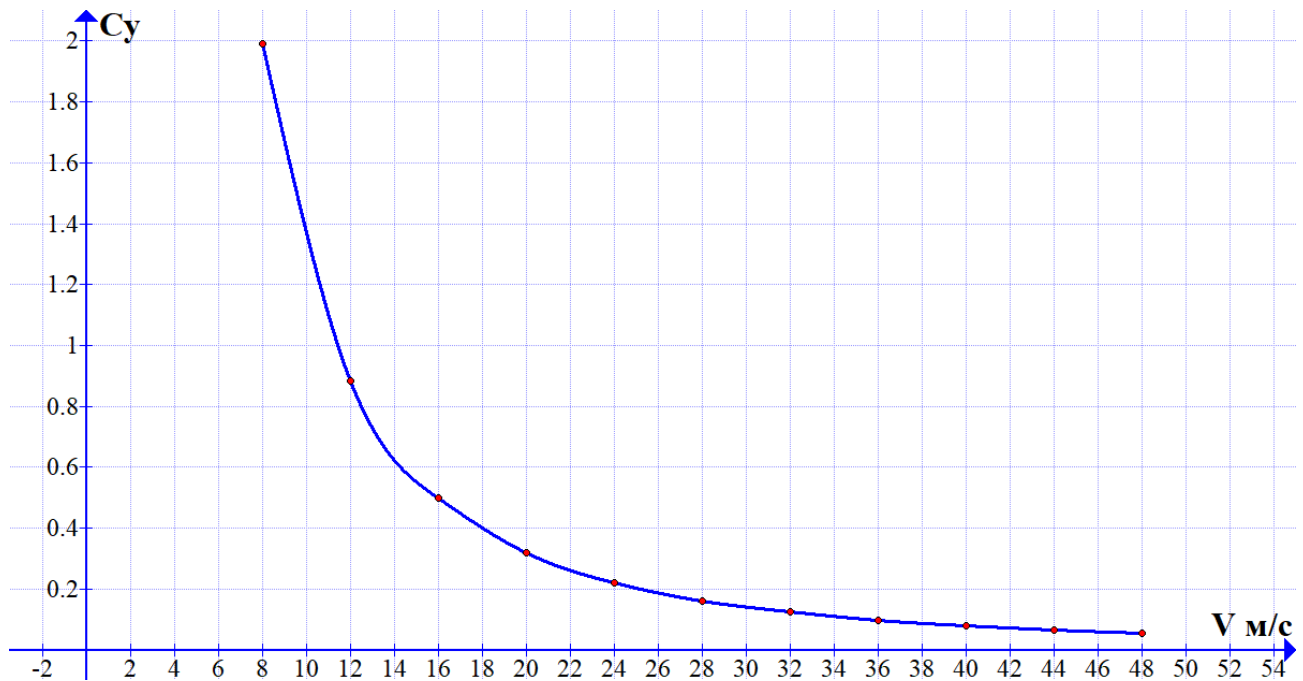


Рис. 2.17. Залежність  $C_y$  від швидкості для крейсерського режиму польоту.

Далі слід визначити кути встановлення крил для отриманої моделі. Для цього визначаємо залежність  $C_y(\alpha)$  при нульових кутах встановлення крил та співставляємо значення з рис. 2.17. та отриманими результатами (рис. 2.18).

Слід зауважити, що  $x_{flr5}$  для даної моделі при швидкостях 10 м/с та нижче не вдається провести розрахунок аеродинамічних характеристик. Також згідно статистичних даних крейсерська швидкість БЛА класу «міні» не перевищує 120

км/год. Саме тому діапазон швидкостей на даному етапі буде обмежено від 12 м/с до 32 м/с.

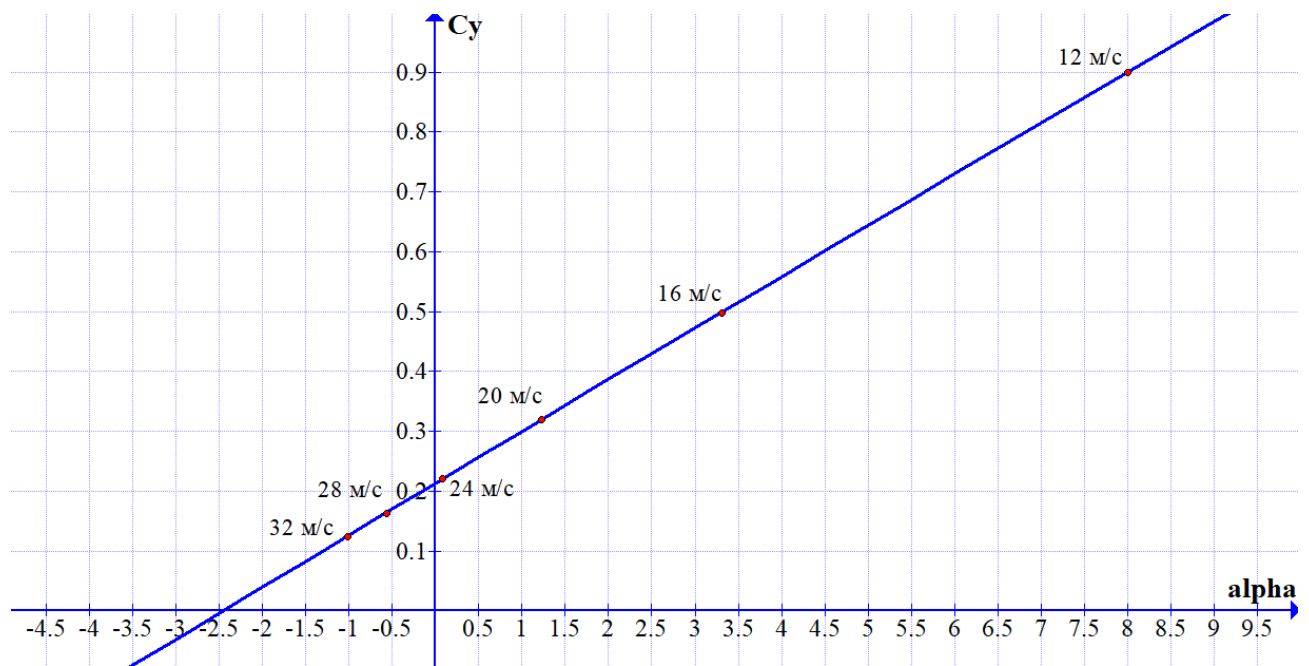


Рис. 2.18. Залежність  $C_y(\alpha)$

Далі виконуємо продувки моделі з різними кутами встановлення крил та при різних швидкостях відповідно до рис. 2.18. Результати продувок приведені на рис. 2.19.

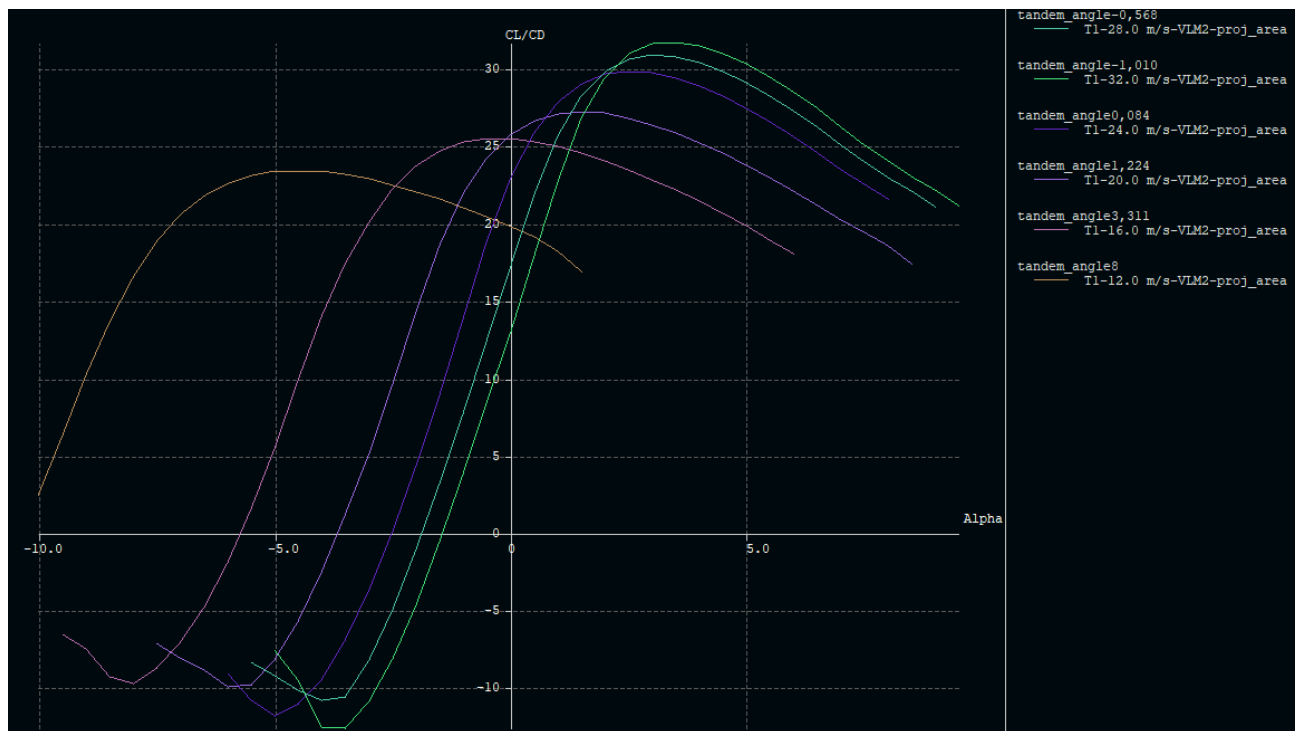


Рис. 2.19. Залежність  $K(\alpha)$  при різних режимах польоту.

З отриманих результатів можна зробити висновок, що найвигіднішим режимом польоту з точки зору тривалості є крейсерський політ із швидкістю в діапазон від 16 м/с до 20 м/с, оскільки на даному режимі БЛА має найкращу аеродинамічну якість і найменшу швидкість відповідно тривалість польоту буде найбільшою.

Маючи потужність силової установки та діапазони режимів польоту, які вона може забезпечити, додатково вносимо обмеження, з боку аеродинамічної якості БЛА та отримуємо криву режимів для крейсерського польоту (рис. 2.20).

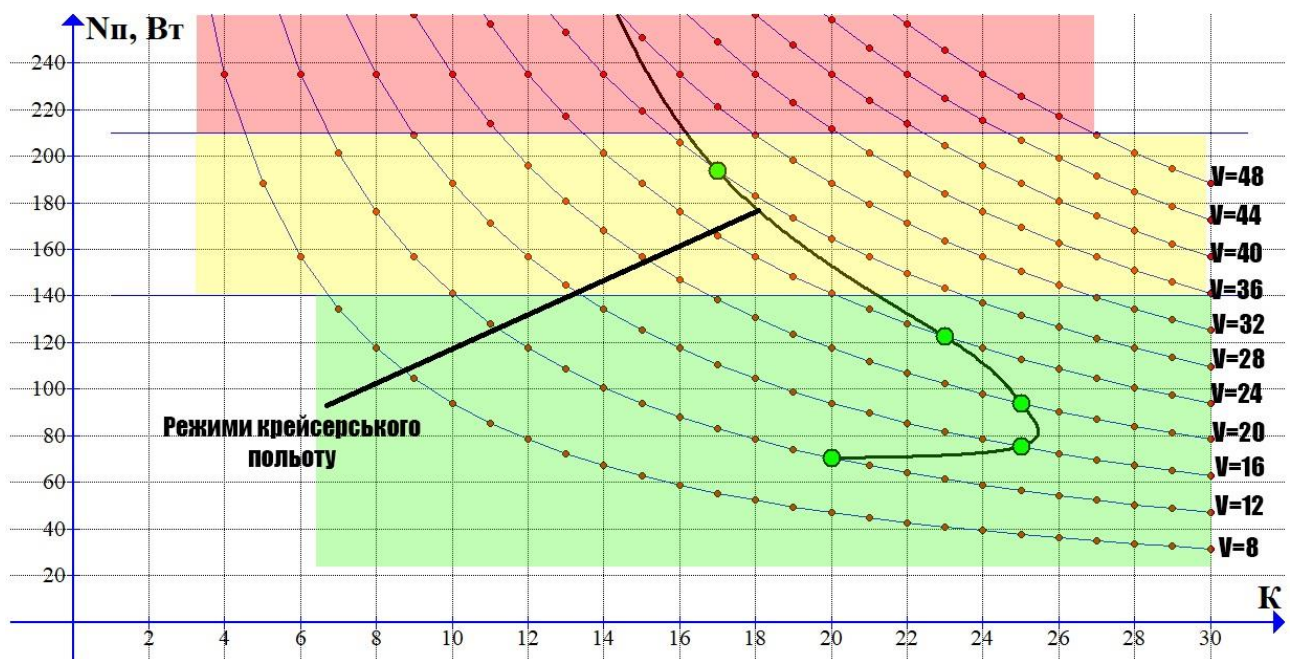


Рис. 2.20. Можливі режими крейсерського польоту.

Відповідно до кривої режимів крейсерського польоту та залежностей 2.18, 2.19 кут встановлення крил обирається для режиму з найбільшою швидкістю польоту (з найвигідніших), щоб мінімізувати вплив тіньового ефекту переднього крила на заднє. Це обумовлено тим, що під час збільшення крейсерської швидкості збільшується і підйомна сила, відповідно необхідно зменшувати кут атаки, а оскільки заднє крило розташоване нижче від переднього із зменшенням кута атаки тіньовий ефект буде збільшуватися. Також слід враховувати, що для схеми тандем переднє крило має бути встановлене під позитивним кутом відносно хорди заднього крила. Це виконується для того, щоб при критичних кутах атаки зрив потоку відбувався спочатку на передньому крилі і БЛА

переходив в пікірування, а не в штопор. Таким чином кут встановлення заднього крила становить 1,724, а переднього 0,724.

Додатковим засобом покращення аеродинамічних характеристик БЛА може виступати додання кінцевих поверхонь крила. Порівняння АХ з кінцевими поверхнями та без приведено на рис. 2.21.

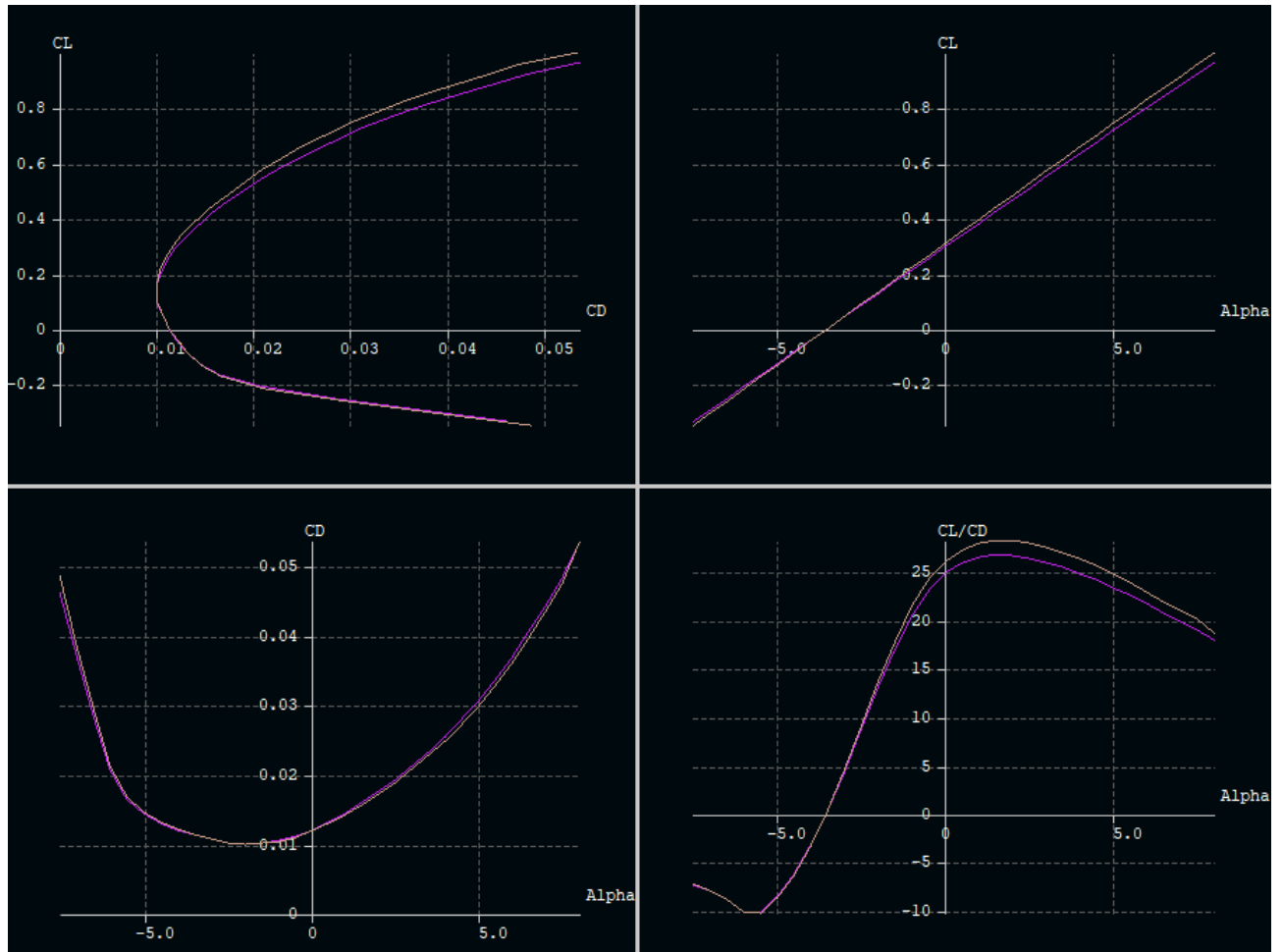


Рис. 2.21. Порівняння АХ з та без кінцевих поверхонь.

Таким чином встановлення закінцівок крила дозволяє отримати при однакових значеннях  $S_x$  більші значення  $S_y$ , а також підвищити аеродинамічну якість БЛА, без суттєвих змін конструкції планера.

Далі наведено залежності аеродинамічної якості БЛА від швидкості при нульових кутах атаки та при крейсерських значеннях  $S_y$

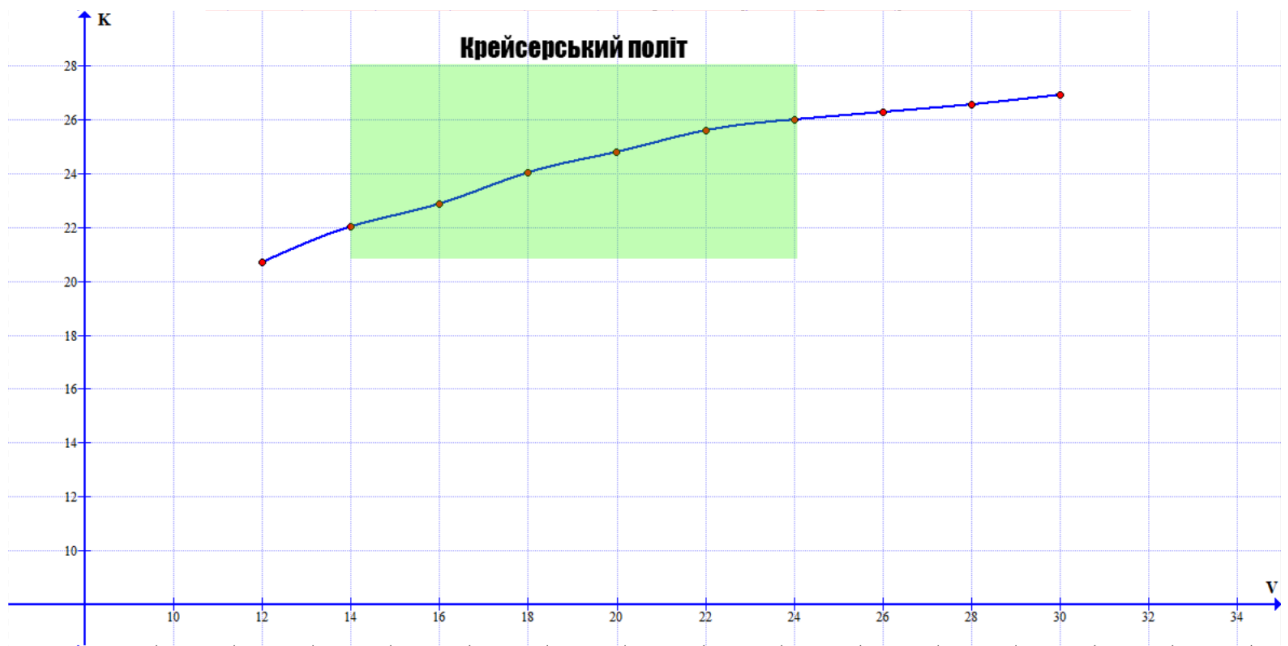


Рис. 2.21. Залежність  $K(V)$  для кута атаки  $\alpha$ .

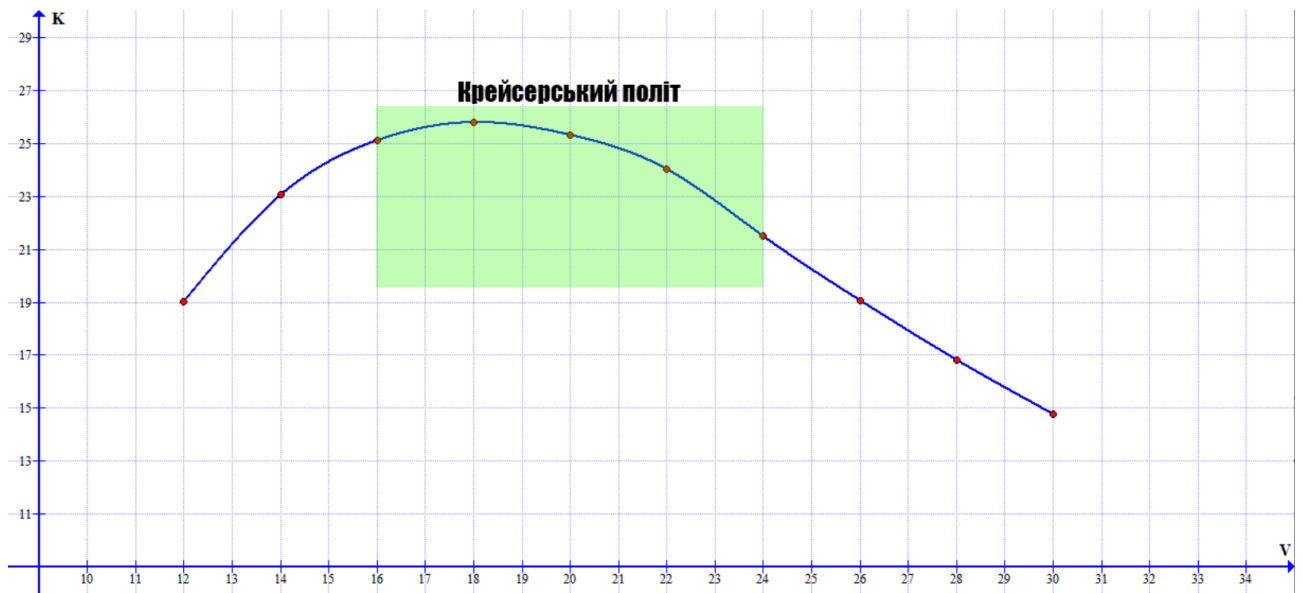


Рис. 2.22. Залежність  $K(V)$  для крейсерського  $C_y$ .

Відповідно до отриманих значень аеродинамічної якості корегуємо криву режимів крейсерського польоту.

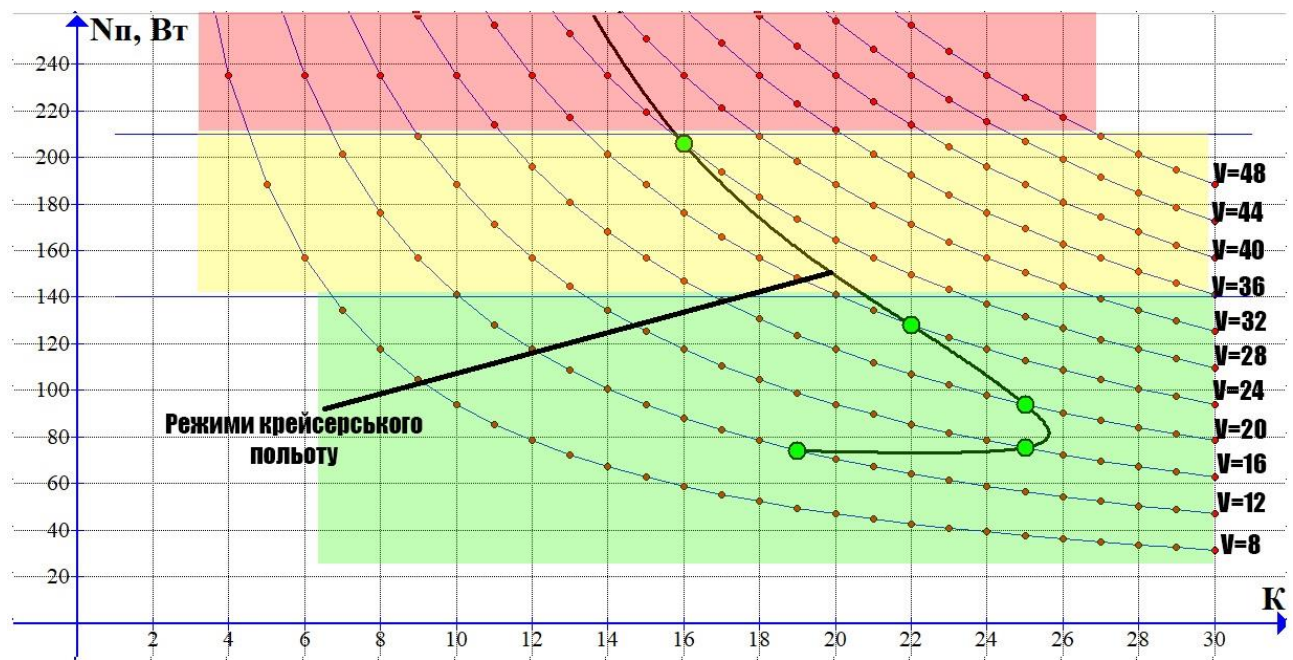


Рис. 2.23. Кореговані режими крейсерського польоту.

### Висновки по розділу

Виконано синтез масово-геометричних характеристик БЛА: маса БЛА, розмах крила, площа крила, хорда крила, відносна товщина крила, профіль, площа сонячних панелей. Виконано синтез енергетичних характеристик БЛА: потужність сонячної енергоустановки. За результатами порівняння аеродинамічних схем обрано схему тандем як найраціональнішу для використання в БЛА з СЕ. Отримано аеродинамічні характеристики БЛА відповідно до визначених геометричних характеристик. Визначено можливі режими крейсерського польоту.

### **3. ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДІВ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ПРИ СТВОРЕННІ БЛА НА СЕ.**

Топологічна оптимізація – це процес зміни конструкції, структури деталі та її параметрів, що варіюються, при заданому критерії оптимальності зі збереженням або поліпшенням її функціоналу.

Дослідження топології використовується для вивчення ітерацій проектування компонента, що задовольняють задану мету оптимізації та геометричним обмеженням.

Програмне забезпечення топологічної оптимізації не будує модель об'єкта з нуля. У нього завантажується геометрична модель виробу, раніше виготовленого іншим способом.

Дослідження топології реалізує непараметричну оптимізацію топології деталей. Починаючи з максимального простору вихідного проекту (що є максимально дозволеним розміром компонента) і враховуючи всі застосовані навантаження, кріплення та виробничі обмеження, оптимізація топології шукає нове компонування матеріалу в межах максимально допустимої геометрії за рахунок перерозподілу матеріалу. Оптимізований компонент задовольняє всі необхідні механічні та виробничі вимоги.

На сьогоднішній день існує наступний софт, який дозволяє проводити топологічну оптимізацію: Siemens NX, Solid Edge, CATIA 3DEXPERIENCE, SOLIDWORKS, Autodesk Fusion 360, ANSYS Mechanical, solidThinking Inspire, Autodesk Netfabb Ultimate, КОМПАС-3D APM FEM.

#### **3.1. Підготовка геометричної моделі.**

Як було сказано вище ПЗ, яке дозволяє проводити топологічну оптимізацію, не створює модель з нуля. Отже необхідно попередньо підготувати геометричну модель для проведення топологічної оптимізації. Зручно та швидко створити просторову модель дозволяє програмне забезпечення КОМПАС-3D v20. Даний софт пропонує широкий спектр можливостей побудови просторових



моделей в поєднанні з інтуїтивно зрозумілим інтерфейсом. Також важливим фактором є можливість експортувати отриману модель в більшість поширених форматів. Цей фактор є важливим по причині того, що розрахунки процеси аналізу міцності та топологічної оптимізації вимагають високої продуктивності обчислювальної техніки. Модуль APM FEM хоч і дозволяє виконувати аналіз міцності та проводити топологічну оптимізацію, але на відміну від аналогів має гіршу оптимізацію, що значно подовжує час на проведення аналізу міцності та топологічної оптимізації, а також збільшує навантаження на систему.

Для проведення топологічної оптимізації обрано програмне забезпечення SOLIDWORKS 2021. Дане ПЗ має гарну оптимізацію та гнучкі налаштування модулю Simulation Premium, який відповідає за проведення досліджень міцності та топологічної оптимізації моделі. Також присутній модуль Flow Simulation, який дозволяє проводити аеродинамічні дослідження моделей, а також важливу функцію експорту результатів таких як вплив потоку на тіло в модуль Simulation Premium, що дозволяє точно оцінити навантаження та міцність моделі. Однак вплив потоку не можна застосовувати як навантаження під час топологічної оптимізації.

За результатами попереднього розділу будемо просторову модель, яка буде складатися з наступних елементів: переднє крило, заднє крило, закінцівки, фюзеляж, кіль (рис. 3.1), та експортуємо отриману модель в SOLIDWORKS 2021.

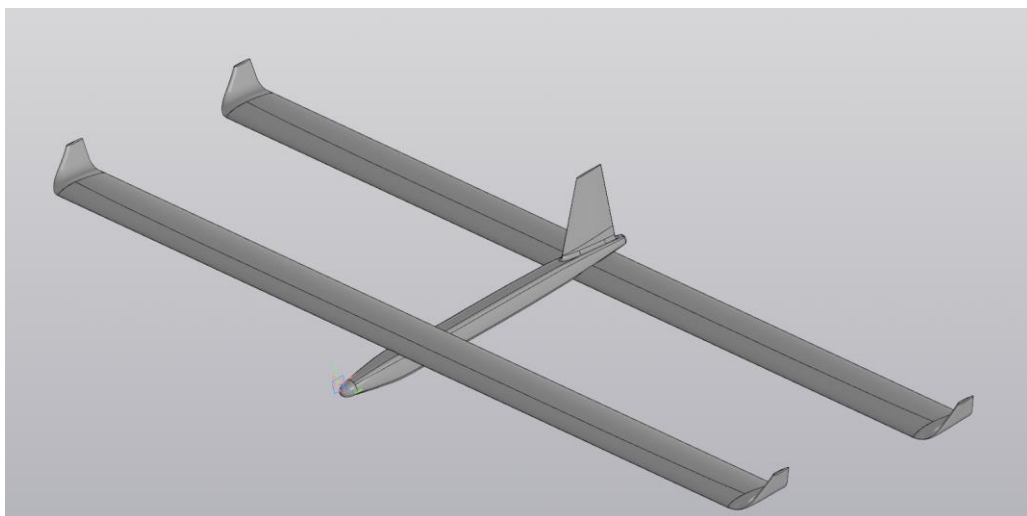




Рис. 3.1. Просторова модель БЛА з лініями центрів тиску на крилах, визначеними в xflr5.

Враховуючи обмеження обчислювальних можливостей та не можливості точно врахувати вплив потоку на модель, крила слід розбити на частини за розмахом (рис. 3.2).

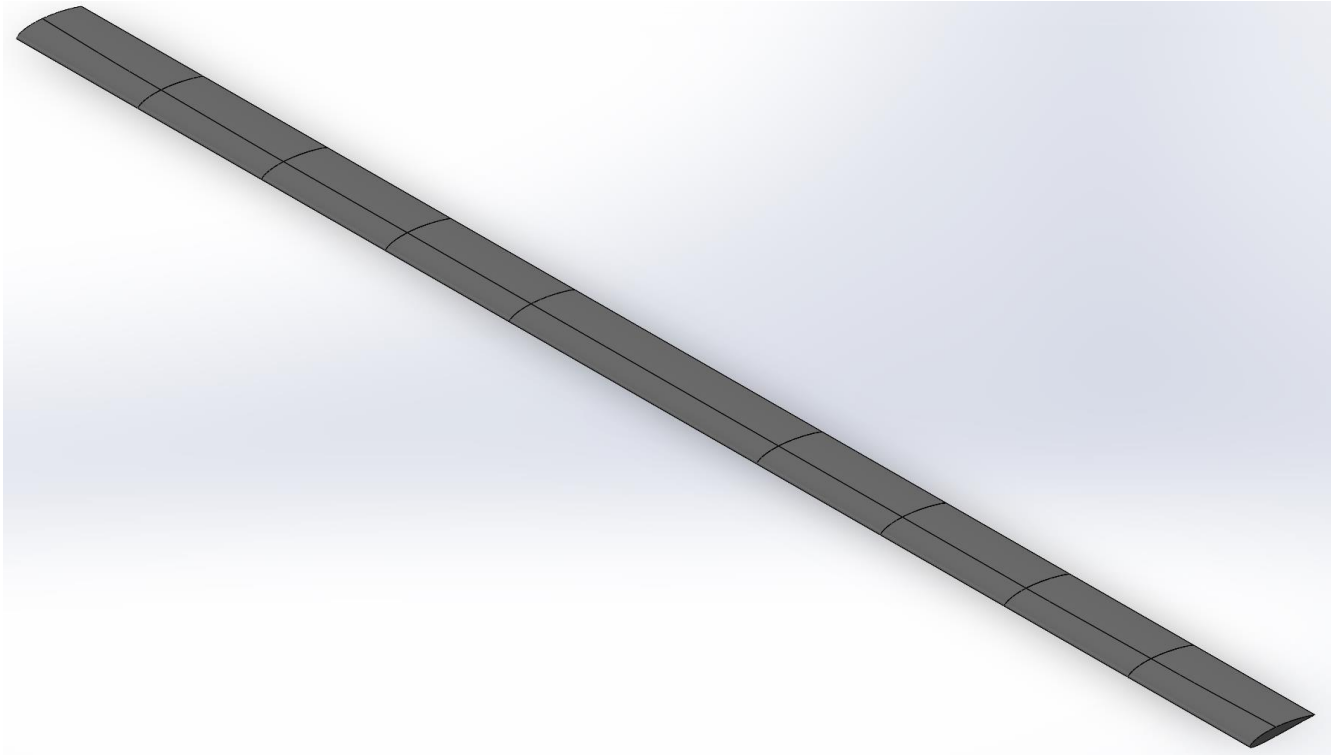


Рис. 3.2. Переднє крило після розбивки.

### **3.2. Визначення аеродинамічних навантажень**

Використовуючи модуль Flow Simulation виконуємо продувку моделі, щоб визначити сили, які діють на БЛА під час польоту, в тому числі і на кожну частину крила окремо. Результати продувки приведені на рис. 3.3, рис. 3.2, рис 3.4. та додаток 1.

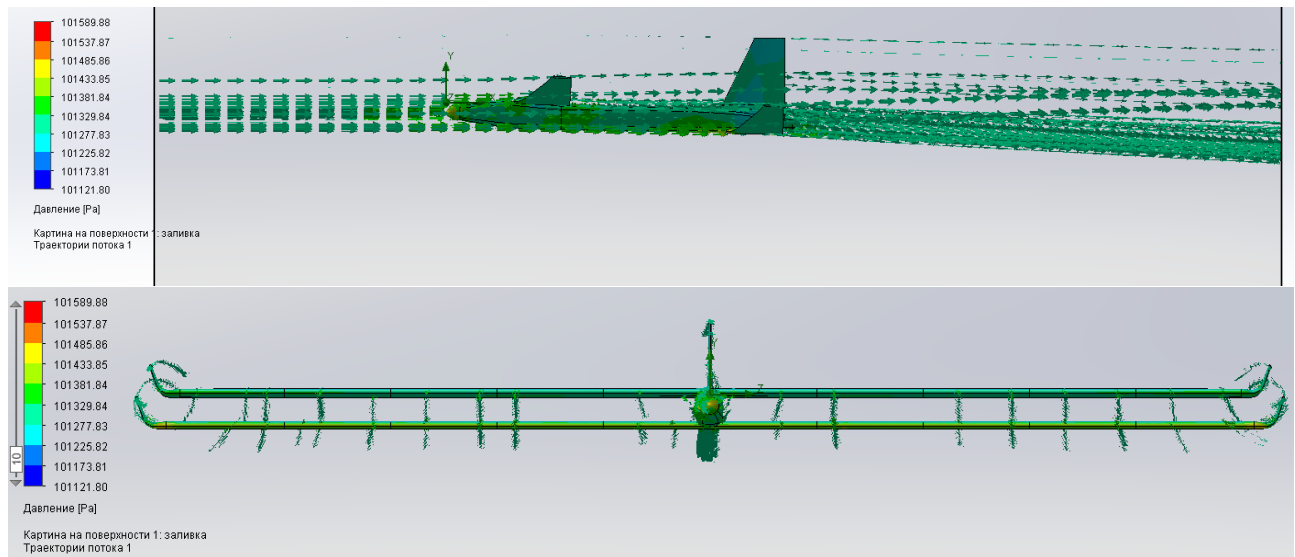


Рис. 3.3. Результати продувки моделі (вид спереду та вид збоку).

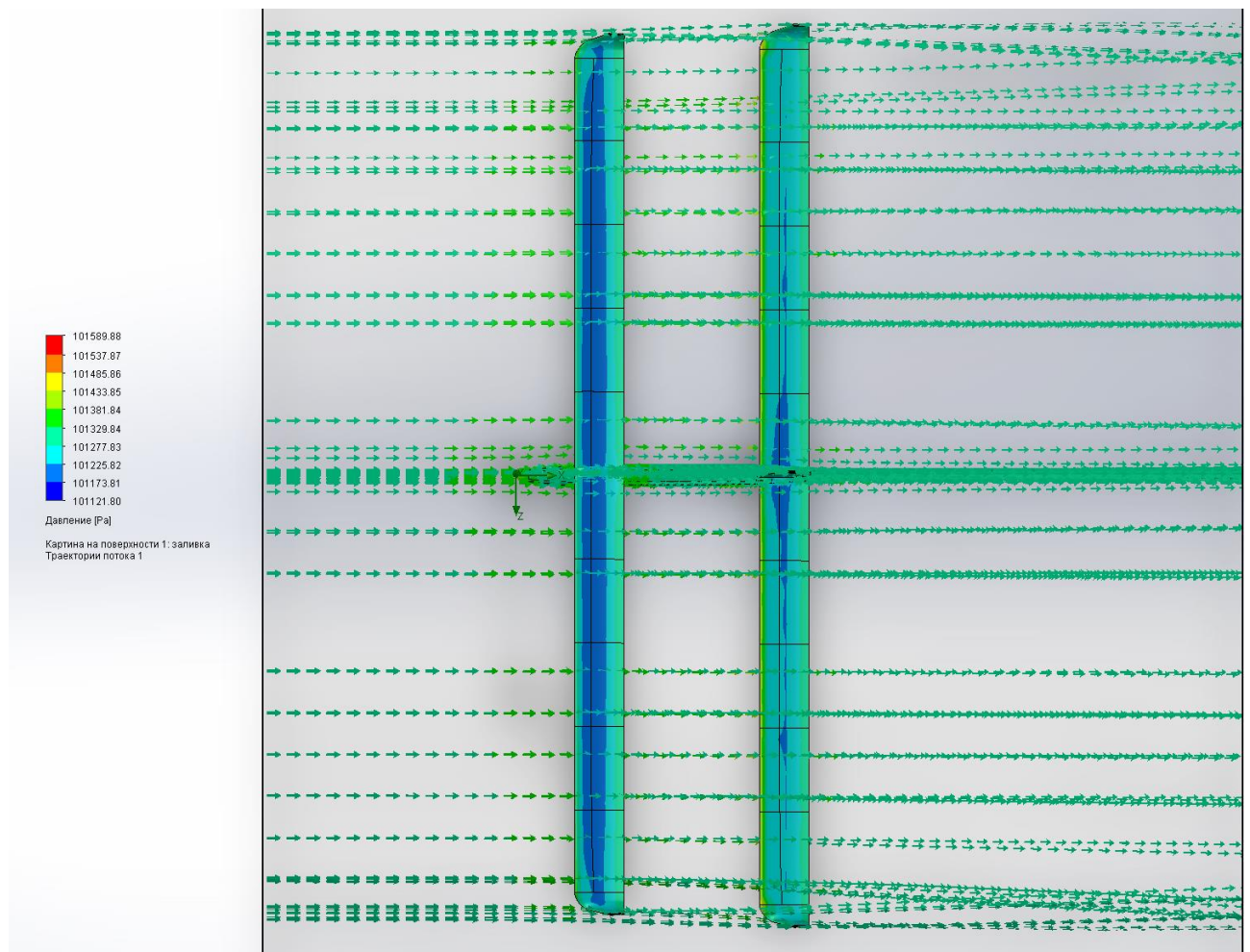


Рис. 3.4. Результати продувки моделі (вид зверху).

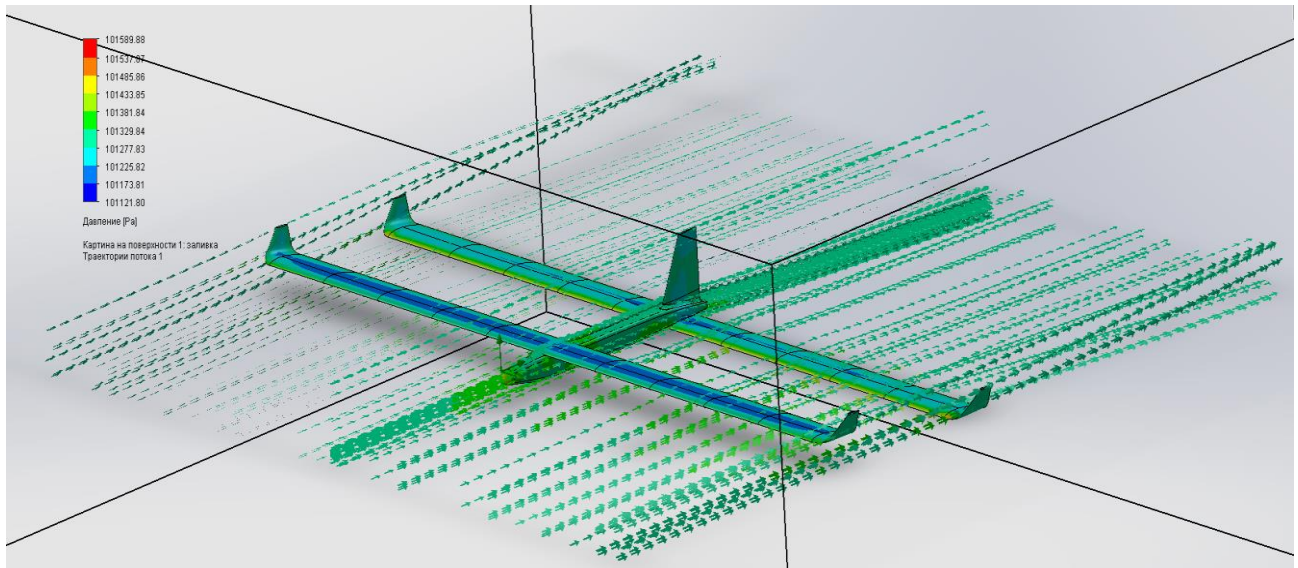


Рис. 3.5. Результати продувки моделі.

На рис. 3.3, рис 3.4. та рис. 3.5. вказано розподіл тиску на поверхнях моделі, а також траєкторії ліній потоку. В додаток 1 зведено значення підйомної сили, сили опору та крутного моменту, які діють на кожну частину крила. Під час розрахунку у Flow Simulation використовувалось автоматичне число ітерацій та отримано графіки залежностей значення параметру, який визначається від числа ітерацій (рис. 3.6). Розрахунок автоматично проводився до тієї пори, поки результат не ставав сталим.

Згідно даних залежностей видно, що число ітерацій для проведення ітерацій достатньо обирати в межах від 50 до 100. Даний діапазон буде оптимальним з точки зору витраченого часу, оскільки при меншій кількості ітерацій значення параметрів змінні, а при більшій кількості ітерацій значення параметрів вже є сталим і розрахунок проводиться в холосту. В подальшому отримані результати продувки можна експортувати в модуль Simulation Premium для проведення статичного розрахунку на міцність.

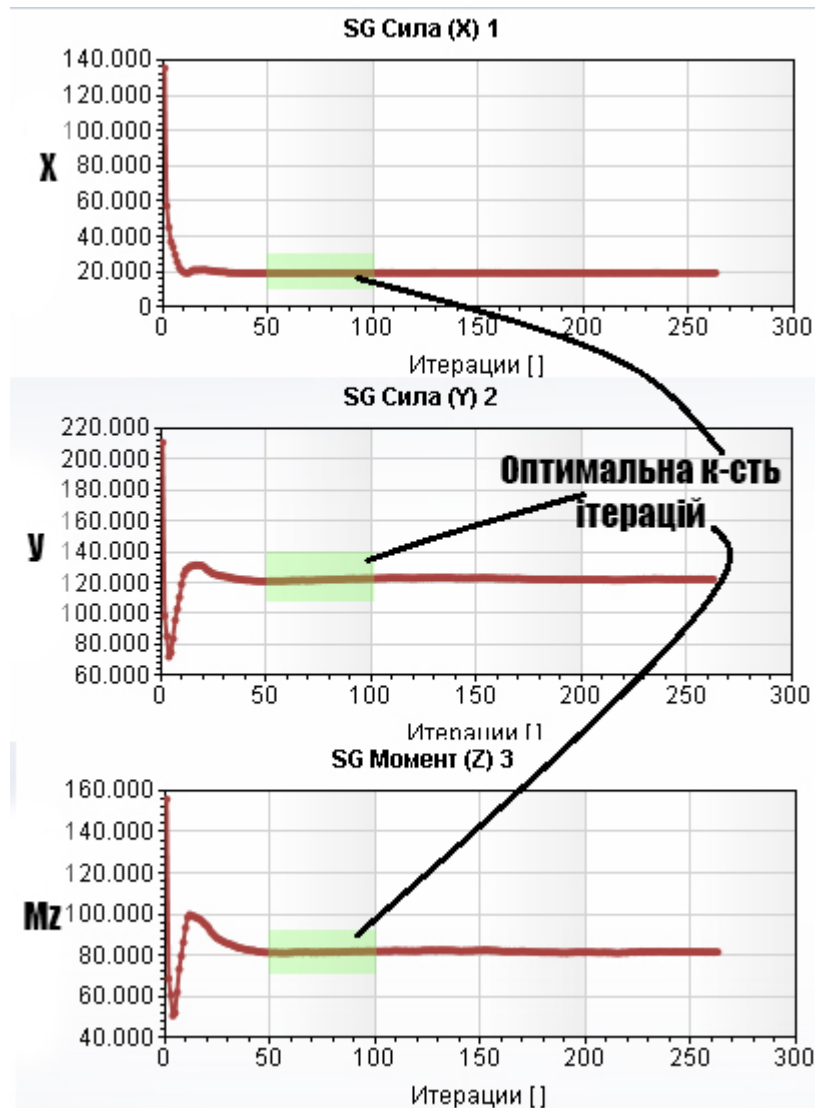


Рис. 3.6. Залежності параметрів від числа ітерацій.

### 3.3. Метод топологічної оптимізації SIMP.

Оптимізація топології є найпоширенішим типом структурної оптимізації. Вона використовується у початковій фазі проектування для прогнозування оптимального розподілу матеріалу в рамках зазначеного вихідного простору проектування структури та розглядає функціональні специфікації та виробничі обмеження.

Найбільш популярним математичним методом оптимізації топології є метод твердого ізотропного матеріалу з пеналізацією (SIMP). Метод SIMP прогнозує оптимальне розподілення матеріалів у межах зазначеного проектного простору для поданих випадків навантажень, граничних умов, виробничих обмежень та вимог продуктивності.

Традиційний підхід до оптимізації топології - це поділ області на сітку кінцевих елементів, яка називається суцільною ізотропною мікроструктурою. Кожен елемент заповнюється матеріалом для областей, яким потрібний матеріал, або не містить матеріалу для областей, де можна видаляти матеріал (подання пустот). Розподіл щільності матеріалу в рамках проектного домену  $\rho$  є дискретним, а кожному елементу призначається двійкове значення:

$$\rho_{(e)} = 1, \text{ де потрібний матеріал (чорний)}$$

$$\rho_{(e)} = 0 \text{ де матеріал видалений (білий)}$$

Наприклад, на рис. 3.7 представлений оптимізований макет завантаженого матеріалу пучка. Тверді елементи із щільністю  $\rho(e) = 1$  є чорними, порожні елементи із  $\rho(e) = 0$  видалені.

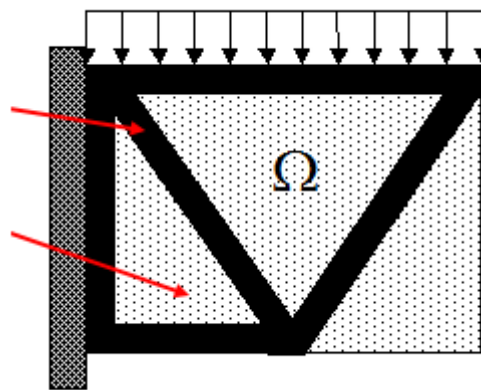


Рис. 3.7. Приклад роботи методу SIMP.

Подання постійної функції розподілу відносної щільності унікає появи двійкових помилок двопозиційної природи. Для кожного елемента призначена відносна щільність може відрізнятись між мінімальним значенням  $\min$  і 1, що дозволяє призначати елементам проміжні щільності (характеризуються як пористі елементи):

$\rho_{\min}$  — це мінімальне допустиме значення відносної густини для порожніх елементів більше за нуль. Це значення щільності забезпечує числову стабільність аналізу кінцевих елементів.

Оскільки відносна щільність матеріалу може змінюватися безперервно, модуль Юнга матеріалу на кожному елементі може також постійно змінюватися. Для кожного елемента "e" є зв'язок між коефіцієнтом відносної щільності матеріалу  $\rho_e$  і модулем Юнга для пружності, призначеної ізотропної моделі матеріалу  $E_0$ , що обчислюється статичним законом:

$$E(\rho_e) = \rho_e^p E_0 \quad (3.1)$$

Поправка на втрати  $p$  знижує вклад елементів із проміжними щільностями (сірі елементи) до загальної жорсткості. Поправка на втрати контролює рішення оптимізації для елементів, які представлені суцільним чорним ( $\rho_e = 1$ ) або білим порожнім ( $\rho_e = \rho_{\min}$ ). Численні експерименти показують, що підходить значення виправлення на втрати  $p = 3$ .

Зменшення модуля еластичності матеріалу елемента призводить до зменшення жорсткості елемента. З урахуванням методу SIMP глобальна жорсткість модулюється відповідно до:

$$K_{SIMP(\rho)} = \sum_{e=1}^N [\rho_{\min} + (1 - \rho_{\min}) \rho_e^p] K_e \quad (3.2)$$

Де  $K_e$  - це матриця жорсткості елемента,  $\rho_{\min}$  є мінімальною відносною жорсткістю,  $\rho_e$  є відносною щільністю елемента,  $p$  - поправка на втрати, а  $N$  - кількість елементів в домені проектування.

Наприклад, для елемента з призначеною відносною густиною  $\rho_e = 0,5$ , поправка на втрати  $= 3$ , а  $\rho_{\min} = 0,001$ , глобальна матриця жорсткості масштабується коефіцієнтом  $(0,001 + (1 - 0,001) * 0,5^3) = 0,12587$ .

### Цільова функція: Граничне збільшення жорсткості

Популярна мета оптимізації полягає у максимальному збільшенні загальної жорсткості структури або мінімізації її податливості при видаленні зазначеного обсягу маси.

Податливість - це показник загальної гнучкості чи м'якості структури, який є зворотною величиною жорсткості. Глобальні умови податливості дорівнюють сумі пружності елементів або енергій деформації. Мінімізація глобальної



податливості (C) еквівалентна максимізації глобальної жорсткості. Алгоритм оптимізації за допомогою ітеративного процесу намагається вирішити значення густини елементів (які є розрахунковими змінними оптимізації), які мінімізують глобальну податливість структури.

$$\min C(\{\rho\}) = \sum_{e=1}^N (\rho_e)^p [u_e]^T [K_e] [u_e] \quad (3.3)$$

$[u_e]$  — це вектор вузлового переміщення елемента  $e$ ,  $[K_e]$  є жорсткістю елемента  $e$ , а вектор  $\{\rho\}$  містить значення відносної густини елемента  $\rho_e$ .

Під час кожної ітерації оптимізації мають бути задоволені цільове обмеження маси, глобальна рівновага сили та жорсткості та необхідні функціональні обмеження:

$$\sum_{e=1}^N \{v_e\}^T \rho_e \leq M_{target} \quad (3.4)$$

$v_e$  є об'ємом елементом, а  $M_{target}$  являє собою цільову масу оптимізації.

$$[K\{\rho\}]\{u\} = \{F\} \quad (3.5)$$

$[K\{\rho\}]$  – глобальна матриця жорсткості, модельована вектором відносної густини,  $\{u\}$  – вектор зміщення, а  $\{F\}$  являється вектором зовнішньої сили.

$$\theta(\{\rho\}, \{u\})_1 \leq \theta_1^*, \theta(\{\rho\}, \{u\})_1 \leq \theta_2^*, \dots \quad (3.6)$$

Формула вище містить обмеження відгуку проектування, наприклад повздовжні значення напружень, зміщення, власні коливання і т.д.

### 3.4. Топологічна оптимізація моделі.

Маючи геометричну модель та значення навантажень можна виконати топологічну оптимізацію моделі. Починати слід з крила розбитого на частини. ТО можна провести тільки для однієї половини крила, після чого дзеркально відобразити результат для іншої половини крила.

Для проведення ТО необхідно задати матеріал майбутнього виробу. Оскільки отримана геометрія може виявитися досить складна для виробництва класичними методами, слід звернути увагу на адитивні технології, зокрема на

друк пластиками на 3Д принтерах. Найпростішим та найпоширенішим матеріалом для друку є ABS пластики, однак механічні характеристики надрукованої деталі набагато гірші від деталі отриманої литтям. Є технологія друку поліамідом запропонована компанією HP, яка дозволяє отримати механічні характеристики надрукованого виробу на 99% ідентичні до ворибу отриманого литтям. В якості матеріалу використовується HP High Reusability PA 12. Відповідно в якості матеріалу обираємо цей матеріал.

На прикладі центроплану розглянемо принцип роботи топологічної оптимізації. На підготовлену геометричну модель прикладаються навантаження, визначають матеріал виробу та вказують одну з трьох цілей ТО: максимальне зменшення маси, найкраще співвідношення жорсткості до маси та максимальне зменшення переміщень. Обравши необхідну ціль, вказуються одне або декілька з наступних обмежень: обмеження зміщень, обмеження маси, обмеження частоти коливань конструкції, обмеження допустимих напружень або запасу міцності. Після чого можна вказати технологічні обмеження. Далі будується сітка кінцевих елементів та запускається розрахунок.

На рис. 3.8 показано схему прикладених навантажень до центроплану переднього крила БЛА.

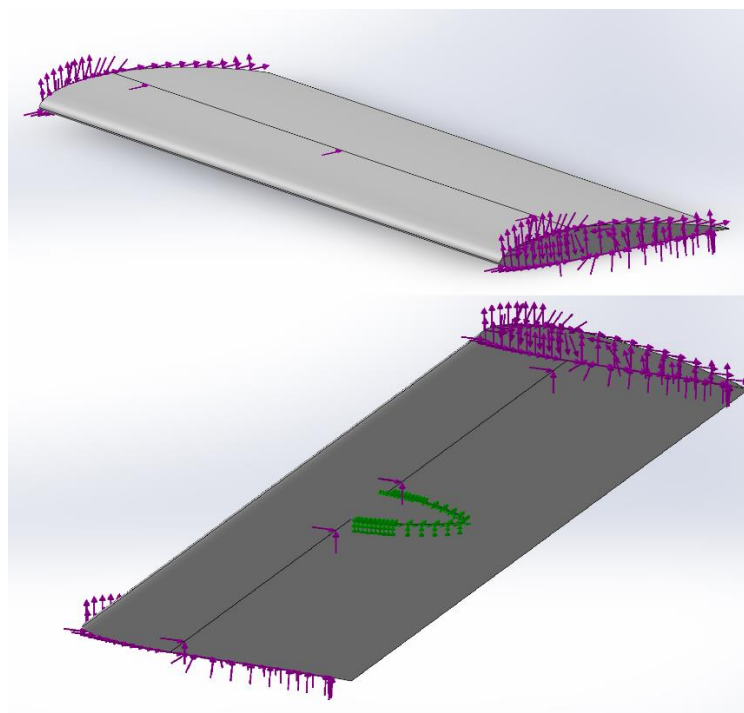




Рис. 3.8. Схема прикладених навантажень до центроплану крила (фіолетові стрілки – навантаження; зелені стрілки вказують на фіксовану геометрію).

Таким чином враховується підйомна сила, сила опору та крутний момент. Результатом проведення топологічної оптимізації є епюра маси нового матеріалу (рис. 3.9).

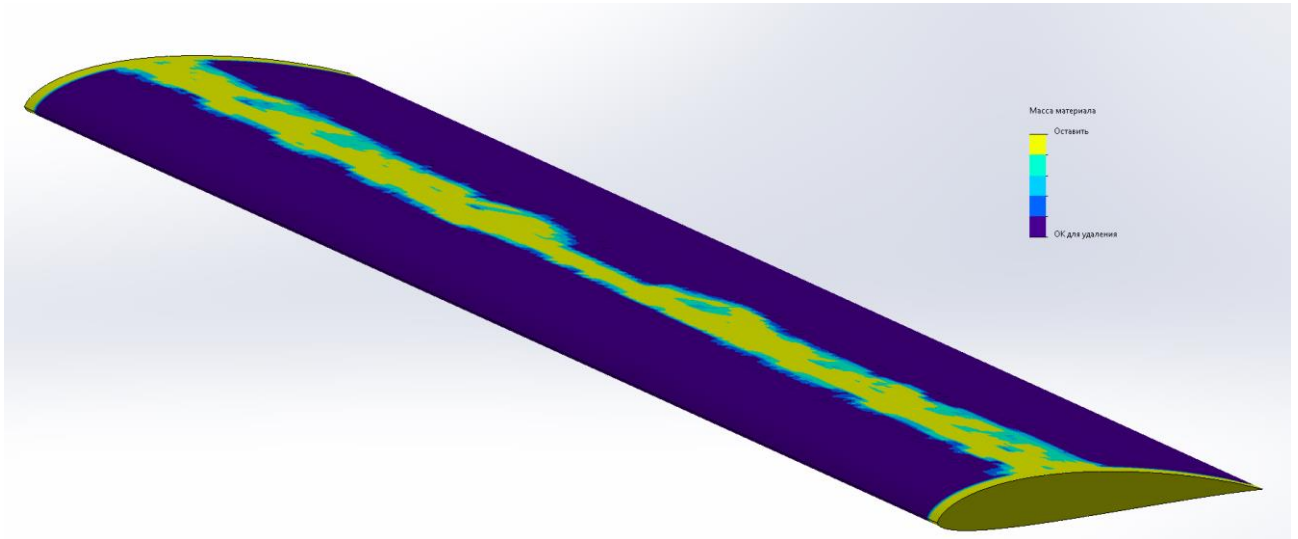


Рис. 3.9. Епюра маси нового матеріалу центроплану крила.

Епюра на рис 3.9 показує розподіл відносної масової щільності матеріалу. Фіолетовим вказано матеріал масова щільність якого дорівнює 0, відповідно цей матеріал не є ефективним в сприйнятті навантажень, а жовтим кольором вказано матеріал з масовою щільністю 1, який максимально ефективно сприймає навантаження. Таким чином матеріал виділений фіолетовим кольором можна видаляти без втрат міцності, а матеріал виділений жовтим не можна видаляти. Засоби Simulation Premium дозволяють автоматично сформувати вихідну геометрію деталі за результатами ТО та вказаною масою вихідної деталі. Автоматично програма видаляє весь матеріал з масовою щільністю менше за 0,3 (рис. 3.10). Після видалення зайвого матеріалу будується згладжена сітка моделі (рис. 3.11).

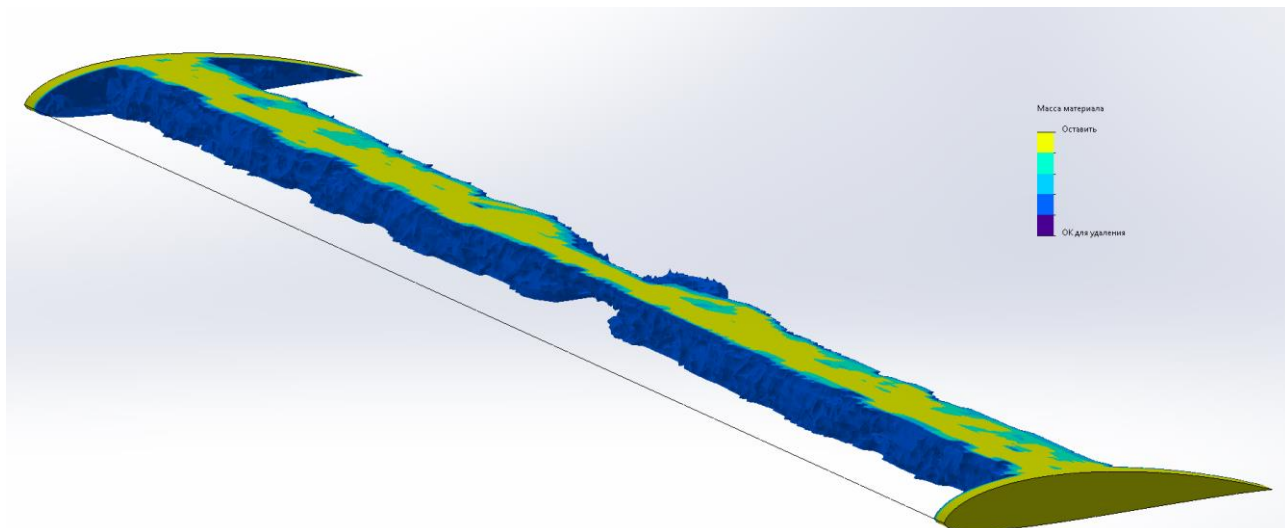


Рис. 3.10. Епюра «ефективного» матеріалу.

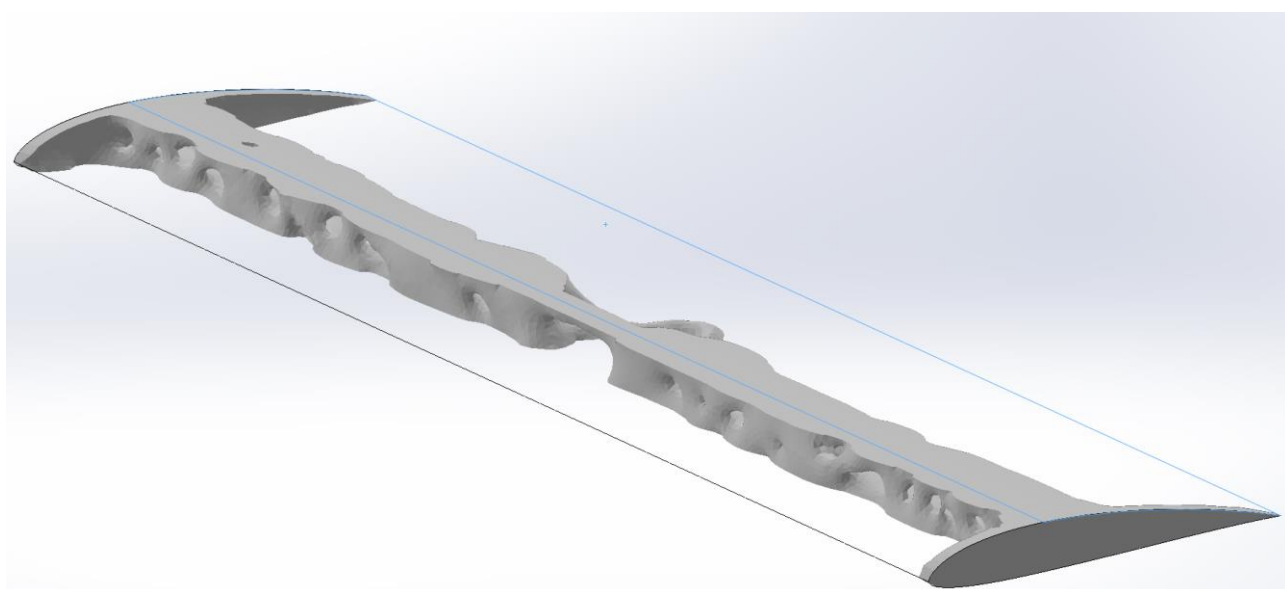


Рис. 3.11. Отримана геометрія центроплану крила після ТО

Отриману геометрію необхідно проаналізувати на присутність дефектних та «висячих» зон, після чого усунути ці зони. В результаті конструкцію після ТО можна виготовити шляхом 3Д друку, після чого накласти обшивку і крило виготовлене таким чином буде витримувати навантаження, які будуть діяти на БЛА під час польоту. Аналогічним чином проводиться ТО для інших секцій крила після чого об'єднується в одну суцільну конструкцію. На рис. 3.12. показана конструкція крила отримана після ТО за алгоритмом описаним вище. Маса отриманої конструкції становить 1.7кг.



Рис. 3.12. Конструкція крила отримана з застосуванням топологічної оптимізації.

Аналогічним чином виконуємо ТО для заднього крила та фюзеляжу. Після проведення ТО отримуємо каркас БЛА масою 4,7кг зображений на рис. 3.13.

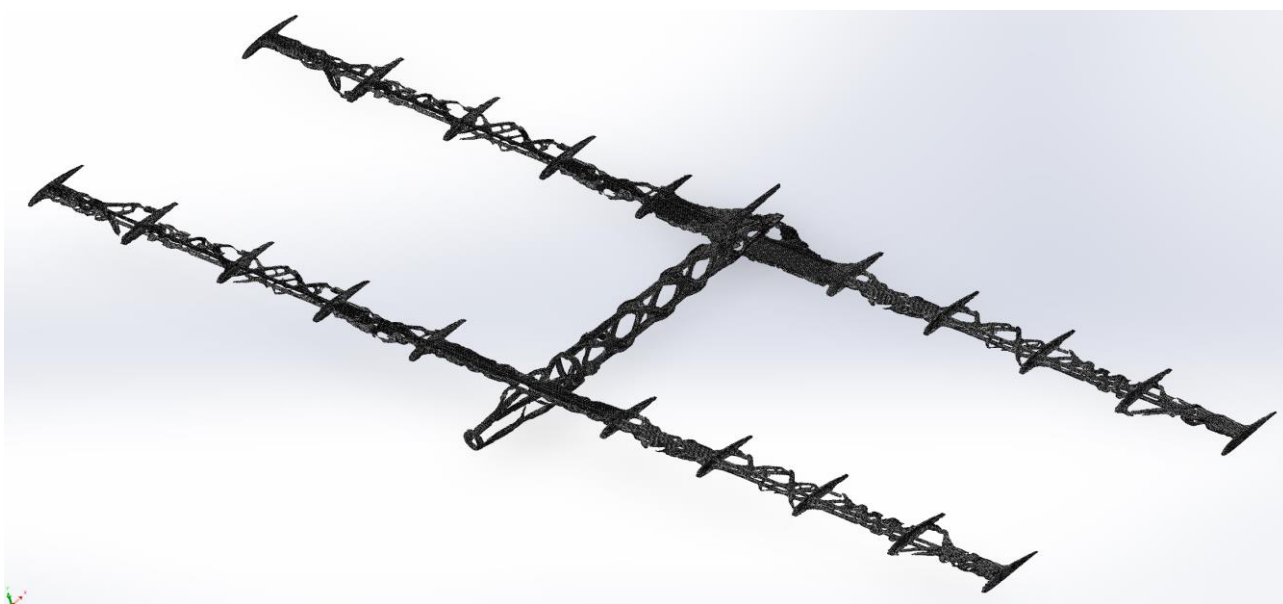


Рис. 3.13. Конструкція каркасу БЛА отримана за результатами ТО.

Топологічну оптимізацію також можна використовувати для отримання класичної КСС крила. Оскільки вважається, що в крилі крутний момент сприймає в основному обшивку, для отримання геометрії нервюр та лонжерона шляхом ТО слід враховувати тільки поперечну силу. Для такого підходу в якості заданого матеріалу можна використовувати вуглепластик, оскільки результатом

маємо отримати геометрію елементів, яку можливо отримати класичними метода. Таким чином вносячи необхідні зміни отримуємо наступні епюри масової щільності (рис. 3.14).

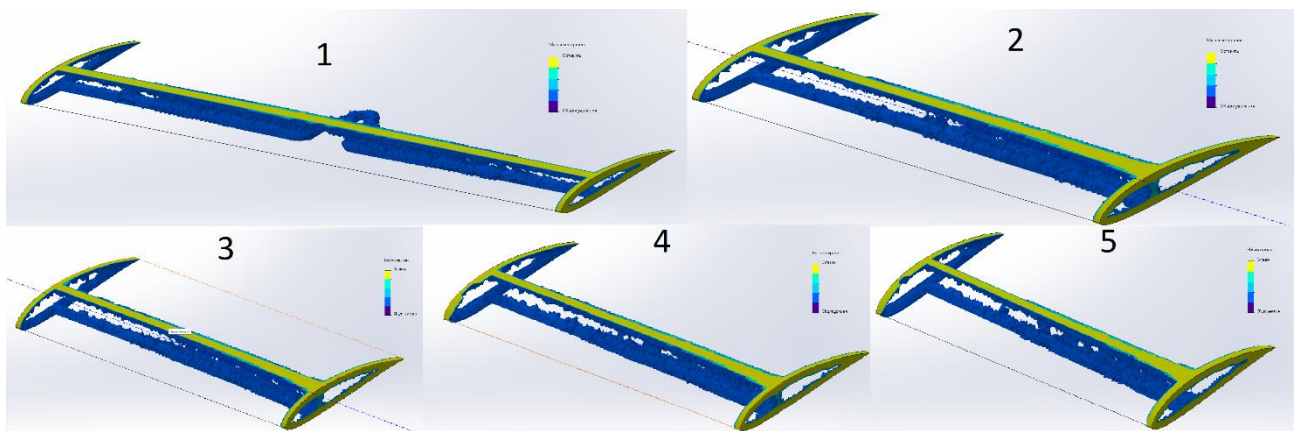


Рис. 3.14. Епюри масової щільності для секцій крила де 1 це центроплан, а 5 крайня секція.

За результатами епюр будуються згладжені сітки та отримана геометрія експортується як тверде тіло та слугує прикладом для формування геометрії КСС крила (рис. 3.15).

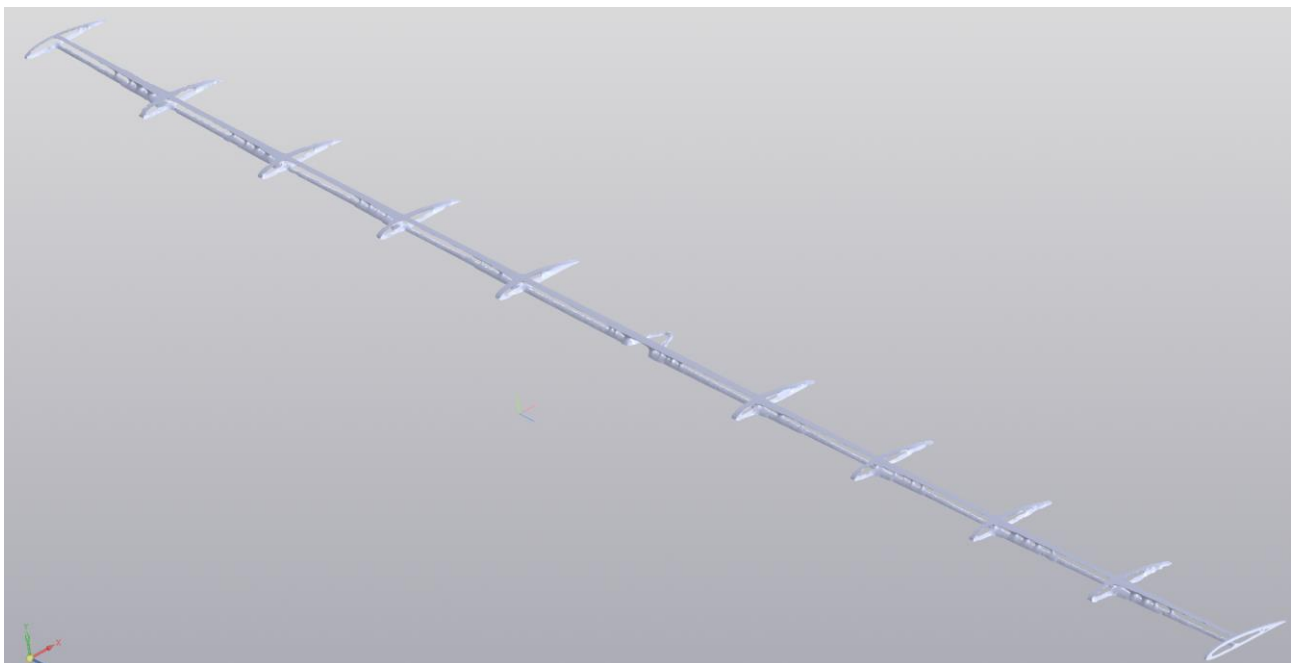


Рис. 3.15. Компоновка КСС крила отримана за допомогою ТО.

Згладжена сітка має виражені нервюри та лонжерон, який складається з поясів та стійок, але не має стінки. Також пояси лонжерона в кінці кожної секції

вужчі ніж на початку наступної. Слід провести заміри ширини, висоти та форми ПП поясів лонжерону та сформуванати нову геометрію. Слід зауважити що стійки лонжерона знаходяться ближче до нервюр, тому можна збільшити кількість матеріалу на нервюри (еквівалентину матеріалу витраченого на стійки), а стійки прибрати, оскільки виготовлення стійок вийде складнішим ніж виготовлення більш масивних нервюр. Новий ПП поясів лонжерона та геометрію типових нервюр приведено на рис. 3.16 та рис. 3.17.

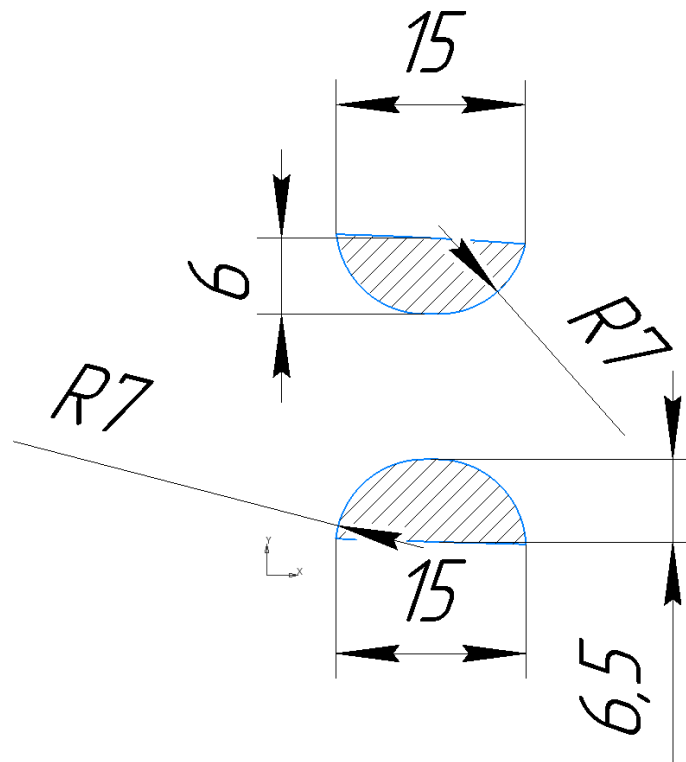


Рис. 3.16. ПП поясів лонжерона.

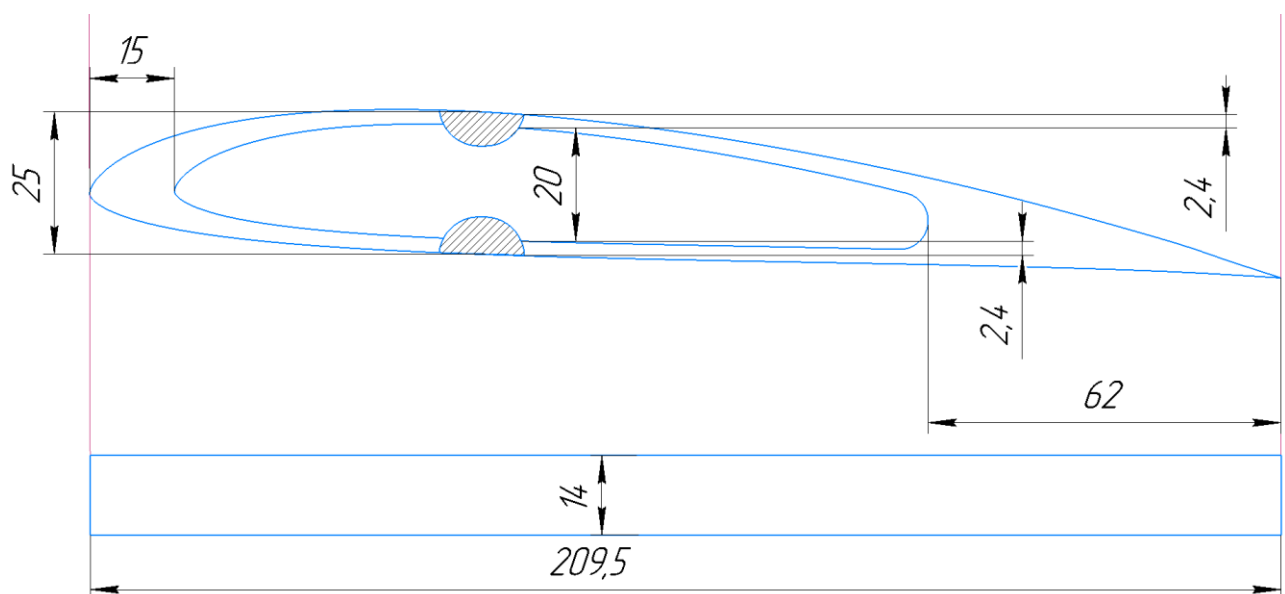


Рис. 3.17. Геометрія типової нервюри.

Маючи геометричні характеристики крила, геометрію типових елементів та лінію центрів тиску, будуємо КСС крила (рис. 3.18.)

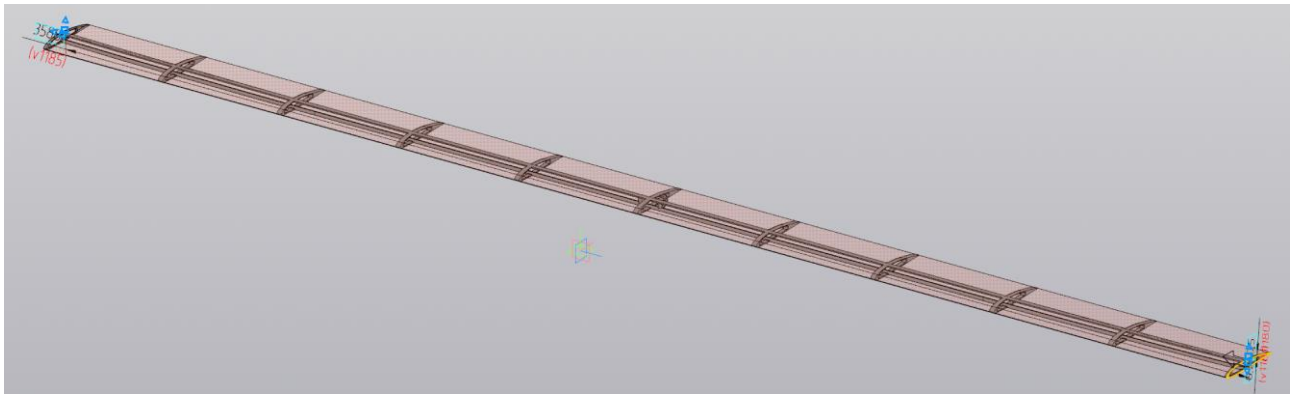


Рис. 3.18. КСС крила спроектована за допомогою ТО.

Оскільки геометрія елементів була перероблена після топологічної оптимізації, слід провести статичний розрахунок, для перевірки конструкції на міцність. Також варто провести дослідження впливу товщини обшивки на механічні характеристики крила, адже під час топологічної оптимізації товщина обшивки не враховувалася. Товщина обшивки буде змінюватися від 0,1 мм до 0,7 мм з кроком 0,1 мм. SOLIDWORKS 2021 дозволяє виконувати експорт навантажень отриманих у модулі Flow Simulation в модуль Simulation Premium, тому в якості навантажень використані навантаження на крило під час продувки моделі БЛА, що дозволить максимально точно оцінити механічні властивості спроектованої конструкції крила. На рис. 3.19. приведені залежності маси крила та переміщення кінців крила від товщини обшивки.



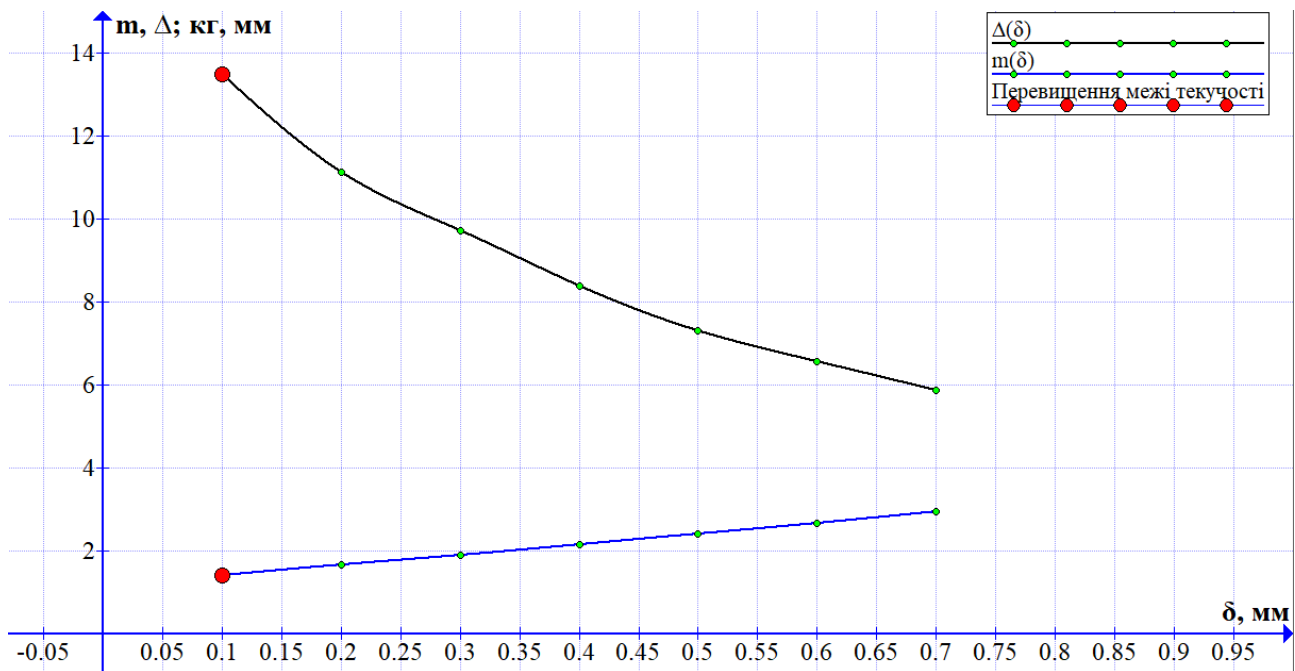


Рис. 3.19. Залежність маси та переміщення кінців крила від товщини обшивки.

В ході дослідження виявлено, що при зміні товщини обшивки з 0,2 до 0,1 відбувається різке підвищення максимального напруження в конструкції, яке перевищує межу текучості матеріалу.

На прикладі варіанту крила з товщиною обшивки в 0,2 мм розглянемо епюру розподілення напружень та запасу міцності (рис. 3.20 та рис. 3.21). Зокрема слід розглядати крило в зоні кріплення до фюзеляжу, оскільки найбільші навантаження будуть зосереджуватися саме там.

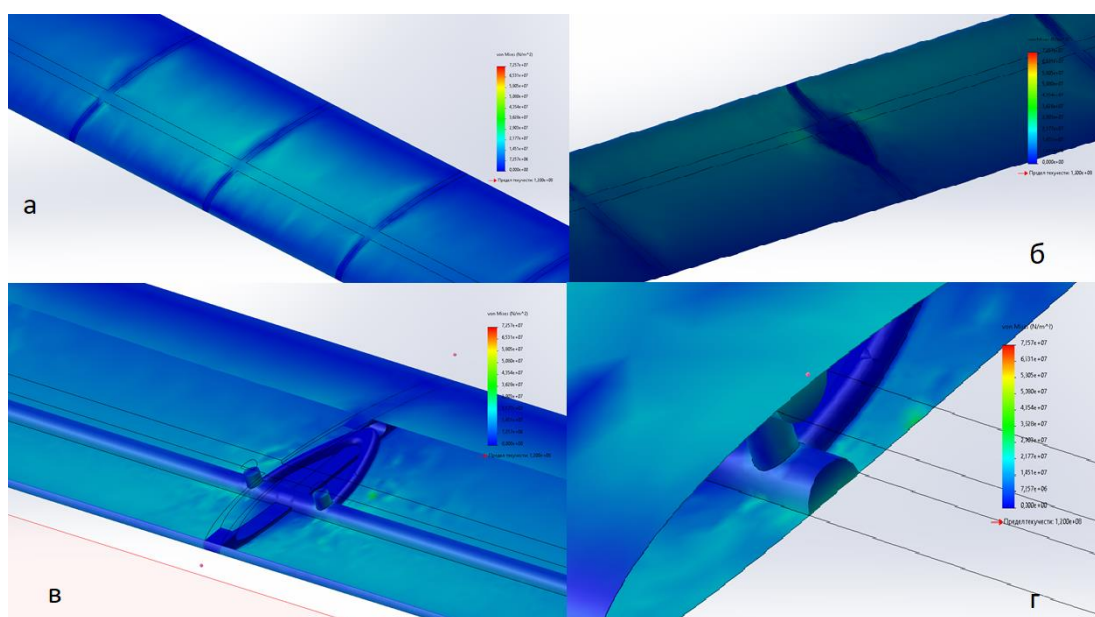


Рис. 3.20. Епюра розподілу напружень по крилу.

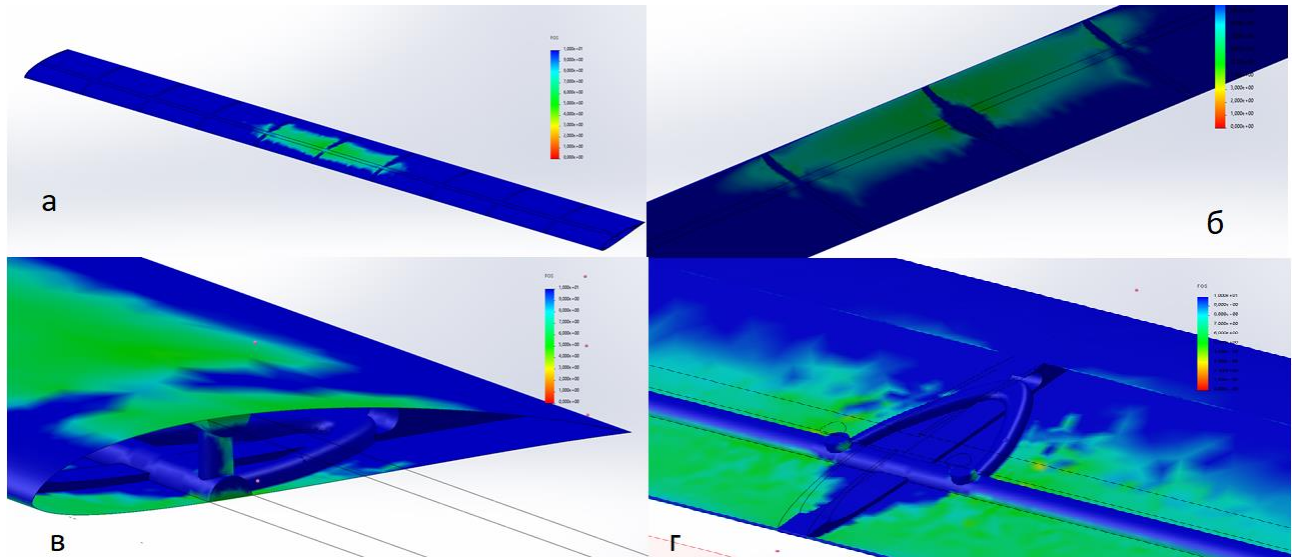


Рис. 3.21. Епюра розподілу запасу міцності по крилу.

З отриманих епюр видно, що мінімальний запас не менший за 3, причому мінімальний запас міцності спостерігається всього в декількох точках на обшивці, відповідно ці зони можна прибрати шляхом місцевого потовщення обшивки. В результаті запас міцності крила становитиме не менше 5. Слід відзначити найбільші напруження виникають саме в обшивці, в той час як інші силові елементи мають менші напруження. Така картина спостерігається через високу ступінь деформації обшивки та її малу товщину.

Аналогічним чином виконуємо проектування конструкції для заднього крила.

Під час ТО фюзеляжу розмір сітки КЕ дозволяє отримати товщину обшивку на відміну від крила. Задаючи поверхні, які не можна видаляти під час ТО, можна отримати товщину обшивки фюзеляжу (рис. 3.22).

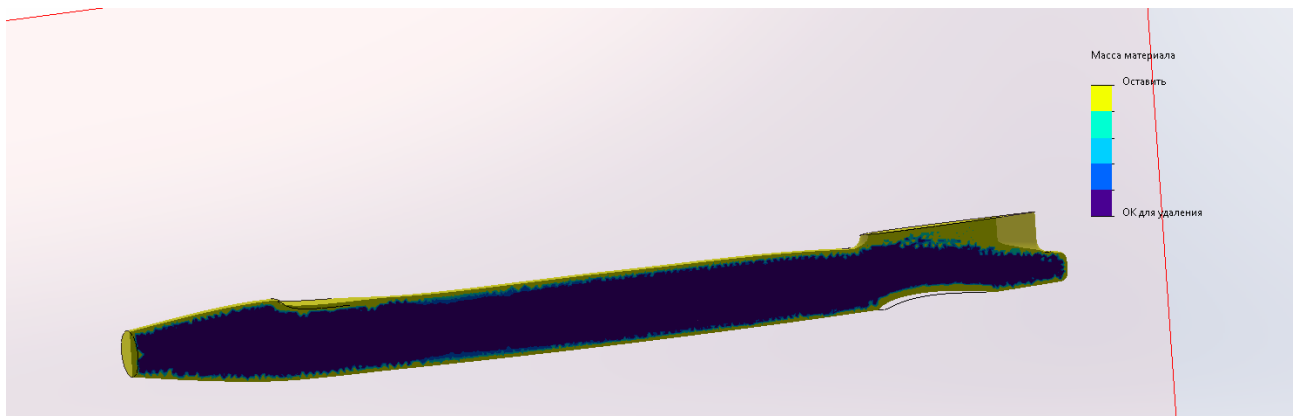




Рис. 3.22. Епюра розподілу масової щільності фюзеляжу.

Методом схожим під час проектування крила, виконуємо проектування товщини обшивки фюзеляжу. Аналізуючи експортовану геометрію отримуємо товщину обшивки фюзеляжу рівну 1 мм.

Останнім кроком є об'єднання отриманих елементів в одну збірку та перевірка міцності планеру БЛА. Для цього результати продувки БЛА отримані вище експортуємо в якості навантаження та проводимо статичний розрахунок на міцність. Отримана епюра напружень зображена на рис. 3.23.

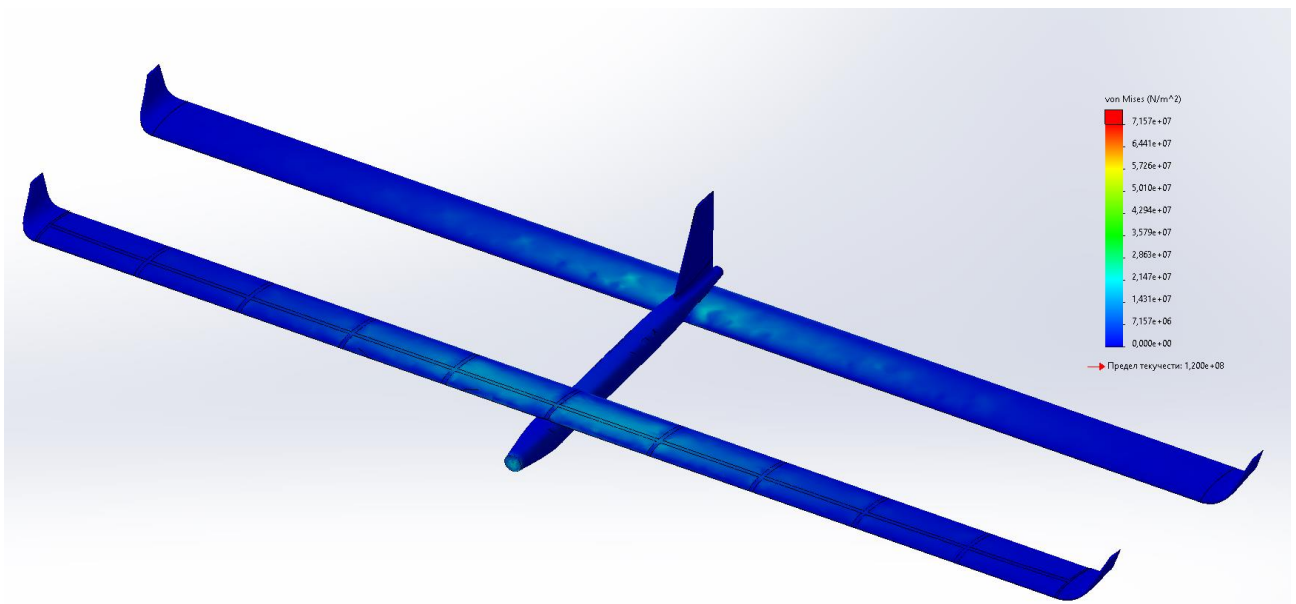


Рис. 3.23. Епюра напружень планера БЛА.

В результаті вище описаних дій отримано два варіанти реалізації конструкції планеру БЛА (рис. 3.24 та рис. 3.25).

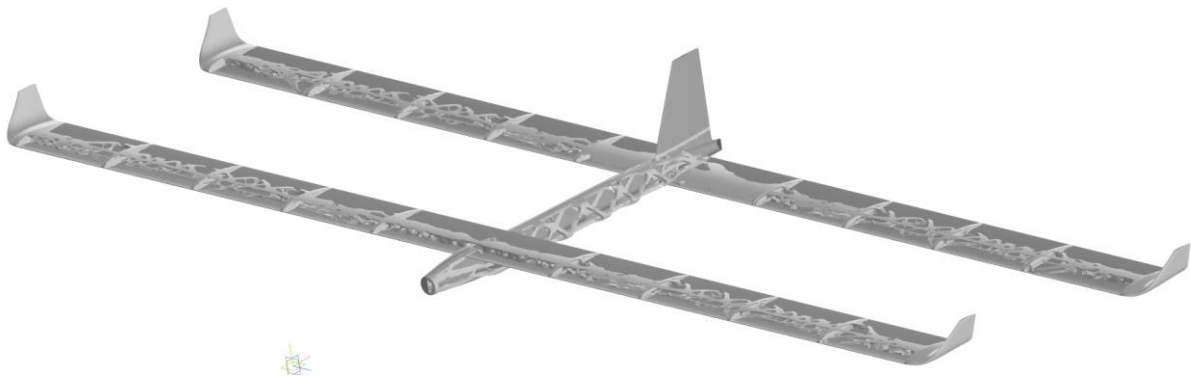


Рис. 3.24. Конструкція БЛА отримана ТО.

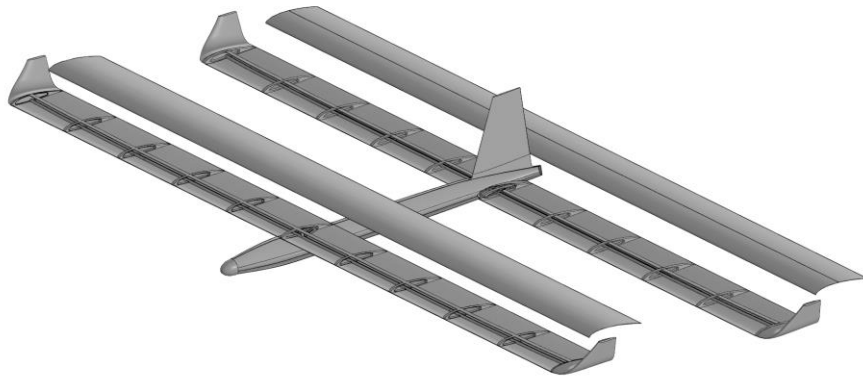


Рис. 3.25. Конструкція БЛА отримана ТО оптимізована для виготовлення класичними методами.

Модель зображена на рис. 3.24 має масу 5,9 кг та розрахована під виготовлення з поліаміду шляхом 3Д друку в поєднанні з вуглепластиковою обшивкою. Модель на рис. 3.25 має масу 4,3 кг та розрахована під виготовлення повністю з вуглепластику.

### **Висновки по розділу**

Надано загальні відомості про метод топологічної оптимізації. Описано принцип роботи методу TO SIMP, який застосовується в ПО SOLIDWORKS 2021. Виконано визначення аеродинамічних навантажень, які діють на БЛА під час польоту. Проведено топологічну оптимізацію конструкції планеру БЛА: наведено епюри розподілу масової щільності матеріалу, розроблено метода формування геометрії конструкції БЛА за допомогою ТО, отримано два різних варіанти конструкції планеру. Виконано моделювання напружено-деформованого стану однієї з отриманих конструкцій планеру БЛА, за результатами, якого перевірено міцність конструкції.

## 4. СТАРТАП-ПРОЕКТ

### 4.1. Опис ідеї проекту

«ACROSS THE HORIZON» - компанія яка надає послуги з розробки та виготовлення на замовлення БЛА з підвищеним часом польоту та використанням сонячної енергоустановки. Опис ідеї наведений у таблиці 4.1.

Таблиця 4.1.

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Виготовлення на замовлення БЛА з підвищеним часом польоту (більше 4 годин) та сонячною енергоустановкою	Розробка нових БЛА з підвищеним часом польоту	Можливість виготовити БЛА чітко у відповідності до потреб замовника
	Модернізація існуючих рішень шляхом встановлення сонячної енергоустановки	Подовження часу польоту БЛА без суттєвих змін в конструкції

Далі проводимо аналіз техніко-потенційних переваг ідеї в порівнянні з конкурентами. Результати аналізу зведено до таблиці 4.2.

Таблиця 4.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції Конкурентів			Слабка сторона	Нейтральна сторона	Сильна
		Мій проект	Atlantik solar	Integrated Dynamics			
1	Економічні (вартість)	низька	середня	Висока			X
2	Продуктивність	середня	висока	висока	X		
3	Час розробки	1 міс	2 міс	3 міс.			X
4	Екологічність	Мінімальний вплив на навколишнє середовище	Мінімальний вплив на навколишнє середовище	Мінімальний вплив на навколишнє середовище		X	

5	Технологічна досконалість	середня	висока	низька		X	
6	Портативність	висока	низька	низька			X

В порівнянні з конкурентами продукт має перевагу в ціні, часі розробки та портативності. Завдяки ціні та часу розробки можна нівелювати відставання в продуктивності, а краща портативність (зручний для транспортування) дає додаткову перевагу над конкурентами.

## 4.2. Технологічний аудит ідеї проекту

Технологічний аудит - це спосіб перевірки технологічного стану підприємства, рівня організації всіх важливих процесів за допомогою встановлених критеріїв, виявлення сильних та слабких сторін виробництва.

Аудит технологій за допомогою яких можна реалізувати ідею проекту зведено до таблиці 4.3.

Таблиця 4.3.

### Технологічна здійсненність проекту

№	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Підбір раціональних параметрів БЛА	Власна розробка	Наявна	Доступна
2	Визначення аеродинамічних характеристик	XFLR5	Наявна	Доступна
3	Розробка конструкції з використанням методів топологічної оптимізації	КОМПАС 3D SOLIDWORKS	Наявні	Доступні
4	Виготовлення БЛА	3Д друк поліамідом; Вакуумне формування композитів	Наявні	Доступні

Аудит показав, що технології для реалізації ідеї доступні. Отже розробка і виготовлення БЛА можливе.

### 4.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту зведена до таблиці 4.4.

Таблиця 4.4.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	150000
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Конкуренція з боку зарубіжних фірм. Висока вартість ПО.
5	Специфічні вимоги до стандартизації та специфікації	Немає
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	35

Виконавши попередню характеристику ринку стартап-проекту з'ясовано, що кількість конкурентів на ринку мала, а показник рентабельності високий. Отже за короткий час можливо покрити усі затрати на розробку та виготовлення. Оскільки попит в даній галузі високий присутня конкуренція не є завадою для виходу на ринок.

Характеристика потенційного ринку стартап-проекту зведена до таблиці 4.5.

## Характеристика потенційного ринку стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних груп	Вимоги споживачів до товару
БЛА з підвищеним часом польоту	Сільськогосподарська сфера Військова сфера Метеорологічна сфера Часні клієнти	Використання для спостереження та аеро- відео- фото зйомки. Різні вимоги до секретності розробки продукту	Висока тривалість польоту Надійність Портативність

В результаті маємо, що присутній великий попит на ринку, а отже і прибуток при виході на ринок буде відповідним. Споживач зможе отримати необхідний йому продукт оскільки розробка буде вестися на замовлення для кожного клієнта, що дозволить адаптувати характеристики продукту під кожного клієнта.

Після визначення потенційних груп клієнтів проводиться аналіз ринкового середовища (табл. 4.6 та табл. 4.7).

Таблиця 4.6.

## Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Вихід за рамки бюджету	Зміна цін на комплектуючі постачальниками	Підвищення ціни на кінцевий продукт
2	Обслуговування	Оновлення ПО Ремонт БЛА	Надання сервісу клієнту
3	Конкуренція	Поява нового більш досконалого продукту	Модернізація або розробка нового БЛА

Таблиця 4.7.

## Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Збільшення попиту на продукцію	Збільшення обсягів виробництва	Вдосконалення та збільшення виробничих потужностей.
2	Збільшення попиту на послуги	Модернізація існуючих у клієнтів БЛА	Налагодження окремого виробництва для модернізації існуючих БЛА
3	Співпраця з державними замовниками	Стабільний та великий клієнт	Надання додаткових послуг та знижок

З аналізу ринкового середовища стає зрозуміло, що є ряд факторів загроз та можливостей, на кожен з яких необхідно відповідати певними діями, оскільки ігнорування цих факторів негативно впливатиме на успіх проекту.

Надалі проводиться аналіз пропозицій, в якому визначаються загальні риси конкуренції (таблиця 4.8).

Таблиця 4.8.

## Ступеневий аналіз конкуренції ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Чиста конкуренція	Мала кількість компаній, що виробляють схожий БЛА	Зосередження на піар-компаній та рекламі в поєднанні з забезпеченням належної якості виробу
Глобальний рівень конкуренції	Обробка замовлень з усього світу	Виготовлення БЛА на замовлення
Міжгалузева	Продукція охоплює як аграрну, військову галузь так і часних клієнтів	Складення зрозумілого кожного мануалу

Товарно-видова	Конкуренція одного типу товару	Впровадження нових технологій
----------------	--------------------------------	-------------------------------

Продовження таблиці 4.8.

Цінова перевага	Значно менша ціна БЛА	Відслідковування цінової політики конкурентів
Марочна продукція	Зареєстрований бренд	Зареєстрована торгова марка

Оскільки на сьогодні на ринку присутня мала кількість конкурентів, маємо чисту конкуренцію. БЛА може застосовуватися ледь не у будь-якому місці на планеті, отже маємо глобальний рівень конкуренції. Конкуренція міжгалузева оскільки продукт може використовуватися в різних галузях. Оскільки конкуренція ведеться між товарами одного виду, то конкуренція товарно-видова. Реєстрація торгової марки дозволить вести агресивну маркетингову компанію.

Далі проводиться більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл 4.9).

Таблиця 4.9.

#### Аналіз конкуренції в галузі за Мю Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
	AtlantikSolar Integrated Dynamics	Вже відомі аналоги в конкурентів	Стабільність поставок	Відгуки від клієнтів	Закордонні перевірені аналоги
Висновки	Слабка інтенсивність конкуренції	Є можливість виходу на ринок за рахунок низької ціни	Встановлюють ціну на комплектуючі	Клієнт завжди правий	Впевненість у використанні

Згідно таблиці 4.9 можна зробити висновок, що як і для будь-якого товару основним фактором впливу є клієнт, оскільки саме від задоволень потреб клієнта залежить прибуток. Постачальники також є впливовим фактором оскільки від них залежить стабільність задоволення потреб клієнтів. Завдяки низькій



відносній вартості пропонованого товару можливо створити суттєву конкуренцію іншим гравцям на ринку.

Далі на основі аналізу конкуренції, а також з врахуванням характеристик ідей проекту і т.д. визначаються та обґрунтовуються фактори конкурентоспроможності (табл. 4.10).

Таблиця 4.10

#### Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Інновація	Нова технологія формування більш легкої конструкції
2	Знижки	Надання знижок постійним клієнтам
3	Робота з клієнтом	Особистий підхід до кожного клієнта
4	Гарантія	Надання гарантії на новий продукт, модернізований компанією БЛА, сервісне обслуговування
5	Ціна	Найнижча ціна в поєднанні з якістю не гіршою ніж у конкурентів

За визначеними факторами конкурентоспроможності проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (табл. 4.11).

Таблиця 4.11.

#### Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «ACROSS THE HORIZON»

№	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з Integrated Dynamics						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Інновація	15			X				
2	Знижки	10				X			
3	Робота з клієнтом	18		X					
4	Гарантія	15				X			

5	Ціна	20	X						
---	------	----	---	--	--	--	--	--	--

Порівняльний аналіз показав, що головними перевагами проекту перед конкурентом є робота з клієнтом та ціна БПЛА.

Кінцевим етапом ринкового аналізу впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (табл. 4.12).

Таблиця 4.12.

#### SWOT-аналізу стартап-проекту

<p><b>S</b></p> <p>Досвід у розробці БПЛА</p> <p>Доступні ресурси</p> <p>Мала кількість серійних аналогів</p>	<p><b>O</b></p> <p>Перспективна ніша БПЛА класу «міні» (з використанням сонячних елементів)</p> <p>Широка сфера застосування БПЛА, що розробляється</p>
<p><b>W</b></p> <p>Мала дослідженість використання СЕ в БПЛА</p> <p>Малий ККД СЕ</p>	<p><b>T</b></p> <p>Нові регулятивні правила у сфері БПЛА</p> <p>Поява кращого аналогу</p> <p>Досить хитка економічна ситуація в країні</p>

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів (табл. 4.13).

Таблиця 4.13.

#### Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строк реалізації
1	Злиття стартап-проекту з одним з конкурентів	Висока	1 міс.
2	Реєстрація франшизи	Висока	3 міс.

В якості першої альтернативи розглянуто злиття проекту з одним із конкурентів, дана маніпуляція дозволить значно прискорити запуск стартап-проекту, однак є небезпека повного поглинання конкурентом і втрата контролю над стартап-проектом. Іншою альтернативою є поширення стартап-проекту шляхом реєстрації франшизи. Таким чином увесь контроль та права залишаються у засновників проекту та проект отримає можливість швидше розповсюджуватися по усьому світу, та збільшувати залучені ресурси.

#### 4.4. Розроблення ринкової стратегії

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 4.14).

Таблиця 4.14.

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтований попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Аграрна сфера	Так	Високий	На ринку України немає	Просто
2	Військова сфера	Так	Високий	На ринку України немає	Просто
3	Метеорологічна сфера	Так	Середній	На ринку України немає	Просто
4	Часні клієнти	так	Середній	На ринку України немає	Просто

Цільовими групами обрано клієнтів у аграрній, військовій, метеорологічній сфері та часних клієнтів. Вибір зроблено з урахуванням того, що в даних сферах діяльності є великий попит на пропонований продукт відповідно буде і великий прибуток.

За стратегію охоплення ринку обрано стратегію диференційованого впливу, оскільки вимоги до БЛА у кожній з груп будуть відрізняти і потрібен різний підхід.

Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (табл. 4.15).

Таблиця 4.15

#### Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Модернізація існуючих БЛА	стратегія диференційованого впливу	Особистий підхід до кожного клієнта. Низька ціна.	Стратегія диференціації

Далі необхідно зробити вибір стратегії конкурентної поведінки (табл 4.16).

Таблиця 4.16.

#### Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
ні	так	ні	Стратегія виклику лідера

Обрано стратегія виклику лідера, тому що стартап-проект є не першим гравцем на ринку, але може забезпечити краще співвідношення «ціна-якість».

На основі таблиці 4.5, таблиці 4.15 та таблиці 4.16 розробляється стратегія позиціонування (табл. 4.17).

Таблиця 4.17

## Визначення стратегії позиціювання

Вимоги до цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформулювати комплексну позицію власного проекту
Продукт з найкращим співвідношенням «ціна-якість», портативність, підвищена тривалість польоту	Стратегія диференціації	співвідношення «ціна-якість», портативність БЛА	Якість, портативність, надійність

БЛА проекту має перевагу у співвідношенні «ціна-якість» та портативність. Особистий підхід до кожного з клієнтів надає перевагу у формуванні параметрів БЛА для кожного клієнта.

#### 4.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є створення маркетингової програми концепції товару, який отримає споживач (табл. 4.18).

Таблиця 4.18.

## Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
БЛА з підвищеним часом польоту	співвідношення «ціна-якість», портативність БЛА	Робота з клієнтом Ціна портативність

Перевагами товару є низька ціна продукту, портативність та надання сервісного обслуговування.

Наступним кроком є розробка трирівневої маркетингової моделі товару (табл. 4.19).

Таблиця 4.19.

#### Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	БЛА з підвищеним часом польоту, модернізація клієнтських БЛА.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Е/Ор
	Час польоту від 4 годин	М	Вр/Тх/Тл/Ор
	Ціна	М	Вр/Тх/Тл
	Портативність	М	Вр/Тх/Тл
III. Товар із підкріпленням	Окрема робота з кожним клієнтом		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: за рахунок реєстрації патенту та франшизи			

Далі потрібно виконати визначення цінових меж (табл. 4.20).

Таблиця 4.20

#### Визначення меж встановлення цін

Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар
150 – 200 тис. грн	150 – 200 тис. грн	Високий	100 – 150 тис. грн.

Оскільки рівень доходів у споживачів – високий, а вартість продукту менша від вартості товарів-замінників і товарів-аналогів, можна твердо сказати, що товар зацікавить потенційних клієнтів.

Далі проводиться визначення оптимальної системи збуту (табл. 4.21).

Таблиця 4.21.

#### Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
---	---	----------------------	--------------------------

Малий обсяг продажів на одного клієнта	Надання гарантії, сервісного (гарантійного) обслуговування, цілісність товару, своєчасність доставки товару	Велика кількість сфер для збуту товару	Інтернет магазин
--	---	--	------------------

Останнім кроком маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, відповідно до раніше обраної основи для позиціонування, визначену специфіку клієнтів (табл. 4.22).

Таблиця 4.22.

#### Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Звичайна	Наукові та тематичні виставки, наукові конференції, різні інтернет ресурси	Найкраще співвідношення «ціна-якість», портативність	Наштовхнути клієнта купувати саме наш товар	Реклама на тематичних інтернет ресурсах, виставки.

#### Висновки по розділу

За результатом розробки стартап-проекту з'ясовано, що проект має можливість комерціалізації, оскільки попит на ринку залишається не покритим. Перспективи виходу на ринок гарні, оскільки на ринку мало конкурентів, які можуть розробити товар-аналог і ще менше конкурентів, у яких вони вже є. Як альтернативний розвиток стартап-проекту доцільно використати можливість модернізації вже існуючих ринку рішень. Підсумовуючи, стартап-проект має усі шанси для виходу на ринок, отриманні високої рентабельності та конкурентоспроможності за рахунок переваг описаних у розділі.

## ВИСНОВКИ

За результатами огляду аналогів та досліджень, які межують з темою магістерської дисертації, сформована мета даної роботи, визначено задачі, які необхідно виконати для досягнення мети, та визначено вхідні дані.

Розглянуто більш ніж 10 аналогів БЛА класу «міні», наведено їхні короткі характеристики. Обрано сонячну енергоустановку, як засіб збільшення тривалості польоту БЛА. Визначено розподіл сонячної радіації для Київської області в часі та за отриманими даними встановлено можливі часові межі в яких можливо реалізувати політ БЛА виключно за рахунок сонячної енергії. Проаналізовано стан розвитку сонячних панелей та зведено їх короткі характеристики до відповідної таблиці.

Виконано синтез масово-геометричних, енергетичних та аеродинамічних характеристик. Запропонована методика визначення параметрів силової установки та СЕ на основі дотримання балансу між потрібною потужністю для сталого горизонтального польоту та наявною потужністю сонячних панелей в обмежених масових межах. На основі існуючих аеродинамічних схем запропоновано та проведено аналіз трьох аеродинамічних схем за результатами якого обрано схему тандем як найбільш раціональну для застосування в БЛА з СЕ. На основі отриманих параметрів визначено можливі режими крейсерського польоту БЛА.

Використовуючи сучасне програмне забезпечення (xflr5 6.52, КОМПАС-3D v20, SOLIDWORKS 2021 та ін.) проведено опрацювання конструкції БЛА методами топологічної оптимізації. Розглянуто принцип роботи методу топологічної оптимізації SIMP. Виконано розрахунок аеродинамічних навантажень, , за отриманими даними проводилась топологічна оптимізація. Отримано дві принципово різні КСС планеру БЛА. Для однієї з конструкцій виконано моделювання напружено-деформованого стану моделі.

Розроблено стартап проект, в якому вказано необхідні чинники для реалізації результатів, отриманих в даній роботі, на ринку.



## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Vijay S. D. MARAAL: A Low Altitude Long Endurance Solar Powered UAV For Surveillance and Mapping Applications / S. D. Vijay, P. Jay. // International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR). – 2018. – №23. – С. 6.
2. List of unmanned aerial vehicles [Електронний ресурс] // wikipedia.org. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: [https://en.wikipedia.org/wiki/List\\_of\\_unmanned\\_aerial\\_vehicles](https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_unmanned_aerial_vehicles).
3. Средний месячный уровень солнечной радиации в городах Украины [Електронний ресурс] // atmosfera.ua. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.atmosfera.ua/ru/stati-geliosistemy/solar-insulation-ukraine/>.
4. Iskandar R. The Effect of Use of Solar Panels on Micro Scale FixedWing UAV Type as A Power Recharging System / R. Iskandar, A. Iskandar. // AIP Conference Proceedings. – 2019. – №2180. – С. 8.
5. Пчельникова-Гротова О. Проектирование и расчет автономных фотоэлектрических энергетических установок / О. Пчельникова-Гротова. // Электроника НТБ. – 2019. – №1. – С. 8.
6. Жаринов В. А. Моделирование работы системы электроснажения с солнечными панелями : дис. канд. техн. наук : 13.04.02 / Жаринов В. А. – Красноярск, 2020. – 77 с.
7. Development of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Extended Flight Endurance / C.Yauhei, H. Chunleung, L. Yoonjo, L. Boyang. // Drones. – 2021. – №44. – С. 19.
8. Шкляр В. И. Использование энергии Солнца фотоэлектрическими системами / В. И. Шкляр, В. В. Дубровская, Д. С. Карпенко. // Відроджувана енергетика. – 2014. – №3. – С. 10.
9. Solar Powered Aircraft in Unmanned Aerial Vehicle / Karthik, Santhoshkumar, Ponjyapandian, Sudhan. // International Journal of Engineering Research & Technology. – 2015. – №2015. – С. 8.
10. SunSailor: Solar Powered UAV / A.Weider, H. Levy, I. Regev, L. Ankri. // Yumpu. – 2006. – №11. – С. 28.

- 11.Кривохатько І. С. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ» : дис. канд. техн. наук : 05.0701 / Кривохатько Ілля Станіславович – Київ, 2015. – 251 с.
- 12.Perovskite Photovoltaics on Roll-To-RollCoated Ultra-thin Glass as Flexible High-Efficiency Indoor Power GeneratorsIndoor perovskite photovoltaics can help power the internet of things revolution,being highly efficient, low-cost, printable, and compatible / S.Castro-Hermosa, G. Lucarelli, M. Top, F. Matthias. // Cell Reports PhysicalScience. – 2020. – №1. – С. 18.

# ДОДАТОК 1

Таблиця 1

Аеродинамічні навантаження на крило

Навант.	Од. виміру	Значення	Навант.	Од. виміру	Значення
SG Сила (X) 1	H	19,250	SG Момент (Z) 21	H* <sub>м</sub>	5,041
SG Сила (Y) 2	H	122,721	SG Сила (X) 22	H	0,323
SG Момент (Z) 3	H* <sub>м</sub>	82,020	SG Сила (Y) 23	H	0,559
SG Сила (X) 4	H	0,215	SG Момент (Z) 24	H* <sub>м</sub>	0,684
SG Сила (Y) 5	H	0,525	SG Сила (X) 25	H	1,189
SG Момент (Z) 6	H* <sub>м</sub>	0,196	SG Сила (Y) 26	H	4,640
SG Сила (X) 7	H	0,722	SG Момент (Z) 27	H* <sub>м</sub>	5,496
SG Сила (Y) 8	H	6,089	SG Сила (X) 28	H	1,017
SG Момент (Z) 9	H* <sub>м</sub>	2,114	SG Сила (Y) 29	H	4,280
SG Сила (X) 10	H	0,705	SG Момент (Z) 30	H* <sub>м</sub>	5,047
SG Сила (Y) 11	H	7,210	SG Сила (X) 31	H	1,046
SG Момент (Z) 12	H* <sub>м</sub>	2,467	SG Сила (Y) 32	H	4,368
SG Сила (X) 13	H	0,705	SG Момент (Z) 33	H* <sub>м</sub>	5,154
SG Сила (Y) 14	H	7,882	SG Сила (X) 34	H	1,020
SG Момент (Z) 15	H* <sub>м</sub>	2,692	SG Сила (Y) 35	H	4,519
SG Сила (X) 16	H	0,717	SG Момент (Z) 36	H* <sub>м</sub>	5,318
SG Сила (Y) 17	H	8,079	SG Сила (X) 37	H	1,893
SG Момент (Z) 18	H* <sub>м</sub>	2,755	SG Сила (Y) 38	H	9,607
SG Сила (X) 19	H	1,336	SG Момент (Z) 39	H* <sub>м</sub>	11,237
SG Сила (Y) 20	H	14,814			