

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка  
до дипломного проекту**  
(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)  
(освітній ступінь)

на тему: «Інтегроване проектування безпілотного літального апарату»

ХАІ.103.196-ЛВ-1.21В.134.1233-9/21-1 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи № 1-96-ЛВ1

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-

космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Кісь Олександр Олександрович

(прізвище, ім'я та по батькові)

Керівник: Гребеніков Олександр Григорович

(прізвище, ім'я, по батькові)

Рецензент: Майорова Катерина Володимирівна

(прізвище, ім'я, по батькові)

Харків – 2024

**Міністерство освіти і науки України**  
**Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського**  
**«Харківський авіаційний інститут»**

Факультет Літакобудування

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»  
(найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
**Завідувач кафедри**

к.т.н., доц. Трубаєв Сергій Васильович  
“30” листопада 2023 року

## ЗАВДАННЯ

### НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Кісь Олександр Олександрович  
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи Інтегроване проектування безпілотного літального апарату

керівник кваліфікаційної роботи Гребеніков Олександр Григорович д. т. н. проф  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2054-уч від « 30 » листопада 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи: 10 лютого 2024 р.

Вихідні дані до роботи  $L = 100$  км,  $m = 7,4$  кг,  $V_{кр} = 90$  км/год,  
 $H_{кр} = 700$  м,  $L_p = 200$  м,  $m_{п.н.} = 2,3$  кг

Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

## Реферат

### 1. Конструкторський розділ

#### 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

- 1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.
- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.
- 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
- 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
- 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
- 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
- 1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
- 1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
- 1.1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова залізів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків.
- 1.1.10 Стандартна специфікація проектного літака.

#### 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака

- 1.2.1 Визначення лобового опору проектного літака.
- 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.
- 1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака.
- 1.2.4 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики.
- 1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості й керованості літака.
- 1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектного літака.

#### 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання фюзеляжу і крила проектного літака

(назва агрегату)

- 1.3.1. Розробка майстер-геометрії агрегату.
- 1.3.2. Визначення навантажень, що діють на агрегат.
- 1.3.3. Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату.
- 1.3.4. Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.
- 1.3.5. Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.
- 1.3.6. Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу.
- 1.3.7. Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем.

- 1.3.8. Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних і нерегулярних зонах.
- 1.3.9. Уточнення геометричних і конструктивних параметрів агрегату.
- 1.3.10. Керівництво з технічної експлуатації проектованого агрегату літака.

#### **1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака**

- 1.4.1. Проектування і моделювання силової установки.
- 1.4.2. Проектування і моделювання системи керування.
- 1.4.3. Проектування і моделювання гідравлічної системи.
- 1.4.4. Проектування і моделювання пневматичної системи.
- 1.4.5. Проектування і моделювання систем життєзабезпечення.
- 1.4.6. Посібник з експлуатації проектованої системи.

### **2. Технологічний розділ**

Розробка технології виготовлення агрегату літака

- 2.1. Аналіз вихідних конструкторських документів проектованого агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.
- 2.2. Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення.
- 2.3. Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбор інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання.
- 2.4. Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування.
- 2.5. Організація робочого місця й техніка безпеки.

### **3. Економічний розділ**

#### **РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ**

##### **3.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації.**

- 3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.
- 3.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві.
- 3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА.
- 3.1.4 Основні напрямки підвищення ефективності надзвукових пасажирських літаків другого покоління, зв'язані з цим основні

проблеми і деякі результати дослідження.

**3.2. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літального апарату.**

3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літального апарату.

**3.3. Розрахунок основних тактико-економічних показників проектування та виробництва літального апарату**

3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виготовлення літального апарату

**3.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.**

**3.5. Висновки щодо економічного розділу.**

**4. Спеціальне завдання**

Симуляція аеродинамічного розрахунку проектного безпілотного літального апарату в системі автоматизованого проектування CFD Autodesk

**Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)**

- майстер-геометрія поверхні літака,
  - креслення загального вигляду (формат A1);
  - модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
  - конструктивно-силове компонування літака (формат A1).
- 
- майстер-геометрія агрегату;
  - модель розподілу простору агрегату.

## Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	Гребеніков О. Г.		
2. Технологічний розділ	Майорова К. В.		
3. Економічний розділ	Гребеніков О. Г.		
3. Спеціальне завдання	Гребеніков О. Г.		

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ «30» листопада 2023 р.

(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «30 » листопада 2023 р.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
	Конструкторський розділ	18.12.2023 р.	
	Технологічний розділ	02.01.2024 р.	
	Економічний розділ	15.01.2024 р.	
	Спеціальне завдання	01.02.2024 р.	

Здобувач

(підпис)

**Олександр Кісь**

(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)

**Олександр Гребеніков**

(ім'я та прізвище)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка: 137 с., 54 рис., 4 табл., 0 додатків, 28 джерел.

БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, АЕРОДИНАМІКА, ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ, AUTODESK CFD, ТЕХНОЛОГІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ, КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ, ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ, СИМУЛЯЦІЯ ПОЛЬОТУ, РОЗРАХУНКОВО-КОНСТРУКТОРСЬКА ДІЯЛЬНІСТЬ, ТЕХНІЧНІ РОЗРАХУНКИ.

У даному дослідженні покладено за мету ретельний аналіз та оптимізацію конструкції безпілотного літального апарату (БПЛА). Дослідник спрямовує зусилля на вивчення різноманітних схем та типів БПЛА, систематично аналізуючи їх технічні характеристики, переваги та обмеження.

Основний акцент приділяється вибору оптимальної аеродинамічної схеми та подальшим розрахункам ключових параметрів БПЛА. Передбачається використання як традиційних інженерних формул, так і сучасних інструментів, зокрема програмного середовища Autodesk CFD. Планується проведення оптимізації конструкції для підвищення ефективності апарату.

Важливою складовою є аналіз технічних документів та визначення технічних умов виготовлення. Дослідник вивчить аспекти технологічності агрегату та розгляне використання композитів при виготовленні фюзеляжу, зокрема методи ручного пошарового викладання та ремонту композитів.

Економічний аспект дослідження охоплює аналіз витрат на дослідно-конструкторське бюро, ураховуючи витрати на проектування та вдосконалення БПЛА. Планується розрахунок загальних витрат, середньої вартості літака та його рентабельності.

Детальна симуляція в середовищі CFD Autodesk визначить фізичні властивості матеріалів та їх вплив на повітряні потоки, забезпечуючи обґрунтовані результати для аналізу аеродинамічної поведінки проектного БПЛА при різних умовах, зокрема при максимальній швидкості польоту.

## **ABSTRACT**

UNMANNED AERIAL VEHICLE, AERODYNAMICS, CONSTRUCTION OPTIMIZATION, AUTODESK CFD, TECHNOLOGICAL RESEARCH, COMPOSITE MATERIALS, ECONOMIC EFFICIENCY, FLIGHT SIMULATION, DESIGN AND ENGINEERING ACTIVITY, TECHNICAL CALCULATIONS

This research aims to conduct a thorough analysis and optimization of the unmanned aerial vehicle (UAV) design. The researcher focuses on studying various architectures and types of UAVs, systematically analyzing their technical characteristics, advantages, and limitations.

The primary emphasis is on selecting an optimal aerodynamic scheme and performing subsequent calculations of key UAV parameters. Traditional engineering formulas and modern tools, including Autodesk CFD, are planned to be utilized. Optimization of the design is envisioned to enhance the efficiency of the UAV.

An essential component involves the analysis of technical documents and the determination of technical conditions for manufacturing. The researcher will explore the technological aspects of the assembly and consider the use of composites in the construction of the fuselage, particularly manual lay-up methods and composite repairs.

The economic aspect of the research covers the analysis of expenses for the research and design bureau, taking into account the costs of UAV design and improvement. The calculation of total expenses, average aircraft cost, and its profitability are part of the plan.

A detailed simulation in the Autodesk CFD environment will identify the physical properties of materials and their impact on airflow, providing well-founded results for the analysis of the aerodynamic behavior of the designed UAV under various conditions, including maximum flight speed.



## ЗМІСТ

<b>ВСТУП.....</b>	<b>12</b>
<b>1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....</b>	<b>14</b>
1.1 Автоматизоване формування вигляду БПЛА .....	14
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого БПЛА й науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	14
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до БПЛА, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні БПЛА .....	15
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів БПЛА.....	16
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми БПЛА, типу його силової установки.....	25
1.1.5 Розрахунок маси БПЛА в трьох наближеннях.....	47
1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів ..	53
1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.....	55
1.1.9 Стандартна специфікація проектованого БПЛА.....	56
<b>1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів БПЛА при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики БПЛА.....</b>	<b>64</b>
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого БПЛА.....	64
1.2.2. Підйомна сила, індуктивний опір, поляра БПЛА, аеродинамічна якість БПЛА.....	67
<b>1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання проектованого БПЛА .....</b>	<b>75</b>
1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.....	75
<b>1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем БПЛА .....</b>	<b>82</b>
1.4.1. Проектування і моделювання силової установки.....	82
1.4.2 Проектування системи живлення .....	84
1.4.3. Посібник з експлуатації проектованої системи.....	86
1.4.3.1 Вибір місця для розгортання комплексу.....	86
1.4.3.1. Збірка складових БПЛА .....	87
1.4.3.2. Збірка літака та оснащення пристроями .....	88
1.4.3.3 Перед польотна перевірка налаштувань наземної станції .....	89
1.4.3.4 Перед польотна перевірка налаштувань літака .....	89
1.4.3.5 Загальна підготовка .....	89
1.4.3.6 Згортання комплексу.....	90
<b>2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ .....</b>	<b>91</b>

<b>2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проектного агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату. ....</b>	<b>91</b>
2.1.1 Додаткові показники технологічності.....	92
2.1.2 Комплексний показник технологічності.....	95
2.1.3 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення.....	95
<b>2.2 Пристосування для складання крила безпілотної літальної апарату .....</b>	<b>96</b>
2.2.1 Опис пристосування для складання крила безпілотної літальної апарату.....	96
2.2.2 Розрахунок ділянки складання .....	98
<b>2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей . ....</b>	<b>101</b>
2.3.1 Зовнішній полімерний шар виробу: .....	101
2.3.2 Ручний пошаровий виклад.....	102
2.3.3 Процес формування в композитному виробництві: .....	103
2.3.4 Виготовлення прес-форм .....	104
2.3.5. Витягання деталей.....	107
2.3.6. Формування високоміцних композитів у відкритих прес-формах .....	107
2.3.7. Ручне укладання препрегів .....	108
2.3.8 Ремонт композитів.....	109
2.3.9 Ураження під час удару .....	109
2.3.10 Оцінка ступеня ушкодження .....	112
<b>3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....</b>	<b>114</b>
<b>3.1. Характеристика тактико-економічних показників проектного БПЛА, як товарного продукту .....</b>	<b>114</b>
3.2. Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літальної апарату .....	116
<b>3.3. Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літальної апарату .....</b>	<b>117</b>
3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро.....	117
3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво .....	119
<b>3.4. Оцінка ефективності виробництва БПЛА в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту.....</b>	<b>126</b>
3.4.1 Визначення точки беззбитковості .....	126
<b>3.5 Висновки.....</b>	<b>129</b>
<b>4. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ .....</b>	<b>130</b>
<b>4.1 Симуляція в CFD Autodesk.....</b>	<b>130</b>
<b>4.2 Висновки.....</b>	<b>134</b>

ВИСНОВОК .....	136
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ .....	138

## ВСТУП

В сучасному світі безпілотні літальні апарати (БПЛА) здобувають все більше популярності та широке застосування в різних галузях. Їх використання розповсюджується від військових застосувань до цивільних досліджень та повсякденних сфер життя. З моменту свого виникнення БПЛА перетворилися на невід'ємну частину нашого сучасного технологічного простору.

Ця кваліфікаційна робота присвячена вивченню різних аспектів БПЛА, починаючи від їх технічних характеристик та закінчуючи економічними аспектами їх впровадження. Особлива увага приділяється розгляду різних видів БПЛА, їх технологічних особливостей та сфер використання.

У роботі буде використано класичні формули для розрахунку основних параметрів БПЛА, а також залучено сучасне програмне середовище Autodesk CFD для валідації розрахунків та вивчення аеродинамічних характеристик.

Робота розгляне специфікації БПЛА, зосереджуючись на їх конструкції, матеріалах виготовлення та технологічних аспектах. Особлива увага приділена аналізу економічних показників, включаючи вартість виготовлення, ціну на ринку та швидкість окупності виробу.

Актуальність теми: в умовах швидкого розвитку аерокосмічних технологій та росту інтересу до безпілотних літальних апаратів (БПЛА) актуальність вивчення їхніх конструкцій та характеристик надзвичайно велика. БПЛА знаходять широке застосування у військовій справі, галузі безпеки, агропромисловості, аерофотозйомці, рятувальних операціях та інших галузях. Розробка та оптимізація їх конструкцій стає ключовим завданням для вдосконалення їхніх функціональних можливостей та підвищення надійності.

Метою даного дослідження є ретельний аналіз, розробка та оптимізація конструкції БПЛА для досягнення оптимальних характеристик та підвищення їхньої ефективності.

Завдання дослідження включають:

1. Аналіз сучасних конструкцій БПЛА та їхніх характеристик.

2. Визначення оптимальних параметрів конструкції для досягнення високої маневреності та стабільності.

3. Розробка математичних моделей та використання програмного середовища для аеродинамічних розрахунків.

4. Визначення та оптимізація основних технічних характеристик, таких як маса, розмах крила, потужність двигуна і т.д.

5. Розробка конструкторських документів для виробництва прототипу.

6. Використання методів комп'ютерного моделювання для аналізу та вдосконалення аеродинамічних властивостей.

7. Оцінка практичної значущості розробленої конструкції та визначення перспектив застосування в різних галузях.

Ці завдання спрямовані на розширення наукових знань у галузі проектування та функціонування БПЛА, а також на створення інноваційних рішень для подальшого розвитку цього напрямку техніки.

## 1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

### 1.1 Автоматизоване формування вигляду БПЛА

#### 1.1.1 Розробка концепції створення проєктованого БПЛА й науково-технічної програми досягнення його характеристик.

Ураховуючи зростаючий інтерес по всьому світу до автоматизації процесів, пов'язаних з використанням авіаційної техніки в військовій та господарській сферах, є передумови вважати цю галузь однією з пріоритетних у освітній та науково-практичній діяльності.

Необхідно, щоб надійність систем та планера безпілотної літальної апаратури була вищою, ніж надійність аналогічних пристроїв пілотованого літального апарату. Безпілотний літальний апарат не повинен потребувати аеродромної інфраструктури та підготовленої злітно-посадкової смуги. Безпілотний комплекс повинен бути мобільним.

Перспективний діагностичний комплекс повинен вирішувати такі завдання:

- для базування безпілотних літальних апаратів бажано використовувати малорозмірні вертольотні злітно-посадкові майданчики, що є при компресорних станціях магістральних трубопроводів;

- необхідно, щоб комплект діагностичного обладнання включав у себе серійні прилади, перевірені експлуатацією на безпілотних літальних апаратах при виконанні аналогічних робіт;

- забезпечити більш високу економічність засобів діагностики порівняно з раніше застосовуваними при порівнянні з схожою ефективністю.

Рішення поставлених завдань можливе лише при всебічній автоматизації процесів дистанційного діагностування і проведення польотів. Для цього необхідно:

- створити спеціалізований автоматизований безпілотний авіаційний комплекс, обладнаний носієм апаратури – безпілотним літальним апаратом (БЛА) невеликої маси і габаритних розмірів з позааеродромним базуванням;

- на основі серійного обладнання розробити комплект діагностичного обладнання прийнятної маси, габаритних розмірів і споживаної потужності, придатного до експлуатації на БЛА;

- створити систему автоматичної обробки інформації в реальному масштабі часу з оперативним передаванням даних з борту носія.

Ці заходи призведуть до:

- повного виключення необхідності в льотно-підйомному складі при здійсненні польотів і пов'язаного з цим ризику втрати екіпажу повітряного судна;
- скорочення чисельності наземного обслуговуючого персоналу;
- різкого зниження маси та розмірів безпілотних літальних апаратів шляхом виключення екіпажу та систем забезпечення його життєдіяльності;
- підвищення регулярності польотів через можливість розширення допустимих погодних умов для безпілотної техніки;
- застосування малогабаритної та менш потужної апаратури діагностичного комплексу через можливість зниження безпечної висоти польоту БЛА порівняно з пілотованим носієм.

Для забезпечення високої ефективності виконання поставленого завдання прийняті наступні принципові рішення, які складають основу концепції створення автоматизованого безпілотного авіаційного комплексу.

### ***1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до БПЛА, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні БПЛА***

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) представляють собою революційну технологію в авіації та десятки різноманітних сценаріїв застосування. У цьому розділі детально розглянемо призначення БПЛА, тактико-технічні вимоги до них, умови їх виробництва та експлуатації, а також обмеження, які встановлюють авіаційні правила під час їх проектування.

Призначення БПЛА:

При визначенні призначення БПЛА важливо враховувати конкретні завдання та потреби, які він повинен вирішувати. Наприклад, відомо, що БПЛА може використовуватися для аерофотозйомки, розвідки, нагляду за територією, а також для пошуку та рятування. Визначення конкретного призначення є важливим етапом у визначенні технічних та тактичних вимог до апарату.

Ураховуючи зростаючий інтерес по всьому світу до автоматизації процесів, пов'язаних з використанням авіаційної техніки в військовій та господарській сферах, є

передумови вважати цю галузь однією з пріоритетних у освітній та науково-практичній діяльності. Наразі основними завданнями є виконання спеціальних військових завдань з розвідки та аерофотозйомки зони бойових дій, а також ефективний моніторинг екологічно небезпечних об'єктів великої протяжності (магістральні трубопроводи, ЛЕП), запобігання несанкціонованому відбору продуктів, інформаційне забезпечення операцій МНС в зоні екологічних та техногенних катастроф (наприклад, зона Чорнобильської АЕС) та операцій прикордонної служби з охорони морської економічної зони України від браконьєрського вилову риби цінних порід іноземними суднами, які в даний час здійснюються дорогими пілотованими літальними апаратами.

З метою задоволення цих суспільних потреб оптимальним є автоматизована безпілотна авіаційна техніка, яка вирішує проблему відсутності злітно-посадкових майданчиків, володіє властивостями всепогодних умов (польоти в складних метеоумовах), тривалістю польоту не менше 1 години та дальністю не менше 100 км, обладнана апаратурою спостереження в радарному та оптичному діапазонах частот, системою автоматичного та дистанційного управління, системою зв'язку та передачі інформації у великих обсягах в реальному масштабі часу. Всі життєво важливі системи повинні бути дубльовані або резервовані. Необхідно, щоб надійність систем та планера безпілотного апарата була вищою, ніж надійність аналогічних пристроїв пілотованого літального апарата. Безпілотний літальний апарат не повинен потребувати аеродромної інфраструктури та підготовленої злітно-посадкової смуги. Безпілотний комплекс повинен бути мобільним.

### ***1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів БПЛА.***

З урахуванням розвитку ринку безпілотної авіації виникає необхідність більш точного вивчення цієї галузі, оскільки спостерігається зростаюче різноманіття безпілотних літальних апаратів (БПЛА) за типами, схемами та розширенням сфери їх використання. Міжнародною асоціацією з безпілотних систем AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International) була запропонована універсальна класифікація



БПЛА, яка об'єднує багато критеріїв [1, 11, 12]. У таблиці 1.1 наведена ця класифікація з англійськими еквівалентами категорій та аббревіатурами.

Таблиця 1.1 - Універсальна класифікація БПЛА за льотними параметрами

Група	Категорія		Злітна маса, кг	Дальн. польоту, км	Висота польоту, м	Продовж. польоту,г
	Укр.	Англ.				
1	2	3	4	5	6	7
Малі БПЛА	Нано-БПЛА	Nano	< 0,025	< 1	100	1
	Мікро-БПЛА	Micro (μ)	< 5	< 10	250	1
	Міні-БПЛА	Mini	5...150*	< 10	150...300*	< 2
Тактичні	Легкі БПЛА для контролю переднього краю оборони	Close Range (CR)	25...150	10...30	3000	2...4
	Легкі БПЛА з малою дальністю польоту	Short Range (SR)	50...250	30...70	3000	3...6
	Середні БПЛА	Medium Range (MR)	150...500	70...200	5000	6...10
	Середні БПЛА з великою тривалістю польоту	Medium Range Endurance (MRE)	500...1500	> 500	8000	10...18
	Маловисотні БПЛА для проникнення в глибину оборони супротивника	Low Altitude Deep Penetration (LADP)	250...2500	> 250	50...9000	0,5...1
Тактичні	Маловисотні БПЛА з великою тривалістю польоту	Low Altitude Long Endurance (LALE)	15...25	> 500	3000	> 24

Продовж. табл 1.1

Група	Категорія		Злітна маса, кг	Дальн. польоту, км	Висота польоту, м	Продовж. польоту,г
	Укр.	Англ.				
1	2	3	4	5	6	7
Тактичні	Маловисотні БПЛА з великою тривалістю польоту	Low Altitude  Long Endurance (LALE)	15...25	> 500	3000	> 24
Стратегічні	Висотні БПЛА з великою тривалістю польоту	High Altitude  Long Endurance (HALE)	2500...500 0	> 2000	20000	24...48
	Бойові (ударні) БПЛА	Unmanned Combat Aerial Vehicles (UCAV)	> 1000	1500	12000	2
Спеціального призначення	БПЛА, оснащені бойовою частиною (Летальної дії)	Lethal (LET) (Offensive)	-	300	4000	3...4
	БПЛА - хибні цілі	Decoys (DEC)	150...500	0...500	50...5000	< 4
	Стратосферні БПЛА	Stratospheric (STRA)	> 2500	> 2000	> 20000	> 48
	Екзостратосферні БПЛА	Exostratosphe ric	-	-	> 30500	-

Проте в даній класифікації не враховується тип ЛА, наприклад, безпілотні літальні апарати (БПЛА) ВТ.

У інших класифікаціях за призначенням БПЛА розділяють на військові та цивільні. Проте більш логічним є поділ БПЛА за загальними сферами використання, а саме - для наукових цілей та для прикладних цілей; останні, з свого боку, поділяються на БПЛА для військового та цивільного застосування [1]. Схема розподілу сфер показана на рис. 1.1



Рисунок 1.1 - Укрупнене уявлення сфер застосування БПЛА

В документах AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International – Міжнародна асоціація безпілотних систем) [3, 4, 5] зустрічаються терміни ОРА (Optionally Piloted Aircraft) і СМА (Converted Manned Aircraft). Вказані терміни не входять до вищезазначеної схеми, а просто вказують на особливості розробки: перший термін позначає опціонально пілотований ЛА (тобто розроблений спеціально з таким розрахунком, що може бути пілотований як льотчиком, так і віддалено), а другий – адаптований ЛА (тобто раніше створений пілотований ЛА, перетворений в безпілотний). До цих груп ЛА входять достатньо важкі апарати літакового, Гелікоптерного типу, а також деякі моделі апаратів із м'яким крилом та аеростатичні [1].

Цікавим є також кількість різних типів БПЛА, які зараз використовуються. На основі інформації, отриманої з джерел [6, 7, 8, 9, 10], було побудовано діаграму, яка ілюструє використання типів БПЛА у відсотковому співвідношенні (рис. 1.2).

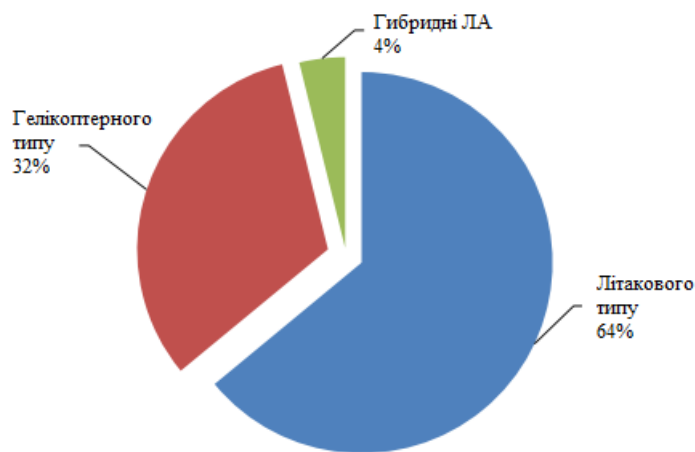


Рисунок 1.2 - Діаграма відсоткового співвідношення різних типів БПЛА

Як видно з діаграми, найбільш поширеними є БПЛА літакового типу. Широке використання отримали також БПЛА Гелікоптерного типу. Крім того, існують різноманітні гібридні апарати, які за принципом політної поведінки важко однозначно віднести до якої-небудь з груп. Зокрема, багато існуючих БПЛА об'єднують якості апаратів літакового і гелікоптерного типів [1].

За статистикою сьогодні близько третини усіх БПЛА становлять БПЛА Гелікоптерного типу, що пояснюється їхніми значущими перевагами. Тому дослідження, представлене у цій роботі, яке дозволяє більш детально розглядати питання, пов'язані саме із БПЛА гелікоптерного типу, залишається актуальним.

Класифікація БПЛА гелікоптерного типу може проводитися за такими критеріями: літними параметрами, масовими характеристиками, призначенням і т.д. [1, 2]. БПЛА гелікоптерного типу найчастіше класифікують, не враховуючи схему літального апарата. Така класифікація зустрічається лише для літакового типу. Тому цілком доцільним буде провести аналіз використання різних схем БПЛА гелікоптерного типу, а також типів силових установок, враховуючи геометричні параметри і діапазон літних та масових характеристик, і визначити відсоткове співвідношення різних категорій (див. табл. 1.2). Для цього типу літального апарата використовують таку класифікацію за схемами: одногвинтовий з реактивним гвинтом, двогвинтовий паралельний, двогвинтовий поперечний, двогвинтовий продольний, двогвинтовий з перехрещеними гвинтами, гвинтокрил, конвертоплан, багатогвинтовий. На основі зібраних та оброблених статистичних даних щодо БПЛА Гелікоптерного типу було складено загальну таблицю 2, в якій вказані країна та

виробник, а також схема та тип двигуна, що використовується на розглянутому літаку. Розшифровка використаних скорочень: ПД – поршневий двигун; РПД – роторно-поршневий двигун; РД – роторний двигун; ГТД – газотурбінний двигун; ЕД – електричний двигун; ВД – вентиляторний двигун.

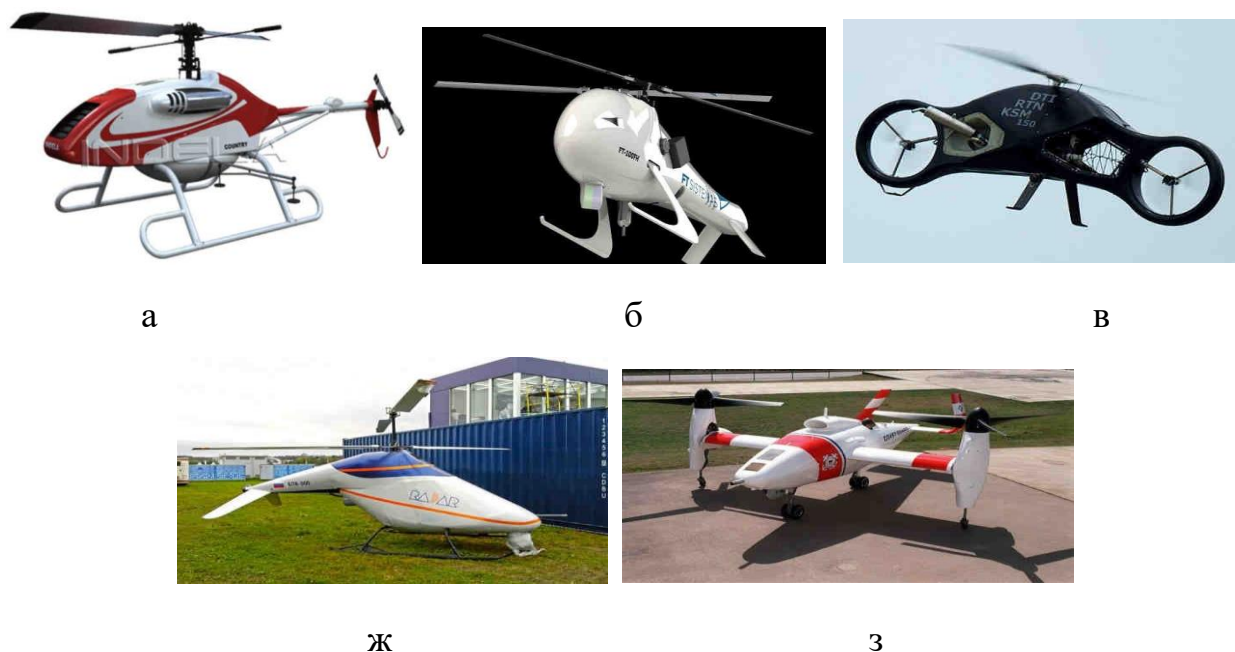


Рисунок 1.3 – Приклади БПЛА ВТ різних схем [6]:

а – класичний одногвинтовий (КО); б – двогвинтовий із перехрещеними гвинтами (ДССВ); в – вертольотний інший (ВІ); г – автожир (А); д – двогвинтовий поперечний (ДПоп); е – двогвинтовий продольний (ДПрод); ж – двогвинтовий паралельний (ДП); з – конвертоплан (К)

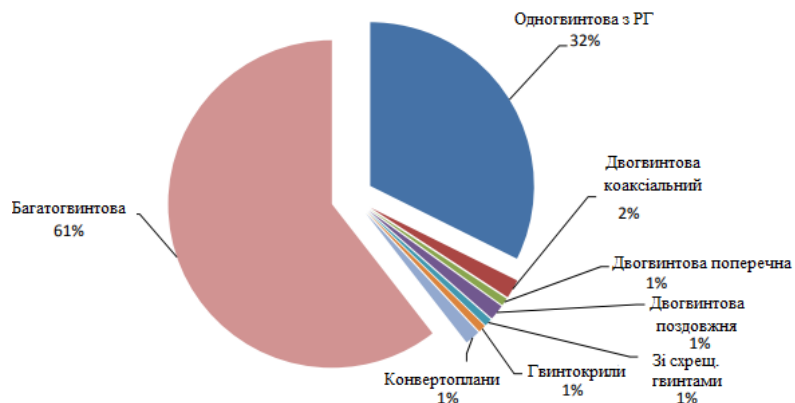


Рисунок 1.4 - Діаграма застосування схем БПЛА ВТ у відсотковому співвідношенні

Аналізуючи діаграму, можна зробити висновок, що найширше поширення отримала багатогвинтова схема (три-, quadro-, гекса-, октокоптери, тобто мультикоптери). Це пояснюється вартістю та простотою конструкції літаючих апаратів порівняно з іншими схемами.

Другою за частотою застосування є одnogвинтова схема, яка частіше використовується на БПЛА VT із більшою взлеговою масою та дальністю польоту. Розглянемо переваги та недоліки класичної одnogвинтової схеми порівняно з іншими схемами.

Дана схема має наступні переваги: простота конструкції та менша маса несучої системи і системи управління; менше витрати на виробництво, ремонт і обслуговування; більший КПД несучого гвинта завдяки відсутності взаємного впливу гвинтів один на одного; відсутність ймовірності перехрещення лопатей; відсутність необхідності синхронізації гвинтів. Однак схема також має деякі недоліки: рульовий гвинт забирає частину потужності двигуна (до 10%) і водночас не надає ані підйомної сили, ані тяги, направленої вперед; повітряний потік від несучого гвинта погіршує характеристики рульового гвинта; рульовий гвинт є досить уразливим при польотах близько до землі.

Незважаючи на ці недоліки, переваги, отримані при використанні класичної одnogвинтової схеми з рульовим гвинтом, є більш значущими, ніж те, як пояснюється її найширше застосування серед БПЛА VT середньої та важкої категорії. Решта схем використовуються дуже рідко через складність їх проектування та виробництва.

Вибір схеми також визначається взлеговою масою та дальністю польоту літаючого апарата. На основі аналізу статистичних даних існуючих БПЛА VT було побудовано діаграму використання в координатах "взлегова маса-дальність" (рис. 5).

Досліджуючи двугвинтову схему БПЛА, важливо відзначити ряд переваг та недоліків, які впливають на її ефективність та застосування.

Переваги двугвинтової схеми включають:

1. Висока стійкість і контроль:

- Завдяки наявності двох гвинтів, ця схема забезпечує високий рівень стійкості та контролю в різних режимах польоту.

- Здатність до збереження стабільної польотної конфігурації важлива для великих БПЛА зі значною масою.

## 2. Ефективність маневрування:

- Два гвинти можуть працювати незалежно, що сприяє покращенню маневреності та можливості реалізації складних маневрів.

## 3. Запас безпеки:

- У випадку відмови одного з гвинтів, інший може забезпечити безпечний польот та посадку.

## 4. Ефективність на малих швидкостях:

- Двогвинтові схеми можуть бути більш ефективними на малих швидкостях, забезпечуючи високий коефіцієнт підйому.

Незважаючи на ці переваги, двогвинтова схема також має свої недоліки:

### 1. Складність обслуговування:

- Збільшена кількість компонентів (два гвинти, двогвинтові системи) може призвести до складнішого та витратного обслуговування.

### 2. Вага та об'єм:

- Дві гвинтові системи, а також додаткове обладнання, збільшують масу та об'єм літака.

### 3. Вартість:

- Вартість побудови та утримання двогвинтового літака може бути вищою через складнішу конструкцію та системи управління.

Враховуючи ці фактори, рішення вибору двогвинтової схеми для конкретного БПЛА повинно враховувати вимоги місії, експлуатаційні обмеження та специфікації.

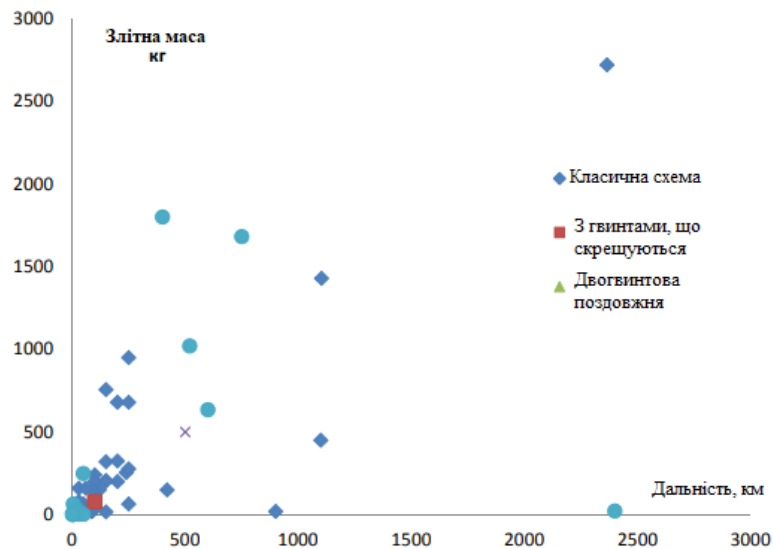


Рисунок 1.5 - Діаграма застосування для схем БПЛА VT

Як видно із рис. 5, найбільша кількість досліджуваних БПЛА знаходиться в зоні від 0 до 1200 кг злітної маси та дальності від 0 до 1000 км. Тож на рис. 6 досліджувану зону показано більш детально.

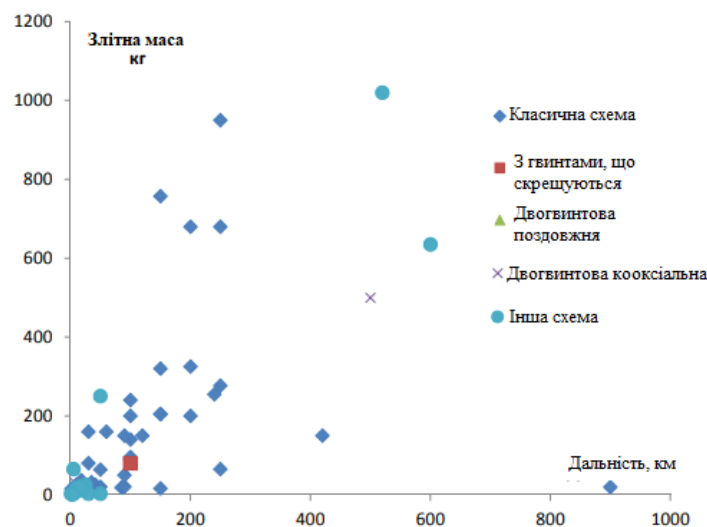


Рисунок 1.6 - Діаграма застосування для різних схем

Зауважено, що існують певні області, де та чи інша схема зустрічається найчастіше, відображені на діаграмі. Можна зробити висновок, що для гібридних схем характерний діапазон злітної маси від 0 до 100 кг та дальності до 100 км. Це пояснюється тим, що ці апарати найчастіше виступають у ролі експериментальних.

Вибір двогвинтової коаксіальної схеми для подальших наукових досліджень може бути обґрунтований за допомогою розгляду технічних та функціональних



переваг, які визначає ця конфігурація в контексті конкретних дослідницьких завдань і вимог. Зазначимо декілька можливих аргументів:

1. Динамічна стабільність та керованість:

- Схема з двома коаксіально розташованими гвинтами сприяє високому рівню динамічної стабільності та точності керування. Це важливо для місій, які вимагають високої точності та стійкості, наприклад, для візуального спостереження чи зйомки зображень.

2. Маневреність в обмеженому просторі:

- Двогвинтова коаксіальна схема забезпечує високий рівень маневреності, особливо в умовах обмеженого простору. Це може бути корисно для завдань, які вимагають точних маневрів чи операцій в умовах обмеженого простору.

3. Простота конструкції:

- В порівнянні з іншими конфігураціями, коаксіальна схема може бути менш складною з точки зору конструкції, що полегшує виробництво, технічне обслуговування та можливі ремонти.

4. Гнучкість та універсальність:

- Двогвинтова коаксіальна схема може бути гнучкою та легко адаптуватися до різних типів завдань, включаючи розвідку, транспортування, геодезичні вимірювання тощо.

5. Ефективність енергоспоживання:

- У деяких випадках, двогвинтова коаксіальна схема може забезпечувати покращену аеродинамічну ефективність, що може призводити до зменшення енергоспоживання та збільшення дальності польоту.

6. Потенціал для сенсорів:

- Ця схема може забезпечити більше місця для розташування сенсорів, що сприяє розширенню функціональних можливостей БПЛА.

При виборі конфігурації для подальших досліджень важливо враховувати конкретні вимоги завдань та робочі умови для забезпечення оптимальності вибору.

#### ***1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми БПЛА, типу його силової установки.***

Основні геометричні параметри[13] (розміри) БПЛА наведені в таблиці 1.2 До основних геометричних параметрів БПЛА в залежності від типу відносяться: розмах крила, його площа і профіль, довжина середньої аеродинамічної хорди (САХ), кут установки крила, розмах і площа горизонтального оперення (ГО), висота і площа вертикального оперення (ВО), довжина, висота і ширина БПЛА, база шасі.

Таблиця 1.2 - Основні геометричні параметри БПЛА

№ п/п	Параметр	Позначення
<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>
1	КРИЛЮ	
1.1	Площа, м <sup>2</sup>	S
1.2	Розмах, м	l
1.3	Коренева хорда, м	b <sub>o</sub>
1.4	Кінцева хорда, м	b <sub>к</sub>
1.5	Кут стрілоподібності по передньому краю, град.	χ <sub>п</sub>
1.6	Кут стрілоподібності по задньому краю, град.	χ <sub>з</sub>
1.7	Відносне подовження	λ
1.8	Звуження	η
1.9	Середня аеродинамічна хорда (САХ), м	b <sub>a</sub>
2	ГОРИЗОНТАЛЬНЕ ОПЕРЕННЯ	
2.1	Площа, м <sup>2</sup>	S <sub>o</sub>
2.2	Розмах, м	L <sub>го</sub>
2.3	Коренева хорда, м	b <sub>oГО</sub>
2.4	Кінцева хорда, м	b <sub>кГО</sub>
2.5	Кут стрілоподібності по передньому краю, град.	χ <sub>пГО</sub>
2.6	Кут стрілоподібності по задньому краю, град.	χ <sub>зГО</sub>
2.7	Відносне подовження	λ <sub>го</sub>
2.8	Звуження	η <sub>го</sub>

Продовж. табл. 1.2

2.9	Середня аеродинамічна хорда, м	$b_{cpГО}$
3	ВЕРТИКАЛЬНЕ ОПЕРЕННЯ	
3.1	Площа, м <sup>2</sup>	$S_{BO}$
3.2	Розмах, м	$L_{BO}$
3.3	Коренева хорда, м	$b_{oBO}$
3.4	Кінцева хорда, м	$b_{kBO}$
3.5	Кут стрілоподібності по передньому краю, град.	$\chi_{пBO}$
3.6	Кут стрілоподібності по задньому краю, град.	$\chi_{зBO}$
3.7	Відносне подовження	$\lambda_{BO}$
3.8	Звуження	$H_{BO}$
3.9	Середня аеродинамічна хорда, м	$b_{cpBO}$
4	ФЮЗЕЛЯЖ І МОТОГОНДОЛИ	
4.1	Довжина фюзеляжа, м	$L_{\phi}$
4.2	Відносне подовження фюзеляжа	$\lambda_{\phi}$
4.3	Еквівалентний діаметр фюзеляжа, м	$d_{e.\phi}$
4.4	Довжина мотогондоли, м	$L_{MG}$

відносні параметри визначаються за такими формами

- площа крила ГО, ВО:

$$S = \frac{l(b_o + b_k)}{2}; S_{ГО} = \frac{l_{ГО}(b_{ГО} + b_k)}{2}; S_{BO} = \frac{l_{BO}(b_{oBO} + b_{kBO})}{2}$$

- Відносне подовження крила, ГО, ВО

$$\lambda = \frac{l^2}{S}; \lambda_{ГО} = \frac{l_{ГО}^2}{S_{ГО}}; \lambda_{BO} = \frac{2l_{BO}^2}{S_{BO}};$$

- відносне звуження крила, ГО, ВО

$$\eta = \frac{b_o}{b_k}; \eta_{ГО} = \frac{b_{oГО}}{b_{kГО}}; \eta_{ВО} = \frac{b_{oВО}}{b_{kВО}};$$

- середня аеродинамічна хорда (САХ)

$$b_A = \frac{2}{3} b_o \left( 1 + \frac{1}{\eta(\eta + 1)} \right); b_{ГО} = \frac{S}{l}; b_{ВО} = \frac{S}{l}$$

- еквівалентний діаметр фюзеляжу:

$$d_{\epsilon.\phi} = \sqrt{\frac{4S_{\text{м}\phi}}{\pi}};$$

- подовження фюзеляжу

$$\lambda_{\phi} = L_{\phi} / d_{\epsilon.\phi}$$

або

$$\lambda_{\phi} = 0,88 L_{\phi} S_{\text{м}\phi}$$

- координата носка САХ щодо носка кореневої хорди

$$x_A = \frac{1}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \text{tg} x_n$$

Основні льотні дані включають: максимальну швидкість горизонтального польоту, мінімальну швидкість (швидкість зриву та посадки), крейсерську швидкість, злітну масу, положення центра тяжіння у % САХ.

Під аеродинамічною схемою БПЛА зазвичай розуміється певна система його несучих поверхонь. Ця система може характеризуватися як взаємним розташуванням несучих поверхонь, так і їх відносними розмірами і формами. У системі несучих поверхонь є основні поверхні (крила), які створюють основну частину аеродинамічної підйомної сили, і допоміжні поверхні (горизонтальне та вертикальне оперення), призначені для стабілізації та управління БПЛА на траєкторії.

Схема БПЛА характеризується формою та взаємним розташуванням його частин. Від схеми залежать аеродинамічні, тактико-технічні та експлуатаційні

властивості БПЛА. Схеми БПЛА відрізняються за типом корпусу (фюзеляж, гондола); за кількістю, формою та розташуванням крил (біплан, моноплан, високоплан, низькоплан); за розташуванням оперення відносно крила (заднє та переднє розташування оперення відносно крила, без горизонтального оперення); за кількістю та характером розташування двигунних установок (одно та більше двигунів, з штовхаючим і тягучим гвинтом); за типом шасі (триопорне колісне з носовим колесом, лижне, полозкове, надувні кулі, без шасі). Найважливішими складовими схеми БПЛА, які безпосередньо впливають на стійкість, управління і балансування в польоті, є розташування оперення відносно крила по довжині фюзеляжа (аеродинамічна схема) і компоновка БПЛА. Сучасні БПЛА виконані, як правило, за схемою моноплана. Різновиди монопланної схеми визначаються положенням крила по висоті. Розрізняють схеми високоплана, середньоплана і низькоплана. З аеродинамічної точки зору середньоплан виявляється вигіднішим, оскільки в цьому випадку на місці з'єднання крила з фюзеляжем не відбувається значущих розривів, і втрати від взаємовпливу крила і фюзеляжа (інтерференції) виявляються незначними.

У низькоплана крило і фюзеляж в місці з'єднання формують дифузор: потік в цьому місці сповільнюється, відбувається зрив, і внаслідок цього зростає опір. З аеродинамічних властивостей низькоплан гірший за середньоплан. Однак з вагової точки зору, зручностей розташування шасі та умов кріплення крила до фюзеляжу, низькоплан має переваги.

Для зменшення взаємовпливу між крилом і фюзеляжем у БПЛА низькопланове переріз фюзеляжу корисно робити не круглим, а прямокутним з закругленнями або овальним так, щоб кут спряження був не менше  $90^\circ$ , як показано на рис. 1.7

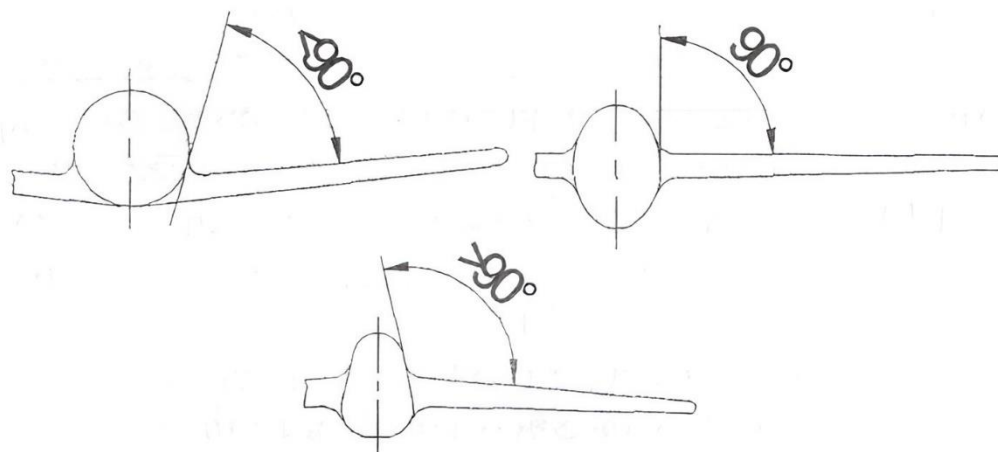


Рисунок 1.7 - Поєднання крила з фюзеляжем

Прямокутна форма січення фюзеляжа з закругленнями створює невеликі втрати через незначні дифузорні ефекти, які є характерними для такого перерізу фюзеляжа разом з крилом. Застосування круглого або еліптичного перерізу фюзеляжа часто визначається формою розташованого в ньому двигуна. При схемі низькоплана між крилом і фюзеляжем виготовляють зализи для зменшення взаємодії.

Високоплан за аеродинамічними властивостями займає проміжне положення між середньопланом і низькопланом і конструктивно вигідніше за середньоплан.

Для маловидкісних БПЛА іноді доцільно застосовувати біпланну схему крила, оскільки вага біпланного крила приблизно вдвічі менше, ніж у монопланного при однакових розмірах площі крил. При цьому розмах крила і довжина біпланного БПЛА також менше, ніж у монопланного.

Двигун БПЛА є джерелом енергії та забезпечує йому рух. Від роботи двигуна, його характеристик, розмірів та форми значною мірою залежать льотні характеристики БПЛА.

Аналіз конструкцій розвідувальних БПЛА свідчить, що турбореактивні двигуни (ТРД), турбогвинтові двигуни (ТВД) та поршневі двигуни (ПД) є найбільш поширеними, оскільки вони мають зайву потужність та велику тривалість роботи. Ця властивість дозволяє БПЛА виконувати парні завдання та повертатися на необхідне місце для посадки. Крім того, вони працюють на неотруйних видів пального, що покращує їх експлуатаційні характеристики.

На сучасних розвідувальних БПЛА середньої та великої тривалості польоту, як правило, встановлюють поршневі та роторно-поршневі двигуни. Це пояснюється

перевагою ПД перед ТРД за характеристиками шумової емісії та витратою пального на одиницю тяги. На мікро та міні-БПЛА (з взлітною масою до 30 кг та дальністю польоту до 20 км) можуть встановлюватися електродвигуни.

Оскільки головним рушієм для БПЛА з ПД та електродвигуном є повітряний гвинт, найбільш оптимальним варіантом розташування двигуна є в носовій частині БПЛА (двигун із тягучим гвинтом) або в його задній частині (двигун із штовкаючим гвинтом). Це дозволяє повністю (БПЛА із штовкаючим гвинтом) або частково (БПЛА із тягучим гвинтом) усунути вплив на крило та оперення турбульованого повітряного потоку від гвинта.

Використання двох ДУ погіршує наступні характеристики БПЛА: аеродинаміку (збільшується лобового опору), енергоефективність (збільшується витрата пального), вартість, надійність і технологічність. Тем не менше, використання двомоторної схеми БПЛА з управлінням різницею моментів тяги двох двигунів дозволяє здійснювати стабілізацію та управління по курсу без використання руля напрямку.

Як приклад на рис. 3.4 представлено виконання БПЛА за аеродинамічною схемою "летюче крило", здатного керувати по тангажу за допомогою елевонів, розташованих на консолях крила, а по курсу завдяки управлінню різницею моментів тяги двох двигунів.

Оскільки аеродинамічна схема БПЛА впливає на його аеродинаміку, масу, динамічні властивості, компоновання та інші параметри, то порівняльна оцінка переваг та недоліків різних аеродинамічних схем є необхідною.

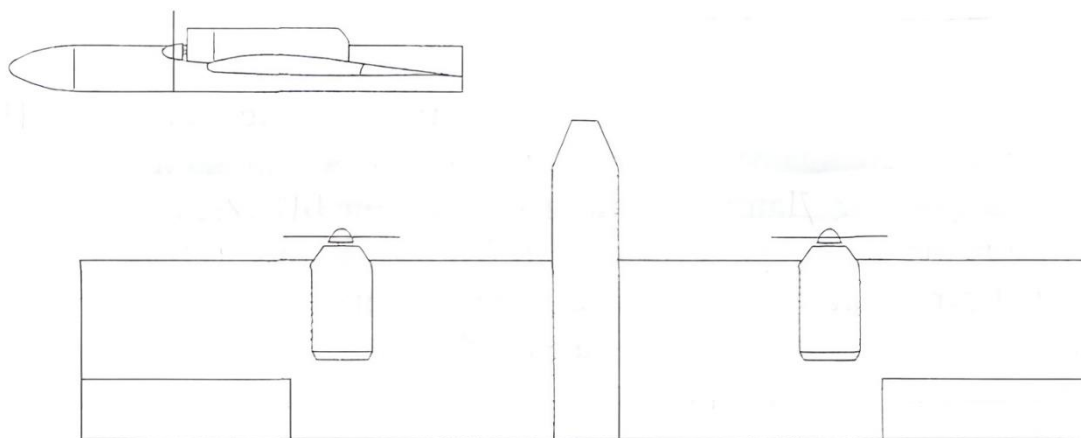


Рисунок 1.8 - БПЛА виконаний за аеродинамічною схемою «крило, що літає» з керуванням різницею моментів тяги двох двигунів

Згідно з аналізом БПЛА 1970-1980 років, найбільше поширення отримала звичайна або нормальна аеродинамічна схема, яка характеризується розташуванням оперення ззаду відносно крила, як показано на рис. 1.9.

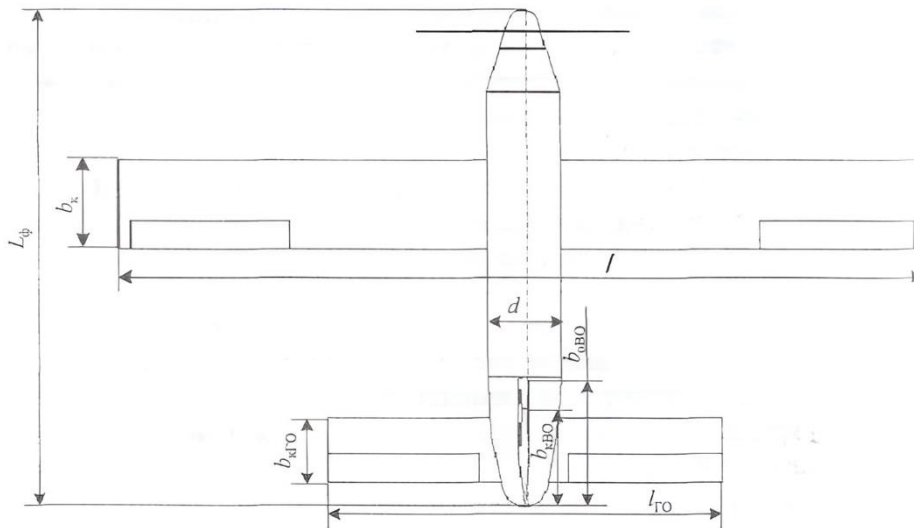


Рисунок 1.9 - Звичайна (нормальна) аеродинамічна схема

Для забезпечення статичної стійкості БПЛА в нормальній аеродинамічній схемі центр тяжіння має бути спереду від аеродинамічного фокусу. Нормальна аеродинамічна схема має найпростіше рішення для питань управління і стійкості на різних режимах польоту. Кут атаки крила повинен бути більшим за кут атаки хвостового оперення, що є критерієм поздовжньої статичної стійкості. При балансуванні БПЛА, виконаного за звичайною схемою, для створення позитивного кута атаки необхідно відхилити руль висоти на від'ємний кут. В результаті цього під'ємна сила, викликана відхиленням рулів висоти, віднімається від під'ємної сили, викликаної кутом атаки, що призводить до певної втрати підйомної сили, пов'язаної з балансуванням БПЛА. Від величини шарнірних моментів органів управління залежить маса рульових приводів та джерел енергії для них. Звичайна схема має найменші шарнірні моменти рулів висоти, оскільки розміри рулів малі, а знаки кутів атаки та відхилення рулів протилежні. Аеродинамічна якість звичайної схеми при рівних значеннях підйомної сили вище, ніж у схеми "качка". Це пояснюється тим, що індуктивний опір рулів висоти в нормальній схемі малий, а в схемі "качка" великий. Схема є доцільною для дозвукових БПЛА або БПЛА, у яких режими польоту з дозвуковими швидкостями переважають над режимами суперзвукового польоту.



БПЛА з нормальною аеродинамічною схемою може бути оснащений прямим або стрілоподібним крилом, крилом змінної стрілоподібності, комбінацією крил (біплан, триплан), плоским або хрестоподібним крилом (ракети з крилами). Хвостове оперення може бути класичним, Т-подібним, із цільними обертливими кілями і/або горизонтальними рулями, з одним або кількома кілями, хрестоподібним.

Схема "качка" (рис.1.10) - аеродинамічна схема, при якій органи поздовжнього управління літального апарата розташовані спереду крила. На відміну від звичайної схеми, оперення "утки" постійно має позитивну підйомну силу. Ця схема отримала найширше застосування при створенні суперзвукових бойових БПЛА. Основною перевагою схеми є те, що заднє розташування крила краще відповідає аеродинаміці високих, особливо суперзвукових швидкостей, при яких центр аеродинамічного тиску зміщується назад. Також з'являється можливість зменшити вагу планера, оскільки відпадає необхідність винесення рулів ще далі назад. Схема "качка" також вигідна тим, що дозволяє збільшити критичні кути атаки і тим самим підвищити маневреність, що привертає увагу розробників військової техніки. У схемі "качка" для балансування БПЛА при позитивному куті атаки потрібно відхилити рулі висоти на позитивний кут, що дозволяє уникнути втрат підйомної сили апарата на балансування. Однак виграшу в підйомній силі практично немає, оскільки із появою позитивної підйомної сили на рулях висоти виникає приблизно така сама від'ємна підйомна сила на крилі, викликана косим обдувом від рульових поверхонь. Звичайна схема та схема "качка" майже рівнозначні за величиною максимальної підйомної сили збалансованого БПЛА, оскільки розміри крил приблизно однакові. Однак у деяких випадках звичайна схема має перевагу, оскільки в схемі "качка" доводиться обмежувати максимальні кути атаки для запобігання великих моментів крену від косоного обдуву. У схемі "качка" рулі висоти характеризуються високою ефективністю, тому їх розміри можуть бути такими ж або навіть меншими, ніж в звичайній схемі. Однак шарнірні моменти в даному випадку виявляються значно більшими, ніж в звичайній схемі, оскільки знаки кутів атаки відхилення рулів у встановленому польоті однакові.

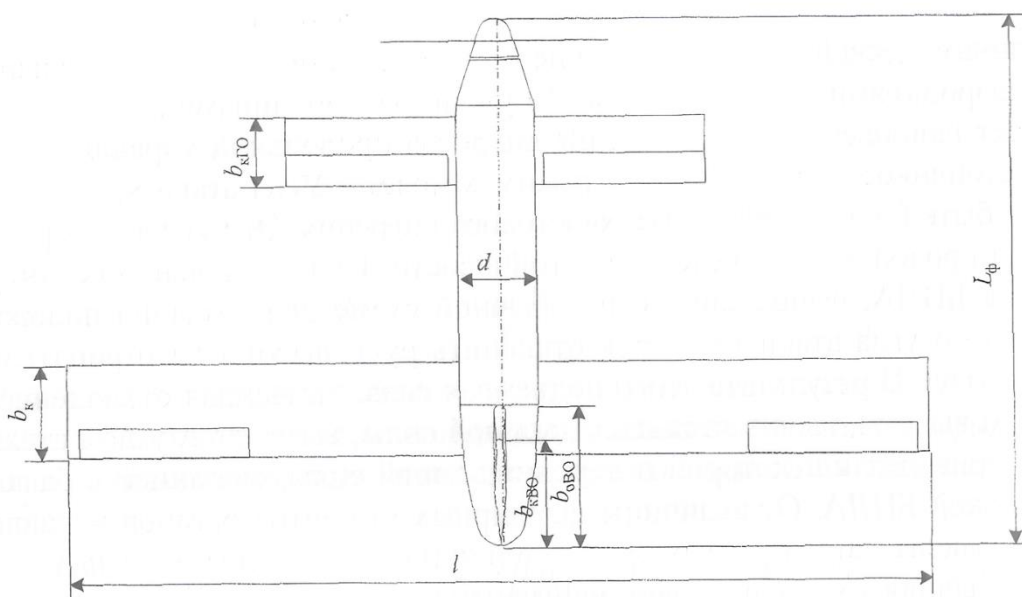


Рисунок 1.10 - Аеродинамічна схема «качка»

При встановленні штовхаючих вінців кількість частин БПЛА, які потрапляють в струмінь від вінця, може бути мінімізована або навіть зведена до нуля, що зменшує ймовірність виникнення хвильового кризису і вказує на вигідність такої схеми для швидкісних БПЛА. Ще однією з переваг схеми є захист від штопора, оскільки зрив потоку повітря на передньо розташованому горизонтальному оперенні (ПГО) відбувається раніше, ніж на крилі, що призводить до автоматичного опускання носа БПЛА та переходу на малі кути атаки. Проте слід відрізнити схему «качка» від схеми «безхвостий з ПГО», у якій переднє оперення використовується не для управління тангажем, а для поліпшення взлітно-посадкових характеристик або балансування на суперзвукових швидкостях. Серед недоліків схеми можна виділити поздовжню статичну нестійкість і порівняно невелику корисну навантаження через переднє розташування горизонтального оперення. Управління в поздовжньому напрямку досягають зміною величини підйомної сили горизонтального оперення. Для забезпечення поздовжньої стійкості горизонтальне оперення повинно бути встановлене під позитивним кутом відносно хорди крила, і центрування повинно бути більш переднім, ніж у звичайній схемі. Серед недоліків схеми «качка» також можна відзначити подовжений ніс, який створює дестабілізуючий момент, і неможливість мати достатню діючу важільну руку вертикального оперення. Це ускладнює забезпечення стійкості польоту. Потрібно збільшувати площу вертикального оперення,

що, звісно ж, призводить до збільшення опору і ваги БПЛА. Основний недолік "утки" полягає в тому, що при срыві потоку з горизонтального оперення під час посадки і різкого опускання носа удар переднім колесом значно сильніший, ніж при звичайній схемі. БПЛА схеми "качка" змушені при взльоті та посадці йти на великі кути атаки, щоб отримати великі коефіцієнти підйомної сили.

Необхідною умовою застосування схеми "качка" є встановлення трехколісного шасі, яке усуває можливість штопора, а також забезпечує шляхову стійкість при розбіганні і пробіганні, а також максимальне використання гальм.

Схема "безхвостка" (рис. 1.11) - це аеродинамічна схема, за якою в БПЛА відсутні окремі площини вертикального управління, і використовуються лише площини, встановлені на задньому краї крила. Ці площини називають елеронами і комбінують функції елеронів і рулів висоти. Схема "безхвостка" є варіацією звичайної схеми, тому, так само як і в звичайній схемі, кут балансування атаки та відхилення рулів висоти мають протилежні знаки. Для забезпечення поздовжньої статичної стійкості в схемі "безхвостка" крило слід розміщувати так, щоб центр тиску БПЛА знаходився позаду центра мас на відстані 2-6% довжини фюзеляжа. При цьому може виявитися, що рулі висоти, конструктивно пов'язані з крилом, матимуть мале важільне плече щодо центра мас, що може призвести до значної втрати підйомної сили при балансуванні.

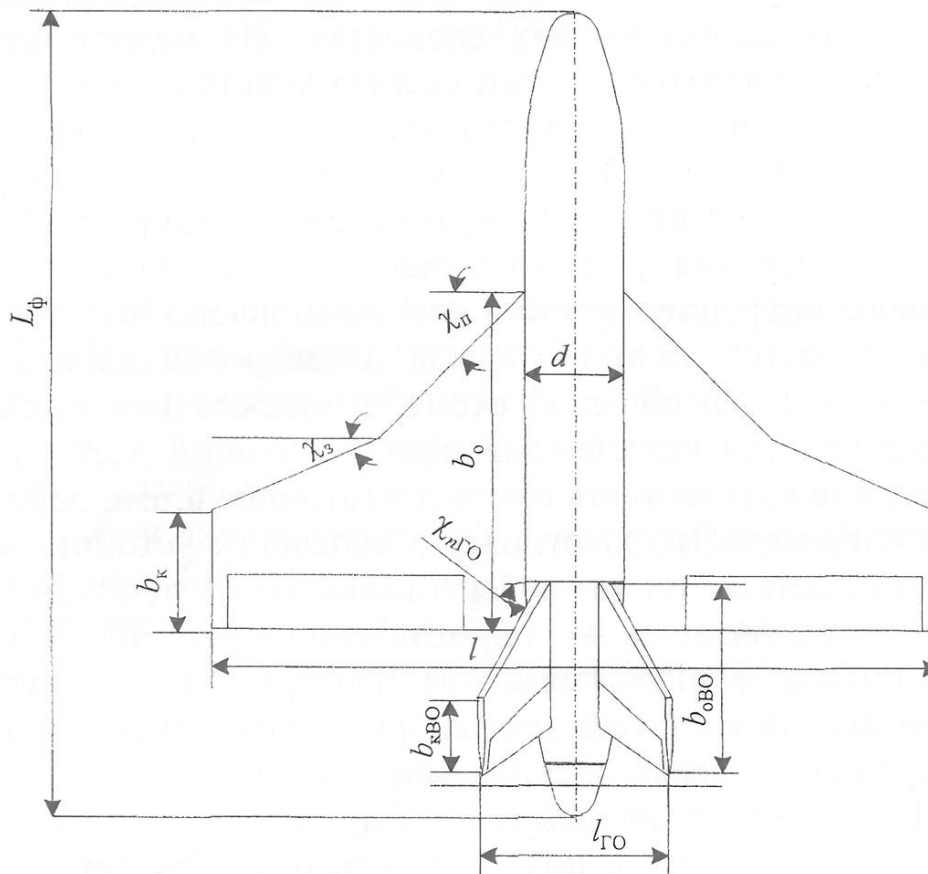


Рисунок 1.11 - Аеродинамічна схема «безхвостка»

Плече рулів, як правило, збільшуються за рахунок подовження хорди крила та переміщення заднього краю крила разом з рулями назад за центр мас. Однак центр тиску також переміщується на певну відстань назад за центр мас. Для того щоб зберегти положення центру тиску БПЛА, використовуються додаткові несучі поверхні (дестабілізатори), які встановлюються в носовій частині фюзеляжу. Схема отримала певне поширення з появою сверхзвукової авіації та крил трикутної та дельтавидної форми малого подовження .

Особливістю бесхвостих ЛА є подовжня стійкість, балансування, а також курсова стійкість та управління в горизонтальній площині, досягнуті без хвостового оперіння. Перевагою такої схеми є менша вага планера та менше опір, але менше важільне плече органів вертикального управління призводить до меншої ефективності управління по каналу тангажу. Впровадження систем дистанційного управління дозволяє компенсувати цей недолік. Така схема характеризується втратами підйомної сили через втрату максимальної аеродинамічної якості, а також при заході на посадку

або виході з пікіровання. БПЛА схеми «безхвостка» змушені при взльоті та посадці йти на великі кути атаки, щоб отримати великі коефіцієнти підйомної сили.

У схемі "безхвостка" величина шарнірних моментів трошки більше, ніж у звичайній схемі, оскільки положення центру тиску рулів висоти, розташованих безпосередньо за крилом, змінюється в досить широкому діапазоні залежно від значень кутів атаки та відхилення рулів. Крім того, рулі висоти в схемі "безхвостка" виконуються більшої площі, ніж в звичайній схемі, через їх низьку ефективність. Використання на таких БПЛА стрілчастих крил великого та середнього подовження і великих кутів атаки пов'язане з дуже великою висотою опори шасі. У зв'язку з цим для швидкісних БПЛА в схемах "качка" та "безхвостка" можуть використовуватися лише крила малого подовження. За рахунок малого подовження такі крила мають малу аеродинамічну якість на дозвукових режимах польоту. Таким чином, "качка" та "безхвостка" є доцільними, якщо основним режимом польоту є сверхзвуковий політ. "Безхвостка" без вертикального оперіння та при довжині фюзеляжа, що дорівнює хорді крила, стає летючим крилом.

До різновиду аеродинамічних схем БПЛА без оперіння слід віднести схему з тандемним крилом (схема "тандем" рис. 1.12). У даній схемі відсутнє горизонтальне та вертикальне оперіння (хоча існують винятки), є дві пари крил, розташованих у центральній та хвостовій частинах фюзеляжу. Функції рулів висоти та напрямку виконують елерони, розташовані на задньому краї заднього крила.

При великих кутах атаки на режимах звалування, стійкість тандема бездоганна. тандемна аеродинамічна схема має сприятливі аеродинамічні характеристики для безпеки польотів при великих кутах атаки, включаючи критичні кути атаки. Безперервне огортання заднього крила в області зриву потоку на передньому плані після сриву забезпечує збереження підйомної сили зі зростанням подовжнього моменту при стрибанні вниз. Таким чином, при втраті швидкості БПЛА з тандемним крилом не впадає в штопор, а переходить на стійке парашутування.

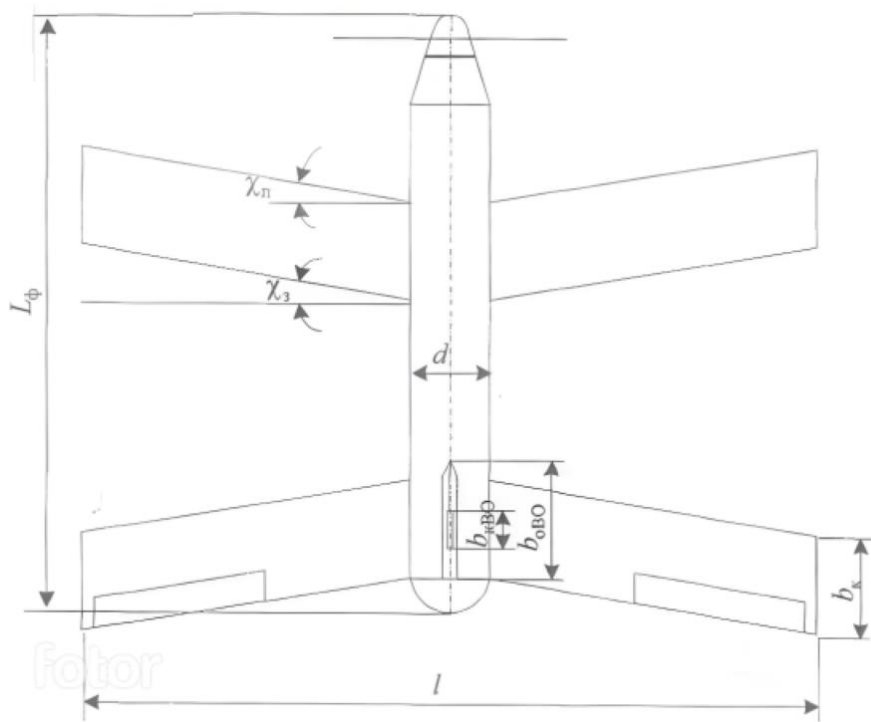


Рисунок 1.12 - Аеродинамічна схема "тандем"

При втраті швидкості після зриву потоку з переднього крила БПЛА переходить не в штопор, а в пікірування. Цю обставину в деяких випадках вважалося основним аргументом на користь тандемного розташування крил. На крейсерській швидкості стійкість менше, але достатня. При малих кутах атаки схема є нестійкою і вимагає постійного втручання керування. Для забезпечення поздовжньої стійкості та зменшення втрат максимального коефіцієнта підняття всієї тандемної комбінації через взаємодію, необхідно, щоб переднє крило було встановлено під кутом атаки відносно хорди заднього крила. При рівних крилах центр тяжіння випадає біля заднього краю переднього крила. Центрування, відносно переднього крила при тандемному розташуванні, повинно бути більш заднім, ніж у звичайній схемі. При великих кутах атаки коефіцієнт опору заднього крила в тандемній комбінації більший, а коефіцієнт підняття менший, ніж у ізольованого крила. Для підвищення ефективності заднього крила дуже раціональна установка розділеного вертикального оперіння. При тандемній комбінації на великому діапазоні кутів атаки коефіцієнт опору менший, ніж у еквівалентного монопланного крила. Враховуючи, що в звичайній схемі опір збільшується горизонтальним оперінням, усуненням додаткової інтерференції між заднім крилом і фюзеляжем тандемне розташування може бути більш вигідним для швидкісного ЛА.

Із переваг виділяється той факт, що це найбільш економічна конструкція серед всіх можливих, яка має велику площу несучої поверхні, що дозволяє набагато простіше отримати задану площу крила при невеликому розмаху без необхідності подолання конструктивних ускладнень і зниження опору інтерференції, характерного для біпланних схем. Схема надає можливість застосовувати профілі з меншою відносною товщиною, підвищеною поперечною керованістю та меншим розподілом мас по поперечній осі.

До недоліків відносяться мала швидкозйомність через індуктивний опір фюзеляжу, необхідність посилення фюзеляжу при роботі на кручення та розподіл мас в напрямку поздовжньої осі, а також той факт, що створення БПЛА схеми "тандем" супроводжується збільшенням маси планера. Разом зі збільшенням підйомної сили зростає аеродинамічний опір і моменти інерції, що в результаті призводить до необхідності використання потужнішої двигунської установки.

Схема "летюче крило" (рис. 1.13) - це варіант схеми "безхвостий" з редукованим фюзеляжем, роль якого виконує крило, яке несе всі агрегати та корисне навантаження. Вертикальне оперення закріплене на кінці фюзеляжа або розміщене на кінцях крил. Однак вертикальне оперення, розміщене центрально або заміщене кінцевими плитами, не є обов'язковим елементом схеми "безхвостий" ЛА. Роль керма напрямку можуть виконувати елерони, розміщені на вигнутих кінцях крил. Путівна стійкість досягається за допомогою позитивної стріловидності крила в плані. Рух висоти забезпечують закрилки, розташовані в середній частині розмаху і відхиляються вгору і вниз. Перевагою "летючих крил" є відсутність фюзеляжа та великих площин управління, що зменшує масу планера та дозволяє суттєво збільшити масу корисного навантаження і/або запас палива. Для військового використання дуже важливо, що форми такого БПЛА можна легко оптимізувати для зменшення ефективної площі розсіювання (ЕПР) та радіолокаційної помітності БПЛА. Недоліки схеми впливають з її переваг - невелике віддалення площин управління від центру мас, що обумовлює їхню низьку ефективність та робить БПЛА дуже нестійким (коливучим) у польоті. Неможливість вирішити цю проблему до впровадження систем дистанційного управління, які автоматично підтримують прямолінійний пілотаж, призвела до того, що БПЛА такої схеми не отримали поширення.

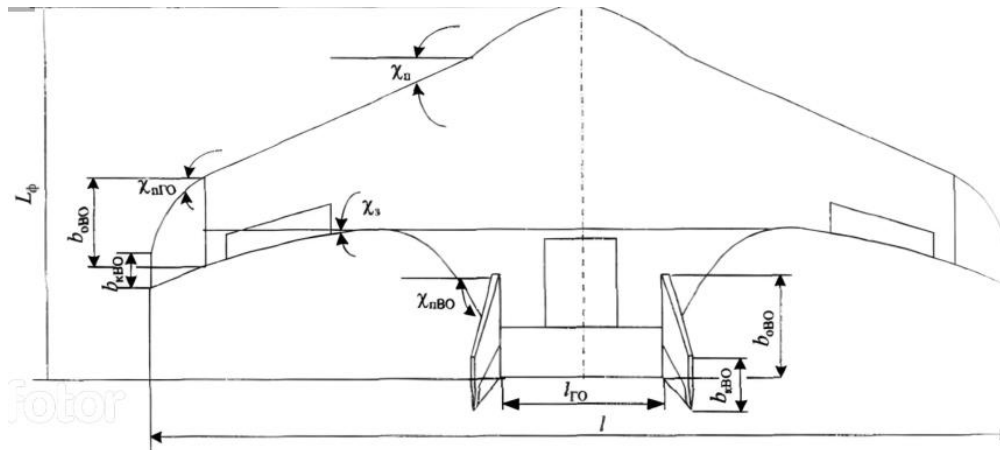


Рисунок 1.13 - Аеродинамічна схема «літаюче крило»

Перевагами аеродинамічної схеми "летюче крило" порівняно з традиційними схемами є:

- невеликий виграш у вазі та аеродинамічній якості завдяки меншому аеродинамічному опору фюзеляжа;
- поліпшена аеродинаміка БПЛА через зменшення взаємодії крила
- поліпшені експлуатаційні характеристики БПЛА (зручність збирання БПЛА на стартовому положенні) завдяки невеликій кількості конструктивних елементів, включаючи відсутність фюзеляжа;
- вища живучість БПЛА, оскільки компоновання апарата цієї схеми дозволяє досягати мінімальних значень радіолокаційного перерізу або ЕПР.

До основних недоліків схеми "летюче крило" слід віднести складність забезпечення путівної стійкості та управління БПЛА через невелике плече аеродинамічної сили, яка діє на кортикальне оперення. Крім того, для забезпечення поздовжньої стійкості та балансування БПЛА при відсутності горизонтального оперення доводиться застосовувати спеціальні профілі у вигляді букви "S", за рахунок яких створюється момент по тангажу. Однак ці профілі мають знижені несучі властивості. Підняття вгору керм висоти (елеронів), розміщених безпосередньо на задньому краї крила, додатково знижує підйомну силу. Ці обставини ускладнюють умови злітання та посадки, збільшують довжину розбігу та пробігу, знижують маневрені характеристики БПЛА. Для забезпечення нормальних посадкових характеристик площа крила порівняно з традиційною схемою доводиться робити



більше через менші балансуєчі значення підйомної сили. Це збільшує опір і майже анулює переваги, пов'язані з відсутністю фюзеляжа. Перераховані недоліки аеродинамічної схеми "летюче крило" підтверджують її обмежену застосовність. Однак для БПЛА, які здійснюють польоти на великих висотах та з великими околосвуковими та свержзвукowymi швидкостями, схеми, близькі до типів "летюче крило" та "безхвостий", є досить обґрунтованими.

У деяких БПЛА замість фюзеляжу використовується гондола. У цьому випадку оперення кріпиться на хвостових балках, як показано на рис. 3.10. Гондола є менш навантаженим елементом, ніж фюзеляж, оскільки вона не приймає зусиль від оперення і навантажується лише інерційними силами. БПЛА, виконані за двобалочною схемою, можуть відрізнятися конструкцією хвостового оперення, варіанти якого наведено на рис. 1.14

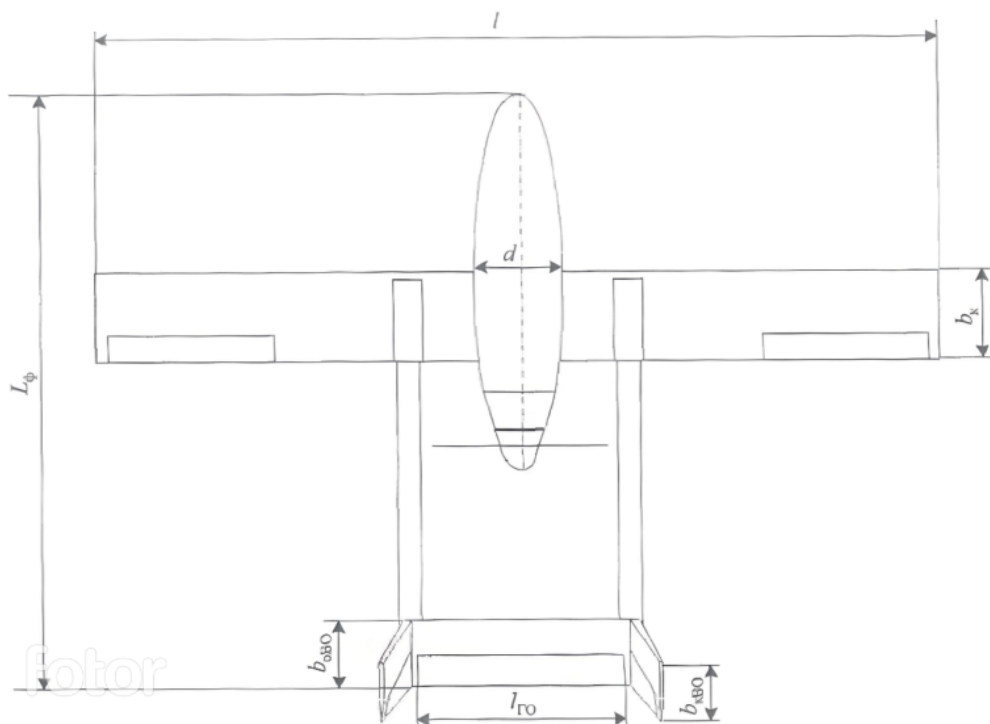


Рисунок 1.14 - Двобалкова аеродинамічна схема

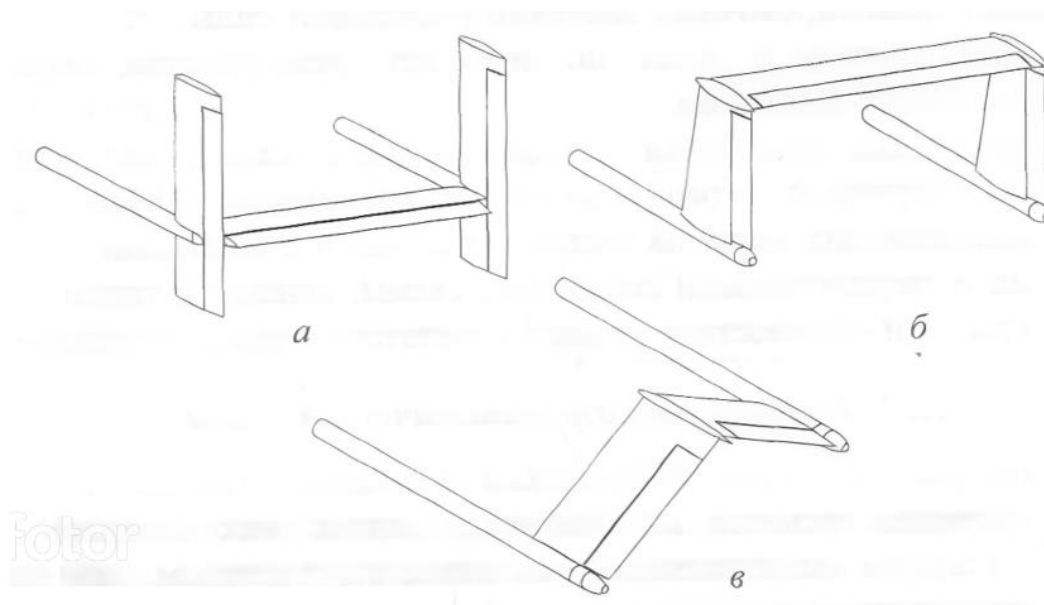


Рисунок 1.15 - Варіанти схеми хвостового оперення: а - Н-подібне оперення;  
б - П-подібне оперення; в - оперення зі зворотним поперечним V

Значна висота вертикального оперення може створювати додатковий момент крену. Якщо існує така небезпека, то схема з двома балками заслуговує на увагу, оскільки вона зменшує цей ефект, і площа горизонтального оперення може бути удвоє встановлена, оскільки розташування кілей створює ефект кінцевих шайб.

Причини вибору такої схеми:

- забезпечення місця для підвіски зовнішнього вантажу;
- збільшення грузопідйомності;
- створення БПЛА з штовкаючим гвинтом;
- поліпшення аеродинаміки БПЛА з двома двигунами;
- збільшення жорсткості конструкції та внутрішнього об'єму.

На рис. 1.15, показана схема, в якій горизонтальна поверхня з'єднує крила трубчастих хвостових балок і дві вертикальні кілі (схема типу Н), на рис. 1.15, б - горизонтальна поверхня з'єднує кінці двох вертикальних кіл, встановлених на крилах трубчастих хвостових балок (схема типу П), на рис. 1.15, в - дві поверхні, кожна з яких одним кінцем закріплена на трубчастих хвостових балках, а іншим - між собою, утворюючи певний кут (схема оберненого поперечного V).

У схемах хвостового оперення, зображених на рис. 1.15, а і б, рулі крену та висоти встановлені на горизонтальній поверхні, а руль напрямку - на вертикальних

кілях. У схемі, зображеній на рисунку рис. 3.11, в, функції рулів висоти та напрямку виконують органи управління, встановлені на нахилених поверхнях.

Перевагою схем, зображених на рис. 1.15, а і б, є добре управління та стабілізація БПЛА по курсу без виникнення моменту тангажу.

Недоліком зазначених схем є більша кількість конструктивних елементів, що призводить до збільшення лобового опору та ваги.

Схема, зображена на рисунку рис. 1.15, в, характеризується меншою кількістю конструктивних елементів, що дозволяє покращити аеродинамічні якості БПЛА, зменшити його вагу, підвищити технологічність виготовлення та здешевити конструкцію. Проте недоліком цієї схеми є складність управління та устійності через виникнення додаткових аеродинамічних моментів.

Безпілотний літальний апарат є однією з ланок контуру управління, вхідним впливом на яке є відхилення органів управління, а вихідними величинами - зміни параметрів руху. Залежність вихідних величин від вхідних впливів характеризує динамічні властивості БПЛА, які можна взагалі виразити передаточними коефіцієнтами та характером перехідних процесів.

Схема БПЛА суттєво впливає на його динамічні властивості. Оскільки точність роботи системи управління БПЛА помітно погіршується при великому діапазоні зміни передаточних коефіцієнтів БПЛА, одним із найважливіших вимог до динамічних властивостей БПЛА є вимога найменших змін передаточних коефіцієнтів. Інтенсивність зміни передаточних коефіцієнтів залежить від ступеня статичної стійкості БПЛА та його схеми. Порівнюючи різні аеродинамічні схеми БПЛА, можна зробити висновок, що найгіршими за цим показником є звичайна схема та схема "безхвістка", оскільки максимально допустимий ступінь стійкості в цих схемах невеликий (6% від довжини фюзеляжа). Схема "качка" має трохи менший діапазон зміни передаточних коефіцієнтів, оскільки максимально допустимий ступінь стійкості складає 12% від довжини фюзеляжа.

Якість перехідних процесів характеризується швидкістю реакцією БПЛА на відхилення органів управління, величиною динамічного скиду перевантаження та швидкістю згасання перехідного процесу.

Найгіршою швидкодією володіють звичайна схема та схема "безхвістка", оскільки ці схеми дають найбільший постійний час. Схема "качка" за величиною постійного часу трошки краща за звичайну схему та схему "безхвістка".

Від величини динамічного скиду по перевантаженню залежить максимальне значення перевантаження в перехідному процесі: чим менший динамічний скид, тим менше максимальне перевантаження, тобто конструкцію БПЛА можна зробити легшою.

За показником скиду перевантаження схема "качка" трошки краща за звичайну схему та схему "безхвістка", оскільки схема "качка" розвиває невеликі позитивні управляючі зусилля на рулях висоти.

У зв'язку з тим, що у БПЛА звичайної схеми виникають найменші гальмівні моменти, вони мають найменший коефіцієнт згасання перехідного процесу. БПЛА схеми «качка» за цим показником мають певні переваги перед звичайною схемою, а БПЛА схеми «бесхвістка» займають проміжне положення між звичайною схемою та схемою «качка».

Оскільки в схемі «качка» горизонтальне оперення створює підняття, направлене в тому ж напрямку, що і підняття крила, це зменшує швидкість сходження БПЛА, існує ризик переходу до критичної області. У схемі «качка» відривання потоку, передусім, виникає на оперенні, що зменшує його підняття та автоматично змушує БПЛА переходити на менші кути атаки. Важливо, що у БПЛА схеми «качка» горизонтальне оперення не взаємодіє з крилом. Це запобігає можливості виникнення бафтинга - вібрацій оперення через вплив на нього вихрив, що вибігають з крила при великих кутах атаки.

Відсутність впливу крила на оперення зберігає ефективність останнього під час польоту з великими поблизузвукowymi швидкостями, коли різкі зміни областей ущільнень зміщують назад центр тиску крила, зменшують зсув потоку за крилом і змінюють поле швидкостей в зоні оперення у БПЛА звичайної схеми.

Для БПЛА з поршневыми двигунами застосування схеми «качка» полегшує встановлення двигуна з тиском гвинтом ззаду. Це дозволяє використовувати властивості ламінарного профілю крила, яке в цьому випадку не турбується потоком від гвинта.

Аналізуючи існуючі БПЛА, можна зробити висновки про особливості їх конструкції. Мікро-БПЛА виконані в більшості своєму за класичною аеродинамічною схемою, рідше зустрічається схема «летюче крило». За розташуванням крила - високоплан. Зустрічаються БПЛА, які мають поперечне V-подібне крило. Електричні двигуни, головним чином тягові. Горизонтальне оперення - прямокутне, розташоване низько відносно вертикального. Дані БПЛА - здійснюють зльот з руки, а посадку - на парашуті.

Міні-БПЛА виконані за класичною аеродинамічною схемою. Крило розташовано високо. Фюзеляжі представлені як у вигляді гондоли, так і однофюзеляжних схем. Вертикальне оперення представлено однокілевим, двокілевим рознесеним, рідше зустрічається V-подібне. Двигуни в основному поршневі, тискачі або тягові. Зльот здійснюють з пускових установок, а посадку - на парашуті або як літаком.

Мікро-БПЛА відрізняються від міні-БПЛА лише тим, що вони здійснюють зльот і посадку як літаки, мають незсуване трипідвісне шасі з носовою опорою та поршневі двигуни.

Макси-БПЛА виконані за класичною аеродинамічною схемою. Крило розташовано низько. Оперення V-подібне. Двигуни тягучі і представлені як ТРД, ТВД, так і ПД. Шасі збирається. Зльот і посадку виконують як літаки.

Застосування класичної аеродинамічної схеми у більшості розглянутих випадків обумовлено її перевагою над схемою «качка» у властивостях стійкості та простоті поздовжнього управління порівняно з схемою «летюче крило». Використання тискових двигунів обумовлено їх великим ККД порівняно з тяговими. На літаках класу мікро застосовують тяговий двигун виходячи із умов безпеки при запуску їх з руки. Високе розташування крила застосовується через його аеродинамічну перевагу над низькопланом і неможливість реалізації середньоплану через наявність парашута в центроплані. Застосування низькоплану на БПЛА класу макси можливе при зборці шасі в крило. Використовують електричні двигуни на мікро-БПЛА через їхню простоту в експлуатації, а двигуни внутрішнього згоряння - на інших типах БПЛА через малу енергетичну ємність акумуляторних батарей.

На етапі проектування за вектором часткових критеріїв  $W(X)$  формується множина ефективних варіантів БПЛА  $X \in H$  ( $X$  - вектор проектних параметрів,  $H$  -

область допустимих рішень). При цьому кожний варіант конкуруючої компоновочної схеми розглядається з повним набором альтернатив компонентів БПЛА. Аналіз зв'язків між параметрами та критеріями БПЛА показує: а) значення критеріїв залежать тільки від відносних параметрів БПЛА:  $\rho$ ,  $P_0$ ,  $c_u$ ,  $c_x$ ,  $K$ ,  $c_p$ ,  $m_t$ , де  $\rho$  - удільне навантаження на крило (м/с,  $t$  - маса ЛА,  $S$  - площа крила),  $P_0$  - стартова тяговоозброєність,  $c_u$  - коефіцієнт підйомної сили,  $c_x$  - коефіцієнт лобового опору,  $K$  - аеродинамічна якість,  $c_p$  - удільні витрати пального,  $m_t$  - відносна маса пального; б) незалежно від розмірів БПЛА, щоб задовольнити вимогам ТЗ за критеріями, БПЛА повинен володіти строго визначеним набором потрібних відносних параметрів.

При цьому такі параметри, як  $\rho$ ,  $c_u$ ,  $c_x$ ,  $K$  узагальненому вигляді відображають зовнішню форму БПЛА і його розміри, а параметри  $P_0$ ,  $c_p$ ,  $m_t$  виражають удільні тягові зусилля, які мають розвивати двигуни, і удільний запас енергії. Зазначені аеродинамічні і енергетичні параметри в той же час є функціями геометричних параметрів БПЛА і газодинамічних параметрів двигуна, найважливішими з яких є:

- подовження крила, оперення, фюзеляжа  $\lambda_k$ ,  $\lambda_{оп}$ ,  $\lambda_f$ ;
- кути стрілоподібності крила і оперення  $\chi_{кр}$ ,  $\chi_{оп}$ ;
- стиснення крила і оперення  $\eta_{кр}$ ,  $\eta_{оп}$ ;
- відносні площі горизонтального і вертикального оперення  $S_{го}$ ,  $S_{во}$ , і їх відстані від центра мас БПЛА  $L_{го}$ ,  $L_{во}$ ;
- площа міделя фюзеляжа і гондол двигуна  $S_{м.ф}$ ,  $S_{мд}$ .

Зазначені схемні ознаки і параметри дають лише узагальнене уявлення про форму БПЛА. До кожного агрегату БПЛА існує цілий ряд додаткових параметрів (факторів), від раціонального вибору яких в значній мірі залежить вдосконаленість обліку проєктованого БПЛА. Так, для крила такими факторами можуть бути величина і форма кореневих напливів і закінцівки крила, стрілоподібність по задній кромці, тип механізації і т. д.

При такому постановці задача знаходження ефективних варіантів БПЛА зводиться до задачі багатокритеріальної оптимізації, а саме, знаходження вектора конструктивних параметрів у області допустимих значень і його оптимізації за визначеними критеріями. Решта характеристик БПЛА використовуються як

обмеження, що визначають область допустимих рішень. Будь-який вектор  $X$ , що належить допустимій області ( $X \in H$ ), визначає допустимий варіант проекту БПЛА.

Обґрунтування вибору звичайної (нормальної) аеродинамічної схеми для БПЛА може ґрунтуватися на декількох ключових аспектах, що виникали під час нашої обговорення:

#### 1. Стійкість та простота управління:

Звичайна аеродинамічна схема забезпечує хорошу стійкість та простоту управління. Це важливо для забезпечення безпеки польотів та ефективного управління БПЛА в різних умовах польоту.

#### 2. Зниження демпфуючих моментів:

Згадано, що БПЛА з звичайною схемою має менше демпфуючих моментів, що може призвести до менших змін передаточних коефіцієнтів у перехідних процесах. Це сприяє стабільності та прогнозованості реакції БПЛА на управління.

#### 3. Зменшення лобового опору:

Звичайна аеродинамічна схема може забезпечити менший лобовий опір порівняно з іншими схемами, такими як "летюче крило". Зниження лобового опору дозволяє підвищити швидкість та покращити показники продуктивності.

#### 4. Відмінне керування та стабілізація:

Звичайна аеродинамічна схема забезпечує добре управління та стабілізацію БПЛА по курсу без зайвих моментів по тангажу. Це може бути важливим для досягнення точності та стабільності польотів.

#### 5. Ширший діапазон застосування:

Звичайна схема може бути більш універсальною, адаптованою для різних типів завдань та умов польоту, таких як вантажопідйомність, ефективність та швидкість.

Отже, обрання звичайної аеродинамічної схеми для БПЛА базується на забезпеченні ефективності, безпеки та універсальності в різних умовах польоту.

### ***1.1.5 Розрахунок маси БПЛА в трьох наближеннях.***

Розглядаючи конструкцію в контексті звичайної (нормальної) аеродинамічної схеми. Задля цього була створена 3D-модель БПЛА (рис. 1.16) в програмному

середовищі Fusion 360[14], де фізичні властивості кожного елемента можуть бути точно налаштовані, щоб визначити показники в трьох наближеннях. Побудована 3D-модель має наступні геометричні показники зазначені на рисунку 1.16.

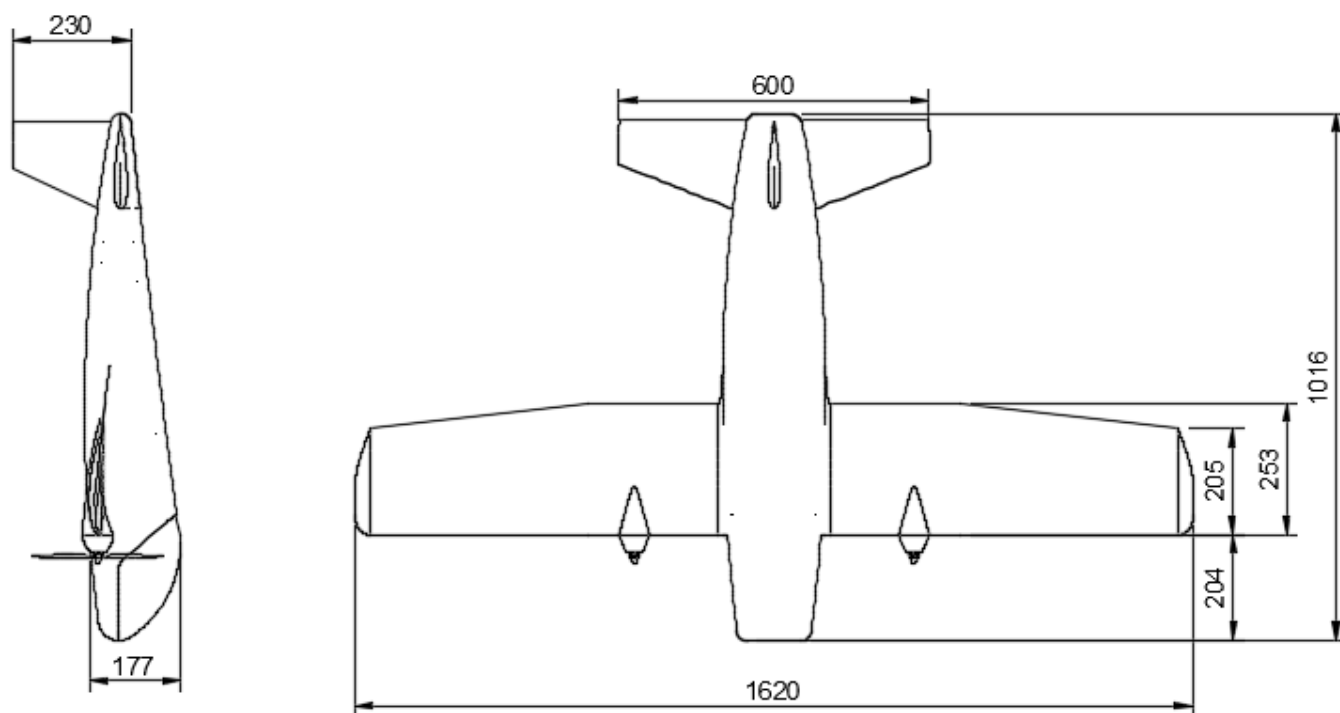


Рисунок 1.16 – Габаритні розміри БПЛА

В якості силової конструкції БПЛА буде використаний його фюзеляж. В якості матеріалу фюзеляжу був використаний матеріал склопластик fiberglass[15], з наступними фізичними властивостями (рис. 1.17)



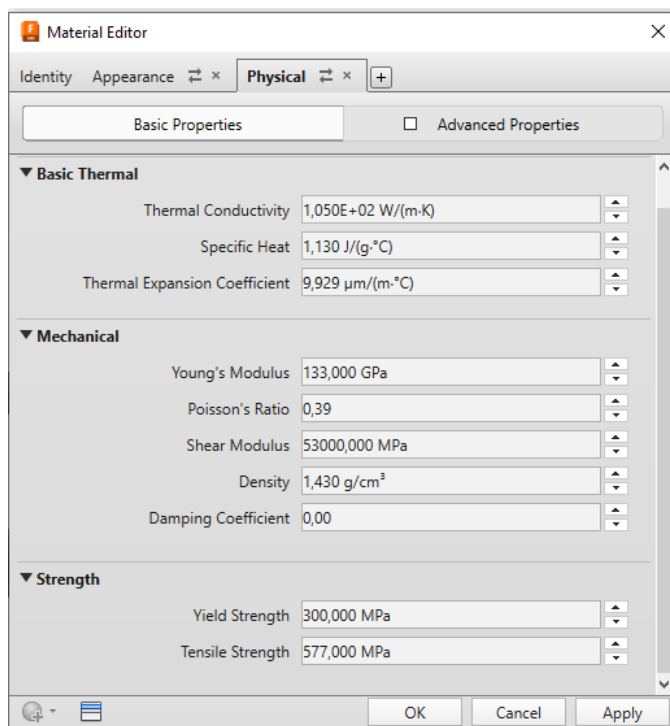


Рисунок 1.17 – Фізичні властивості fiberglass

В розробленій 3D-моделі також було використане склопластик (рис. 1.18), для захисту камери.

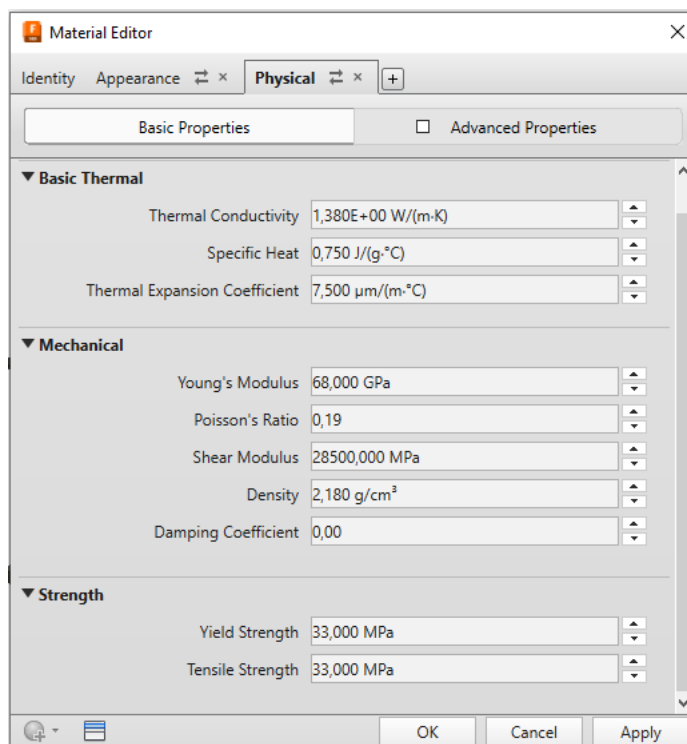


Рисунок 1.18 – Фізичні властивості скла

Та корисне навантаження для якого був обраний матеріал ABS пластик (рис. 1.19), це зроблено для спрощення прорахунку.

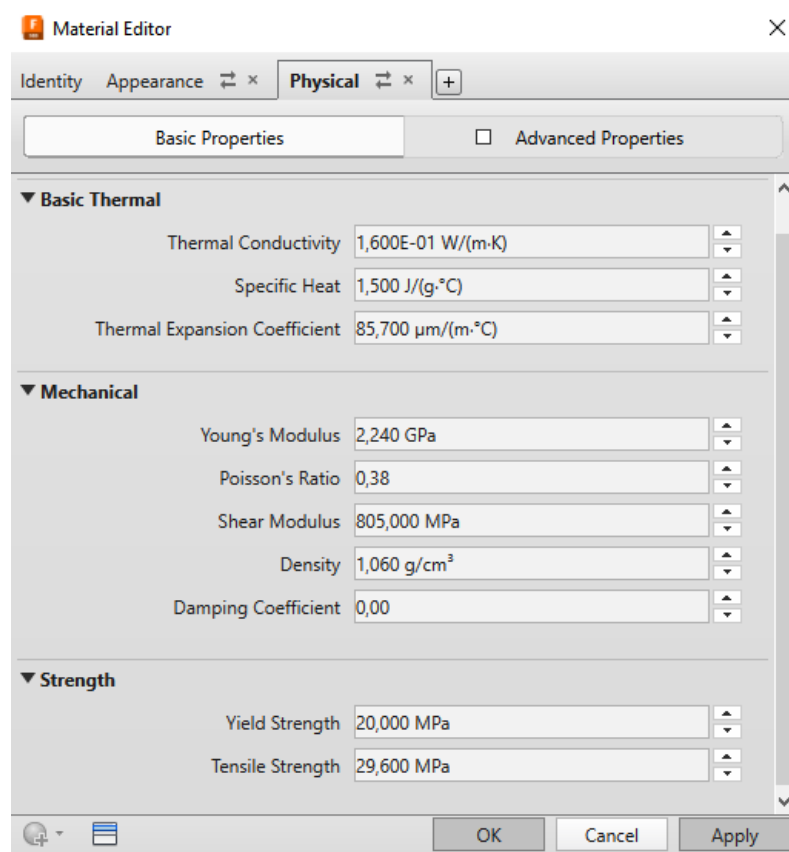


Рисунок 1.19 – Фізичні властивості матеріалу ABS пластик

Для інших елементів, такі як корпус антени, тримач камери та обтічник електродвигуна був використаний матеріал ABS пластик.

Розміщення кожного елементу представлено на рис. 1.21.



Рисунок 1.20 – Загальний вигляд БПЛА

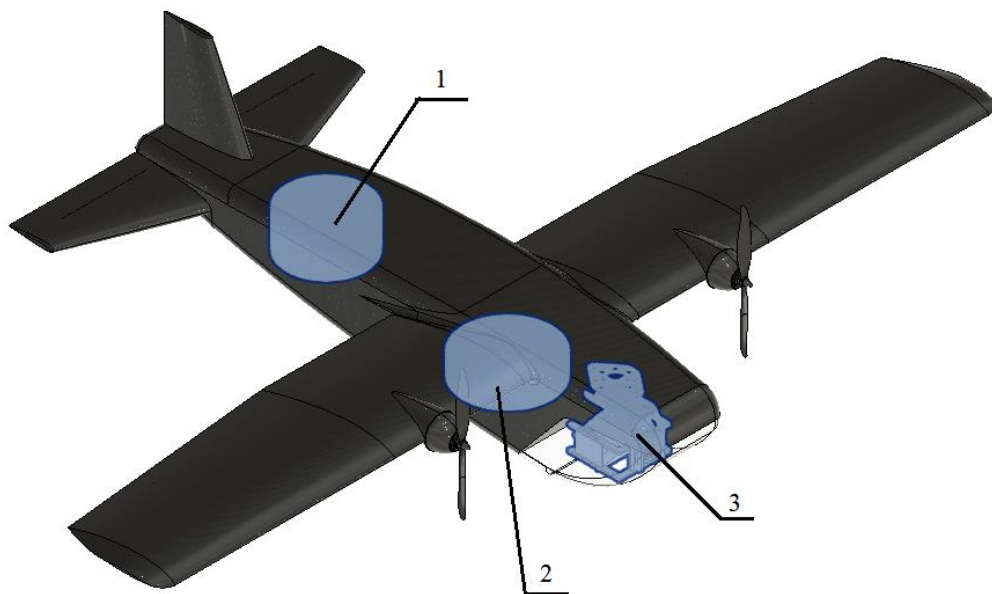


Рисунок 1.21 – Розміщення елементів в БПЛА. 1 – Антена, 2 – АКБ, 3 - Камера та її тримач

Після призначення фізичних властивостей кожному елементу БПЛА стає можливим визначення його маси(рис. 1.22), яка складає 3,77 кг.

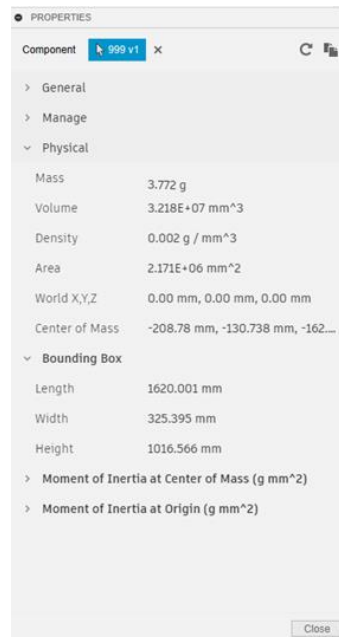


Рисунок 1.22 - Фізичні властивості БПЛА

### 1.1.6 Підбір двигунів.

Визначення потрібної тяги двигуна. Потрібна тяга двигуна визначається за Формулою[16, с 831]:

$$P_0 = \frac{g \cdot m_0^2 \cdot t_0}{10 \cdot n_{\text{ДВ}}}$$

де  $m_0^2 = 3,77$  кг – злітна маса літака;

$t_0 = 0,713$  – стартова тягоозброєність;

$n_{\text{ДВ}} = 2$  – кількість двигунів.

$$P_0 = \frac{9,8 \cdot 3,6 \cdot 0,713}{10 \cdot 2} = 0,2 \text{ кН}$$

За результатом розрахунку потрібної тяги, підбираємо двигун SunnySky X2820 лм 570 6S, він має наступні характеристики

$P_0 = 31$  кН - стартова тяга;

$M_{\text{ДВ}} = 130$  г – маса двигуна;

$l_{\text{ДВ}} = 20$  мм – довжина двигуна;

$d_{\text{ДВ}} = 28$  мм – діаметр двигуна

### 1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Площа крила визначають по співвідношенню[16, с 832]:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0}$$

де  $g = 9,81$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;

$p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, визначається за статистичними даними, (даН/м<sup>2</sup>).

$$S = \frac{3,6 \cdot 9,81}{10 \cdot 8,82} = 0,4 \text{ м}^2$$

Розмах крила

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{1,017 \cdot 2,51} = 1,62 \text{ м}$$

Коренева (по осі симетрії літака)  $b_0$  і кінцева  $b_k$  хорди крила визначаються по залежностях.

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{2,51}{1,6} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1 + 1} = 0,257 \text{ м};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{2,57}{1} = 0,257 \text{ м}$$

де  $\eta = 1$  – звуження крила.

Середня аеродинамічна хорда обчислюється:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{n^2 + n + 1}{(n + 1)n} = \frac{2}{3} \cdot 2,57 \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 0,321 \text{ м}.$$

Визначаємо координату САХ (244мм) за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{n+2}{n+1} = \frac{1.6}{6} \cdot \frac{1+2}{1+1} = 0.4$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається:

$$X_a = Z_a \cdot \operatorname{tg} X_{\text{пк}}$$

Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Площа ВО:

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S = 0,18 \cdot 0,127 = 0,023 \text{ м}^2$$

Розмах ВО :

$$l_{\text{ВО}} = \sqrt{S_{\text{ВО}} \cdot \lambda_{\text{ВО}}} = \sqrt{0,023 \cdot 1,5} = 0,034 \text{ м.}$$

Коренева хорда ВО:

$$b_{\text{ОВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{l_{\text{ВО}}} \cdot \frac{n_{\text{ВО}} \cdot 2}{n_{\text{ВО}} + 1} = \frac{0,023}{0,034} \cdot \frac{1 \cdot 2}{1 + 1} = 0,0676 \text{ м}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{\text{К.ВО}} = \frac{2}{3} b_o \cdot \frac{n_{\text{ВО}}^2 + n_{\text{ВО}} + 1}{(n_{\text{ВО}} + 1)n_{\text{ВО}}} = \frac{2}{3} \cdot 0,676 \cdot \frac{1 + 1 + 1}{(1 + 1) \cdot 1} = 0,0676 \text{ м}$$

*Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу*

Довжина фюзеляжу

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 5,085 \cdot 0,2 = 1,017 \text{ м}$$

Довжина хвостової частини фюзеляжу:

$$l_{\text{ХВ}} = \lambda_{\text{ХВ.ч}} \cdot D_{\phi} = 0,85 \cdot 0,2 = 0,17 \text{ м}$$

### ***1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.***

Вибір конструктивно-силової схеми крила включає наступні етапи:

1) Компонування крила:

- Розгляд наявності люків в обшивці для обслуговування агрегатів та обладнання, розташованих в крилі.

- Розгляд можливості розміщення люків для сервоприводів в структурі крила.

2) Компонування фюзеляжу:

- Врахування достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі.

- Оцінка обсягів у фюзеляжі, особливо у випадку двохлонжеронного крила, де обсяги в фюзеляжі повинні бути мінімальними.

3) Вимоги до жорсткості:

- Врахування вимог до жорсткості крила.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона. Ширина поясу цього умовного лонжерона становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі. Коренева хорда  $b_0$  використовується у завданні, а товщина поясу умовного лонжерона визначається за вказаною формулою.

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{kp} \cdot g \cdot z_a) \cdot n^p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}$$

Де  $p_0$  – питома навантаження на крило при зльоті;

$s$  – площа крила;

$z_a$  – координата середньої аеродинамічної хорди літака;

$m_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі;

$z_i$  – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака;

$n^p = 4$  – коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$m_{кр}$  – маса крила;

$\bar{c}$  – відносна товщина профілю крила;

$b_0$  – коренева хорда крила.

Для виготовлення поясу лонжерона вибираємо матеріал карбон з властивостями із бібліотеки матеріалів Fusion 360, в якому допустима нормальна напруга при розтягуванні дорівнює: 557 МПа

$$\sigma_p = 557 \text{ Мпа} = 557 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

### ***1.1.9 Стандартна специфікація проектного БПЛА.***

У даному розділі детально розглядається стандартна специфікація компонентів, які постачаються з проектного безпілотного літального апарату (БПЛА) до замовника. Загальна специфікація проектного БПЛА виглядає наступним чином (табл. 1.3)

Таблиця 1.3 – Склад БПЛА

<b>№ з/п</b>	<b>Найменування</b>	<b>Кількість (шт.)</b>
1	БПЛА	1
2	Ноутбук Getac	2
3	Камера на трьохосьовому підвісі	1
4	Наземний антенний комплекс	1
5	Ремкомплект (ЗІП)	1
6	Акумуляторна батарея (АКБ)	3



Продовж. табл. 1.3

№ з/п	Найменування	Кількість (шт.)
7	Метеостанція (цифровий анемометр)	1
8	Ваги електронні портативні	1
9	Зчитувач карт USB 3.0	1
10	Карта пам'яті SDHC 32GB	1
11	Карта пам'яті USB 3.0 32Gb	3
12	Рація	2
13	Транспортувальний кейс	3
14	Відомість експлуатаційних документів	1

Ноутбук Getac[17] є одним із ключових компонентів безпілотного авіаційного комплексу, призначеним для управління та виконання бойових завдань БПЛА. Ноутбук Getac виконаний у водостійкому кейсі з вбудованим обладнанням.



Рисунок 1.23 – Ноутбук Getac

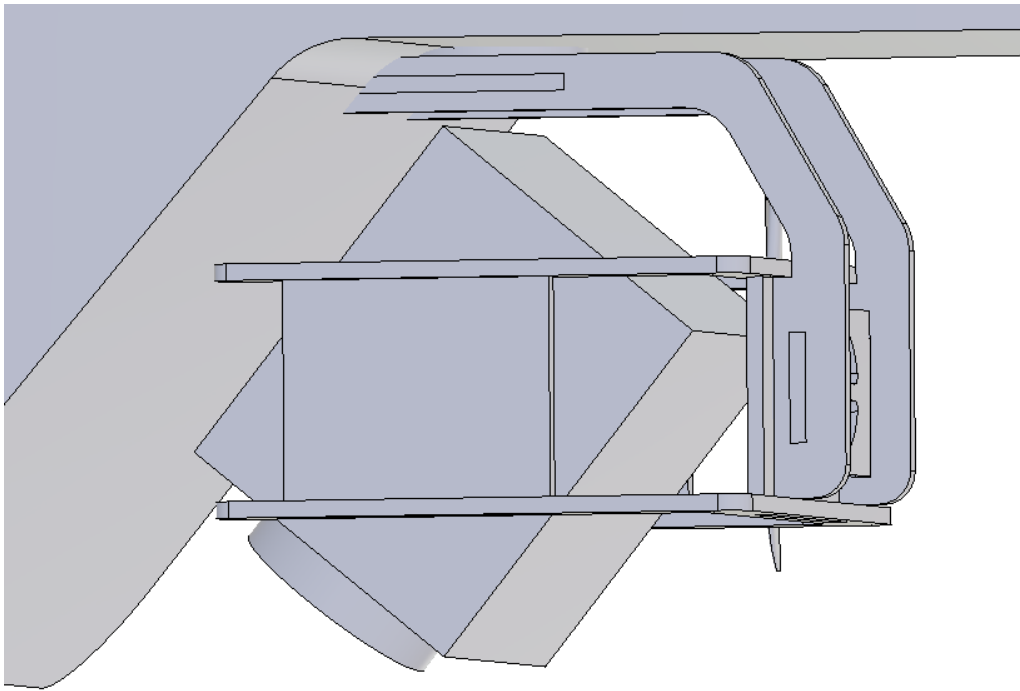


Рисунок 1.24 - Камера на трьохосьовому підвісі

Камера на трьохосьовому підвісі (рис. 1.24) забезпечує ведення розвідки з БПЛА в режимі реального часу.



Рисунок 1.25 – Камера Foxeer 700TVL

Foxeer 700TVL CMOS[18] - це високоякісна камера для відеоспостереження, яка широко використовується в різних областях, таких як FPV для безпілотників або відеоспостереження в автомобілях. Нижче подано опис ключових характеристик цієї камери:

#### 1. Тип сенсора та роздільна здатність:

Foxeer 700TVL CMOS оснащена CMOS-сенсором, який забезпечує високу якість зображення. Роздільна здатність камери складає 700 телевізійних ліній (TVL), що вказує на високу чіткість і роздільну здатність.

#### 2. Чутливість до світла:

Камера має хорошу чутливість до світла, що робить її ефективною в умовах різного освітлення. Це важливо для зйомки як у яскравих, так і в темних умовах.

#### 3. Об'єктив:

Об'єктив камери забезпечує оптимальний кут огляду і чітке відображення. Він може бути налаштований для різних потреб, таких як ширококутне відеозйомки або деталізований вигляд на обрані області.

#### 4. Особливості FPV:

Foxeer 700TVL CMOS добре підходить для FPV застосувань, де швидкість передачі важлива. Завдяки своєму компактному розміру та легкому вазі, вона ідеально підходить для встановлення на безпілотники або моделі літаків.

#### 5. Інші особливості:

Камера може мати інші додаткові функції, такі як WDR (широкий динамічний діапазон), яке дозволяє камері ефективно пристосовуватися до різниці в яскравості між темними і світлими областями.

Відеокамера на трьохосьовому підвісі з оптичним і цифровим зумом на БПЛА відіграє важливу роль у проведенні розвідувальних операцій. Він оснащений трьома осями стабілізації для компенсації коливань БПЛА, що забезпечує стабільне та чітке зображення на моніторі наземного пункту управління. Додатковий рівень стабілізації забезпечується системою цифрової стабілізації. Це дозволяє відеокамері зберігати високу якість та чіткість зображень, навіть у випадку коливань або руху БПЛА, і забезпечує ефективність розвідки та фотофіксації об'єктів на землі.

Для забезпечення стійкого двостороннього зв'язку з літаком на відстані 40 км використовується антенний трекер (рис. 1.26). Цей пристрій автоматично визначає положення літака в просторі і точно налаштовує антену в напрямку літака, забезпечуючи ефективний зв'язок.



Рисунок 1.26 – Наземний антенний комплекс

Наземний антенний комплекс (НАК) (рис. 1.26) має за мету координування та управління безпілотним літальним апаратом (БПЛА) в різних режимах, а також отримання інформації про параметри його польоту та розвідувальної інформації. НАК включає в себе антенні комплекси для забезпечення командно-телеметричного каналу зв'язку та каналу передачі даних, а також має засоби для резервного керування.

Наземний антенний комплекс (НАК) включає в себе наступні компоненти

1. Трекер: це електронний пристрій, призначений для визначення положення і напрямку літака в просторі. Трекер автоматично відстежує рух літака і передає дані для налаштування антени.

2. Антена спрямованої дії: спеціально розроблена антена, призначена для точного налаштування на літак. Вона дозволяє концентрувати сигнал у визначеному напрямку, забезпечуючи високий рівень зв'язку.

3. Модуль цифрового зв'язку SIYI HM30: цифровий модуль для бездротового обміну даними між літаком і НАК. SIYI HM30 забезпечує надійний та стабільний зв'язок для передачі команд та отримання даних.

4. Блок живлення (акумулятор LiPo 4S): акумуляторна батарея типу LiPo 4S використовується для живлення всього комплексу. Вона забезпечує достатню енергію для тривалої роботи НАК без необхідності постійного підключення до джерела електроживлення.

5. Штатив кріплення: спеціальний штатив для надійного і зручного розташування антени та інших компонентів НАК. Штатив забезпечує стабільну фіксацію та оптимальне положення для забезпечення ефективного зв'язку.

Цей комплект дозволяє забезпечити надійний і ефективний двосторонній зв'язок між наземним пунктом керування і літаком на великій відстані.

Ремкомплект (табл. 1.4) у складі безпілотного літального апарата (БПЛА) використовується для забезпечення можливості швидкого та ефективного відновлення функціональності та експлуатаційної готовності БПЛА в разі пошкоджень, відмов або інших несправностей. Основні причини використання ремкомплекту включають:

1. Технічні поломки: У разі виникнення технічних неполадок, ремкомплект дозволяє швидко виконати локальні ремонтні роботи, замінити пошкоджені частини та відновити працездатність системи.

2. Бойові пошкодження: Під час експлуатації в бойових умовах можливі пошкодження внаслідок вогневої активності або інших факторів. Ремкомплект дозволяє забезпечити швидкий ремонт та відновлення бойової готовності.

3. Збереження мобільності: Відновлення працездатності на місці може бути критично важливим, особливо у віддалених районах або умовах, де обмежені можливості технічної підтримки.

4. Економія ресурсів: Використання ремкомплекту дозволяє уникнути необхідності повного вивезення БПЛА на базу обслуговування та здійснення ремонтних робіт на місці.

Загалом, ремкомплект у складі БПЛА є важливим елементом для забезпечення його надійності, ефективності та можливості швидкого відновлення в різних умовах експлуатації.

Таблиця 1.4 – Ремкомплект до БПЛА

№	Найменування
1	Канат еластичний
2	Акумулятор енергоживлення БПЛА
3	Акумулятор енергоживлення НА
4	Блок сервоприводу елевону (лівий)
5	Блок сервоприводу елевону (правий)
6	Мотормаунт замінний (2шт)
7	Повітряні пропелери "10х6ЕР" (1шт) і "10х6Е" (1шт)
8	Двохкомпонентний клей на цианакриловій основі
9	Клей гель Pro CA 1 oz (28.3 g)
10	Клейка стрічка армована 3М 1900 50мм (50м)
11	Викрутка з насадками Multibit
12	Паяльник 30Вт 12В (ХТ-60)
13	Контролер заряду АКБ DLUX LIPO Display and Balancer

Метеостанція, яка включає в себе цифровий анемометр Hyelec MS6252B[19], в складі безпілотного літального апарата (БПЛА), виконує важливі функції збору та аналізу метеорологічних даних, що має визначальне значення для ефективного та безпечного виконання місій. Основні аспекти використання цифрового анемометра в метеостанції у складі БПЛА включають:

1. Визначення Швидкості та Напрямку Вітру: Цифровий анемометр дозволяє точно вимірювати швидкість вітру в приземному шарі атмосфери. Це надзвичайно важливо для оцінки умов польоту, оптимізації шляху та визначення впливу атмосферних умов на роботу БПЛА.

2. Моніторинг Температури Повітря: Вбудований датчик температури дозволяє отримувати дані про температуру повітря. Ця інформація важлива для адаптації систем охолодження апарата та прогнозування впливу температурних змін на функціональність.

3. Вимірювання відносної вологості: Метеостанція здатна визначати відносну вологість повітря, що є ключовим фактором в оцінці кліматичних умов для забезпечення нормальної роботи електронних та механічних компонентів БПЛА.

4. Підготовка до Зльоту: Зібрані дані про швидкість вітру, напрямок, температуру та вологість допомагають забезпечити оптимальні умови для зльоту, а також дозволяють адаптувати стратегію польоту в залежності від погодних умов.



Рисунок 1.26 - Цифровий анемометр Hyelec MS6252B

Узагальнено, використання цифрового анемометра у метеостанції для БПЛА розширює можливості апарата щодо адаптації до змінливих умов навколишнього середовища та підвищує загальну ефективність його функціонування.

Безпілотний літальний апарат (БПЛА) обладнаний акумуляторною батареєю 6S3P (АКБ) типу Li-ion (літій-іон) на елементах 21700 Molicel, з ємністю 12000 mAh (рис. 1.27)



Рисунок 1.27 - Акумуляторна батарея

У випадку зовнішнього пошкодження, деформації або порушення цілісності батареї, настійно ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ зберігати її разом з іншими складовими частинами комплексу через можливу небезпеку самозаймання. Пошкоджені батареї підлягають обов'язковій утилізації.

Гарантійний термін експлуатації та зберігання АКБ становить 1 рік або 100 циклів заряду-розряду, в залежності від того, що настане раніше. Призначений ресурс АКБ становить 200 циклів заряду-розряду. Ці параметри вказують на період, протягом якого можна очікувати оптимальну ефективність від акумуляторів, а також на загальну кількість циклів заряду та розряду, яку вони здатні пройти до вичерпання свого ресурсу.

## **1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів БПЛА при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики БПЛА**

### ***1.2.1 Визначення лобового опору проектного БПЛА.***

Була створена тривимірна модель БПЛА, використовуючи програмне середовище Fusion 360. Після успішної розробки 3D-моделі вона була імпортована до програмного середовища Autodesk CFD (Computational Fluid Dynamics)[20].

У цьому розділі буде надано деталізований огляд процесу створення 3D-моделі БПЛА та використання програми Autodesk CFD для визначення параметрів лобового



опору. Описано методику взаємодії між моделлю та програмним середовищем, а також вказано основні аспекти, які були враховані під час визначення лобового опору. Результати аналізу нададуть інженерні висновки та важливі відомості для подальших розділів роботи, пов'язаних з оптимізацією та поліпшенням проєктованого БПЛА з урахуванням аеродинамічних характеристик.

Початковим етапом процесу було імпортування 3D-моделі у форматі STEP. Це стало першим кроком у подальшому аналізі та визначенні лобового опору проєктованого БПЛА.

Наступним етапом стало створення повітряного простору навколо імпортованої 3D-моделі. Це дозволило створити аеродинамічне середовище для подальших обчислень лобового опору(рис. 1.28).

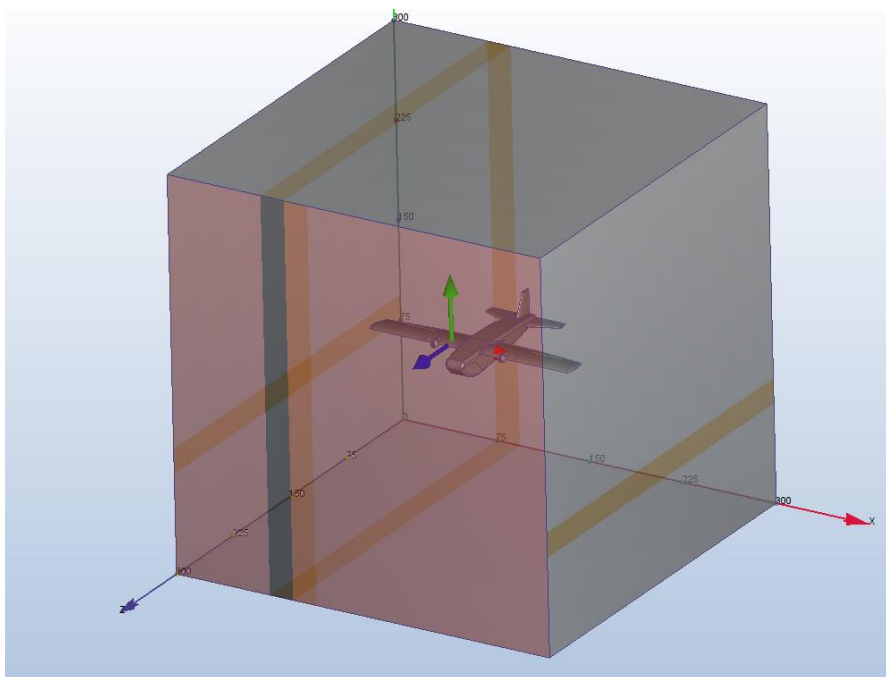


Рисунок 1.28 – Аеродинамічне середовище

Важливим аспектом цього етапу є визначення граничних умов та параметрів, які впливають на розрахунки в програмному середовищі Autodesk CFD. Обрано швидкість набігаючого повітря як ключовий параметр навантаження для проведення аналізу лобового опору 3D-моделі. У даному випадку визначена швидкість становить 75 кілометрів за годину (км/г). Обрана швидкість враховує реальні умови, з якими стикається БПЛА під час польоту, зокрема, взаємодію з повітрям при високій швидкості (рис. 1.29).

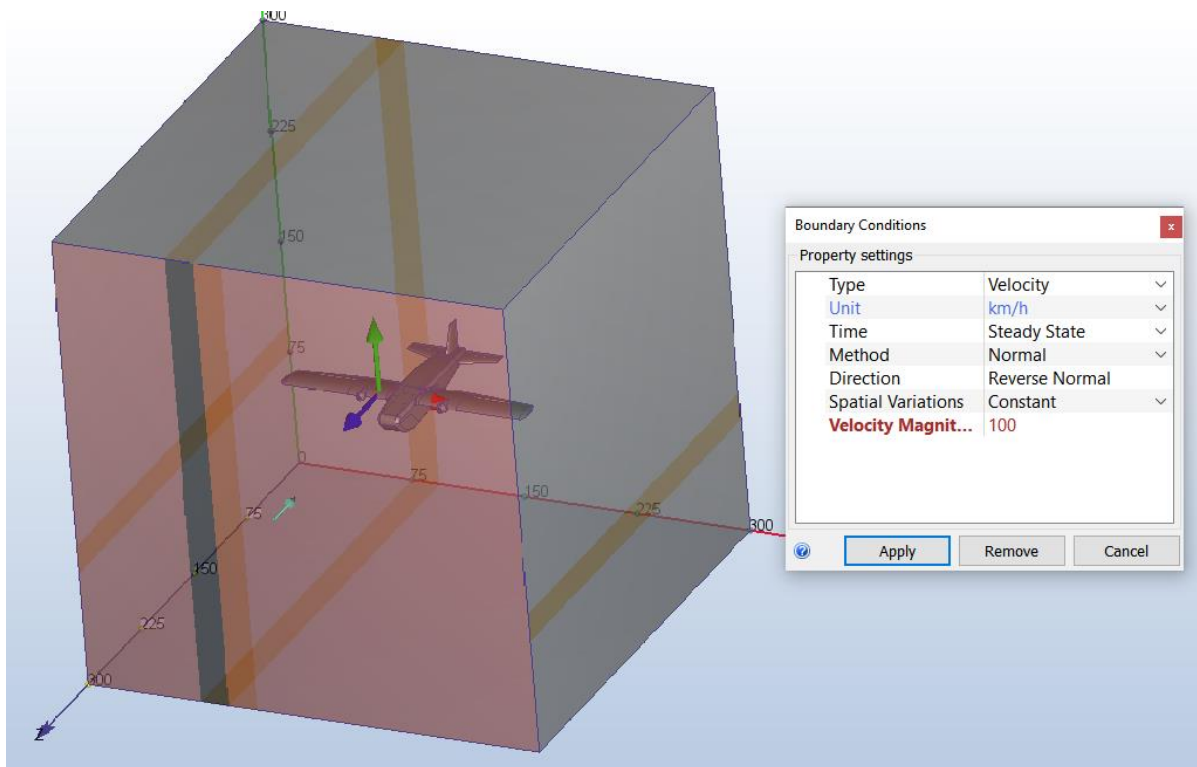


Рисунок 1.29 – Налаштування параметрів розрахунку

Після проведення аналізу отримано значення лобового опору для розглянутої 3D-моделі. Найбільше значення лобового опору за абсолютною шкалою в програмному середовищі складає 111067 дине/см<sup>2</sup>, що еквівалентно 1.1106 N/см<sup>2</sup>. Це значення служить показником аеродинамічного опору, який виникає при зустрічі повітряного потоку з фронтальною частиною літального апарата.

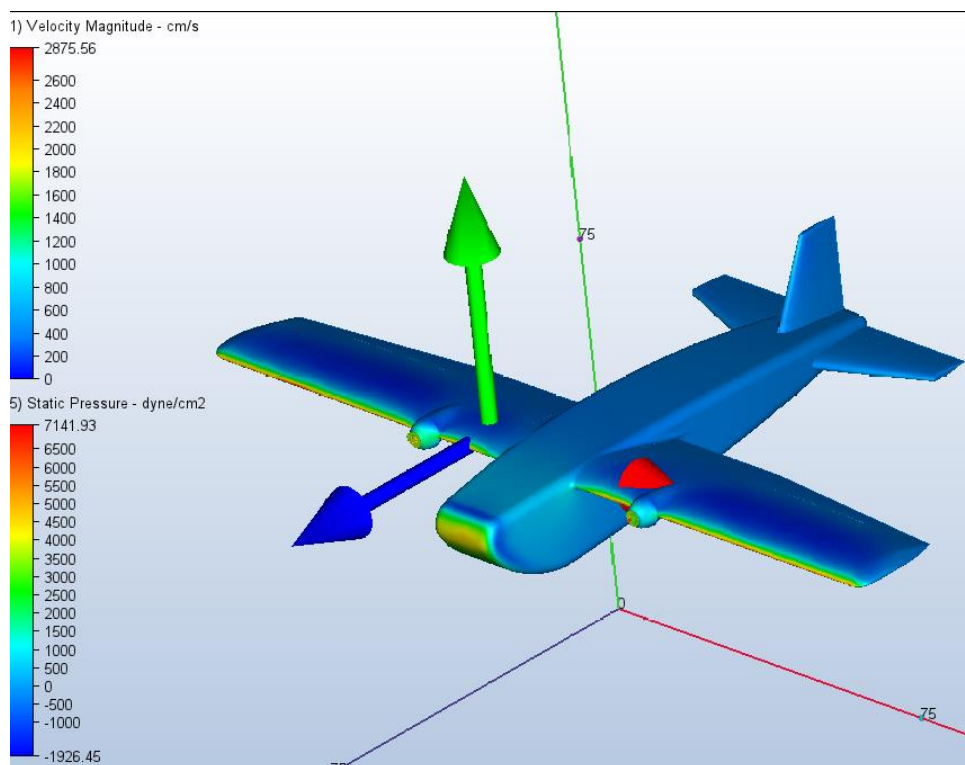


Рисунок 1.30 – Результати дослідження в CFD Autodesk

Додатково, важливою інформацією є візуальна оцінка найбільш навантажених зон. Вона дозволяє визначити конкретні ділянки моделі, які витримують найбільший тиск та зазнають інтенсивний лобовий опір.

Отримані результати аналізу лобового опору визначають ключові точки для подальших удосконалень та оптимізації аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата.

### ***1.2.2. Підйомна сила, індуктивний опір, поляра БПЛА, аеродинамічна якість БПЛА.***

Важливо зауважити, що індуктивний опір ненесучих поверхонь можна знехтувати, оскільки його значення є дуже малим. Однак для несучих поверхонь із значенням видовження  $\lambda > 3$ , величина індуктивного опору може бути визначена з використанням вищезазначеної формули. Цей розрахунок є важливим для уточнення електромагнітних характеристик літального апарату, особливо при використанні робочих діапазонів великої частоти.

$$C_{xai} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{\text{эф}}} C_{ya}^2$$

де  $\delta$  - коефіцієнт, що залежить від видовження і звуження крила;  $\lambda'_{\text{эф}}$  - ефективне видовження крила;  $C_{ya}$  - коефіцієнт підйомної сили крила;  $A = \frac{1+\delta}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$  - коефіцієнт відвала поляри.

Коефіцієнт  $\delta$  можна визначити за рис. 1.31

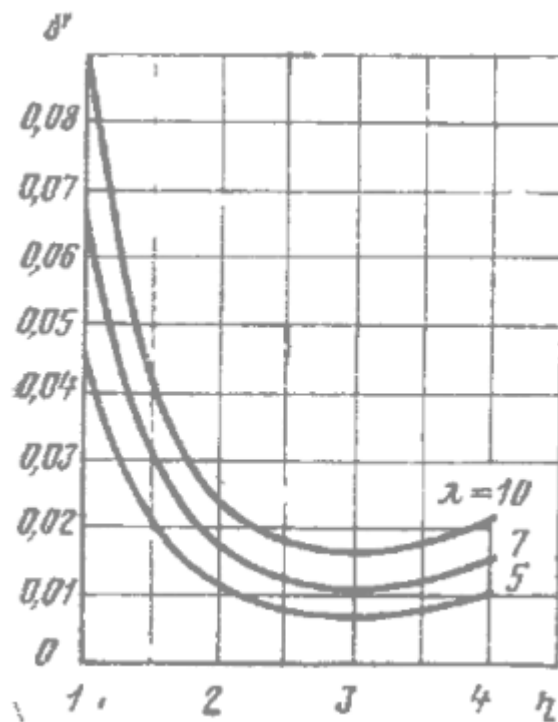


Рисунок 1.31 - Залежність коефіцієнта  $\delta$  від видовження і звуження крила.

Для легких ЛА із електричними двигунами, ефективне видовження рекомендується розраховувати за формулою

$$\lambda_{\text{эф}} = \lambda \frac{k}{1 + S_i/S}$$

Де  $\lambda = \frac{l^2}{S}$  - видовження крила;

$S_i = S_{п.ф.} + S_{г.д.}$  - площа підфюзеляжної частини крила і частини крила, що зайнята гондолами.

Коефіцієнт  $k$  залежить від установки охолоджуючих пристроїв. Для електро двигуна повітряного охолодження  $k = 0,82$ , отже

$$\lambda_{\epsilon\phi} = \lambda \frac{k}{1 + S_i/S} = 5.5 \frac{0.82}{1 + 0.18/2} = 4.138$$

Тоді із формул (3.31) і (3.32) випливає

$$C_{xai} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{\epsilon\phi}} C_{ya}^2 = \frac{1 + 0.05}{\pi \cdot 4.138} = 0.08 C_{ya}^2$$

*Розрахункові значення коефіцієнта індуктивного опору  
залежно від швидкості польоту*

$V$ , км/год	$C_y = \frac{2G}{\rho V^2 S}$	$C_{xai} = 0.08 C_{ya}^2$
40	1,3608	0,148142
50	0,870912	0,060679
60	0,6048	0,029263
70	0,444343	0,015795
80	0,3402	0,009259
90	0,2688	0,00578
100	0,217728	0,003792
110	0,17994	0,00259
120	0,1512	0,001829

### **Розрахунок коефіцієнта профільного опору горизонтального оперення**

Коефіцієнт профільного опору оперення визначається аналогічно до профільного опору крила

$$C_{\text{хаГО}} = 0,925 \cdot 2C_f n_c n_m + \Delta C_{\text{хаГО}} + \sum \Delta C_{\text{ха}}$$

де  $\Delta C_{\text{хаГО}} = 0,002$  для руля без аеродинамічної компенсації.

На горизонтальному оперенні використовується профіль НАСА5412 з відносною товщиною  $c = 12\%$ .

Коефіцієнт  $\eta C$

визначається за формулою (3.27) і для горизонтального оперення дорівнює 1,42.

Сума додаткових опорів визначається за формулою

$$\sum \Delta C_{\text{ха}} = \Delta C_{\text{хш}} + \Delta C_{\text{хоб}} + \Delta C_{\text{хщіл}}$$

Додатковий опір, що залежить від шорсткості оперення  $\Delta C_{\text{хш}} = 0,0013$ .

Додатковий опір від обдування гвинтом  $\Delta C_{\text{хоб}} = 0,0003$ .

Опір щілин між стабілізатором і рулем висоти

$$\Delta C_{\text{хрвщіл}} = 0,0017 \frac{l_{\text{щ}}}{l_{\text{ом}}} = 0,001617$$

*Розраховані значення коефіцієнта профільного опору горизонтального оперення залежно від числа Рейнольдса*

V, км/год	$Re = Vb_{\text{го}} / \nu$	$C_{\text{хаГО}}$
40	256482	0,018584
50	320602,5	0,018579
60	384723	0,018468
70	448843,5	0,018348
80	512964	0,018219
90	577084,5	0,018077
100	641205	0,01792
110	705325,5	0,017744
120	769446	0,017545

### Розрахунок коефіцієнта профільного опору вертикального оперення.

Коефіцієнт профільного опору оперення визначається аналогічно до профільного опору крила як

$$C_{\text{хаВО}} = 0,925 \cdot 2C_f n_c n_M + \Delta C_{\text{хаГО}} + \sum \Delta C_{\text{ха}}$$

Де  $\Delta C_{\text{хаГО}} = 0,002$  для руля без аеродинамічної компенсації.

На вертикальному оперенні використовується профіль NACA2410 з відносною товщиною  $c = 12\%$ .

Коефіцієнт  $\eta_c$  визначається за формулою і для вертикального оперення дорівнює 1,42.

Сума додаткових опорів визначається за виразом

$$\sum \Delta C_{\text{ха}} = \Delta C_{\text{хш}} + \Delta C_{\text{хоб}} + \Delta C_{\text{хщіл}}$$

Додатковий опір, що залежить від шорсткості оперення  $\Delta C_{\text{хш}} = 0,0013$ .

Додатковий опір від обдування гвинтом  $\Delta C_{\text{хоб}} = 0,0003$ .

Опір щілин між кілем і рулем напряду  $\Delta C_{\text{хрщіл}} = 0,0017$ .

*Розраховані значення коефіцієнта профільного опору вертикального оперення залежно від числа Рейнольдса*

V, км/год	$Re = Vb_{\text{го}} / \nu$	$C_{\text{хаВО}}$
40	296897,3	0,019489
50	371121,7	0,018861
60	445346	0,018367
70	519570,4	0,017963
80	593794,7	0,017624
90	668019	0,017332
100	742243,4	0,017077
110	816467,7	0,016852
120	890692	0,01665

**Розрахунок лобового опору фюзеляжу.** Для легких БПЛА коефіцієнт лобового опору фюзеляжу визначається за формулою

$$C_{\text{хаф}} = C_{\text{хар.ф}} + \Delta C_{\text{хаф}} + \sum \Delta C_{\text{ха}}^{\text{над}} S_{\text{над}} / S_{\text{м.ф}}$$

де  $C_{\text{хар.ф}}$  - профільний опір фюзеляжу;  $\Delta C_{\text{хаф}}$  - коефіцієнт додаткового опору, що враховує конструктивні особливості фюзеляжу; над  $\Delta C_{\text{ха}}$  - коефіцієнт опору надбудов фюзеляжу; над  $S$  - площа міделю надбудови.

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу визначається за формулою

$$C_{\text{хар.ф}} = C_f n_f n_M S_{OM} / S_{\text{м.ф}}$$

де  $C_f$  - коефіцієнт тертя плоскої пластинки;  $\eta_\lambda$  - коефіцієнт, що враховує видовження фюзеляжу;  $\eta_M$  - коефіцієнт, що враховує стисливість повітря.

Видовження фюзеляжу

$$\lambda_\phi = \frac{l_\phi}{\sqrt{4S_{\text{м.ф.}} / \pi}} = \frac{0.6}{\sqrt{4 \cdot 0.018 / \pi}} = 4$$

З рис. 1,28 видно, що при  $\lambda_\phi = 4$ ,  $n_\lambda = 1,08$ .

Оскільки в розрахунковому діапазоні швидкостей польоту стисливість повітря не проявляється, то  $\eta_M = 1$ .

Площа фюзеляжу вираховується за наближеною формулою

$$S_{OM} = (S_{\text{ф.б.}} + S_{\text{ф.п.}}) \left( 2 - \frac{0.4 S_{\text{ф.п.}}}{S_{\text{ф.б.}}} \right)$$

де  $S_{\text{ф.п.}}$  - площа планової проекції фюзеляжу;  $S_{\text{ф.б.}}$  - площа бокової проекції фюзеляжу. Площа міделю визначається із креслення загального вигляду.

Коефіцієнт тертя плоскої пластинки визначається за формулами (3.23) і (3.24).

Коефіцієнт  $\Delta C_{\text{хаф}}$  описує додатковий опір, що залежить від конструктивних особливостей фюзеляжу:

напівпроникна обшивка  $\Delta C_{\text{хаф}} = 0,0003$ ;

середня частина фюзеляжу прямокутна в перерізі  $\Delta C_{\text{хаф}2} = 0,015$ ;



Вираз  $\sum \Delta C_{\text{ха}}^{\text{над}} S_{\text{над}} / S_{\text{м.ф.}}$  описує додатковий опір від надбудови фюзеляжу.

Площа фюзеляжу  $S_{\text{ом}} = 1.893 \text{ м}^2$

*Розрахункові значення коефіцієнта профільного опору фюзеляжу залежно від швидкості польоту*

V, км/год	$R_e = V l_{\text{ф}} / \nu$	$C_{\text{хаф}}$
40	2098489	0,154471
50	2623111	0,149116
60	3147734	0,144915
70	3672356	0,141481
80	4196978	0,13859
90	4721600	0,136103
100	5246223	0,133928
110	5770845	0,132
120	6295467	0,130271

**Зведення шкідливих опорів.** У конструкціях легких ЛА досить часто використовуються підкоси, стійки, тощо, лобовий опір яких у загальній сумі опорів ЛА враховується значенням

$$C_{\text{хад}} = \left( \sum C_{\text{ха}}^{\text{д}} S_{\text{м.д.}} \right) / S$$

Де  $C_{\text{ха}}^{\text{д}}$  – коефіцієнт опору деталі ЛА;  $S_{\text{м.д.}}$  – площа міделю цієї деталі.

Для більшості деталей які використовуються на легких БПЛА відомі табличні значення  $C_{\text{ха}}^{\text{д}} \cdot S_{\text{м.д.}}^{\text{д}}$  чи  $C_{\text{ха}}^{\text{д}}$ , де  $C_{\text{ха}}^{\text{д}}$  – коефіцієнт лобового опору  $i$ -ї деталі,  $S_{\text{м.д.}}^{\text{д}}$  – площа міделю  $i$ -ї деталі. Для визначення мінімального лобового опору БПЛА складається із значеннями  $C_{\text{ха}}^{\text{д}} \cdot S_{\text{м.д.}}^{\text{д}}$  усіх частин ЛА,  $V=120$  км/год.

## Зведення шкідливих опорів

Частина ЛА	$C_{ха}^i \cdot C_{мд}^i$
Крило	0,0116
Горизонтальне оперення	0,00667
Вертикальне оперення	0,00316
Фюзеляж	0,0078
Хвостове колесо	0,001
Антенa приймача	0,0012
Зазор між кілем і рулем висоти	0,0007
Коефіцієнт лобового опору	$C_{x0} = 1.05 \sum C_{ха}^i \cdot S_{мд}^i / S = 0,02$

## **1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання проектного БПЛА**

### ***1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.***

Геометричне моделювання є однією з ключових фаз у процесі розробки безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Цей етап включає в себе створення тривимірної форми апарата, яка визначає його зовнішній вигляд та конструктивні особливості.

Обрана звичайна (нормальна) аеродинамічна схема для БПЛА обґрунтована кількома ключовими факторами, які враховують особливості функціональності та завдань апарата:

1.Універсальність: звичайна аеродинамічна схема відома своєю універсальністю та ефективністю у різних умовах експлуатації. Вона дозволяє досягати добрих показників стійкості, контролю та маневреності.

2.Простота конструкції: звичайна схема визначається простотою конструкції, що полегшує виробництво, експлуатацію та обслуговування БПЛА.

3.Надійність та стабільність: така схема вже зарекомендувала себе як стійка та стабільна у різних режимах польоту, що робить її оптимальним вибором для різноманітних завдань, включаючи розвідку та моніторинг.

4.Ефективність у керованих польотах: звичайна аеродинамічна схема забезпечує добру керованість та зручність у виконанні маневрів, що є важливим для виконання різних бойових та розвідувальних завдань.

Обрана схема підтримується як оптимальний компроміс між різними аспектами дизайну, що робить її відмінним вибором для відповіді на різноманітні вимоги та завдання.

Креслення крила:

1. Геометричні параметри: Креслення крила містить інформацію про геометричні характеристики, такі як довжина (рис. 1.28) та форма крила, а також важливі параметри, такі як кут стрілоподібності та аеродинамічний профіль.

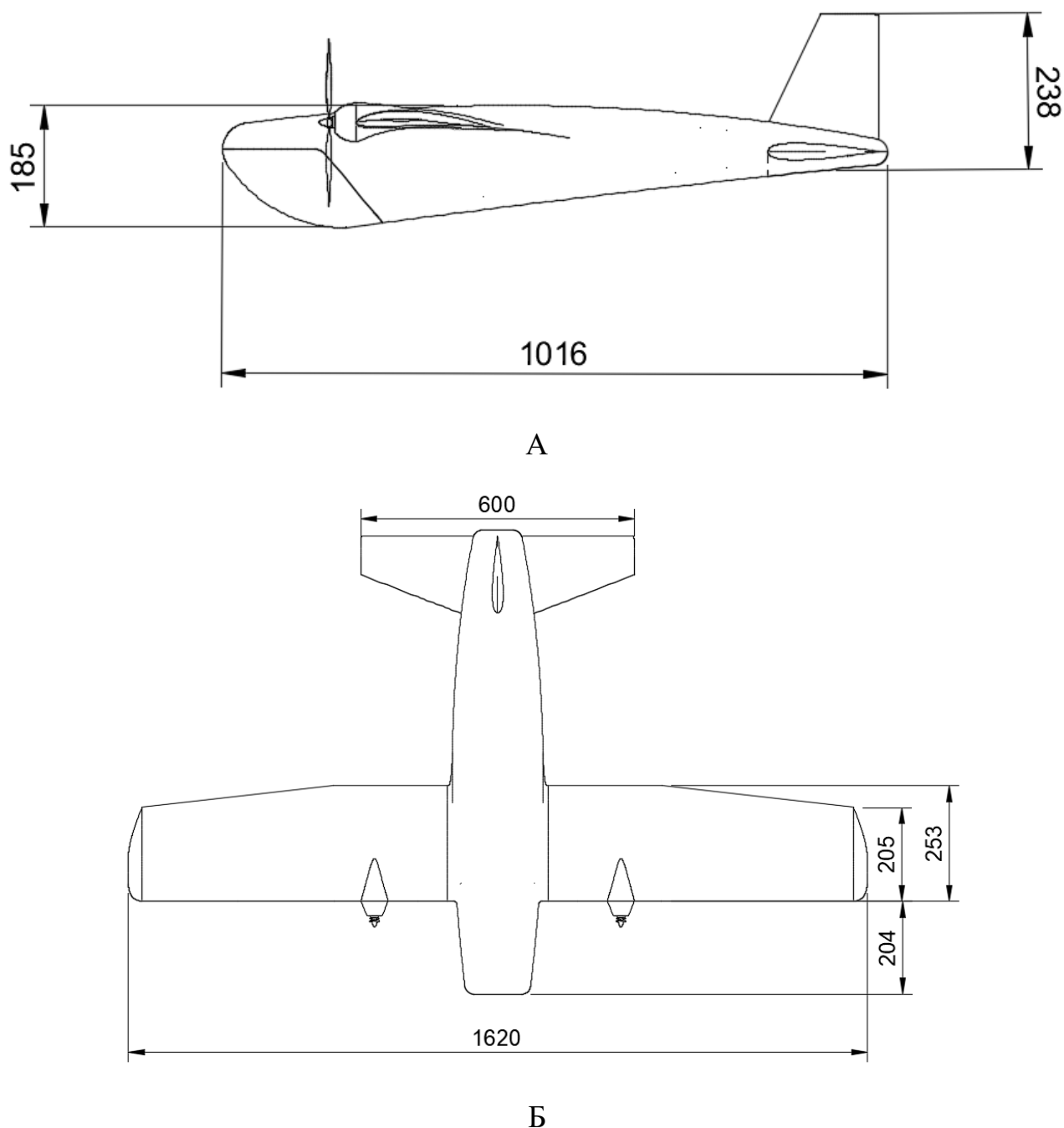


Рисунок 1 .32 – Загальне креслення БПЛА

А – Вид збоку, Б – Вид зверху

Вибір стрілоподібності "Прямого крила" у проекті БПЛА є результатом балансу різних аспектів, які включають аеродинамічні характеристики, стійкість, масообтяженість, технічну складність та виробничі вимоги. Обґрунтуємо цей вибір:

#### 1. Аеродинамічна ефективність:

- Сприяє зниженню опору, але очевидно що стрілоподібні крила мають менший опір у порівнянні з прямокутними. Це дозволяє економити енергію, що особливо важливо для БПЛА, де довгий час польоту може бути вирішальним фактором.

#### 2. Стійкість та керованість:

- Збереження стійкості прямого крила можуть сприяти покращенню поздовжньої стійкості та збереженню центру тиску у більш широкому діапазоні умов польоту.

#### 3. Структурна міцність та легкість:

- Мінімізація маси прямого крила може допомагати у зменшенні маси структури при збереженні необхідної міцності, що сприяє ефективності пального та подовження часу польоту.

#### 4. Виробничі вимоги:

- Технічна реалізованість: проектування "Прямого крила" може бути технічно менш складним та забезпечити зручніше виробництво, що впливає на вартість та швидкість виробництва.

Узагальнюючи, стрілоподібне крило "Прямого крила" обране через його комплексні переваги в аеродинаміці, стійкості, виробництві та загальній ефективності для досягнення поставлених цілей у розробці БПЛА.

2. Схема профілю крила була використана НАСА 5412 [21] в побудованому БПЛА(рис. 1.32): Креслення включає детальну схему аеродинамічного профілю крила з позначенням точок, які визначають його форму.

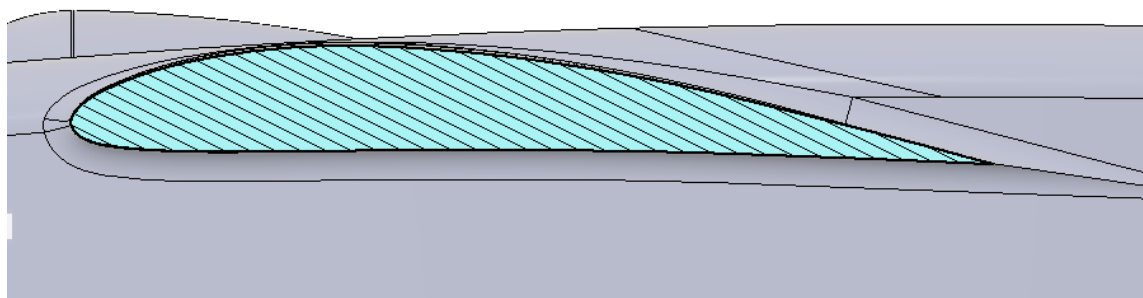


Рисунок 1.33 - Схема профілю крила

Профіль крила NACA 5412 (рис. 1.33) є симетричним та відносно простим у своїй конструкції. Він широко використовується в авіаційній та аеродинамічній інженерії. Давайте розглянемо основні характеристики цього профілю:

1.Симетричність: профіль NACA 5412 є симетричним відносно його осі (вертикальної лінії, яка проходить через центр хорди). Це означає, що верхня і нижня поверхні крила мають однаковий профіль.

2.Максимальна товщина (5%) : максимальна товщина профілю становить 5% хорди (ширини крила). Це визначається відстанню між верхньою та нижньою поверхнею крила у точці максимальної товщини.

3.Положення максимальної товщини (40%) : максимальна товщина розташована на 40% довжини хорди від переднього краю профілю. Це вказує на те, що найтовший відрізок крила розташований на цьому відсотку від переднього краю.

4.Відсутність камберу для симетричного профілю: у випадку NACA 5412 відсутній камбер (згинальна крива). Це означає, що профіль не має вигину вгору або вниз, що характерно для симетричних профілів.

5.Інші параметри (не використовуються для симетричного профілю): у числовому коді NACA 5412 є дві останні цифри (12), які зазвичай вказують на камбер та положення максимального камберу. Однак, для симетричних профілів, таких як NACA 5412, ці параметри не використовуються, оскільки камбер відсутній.

Використання профілю NACA 5412 у моделюванні крила дозволяє легко враховувати його аеродинамічні властивості та взаємодію з повітряним потоком під час аналізу.

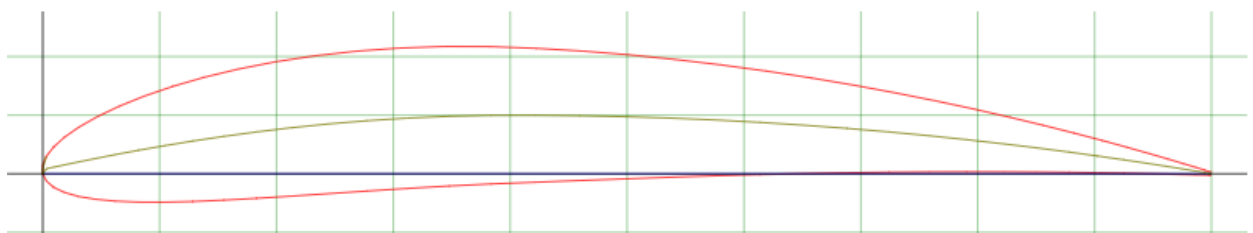


Рисунок 1.34 – Креслення крила NACA 5412

Креслення фюзеляжу:

1.Геометричні та конструктивні параметри: Ця частина креслення визначає форму, розміри та конструктивні особливості фюзеляжу, включаючи розташування компонентів та споруд.

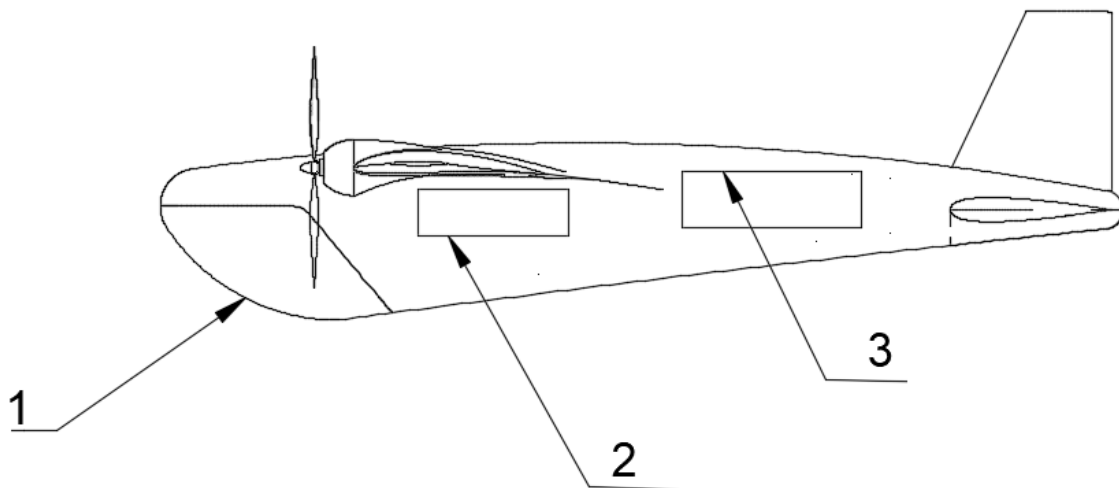


Рисунок 1.35 - Розміщення конструктивних елементів в БПЛА

1 – Відеокамера , 2 – АКБ, 3 – Антена

2.Матеріали та з'єднання: Вказані матеріали, які використовуються для конструкції фюзеляжу, а також з'єднання та деталі, необхідні для забезпечення міцності та жорсткості.

3.Розташування двигунів: Креслення містить інформацію про розташування всіх систем, включаючи двигуни, радіоелектронне обладнання, датчики та інше обладнання.

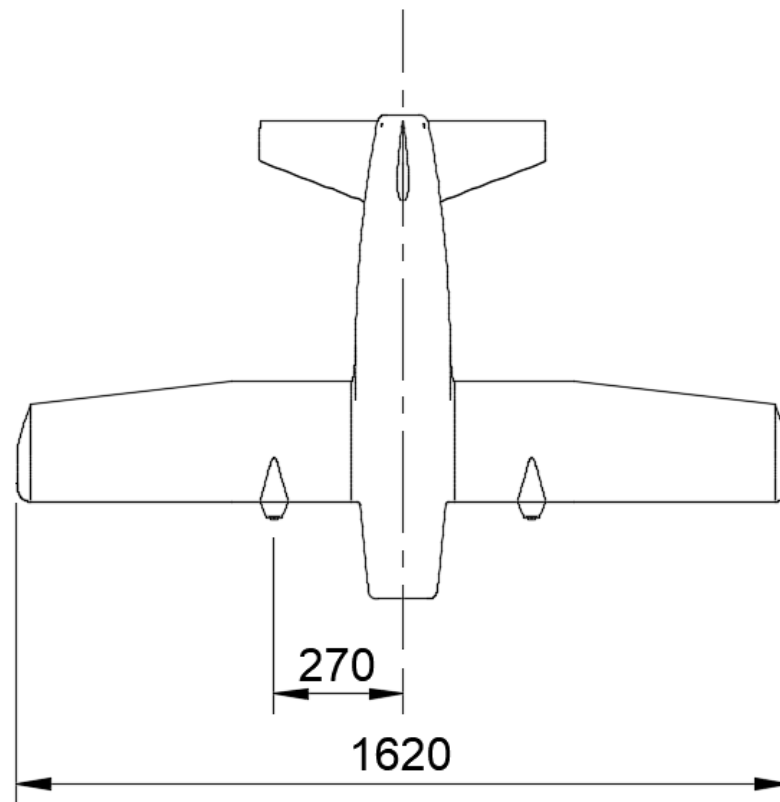


Рисунок 1.36 – Загальне розміщення електродвигунів БПЛА



Рисунок 1.37 – Електродвигун SunnySky A2820 KV570 6S

На рисунку 1.37 зображено детальне креслення використовуваних електродвигунів.



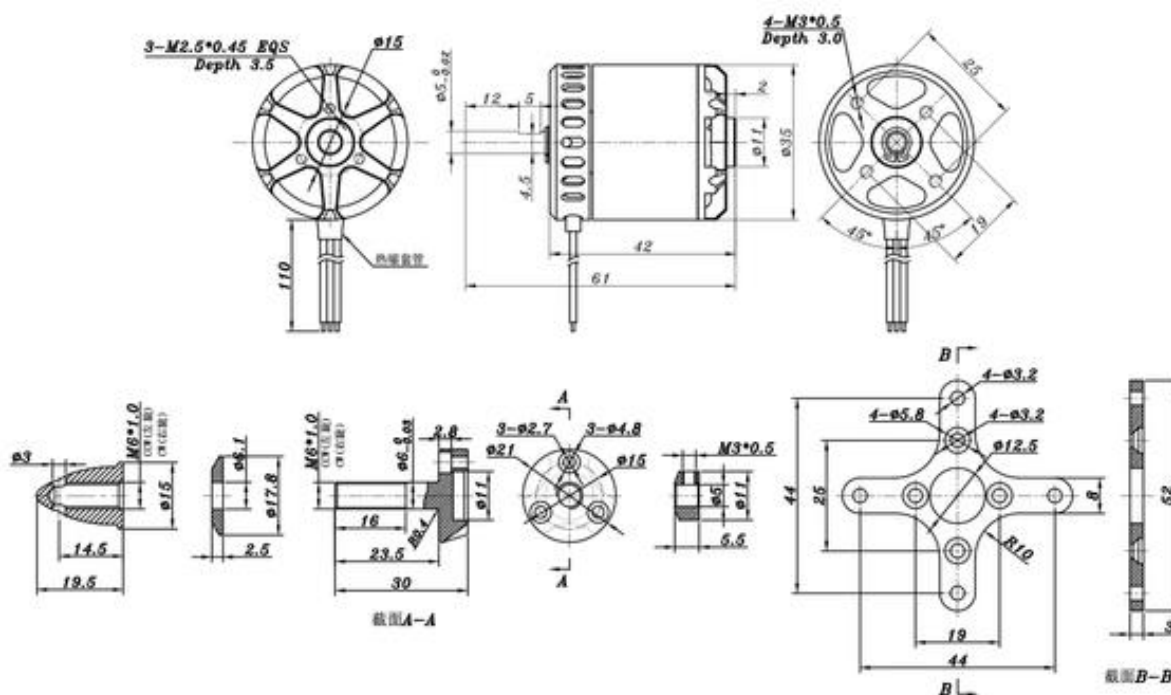


Рисунок 1.38 – Креслення електродвигуна SunnySky A2820 KV570 6Sy

Використання електродвигунів SunnySky A2820 KV570 6Sy [22] ролі рухового механізму для БПЛА має кілька значущих переваг, які обґрунтовуються наступним чином:

1. Висока тягова сила: електродвигуни SunnySky A2820 KV570 6S відомі своєю високою тяговою силою, що робить їх ефективними для забезпечення необхідного тягового зусилля для БПЛА різного розміру та ваги. Заявлена тягоозброєність 4200г.

2. Висока ККД та ефективність: модель SunnySky A2820 KV570 6S характеризується високим коефіцієнтом корисної дії (ККД), що свідчить про ефективне використання електроенергії та економію ресурсів.

3. Легка інтеграція та монтаж: компактні розміри та легка вага електродвигунів роблять їхню інтеграцію та монтаж на БПЛА зручним та ефективним.

4. Висока динамічність та керованість: електродвигуни SunnySky A2820 KV570 6S забезпечують високу динамічність, швидке прискорення та стабільне управління, що важливо для маневрених маневрів та точних керованих рухів БПЛА.

5. Тиха робота: електродвигуни зазвичай мають низький рівень шуму, що важливо для зниження шумового забруднення та збереження аерозони навколо БПЛА.

6. Сумісність з акумуляторами: модель SunnySky A2820 KV570 6S може ефективно працювати з літій-іонними акумуляторами, що є популярним та ефективним джерелом енергії для безпілотних літальних апаратів.

7. Надійність та тривалий термін служби: SunnySky відомий своєю високою якістю виготовлення, що гарантує надійність та тривалий термін служби їхніх електродвигунів.

8. Можливість використання у різних додатках: електродвигуни цієї моделі можна успішно використовувати у різних застосунках, включаючи моделювання, радіокеровані літаки, та інші літальні апарати.

Враховуючи ці переваги, використання електродвигунів SunnySky A2820 KV570 6S стає обґрунтованим та ефективним рішенням для досягнення потрібної рухової сили в БПЛА.

## **1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем БПЛА**

### **1.4.1. Проектування і моделювання силової установки**

Авіаційні силові установки (СУ) мають за мету генерацію сили тяги, забезпечення енергією різноманітних систем та вирішення специфічних завдань.

Силові установки складаються з двигунів та відповідних систем, які забезпечують оптимальне функціонування двигунів на всіх режимах роботи, враховуючи параметри польоту, висоту, температуру повітря, положення важеля управління двигуном (ВУД) та інші параметри, що визначені для конкретного літального апарату (ЛА).

Основні компоненти СУ включають в себе основні та допоміжні двигуни, а також системи та пристрої, що забезпечують їх роботу. До них входять:

1. Повітряний гвинт та кок (на ПД, ТГД та ТГВД): Важливі для генерації тяги та створення потрібного обертового моменту. В даному БПЛА використовуються повітряні гвинти Gemfan 1060[23] розміром 10 дюймів, кроком 6 (10\*6)(рис. 1.39)



Рисунок 1.39 – Пропелер Gemfan 1060

2. Система живлення : Забезпечує живлення електродвигунів. Використовуються акумулятори 6S3P 12000 mAh.



Рисунок 1.40 - Високотоковий акумулятор 6S3P 12000 mAh

3. Кріплення: Гарантує надійне з'єднання двигуна з встановленими на ньому агрегатами.

4. Система охолодження: Здійснює охолодження двигунів та їх агрегатів для забезпечення оптимального теплового режиму. В проектуваному БПЛА використовується повітряне охолодження.

5. Система управління двигунами: Контролює роботу двигунів та інших систем СУ. (забезпечується регуляторами обертів двигуна HOBBYWING FLYFUN V5 60A 3-6S [24])



Рисунок 1.41 - Регулятор HOBBYWING FLYFUN V5 60A 3-6S

6. Спеціальні системи: Включають різноманітні додаткові системи, що оптимізують роботу СУ.

### **1.4.2 Проектування системи живлення**

Акумуляторна батарея (АКБ) виступає як джерело електроенергії для проектуваного БПЛА, і її ємність  $Q$  визначається за допомогою формули:

$$Q = \frac{(P \cdot t)}{V \cdot k}$$

Де  $Q$  - ємність АКБ, що розраховується (А\*г або мА\*г);

$P$  – навантажувальна потужність (Вт);

$t$  - часовий проміжок резервування (год);

$V$  – напруга батареї (В);

$k$  - коефіцієнт, що відображає якась частина ємності АКБ використовується.

Значення  $k$  компенсує ситуацію неповного заряду батареї. До речі, повний розряд після кількох повних циклів роботи суттєво збільшує працездатність пристрою.

Мотор SunnySky A2820 KV570 6S має потужність 1325 Вт, на БПЛА їх використано 2, для коректного виконання задач БПЛА повинен знаходитись у польоті 1 години.

Для докладного розрахунку ємності батареї необхідно визначити споживану потужність БПЛА та час його автономної роботи. Після цього можна використати формулу, щоб визначити необхідний об'єм акумуляторної батареї для забезпечення вимог проекту.

$$Q = \frac{((236 \cdot 1) \cdot 1)}{12 \cdot 0.7} = 11,09 \text{ Amh}$$

У випадку, коли БПЛА споживає певну потужність протягом певного часу, формула надає можливість точного визначення ємності батареї, необхідної для забезпечення автономної роботи. Розрахункова ємність батареї повинна забезпечувати необхідний резерв енергії, враховуючи потреби системи та запобігаючи можливим перервам у роботі.

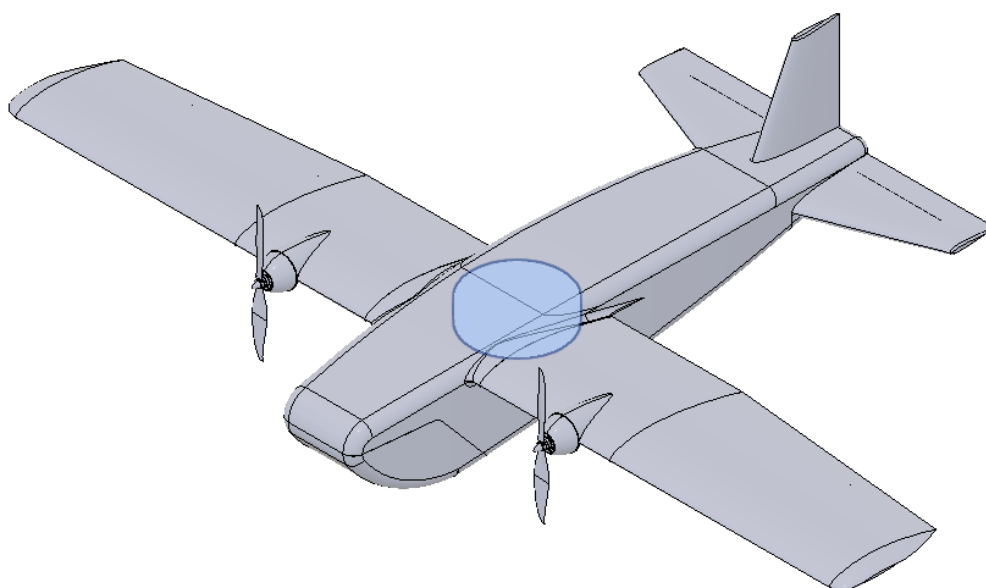


Рисунок 1.42 – Розміщення АКБ в БПЛА

### **1.4.3. Посібник з експлуатації проектованої системи.**

У даному розділі буде розглянуто аспекти експлуатації та функціонування розробленої системи. Він охопить ключові етапи, починаючи від запуску та введення в експлуатацію і закінчуючи аспектами технічного обслуговування, моніторингу та оптимізації. Розділ розкриє деталі експлуатаційних процедур, систем моніторингу, діагностики та технічної підтримки для забезпечення ефективності та надійності системи на протязі її функціонування.

#### **1.4.3.1 Вибір місця для розгортання комплексу**

Вибір позиції для виконання завдання повинен враховувати ряд факторів для забезпечення ефективності та безпеки безпілотного літального апарату (БпАК). Серед цих факторів важливо враховувати:

- Спроможність БпАК: оцінюється здатність БпАК досягти району розвідки та забезпечити необхідну тривалість розвідки або корегування.
- Відстань до лінії зіткнення: враховує необхідну відстань від БпАК до потенційно небезпечних зон або ліній зіткнення.
- Обмеження та потреби КЛЕ та керівних документів: залежно від умов та завдань, обрана позиція повинна враховувати вимоги та обмеження командно-керівного літака (КЛЕ) та відповідних керівних документів.
- Пряма видимість: наявність прямої видимості між наземним обладнанням та БпАК в повітрі важлива для забезпечення стабільного та безпечного зв'язку.
- Захищеність від дії РЕБ: важливо визначити, наскільки місце розташування наземного обладнання захищене від дії радіоелектронної боротьби (РЕБ) устаткування противника та власного.

У випадках необхідності виконання розвідки в призначений час, рекомендується займати позицію заздалегідь. Також, рекомендується періодично змінювати позиції та час роботи для уникнення передбачуваності противника. Координація з іншими засобами РЕБ, підрозділами протиповітряної оборони та передовими підрозділами є

важливою для успішного виконання завдань, зокрема з урахуванням обстрілу стрілецькою зброєю під час зльоту та посадки.

При виборі місця розташування наземного обладнання необхідно враховувати різноманітні фактори, такі як рельєф місцевості та метеорологічні умови. Конкретно:

- Уникайте лісових масивів та посадок: не розміщуйте наземне обладнання в густих лісах або областях з густим рослинним покриттям.

- Метеорологічні умови: враховуйте параметри погоди, такі як вологість, опади, грози, хмарність та обледеніння, оскільки вони можуть впливати на ефективність та безпеку операцій.

- Вплив водних поверхонь: звертайте увагу на відкриті водні поверхні, оскільки вони можуть відбивати сигнал, що може впливати на якість комунікації.

- Штучні бар'єри: об'єкти, такі як залізобетонні стіни, металеві ворота та автомобілі, можуть слугувати штучними бар'єрами, впливаючи на передачу сигналу, і їх слід враховувати при розташуванні обладнання.

Місце для запуску БПЛА повинно бути вільним від перешкод на рівні початкової висоти запуску, враховуючи можливу просадку, та знаходитися на відстані не менше 20 метрів від точки запуску в напрямку зльоту. Важливо оцінювати можливість запуску в умовах наявності перешкод, які перевищують висоту початкової точки зльоту, з урахуванням досвідченості екіпажу та злітної траєкторії БПЛА.

#### **1.4.3.1. Збірка складових БПЛА**

- Дістаємо складові літака з транспортного ящика та перевіряємо їх на цілісність та комплектність
    - Фюзеляж
    - Крило (ліва та права консоль)
    - Лонжерони (Силові трубки, які вставляються у крила)
  - Вставляємо силові трубки в одну з консолей таким чином:
    - Більша за розміром трубка одягається на вже вбудовану в консоль трубку
    - Менша за розміром трубка вставляється у відповідний отвір консолі
- Відчиняємо задній відсік фюзеляжу з фігурною кришкою.

- Вставляємо консоль із трубками у відповідні отвори фюзеляжу. При монтажі усі дроти, що виходять з крила, необхідно протягнути у середину літака через відповідний отвір у фюзеляжі.

- Монтаж другої консолі виконується шляхом її надягання на виступаючі із фюзеляжу відповідні трубки. Також усі дроти, що виходять з крила, необхідно протягнути у середину літака через відповідний отвір у фюзеляжі.

- Підключення крил до літака здійснюється через два вільні з'єднувачі, що знаходяться в середині фюзеляжу безпосередньо над польотним контролером.

Далі підганяємо щільно крила до фюзеляжу та обережно (не до хрусту) затягуємо кріплення крил шестигранником діаметром 3мм, який знаходиться у пакувальній тарі пульта керування (передавача).

- Зачиняємо задній відсік фюзеляжу з фігурною кришкою.

#### ***1.4.3.2. Збірка літака та оснащення пристроями***

- Перевірка акумулятору:

- Перевірка здійснюється пристроєм чекер, в який потрібно вставити балансувальний роз'єм чорним проводом (-) догори, таким чином поєднавши пристрої за полярністю (-) та (-).

- Після активації чекера обрати тип батареї "Li-ion" та переконатися у тому, що батарея заряджена, про що сповістить відображення відсотку заряду (не менше 99%) та вольтажу (24.00V - 25.20V).

- Встановлення акумулятора в літак:

Акумулятор встановлюється в фюзеляж липучкою до низу та роз'ємами, орієнтованими до центру фюзеляжу. Після чого акумулятор додатково закріплюється поперечними липучими стяжками

- Перевірка центрування літака:

- Перевірку здійснює випускаючий. Він повинен підняти літак пальцями рук, які він розміщує під центральним ланжероном крил.

- Правильно відцентрований літак повинен трохи нахилитися до носу під кутом 3-5 градусів



### ***1.4.3.3 Перед польотна перевірка налаштувань літака***

- Літак необхідно покласти на землю у бік зльоту (завжди проти вітру).
- Коннект літака із акумулятором здійснюється шляхом з'єднання великих жовтих роз'ємів ХТ60 у передньому відсіку літака.
- Задля досягнення при ініціалізації усіх показників у нульових параметрах необхідно з моменту з'єднання та до повної ініціалізації літака притискати будь-яке з крил літака до землі, щоб забезпечити повну нерухомість літака. При цьому приймач повітряного тиску (ППТ) повинен бути закритий захисним ковпачком червоного кольору.

### ***1.4.3.4 Перед польотна перевірка налаштувань літака***

- Літак знаходиться на землі за майбутнім курсом зльоту - строго проти вітру!
  - На землі на місці взльоту оператор переводить лівий стік (стік газу) до правого нижнього кута на 8 секунд.
  - На літаку лунає низький звуковий сигнал, що свідчить про те, що літак знаходиться в режимі “ARMED” - тобто, гвинтомоторна група активна та приведена до робочого стану.
  - Після цього оператор плавно переводить стік газу до нульового положення.

### ***1.4.3.5 Загальна підготовка***

- Літак перебуває в руках випускаючого за курсом зльоту - строго проти вітру.
  - Права рука підтримує літак під центром маси літака (в жодному разі не стискає, а саме підтримує), а ліва рука упирається під носову частину.
  - Оператор тримає пульт керування та займає положення навпроти випускаючого віч-на-віч та проголошує команду “оператор готово”.
  - Випускаючий підіймає літак на рівень плеча проголошує команду “випускаючий готовий”.

#### ***1.4.3.6 Згортання комплексу***

При складанні БПЛА в похідне положення апаратні засоби розміщуються у відповідному пакуванні, проводити в зворотній послідовності розгортання, з чітким розподілом обов'язків, та контролем комплектності БПЛА.

## **2. Технологічний розділ**

### **2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проєктованого агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.**

Технічні умови на виготовлення агрегату визначають специфічні вимоги до виробничого процесу та обладнання, які забезпечать високу якість та ефективність виробництва безпілотного літального апарату (БПЛА). Врахування цих умов дозволяє забезпечити оптимальні умови для виготовлення агрегату на всіх етапах виробництва.

#### 1. Організація виробничого приміщення:

- Визначення площі та розташування цехів для виробництва компонентів та збирання агрегату.

- Забезпечення належних умов освітлення, вентиляції та теплового режиму виробничого приміщення.

#### 2. Оснащення цеху:

- Забезпечення цеху необхідними верстатами, інструментами та технологічним обладнанням для виготовлення деталей та збирання агрегату.

- Розгляд можливості автоматизації виробничих процесів для забезпечення високої продуктивності та точності.

#### 3. Забезпечення необхідними матеріалами:

- Розробка системи забезпечення виробництва необхідними матеріалами та комплектуючими.

- Врахування екологічних стандартів та сталій доступності ресурсів.

#### 4. Контроль якості виробництва:

- Визначення процедур контролю якості на кожному етапі виробництва.
- Забезпечення використання високоточного вимірювального обладнання для перевірки параметрів агрегату.

#### 5. Інженерна підтримка:

- Створення інженерної групи для розробки та впровадження технічних інновацій.

- Організація системи технічної підтримки для оперативного вирішення технічних питань виробництва.

#### 6. Безпека праці:

- Встановлення стандартів та правил з охорони праці для забезпечення безпеки працівників на виробництві.

- Забезпечення відповідності обладнання та робочих місць стандартам безпеки.

7. Оптимізація виробничих процесів:

- Впровадження системи управління якістю та постійне вдосконалення виробничих процесів.

- Моніторинг та аналіз продуктивності для вдосконалення ефективності виробництва.

Ретельне врахування цих умов на виготовлення агрегату забезпечить ефективність та якість у всіх аспектах виробництва БЛА.

### **2.1.1 Додаткові показники технологічності**

Показник відносної складності:

Визначається коефіцієнтом збірності конструкції[25]  $K_{ск}$ , який ураховує ступінь розчленованості всієї конструкції виробу на складальні одиниці  $N$  і деталі  $n$ .

$$K_{ск} = N/n$$

Чим більший цей коефіцієнт, тим більше виріб є технологічним, оскільки в такому випадку легше виконувати складання за рахунок паралельності складальних операцій на уніфікованих і спеціалізованих робочих місцях, легше виконувати контроль, нижча собівартість. Порівняльний аналіз можна вести з орієнтовних цифр:

$K_{ск} < 0,1$  технологічність низька.

$K_{ск} = 0,1- 0,2$  технологічність задовільна.

$K_{ск} > 0,2$  технологічність добра.

$$K_{скл} = \frac{N_{\Sigma}}{n_{\Sigma}}$$

де

$N_{\Sigma} = 4$ , кількість вузлів виробу;

$n_{\Sigma} = 34$ , кількість деталей виробу.

$$K_{\text{скл}} = \frac{4}{34} = 0.117$$

$K_{\text{ск}} = 0,1 - 0,2$  технологічність задовільна.

Показник уніфікації виробу:

Під уніфікованими складальними одиницями та деталями розуміють широко застосовувані, нормалізовані елементи, куповані та стандартні.

Порівняння ведуть за таких умов:

$K_{\text{ун}} < 0,25$  технологічність низька.

$K_{\text{ун}} = 0,25 - 0,5$  технологічність задовільна.

$K_{\text{ун}} > 0,5$  технологічність добра.

$$K_{\text{ун}} = \frac{N_{\Sigma} + n_{\Sigma}}{N_{\Sigma} + n_{\Sigma}}$$

Де  $N_y = 0$ , кількість уніфікованих вузлів виробу;

$n_y = 88$ , кількість уніфікованих деталей виробу.

$K_{\text{ун}} = (0+88)/(4+105) = 0.8$ ;

$K_{\text{ун}} > 0,5$  – технологічність добра.

Коефіцієнт уніфікації по вузлам:

$$K_{\text{унN}} = \frac{N_{\text{ун}}}{N_{\Sigma}}$$

Де  $N_{\text{ун}}$  - число всіх уніфікованих складальних одиниць в схемі структурного складу;

$N_{\Sigma}$  - число всіх складальних одиниць на схемі структурного складу;

$N_{\Sigma} < 0.2$  – технологічність незадовільна;

$N_{\Sigma} = 0.2..0.4$  – технологічність задовільна;

$N_{\Sigma} > 0.4$  – хороша технологічність

$$N_{ун.} = 0/4 = 0$$

$N_{ун.} < 0.2$  – технологічність незадовільна.

Коефіцієнт уніфікації по деталям:

Орієнтовно можна оцінювати за величиною:

$K_{ун} < 0,3$  технологічність низька;

$K_{ун} = 0,3-0,6$  технологічність задовільна;

$K_{ун} > 0,6$  технологічність добра.

$$K_{ун} = \frac{n_y}{n_{\Sigma}} = 88/105 = 0,83$$

$K_{ун} > 0,6$  - технологічність добра

Коефіцієнт технологічності по уніфікації операцій: Цей показник характеризує технологічність виробу з погляду простоти освоєння його на виробництві за рахунок можливості застосування при його складанні раніше застосовуваних, добре освоєних і оснащених складальних процесів, які називаються в цьому разі уніфікованими, відомими в галузі. До таких процесів належать згвинчування, пресування, паяння, монтаж шарикопідшипникових опор, зварювання, намотувальні процеси та ін.

Технологічність аналізованого виробу за показником уніфікації застосовуваних процесів оцінюється коефіцієнтом застосування типових для галузі технологічних процесів:

$K_{юн} < 0,5$  технологічність низька;

$K_{юн} = 0,5-0,75$  технологічність задовільна;

$K_{юн} > 0.75$  технологічність добра.

$$K_{y_{on}} = \frac{Q_{y/on}}{Q_{\Sigma/on}}$$

Де  $Q_{y_{on}} = 3$  – кількість уніфікованих операцій;

$Q_{\Sigma/on} = 4$  – кількість всіх операцій.

$$K_{y_{on}} = 3/4 = 0,75$$

$K_{y_{on}} = 0,5-0,75$  технологічність задовільна.

### **2.1.2 Комплексний показник технологічності**

Комплексний показник технологічності конструкції характеризує не окремі часткові признаки технологічності, а характерну групу ознак технологічності конструкції.

Вираховується за формулою

$$K_T = \frac{(K_{ск} + K_{ун} + K_{ун} + K_{ун} + K_{y,оп})}{5} = \frac{0,117 + 0,8 + 0 + 0,83 + 0,75}{5} = 0,499$$

З попередніх розрахунків видно, що загальний коефіцієнт технологічності виробу задовільний (тому що більшість коефіцієнтів мають задовільну технологічність)

### **2.1.3 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування.**

Основний напрямок у розвитку приладобудування полягає у підвищенні точності та надійності приладів та зменшення їх трудомісткості складання. Зменшення трудомісткості складальних робіт можливо досягти за рахунок забезпечення технологічності конструкції виробів, що виготовляються, впровадження сучасного та

прогресивного обладнання та технологій, вдосконалення організації праці та виробництва в цілому. Робоче місце - первинна і основна ланка виробництва, раціональна його організація має найважливіше значення у всьому комплексі питань наукової організації праці. Саме на робочому місці відбувається поєднання елементів виробничого процесу - засобів праці, предметів праці та самого праці[26]. На робочому місці досягається головна мета праці - якісне, економічне і своєчасне виготовлення продукції або виконання встановленого обсягу роботи. Для складання “безпілотного літального апарату” необхідно таке обладнання:

1. Стіл для складання 7204-006 ГОСТ 1636-71;
2. Викрутка ГОСТ 17199-88;
3. Стіл контролера;
4. Стелаж для зберігання готової продукції;
5. Стелаж для зберігання складальних одиниць та деталей між операціями;
6. Стелаж для зберігання обладнання та інструментів;
7. Плоскогубці;
8. Клей на основі дихлоретанолу;
9. Канцелярський ніж.

При необхідності можливе використання іншого підручного слюсарного інструменту.

## **2.2 Пристосування для складання крила безпілотного літального апарату**

### **2.2.1 *Опис пристосування для складання крила безпілотного літального апарату.***

Виготовлення крила безпілотного літального апарату (БПЛА) з використанням склотканини включає кілька етапів, від підготовки матеріалу до збирання кінцевого виробу. Ось загальний опис цього процесу:

#### **1. Підготовка матеріалу:**

- Склотканина: вибір правильної склотканини є ключовим. Скловолокно може бути насиченим епоксидною смолою для забезпечення міцності та легкості ваги конструкції.



- Шари склотканини: визначення потрібної кількості та орієнтації шарів склотканини для досягнення необхідних механічних характеристик та жорсткості.

## 2. Вирізання та підготовка шарів:

- Шаблони: вирізання шарів склотканини відбувається за допомогою шаблонів, які відповідають формі та розмірам крила.

- Очищення та підготовка: підготовка шарів включає очищення їх від бруду та забруднень, щоб забезпечити максимальну адгезію з смолою.

## 3. Розкладання шарів:

- Послідовність: шари склотканини розкладаються відповідно до проектування, з урахуванням орієнтації та кількості шарів для кожного елемента крила.

## 4. Насичення смолою:

- Нанесення смоли: смола наноситься на кожен шар склотканини, заповнюючи порожнини та забезпечуючи адгезію між шарами.

- Ламінація: шари стискаються разом, щоб видалити зайвий повітря та забезпечити однорідність конструкції.

## 5. Вакуумний процес:

- Під вакуумом: компоненти розміщуються під вакуумом для видалення зайвого повітря та забезпечення оптимального прилягання шарів.

## 6. Висушування та затвердіння:

- Твердіння: компоненти залишаються в сушарці або при кімнатній температурі для затвердіння смоли.

## 7. Оформлення та обрізка:

- Обрізка: кінцевий виріб обрізається та оформляється згідно з дизайном та вимогами проекту.

## 8. Збірка:

- З'єднання: кожен компонент крила з'єднується з іншими елементами структури літака.

Цей процес дозволяє створювати легкі та міцні крила для БПЛА, використовуючи склотканину та епоксидну смолу для створення оптимальної аеродинамічної та механічної конструкції.

### 2.2.2 Розрахунок ділянки складання

Завдання розрахунку ділянки складання включають:

- визначення трудомісткості складальних робіт на ділянці;
- розрахунок числа робочих місць;
- розрахунок числа основних робочих (слюсарів-складальників) і кількості працюючих на ділянці;
- розрахунок виробничої площі складального ділянки і його компонування на плані цеху.

Трудомісткість складальних робіт по техніко-економічними показниками проектів галузі може бути визначена по одному з двох способів [27]:

1. За показником трудомісткості складальних робіт 1 т маси виробу.
2. За середньогалузевим показником трудомісткості складальних процесів, які представляють відношення часу складальних робіт виробу до часу на виготовлення деталей даного з'єднання за всіма видами обробки, починаючи з заготівлі.

#### Види робіт, операції:

1. Складання приладу;
2. Свердління в зборі.

Розрахункова кількість обладнання визначається за формулою

$$S_{\text{рас}} = T_p / F_d \cdot K_v$$

Де,  $T_p$  - трудомісткість виготовлення приладу по кожній операції за квартал (годину.);

$F_d$  - дійсний фонд часу роботи обладнання (в годину);

$K_v$  - коефіцієнт виконання норм.

Трудомісткість виготовлення приладу за квартал визначається за формулою:

$$T_p = t_{\text{шт}} N / 60$$

де,  $t_{\text{шт}}$  - трудомісткість виготовлення приладу на окремих операціях в хв .;

№- квартална програма випуску приладу

Складання

$$T_p = \frac{8,4 \cdot 5475}{60} = 765,5$$

Свердління в складі

$$T_p = \frac{2,3 \cdot 5475}{60} = 209,875$$

Розрахунок дійсного фонду часу роботи обладнання ведеться на підставі наступних формул:

$$F_d = F_n \cdot K_{ст(г)}$$

$$F_y = D_p \cdot F_{с(г)}$$

$$K_{ст} = \frac{1 - a}{100}$$

Де,  $F_n$  - номінальний фонд часу роботи обладнання (годину.);

$D_p$  – 63 дня, число робочих місць в кварталі;

$C$  – 1, число змін;

$K_{ст}$  – 0,96 , коефіцієнт корисного використання обладнання;

$a$  - відсоток простою обладнання в ремонті.

Розрахунки:

$$F_d = 1000 \cdot 0,96 = 967$$

$$F_n = D_p \cdot F_c \cdot 3 = 63 \cdot 8 \cdot 1 = 504$$

Після визначення трудомісткості  $T_p$  по операціях дійсного фонду часу роботи обладнання  $F_d$  визначають розрахункову кількість обладнання  $S_{розр}$ .

Розрахунок кількості обладнання:

1. Складання  $S_{розр} = 2,7$ ;  $S_{факт} = 3$

2. Свердління в складі  $S_{\text{розн}} = 0,77$ ;  $S_{\text{факт}} = 1$

Фактична кількість обладнання  $S_{\text{факт}}$ . отримується шляхом округлювання розрахункової кількості обладнання  $S_{\text{розн}}$ . в більшу сторону Знаходять  $\Sigma S_{\text{факт}}$ .

Ступінь зайнятості обладнання роботою, закріпленої за ним, характеризується коефіцієнтом завантаження устаткування

$$K_{\text{загр.}} = S_{\text{розн}} / S_{\text{факт}}$$

Складання:  $K_{\text{загр.}} = 2,7 / 3 = 0,9$

Свердління в складі:  $K_{\text{загр.}} = 0,77 / 1 = 0,77$

Середній коефіцієнт завантаження обладнання по цеху:

$$K_{\text{СР. загр.}} = \Sigma S_{\text{розн}} / \Sigma S_{\text{факт}}$$

де,  $\Sigma S_{\text{розн}}$  - сума розрахункової кількості обладнання;

$\Sigma S_{\text{факт}}$  - сума фактичної кількості обладнання.

$K_{\text{СР. загр.}} = 44,95 / 50 = 0,90$

Відсоток завантаження визначається:

$$K_{\text{загр.}} = 100\% S_{\text{розн}} / S_{\text{факт}}$$

$K_{\text{загр.скл}} = 90\%$

$K_{\text{загр.св}} = 77\%$

Площа ділянки цеху:

До допоміжної площі  $S_{\text{доп}}$  відноситься територія цеху, зайнята допоміжними відділеннями, а також магістральними і пожежними проїздами, які обслуговують кілька цехів або ділянок, розташованих в одному корпусі.

У розрахунках, виконуваних у процесі проектування цеху, враховується тільки виробнича і допоміжна площа. Сума виробничої і допоміжної площі називається загальною технологічною площею цеху  $S_{\text{ц}} = S_{\text{вр}} + S_{\text{доп}}$ . Площа службово-побутових приміщень  $S_{\text{с.п.}}$  враховується в будівельній частині проекту.

Точне значення площі визначається шляхом розміщення всього обладнання, робочих місць та інших пристроїв на плані цеху або корпусу з урахуванням установлених норм розривів між устаткуванням і ширини проходів і проїздів.

Щоб визначити необхідну площу ділянки складальних місць цеху потрібно:

$$S^{BP} = \sum_{i=1}^N S_{\text{пит}}^{BP}$$

Де  $S_{\text{пит}}^{BP}$  – питома виробнича площа і-у одиницю робочого місця

$N$  – кількість робочих місць на ділянку цеху

Так як для складання середньогабаритних виробів площа, яка виділяється для складальника дорівнює  $10 \div 12 \text{ м}^2$  то

$$S^{BP} = \sum_{i=1}^5 12 = 100 \text{ м}^2$$

Площа приміщень для контролю варіюється розміщенням в ній обладнанням і дорівнює  $20 \text{ м}^2$  для контролю профіля крила та кутів встановлення крила та оперення.

$S_{\text{контр}}$  - загальна площа контрольного відділення. Площу контрольного приміщення приймаємо рівною  $16 \text{ м}^2$ . Місця контрольного приміщення обладнано стелажми для допоміжних інструментів, стелажми для перевірених і неперевірених виробів.

$S_{\text{скл}}$  - загальна площа цехових складів заготовок, деталей, формувальних матеріалів, шихти, напівфабрикатів. Площа складського приміщення залежить від кількості і габариту виробів, які зберігається.

**2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбор інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання.**

### **2.3.1 Зовнішній полімерний шар виробу:**

При ручній пошаровій викладці[28] та напиленні для створення високоякісної поверхні виробу на прес-форму наноситься спеціальний полімерний шар. Цей шар стає зовнішнім покриттям виробу після вилучення його з прес-форми. Зовнішній

полімерний шар має відмінності від матричної смоли та виконує захисні та декоративні функції, забезпечуючи привабливий вигляд виробу протягом тривалого періоду.

Щоб забезпечити відмінну якість, зовнішній полімерний шар наносять на поверхню прес-форми. При цьому необхідно використовувати антиадгезив для того, щоб уникнути прилипання до прес-форми. Зазвичай для створення цього шару використовують поліефірну або вініл-ефірну смолу, зокрема ізофталеву поліефірну смолу для забезпечення стійкості до зносу та вологи.

Транспортування смоли відбувається у невеликих бочках, які зберігають при відповідній температурі. Перед нанесенням на прес-форму смолу змішують із спеціальним ініціатором. Окрім того, у смолу вводять різноманітні добавки для досягнення певних характеристик, таких як кольорові пігменти, регулятори в'язкості, прискорювачі та інгібітори затвердіння.

Зовнішній полімерний шар напилюють на внутрішню поверхню прес-форми. Важливо дотримуватися встановленої товщини шару, яка зазвичай складає  $0,46 \pm 0,05$  мм. При цьому використовують спеціальний щуп для контролю товщини. Покриття наносять кількома етапами, починаючи з ділянок складної форми, і переходячи до більш простих.

Затвердіння смоли розпочинається після додавання ініціатора, після чого вона готова до наступних етапів виробництва. Необхідно враховувати час, оскільки затвердіння не повинно перевищувати 8 годин.

Важливим аспектом є кваліфікація робітника, оскільки правильне нанесення зовнішнього полімерного шару забезпечує високу якість виробу.

### ***2.3.2 Ручний пошаровий виклад***

Ручна пошарова викладка в композитному виробництві:

Ручна пошарова викладка залишається одним з основних методів створення композитів, особливо для виробництва деталей різного розміру та форми в авіаційній та іншій техніці. Цей метод залишається важливим для виготовлення складних форм у зазначених галузях. При викладці легко вставляти арматуру, що робить його

відмінним вибором для виробництва деталей різної конфігурації. Різноманіття деталей, які можна виготовити за допомогою цього методу, залежить від умов затвердіння матеріалу.

При ручній пошаровій викладці використовують різні види смол, такі як поліефірні, вінілефірні або епоксидні. Проте найчастіше використовують економічні поліефірні ортофталеві смоли, які затверджуються стиролом. Додатки та наповнювачі вводять виробники для покращення характеристик композиту.

Температурний інтервал зберігання смоли вузький, і зазвичай її зберігають при температурі 25 °С. Відмінності в транспортуванні смол для ручної викладки полягають в тому, що їх перевозять без наповнювачів, і перемішування відбувається безпосередньо перед використанням.

У зв'язку з широким вибором матриць та сумісних ініціаторів, ручна пошарова викладка використовується для виробництва невеликих партій деталей різної форми.

Залежно від типу смоли і температури затвердіння, вибирають різноманітні ініціатори.

У процесі викладання використовують мати рубаних волокон, тканини та інші композитні матеріали, розміщуючи їх у прес-форму разом із зовнішнім полімерним шаром і вуаллю. Для збільшення ефективності викладання шари можуть бути розрізані та надані необхідної форми.

Прес-форми використовуються як односторонні (відкриті), так і з частиною, яка може бути як твердою, так і гнучкою.

### ***2.3.3 Процес формування в композитному виробництві:***

Смолу змішують із затверджувачем, наповнювачами та іншими добавками. Для поліпшення просочення волокон поверхні зовнішнього полімерного шару наносять тонкий шар матричної смоли. Послідовно у прес-форму розташовують шари волокон або тканини, рівномірно поливаючи їх смолою (рис. 2.1). Волокна можуть бути як безперервними, так і рубаними, а смолу розгладжують валиком. Прозорість структури змінюється під час просочення, що полегшує контроль цього процесу. Іноді просочені волокна переносять у прес-форму та рівномірно розподіляють.

Деталь може затверджуватися як при кімнатній, так і при підвищеній температурі, і важливо враховувати тепловиділення під час цього процесу. Для уникнення пошкодження матеріалу розігрів не повинен бути надто товстим. У випадку товстих панелей частини матеріалу викладають шарами для полегшення дифузії смоли та стиролу між ними.

Деякі смоли містять віск для захисту від кисню повітря, проте це може погіршити зв'язок між затверділими та незатверділими частинами композиту. Якщо смола має вміст воску, шліфування поверхні затверділої частини застосовують перед нанесенням наступних шарів. Це особливо актуально, якщо перший шар ламінації затвердів при підвищеній температурі, більш ніж 24 години тому, або якщо на поверхні залишилося зайвої смоли. Для підвищення жорсткості композиту можуть використовуватися металеві або дерев'яні вставки. Завершивши затвердіння, деталь виймають з прес-форми, обрізають та фарбують.

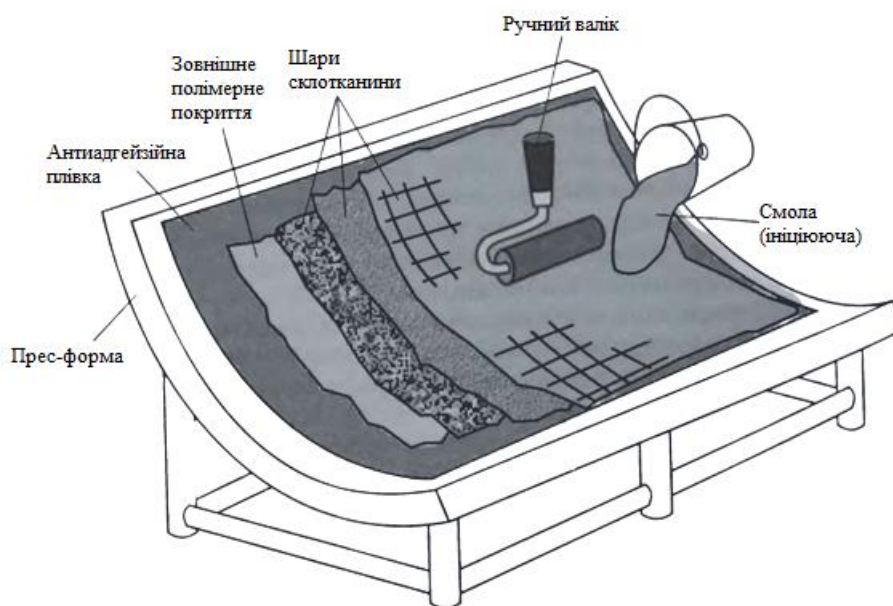


Рисунок 2.1 – Схема ручної викладки

### 2.3.4 Виготовлення прес-форм

Прес-форма визначає геометрію деталі та повинна мати точні розміри та високу якість поверхні. Щоб забезпечити її багаторазове використання, необхідно, щоб вона була достатньо міцною. Прес-форми виготовляють із металів (рис. 4.3) або композитних матеріалів. Вибір матеріалу залежить від ряду факторів, таких як знос,



температура затвердіння матриці, тиск формування, коефіцієнти теплового розширення, вартість і т. д. У випадках пошарової викладки та напилення зазвичай використовується вакуумне формування за кімнатної температури, тому прес-форми з композитних матеріалів є більш перевагою.

Схему процесу можна побачити на рис. 2.3 Прес-форми створюють за допомогою майстер-моделі, яка обробляється на верстатах з програмним керуванням. Заключну обробку зазвичай виконують вручну, включаючи шліфування поверхні майстер-моделі. Важливо враховувати усадку смоли, яка зменшить розмір прес-форми порівняно з розміром майстер-моделі. Розмір усадки залежить від типу смоли, об'ємного вмісту волокон та температури затвердіння. Для забезпечення відокремлення прес-форми, на майстер-модель наносять покриття, відповідне потрібним розмірам, та обробляють антиадгезивом.

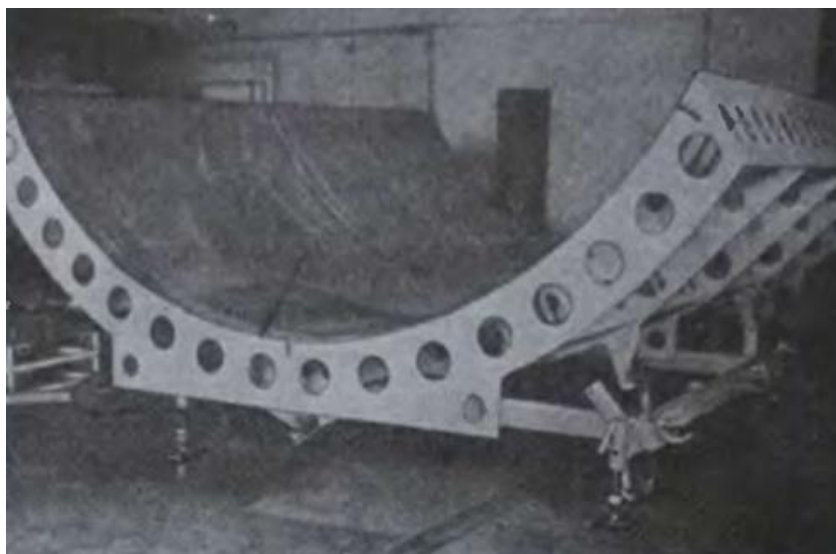


Рисунок 2.2 – Прес-форма із листового матеріалу

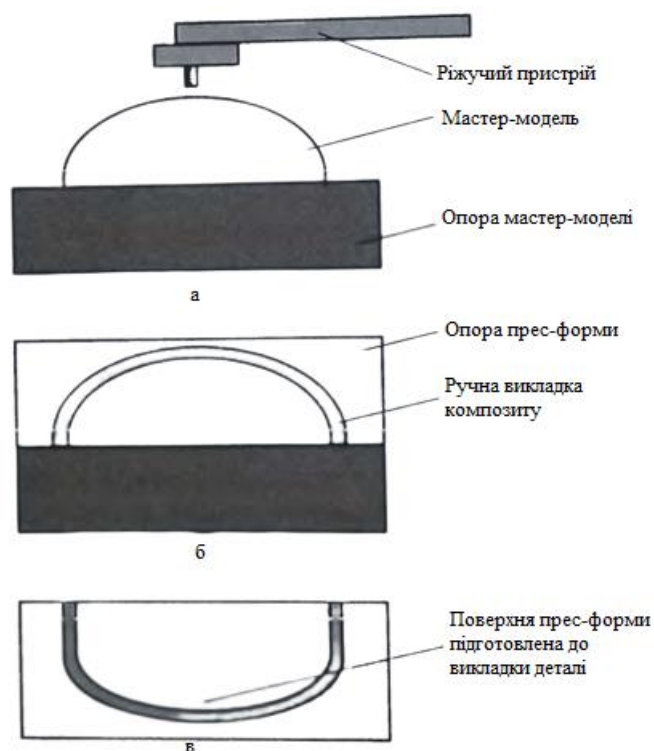


Рисунок 2.3 - Виготовлення прес-форми

а- виготовлення майстер-моделі, б- ручна викладка прес-форми на майстер-модель, в- закінчена прес-форма

Процес виготовлення прес-форми розпочинається з розміщення її на майстер-моделі. Початковий етап включає нанесення зовнішнього полімерного шару, який, після затвердіння, служить основою для нанесення суміші волокон та смоли. Для досягнення потрібної товщини виробу використовують матрицю, яку отверджують та наносять шар за шаром.

У виготовленні прес-форм використовують високоміцні епоксидні матриці, які отверджують при підвищеній температурі для збільшення терміну їх служби. Після витягнення прес-форми з майстер-моделі, проводиться обробка поверхні та покриття її епоксидною смолою, яка також затверджується та піддається обробці. Деякі виробники, для збільшення терміну служби, можуть наносити нікелеве покриття, хоча це економічно виправдано переважно великими обсягами виробництва.

Жорсткість прес-форми досягається за рахунок її товщини, яку можна збільшити додаванням арматури та опор. Існує також метод створення прес-форм, в якому майстер-модель поглиблюють у рідину, що потім отверджується. Після

вилучення майстер-моделі утворюється прес-форма, поверхню якої піддають обробці шліфуванням. У деяких випадках для цього використовують легкоплавкі метали.

### **2.3.5. Витягання деталей**

Антиадгезив наносять на поверхню прес-форми для забезпечення правильної підготовки. Ця процедура особливо важлива при першому використанні, а також після ремонту та шліфування прес-форми. Раніше використовувався віск як антиадгезив, але пізніше були розроблені кремнійорганічні антиадгезиви, які термообробляють. Зазвичай нанесення антиадгезиву повторюють декілька разів, спочатку після кожного циклу виробництва, але згодом менш часто.

Деталі складної форми можуть бути важко витягнуті з прес-форми, тому її кріплять на підставі, а сам виріб піднімається за допомогою талі. Для полегшення видавлювання виробу використовують дерев'яні клини або віддушини в прес-формі для випуску повітря чи води. Іноді також застосовують охолодження виробу для скорочення його розмірів та відстеження від прес-форми. Постукування по клинах рекомендується в останню чергу.

У виробництві склопластикових деталей спочатку напилюють зовнішній шар, затверджують його, а потім кріплять прес-форму. Процес повторюється, переміщуючи прес-форму та напилюючи шари волокон та матриці, поки деталь не отвердіє повністю. Наступною є процедура витягання деталі з прес-форми, яка потім проходить остаточне оздоблення. Прес-форму оглядають та готують до наступного циклу виробництва, що схоже на систему складальної лінії.

### **2.3.6. Формування високоміцних композитів у відкритих прес-формах**

Мокру ручну пошарову викладку та напилення іноді використовують для створення високоміцних композитів, таких як вуглепластики на основі епоксидної матриці. Однак частіше для цього використовують препреги, які містять односпрямовані шари волокон або тканини.

Шари препрегів укладають вручну у відкриту прес-форму, розгортаючи рулон і вирізаючи його відповідно до геометрії деталі (див. рис. 4.4). Матриці у препрегах залишаються недозатвердженими та клейкими. Препреги на основі термопластичної матриці не мають клейкості, і їхній термопласт розм'якшують за допомогою нагрітої праскою. Під час затвердіння матеріал вакуумують та пресують, що сприяє зменшенню концентрації пор та підвищує вміст волокон.

### ***2.3.7. Ручне укладання препрегів***

Процес укладання препрегів вимагає особливих умов та технічних заходів. Зазвичай це виконується в спеціально обладнаних приміщеннях з контрольованою температурою та вологою. Температура у приміщенні підтримується в інтервалі між 22 та 25 °С, а повітря фільтрується для забезпечення чистоти. Додатковий захист від забруднень забезпечується за допомогою спеціального взуття, халатів та головних уборів для робітників.

Проблемою при цьому процесі може стати потрапляння кремнійорганіки, яке може знизити адгезію між шарами композиту. Для запобігання цьому використовують антиадгезиви, які не містять кремнійорганіки. Працівники також мають дотримуватися спеціальних правил безпеки та гігієни.

Препреги, які не використовуються, зберігають у холодильниках в герметичних пакетах для захисту від вологи. Важливо, щоб після виймання з холодильника мішок залишався закритим до досягнення кімнатної температури. Під час роботи слід використовувати чисті бавовняні рукавички.

Процедура викладання препрегів може бути як ручною, так і автоматизованою. При ручному викладанні препрег розгортають, вирізають необхідну кількість матеріалу та повертають його у захисний пакет для зберігання. Укладання може проводитися на спеціальному столі, де матеріал ріжуть вручну або автоматично за допомогою ножів зі змінними лезами, гільйотин або різаків з ультразвуковою установкою. Ультразвук може покращити ефективність різання та обмежити товщину пакета під час цього процесу.

Різання гострими штампами є широко використовуваним методом у текстильній промисловості, і цей підхід використовується протягом багатьох

десятиліть. Штмп виготовляється з високоміцної заточеної сталевї стрічки, яку формують у вигляді деталі. Цей метод має численні переваги, такі як легкість вирізування багатшарових матеріалів, низька сила пробиття та можливість автоматизації різання та укладання.

У виробництві композитів для різання все частіше використовують лазерне та водоструминне обладнання. Їх перевагами є висока швидкість та точність. Однак недоліками є висока вартість обладнання. Лазерне різання незатверджених композитів може призводити до обпалювання країв матеріалу, що у деяких випадках може бути проблематичним. При водоструминному різанні може статися викид води у матеріал, що зрідка використовується для різання препрегів.

Препреги укладають у захисних бавовняних рукавичках, а для полегшення процесу укладання на периметрі прес-форми використовують координатну сітку для легшого орієнтування шару в потрібному напрямку. Термопластичні препреги нагріваються праскою під час укладання. У випадку, якщо форма має значну кривизну, шари препрега можуть бути надрізані. Гнучкість досягається за допомогою тонкої тканини, а укладані шари повинні бути вільні від складок та проміжків між ними. Остаточне вирізування шарів та видалення надлишкового матеріалу виконують до затвердіння, коли матеріал ще м'який і його можна легко різати ножицями. Після затвердіння для цього застосовують спеціальні відрізнi кола або алмазні різаки.

### **2.3.8 Ремонт композитів**

Виявлення і виправлення дефектів у композитах представляє собою вельми важке завдання. Зниження міцності через появу дефектів може призвести до серйозних загроз. Нерідко вирішення виправити деталь базується не на відкритому пошкодженні, а на припущенні, що непомітний внутрішній дефект міг виникнути. Такий дефект може бути значним і серйозно впливати на ефективність роботи деталі.

### **2.3.9 Ураження під час удару**

Композиційні матеріали застосовуються для виготовлення як невеликих, так і дуже великих деталей. Наприклад, корпус ракетного двигуна може мати довжину

понад 10 метрів, а лопаті вітряного генератора – більше 30 метрів. Яхти також виготовляються до 20 метрів у довжину. Проте, існує високий ризик виникнення дефектів на всіх етапах виробництва, включаючи транспортування та розвантаження виробу.

Внутрішнє розшарування та отвори значно погіршують міцність композиту. Тому, для моделювання пошкоджень композиту під час удару, часто випробовують зразки з отвором стандартного розміру, зазвичай діаметром 6 мм, як у випробуваннях на стиск, так і на розтяг.

Оцінка чутливості матеріалу до ударів часто проводиться шляхом вимірювання розміру утвореного дефекту. Розмір дефекту може бути визначений за допомогою ультразвукових методів. У випадку композитів з термопластичною матрицею розмір пошкодження зазвичай менший, ніж у випадку з епоксидною матрицею. Глибина інденатації також слугує показником стійкості до удару, більша глибина спостерігається у випадку епоксидної матриці.

Тип волокон є основним фактором, що впливає на ступінь ушкодження. Використання органопластика замість вуглепластика може значно зменшити розмір пошкоджень під час удару. Форма волокон також важлива, наприклад, односпрямовані препреги мають більший розмір ушкоджень під час удару в порівнянні з композитами на основі тканини. Тканинні структури мають перевагу у збереженні міцності через переплетення ниток, що зупиняє поширення тріщин.

Поперечне прострочення шарів матеріалу під час удару впливає на зменшення розшарування. Також застосовують гібриди волокон різних типів, такі як скляні волокна разом із вуглецевими, щоб зменшити розмір ушкоджень та підвищити ударні властивості матеріалу.

Ускладнені містки, такі як легкі переносні пішохідні мостки, можуть використовувати менш тривіальний метод, де менш тендітні волокна (наприклад, арамідні) розміщуються на поверхні пластини, де ймовірність удару найвища, тоді як більш міцні волокна (скляні або вуглецеві) використовуються всередині пластини для підвищення захисту від ударів.

Для досягнення максимального балістичного захисту застосовують чергування шарів арамідних волокон із шарами волокон СВМПЕ. Це особливо ефективно, навіть

коли використовуються різні матриці в сусідніх шарах або волокна вуглецю різних типів, таких як високомодульні та високоміцні. Чим більше різняться шари, тим сильніший ефект досягається.

У випадку удару невеликі зразки зазнають більших пошкоджень, ніж великі вироби. Це призводить до значного зниження міцності при розриві у невеликих зразках після удару. Пояснення такого явища полягає в тому, що енергія удару розподіляється на більшу площу великих деталей, зменшуючи пошкодження біля точки удару. Це гарантує, що характеристики великих виробів знижуються менше, ніж у невеликих лабораторних зразках.

Стійкість до удару визначається способом укладання шарів. Енергія удару легко передається до сусіднього шару багатошарового ламінату, якщо напрямки волокон у шарах збігаються. У такому випадку пошкодження може бути серйознішим. Для зменшення ушкодженості, напрями укладання суміжних шарів повинні бути різними. Наприклад, ламінат із схемою укладання шарів [90/0/90/0] демонструє меншу ушкодженість порівняно із схемою [90/90/0/0] або [90/0/0/90].

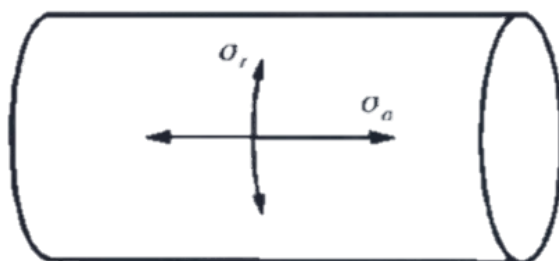


Рисунок 2.4 - Напруги в стінці труби, що знаходиться під внутрішньою напругою

У трубах під внутрішнім тиском, осьова напруга в стінці труби (рис. 2.4) дорівнює

$$\sigma_a = \frac{PR}{2t}$$

де R - радіус труби,

t - її товщина.

Радіальна напруга в стінці буд:

$$\sigma_r = \frac{PR}{t}$$

Таким чином, напруга в кільцевих шарах вдвічі вища, ніж у спіральних, що робить зовнішні кільцеві шари більш небезпечними. Тому проектуючи, кільцеві шари обов'язково закривають спіральними.

У випадку, якщо корпус посудини тиску, труби чи ракети виготовляється ізотропним металом, товщина корпусу повинна бути достатньою для витримання радіальної напруги. При цьому міцність в осьовому напрямку залишається завищеною. Застосування волокнистих композитів дозволяє додатково зменшити вагу корпусу посудини тиску, оптимізуючи міцність в осьовому та радіальному напрямках. Це є додатковою перевагою порівняно з металами.

У випадку дорогоцінних чи критично важливих виробів застосовують видалені захисні оболонки для мінімізації ваги космічних апаратів. У зв'язку з обмеженим запасом міцності цих виробів, під час транспортування та зберігання використовують захисні оболонки, які видаляють перед запуском. Захисні оболонки можуть бути виготовлені з металу чи композитів, іноді їх можна використовувати повторно.

У випадку попосудин тиску іноді застосовують зовнішній захист для критично важливих областей, таких як перехідні зони, де закінчуються кільцеві та починаються спіральні шари намотування. Іноді захисний шар може бути приклеєний до композиту в найбільш небезпечних місцях, що, однак, призводить до збільшення ваги виробу.

### **2.3.10 Оцінка ступеня ушкодження**

Процес оцінки ступеня ушкодження розпочинається з візуального огляду, для чого пошкоджена область повинна бути доступною для детального огляду. Проте виникає проблема з прихованими ушкодженнями, які можуть залишатися непоміченими зовні (див. рис. 2.5). При ударі матриця під поверхнею шару може розтріскатися. Ушкодження часто має конічну форму, яка розширюється від точки удару, і на зворотній стороні ламінату може виникнути широке розшарування. Якщо



доступна лише одна поверхня для огляду, може припускатися, що з протилежного боку ушкодження більше, ніж з боку удару.

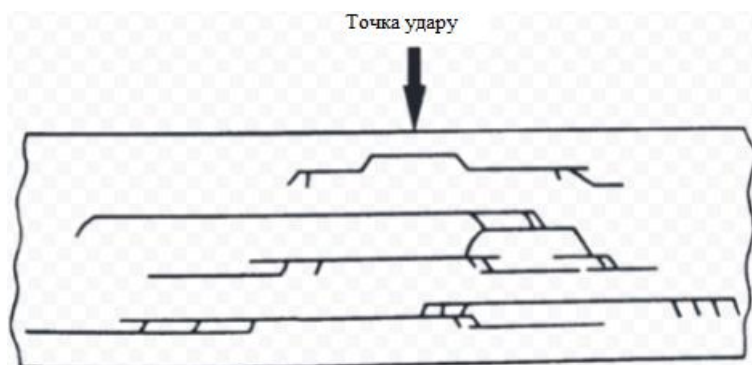


Рисунок 2.5. – Внутрішнє розтріскування шаруватого композиту

Візуальний огляд є обов'язковим етапом при вирішенні питань щодо ремонту, і його важливо проводити з кількох різних кутів зору. Спочатку ушкодження ретельно оглядають під прямим кутом, вимірюючи глибину пошкодження. Подальший огляд включає розгляд ушкодження з інших кутів, звертаючи увагу на порушення гладкості поверхні та виявлення невеликих тріщин.

Огляд супроводжується простукуванням, де звертають увагу на зміну звуку, схожу на простукування залізничних коліс. Цей метод випробування базується на різниці у звучанні між пошкодженими та непошкодженими областями. Зміна тону свідчить про наявність дефектів. Простукування проводять, відступаючи на 1-2 см, роблячи мітку фломастером, що вказує на межі дефекту. Цей процес повторюється, поки весь контур дефекту не буде визначений.

Хоча метод простукування ефективний, його застосовність обмежена невеликими областями, де підозрюється ушкодження. Для великих ділянок цей метод може бути втомлюючим та потребує досвіду робітника. В інших випадках, після візуального огляду та простукування, застосовують інструментальні методи неруйнівного контролю.

### 3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

#### 3.1. Характеристика тактико-економічних показників проектованого БпЛА, як товарного продукту

Основними характеристиками проектованого літака, що впливають на економічні показники проекту є:

❖ Масові характеристики:

- Максимальна злітна маса – 7,4 кг;
- Максимальна вага БпЛА = 3,77 кг;
- Маса корисного навантаження – 2,3 кг;
- Маса акумуляторної батареї – 1,2 кг.

❖ Тип та основні характеристики матеріалу корпусу – склопластик

- Склотканина E-glass 200 мкм – 2,7м<sup>3</sup>
- Маса склотканини – 1100 г
- Вартість склотканини – 90 у.о.

❖ Тип та основні характеристики епоксидні смоли і затверджувача

- Епоксидна смола і затверджувач Larit
- Маса епоксидної смоли і затверджувача – 950 г
- Вартість склотканини – 65 у.о.

❖ Тип та основні характеристики силових ланжеронів

- Ланжерон з карбонових трубок  $d = 10\text{мм}$  і  $12\text{ мм}$  – 4шт
- Маса карбонових трубок – 400 г
- Вартість склотканини – 40 у.о.

❖ Тип та основні характеристики нервюр

- Нервюри текстолітових пластин 3мм – 10шт
- Маса карбонових трубок – 110 г
- Вартість склотканини – 10 у.о.

❖ Тип та основні характеристики фурнітури пластикової

- Виконані методом 3Д друку з ABS пластика
- Маса друкованих деталей – 230 г
- Вартість друкованих деталей – 10 у.о.

❖ Тип та основні характеристики вибраного двигуна:

Тип двигуна – електродвигун SunnySky A2820 KV570 6S;

- Маса електродвигуна – 135г – 2шт
- Потужність електродвигуна – 1325 Вт; - 2шт
- Вартість двигуна – 60 у.о – 2шт

❖ Тип та основні характеристики політного контролера:

Політний контролер CubePilot HEX Pixhawk 2.1 Cube Orange+

- Маса політного контролеру – 75г
- Вартість політного контролеру – 400 у.о.

❖ Тип та основні характеристики регулятора обертів:

Регулятор ходу HOBBYWING FLYFUN V5 80A 3-6S – 2шт

- Маса регулятора ходу – 95г – 2шт
- Вартість регулятора ходу – 60 у.о. – 2шт

❖ Тип та основні характеристики приймача GNSS з компасом

- Приймач GNSS Ublox Cuav Neo 3 M9N з компасом
- Маса приймача – 45г
- Вартість приймача – 185 у.о.

❖ Тип та основні характеристики сервоприводів керуючих поверхонь

- Сервоприводи 12г Emax ES08MA II 2.0кг – 5шт
- Маса сервоприводів – 20г – 5шт
- Вартість сервоприводів – 12 у.о. – 5шт

❖ Тип та основні характеристики пропелерів

- Пропеллер 10x6" CW/CCW – 2 шт
- Маса пропелерів – 20г – 2шт
- Вартість пропелерів – 5 у.о. – 2шт

❖ Тип та основні характеристики акумуляторної батареї

- Акумуляторна батарея 21700 Molicel Li-Ion 4500мАч 6S3P - 2 шт
- Маса акумуляторної батареї – 1200г – 2шт
- Вартість акумуляторної батареї – 105 у.о. – 2шт

❖ Тип та основні характеристики відео передавача

- Відеопередавач 5.8GHz Rush 2.5W
- Маса відеопередавача – 80г
- Вартість відеопередавача – 85 у.о.
- ❖ Тип та основні характеристики відеокамери з трьохосьовим підвісом

Камера з підвісом SIYI A8 4K з 3-осьовою стабілізацією

- Маса відеокамери з трьохосьовим підвісом – 120г
- Вартість відеокамери з трьохосьовим підвісом – 400 у.о.
- ❖ Тип та основні характеристики системи керування

Антено-телеметрійний комплекс на базі RF Modem 915 MHz

- Маса Антено-телеметрійний комплексу (бортовий юніт) – 200г
- Маса Антено-телеметрійний комплексу (наземна станція) – 6000г
- Вартість відеокамери з трьохосьовим підвісом – 800 у.о.

Всі зазначені характеристики впливають на остаточну вартість проектного літака. Однак визначений БПЛА розробляється так, щоб кінцева ціна могла коливатися в залежності від компонування та конфігурації БПЛА, а також внаслідок можливих варіацій у встановленому обладнанні. Іншими словами, повітряне судно буде спроектовано з урахуванням можливості встановлення різного обладнання за своїми характеристиками та ціною.

Важливим фактором у формуванні попиту на ЛА є вибір двигуна. SunnySky A2820 KV570 6S; Проте завдяки покращеній аеродинаміці та механізації крила, цей літак може конкурувати на ринку БПЛА відповідного типу і призначення.

### **3.2. Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату**

Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро

Для повного розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро необхідні масові характеристики конструкції та обладнання проектного літака й швидкісні характеристики, а саме максимальна швидкість польоту літака  $V_{max}$  в км/год.

– Масові характеристики літака, що проектується:

- Маса конструкції літака  $m_{\text{кон}} = 3,77$  кг;
- Маса обладнання  $m_{\text{обл}} = 1,2$  кг;
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальна швидкість польоту  $V_{\text{max}} = 105$  км/год.

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних в дослідно-конструкторському бюро. Розрахунок приведений нижче.

### **Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака**

Для повного розрахунку витрат на серійне виробництво літака також необхідні масові характеристики проектованого літака, масові характеристики обладнання, що буде встановлено й масові характеристики цільового навантаження. Окрім цього, необхідно вказати швидкісні характеристики, а саме максимальна швидкість польоту літака  $V_{\text{max}}$  в км/год.

- Масові характеристики літака, проектується:
- Маса конструкції літака  $m_{\text{кон}} = 3,77$  кг;
- Маса обладнання  $m_{\text{обл}} = 1,2$  кг;
- Маса силової установки  $m_{\text{cy}} = 0,45$  кг.
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальна швидкість польоту  $V_{\text{max}} = 105$  км/год.

Впродовж року планується випускати заводом-виробником по 600 БПЛА. При цьому, лише 200 БПЛА повинно виробитись за перше півріччя виробництва. В подальшому, за другий рік серійного виробництва кількість випущених літаків повинна збільшитись до рівня закладеного програмою (1000 штуки). Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних при серійному виробництві літака, що проектується. Розрахунок наведений нижче

## **3.3. Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату**

### **3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро**

Попередньо повні укрупнені витрати розраховують на етапі аванпроекту. Тому окремо задані витрати на аванпроект, ескізне та робоче проектування доцільно

об'єднати в один у один сегмент – витрати на проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже, розрахунок витрат проводять за такими етапами:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- випробування дослідних зразків та корегування конструкторських креслень ЛА.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначають за формулою:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{a_{(M+1)}}$$

де  $V_{\text{проект}}$  – витрати на проектування, тис. грн.;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$m_{\text{пл}} = 3,77$  кг – маса планера літака, без урахування маси силової установки ( $m_{\text{пл}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{обл}}$ );

$V_{\text{max}} = 100$  км/год – максимальна швидкість польоту проектного літака;

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 1,61 + 3,6^{0,1} \cdot \frac{0,9044}{0,041^{(0,094+1)}} = 81,8 \text{ тис, грн.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків проектного літального апарату:

$$C_{N,\text{виг}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot N^{-0,2} \cdot m_{\text{пл}}^{1,234} \cdot V_{\text{max}}^{0,699}$$

де  $C_{N,\text{виг}}$  – вартість виготовлення N-го дослідного зразка ЛА, тис. грн.;

$N$  – порядковий номер дослідного зразка;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$m_{\text{пл}} = 3,77$  – маса планера літака, без урахування маси силової установки ( $m_{\text{пл}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{обл}}$ );

$N$  – порядковий номер дослідного зразка;

$V_{\text{max}} = 120$  км/год – максимальна швидкість польоту проектного літака.

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$C_{1,\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{-0,2} \cdot 3,6^{1,237} \cdot 120^{0,699} = 198,5 \text{ тис грн.}$$

$$C_{2,\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,2} \cdot 3,6^{1,237} \cdot 120^{0,699} = 85,7 \text{ тис грн.}$$

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків розраховуємо за формулою:

$$V_{\text{ВИПР}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot K_{\text{ПВВ}} \cdot n_{\text{ЗР}}^{-0,9} \cdot [1 + 0,01(n_{\text{ЗР}} - 1)]$$

де  $V_{\text{ВИПР}}$  – витрати на випробування і корегування дослідних зразків ЛА, тис.у.о.;

$n_{\text{ЗР}} = 2$  шт – кількість дослідних зразків ЛА

$K_{\text{ПВВ}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{ВИПР}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 1,6 \cdot 2^{0,9} \cdot [1 + 0,01(2 - 1)] = 330,6 \text{ тис. грн}$$

Загальні витрати ДКБ визначаються за формулою:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ПРОЕКТ}} + C_{1,\text{ВИГ}} + C_{2,\text{ВИГ}} + V_{\text{ВИПР}}$$

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{ДКБ}} = 81,8 + 985 + 857 + 130 = 1\,696 \text{ тис. грн}$$

Вартість проекту

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} \cdot 25\% = 1\,224 \text{ тис. грн}$$

### 3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

Повна середня собівартість одного БПЛА визначається за наступною формулою:

$$C_{\text{ПОВ}} = C_{\text{ВИР}} + V_{\text{збут}}$$

де СВІР – виробнича середня собівартість одного літака з річного випуску;

Взбут – витрати на збут, закладені в розмірі 1,5% від виробничої собівартості

Формула матиме вигляд:

$$C_{\text{ПОВ}} = C_{\text{ВИР}} + 1,015$$

Виробнича середня собівартість одного літака з річного обсягу без собівартості двигуна розраховується за формулою:

$$C_{\text{ВИР}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{кв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{спец}} + V_{\text{зп}} + V_{\text{зв}} + V_{\text{ЄСВ}}$$

де  $V_{\text{мат}}$  – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів (поковок, лиття та штамповок), тис. грн.;

$V_{\text{пв}}$  – вартість покупних виробів, тис. грн.;

$V_{\text{со}}$  – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску БПЛА, тис. грн.;

$V_{\text{пост}}$  – постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення, тис. грн.;

$V_{\text{спец}}$  – спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань виготовлених серійних літаків, тис. грн.;

$V_{\text{зп}}$  – витрати на заробітну плату робітників, тис. грн.;

$V_{\text{ОВЗ}}$  – обов'язкові внески на річну програму випуску літаків, тис. грн.;

$V_{\text{зв}}$  – загальновиробничі витрати, тис. грн.

Вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів визначимо за формулою:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lgN}$$



$V_{\max} = 100$  км/год – максимальна швидкість;

$m_k = 3,77$  кг – маса конструкції літака;

$N = 600$  шт – річний обсяг випуску літаків.

Підставивши наявні дані у формулу, отримаємо:

$$B_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 3,6^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lg5475} = 154.83 \text{ тис. грн}$$

Вартість покупних виробів розраховуємо за формулою:

$$B_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\max} + 14,15 \cdot m_{\text{пуст}}) \cdot N^{-0,09}$$

де  $V_{\max} = 100$  км/год – максимальна швидкість проектованого БПЛА;

$N = 600$  шт – річний обсяг випуску БПЛА;

$m_{\text{пуст}} = 3,27$  – маса пустого БПЛА

$$B_{\text{кв}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot 100 + 14,15 \cdot 3,4) \cdot 5475^{-0,09} = 681 \text{ тис. грн.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки залежать від маси планера, обсягу випуску, максимальної швидкості, рівня використання нормалізованої оснастки, рівня наступності конструкції планера, кількості встановлених двигунів.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, розраховуємо за формулою:

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{\text{пуст}}$$

де  $n = 2$  шт – кількість двигунів установлених на одному ЛА;

$m_{\text{пуст}} = 3,27$  кг – маса пустого ЛА.

Згідно із формулою та наявними даними:

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^2 \cdot 3,4 = 3.138 \text{ млн. нормо – год}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5$$

де  $K_1$  – коефіцієнт, що враховує обсяг випуску:

$$K_1 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,77 \cdot 10^{-3} + 0,64 = 9,706$$

$K_2$  – коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованої оснащення:

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot x = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075$$

Де  $x = 25\%$  – рівень застосування нормалізованої оснастки у %, на серійних заводах;

$K_3$  – коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції:

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left( 220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right) = 1$$

( $X = 0\%$  – відсоток деталей конструкції, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі, при  $X = 0\% \rightarrow K_3 = 1$ );

$K_4$  – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення ( $K_4 = 0,3$  для легких БПЛА із злітною масою до 15 кг);

$K_5$  – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки. У випадку літаків без можливості вертикального злету та посадки  $K_5 = 1$ .

Підставивши отримані дані у формулу, отримаємо:

$$T_{\text{осн}} = 3,6 \cdot 0,695 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 0,3 \cdot 1 = 0,8 \text{ млн. нормо – год}$$

Величина витрат на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення розраховується за формулою:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C}$$

Де  $\bar{C} = 5$  грн. – вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення

Витрати складуть

$$CO = 0,8 \cdot 5 = 4 \text{ тис. грн.}$$

Тоді:

$$B_{co} = \frac{CO}{N_1 + N_2}$$

Де  $N_1, N_2$  – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва відповідно ( $N_1 = 600, N_2 = 1000$ )

Підставивши отримані дані у формулу, розрахуємо повні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення:

$$B_{co} = \frac{4000}{600 + 1000} = 2.5 \text{ тис. грн.}$$

Розрахуємо постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення:

$$PR = K \cdot B_{co}$$

де  $K = 44\%$  – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Постановочні витрати складуть:

$$PR = 0,44 \cdot 0,36 = 1584 \text{ тис. грн}$$

Розрахуємо спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань серійних літаків:

$$CP = K \cdot B_{co}$$

де  $K = 33\%$  – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Спеціальні витрати складуть:

$$CP = 0,33 \cdot 0,36 = 1188 \text{ тис. грн}$$

Витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників знаходимо за формулою:

$$B_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр}$$

де  $K_{пр}$  – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва:

$$K_{пр} = 1,08^{-t} = 1,08^{-2} = 0.857$$

Де ( $t = 2$  для малих БПЛА);

$N = 600$  шт – річний обсяг випуску літаків;

$m_k = 3,77$  кг – маса конструкції літака.

Підставимо наявні значення у формулу:

$$B_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 3,4^{0,903} \cdot 0,586^{0,42} \cdot 5475^{-0,32} \cdot 0,857 = 594.6 \text{ тис. грн.}$$

Загальновиробничі витрати розраховуються за формулою:

$$B_{зв} = 1,92 \cdot B_{зп} \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359})$$

$N = 600$  шт – річний обсяг випуску літаків;

З урахуванням закладеного річного випуску літаків, загальновиробничі витрати складуть:

$$B_{зв} = 1,92 \cdot 5946 \cdot (3,04 \cdot 5475^{-0,129} + 3,701 \cdot 5475^{-0,359}) = 13354 \text{ тис. грн}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску БПЛА визначаються так:

$$B_{ОВЗ} = \frac{l_{ОВЗ} \cdot ЗП \cdot N}{100}$$

де  $l_{ОВЗ} = 22\%$  – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$N = 600$  шт – річний обсяг випуску літаків;

ЗП – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються в заводську середню собівартість одного БПЛА, тис.грн.

$$ЗП = K_{ЗП} \cdot (B_{CO} + ПР + СР + B_{ЗП} + B_{ЗВ})$$

де  $K_{ЗП} = 0,235$  – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва і непрямі загальнозаводські витрати.

Витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників складуть:

$$ЗП = 0,235 \cdot (0,36 + 0,1584 + 0,1188 + 5946 + 13354) = 4536,65 \text{ тис. грн.}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску БПЛА:

$$B_{ОВЗ} = \frac{22\% \cdot 4536,65 \cdot 5475}{100} = 59643,95$$

Підсумувавши витрати по всіх статтях отримаємо величину середньої виробничої собівартості одного літака:

$$C_{ВИР} = 513 + 851 + 0,36 + 5946 + 13354 = 20664,36$$

Повна середня собівартість одного БПЛА з річного обсягу випуску в 600 штук без собівартості двигунів становить:

$$C_{ПОВ} = 1,015 \cdot 20664,36 = 20974 \text{ тис. грн.}$$

Плановий прибуток серійного заводу:

$$П_{ЛА} = P \cdot \frac{C_{ПОВ}}{100}$$

де  $P = 20\%$  – планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом.

Підставивши наявні величини у формулу, отримаємо:

$$P_{\text{ЛА}} = 20 \cdot \frac{20974}{100} = 4194 \text{ тис. грн}$$

Розрахункова середня ціна літака із двигуном складає:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ПОВ}} + V_{\text{ДВ}} + P_{\text{ЛА}} = 4195,2 + 1,2 + 4195,2 = 8391,6 \text{ тис. грн}$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 18% від його величини, у розпорядженні заводу залишається лише чистий прибуток, який можна розрахувати за формулою:

$$P_{\text{ЛАЧ}} = 0,82 \cdot P_{\text{ЛА}} = 0,82 \cdot 8391,2 = 6880 \text{ тис. грн}$$

Розрахована кінцева рентабельність:

$$P = \frac{P_{\text{ЛАЧ}}}{C_{\text{ЛА}}} = \frac{6880}{16782,4} = 10,2\%$$

### **3.4. Оцінка ефективності виробництва БПЛА в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту**

#### **3.4.1 Визначення точки безбитковості**

Точкою безбитковості називається той обсяг вироблених і реалізованих на ринку збуту літальних апаратів, при якому досягається повне погашення інвестиційних витрат і надалі весь прибуток від продажів залишається підприємству.

Оскільки повні витрати виробництва літака можна розділити на змінні, які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання) і постійні, що не залежать від обсягів виробництва (витрати в дослідно- конструкторському бюро, загальнозаводські і загальноцехові витрати), то аналітична рівність виручки і витрат виглядає так:

$$N_{\text{ТБ}} \cdot \Pi = V_{\text{пост}} + V_{\text{зм}} \cdot N_{\text{ТБ}}$$

де  $N_{\text{ТБ}}$  – така кількість вироблених літаків, опісля якої повний чистий прибуток підприємства перевищить загальні витрати (кількість випущених літаків у точці беззбитковості), шт.;

$\Pi = 3,651$  тис.грн– чистий прибуток підприємства від продажу однієї одиниці товару, в нашому випадку чистий прибуток від продажу одного літака;

$V_{\text{пост}} = 5,680$  тис.грн. – постійні витрати підприємства, які для даного розрахунку прийняті як такі, які дорівнюють витратам необхідним у дослідно конструкторському бюро на проектування і доведення та покращення літака;

$V_{\text{зм}}$  – змінні витрати підприємства, такі які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання), тис. грн. Для даного розрахунку середні змінні витрати на виготовлення одного літака приймемо такими, які можна знайти за формулою:

$$V_{\text{зм}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{кв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{зп}}$$

Згідно із розрахунком витрат на серійне виробництво:

$$V_{\text{зм}} = 513 + 851 + 0.36 + 5946 = 7310 \text{ тис.грн}$$

Проведемо розрахунок необхідної кількості випущених літаків, щоб отриманий прибуток перевищив усі затрати (розрахунок точки беззбитковості).

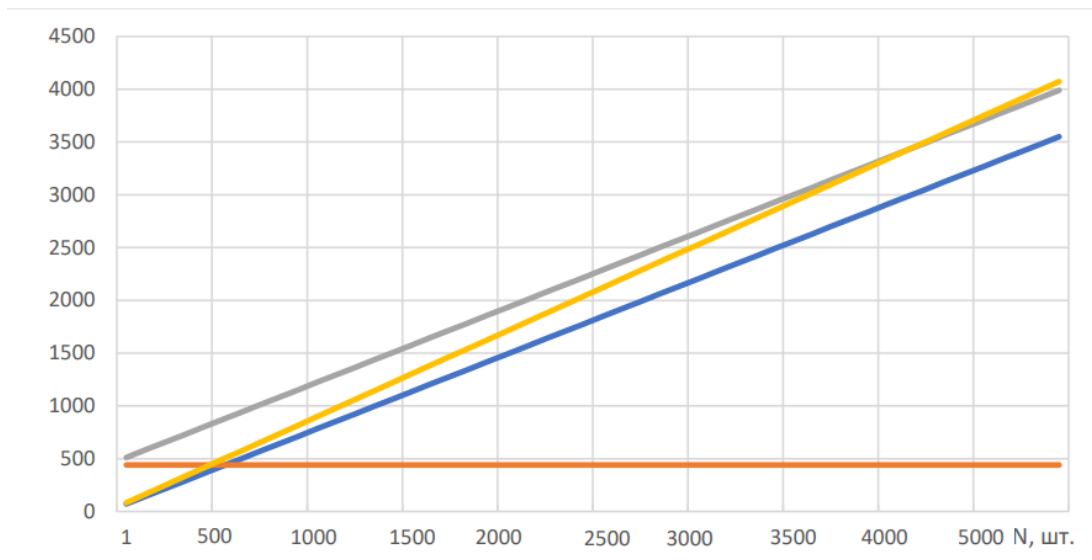
Для цього перетворимо наведену вище рівність:

$$N_{\text{ТБ}} = V_{\text{пост}} / (V_{\text{зм}} - \Pi_{\text{ла}})$$

Підставимо у отриману формулу наявні дані:

$$N_{\text{ТБ}} = \frac{5680}{7310 - 3651} = 29,7 \approx 30 \text{ шт.}$$

Точку беззбитковості можна визначити графічно, як проекцію точки перетину двох прямих: прямої прибутку від реалізації виробленої продукції (проданих літаків) та прямої повних витрат на виробництво літаків (змінні витрати + постійні витрати).



### 3.1 - Графік формування точки безбитковості

Загальні витрати дослідно-конструкторського бюро на проектування та вдосконалення літака складають 2924 тис. гривень. При цьому середня вартість одного літака становитиме 83380 гривень, включаючи собівартість самого літака, вартість двигуна та прибуток. Чистий прибуток підприємства з продажу кожного літака складатиме 3000 гривень, що відповідає рентабельності на рівні 10,5%.

Протягом першого року планується випустити 600 БПЛА, а з наступного року – 1000 штук. Точка безбитковості проекту досягне в 260 літальних апаратів, що означає, що в кінці другого року виробництва проект повністю окупиться, і підприємство отримає прибуток.

Варто відзначити, що з урахуванням сучасного ринку БПЛА подібного класу в Україні і світі, а також виходячи з умов повномасштабної війни в Україні, основним замовником проєктованих літаків є державні оборонні підприємства а також фонди забезпечення Сил оборони і безпеки України. З цього приводу необхідно провести сертифікацію літака відповідно до державних стандартів, прийнятих за спрощеними процедурами відповідних нормативно-правових документів.

Проектований літак є конкурентоспроможним як за окремими характеристиками, так і за загальними показниками, і в багатьох випадках перевершує існуючі аналоги.



### 3.5 Висновки

У розділі економічного аспекту були ретельно розглянуті всі витрати на виробництво БПЛА. Всього витрати дослідно-конструкторського бюро, що включали в себе витрати на проектування та вдосконалення, були оцінені на рівні 2924 тис. гривень.

Середня вартість одного літака, враховуючи собівартість, вартість двигуна та очікуваний прибуток, складає 83380 тис. гривень.

Чистий прибуток від продажу кожного літака становить 8400 гривень, що відповідає рівні 10,5% рентабельності проекту. Це важливий показник, що свідчить про ефективність виробництва та його конкурентоспроможність на ринку.

## 4. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ

### 4.1 Симуляція в CFD Autodesk

Оскільки безпілотний літальний апарат (БПЛА) був розроблений з нуля та володіє своїми конструктивними особливостями, важливим етапом є аеродинамічний розрахунок, який надасть інформацію про його поведінку в повітряному просторі. Для виконання цього завдання використано програмне середовище CFD Autodesk.

Методи обчислення в галузі обчислювальної гідродинаміки (CFD) дозволяють отримати детальні дані про аеродинамічні характеристики апарата, розподіл тиску на поверхні. Використання CFD в даній роботі створює можливість провести реалістичні симуляції роботи БПЛА в різних умовах та зрозуміти вплив конструктивних рішень на його аеродинамічні характеристики.

Для успішного проведення симуляції в програмному середовищі CFD Autodesk, необхідно задати вхідні параметри розроблюваного об'єкту, а саме – матеріали, з яких виготовлені елементи фюзеляжу, в якості матеріалу фюзеляжу був використаний матеріал «fiberglass» за наступними фізичними властивостями (рис. 4.1)

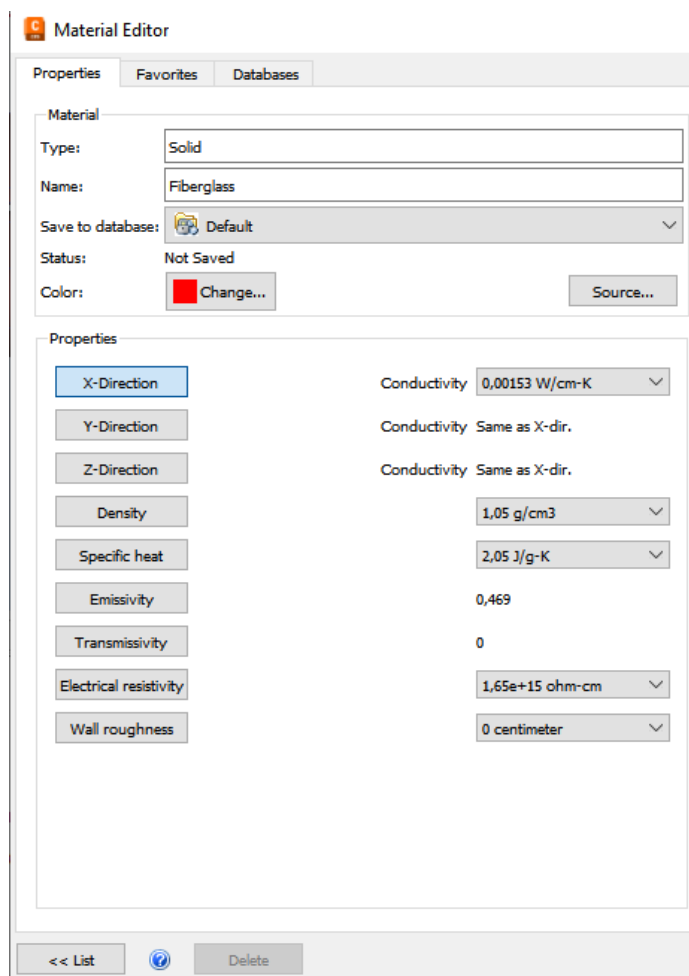


Рисунок 4.1 – Фізичні властивості матеріалу Fiberglass

В якості оточуючого матеріалу було використано повітря с наступними параметрами(рис. 4.2)

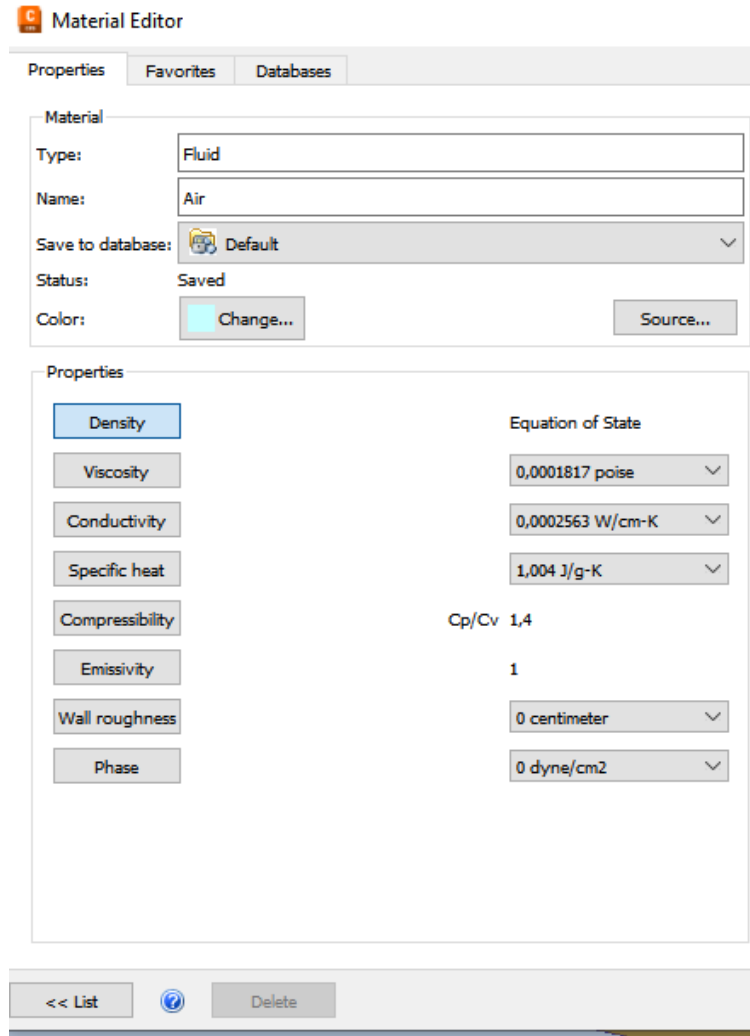


Рисунок 4.2 – Фізичні властивості повітря

та швидкість повітряного потоку в розмірі 120 км/год (рис. 4.3)

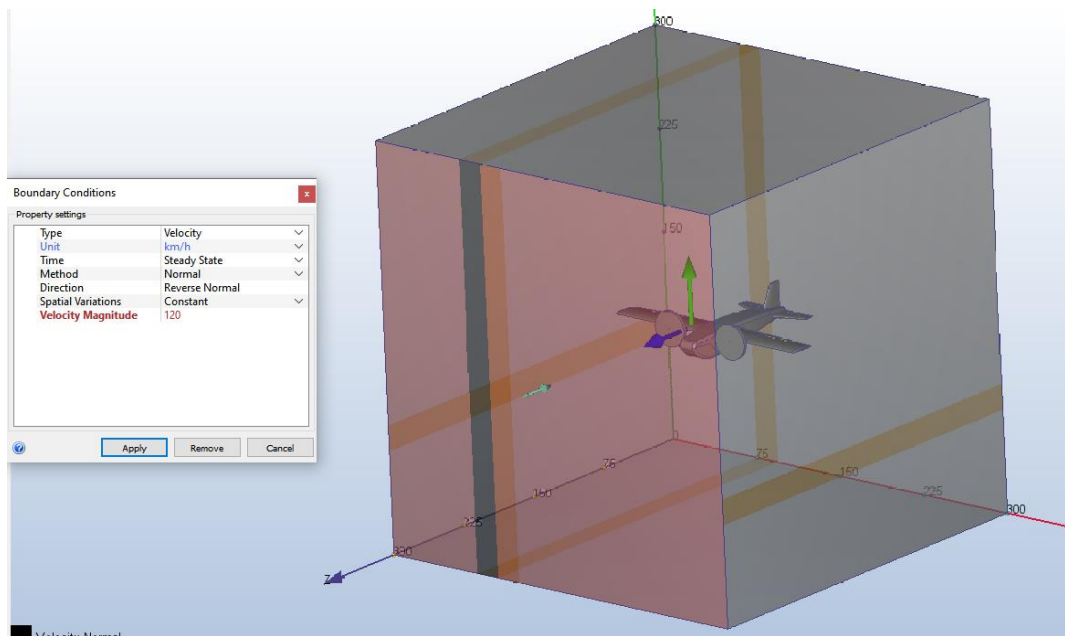


Рисунок 4.3 – Налаштування швидкості повітря

Матеріали, використані при конструюванні фюзеляжу, визначають фізичні властивості поверхні та їх взаємодію з повітрям під час руху. Для кращої точності моделювання слід враховувати параметри, такі як густину, теплопровідність та інші характеристики матеріалів.

Швидкість повітряного потоку є ключовим параметром для визначення аеродинамічних властивостей. Цей параметр встановлюється відповідно до реальних умов експлуатації або специфікацій для конкретних сценаріїв польоту.

Введення точних та обґрунтованих значень цих параметрів є важливою передумовою для отримання надійних та достовірних результатів симуляції аеродинаміки розробленого об'єкту в обраному програмному середовищі.

Після розрахунку були отримані наступні результати:

Показання швидкості в поздовжньому перерізі (рис. 4.4)

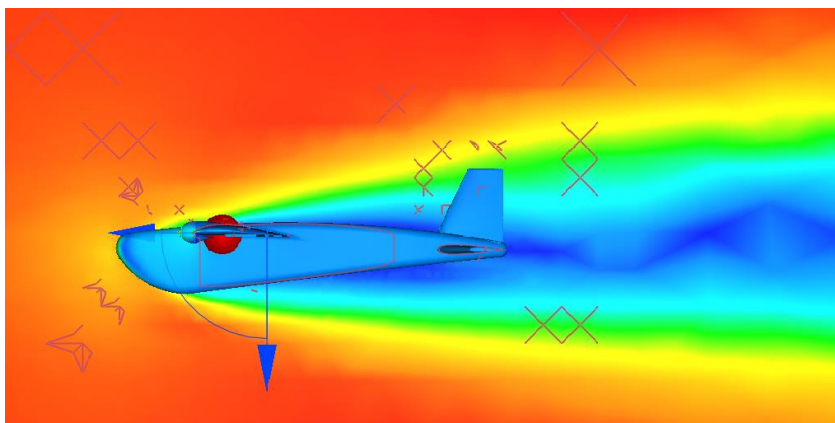


Рисунок 4.4 – Поведінка повітряних потоків на 3D моделі

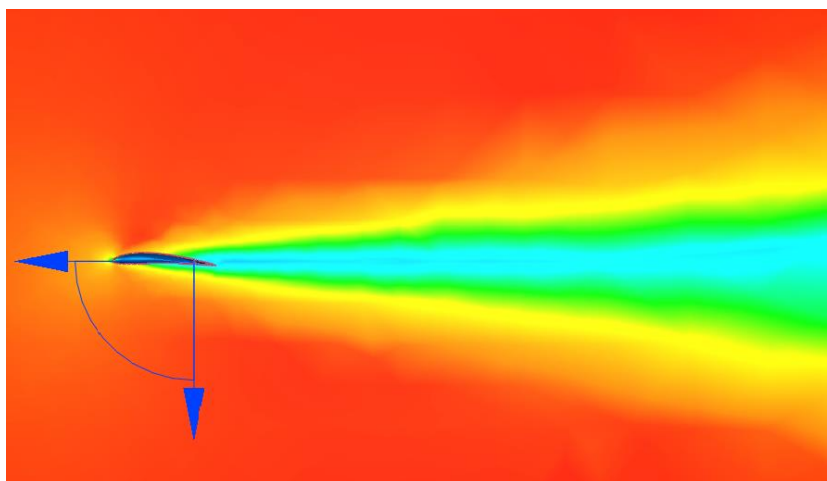


Рисунок 4.5 – Поведінка повітряних потоків на крилі БПЛА

Візуальний контроль результатів дозволяє оцінити швидкість потоків в тій чи іншій точці. За шкалою зліва стає зрозуміло за градієнтом в якій точці який показник швидкості.

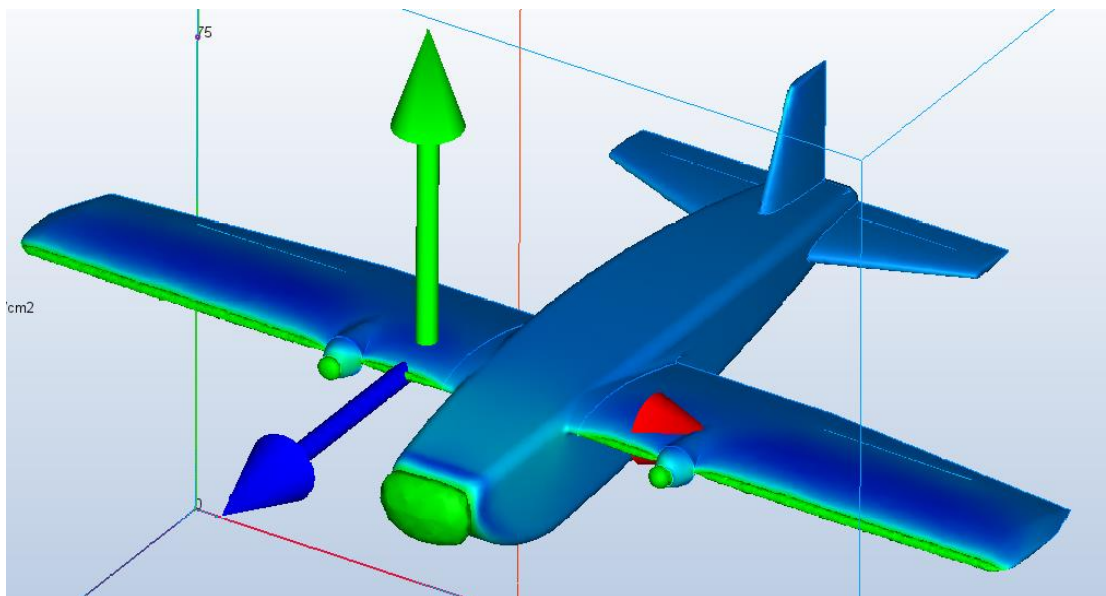


Рисунок 4.6 – Ізоповерхня швидкості

Ізоповерхні швидкості показують області повітряного потоку з різною швидкістю. Це дозволяє визначити зони, де швидкість повітря збільшується або зменшується, що є важливим для аналізу аеродинамічної ефективності крила та інших елементів конструкції. Ізоповерхні швидкості можуть служити основою для визначення оптимальних конфігурацій та для покращення аеродинамічного дизайну.

## 4.2 Висновки

У ході проведеної симуляції в Autodesk CFD було отримано вагомí візуальні дані, що дозволяють глибше зрозуміти поведінку повітряних потоків, які взаємодіють з проєктованим БПЛА, особливо при зустрічній швидкості 120 км/год. Отримана інформація є ключовою для точної оцінки аеродинамічних властивостей ЛА та визначення його реакції на різні умови польоту.

Візуалізація ізоповерхонь швидкості надає детальний огляд областей з високою та низькою швидкістю повітря, важливий для подальших оптимізацій конструкції з метою підвищення ефективності.

Результати цієї симуляції стануть важливим етапом у подальшій розробці та удосконаленні конструкції БПЛА, спрямованій на досягнення максимальної аеродинамічної продуктивності та оптимального функціонування в різних умовах польоту.

## ВИСНОВОК

У ході кваліфікаційної роботи було вивчено різноманітні конструкції та типи безпілотних літальних апаратів (БПЛА), провівши аналіз їхніх переваг та обмежень. В результаті цього дослідження було прийнято рішення вибрати класичну аеродинамічну схему компоновки безпілотного літального апарату з двома тягучими електромоторами, обґрунтовану її стабільністю та маневреністю.

Після вибору конструкції проведено розрахунки основних параметрів БПЛА, використовуючи як традиційні формули, так і програмне середовище Autodesk CFD. Оптимізація проектних параметрів та агрегатів дозволила покращити характеристики літального апарату.

Розроблена специфікація БПЛА надає повну картину щодо компонентів та їхніх можливостей. Лобовий опір був розрахований за допомогою Autodesk CFD, дозволяючи визначити навантаження на кожен точку апарату. Обрані компоненти, такі як електродвигуни та пропелери, підібрані для оптимальної продуктивності.

Аналіз вихідних конструкторських документів та розгляд технічних умов на виготовлення стали важливою частиною дослідження. Вивчення технологічності агрегату, а також додаткових показників технологічності дало можливість визначити ефективні методи виробництва.

Схема конструктивно-технологічного членування та ув'язування оснащення визначили ефективний порядок збирання апарату. Розрахунок дільниці складання та необхідного периметра дозволив точно визначити простір для виробництва.

Технологія виробництва фюзеляжу за допомогою композиційного матеріалу, зокрема ручного пошарового викладання, та методи ремонту композитів були обрані для забезпечення високої міцності та довговічності конструкції.

В економічному аспекті було розглянуто всі необхідні компоненти для виробництва БПЛА. Загальні витрати на дослідно-конструкторське бюро, включаючи проектування та вдосконалення, були оцінені в 2924 тис. гривень. Середня вартість одного літака, яка включає в себе собівартість, вартість двигуна та прибуток, складає 83380 тис. гривень.



Чистий прибуток від продажу кожного літака оцінюється на рівні 8400 гривень, відповідно рентабельність становить 10,5%.

Детальна симуляція в програмному середовищі CFD Autodesk дозволила оцінити фізичні властивості матеріалів, таких як скловолокно (Fiberglass), і визначити вплив повітряних потоків на проєктованому БПЛА. Результати розрахунків, включаючи ізоповітряні швидкості, дали можливість визначити поведінку апарату в аеродинамічному оточенні при максимальній швидкості польоту. Це значуще впливає на подальші покращення та оптимізацію конструкції.

У висновку хочу зауважити, що дана робота охоплює широкий спектр аспектів проєктування та експлуатації БПЛА, включаючи технічні розрахунки, аеродинамічний аналіз, вибір компонентів та розробку процедур експлуатації. БПЛА, розроблений в рамках цього дослідження, є високоефективним та перспективним рішенням для використання в різних сферах, від аерофотозйомки до спеціальних військових завдань.

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. В.С. Фетисов, Л.М. Неугодникова, В.В. Адамовский, Р.А. Красноперов; под ред. В.С. Фетисова.: Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние /– Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с
2. В. М. Синеглазов, А. В. Брыкалов – К.: Автоматизированное проектирование беспилотных летательных аппаратов.: монография : «Освита Украины», 2012.– 269 с.
3. Blyenburgh P.: Unmanned Aircraft Systems. The Current Situation// EASA Workshop on UAV, EASA, 2008. [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws\\_prodg-doc-Events-2008-February-1-Overview-of-the-UAV-Industry-%28UVS%29.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws_prodg-doc-Events-2008-February-1-Overview-of-the-UAV-Industry-%28UVS%29.pdf)
4. Bento M. Unmanned aerial vehicles: an overview // Inside GNSS. – 2008. - №1. – P. 54-61. <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf>
5. Blyenburgh P. UAVs - Current Situation and Considerations for the Way Forward // Defense Technical Information Center, Paris, France. 2000. Compilation Part Notice ADP010752. – 28 p. <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/p010752.pdf>
6. Avia.pro - портал по авиации №1. <http://avia.pro>
7. Независимые беспилотные системы. <http://ruvsa.com>
8. Center for a New American Security. <http://drones.cnas.org>
9. сост. М. С. Иванов [и др.]; под общ. ред. С. А. Попова.: Беспилотные летательные аппараты: справочное пособие / - Воронеж: Научная книга, 2015. - 619 с.
10. А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, В. В. Парфенюк и др: Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов: справ. пособие – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2008.-377 с.
11. Bento M. Unmanned aerial vehicles: an overview // Inside GNSS. – 2008. – №1. – P. 54-61. <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf>
12. Заблотский, А. БПЛА: первое знакомство / А. Заблотский, Р. Ларинцев // Авиация и время. – 2008. – №2 // Онлайн-библиотека Litrus.net. <http://litrus.net/book/read/164811?p=15>.
13. В.М. Синеглазов, А.В. Брыкалов: Автоматизированное проектирование беспилотных летательных аппаратов /, Освита Украины, 2012-269с
14. Autodesk Fusion 360. <https://www.autodesk.com/products/fusion-360/overview?term=1-YEAR&tab=subscription>

15. Fiberglass Fabric <https://www.fiberglassyn.com/>
16. Кривцов, В. С.: Основы аэрокосмической техники [Текст] : учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. Ч.2. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 901с
17. Ноутбук Getac <https://www.getac.com/intl/>
18. Foxeer 700TVL CMOS <https://distributions.com.ua/products/fox-cc1543-kamera-analogovaja-163g-foxeer-700tvl-cmos-30x-zum-c-pwm-upravleniem>
19. Цифровой анемометр Hyelec MS6252B.  
<https://thermolab.net.ua/ua/p800742944-anemometr-mastech-ms6252b.html>
20. Autodesk CFD. <https://www.autodesk.com/products/cfd/overview>
21. NASA 5412 AIRFOIL <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>
22. Мотор для літаків SunnySky X2820 V3 KV570 6S <https://kid-auto.com.ua/ua/p1669034545-motor-dlya-samoletov.html>
23. Пропеллеры Gemfan 1060 [https://flymod.net/item/gemfan\\_1060\\_electric](https://flymod.net/item/gemfan_1060_electric)
24. Регулятор HOBBYWING FLYFUN V5 60A 3-6S для авиамodelей  
<https://distributions.com.ua/products/hw30214101-flyfun-60a-6s-v5>
25. Румбешта В. О.: Технологія складання, регулювання та випробування приладів / В. О. Румбешта. – Київ, 2013. – 360 с.
26. Гаврилов А.Н.: Основы технологии приборостроения. М.: Высш. школа, 1976.-328 с
27. Яновский Г. А.: Методика отработки конструкций на технологичность и оценки уровня технологичности изделий машиностроения и приборостроения [Текст] / Г. А. Яновский, С. И. Генкин.: – Москва: Гос. ком. стандартов Совета Министров СССР. Всесоюз. науч.-исслед. ин-т по нормализации в машиностроении "ВНИИНмаш", 1973. – 102 с.
28. Баженов С.Л.: Механика и технология композиционных материалов/ издательский дом ИНТЕЛЕКТ/ Долгопрудный. 2014-328с.