

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

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК 629.7

До захисту допущено:  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

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

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

**на тему: «Розрахунок композитної лопаті несучого гвинта вертольоту»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп  
Сакович Денис Юрійович \_\_\_\_\_

Керівник:

Професор, д.т.н., професор кафедри АРБ  
Кабанячий Володимир Володимирович \_\_\_\_\_

Рецензент:

доц. каф. СКЛА, к.т.н.,  
доцент Бобков Ю.В. \_\_\_\_\_

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

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2024 року

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

**Саковичу Денису Юрійовичу**

1. Тема дисертації «Композитна лопать несучого гвинта вертольоту», науковий керівник дисертації професор кафедри Кабанячий Володимир Володимирович, д.т.н., затверджена наказом по університету від «03» листопада 2023 р. №5134-с
2. Термін подання студентом дисертації: 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Композитна лопать несучого гвинта вертольоту Мі-24.
4. Вихідні дані: Довжина лопаті – 7775 мм.  
Вага лопаті – 118 кг.  
Хорда лопаті – 580 мм.  
Матеріал - композит
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
  - 5.1. Огляд існуючих лопатей. Вибір аналогу
  - 5.2. Методи проектування лопатей у разі використання композитних матеріалів
  - 5.3. Підбір композитних матеріалів та їх структури
  - 5.4. Розробка конструктивно-силової схеми та 3-D моделі лопаті
  - 5.5. Аеродинамічний розрахунок лопаті.
  - 5.6. Розрахунок композитної лопаті на міцність та жорсткість.
  - 5.7. Розробка старап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд літератури. Вибір аналогу

6.2. Розрахункова модель композитної лопаті.

6.3. Результати аеродинамічного розрахунку лопаті.

6.4. Результати розрахунку лопаті на міцність.

6.5. 3-D модель лопаті.

6.6. Стартап-проект.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Публікація у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання 08.11. 2022 р.

### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд існуючих лопатей. Вибір аналогу.	до 15.12.2022 р.	
2	Методи проектування лопатей у разі використання композитних матеріалів.	до 28.09.2023 р.	
3	Підбір композитних матеріалів та їх структури.	до 30.09.2023 р.	
4	Розробка конструктивно-силової схеми та 3D моделі лопаті.	до 03.10.2023 р.	
5	Аеродинамічний розрахунок лопаті.	до 10.10.2023 р.	
6	Розрахунок композитної лопаті на міцність та жорсткість.	до 22.10.2023 р.	
7	Розробка стартап проекту.	до 05.12.2023 р.	
8	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 26.12.2023 р.	
9	Перевірка на плагіат та доопрацювання.	до 10.01.2024 р.	

Студент

Денис САКОВИЧ

Науковий керівник

Володимир КАБАНЯЧИЙ

## Реферат

**Магістерська дисертація:** «Композитна лопать несучого гвинта вертольоту», 89 сторінок, 33 таблиці, 26 посилань, 42 рисунків.

**Актуальність:** Вертоліт є важливою складовою авіації. Вертикальні зліт та посадка, перевезення вантажів, висадка десанту, а також несення озброєння роблять їх невід'ємною частиною авіаційного комплексу. В сучасних реаліях гостро стоїть питання покращення характеристик вже існуючих моделей вертольотів через відсутність можливості виготовлення нових моделей. Також, навіть при мінімальній зміні в характеристиках гелікоптера можливо досягти значущої переваги над попередніми конструктивними рішеннями. Тому є важливим створення лопатей нового зразка, що позитивно вплине на такі характеристики, як: покращення продуктивності при польоті, довговічність при експлуатації та легкість обслуговування.

**Мета роботи:** розрахунок на міцність, аеродинамічний розрахунок, моделювання та проектування лопаті несучого гвинта гелікоптера при використанні композитних матеріалів.

**Об'єкт дослідження:** Композитна лопать несучого гвинта вертольоту Мі-24.

**Предмет дослідження:** існуючі аналоги лопатей несучого гвинта гелікоптерів.

**Методи дослідження:** Під час виконання даної роботи було використано теоретичні методи дослідження для проведення порівняльного аналізу аналогів гелікоптерів та їх лопатей, аналізування методів проектування у разі використання композитних матеріалів, побудови 3D моделі лопаті та розрахункової моделі, а також за допомогою наукового моделювання у вигляді формул було зроблено розрахунки аеродинаміки та міцності розробленої лопаті. Також був зроблений аналіз існуючих композитних матеріалів, а саме матриць та армованих матеріалів та подальший підбір. Було використано наступне програмне забезпечення: Creo Parametric, PANSYM, Excel.

**Наукова новизна одержаних результатів:** Одержання конструктивно-силової схеми та 3D моделі лопаті несучого гвинта вертольоту виготовленої повністю з композитних матеріалів, а також аеродинамічний розрахунок та розрахунок на міцність. Враховуючи, що сучасні лопаті з використанням композитних матеріалів на основі виготовлення мають сталевий або алюмінієвий лонжерони, в даній роботі було використано композитні матеріали для усієї конструкції. В такому випадку отримані результати можна вважати новими. Також, в подальшому, на основі отриманих результатів можна модернізувати та удосконалювати даний вид лопатей в Україні.

**Практичне значення одержаних результатів:** Моделювання та розрахунок лопаті несучого гвинта гелікоптера з повним використанням композитних матеріалів у конструкції. На основі одержаних результатів можна виконувати подальші розрахунки для удосконалення конструкції.

**Ключові слова:** ВЕРТОЛІТ, КОМПОЗИТНИЙ МАТЕРІАЛ, НЕСУЧИЙ ГВИНТ, КОМПОЗИТНА ЛОПАТЬ

## Abstract

**Master's thesis:** "Composite rotor blade of a helicopter", 89 pages, 33 tables, 26 references, 42 figures.

**Relevance:** The helicopter is an important component of aviation. Vertical take-off and landing, cargo transportation, amphibious landing, as well as carrying weapons make them an integral part of the aviation complex. In modern realities, the issue of improving the characteristics of already existing models of helicopters is acute due to the lack of the possibility of manufacturing new models. Also, even with a minimal change in the characteristics of the helicopter, it is possible to achieve a significant advantage over previous design solutions. Therefore, it is important to create blades of a new model, which will positively affect such characteristics as: improved flight performance, durability in operation and ease of maintenance.

**Purpose of the study:** strength calculation, aerodynamic calculation, modeling and design of a helicopter rotor blade using composite materials.

**Object of study:** Composite rotor blade of Mi-24 helicopter.

**The subject of research:** existing analogues of helicopter rotor blades.

**Research methods:** During the implementation of this work, theoretical research methods were used to conduct a comparative analysis of helicopter analogues and their blades, analysis of design methods in the case of using composite materials, construction of a 3D model of the blade and a calculation model, as well as with the help of scientific modeling in the form of formulas calculations of aerodynamics and strength of the developed blade were made. An analysis of existing composite materials, namely matrices and reinforced materials, and further selection was also made. The following software was used: Creo Parametric, PANSYM, Excel.

**Scientific novelty of the obtained results:** Obtaining a structural and force diagram and a 3D model of a helicopter rotor blade made entirely of composite materials, as well as aerodynamic and strength calculations. Considering that modern blades using composite materials on the basis of manufacturing have steel or aluminum spars, in this work composite materials were used for the entire structure.

In this case, the obtained results can be considered new. Also, in the future, based on the obtained results, it is possible to modernize and improve this type of blades in Ukraine.

**Practical significance of the obtained results:** Modeling and calculation of the rotor blade of a helicopter with the full use of composite materials in the design. Based on the obtained results, further calculations can be performed to improve the design.

**Keywords:** HELICOPTER, COMPOSITE MATERIAL, CARRYING SCREW, COMPOSITE BLADE

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	9
ВСТУП .....	10
1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЛОПАТЕЙ. ВИБІР АНАЛОГУ .....	12
1.1 Огляд існуючих моделей вертольотів.....	12
1.2 Огляд вертольотів сімейства Мі .....	22
1.3 Вибір аналогу .....	30
Висновки по розділу .....	31
2. МЕТОДИ ПРОЕКТУВАННЯ ЛОПАТЕЙ У РАЗІ ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ.....	32
2.1 Загальні методи проектування лопатей .....	32
2.2 Методи проектування у разі використання композитних матеріалів..	35
Висновки по розділу .....	39
3. ПІДБІР КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ ТА ЇХ СТРУКТУРИ .....	40
3.1 Композитні матеріали та їх структури.....	40
3.1.1 Сполучні матеріали.....	40
3.1.2 Армовані матеріали .....	41
3.2 Підбір композитних матеріалів .....	44
Висновки по розділу .....	45
4. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ТА 3D МОДЕЛІ. 46	46
4.1 Розробка конструктивно-силової схеми .....	46
4.2 Розробка 3D моделі.....	47
Висновки по розділу .....	52
5. АЕРОДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК ЛОПАТІ.....	53
5.1 Аеродинамічний розрахунок для першої зони лопаті.....	54
5.2 Аеродинамічний розрахунок для другої зони лопаті .....	57
5.3 Аеродинамічний розрахунок для третьої зони лопаті .....	60
5.4 Аналіз отриманих результатів .....	63
Висновки по розділу .....	64
6. РОЗРАХУНОК КОМПОЗИТНОЇ ЛОПАТІ НА МІЦНІСТЬ ТА ЖОРСТКІСТЬ .....	65

					<b>АЛ21 17мп.20.29.29.01 ПЗ</b>					
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата	<b>Композитна лопать несучого гвинта вертольоту</b>			Лім.	Аркуш	Аркушів
Розроб.	Сакович Д. Ю.								7	89
Перевір.	Кабанячий В. В.									
Т. контр.										
Н. контр.	Поваров С. А.							КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп		
Зате.	Лук'янов П. В.									



6.1 Розрахунок лопаті на міцність .....	67
Висновки по розділу .....	74
7. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ .....	75
7.1 Опис ідеї проекту .....	75
7.2 Аналіз ринкових можливостей проекту .....	77
7.3 Технологічний аудит ідеї даного проекту .....	79
7.4 Розробка ринкової стратегії проекту .....	80
7.5 Розробка маркетингової програми даного стартап проекту .....	82
Висновки по розділу .....	84
ВИСНОВКИ .....	85
ВИКОРИСТАНІ ДЖЕРЕЛА .....	88

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

КМ – композитний матеріал

ПКМ – полімерний композитний матеріал

RIPS - Rotor Ice Protection System

## ВСТУП

З 1970-х років і по сьогодні вертоліт є універсальним літальним апаратом з вертикальним зльотом та посадкою, що відіграє важливу роль під час виконання різноманітних місій, які не здатен виконати літак. Враховуючи постійний прогрес в галузі авіабудування, а саме розробка та впровадження нових конструктивних рішень для удосконалення конструкції та покращення різноманітних характеристик літальних апаратів, важливим рішенням є удосконалення конструкції згідно прогресивності в даній галузі.

Основним елементом вертольоту є лопаті несучого гвинта, які визначають його льотні характеристики та безпеку експлуатації. Рух лопатей стає складним і залежним від різних факторів, таких як динаміка лопаті, спосіб їх закріплення до втулки, режими польоту та інші параметри. Це призводить до постійного удосконалення конструкції лопатей і вивчення нових технологій виготовлення в рамках інтенсивних досліджень, спрямованих на впровадження новаторських розробок у цій області.

### Завдання даної роботи

Для досягнення мети дослідження потрібно виконати наступні завдання:

- Огляд існуючих моделей вертольотів та їх лопатей, а також підбір аналогу.
- Методи проектування лопатей у разі використання композитних матеріалів.
- Підбір композитних матеріалів та огляд їх структур.
- Розробка 3D моделі та конструктивно-силової схеми лопаті.
- Аеродинамічний розрахунок лопаті.
- Розрахунок лопаті на міцність та жорсткість.
- Розробка стартап проекту.



## 1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЛОПАТЕЙ. ВИБІР АНАЛОГУ

Головним і одним з найважливіших компонентом вертольоту є лопаті несучого гвинта, які визначають його льотні характеристики та безпеку експлуатації. Через це конструкція лопатей і технології їх виготовлення постійно вдосконалюються та вивчаються в рамках інтенсивних досліджень, що сприяють впровадженню нових розробок у цій області. Порівняння аналогів допомагає зробити обґрунтоване рішення на основі фактів і конкретних даних вже існуючих вертольотів.

### 1.1 Огляд існуючих моделей вертольотів

Skyline SL-231 Scout – легкий багатоцільовий вертоліт виробництва української компанії «Рамзай» та конструкторського бюро «Горизонт» (рис. 1.1) [5]. Розробка вертольоту почалася в 2012 році. Перший льотний екземпляр був зібраний в 2014 році.

Вертоліт має одногвинтову схему з трилопасним несучим гвинтом. Рульовий гвинт дволопасний. Безпустотна конструкція лопатей несучого гвинта забезпечує кращі механічні властивості лопаті і дозволяє уникнути накопичення вологи всередині лопатей, що відкриває можливість експлуатації SL-231 в країнах з вологим кліматом. Каркас гелікоптера – це клепана конструкція з дюралюмінієвого сплаву.

Технічні характеристики SL-231 Scout представлено в таблиці 1.1

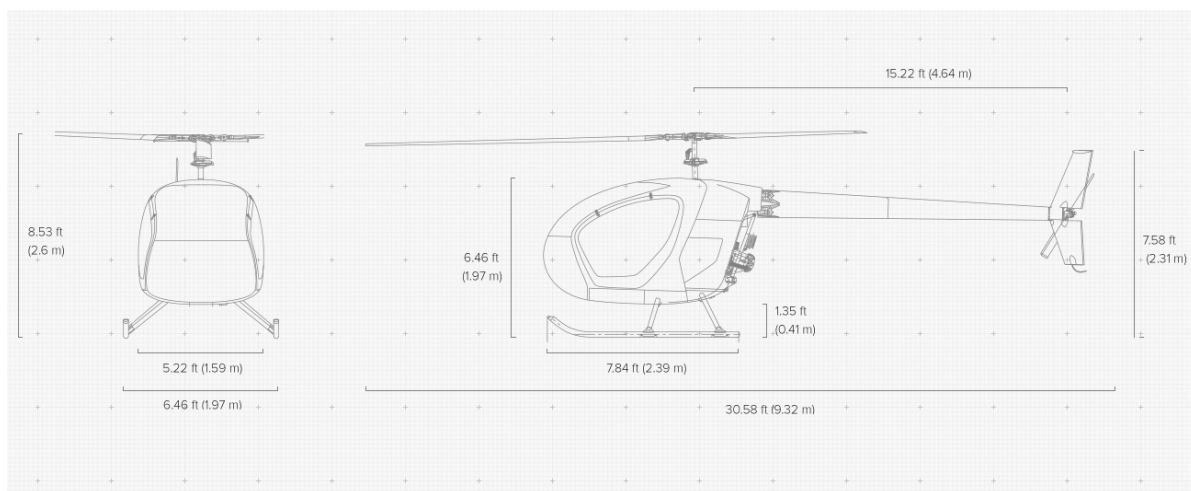


Рис. 1.1 Загальний вид вертольоту SL-231 Scout [6]

**Технічні характеристики вертольоту SL-231 Scout**

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Двигун	Lycoming IO-390
Вантажопідйомність	180 кг
Злітна потужність	210 к.с.
Макс. злітна маса	880 кг
Крейсерська швидкість	185 км/год
Макс. швидкість	209 км/год
Дальність польоту	600 км
Діаметр несучого гвинта	8160 мм
Хорда лопаті	400 мм
Профіль лопаті	NACA 2414
Вага лопаті	42 кг
Геометрична крутка	2°

Bell 407GX - цивільний універсальний вертоліт, розроблений та виготовлений американською компанією Bell Helicopter Textron (рис. 1.2) [6, 7, 8, 9]. Був вперше представлений на на Heli-Expo в Орландо у 2011 році.

Конструктивно вертоліт має одногвинтову схему з чотирилопатеvim несучим гвинтом. Лопаті несучого гвинта виготовлені з композитних матеріалів. Технічні характеристики Bell 407GX представлено в таблиці 1.2.

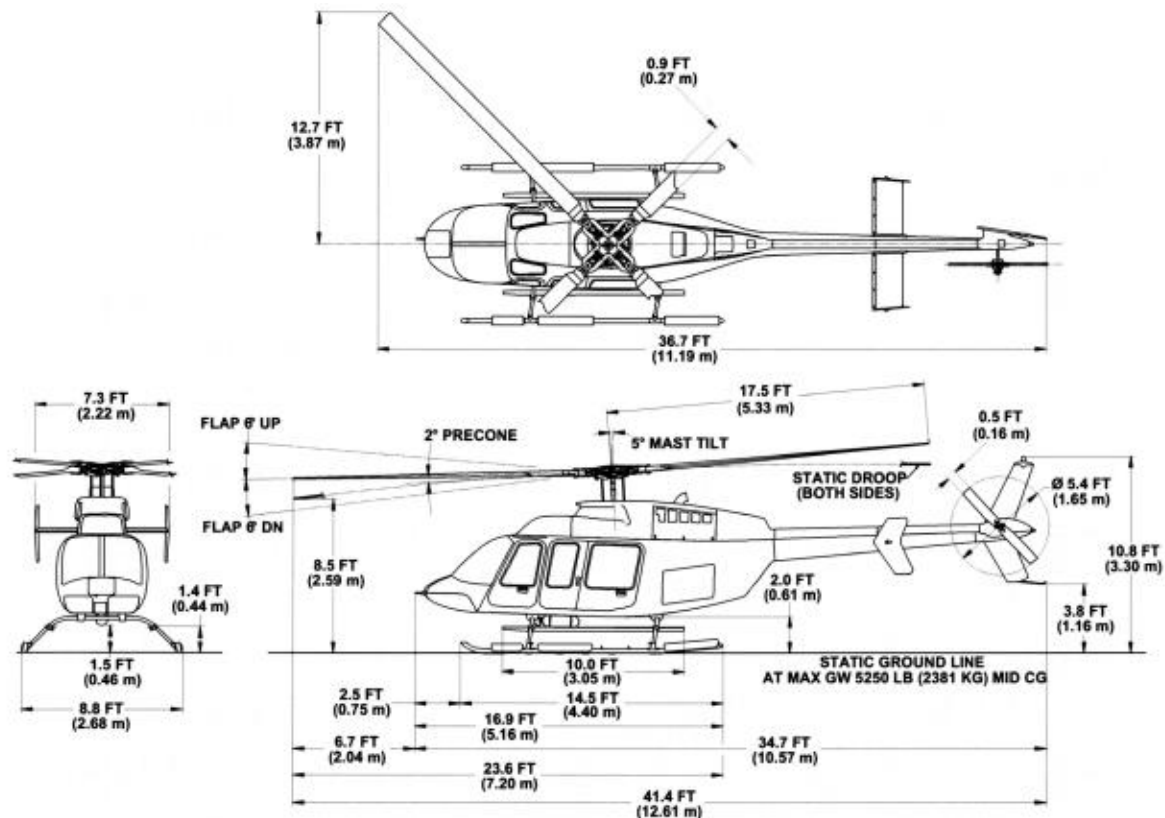


Рис. 1.2 Загальний вид вертольоту Bell 407GX [9]

Таблиця 1.2

### Технічні характеристики вертольоту Bell 407GX

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Двигун	Rolls-Royce 250-C47B
Вантажопідйомність	1050 кг
Злітна потужність	650 к.с.
Макс. злітна маса	2380 кг
Крейсерська швидкість	255 км/год
Макс. швидкість	270 км/год
Дальність польоту	670 км
Діаметр несучого гвинта	10700 мм
Хорда лопаті	310 мм
Профіль лопаті	NACA 0010
Вага лопаті	36,5 кг
Геометрична крутка	2°

КТ-112 «Кадет» – вітчизняний легкий багатоцільовий вертоліт (рис. 1.3) [3, 4]. Розроблено конструкторським бюро «Вертикаль» у 2000-2001 роках.

Даний гелікоптер побудований за класичною одногвинтовою схемою з трилопатеvim опорним і дволопатеvim рульовим гвинтами. Конструкція фюзеляжу змішана. Хвостова балка напівмонококової конструкції. Лопаті гвинтів виготовлені з композиційних матеріалів. Силова установка складається з 2 поршневих двигунів Ротакс 912ULS.

Технічні характеристики КТ-112 представлено в таблиці 1.3.



Рис. 1.3 Зовнішній вигляд вертольоту КТ-112 [4]

Таблиця 1.3

### Технічні характеристики вертольоту КТ-112

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Двигун	2х Ротакс 912ULS
Вантажопідйомність	180 кг



Злітна потужність	2x465 к.с.
Макс. злітна маса	925 кг
Крейсерська швидкість	200 км/год
Макс. швидкість	215 км/год
Дальність польоту	600 км
Діаметр несучого гвинта	8200 мм
Хорда лопаті	215 мм
Профіль лопаті	NACA 2408
Вага лопаті	36,5 кг
Геометрична крутка	1°

S-70 Black Hawk – тактичний багатоцільовий вертоліт американського виробництва (рис. 1.4) [2, 10, 11]. У 1972 році Sikorsky подав проект S-70 на конкурс Utility Tactical Transport Aircraft System. Армія визначила прототип як YUH-60A та вибрала Black Hawk як переможця програми в 1976 році. Загалом випущено понад 5 тисяч вертольотів, які випускаються і донині.

Схема побудови – класична одногвинтова з з чотирилопатеvim несучим гвинтом. Композитні лопаті несучого гвинта з широкою хордою забезпечують відмінну продуктивність при високих температурах на великій висоті.

Технічні характеристики S-70 Black Hawk представлено в таблиці 1.4

## DIMENSIONS

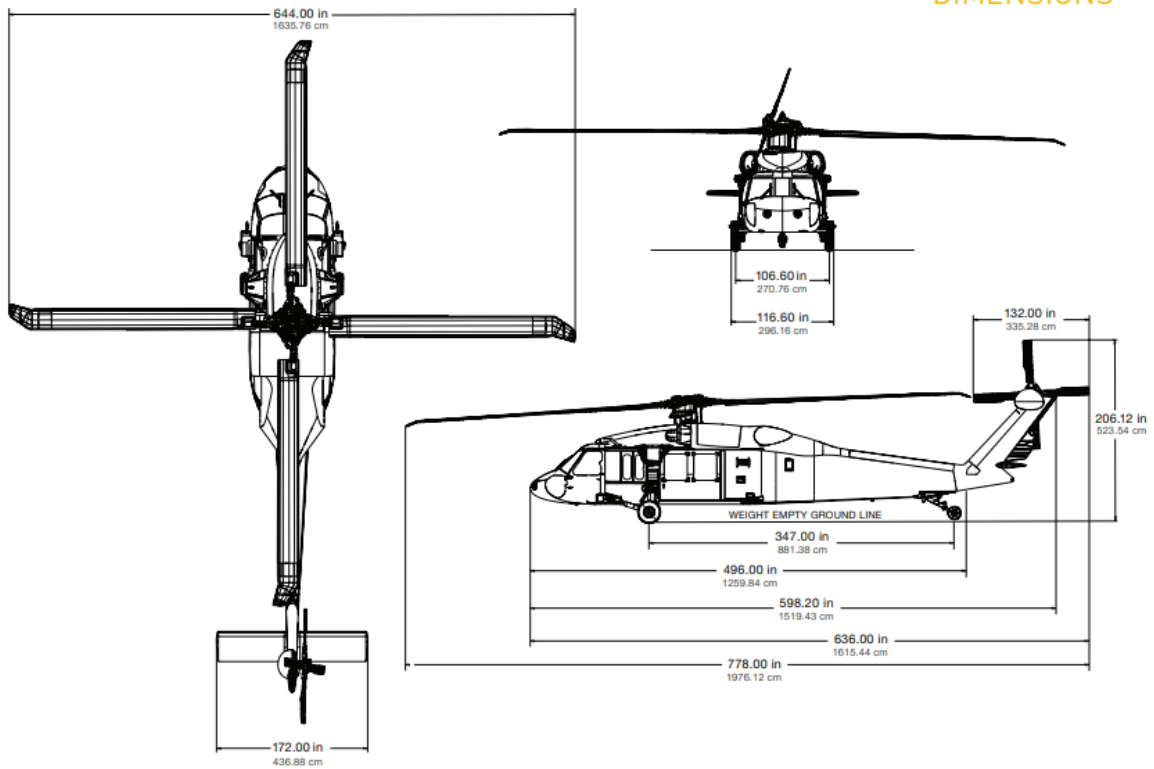


Рис. 1.4 Загальний вид вертольоту S-70 Black Hawk [11]

Таблиця 1.4

### Технічні характеристики вертольоту S-70 Black Hawk

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Двигун	2хGE T701D
Вантажопідйомність	4100 кг
Злітна потужність	2х2000 к.с.
Макс. злітна маса	10650 кг
Крейсерська швидкість	282 км/год
Макс. швидкість	294 км/год
Дальність польоту	360 км
Діаметр несучого гвинта	16360 мм
Хорда лопаті	422 мм
Профіль лопаті	Sikorsky SC2110
Вага лопаті	126 кг
Геометрична крутка	-2°

CH-53K King Stallion – універсальний важкий транспортний вертоліт американського виробництва (рис. 1.5) [12, 13]. King Stallion спочатку був розроблений у відповідь на запит Бюро ВМС США, зроблений у березні 1962 року для заміни гелікоптерів Sikorsky CH-37 Mojave. Вироблявся з 1964 по 1978 роки.

CH-53K має повністю шарнірний шестилопатевий гвинт і чотирилопатевий хвостовий гвинт. Повністю композитні лопаті ротора забезпечують покращену продуктивність і стійкість до корозії.

Технічні характеристики CH-53K King Stallion представлено в таблиці 1.5.

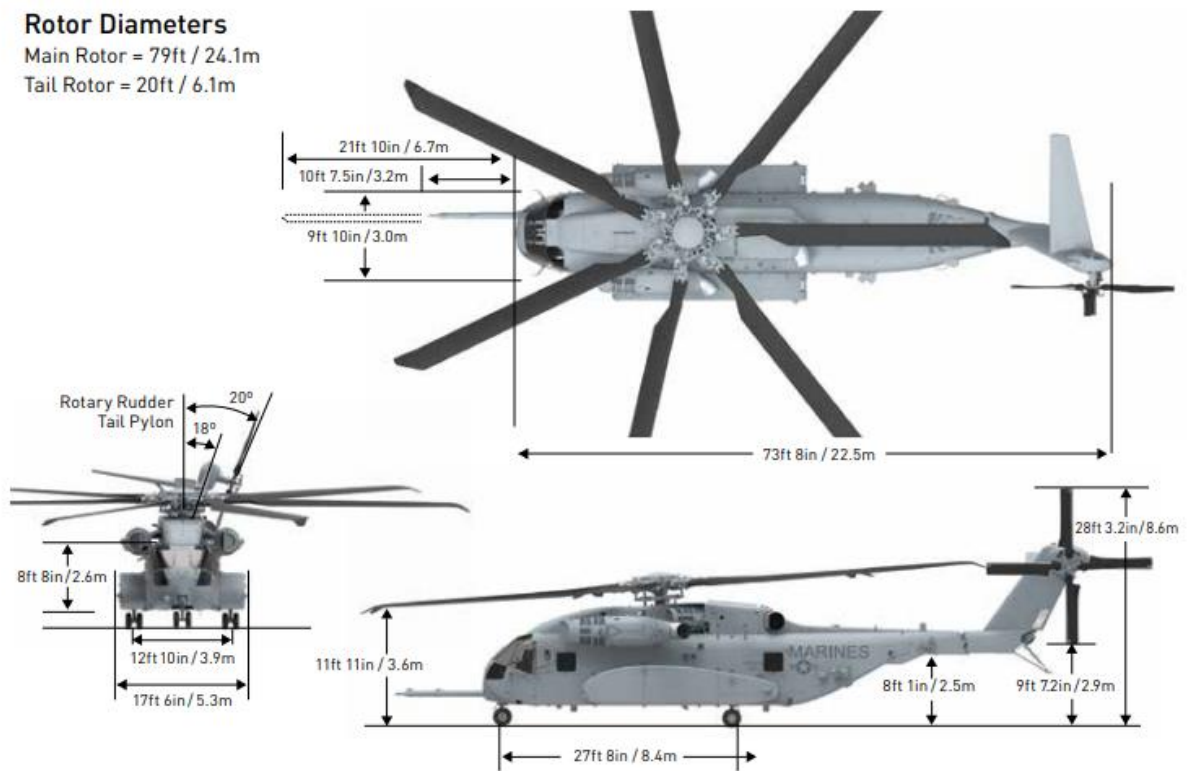


Рис. 1.5 Загальний вид вертольоту CH-53K King Stallion [12]

Таблиця 1.5

### Технічні характеристики вертольоту CH-53K King Stallion

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Двигун	2x General Electric T64-GE-413

Вантажопідйомність	3600 кг
Злітна потужність	2x3925 к.с.
Макс. злітна маса	19050 кг
Крейсерська швидкість	280 км/год
Макс. швидкість	310 км/год
Дальність польоту	1000 км
Діаметр несучого гвинта	24100 мм
Хорда лопаті	455 мм
Профіль лопаті	NACA 0011
Вага лопаті	142 кг
Геометрична крутка	-3°

Sikorski S-76 – універсальний багатоцільовий вертоліт середнього класу (рис. 1.6) [14]. Виробляється з 1977 року по сьогоднішній час американською фірмою Sikorski. Загалом випущено понад 1100 гелікоптерів.

Даний вертоліт має чотирилопатеви́й несучий і хвостовий гвинти. Вдосконалені лопаті несучого гвинта зменшують рівень шуму, в порівнянні з попередніми моделями. Нові повністю композитні лопаті основного та хвостового гвинтів включають додаткову систему захисту від льоду (RIPS).

Технічні характеристики Sikorski S-76 представлено в таблиці 1.6.

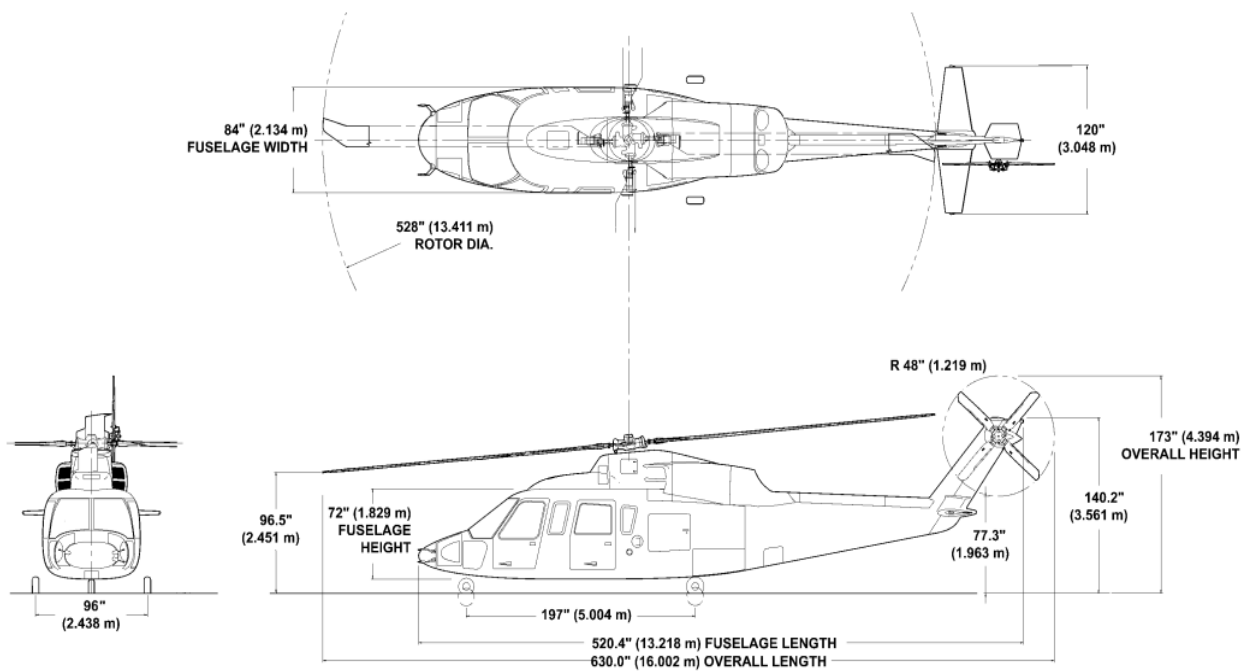


Рис. 1.6 Загальний вид вертольоту Sikorski S-76 [14]

Таблиця 1.6

### Технічні характеристики вертольоту Sikorski S-76

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Двигун	2xTurbomeca Arriel 2S2
Вантажопідйомність	2230 кг
Злітна потужність	2x930 к.с.
Макс. злітна маса	5385 кг
Крейсерська швидкість	280 км/год
Макс. швидкість	285 км/год
Дальність польоту	760 км
Діаметр несучого гвинта	13400 мм
Хорда лопаті	230 мм
Профіль лопаті	Sikorsky SC2110mod
Вага лопаті	68 кг
Геометрична крутка	-2°

Sikorski S-92 – транспортний вертоліт середньої вантажопідйомності [15]. Починаючи з 1998 року і по наш час виробляється американською компанією Sikorski.

Схема побудови є класичною одногвинтовою з чотирилопатевим несучим гвинтом. Лопаті кріпляться до втулки через тришарнірне з'єднання.

Технічні характеристики Sikorski S-92 представлено в таблиці 1.7.

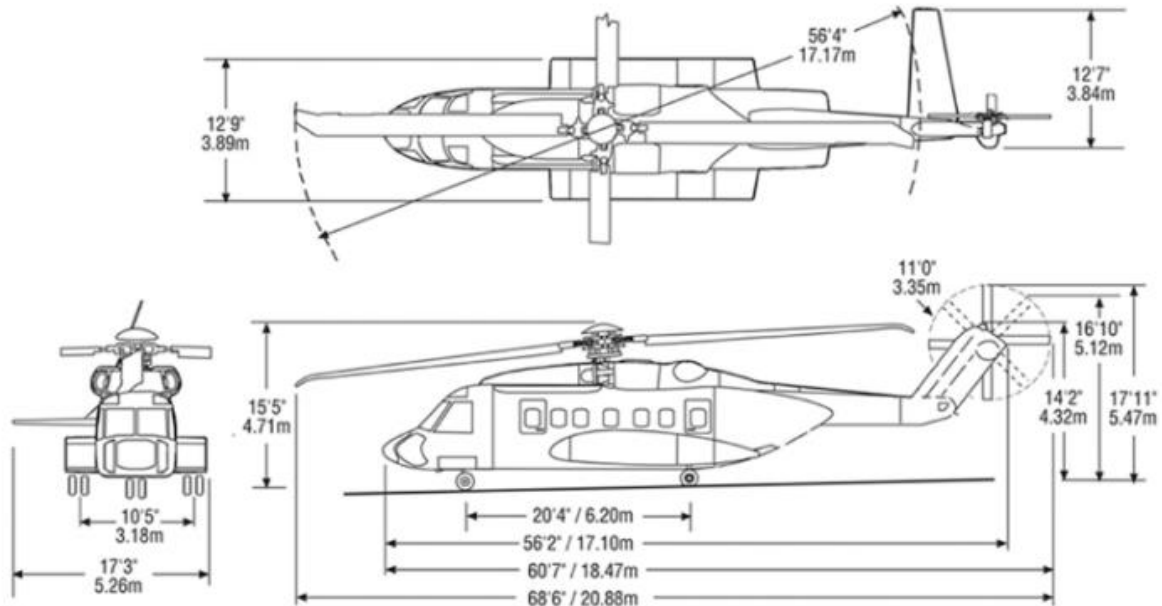


Рис. 1.7 Загальний вид вертольоту Sikorski S-92 [15]

Таблиця 1.7

### Технічні характеристики вертольоту Sikorski S-92

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Двигун	2x General Electric CT7-8A
Вантажопідйомність	5500 кг
Злітна потужність	2x2520 к.с.
Макс. злітна маса	12560 кг
Крейсерська швидкість	280 км/год
Макс. швидкість	305 км/год
Дальність польоту	990 км

Діаметр несучого гвинта	17200 мм
Хорда лопаті	455 мм
Профіль лопаті	Sikorsky SC2110
Вага лопаті	126 кг
Геометрична крутка	-2°

## 1.2 Огляд вертольотів сімейства Мі

Мі-2 – радянський легкий багатоцільовий вертоліт з газотурбінною силовою установкою (рис. 1.8) [1, 19]. Масово вироблявся соціалістичною Польщею з 1965 по 1992 роки. Загально було випущено понад 5,4 тисячі Мі-2.

Лонжерон лопаті несучого гвинта є пустотілою балкою з внутрішнім контуром постійного перерізу, оброблену зовні відповідно до теоретичного контуру.

Несучий гвинт складається з втулки і трьох лопатей. Кожна лопать приєднується до втулки через три шарніри: горизонтальний, вертикальний та осьовий. На вертикальних шарнірах встановлені гідравлічні демпфери. Лопаті несучого гвинта суцільнометалеві, прямокутної форми в плані. На лопатях встановлені нагрівальні елементи протиобледеніння.

Технічні характеристики Мі-2 представлено в таблиці 1.8

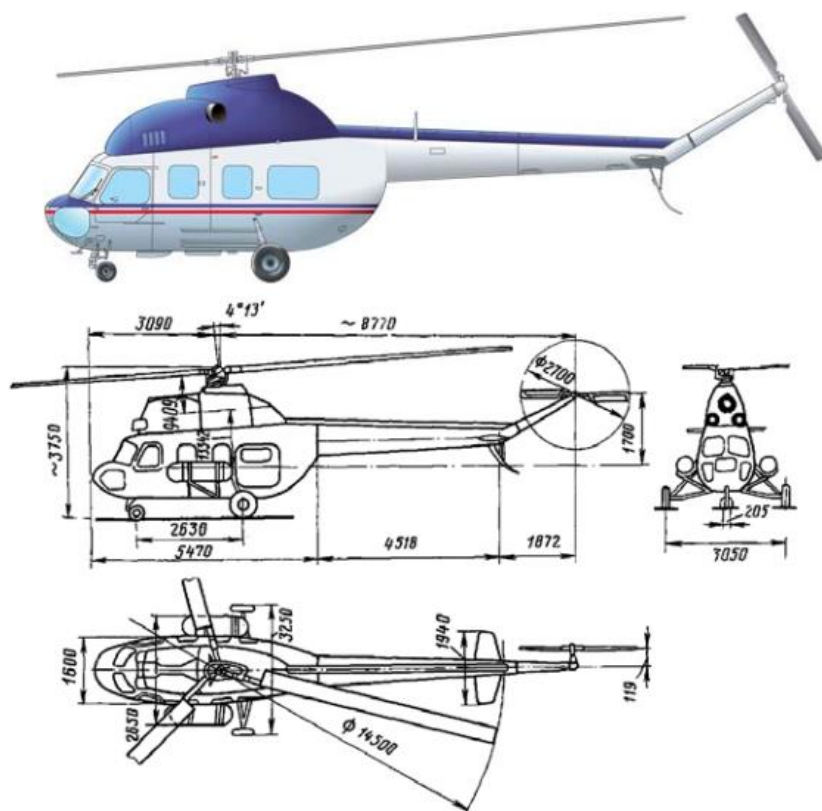


Рис. 1.8 Загальний вид вертольоту Мі-2 [19]

Таблиця 1.8

### Технічні характеристики вертольоту Мі-2

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Двигун	2хГДТ АІ-450
Вантажопідйомність	800 кг
Злітна потужність	2х465 к.с.
Макс. злітна маса	3700 кг
Крейсерська швидкість	220 км/год
Макс. швидкість	235 км/год
Дальність польоту	360 км
Діаметр несучого гвинта	14500 мм
Хорда лопаті	400 мм
Профіль лопаті	NACA 23013M
Вага лопаті	55,5 кг
Геометрична крутка	-6°



Мі-8 – середній багатоцільовий вертоліт з двигунами ТВЗ-117 (рис. 1.9) [1, 19]. Виробляється з 1965 року по теперішній час. Загально випущено понад 17 тисяч Мі-8. Є наймасовішим вертольотом з двома двигунами в історії.

Вертоліт універсальний і багатоцільовий: використовується як транспортний, евакуаційний, для висадки десанту і розвідувально-диверсійних груп, а також як вертоліт підтримки.

Лопата несучого гвинта має прямокутну в плані форму. Лопать суцільнометалевої конструкції складається з лонжерону, сталевого наконечника, через який здійснюється кріплення до втулки, та двадцяти одного хвостового відсіку. Хвостові відсіки, що утворюють хвостову частину лопаті, по конструкції однакові. Кожен відсік складається з обшивки, стільникового заповнювача, двох бічних нервюр та хвостового стрінгера, склеєних між собою за спеціальною технологією.

Технічні характеристики Мі-8 представлено в таблиці 1.9

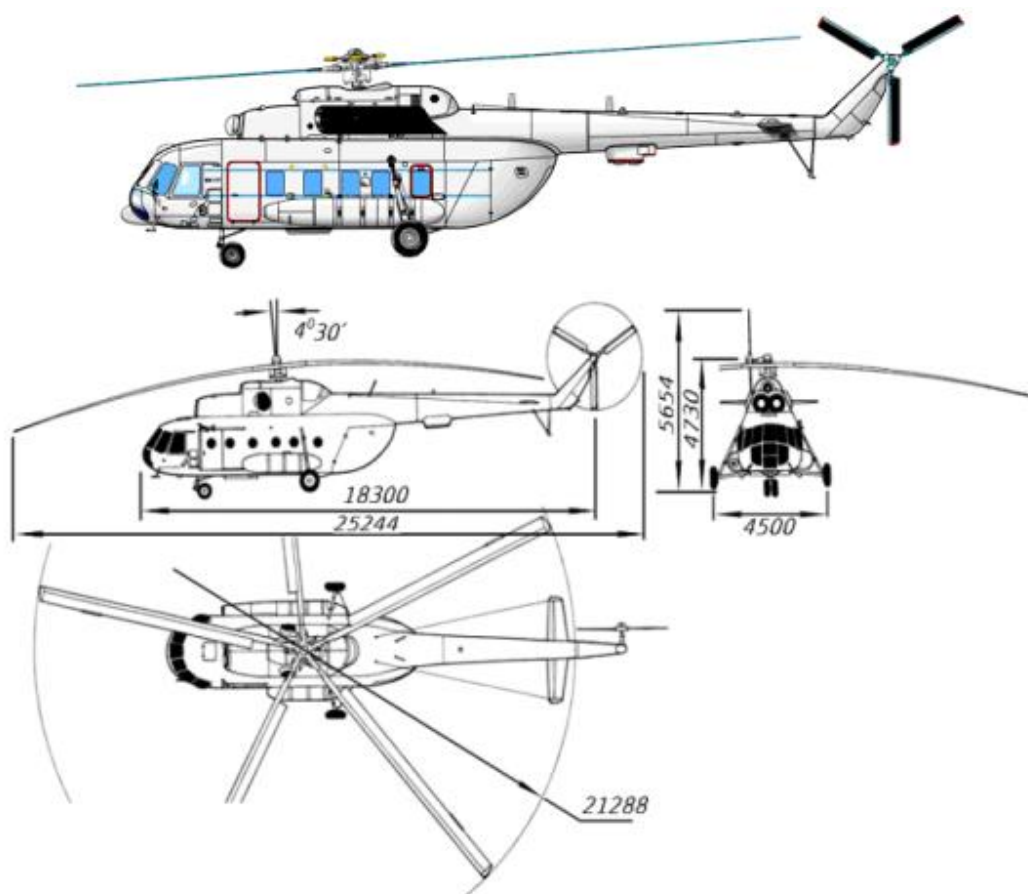


Рис. 1.9 Загальний вид вертольоту Мі-8 [19]

## Технічні характеристики вертольоту Мі-8

Характеристика	Значення
Екіпаж	3
Двигун	2хГДГ ТВЗ-117
Вантажопідйомність	4000 кг
Злітна потужність	2х2000 к.с.
Макс. злітна маса	13000 кг
Крейсерська швидкість	230 км/год
Макс. швидкість	250 км/год
Дальність польоту	від 500 до 1200 км
Діаметр несучого гвинта	21300 мм
Хорда лопаті	520 мм
Профіль лопаті	NACA 23012
Вага лопаті	140 кг
Геометрична крутка	-13°

Мі-24 – транспортно-бойовий ударний вертоліт радянського зразка, найвідоміший у світі радянський ударний бойовий вертоліт (рис. 1.10) [19]. Виробляється з 1971 року по теперішній час. Загально випущено понад 3 тисячі Мі-24.

Призначений для авіаційної підтримки військ на полі бою, знищення броньованих та неброньованих наземних малорозмірних цілей на передовій лінії та в тактичній глибині, знищення майданчиків тактичних ракет та засобів ППО, бойового супроводу та охорони колон військ, а також підвищення мобільності сухопутних військ. Наявність вантажної кабіни дозволяє вирішувати не тільки бойові завдання, а й використовувати гелікоптери в десантному, транспортному, санітарному варіантах.

Даний вертоліт має класичну одnogвинтову схему з хвостовим кермовим гвинтом. Для поліпшення тактико-технічних характеристик зовнішнім обведенням вертольота надано аеродинамічні форми. Крило

служить для підвіски озброєння. Кожна з п'яти суцільнометалевих лопатей несучого гвинта кріпиться до втулки за допомогою трьох шарнірів.

Технічні характеристики Мі-24 представлено в таблиці 1.10.

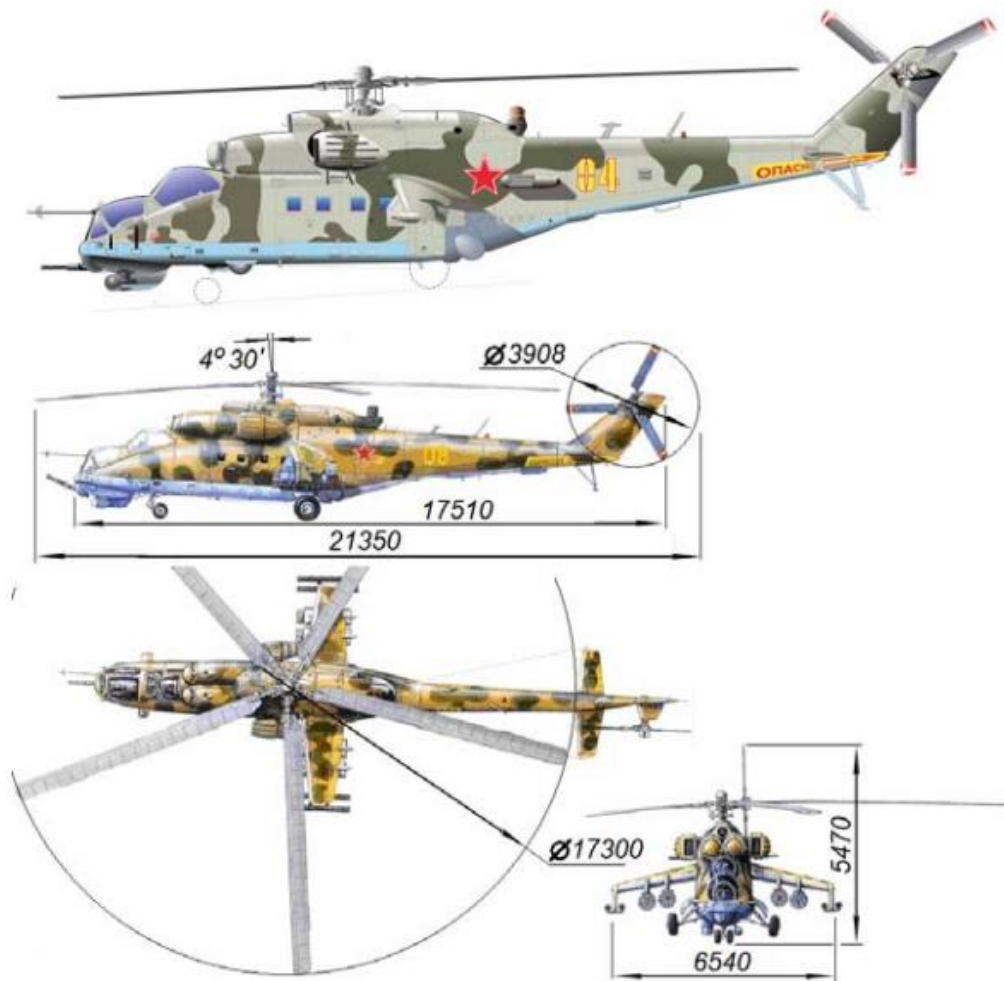


Рис. 1.10 Загальний вид вертольоту Мі-24 [19]

Таблиця 1.10

### Технічні характеристики вертольоту Мі-24

Характеристика	Значення
Екіпаж	3
Двигун	2хГДТ ТВЗ-117ВМА
Вантажопідйомність	2500 кг
Злітна потужність	2х2200 к.с.
Макс. злітна маса	11500 кг
Крейсерська швидкість	220 км/год

Макс. швидкість	320 км/год
-----------------	------------

Продовження таблиці 1.10

Дальність польоту	до 450 км
Діаметр несучого гвинта	17300 мм
Хорда лопаті	580 мм
Профіль лопаті	NACA 23012
Вага лопаті	118 кг
Геометрична крутка	5°

Мі-28 – бойовий вертоліт цілодобової дії (рис. 1.11) [1]. Вироблявся з 1982 року радянським союзом, по наші дні виробляється росією. Загально випущено понад 120 одиниць.

Вертоліт призначений для пошуку та знищення в умовах протидії танків та іншої броньованої техніки, а також низькошвидкісних повітряних цілей та живої сили противника у будь-який час доби та за будь-яких погодних умов.

Вертоліт побудований за одногвинтовою схемою. Планер має добре обтічну форму. Крило призначене для підвіски озброєння та може відстрілюватися при аварійній ситуації. Лопаті несучого гвинта виготовлені з композиційних матеріалів. Втулка несучого гвинта є титановою ступицею з п'ятьма сферичними шарнірами. Чотирьохлопатовий рульовий гвинт Х-подібного типу забезпечує великі запаси колійного керування та знижує шум.

Технічні характеристики Мі-28 представлено в таблиці 1.11

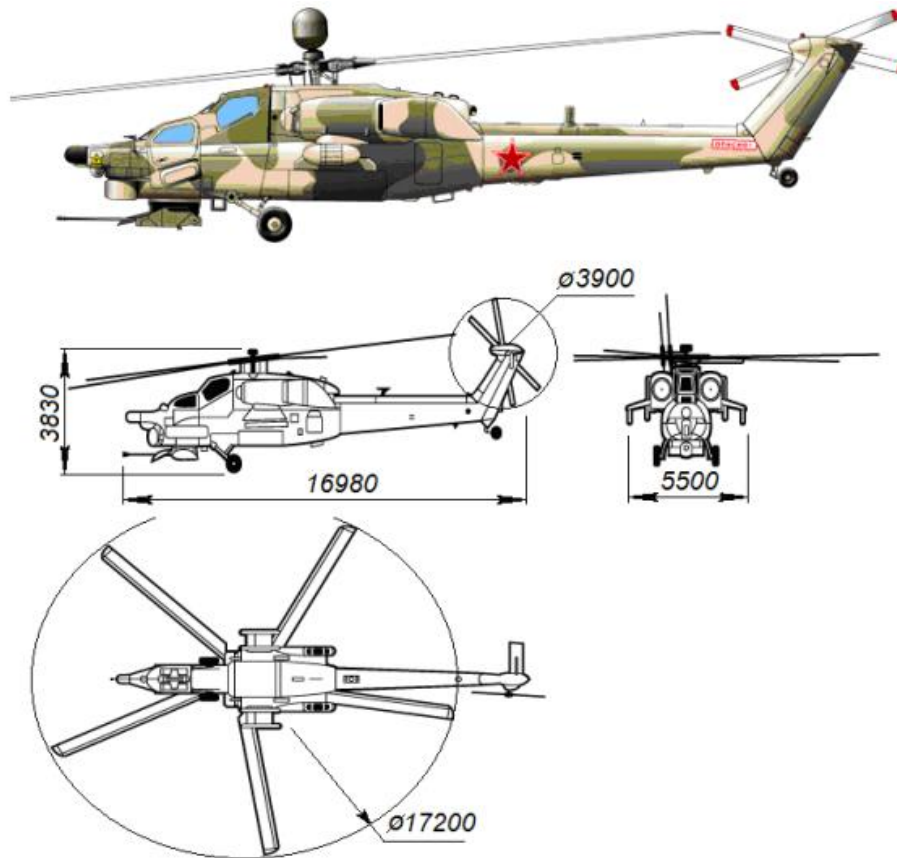


Рис. 1.11 Загальний вид вертольоту Мі-28 [19]

Таблиця 1.11

### Технічні характеристики вертольоту Мі-28

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Двигун	2хГДТ ТВЗ-117ВМА
Вантажопідйомність	2300 кг
Злітна потужність	2х2200 к.с.
Макс. злітна маса	12100 кг
Крейсерська швидкість	270 км/год
Макс. швидкість	320 км/год
Дальність польоту	до 450 км
Діаметр несучого гвинта	17200 мм
Хорда лопаті	585 мм
Профіль лопаті	NACA 23012
Вага лопаті	143 кг
Геометрична крутка	6°

Мі-26 – важкий транспортний вертоліт, найбільший у світі серійний вантажний гелікоптер (рис. 1.12) [19]. Вироблявся радянським союзом з 1970 по 1999 роки. Загально випущено понад 270 одиниць.

Вертоліт може використовуватися для завдань як військового, так і цивільного характеру, а також для проведення пошуково-рятувальних операцій. На сьогодні Мі-26 є найбільшим транспортним вертольотом у світі, який виробляється серійно. У США виробляється аналогічний до завдань, але набагато менший вертоліт СН-53 фірмою Sikorsky Aero Engineering Corporation.

Мі-26 побудований за одногвинтовою схемою. Фюзеляж типу напівмонокок. Унікальний головний редуктор має багатопотокову схему. Шасі трьохопорне з передньою стійкою, оснащене системою зміни кліренсу для полегшення розвантажувально-вантажних робіт. Силова установка має системи автоматичної підтримки обертів несучого гвинта та синхронізації потужності двигунів.

Технічні характеристики Мі-26 представлено в таблиці 1.12

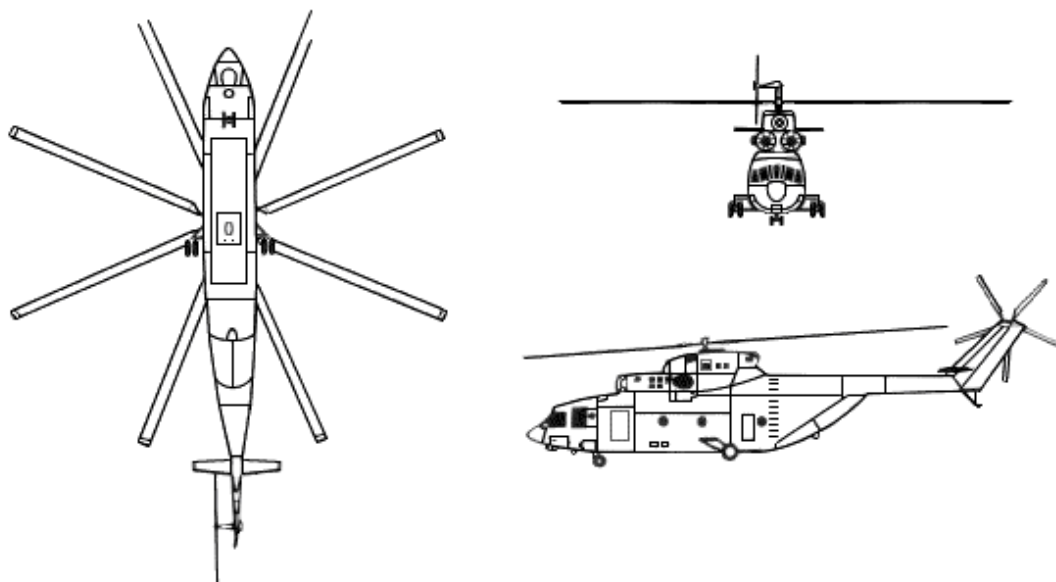


Рис. 1.12 Загальний вид вертольоту Мі-26 [19]

**Технічні характеристики вертольоту Мі-26**

Характеристика	Значення
Екіпаж	5
Двигун	2хГДТ Д-136
Вантажопідйомність	20000 кг
Злітна потужність	2х10000 к.с.
Макс. злітна маса	56000 кг
Крейсерська швидкість	250 км/год
Макс. швидкість	290 км/год
Дальність польоту	до 800 км
Діаметр несучого гвинта	32000 мм
Хорда лопаті	800 мм
Профіль лопаті	NACA 23012
Вага лопаті	378 кг
Геометрична крутка	7°

**1.3 Вибір аналогу**

Як можна побачити, кожен вертоліт є по-своєму унікальною моделлю, має різні призначення та конструктивні рішення для поставлених задач. Але не менш важливим є логічний і правильний підбір актуальної моделі для внесення корисної інформації в дану галузь.

Згідно оглянутих в даному розділі аналогів, було прийняте рішення про розробку композитної лопаті для вертольоту Мі-24. Події на теперішній день показують, що даний гелікоптер є досі актуальним в експлуатації. Враховуючи те, що модифікації для даного гвинтокрилу не вироблялися ще з 1990-х років, покращення технічних характеристик шляхом розробки нових композитних лопатей розширять спектр використання даної моделі. Також слід враховувати, що в сучасні зарубіжні аналоги виробляються з композитними лопатями, що і покращує технічні характеристики. Тому є важливим конструктивно покращувати та модернізувати дану модель.

## **Висновки по розділу**

В розділі було розглянуто гелікоптери різних класів та з різними призначеннями. Як прямі аналоги, можна навести вертольоти S-70 Black Hawk та S-96.

Далі в розділі розглянуто вертольоти сімейства Мі, які є найпоширенішими в експлуатації в Україні. Серед прямих аналогів є гелікоптери Мі-24 та Мі-28.

Також було визначено вертолiт-аналог для подальшого проектування лопаті. Даний гелікоптер є досі актуальним у використанні та активно експлуатується.



## **2. МЕТОДИ ПРОЕКТУВАННЯ ЛОПАТЕЙ У РАЗІ ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ**

Складність та багатопрофільність виробництва лопатей ускладнюється побудовою логічно несуперечливої структури процесу. У зв'язку з цим конструкція та технології виготовлення лопаті є предметом інтенсивних досліджень та областю впровадження новітніх розробок.

Основні вимоги до конструкції лопатей вертольоту найбільш повно сформульовані в міжнародних правилах, так званих FAR27 і FAR29. Ці вимоги стосуються міцності та збереження працездатності при критичних режимах польоту та збереження живучості при виникненні пошкоджень.

### **2.1 Загальні методи проектування лопатей**

Процес створення нової конструкції та виготовлення дослідного зразка сучасної лопаті [19] складається з таких етапів:

- Аеродинамічні та динамічні розрахунки, комп'ютерне та фізичне моделювання геометрії, масово-інерційних, жорстких, аеродинамічних характеристик лопаті з урахуванням характеру її роботи у конструкції вертольоту.

- Проектування лонжерону та конструкції лопаті в цілому з урахуванням отриманих результатів, попереднього досвіду, конструкторсько-технологічних та експлуатаційних обмежень.

- Коригування розрахункових характеристик лопаті за результатами первинного конструкторського опрацювання.

- Виготовлення експериментальних зразків елементів лопаті.

- Аеродинамічні, динамічні, міцнісні та ресурсні випробування лопаті та її елементів, коригування технічної документації на виготовлення лопаті та інших елементів несучого гвинта.

- Наземні та льотні випробування.

Найпоширеніше конструктивне рішення, яке було знайдено, полягає в шарнірній підвісці лопаті до втулки. Така підвіска дозволяє

лопаті вільно рухатися в площині диска, що утворюється лопатями, що обертаються, в перпендикулярній їй площині, а також повертатися навколо осі лопаті, змінюючи кут її установки (рис. 2.1).

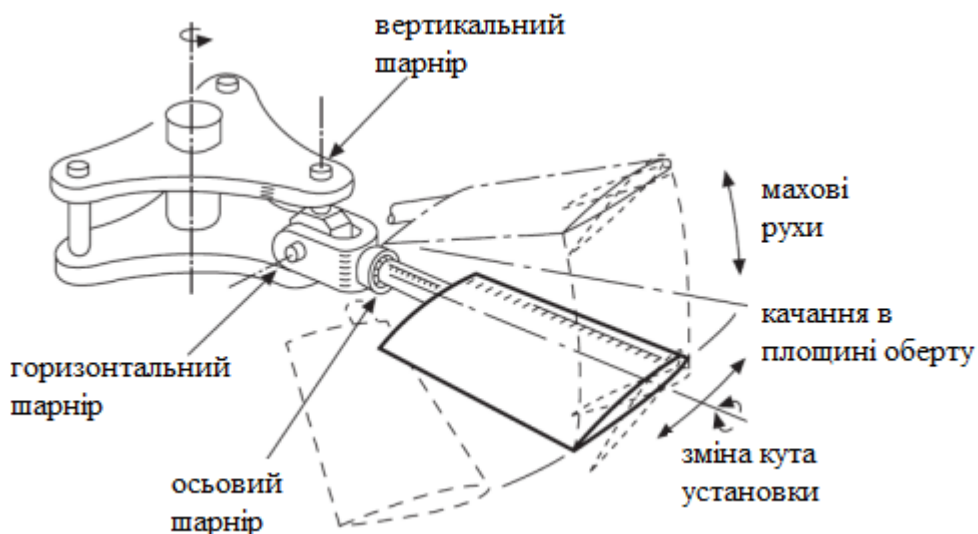


Рис. 2.1 Схема шарнірної підвіски лопаті до втулки несучого гвинта

Наявність горизонтального та вертикального шарнірів розвантажує втулку від моментів, які мали б найбільше значення біля кріплення лопаті. Рух шарнірно підвішеної лопаті складається в основному з її поворотів як твердого тіла в кожному з шарнірів, причому цим поворотам перешкоджають відцентрові сили, які створюють відновлювальні моменти, прикладені до лопаті, що обертається. Зміна кута установки лопаті шляхом її повороту в осьовому шарнірі дозволяє керувати кутом атаки лопаті, а отже аеродинамічними силами несучого гвинта та рухом гелікоптера в цілому [22].

Підйомна сила лопаті та гвинта в цілому залежать від аеродинамічних характеристик лопаті, кута установки та швидкості повітряного потоку, що набігає. Для підйому та зависання в повітрі потрібно задати необхідну частоту оберту гвинта та кут установки, який повинен бути однаковим і незмінним для всіх лопатей. Можливість

незалежної зміни загального та циклічного кроку забезпечується конструкцією автомата перекосу (рис. 2.2) [23].

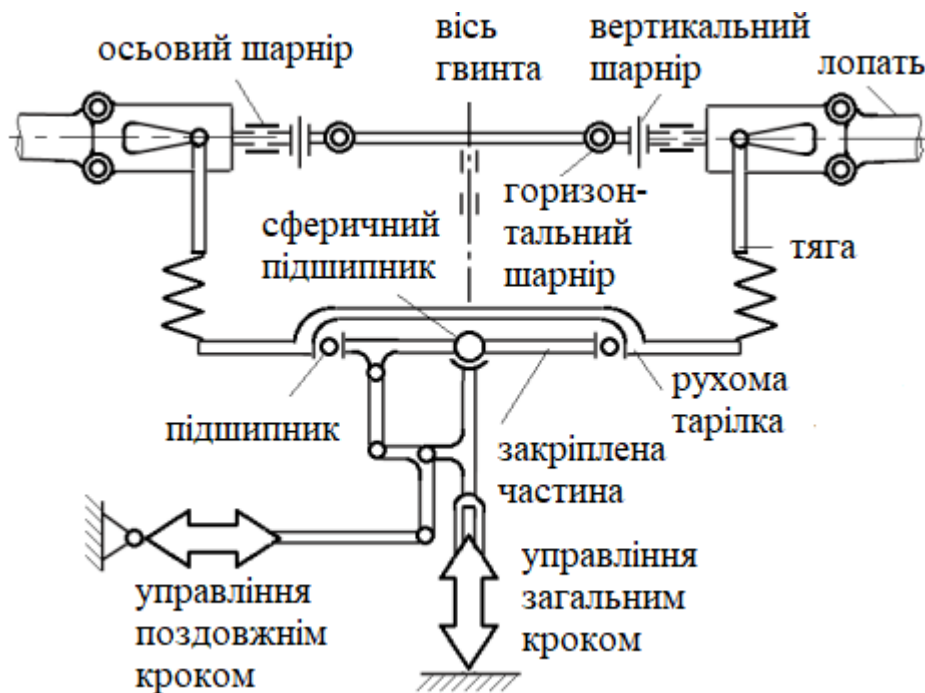


Рис. 2.2 схема автомата перекосу

Звис лопатей повинен виключати можливість їх торкання будь-яких інших конструктивних елементів вертольоту як на стоянці, так і за всіх допустимих умов польоту. Повинна бути передбачена система протиобledenіння, що виключає вихід технічних характеристик за встановлений ліміт за дозволених кліматичних умов та умов польоту.

Найважливішими складовими технологічного процесу виготовлення лопаті є операції виготовлення лонжерону. Заготовка лонжерону виготовляється пресуванням верхньої та нижньої напівдуг шляхом протягування їх через фільтри з подальшим дифузійним зварюванням при високих температурі та контактному тиску. Після виправлення геометрії заготовки шляхом розтягування для усунення крутки та непрямолінійності, термічної обробки та порізки в заданий габарит заготовки лонжеронів піддаються серії контрольних операцій [19]:

- перевірка механічних властивостей і макроструктури лонжерону;

- перевірка стану зовнішньої та внутрішньої поверхонь на наявність тріщин, розшарування, окисленої плівки
- ультразвуковий контроль для виявлення дефектів.

Найбільш складним у створенні надійних металевих лопатей було з'єднання металевих частин одна з одною. На першій стадії розвитку вертольотів металеві лопаті були клепаною конструкцією. Так як питання про довговічність не стояло як головне завдання, то частини лопаті з'єднували за допомогою заклепок і болтів.

Поява міцних вібростійких клеїв для металів, можливість штампування на потужних пресах та застосування легких пінопластів як наповнювача полегшили вирішення проблеми створення надійної лопаті несучого гвинта вертольоту з тривалим терміном експлуатації.

## **2.2 Методи проектування у разі використання композитних матеріалів**

Тип композитного матеріалу вибирається залежно від льотно-технічних характеристик гелікоптера. Для малонавантажених лопатей вертольотів використовується дешева склотканина сатинового переплетення (рис. 2.3). Для високонавантажених лопатей використовуються гібридні композити на основі високоміцної склотканини, вуглецевої стрічки та технічної тканини на епоксидному зв'язуючому матеріалі [24].

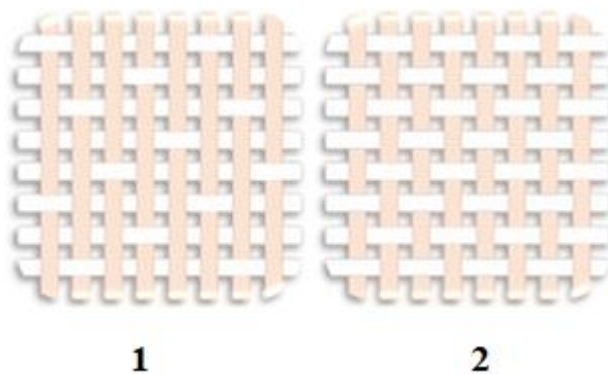


Рис. 2.3 Види плетення склотканини (1 - полотняне, 2 - сатинове)

Серійне виробництво лопатей вертольотів характеризується багатомноменклатурністю та багатопрофільністю технологічних процесів, серед яких:

- виготовлення деталей та вузлів лопаті зі склопластику;
- механічна обробка та зміцнення поверхні металевого лонжерону;
- клеєзахисне покриття сталевого лонжерону;
- антикорозійна обробка алюмінієвого лонжерону (анодування);
- монтажні-складальні та склеювальні роботи з виготовлення лопаті змішаної конструкції;
- намотування та формування лонжерону з композиційних матеріалів у спеціальній прес-формі;
- склеювальні роботи зі склеювання лопаті у спеціальному стапелі.

Для виготовлення основного силового елемента лопаті – лонжерону, використовували різні матеріали: деревину, леговані сталі, алюмінієві сплави, нержавіючі сталі, титанові сплави. Останні десятиліття широко поширені конструкції лонжеронів з композиційних матеріалів. Лонжерони середніх і важких гелікоптерів мають D-подібний переріз, що забезпечує найбільшу крутильну жорсткість, що припадає на одиницю ваги лопаті [16].

Перевага лопатей з композиційних матеріалів обумовлена їхньою високою питомою міцністю (відношення характеристик міцності до щільності матеріалу).

Переважаюча особливість руйнування армованих композитів полягає в тому, що на відміну від металу локальна руйнація (у металі мікротріщина, у композиті – розрив армуючого волокна) не веде до миттєвого зростання тріщини, а за рахунок властивостей матриці перерозподіляється в локальні напруження на сусідні волокна, що значно підвищує втомну стійкість композитів.

При початковому виробництві лопатей використовуються напівфабрикати для подальшого отримання композиту. Це армовані

матеріали, просочені певною кількістю рівномірно розподіленої смоли і перероблені таким чином, щоб зберегти оптимальні технологічні характеристики та забезпечити збереження властивостей після затвердіння композиту.

Для отримання напівфабрикату використовують спосіб просочення під тиском: прес-форму заповнюють наповнювачем, потім під тиском нагнітають зв'язуючий матеріал, далі деталь витримується до застигання. Просочені заготовки вже відразу знаходяться в формах [19].

Композитним конструкціям можна надати складних аеродинамічних форм, а регульована анізотропія матеріалу (неоднаковість фізичних властивостей однорідного тіла в різних напрямках) дозволяє створювати необхідну жорсткість у межах заданих аеродинамічних та аеропружних параметрів. В результаті досягається велика аеродинамічна ефективність лопатей, що визначається відношенням підйомної сили до аеродинамічного опору. За допомогою композитних матеріалів, що мають більш високу питому міцність, виготовляють лопаті меншої маси, ніж металеві. Зниження маси лопатей впливає на відцентрові сили, інерцію ротора, частотні та інші характеристики.

Частота власних коливань лопаті може бути змінена не тільки перерозподілом маси, а й вибором армованих волокон, що мають низький або високий модуль пружності, включаючи їх гібридизацію (змішування), ступінь армування та орієнтації армованих волокон щодо осі лопаті. Крутильна жорсткість лопаті може бути суттєво збільшена за рахунок додавання шарів з орієнтацією  $\pm 45^\circ$ .

Композитний матеріал є сукупністю односпрямованих або тканинних шарів з різними товщинами та кутами орієнтації волокон (рис. 2.4) [25]. Властивості КМ визначаються властивостями окремих шарів та структурою. Механічне поведінка композиту визначається високою міцністю армованих волокон, жорсткістю матриці та міцністю зв'язку між

зв'язуючим матеріалом та волокном. Найбільшого застосування отримали склопластикові КМ на епоксидній матриці. Це в першу чергу низькою вартістю склопластику. Подальший розвиток конструкції лопаті з композитів пов'язаний з використанням гібридних композицій поєднання вуглеволокна з органічними волокнами та інших подібних варіантів.

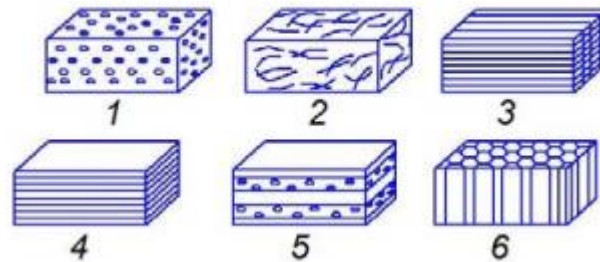


Рис. 2.4 Приклади будови композитних матеріалів

- 1 – композит з дисперсними частинками; 2 – композит з хаотично розташованими армованими волокнами; 3 – композит, армований неперервними волокнами, розташованих в одному напрямку;  
 4 – листовий композит; 5 – поліармований композит;  
 6 – полімерстільникопласт (стільниковий заповнювач) [19].

Вуглепластик, маючи високу міцність, чутливий до ударних навантажень. Введення менш жорсткого матеріалу та захист поверхні лонжерону від будь-яких пошкоджень надає можливості широкого застосування таких композицій.

Для виготовлення з композитного матеріалу форму профілю лопаті, проводяться наступні процеси:

- Наповнювач поєднують із зв'язуючим матеріалом до збирання пакету заготовок та формування виробу. Цей спосіб доцільний у тих випадках, коли сполучний матеріал наносять на наповнювач з розчину, і після видалення розчинника смоляна плівка за звичайних умов зберігання знаходиться нижче температури розм'якшення. При цьому контакт зв'язуючого з органічним волокном не погіршує якості останнього.

- Наповнювач поєднують із зв'язуючим матеріалом у процесі складання (просочили заготовку – уклали, просочили наступну – уклали) або після складання пакету заготовок (склали весь пакет, потім просочили). Цей спосіб застосовується для зв'язуючих, які швидко застигають або можуть при зберіганні погіршити властивості оргволока (наприклад, розбухання волокон або хімічні процеси).

Просочення під тиском - цей спосіб особливо зручний для отримання великогабаритних виробів складної конфігурації. Для просочення заготовки застосовують рідкий зв'язуючий матеріал, в'язкість якого при температурі просочення мало змінюється протягом тривалого часу, і при цьому зв'язуюча речовина не руйнує оргволоко. Пакет збирають з непросоченого наповнювача укладанням у форму, після чого в порожнечі нагнітають зв'язуючу масу. Просочену заготовку ущільнюють у жорсткій прес-формі і відбувається процес затвердіння.

### **Висновки по розділу**

В даному розділі було розглянуто загальні методи проектування лопатей, а також методи проектування у разі використання в конструкції композитних матеріалів. Перевага лопатей з композитних матеріалів обумовлена їхньою високою питомою міцністю.

Лонжерони середніх і важких гелікоптерів мають D-подібний переріз, що забезпечує найбільшу крутильну жорсткість, що припадає на одиницю ваги лопаті. Формування таких елементів відбувається за допомогою прес-форменного методу.



### **3. ПІДБІР КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ ТА ЇХ СТРУКТУРИ**

Полімерні композиційні матеріали (ПКМ) - це матеріали, що складаються з двох і більше компонентів (армованих наповнювачів і сполучної їх матриці - полімерної смоли) і володіють специфічними властивостями, відмінними від сумарних властивостей компонентів, з яких вони складаються.

Головною особливістю ПКМ є можливість створення з них матеріалів та елементів із заданими властивостями, що найбільш відповідають характеру та умовам роботи деталей та конструкцій. Застосування ПКМ дає суттєвий вииграш у масі, міцності, довговічності, стійкості до корозії та агресивних хімічних середовищ. Ці матеріали часто служать чудовим заміником металів.

#### **3.1 Композитні матеріали та їх структури**

У своїй більшості композитні матеріали складаються з армованих наповнювачів та сполучного матеріалу. Далі розглянемо кожну складову окремо.

##### **3.1.1 Сполучні матеріали**

Ненасичені полієфірні смоли - продукти взаємодії реакційно-здатних полімерів та мономерів. Ненасичені полієфірні смоли мають різноманітні властивості. При кімнатній температурі рідкі смоли стабільні протягом

багатьох місяців і навіть років, але при додаванні перекисного ініціатора тверднуть за кілька хвилин. Затвердіння відбувається в результаті реакції приєднання та перетворення подвійних зв'язків, при цьому не утворюється жодних побічних продуктів. Як мономер, що приєднується, найчастіше використовують стирол. Реакція затвердіння проходить із виділенням теплоти, яка у свою чергу сприяє більш повному перебігу процесу. Встановлено, що зазвичай при затвердінні смоли в реакцію вступає близько 90% подвійних зв'язків, що є в полімері [24].

Полібутадієнові смоли – це високомолекулярні вуглеводневі терморективні смоли. Вони мають хороші електричні властивості, значну хімічну стійкість, досить високу термічну стійкість, низьке вологопоглинання і легко застигають при додаванні перекисних ініціаторів. Ці особливості роблять полібутадієнові смоли перспективними для різних галузей застосування. Їх можна використовувати для переробки прямим і ливарним пресуванням, литтям під тиском, методом мокрої викладки формою для отримання шаруватих пластиків і для приготування напівфабрикатів. Завдяки тому, що існує безліч похідних полібутадієну, сфера застосування цих полімерів велика: вони використовуються як модифікатори інших смол, для виготовлення покриттів, клеїв та електроізоляційних заливальних компаундів.

Епоксидні смоли - один з кращих видів зв'язуючого матеріалу, що використовують для великої кількості волокнистих композитів. Це пояснюється такими причинами: епоксидні смоли мають гарну адгезію (явища утворення зв'язків між матеріалами, що склеюються) до великого числа наповнювачів, армованих компонентів і підкладок. Різноманітність доступних епоксидних смол та додаткових каталізаторів для застигання дозволяє отримати матеріал з широким поєднанням властивостей, що задовільняє різним технологічним вимогам.

В ході хімічної реакції між епоксидними смолами та каталізатором для застигання не виділяються вода або якісь летючі речовини, а явища усадки матеріалу при затвердінні в цьому випадку нижчі, ніж для фенольних або поліефірних смол. Затверділі епоксидні смоли мають не тільки хімічну стійкість, але й хороші електроізоляційні властивості.

### 3.1.2 Армовані матеріали

Скловолокно – волокно, виготовлене шляхом витягування та формування «ниткових» структур зі скла. Скловолокна випускаються в двох основних видах: безперервна нитка та штапельне (різане) волокно.

Вихідним технологічним процесом для одержання всіх видів скловолокон є процес витяжки ниток із розплаву [25].

Скло є аморфним матеріалом, що займає за своїми фізико-механічними властивостями проміжне положення між твердим тілом та рідиною. З одного боку, воно не має кристалічної структури твердого тіла, з іншого не має текучості, що проявляється в рідинах. Хімічно скло складається в основному з кремнеземної ( $\text{SiO}_2$ ) основи, яка існує у вигляді полімерних ланцюжків ( $-\text{SiO}_4-$ ). Однак діоксид кремнію, тобто кварц, вимагає високих температур для розм'якшення та витягування. Тому необхідна модифікація складу зниження рівня робочих температур, у яких скломаса має таку в'язкість, що дозволяє проводити процедуру витягування ниток.

За своїм складом скловолоконно поділяється на групи:

- Скло-А – виготовлене з додаванням вапняно-натрієвих складових. Є хімічностійким до більшості хімічних сполук;
- Скло-Е - виготовлене з додаванням алюмініоборсилікатів. Мають хороші міцнісні та електроізоляційні властивості;
- Скло-S - виготовлене з додаванням магнію та алюмініосилікатів. В порівнянні з іншими видами скла, мають найкращі міцнісні та жорсткісні характеристики.

Склад скла в першу чергу визначає властивості скловолокон. Не менш значущими виявляються і початкові термічні показники, при яких відбувалося формування скла. Розширення сфер застосування скловолокон визначається в основному їх властивостями (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

### Властивості скловолокон

Властивості матеріалу	Марка скла		
	Скло-А	Скло-Е	Скло-S
Густина, $\text{кг/м}^3$	2500	2540	2480

Продовження таблиці 3.1

Границя міцності, МПа	3030	3440	4580
Границя текучості, %	-	4,8	5,7
Модуль пружності при розтягуванні, МПа	-	72	85

Скловолокна мають дуже високу межу міцності при розтягуванні, що перевищує міцність інших текстильних волокон. Питома міцність скловолокон (відношення міцності при розтягуванні до густини) перевищує аналогічну характеристику сталевого дроту.

Оскільки природа скловолокон неорганічна, вони не горять і не підтримують горіння. Висока температура плавлення скловолокон дозволяє використовувати їх у сфері високих температур.

Скловолокна не впливають на більшість хімікатів і не руйнуються під їх впливом. Стійкі скловолокна та до дії грибків, бактерій та комах.

Скловолокна не вбирають вологу, отже, не набухають, не розтягуються і не руйнуються під її впливом. Скловолокна не гниють і зберігають свої високі властивості міцності в середовищі з підвищеною вологістю.

Скловолокна мають низький коефіцієнт лінійного розширення та великий коефіцієнт теплопровідності. Ці властивості дозволяють експлуатувати їх за підвищених температур, особливо, якщо необхідна швидка дисипація (перехід частини енергії впорядкованого процесу в енергію неупорядкованого процесу) температури.

Тканини, що одержуються з цілих безперервних ниткових структур скловолокна розкладаються і з'єднуються у вигляді спіралі. Такі структури завдяки механічному переплетенню, не вимагають додаткового зв'язку для створення необхідної міцності.

### 3.2 Підбір композитних матеріалів

Скловолокно відзначається високою міцністю та жорсткістю при відносно невеликій вазі. Це робить його ефективним матеріалом для виробництва легких і міцних конструкцій. У порівнянні скловолокна з властивостями дюралюмінію марки Д16Т можна побачити, що границя міцності скловолокна є набагато вищою, аніж в алюмінію що дозволить виготовляти конструкції, які зможуть витримувати набагато більші навантаження.

Також вартість скловолокна набагато відрізняється від вартості інших композитних матеріалів, таких як карбонові волокна. Так, як різниця у властивостях між цими матеріалами є невеликою, менша вартість скловолокна нівелює різницю у властивостях цих матеріалів. Дана перевага є особливо важливою при масовому виробництві, так як це впливає не тільки на кінцеву вартість виробу, а і на доступність матеріалу на ринку.

Структура армованого наповнювачу є сатинове переплетення волокон між собою. Це збільшить міцність кінцевого продукту у порівнянні зі способом звичайного переплетення волокон між собою.

В ролі сполучної матриці буде виступати епоксидна смола. Даний вид зв'язуючої речовини має перевагу в адгезії у порівнянні з іншими видами смол. Також, при використанні каталізатора для пришвидшення процесу застигання немає виділення зайвих речовин, які можуть змінити властивості кінцевого виробу. Тому даний продукт підходить найкраще.

Для зміни товщини виробу, під час формування слід додавати або зменшувати кількість шарів матеріалу. При необхідності різких змін шари слід ретельно укладати точно за контуром форми, однак даний процес збільшує витрати на ручну працю. У місцях з різкими збільшеннями товщини відбувається концентрація напруги і, як наслідок, часте розшарування матеріалу. Тому треба уникати появи таких високонапружених зон. З цією метою рекомендується не робити різких

переходів товщини, а змінювати її поступово, укладаючи шари східчасто або як покрівельну черепицю.

### **Висновки по розділу**

В даному розділі було розглянуто різноманітні композитні матеріали та їх структури. Це є як різноманітні матричні зв'язуючі матеріали, так і різноманітні армовані наповнювачі. Також було підібрано похідні для формування композитного матеріалу. Це є скловолокно, яке відзначається високою міцністю та жорсткістю при відносно невеликій вазі, що робить його ефективним матеріалом для виробництва легких і міцних конструкцій. Також була підібрана структура наповнювачу – це сатинове переплетення волокон між собою.

В якості зв'язуючого матеріалу було підібрано епоксидну смолу. Даний вид зв'язуючої речовини має перевагу в адгезії у порівнянні з іншими видами смол. Також, при використанні каталізатора для пришвидшення процесу застигання немає виділення зайвих речовин, які можуть змінити властивості кінцевого виробу.

## 4. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ТА 3D МОДЕЛІ

Розробка конструктивно-силової схеми лопаті вертольоту є складним інженерним завданням, що вимагає ретельного аналізу різних аспектів, таких як аеродинаміка, міцність матеріалів, структура і маса лопаті. Для побудови та проектування схеми обов'язково слід враховувати та обирати правильні конструктивні рішення для забезпечення та збереження функціоналу готового продукту.

### 4.1 Розробка конструктивно-силової схеми

Лопать є прямокутною в плані. Профіль лопаті - SIKORSKY SC2110 AIRFOIL [18].

Геометричні дані для проектування лопаті занесено в таблицю 4.1.

Таблиця 4.1

#### Геометричні дані лопаті

Довжина лопаті, мм	Хорда лопаті, мм	Висота хорди лопаті, мм	Товщина лонжерону, мм	Товщина обшивки, мм	Товщина нервюри, мм
7775	580	80	8	5	2

В ролі основного силового елемента виступає лонжерон. Схема лонжерону для даної лопаті є моноблочна. Враховуючи те, що лонжерон є частиною лопаті і спроектований у формі потрібного нам профілю це зменшує кількість з'єднань у порівнянні з металевими конструкціями.

Задня частина обшивки є фактичним продовженням лопаті і також виготовлена у формі потрібного нам профілю. З'єднання обшивки з лонжероном відбувається за допомогою клею ВК-50. Якщо розглянути метод, який використовувався при з'єднанні сталевих лонжеронів зі склопластиковим каркасом (клей ВК-25 наноситься на сталевий лонжерон в якості проміжного шару, далі відбувається проклеювання

обшивки до лонжерону за допомогою клею ВК-50), в нашому випадку можна спокійно використовувати тільки клей ВК-50.

В якості допоміжних силових елементів виступає набір з 15 нервюр розміщених між лонжероном та обшивкою всередині обшивки. З'єднання даних силових елементів у конструкції також відбувається за допомогою клею марки ВК-50.

В якості наповнювача між обшивкою та силовими елементами виступає стільникопласт. Даний конструкційний елемент виготовлений з полімерних матеріалів.

Конструктивно-силову схему лопаті несучого гвинта вертольоту наведено у додатку 1.

## **4.2 Розробка 3D моделі**

Головною частиною лопаті є лонжерон. В процесі проектування було вирішено спроектувати цільний лонжерон без додаткової передньої кромки, так як лонжерон даної лопаті виготовлений повністю з композитного матеріалу. Всередині лонжерону розміщуватиметься противага, електричні системи та система протиобледеніння. На кінці лонжерону закріплюється задня обшивка на клей (рис. 4.1). 3D модель лонжерону в перерізі зображена на рис. 4.2.

Початок лонжерону змодельовано зі звуженням для установки і закріплення втулки, яка в свою чергу кріпиться до несучого гвинта за допомогою болтів. Дану конструкцію показано на рис. 4.3.

Загальний вид лонжерону зображено на рис. 4.4.



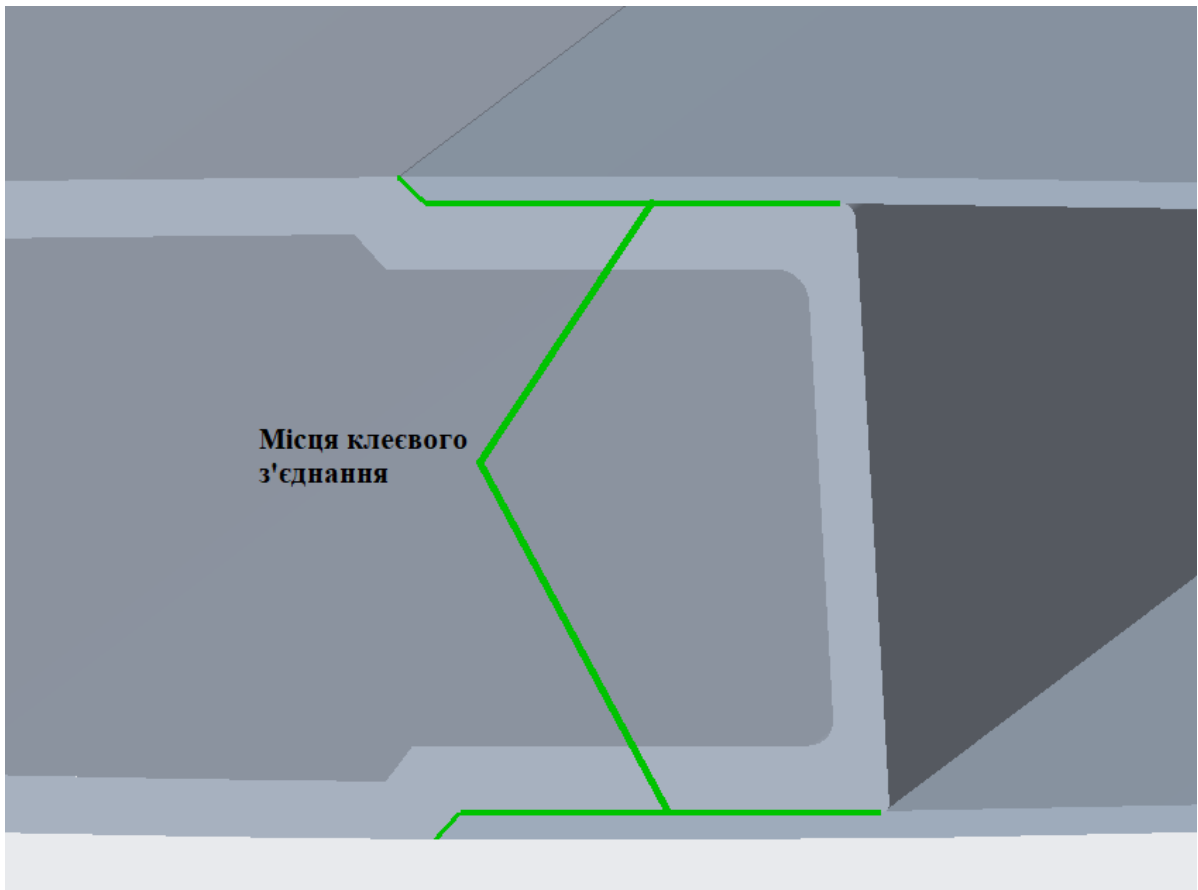


Рис. 4.1 Клеєві з'єднання обшивки з лонжероном

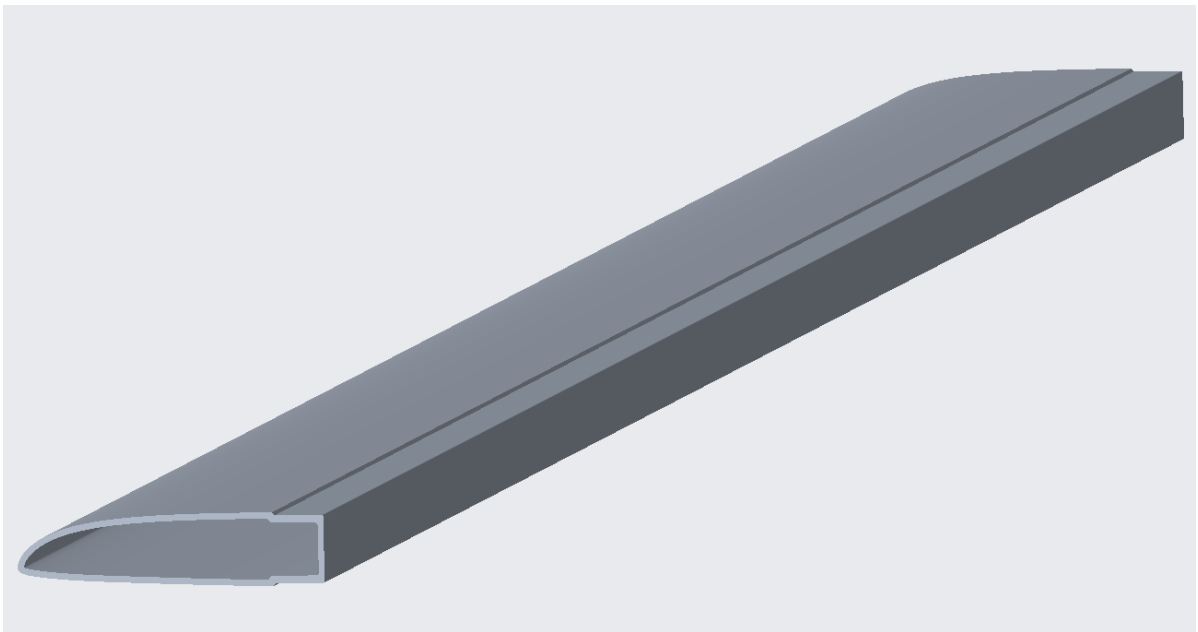


Рис. 4.2 3D модель лонжерону в перерізі

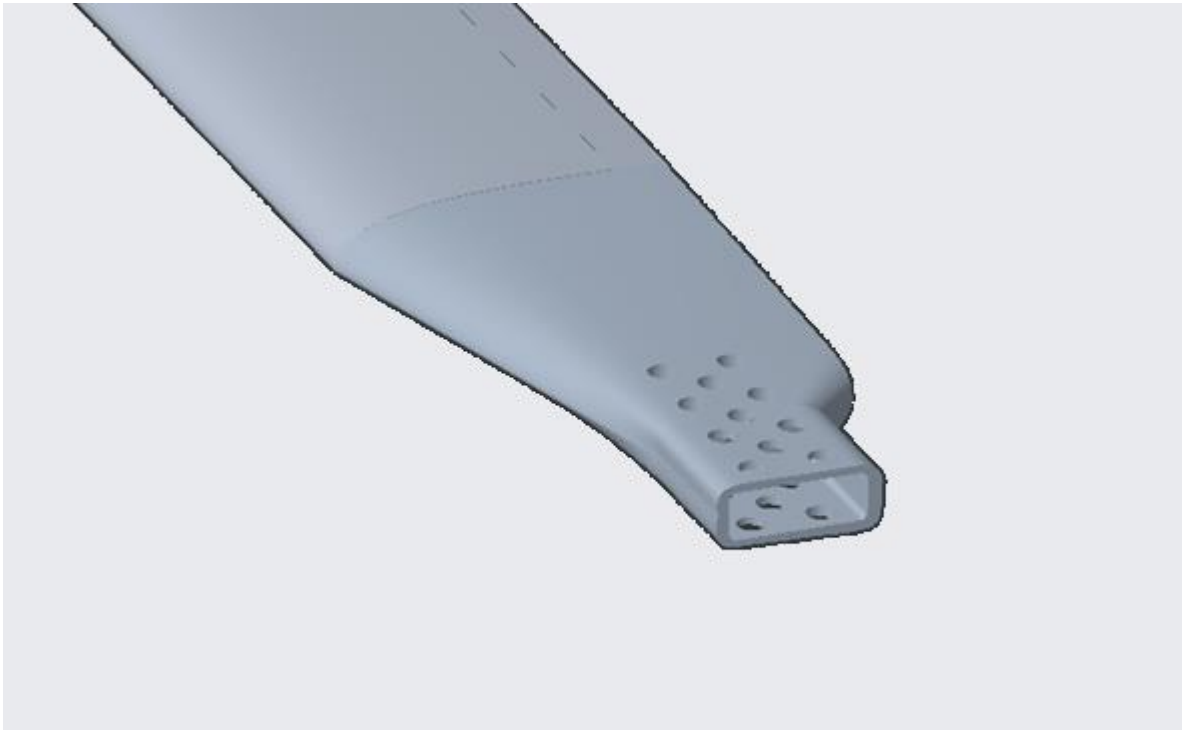


Рис. 4.3 Початок лонжерону

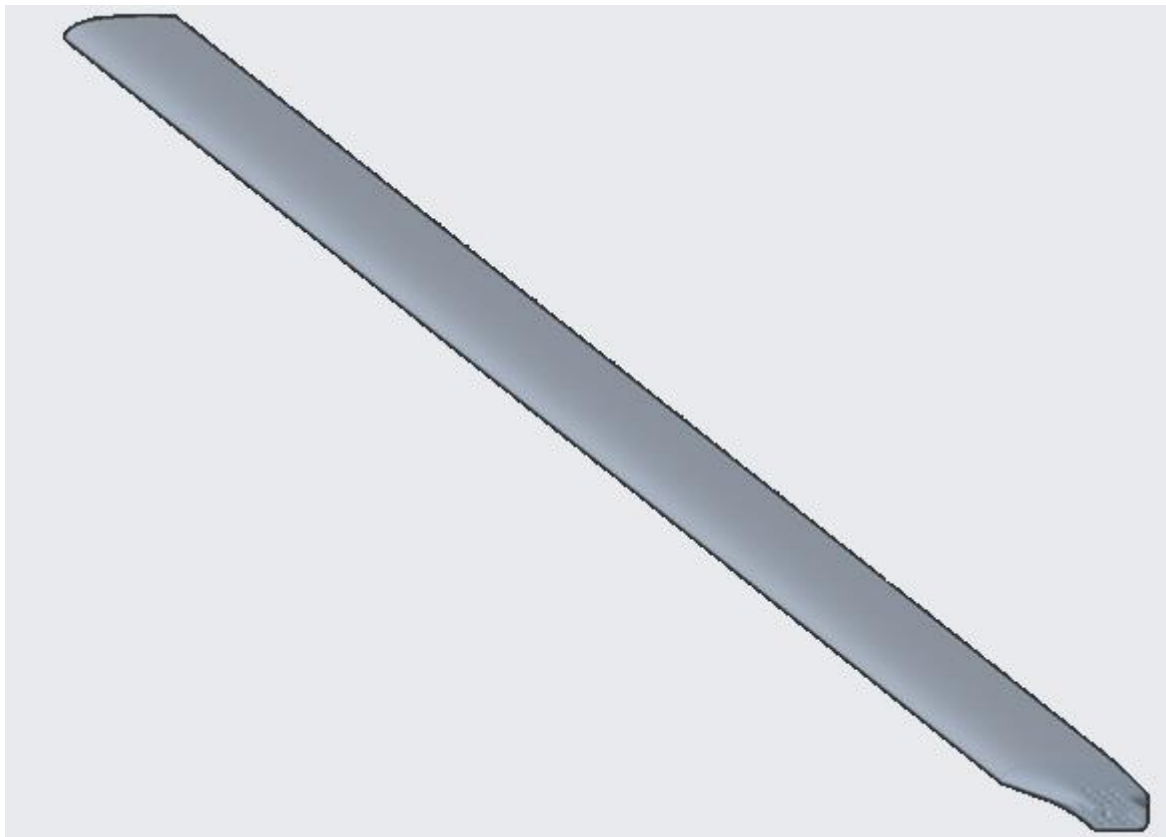


Рис. 4.4 Загальна 3D модель лонжерону

Задня частина обшивки лопаті Зображена на рисунку 4.5.

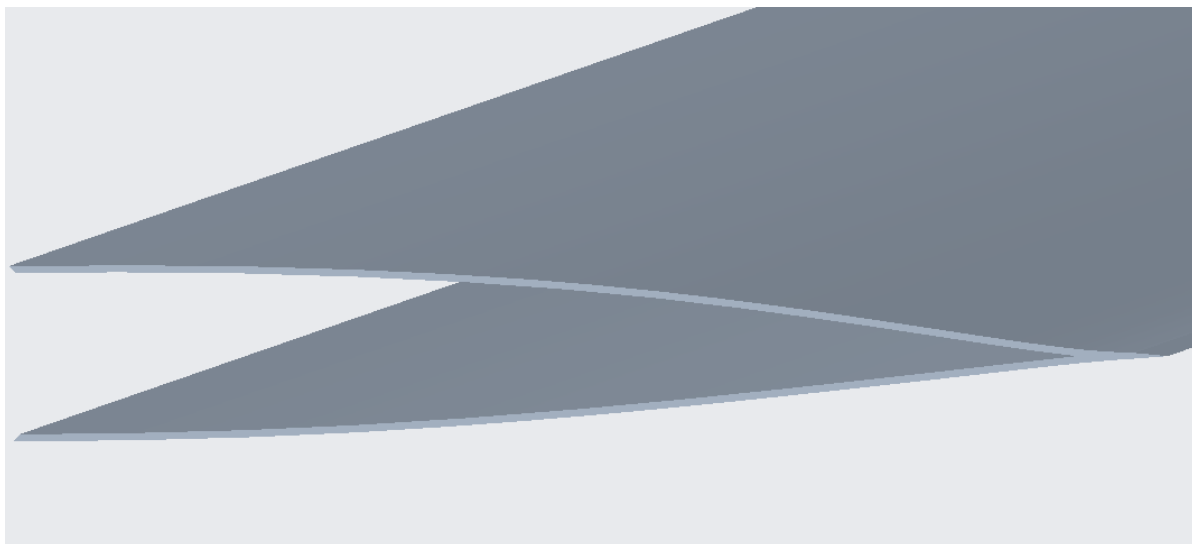


Рис. 4.5 3D модель задньої частини обшивки

Наконечник лопаті забезпечує покращення аеродинамічних властивостей та запобігає утворенню різкого зриву потоку на кінці лопаті. Змодельований наконечник зображено на рис. 4.6.

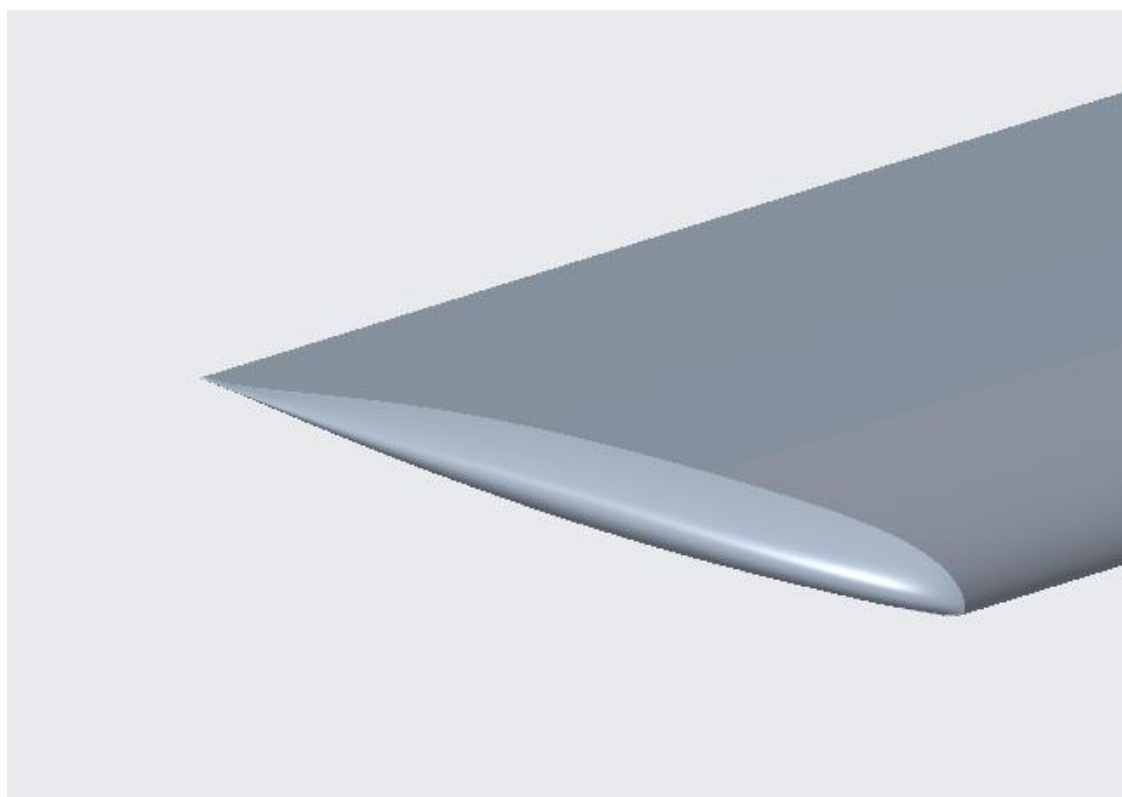


Рис. 4.6 3D модель наконечника лопаті

Втулка є елементом кріплення між лопаттю та несучим гвинтом. Закріплення в лопаті відбувається за допомогою одинадцяти болтів діаметром 20 міліметрів. Кріпиться дана втулка в несучий гвинт на шарнірі. Змодельована втулка зображена на рисунку 4.7.

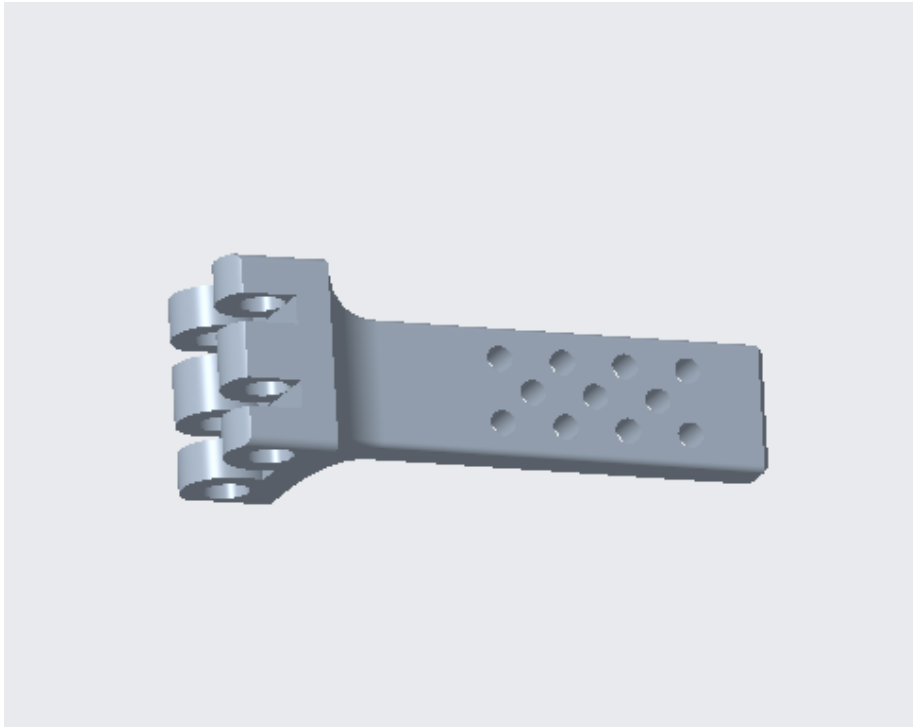


Рис. 4.7 3D модель втулки несучого гвинта

Втулка, встановлена в кріпленні зображена на рисунку 4.8.

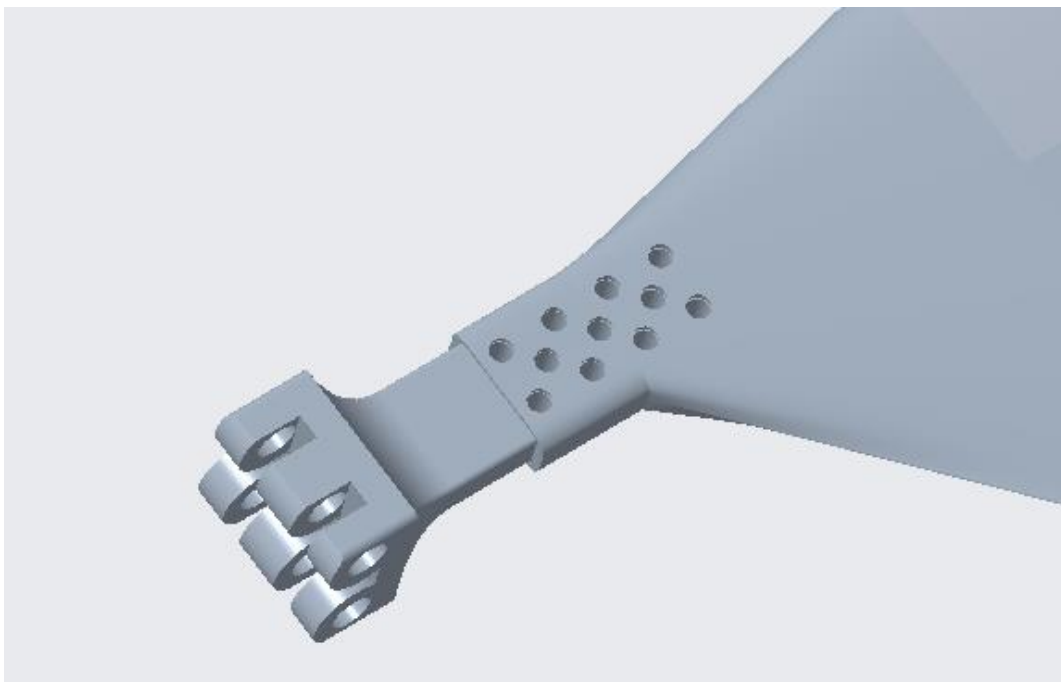


Рис. 4.8 Втулка, встановлена в кріплення лонжерону

Загальна збірна модель лопаті зображена на рисунку 4.9.

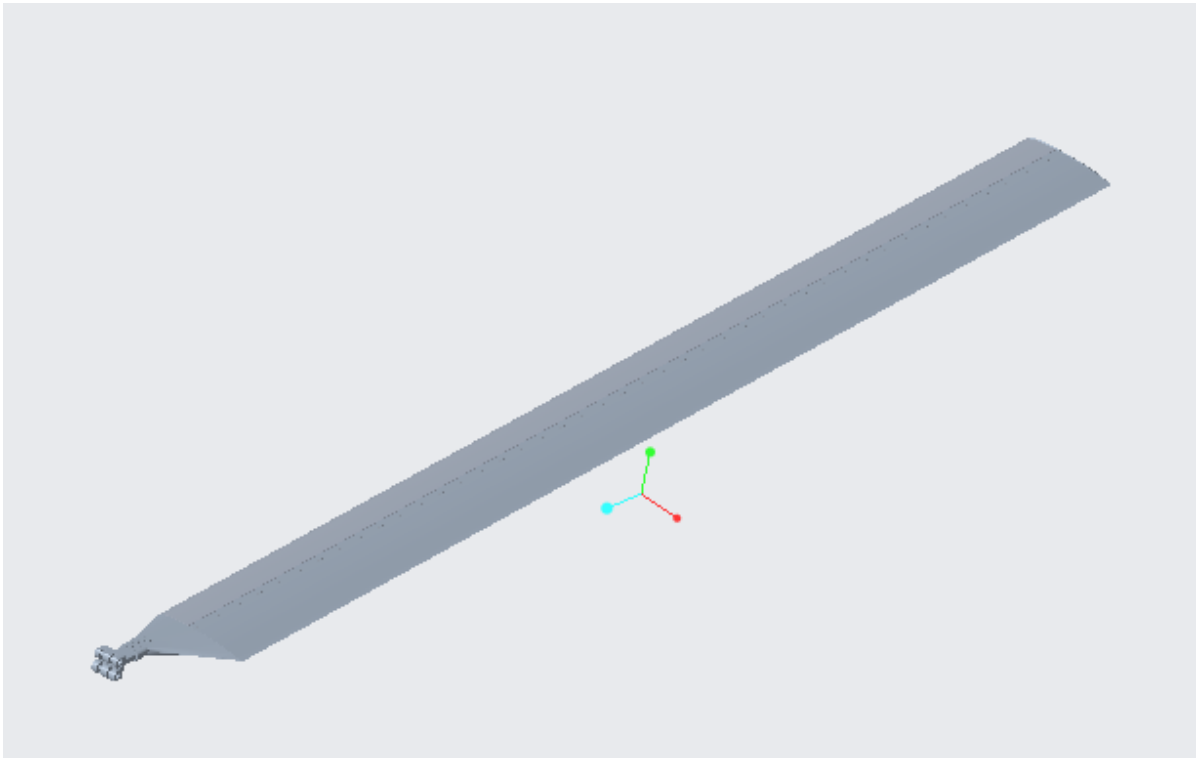


Рис. 4.9 Збірна 3D модель лопаті несучого гвинта

### **Висновки по розділу**

В даному розділі було розроблено конструктивно-силову схему лопаті несучого гвинта вертольоту та її 3D модель. В ролі основного силового елемента виступає лонжерон. Схема лонжерону для даної лопаті є моноблочна. Лонжерон є частиною лопаті і спроектований у формі потрібного нам профілю. Задня обшивка є фактичним продовженням лопаті і також виготовлена у формі потрібного нам профілю. З'єднання обшивки з лонжероном відбувається за допомогою клею ВК-50. В якості допоміжних силових елементів виступає набір з 15 нервюр розміщених між лонжероном та обшивкою. Наповнювач між обшивкою та силовими елементами є стільникопласт. Дані конструкційні елементи виготовлено з полімерних матеріалів.

## 5. АЕРОДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК ЛОПАТІ

Враховуючи, що лопать рухається по колу, а набігаючі потоки під час польоту досягають значення від початку лопаті – 0,3 МАХ, до кінця лопаті – 0,9 МАХ, було прийнято рішення про розділення лопаті на зони для подальшого розрахунку. Розподілення на зони зображено на рис. 5.1.

Розрахункова модель лопаті виконана в середовищі PASYM та зображена на рис. 5.2.

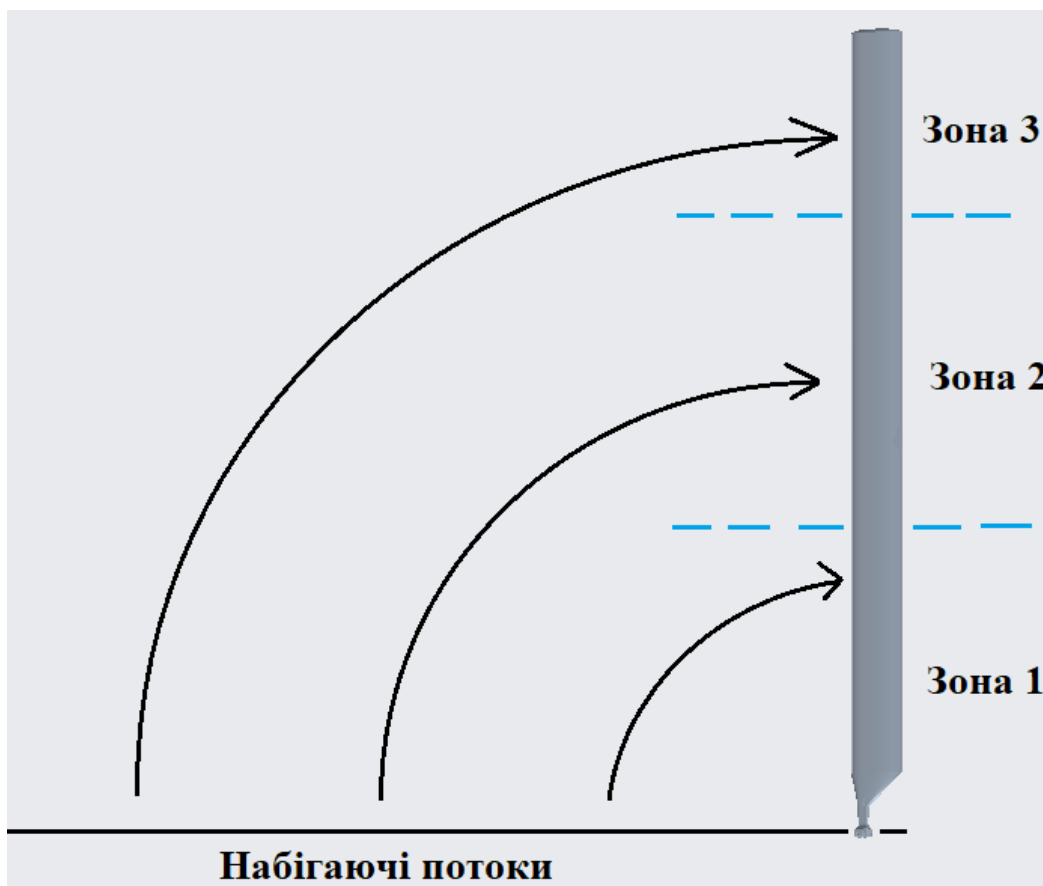


Рис. 5.1 Розподіл лопаті на зони для прорахунку

Для розрахунку, знайдемо число Рейнольдса для кожної зони окремо.

$$Re = 69000 * M * a * b$$

де,  $M$  – значення числа Маха для кожної зони лопаті;

$a$  – швидкість звуку (приймаємо 335 м/с);

$b$  – довжина хорди профілю лопаті (580 мм) [21].

Отримані дані занесено в таблицю 5.1.

**Значення числа Маха та числа Рейнольдса для кожної зони лопаті**

Зона лопаті	M	Re, *10 <sup>6</sup>
1	0,3	4,022
2	0,6	8,044
3	0,9	12,066

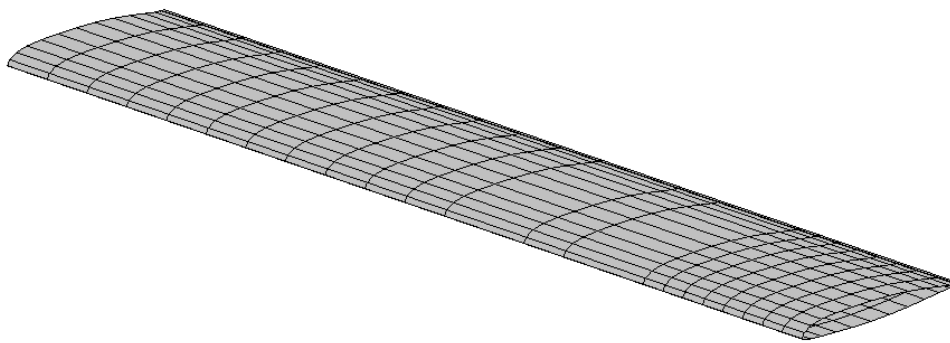


Рис. 5.2 Розрахункова модель лопаті

Так, як лопать під час польоту повертається на різні кути атаки через автомат перекосу, подальші розрахунки проведемо для кутів атаки від  $-5^\circ$  до  $15^\circ$ .

**5.1 Аеродинамічний розрахунок для першої зони лопаті**

Згідно таблиці 5.1, для зони 1 потрібне значення числа Маха – 0,3. Отримані значення представлені в таблиці 5.2.

Графік залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки зображено на рис. 5.3.

Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки зображено на рис. 5.4.

Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки зображено на рис. 5.5.

Таблиця 5.2

**Значення коефіцієнтів підйомної сили, опору та аеродинамічної якості при куті атаки для зони 1**

Кут атаки, °	$C_Y$	$C_X$	K
-5	-0,23009	0,0230	-10,0078
-4	-0,18286	0,0183	-10,0078
-3	-0,135	0,0142	-9,4929
-2	-0,087	0,0109	-8,0135
-1	-0,05504	0,0074	-7,4455
0	0,00525	0,0055	-0,9594
1	0,039591	0,0039	10,1586
2	0,087216	0,0037	23,3999
3	0,13011	0,0045	29,0840
4	0,17504	0,0054	32,2750
5	0,22178	0,0071	31,3218
6	0,26368	0,0094	28,1981
7	0,30288	0,0121	25,0337
8	0,34622	0,0156	22,1513
9	0,41582	0,0215	19,3323
10	0,47578	0,0280	16,9706
11	0,52649	0,0338	15,5537
12	0,57418	0,0404	14,2280
13	0,6213	0,0479	12,9614
14	0,66769	0,0564	11,8352
15	0,71262	0,0655	10,8737



### КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙІМАЛЬНОЇ СИЛИ

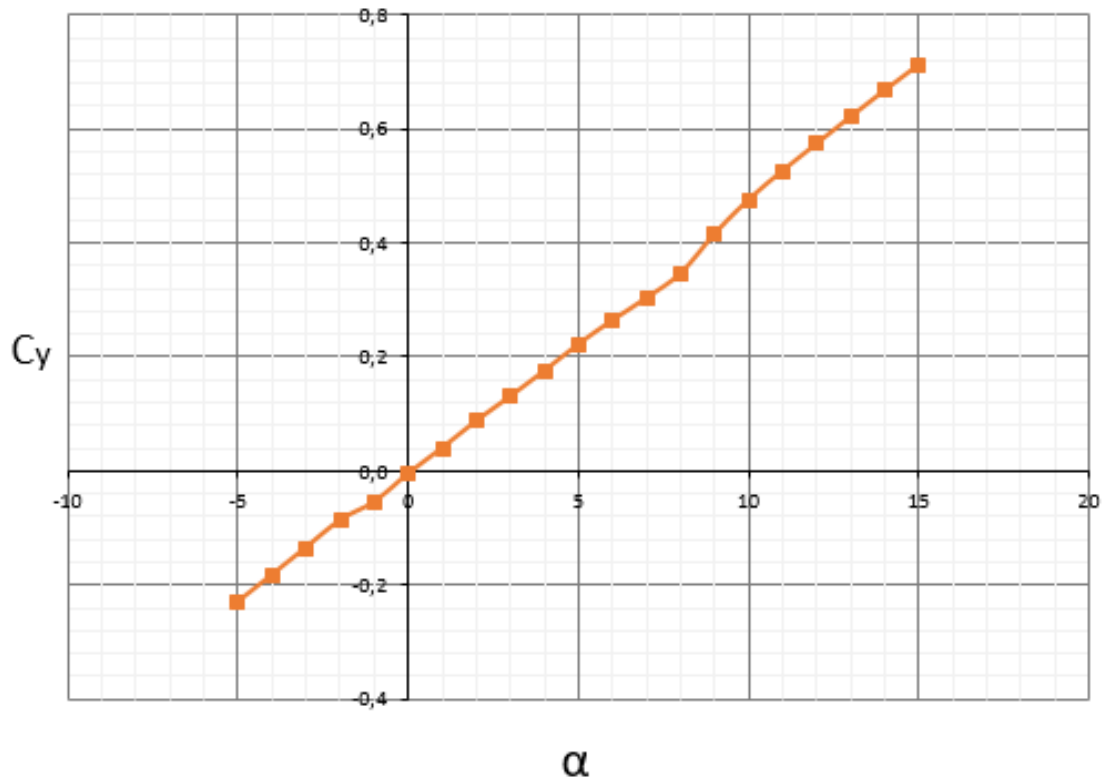


Рис. 5.3 Графік залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки

### КОЕФІЦІЄНТ ОПОРУ

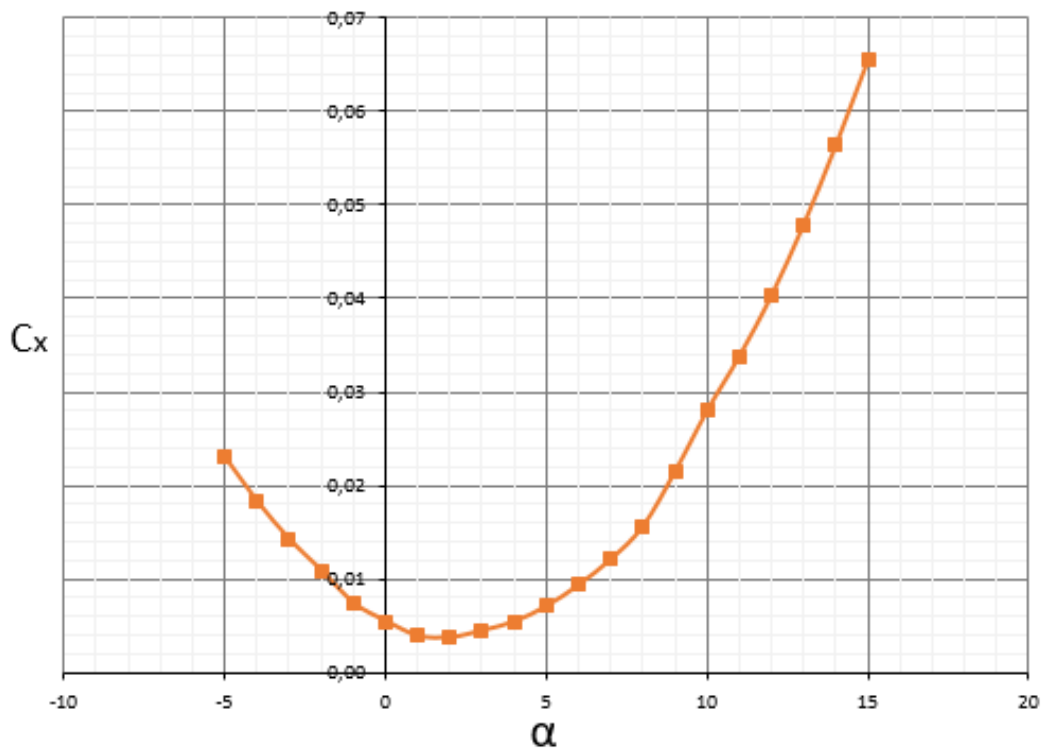


Рис. 5.4 Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

## АЕРОДИНАМІЧНА ДОСКОНАЛІСТЬ

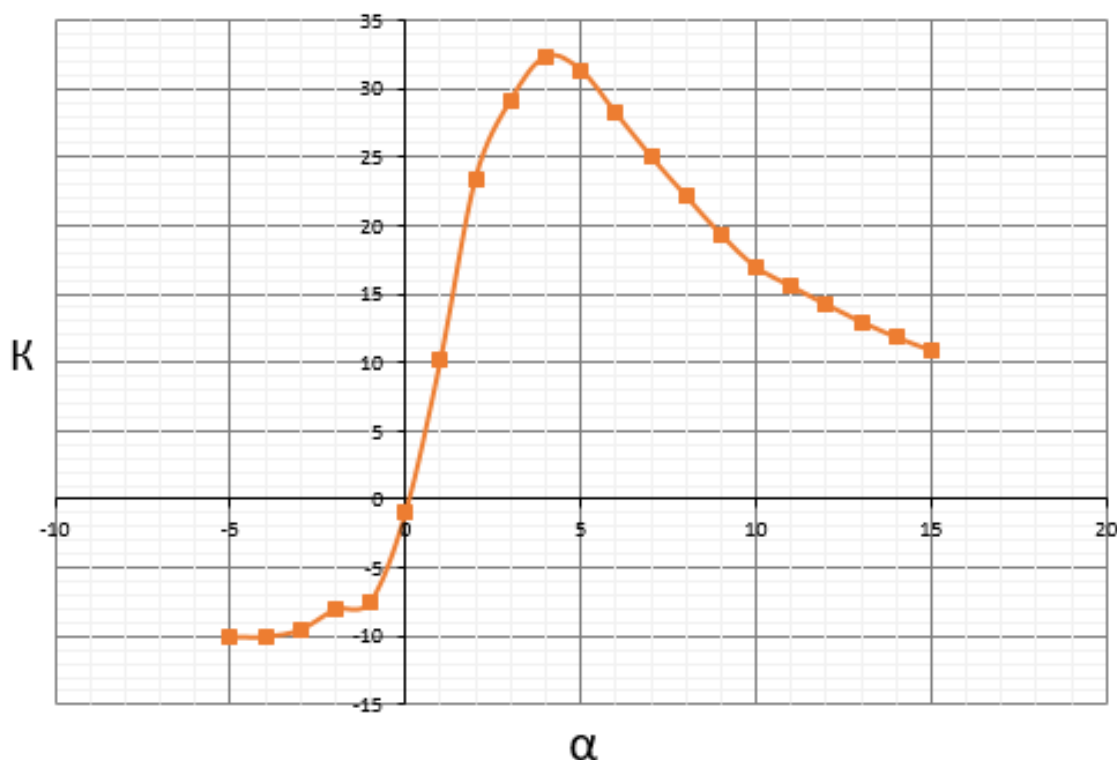


Рис. 5.5 Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки

### 5.2 Аеродинамічний розрахунок для другої зони лопаті

Згідно таблиці 5.1, для зони 2 потрібне значення числа Маха – 0,6.

Отримані значення представлені в таблиці 5.3.

Графік залежності коефіцієнта підйімальної сили від кута атаки зображено на рис. 5.6.

Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки зображено на рис. 5.7.

Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки зображено на рис. 5.8.

**Значення коефіцієнтів підйомної сили, опору та аеродинамічної  
якості при куті атаки для зони 2**

Кут атаки, °	$C_Y$	$C_X$	K
-5	-0,26611	0,0260	-10,2440
-4	-0,21209	0,0203	-10,4619
-3	-0,15662	0,0155	-10,1331
-2	-0,10223	0,0114	-8,9680
-1	-0,06328	0,0079	-7,9630
0	0,00649	0,0061	-1,0613
1	0,051533	0,0050	10,3524
2	0,097815	0,0047	20,7411
3	0,14942	0,0054	27,7732
4	0,20407	0,0069	29,7426
5	0,25889	0,0093	27,9669
6	0,29796	0,0119	24,9529
7	0,34851	0,0158	21,9968
8	0,40115	0,0208	19,2696
9	0,4534	0,0268	16,9476
10	0,53293	0,0363	14,7000
11	0,61135	0,0464	13,1851
12	0,66727	0,0567	11,7766
13	0,72233	0,0685	10,5378
14	0,77278	0,0814	9,4926
15	0,82012	0,0954	8,5938

### КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙІМАЛЬНОЇ СИЛИ

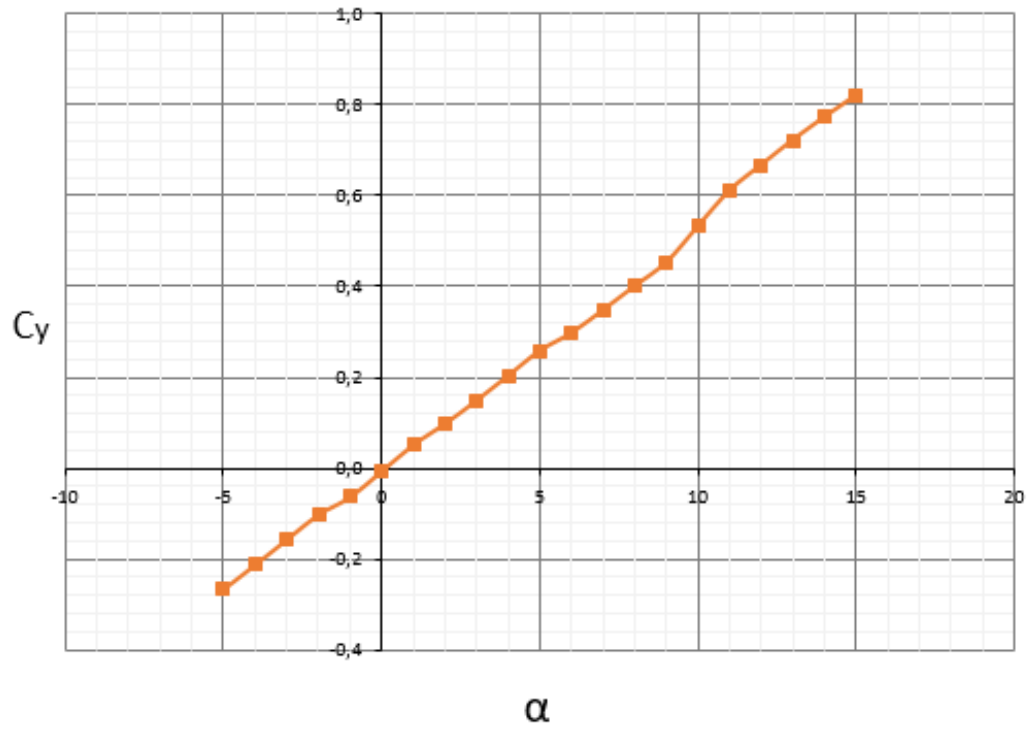


Рис. 5.6. Графік залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки

### КОЕФІЦІЄНТ ОПОРУ

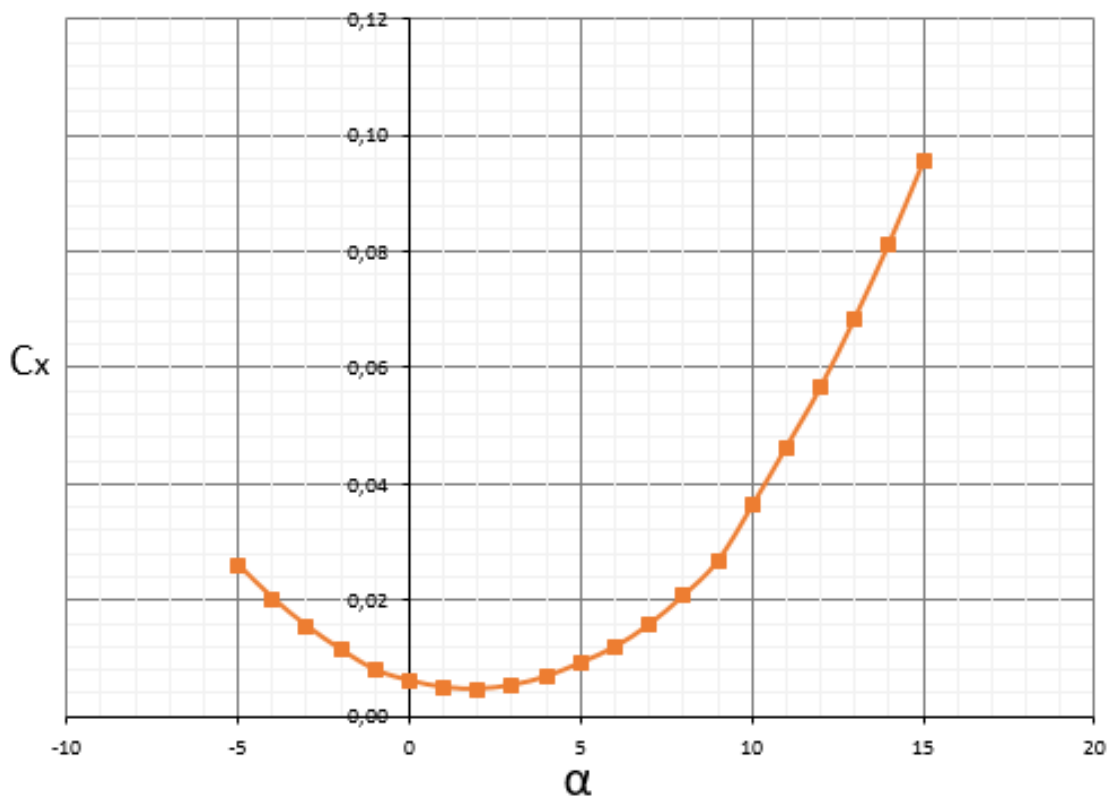


Рис. 5.7. Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

## АЕРОДИНАМІЧНА ДОСКОНАЛІСТЬ

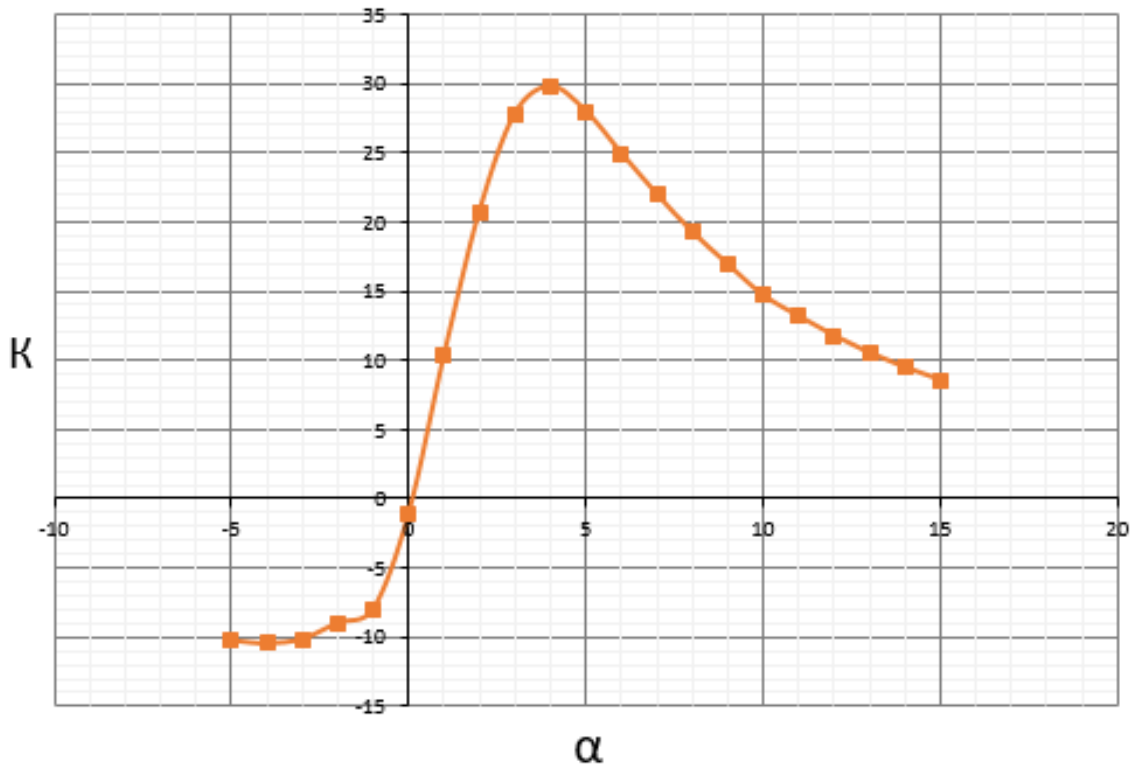


Рис. 5.8. Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки

### 5.3 Аеродинамічний розрахунок для третьої зони лопаті

Згідно таблиці 5.1, для зони 3 потрібне значення числа Маха – 0,9.

Отримані значення представлені в таблиці 5.4.

Графік залежності коефіцієнта підйімальної сили від кута атаки зображено на рис. 5.9.

Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки зображено на рис. 5.10.

Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки зображено на рис. 5.11.

**Значення коефіцієнтів підйомної сили, опору та аеродинамічної  
якості при куті атаки для зони 3**

Кут атаки, °	$C_Y$	$C_X$	K
-5	-0,4742	0,0387	-12,2558
-4	-0,37577	0,0282	-13,3105
-3	-0,24049	0,0200	-12,0061
-2	-0,14286	0,0145	-9,8658
-1	-0,07974	0,0107	-7,4684
0	0,01032	0,0090	-1,1479
1	0,067642	0,0082	8,2829
2	0,15576	0,0091	17,0235
3	0,28741	0,0119	24,0634
4	0,39362	0,0180	21,8992
5	0,49348	0,0264	18,7186
6	0,58671	0,0371	15,7998
7	0,67036	0,0499	13,4396
8	0,74504	0,0646	11,5247
9	0,81146	0,0812	9,9966
10	0,86143	0,0978	8,8057
11	0,91426	0,1166	7,8383
12	0,96207	0,1363	7,0569
13	1,0038	0,1564	6,4198
14	1,0398	0,1766	5,8869
15	1,07	0,1971	5,4293

### КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙІМАЛЬНОЇ СИЛИ

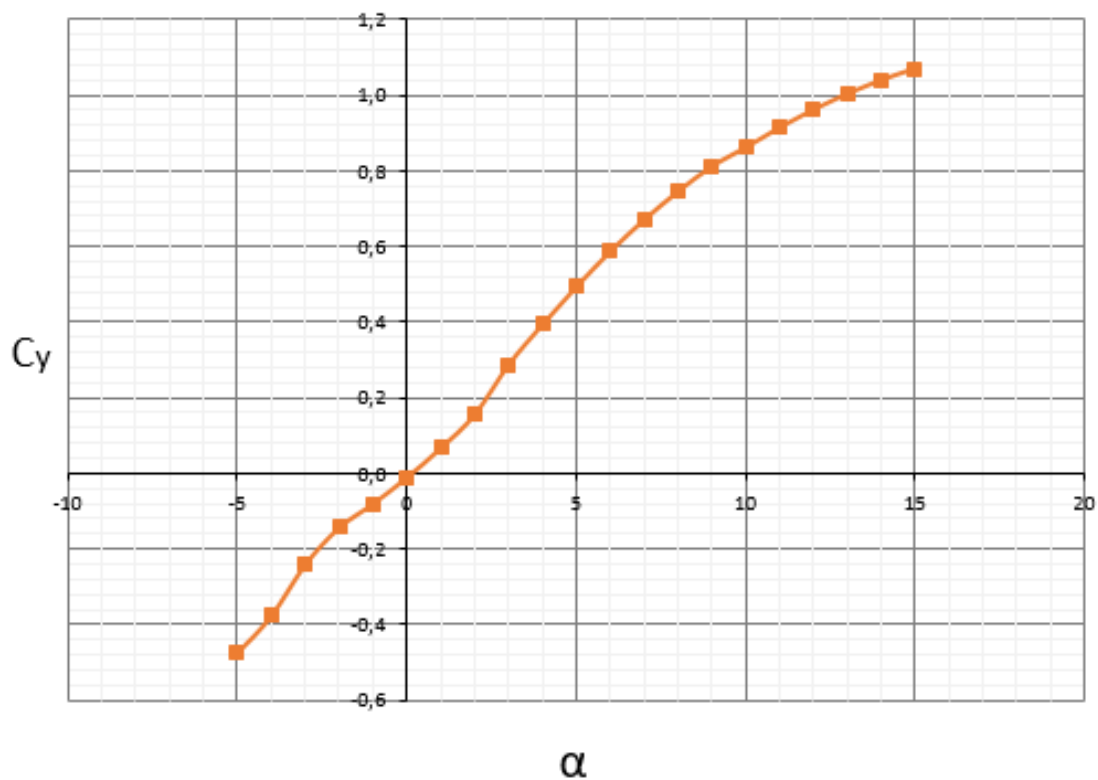


Рис. 5.9. Графік залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки

### КОЕФІЦІЄНТ ОПОРУ

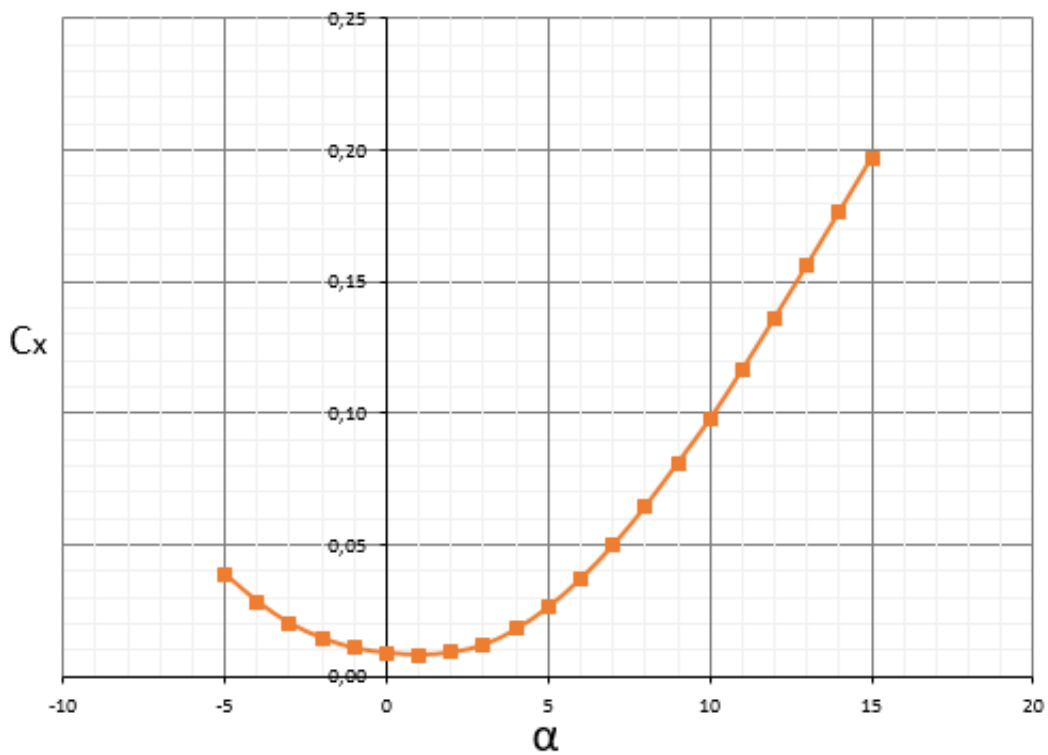


Рис. 5.10. Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

## АЕРОДИНАМІЧНА ДОСКОНАЛІСТЬ

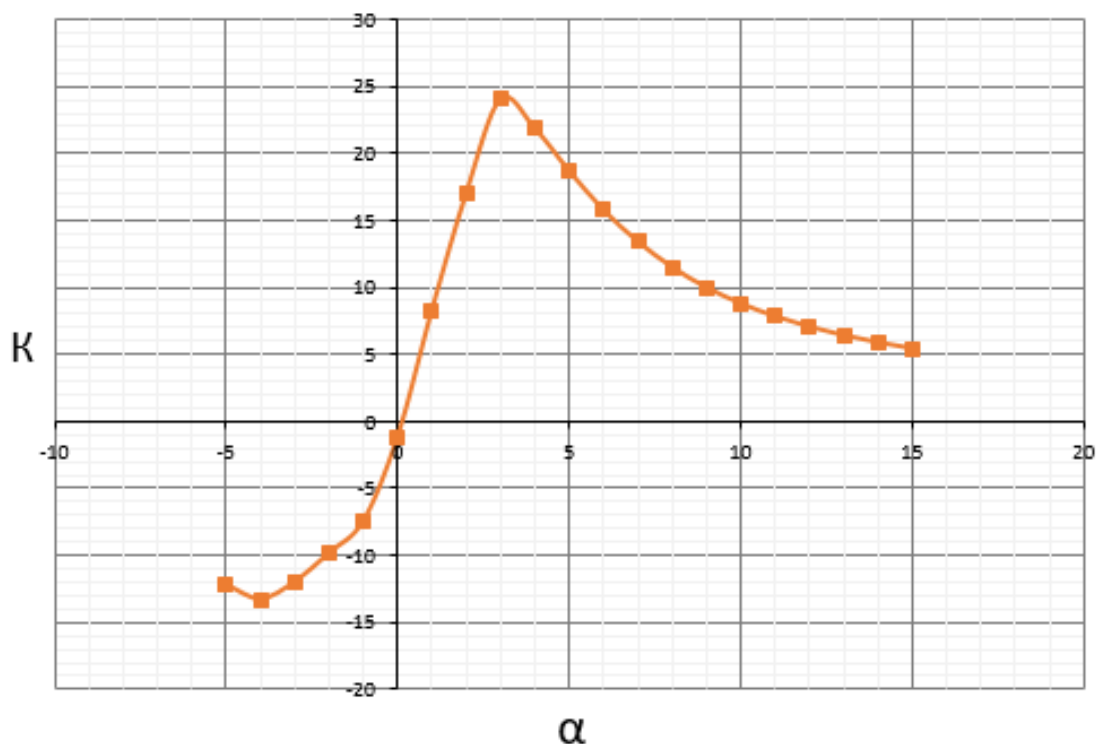


Рис. 5.11. Графік залежності аеродинамічної досконалості від кута атаки

### 5.4 Аналіз отриманих результатів

Проаналізувавши дані результати, можна дійти таких висновків:

- найбільший коефіцієнт підйімальної сили з'являється при кутах атаки від  $10^\circ$  до  $15^\circ$ . Але при цьому кратно зростає коефіцієнт опору, через що знижується аеродинамічна досконалість на великих кутах атаки;
- найбільша аеродинамічна досконалість з'являється на кутах атаки від  $1^\circ$  до  $6^\circ$ ;
- при великому наближенні до числа Маха, від початку лопаті до кінця, кратно зростають коефіцієнти підйімальної сили та опору. Для урівноваження даних коефіцієнтів по усій довжині лопаті слід зменшити висоту перерізу профілю. Тоді підймальна сила буде рівномірно розподілена по всій довжині лопаті.



## **Висновки по розділу**

В даному розділі було виконано аеродинамічний розрахунок лопаті несучого гвинта. Враховуючи, що лопать рухається коловими рухами, а набігаючі потоки під час польоту досягають різних значень, було прийнято рішення про розділення лопаті на зони для подальшого розрахунку. Найбільший коефіцієнт підйімальної сили з'являється при кутах атаки від  $10^\circ$  до  $15^\circ$ . Найбільша аеродинамічна досконалість з'являється на кутах атаки від  $1^\circ$  до  $6^\circ$ . При великому наближенні до числа Маха, від початку лопаті до кінця, кратно зростають коефіцієнти підйімальної сили та опору. Для урівноваження даних коефіцієнтів по усій довжині лопаті слід зменшити висоту перерізу профілю щоб рівномірно розподілити по всій довжині лопаті підйімальну силу.

## 6. РОЗРАХУНОК КОМПОЗИТНОЇ ЛОПАТІ НА МІЦНІСТЬ ТА ЖОРСТКІСТЬ

Лопать для розрахунку є прямокутною в плані, з лонжероном з композитного матеріалу.

Коефіцієнт режиму роботи знаходиться за формулою [20]:

$$\mu = \frac{V_{\text{п}} * \cos \alpha_{\text{н}}}{\omega_{\text{п}} * R}$$

де,  $V_{\text{п}}$  - швидкість польоту,

$\alpha_{\text{н}}$  – кут атаки лопаті,

$\omega_{\text{н}}$  – кутова швидкість повороту несучого гвинта,

$R$  - радіус несучого гвинта.

Коефіцієнт протікання знаходиться за формулою:

$$\lambda = \frac{V * \sin \alpha_{\text{н}} + \vartheta}{V_{\text{к}}}$$

де,  $\vartheta$  – швидкість, паралельна до кута атаки несучого гвинта, негативна, якщо направлена проти площини диску несучого гвинта,

$V_{\text{к}}$  – кінцева швидкість,

$\alpha_{\text{н}}$  – кут атаки вертольоту,

Дані для розрахунку занесені в таблицю 6.1.

Таблиця 6.1

Дані для розрахунку лопаті

Назва	Значення
Маса вертольоту, кН (G)	88,26
Швидкість польоту, м/с ( $V_{\text{п}}$ )	61
Радіус несучого гвинта, м (R)	7,9
Кутова швидкість повороту, 1/с ( $\omega_{\text{п}}$ )	22,2

Коефіцієнт режиму роботи, ( $\mu$ )	0,35
Коефіцієнт протікання, ( $\lambda$ )	-0,046
Кількість лопатей, (N)	4
Хорда лопаті, м	0,58

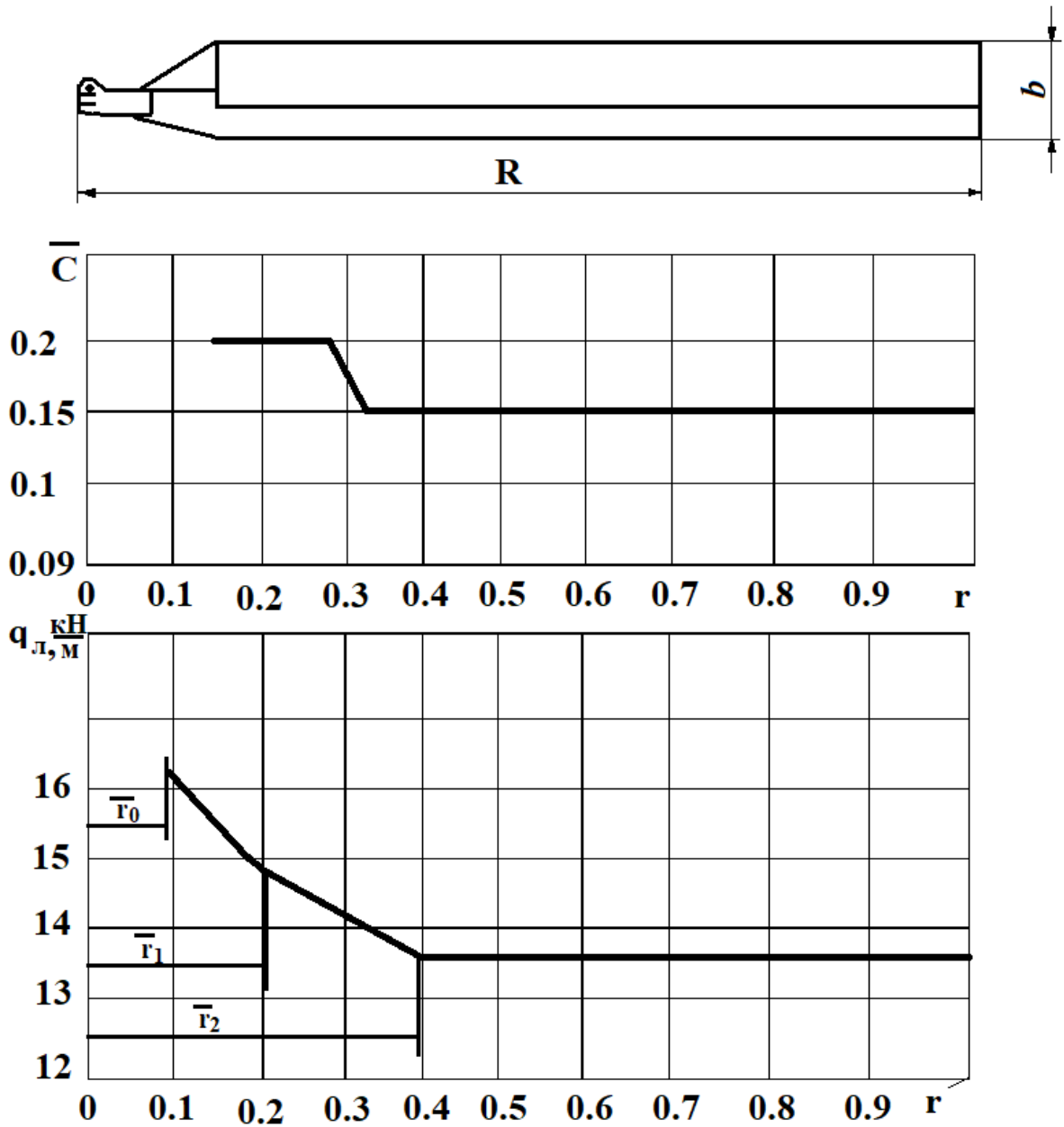


Рис. 6.1 Розподілення відносних товщин і погонної ваги по довжині лопаті

## 6.1 Розрахунок лопаті на міцність

Для початку, знайдемо значення  $q_i$  для кожного заданого перерізу. Знаходиться дане значення за формулою [26]:

$$q_i = \frac{n_p * G_0}{S} b_i = \frac{n_p * g * m_0}{S} b_i$$

де,  $S = S_0 * N$ ,

$S_0$  – площа однієї лопаті,

$N$  – кількість лопатей,

$b_i$  - довжина хорди (є сталою по всій довжині лопаті),

$n_p$  – розрахункове перевантаження, розраховується за формулою:

$$n_p = n_e * f$$

де,  $f = 1,5$  – коефіцієнт безпеки,

$n_e$  – експлуатаційне перевантаження, визначається за формулою:

$$n_e = \Delta \frac{C_{y_{ат}}}{C_{y_{атв}}} * \left( \frac{\omega_H}{\omega_B} \right)^2 * \frac{G}{G_B} * (1 + 1,5\mu^2)$$

де,  $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} = 1$  – відносна густина повітря на висоті польоту по МСА

(Міжнародна Стандартна Атмосфера),

$C_{y_{ат}} = C_{y_{ат кр}}$  – середній коефіцієнт підйомної сили поверхні несучої лопаті, визначається за формулою:

$$C_{y_{ат кр}} = C_{y_{max}} \frac{1 - \frac{8}{5}\mu + 2\mu^2}{1 + \mu^2}$$

де,  $C_{y_{max}}$  – критичне значення підйомної сили для профілю (згідно атласу профілів для нашого профілю дане значення на коефіцієнті режиму роботи дорівнює 0,35),

$C_{y_{атв}}$  - середній коефіцієнт підйомної сили на режимі висіння (приймаємо 0,45...0,6),

$\frac{\omega_n}{\omega_B}$  – відношення кутових швидкостей повороту гвинта на враховуваному режимі та режимі висіння (для газотурбінної силової установки дане відношення дорівнює 1),

$\frac{G}{G_B}$  – відношення ваги вертольоту на враховуваному режимі та режимі висіння (приймаємо дане відношення рівним 1).

Важливо враховувати, що при знаходженні  $q_i$ , використовується формула:

$$q_i = \frac{n_p * g * m_0}{S} b_i$$

де,

$$\frac{n_p * g * m_0}{S} = \frac{C_Y * \rho * V^2}{2}$$

Так, як дана формула використовується для випадку, коли підйомна сила розподілена рівномірно по гвинту, ми не мали б право її використовувати. Все тому, що через високу швидкість, яка зростає від початку лопаті до кінця, підймальна сила також різко зростає.

Тому, для вирішення питання слід зменшити товщину профілю до кінця лопаті для урівноваження підймальної сили у відношенні швидкості (рис. 6.2). Таким чином, отримаємо залежність, де при максимальній швидкості отримаємо мінімальний коефіцієнт підйомної сили і навпаки.

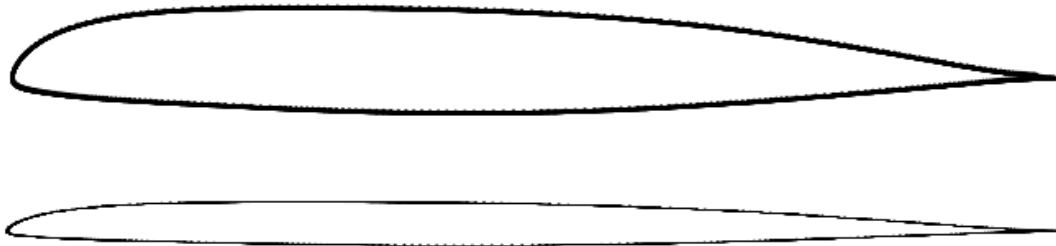


Рис. 6.2 Порівняльне зображення профілів на початку та кінці лопаті

Знайдені дані занесено в таблицю 6.2.

Таблиця 6.2

**Дані для розрахунку**

$S_0, \text{м}^2$	N	$b_i, \text{м}$	$n_p$	$n_e$	$C_{y_{ат кр}}$	$q_i, \text{кН}$
9,1	4	0,58	0,855	0,57	0,22	12,024

Враховуючи, що довжина хорди лопаті однакова по перерізу, отримаємо епюри, зображені на рис. 6.3.

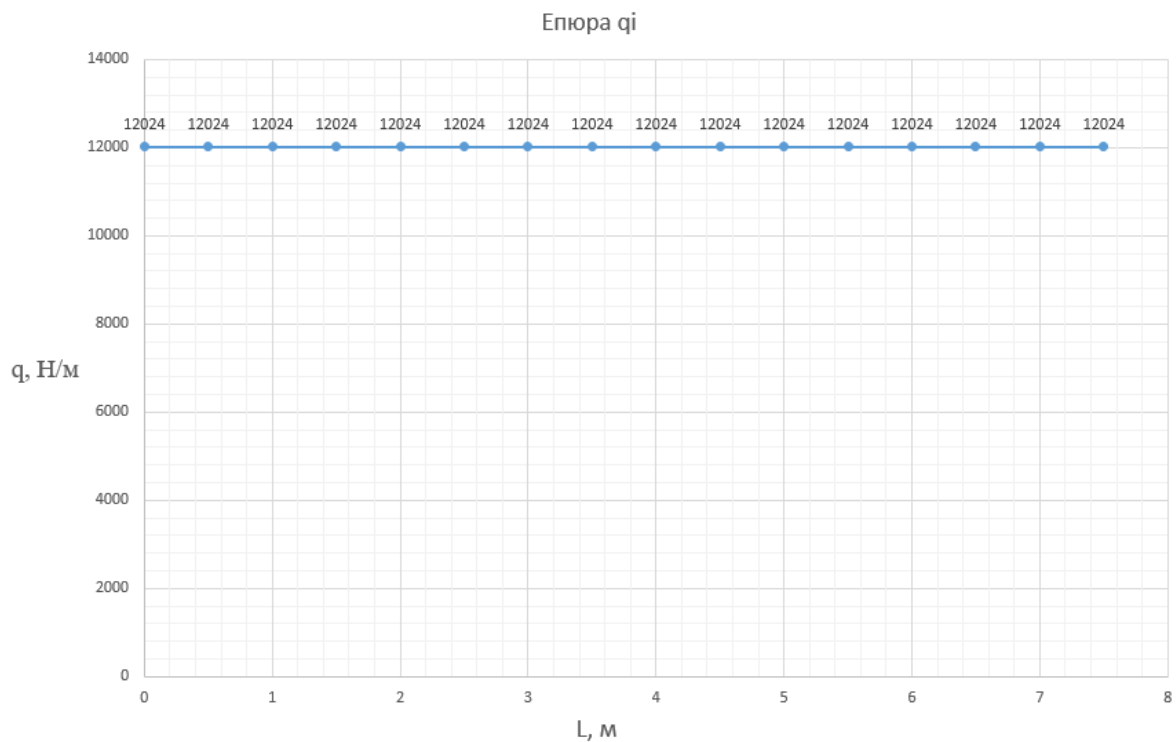


Рис. 6.3 Епюра  $q_i$  по довжині лопаті

Приріст поперечної сили в перерізі лопаті знаходиться за формулою:

$$\Delta Q_i = q_i * \Delta L$$

де,  $\Delta L$  – відстань між перерізами лопаті.

Але, для першого перерізу лопаті:

$$\Delta Q_i = q_i * \frac{1}{2} \Delta L$$

Величина поперечної сили в певному перерізі лопаті визначається наступним чином:

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

Знайдені дані занесено в таблицю 6.3. Епюри для поперечної сили зображені на рис. 6.4.

Таблиця 6.3

№ перерізу	$Q_i$	$M_i$
1	0	0
2	6012,106	3006,053
3	12024,21	12024,21
4	18036,32	27054,48
5	24048,43	48096,85
6	30060,53	75151,33
7	36072,64	108217,9
8	42084,74	147296,6
9	48096,85	192387,4

10	54108,96	243490,3
----	----------	----------

Продовження таблиці 6.3

11	60121,06	300605,3
12	66133,17	363732,4
13	72145,28	432871,7
14	78157,38	508023
15	84169,49	589186,4
16	90181,59	676362

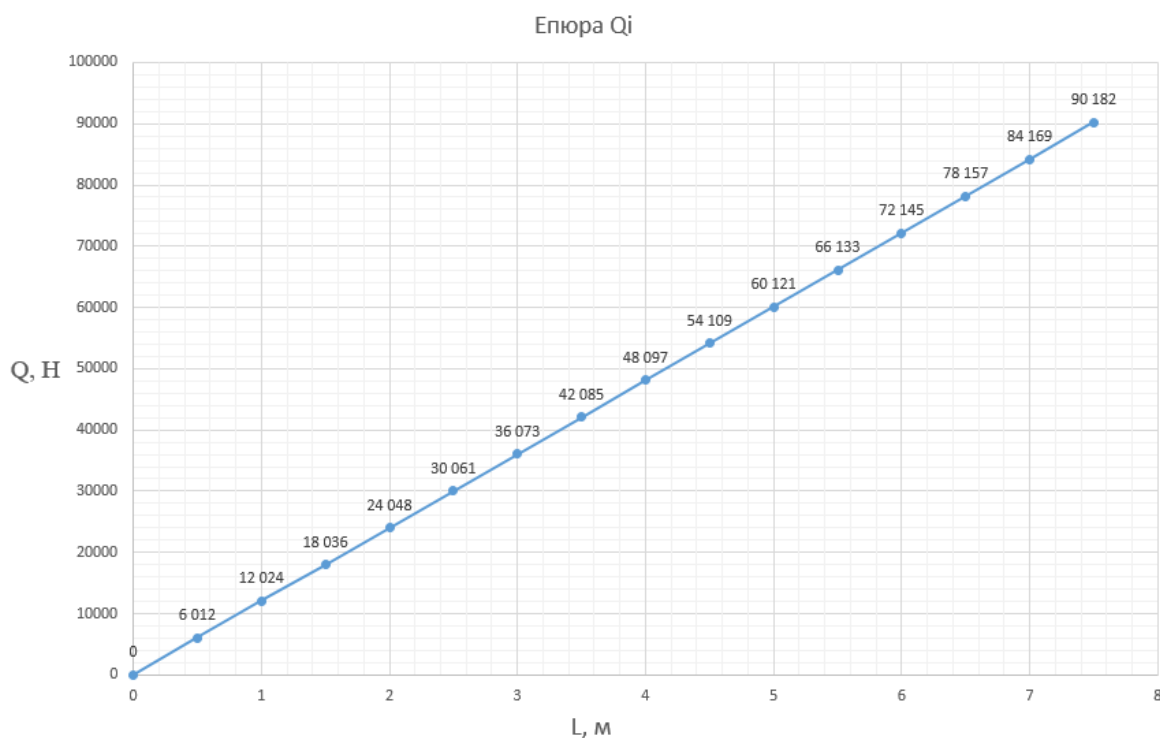


Рис. 6.4. Епюра  $Q_i$  по довжині лопаті

Приріст згинального моменту в перерізі лопаті знаходиться за формулою:

$$\Delta M_i = Q_i * \Delta L$$

де,  $\Delta L$  – відстань між перерізами лопаті.

Але, для першого перерізу лопаті:



$$\Delta M_i = Q_i * \frac{1}{2} \Delta L$$

Величина згинального моменту в певному перерізі лопаті визначається наступним чином:

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

Знайдені дані занесено в таблицю 6.3. Епюри для згинального моменту зображені на рис. 6.5.

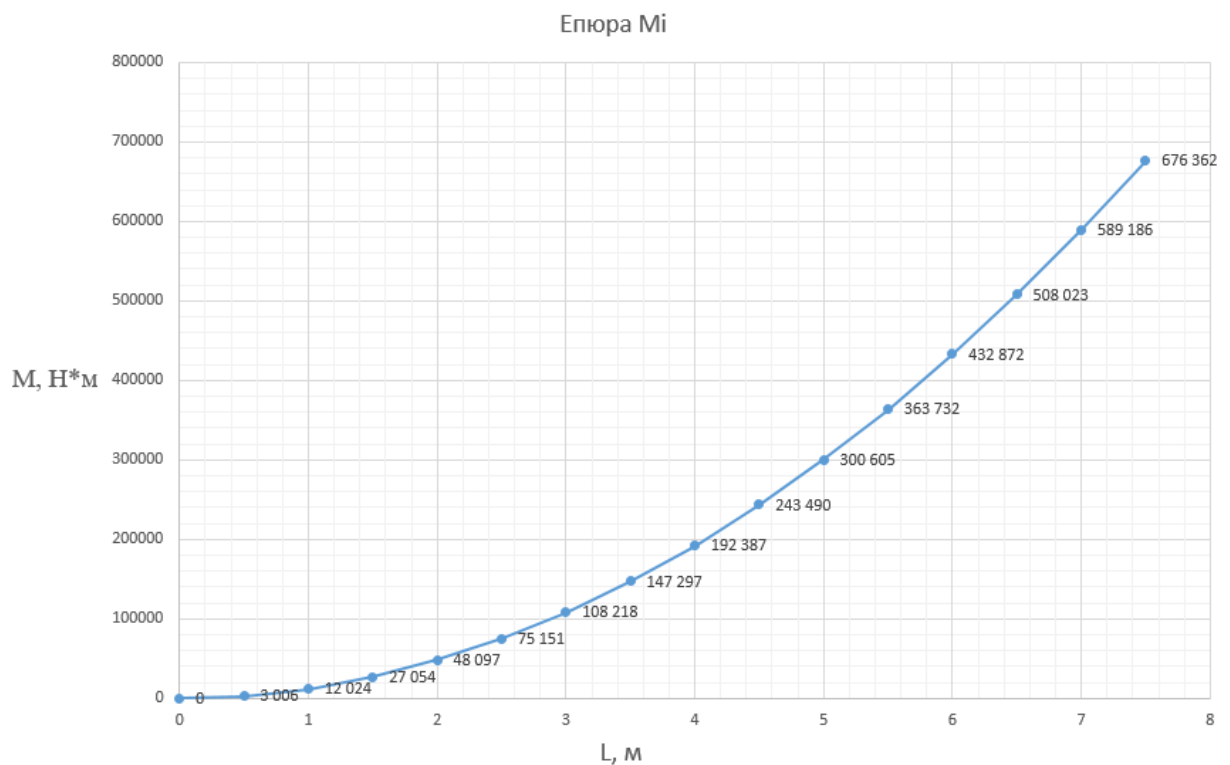


Рис. 6.5 Епюра  $M_i$  по довжині лопаті

Максимальний згинальний момент дорівнює 3,728 МН\*м. Це згинальний момент в кореневій частині лопаті. Оскільки він є

найбільшим згинальним моментом – кореневий переріз лопаті є найбільш критичним. Усі інші перерізи мають менший згинальний момент, а зменшення товщини профілю по довжині розмаху є не таким різким, як зменшення згинального моменту.

Діючі напруження в лопаті знаходяться за формулою:

$$\sigma_d = \frac{M_{max} * c}{2l}$$

де,  $c$  – висота профілю лопаті,

$l$  – моменті інерції перерізу. Для знаходження даного перерізу, використаємо програмне забезпечення Creo Parametric. Розрахункова модель зображена на рис. 6.6. Розрахункові дані занесено в таблицю 6.4.

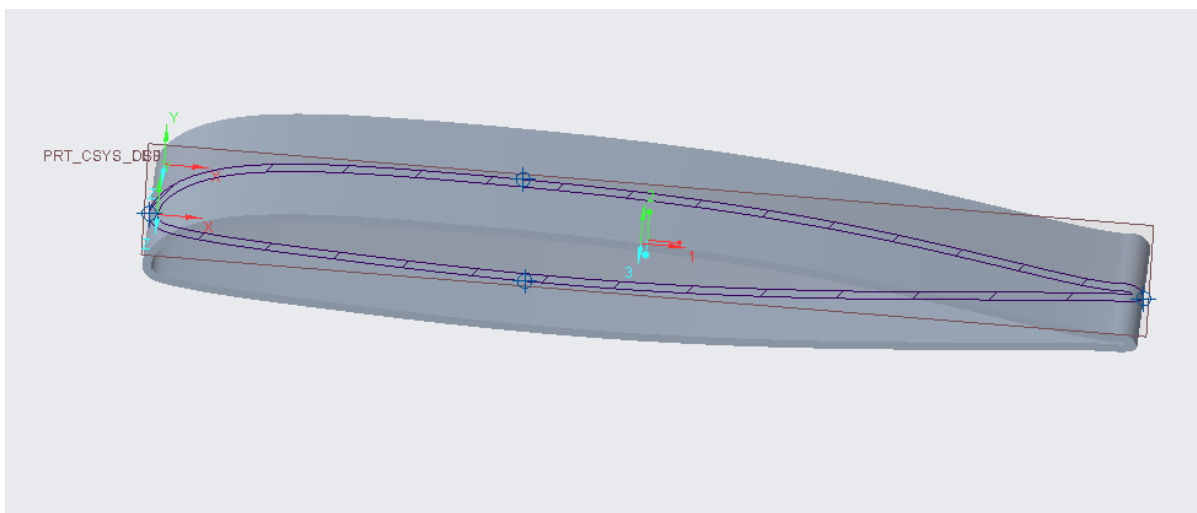


Рис. 6.6 Модель для розрахунку моменту інерції перерізу

Таблиця 6.4

**Розрахункові дані для діючого напруження**

$M_{max}$ , Н*м	$c$ , м	$l$ , м <sup>4</sup>	Товщина оболонки профілю, мм	$\sigma_d$ , Па
$3,728 \cdot 10^6$	0,08	$0,29 \cdot 10^{-3}$	8	$514 \cdot 10^6$

Враховуючи дані з таблиці 6.4, отримаємо значення  $\sigma_d$  рівним 514 МПа. Згідно розділу 3, підібраний раніше композитний матеріал відповідає вимогам міцності (в порівнянні з розрахованими даними допустиме напруження перевищує діюче напруження).

### **Висновки по розділу**

В даному розділі було виконано розрахунки композитної лопаті несучого гвинта на міцність. Лопать для розрахунку є прямокутною в плані, з лонжероном з композитного матеріалу. Обраховані коефіцієнти режиму роботи та протікання, експлуатаційне та розрахункове навантаження, а також розподілене навантаження, поздовжні сили та згинальні моменти.

Отримане значення діючого напруження в кореновому перерізі лопаті не перевищує допустимого напруження підібраного раніше композитного матеріалу.

## 7. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ

В даному розділі приведена розробка стартап проекту для композитної лопаті несучого гвинта гелікоптера [17].

### 7.1 Опис ідеї проекту

Зміст ідеї стартап проекту, напрямки застосування та вигоди для користувача вказані в таблиці 7.1.

Таблиця 7.1

#### Опис ідеї стартап проекту

Зміст ідеї	Напрямок застосування	Вигода для користувача
Створення, моделювання та розрахунок композитної лопаті несучого гвинта гелікоптера	Модифікація існуючих лопатей вертольотів	Продовження терміну експлуатації лопатей
	Заміна лопатей на старих гвинтокрилах для актуалізації використання останніх в сьогодні	Продовження терміну експлуатації
	Застосування в різноманітних середовищах, непридатних для вертольотів з металевими лопатями	Стійкість до багатьох непридатних середовищ в порівнянні з металом
	Модернізація гелікоптерів шляхом заміни лопатей на композитні	Покращення технічних характеристик

Згідно таблиці 7.1, ідея є актуальна для сьогоднішнього та охоплює важливі напрямки в авіаційній сфері.

Аналіз потенційних технічних та економічних переваг ідеї в порівнянні з пропозиціями конкурентів подано в таблиці 7.2.

**Визначення слабких, нейтральних та сильних характеристик даного проекту**

№	Технічні та економічні характеристики	Потенційні товари конкурентів або їх послуги				W	N	S
		Мій проект	Конкурент 1*	Конкурент 2	Конкурент 3			
1	<u>Технічні:</u> Легкість	легка	легка	важка	легка		+	
2	<u>Економічні:</u> Вартість виробництва	низька	висока	низька	висока		+	
3	<u>Економічні:</u> Вартість обслуговування	низька	висока	низька	висока			+
4	<u>Технічні:</u> процес виробництва	легкий	важкий	легкий	важкий			+
5	<u>Технічні:</u> Корозійна стійкість	висока	висока	низька	висока		+	
6	<u>Екологічність:</u>	Усі матеріали композитні	Більшість матеріалів композитні	Частина матеріалів екологічна	Частина матеріалів композитна			+

\* Конкурент 1 – АТ «Мотор Січ»; Конкурент 2 – ДП «Антонов»; Конкурент 3 – Bell Helicopter. W – слабка сторона; N - нейтральна сторона; S – сильна сторона.

За результатами аналізу проект композитної лопаті несучого гвинта гелікоптера є конкурентоспроможним за багатьма параметрами. Також слід враховувати, що в даному проекті усі використані матеріал є композитними.

## 7.2 Аналіз ринкових можливостей проекту

Аналіз ринкових можливостей є ключовим етапом для розуміння потенційного успіху стартап проекту. Для подальшого планування розвитку проекту слід розглядати ринкові можливості, ризики та загрози впровадження проекту. Для розуміння ситуації, потрібно провести аналіз попиту та попередню характеристику потенційного ринку стартап проекту.

У світі є виробники, які охоплюють величезну кількість клієнтів на ринку. В Україні ситуація склалася таким чином, що попит на дану продукцію зростає, а виробником схожої продукції є тільки одна компанія на ринку. Для вирішення даного питання слід реалізувати даний проект, що якісно вплине на загальну ситуацію. З цього можна зробити висновок, що ринок в даній сфері є перспективним.

Характеристика потенційних клієнтів та переліки вимог до товару занесено в таблицю 7.3.

Таблиця 7.3

### Характеристика потенційних клієнтів стартап проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
	Оптимізація та покращення технічних характеристик	Виробники вертольотів	Наявність результатів випробування, ліцензія, патент	Точність, надійність, спрощення обслуговування
	Модернізація шляхом заміни старих лопатей на композитні	Авіакомпанії та оператори вертольотів	Ліцензія, патент	Точність, надійність

Продовження таблиці 7.3

	Унікальні потреби для певного виду вертольотів	Авіакомпанії та оператори вертольотів	Ліцензія, патент	Точність, надійність, специфічні вимоги
	Впровадження інноваційних рішень	Державні та військові організації	Результати випробування, ліцензія, патент	Точність, надійність, термін експлуатації
	Поширення продукції на регіональному та світовому ринках	Глобальні та регіональні дистриб'ютори	Ліцензія, патент	Точність, надійність, термін експлуатації

Прямими конкурентами для проекту композитної лопаті можна виділити такі компанії, як Lockheed Martin та Bell Helicopter. Так, як дані конкуренти співпрацюють з Міністерством оборони США, більшість даних про їх продукцію відсутня у відкритому доступі. В Україні основним конкурентом є АТ «Мотор Січ».

Товари, схожі з даним проектом існують на ринку, кожен товар є унікальним під свою потребу та під певну модель гелікоптера, тому неможливо повністю замінити один товар на інший.

Фактори конкурентоспроможності та їх обґрунтування представлені в таблиці 7.4.

Таблиця 7.4

**Обґрунтування факторів конкурентоспроможності**

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Технічні характеристики	Менша маса, поширеність на ринку матеріалів
2	Довговічність	Увесь використаний матеріал це

		КОМПОЗИТ
--	--	----------

Продовження таблиці 7.4

3	Вартість виготовлення	Відносно недорогі та поширені матеріали
4	Вартість обслуговування	Потребує менше ресурсів для обслуговування

SWOT-аналіз – це матриця сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, можливостей (Opportunities) та загроз (Troubles). Дана матриця представлена в таблиці 7.5.

Таблиця 7.5

### SWOT аналіз проекту

Мета проекту		
	Внутрішні фактори	Зовнішні фактори
+	Сильні сторони: Кращі технічні характеристики	Можливості: Охоплення внутрішнього і зовнішнього ринку
-	Слабкі сторони: Відсутність багатьох даних у відкритому доступі	Загрози: Конкуренти з більшим об'ємом даних та досліджень на цю тему

### 7.3 Технологічний аудит ідеї даного проекту

На розгляді технологія створення проекту, його технологічна реалізація, потенціал та здійсненність.

В даному проекті основним акцентом є використання композитного матеріалу для усієї конструкції. Враховуючи складність роботи з композитними матеріалами, вартість проекту є більшою, ніж для проекту з використанням металів. В проекті використовуються доступні похідні матеріали для виготовлення композиту, технології склеювання, та з'єднання. Але для досягнення найкращого результату в даних етапах



потрібно використовувати системи контролю якості на кожному етапі виробництва. Дані технологічні процеси не є простими, але «підйомні» для багатьох виробників, які спеціалізуються на схожій продукції.

Таким чином, проект є можливим для реалізації, більшість необхідних технологій доступні авторам проекту та наявні на ринку.

#### **7.4 Розробка ринкової стратегії проекту**

Опис цільових груп потенційних споживачів та визначення стратегії ринку представлено в таблиці 7.6.

Таблиця 7.6

##### **Вибір цільових груп потенційних споживачів**

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Виробники вертольотів	високий	низька	просто
2	Авіакомпанії	високий	висока	складно
3	Оператори вертольотів	високий	низька	просто
4	Державні організації	високий	висока	складно
5	Дистриб'ютори	високий	низька	просто

Враховуючи те, що для кожної цільової групи є свої вимоги та поставлені цілі до лопатей, є необхідність перероблення продукції згідно з певних вимог. В залежності від призначення основною перевагою будуть різні характеристики. Враховуючи дані вимоги, було вирішено обрати стратегію диференційованого маркетингу.

Базова стратегія розвитку зазначена в таблиці 7.7.

Таблиця 7.7

**Визначення базової стратегії розвитку**

№	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Зробити наголос на покращених технічних характеристиках	Визначення груп, зацікавлених в кращих технічних характеристиках	Новий профіль лопаті, використання композитних матеріалів	Стратегія диференціації
2	Зробити наголос на подовженні терміну експлуатації та довговічності	Визначення груп, зацікавлених в довговічності продукції	Конструкція повністю з композитного матеріалу	Стратегія спеціалізації

Базова стратегія конкурентної поведінки зазначена в таблиці 7.8.

Таблиця 7.8

**Визначення базової стратегії конкурентної поведінки**

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових користувачів, чи забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Шукати нових	Так Конструкція з композитного матеріалу	Стратегія розширення первинного попиту

Розробка стратегії позиціонування полягає у формуванні ринкової позиції, за яким споживач має ідентифікувати торгівельну марку. Даний проект розробляється згідно вимог користувачів та споживачів до продукту та до стартап компанії. Також проект розробляється в залежності від обраної базової стратегії конкурентної поведінки.

Розробка стратегії позиціонування приведена в таблиці 7.9.

Таблиця 7.9

### Визначення стратегії позиціонування

Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових фактори)
Кращі технічні характеристики	Стратегія диференціації	Порівняння проектів конкурентів з власним	Легка, має кращу аеродинаміку, має кращу міцність
Довговічність, подовжений термін експлуатації	Стратегія спеціалізації	Акцент на покращення даних якостей	Стійка до середовища, довговічна, легка в експлуатації

### 7.5 Розробка маркетингової програми даного стартап проекту

Для формування маркетингової концепції товару споживачу, слід підсумувати результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару. Дані результати приведені в таблиці 7.10.

Розробка трирівневої маркетингової моделі товару представлено в таблиці 7.11.

**Визначення ключових переваг концепції потенційного товару**

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Технічні характеристики	Конструкція з композитних матеріалів	Покращені аеродинамічні та технічні характеристики
2	Довговічність	Контроль якості, композитні матеріали	Повністю композитна конструкція
3	Вартість обслуговування	Композитні матеріали	Повністю композитна конструкція
4	Вартість виготовлення	Зменшення витрат на матеріали	Відносно доступні матеріали

**Опис трьох рівнів моделі товару**

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Композитна лопать гелікоптера		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики		
	1. Технічні характеристики	М	Тх
	2. Вартість обслуговування	М	Вр, Тл
	3. Довговічність	Нм	Тл, Тх
	Якість: стандарти ISO		
Пакування: пластикові ящики, гофрокартон			
Марка: ІЗПП – «КЛ-01»			
III. Товар з підкріпленням	Після продажу: гарантія, технічне обслуговування		
За рахунок чого потенційний товар буде захищений від копіювання: створення патенту			

Збут товару можливий як власними зусиллями, так і через дистриб'юторів, так, як даний товар має специфічну зону застосування. Пошук споживачів можливий як через тендери, так і через виставки (авіаційні виставки). Збут товару через прямий контакт зі споживачем надасть можливість отримання вдосконалення товару через відгук. В свою чергу збут через дистриб'ютора розширить клієнтську базу.

### **Висновки по розділу**

В даному розділі було розроблено стартап проект. Проаналізувавши даний проект, можна зазначити, що попит на дану продукцію є чималий. Також для даного товару була опрацьована велика кількість цільової аудиторії. Присутня конкуренція на ринку створює деякі перешкоди, але враховуючи те, що спектр використання даної продукції є унікальним та специфічним, а конкуренти не завжди можуть задовільнити потреби споживача, даний проект маж право на життя – навіть при такій конкуренції. Тому було вибрано стратегію розширення первинного попиту. Майже усі необхідні матеріали доступні на ринку. Проект у порівнянні з конкурентами має свої сильні сторони, особливо на внутрішньому регіональному ринку.

## ВИСНОВКИ

В першому розділі було розглянуто гелікоптери різних класів та з різними призначеннями. Як прямі аналоги, можна навести вертольоти S-70 Black Hawk та S-96. Також розділі розглянуто вертольоти сімейства Мі, які є найпоширенішими в експлуатації в Україні. Серед прямих аналогів є гелікоптери Мі-24 та Мі-28. Тому гвинтокрил Мі-24 було визначено як вертоліт-аналог для подальшого проектування лопаті. Даний гелікоптер є досі актуальним у використанні та активно використовується в експлуатації.

В другому розділі було розглянуто загальні методи проектування лопатей, а також методи проектування у разі використання в конструкції композитних матеріалів. Перевага лопатей з композитних матеріалів обумовлена їхньою високою питомою міцністю. Лонжерони середніх і важких гелікоптерів мають D-подібний переріз, що забезпечує найбільшу крутильну жорсткість, що припадає на одиницю ваги лопаті. Формування таких елементів відбувається за допомогою прес-форменного методу.

В третьому розділі було розглянуто різноманітні композитні матеріали та їх структури. Це є як різноманітні матричні зв'язуючі матеріали, так і різноманітні армовані наповнювачі. Також було підібрано похідні для формування композитного матеріалу. Це є скловолокно, яке відзначається високою міцністю та жорсткістю при відносно невеликій вазі, що робить його ефективним матеріалом для виробництва легких і міцних конструкцій. Також була підібрана структура наповнювачу – це сатинове переплетення волокон між собою. В якості зв'язуючого матеріалу виступає епоксидна смола. Даний вид зв'язуючої речовини має перевагу в адгезії у порівнянні з іншими видами смол.

В четвертому розділі було розроблено конструктивно-силову схему лопаті несучого гвинта вертольоту та її 3D модель. В ролі основного силового елемента виступає лонжерон. Схема лонжерону для даної лопаті є моноблочна. Лонжерон є частиною лопаті і спроектований у формі

потрібного нам профілю. Задня обшивка є фактичним продовженням лопаті і також виготовлена у формі потрібного нам профілю. З'єднання обшивки з лонжероном відбувається за допомогою клею ВК-50. Дані конструкційні елементи виготовлено з полімерних матеріалів.

В п'ятому розділі було виконано аеродинамічний розрахунок лопаті несучого гвинта. Враховуючи, що лопать рухається коловими рухами, а набігаючі потоки під час польоту досягають різних значень, було прийнято рішення про розділення лопаті на зони для подальшого розрахунку. Найбільший коефіцієнт підйімальної сили з'являється при кутах атаки від  $10^\circ$  до  $15^\circ$ . Найбільша аеродинамічна досконалість з'являється на кутах атаки від  $1^\circ$  до  $6^\circ$ . При великому наближенні до числа Маха, від початку лопаті до кінця, кратно зростають коефіцієнти підйімальної сили та опору. Для урівноваження коефіцієнтів слід зменшити висоту перерізу профілю.

В шостому розділі було виконано розрахунки композитної лопаті на міцність. Лопать для розрахунку є прямокутною в плані, з лонжероном з композитного матеріалу. Обраховані коефіцієнти режиму роботи та протікання, експлуатаційне та розрахункове навантаження, а також розподілене навантаження, поздовжні сили та згинальні моменти. Отримане значення діючого напруження лопаті не перевищує допустимого напруження підібраного раніше композитного матеріалу. Це означає, що даний композит, при використанні в розробленій конструктивній схемі, підібраний вдало.

В сьомому розділі було розроблено стартап проект композитної лопаті несучого гвинта гелікоптера. Проаналізувавши даний проект, можна зазначити, що попит на дану продукцію є чималий. Присутня конкуренція на ринку створює деякі перешкоди, але враховуючи те, що спектр використання даної продукції є унікальним та специфічним, а конкуренти не завжди можуть задовільнити потреби споживача, даний проект маж право на життя – навіть при такій конкуренції. Тому було

вибрано стратегію розширення первинного попиту. Проект у порівнянні з конкурентами має свої сильні сторони, особливо на внутрішньому регіональному ринку.



## ВИКОРИСТАНІ ДЖЕРЕЛА

1. Слово і Діло. (2023, 30 березня). Мі-2, Мі-8, Мі-17, Мі-24: основні бойові вертольоти української армії. Отримано з <https://www.slovoidilo.ua/2023/03/30/statija/bezpeka/mi-2-mi-8-mi-17-mi-24-osnovni-bojovi-vertoloty-ukrayinskoji-armiyi>
2. Lockheed Martin. Sikorsky Black Hawk Helicopter. Отримано з <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/sikorsky-black-hawk-helicopter.html>
3. Defence-UA. (б. р.). Гелікоптери, які роблять в Україні: огляд проектів. Отримано з [https://defence-ua.com/people\\_and\\_company/gelikopteri\\_jaki\\_roblyat\\_v\\_ukrajini\\_ogljad\\_projektiv-3194.html](https://defence-ua.com/people_and_company/gelikopteri_jaki_roblyat_v_ukrajini_ogljad_projektiv-3194.html)
4. Урядовий Кур'єр. (б. р.). Показали українські гелікоптери. Отримано з <https://ukurier.gov.ua/uk/news/pokazali-ukrayinski-gelikopteri/>
5. Scout Aero. Отримано з <http://scout.aero/#>
6. Air Recognition. (б. р.). Bell 407GX Light Tactical Utility Helicopter. Отримано з <https://airrecognition.com/index.php/world-air-force-military-equipment-aircraft/north-america/united-states-air-force/united-states-american-us-air-force-usaf-helicopter-technical-data-sheet-specifications-intelligence-description-information-identification-pictures-photos-images-video/724-bell-407gx-light-tactical-utility-helicopter-technical-data-sheet-specifications-intelligence-description-information-identification-pictures-photos-images-video-united-states-american-us-usaf-air-force-aviation-aerospace-defence-industry-military-.html>
7. Centaurium Aviation. (2021). Bell 407GX Specifications. Отримано з <https://centaurium-aviation.com/app/uploads/2021/01/bell-407gxi-specifications.pdf>
8. Jet Aviation. (б. р.). Bell 407GX Specifications. Отримано з <https://jetav.com/bell-407gx-specifications/>

9. Rotorcraft. (б. п.). Technical Data - Bell 407GX. Отримано 3  
[https://www.rotorcraft.info/frontend/rotorcraft/index.php?rt=4&a\\_nid=507](https://www.rotorcraft.info/frontend/rotorcraft/index.php?rt=4&a_nid=507)
10. GE Aviation. (б. п.). T700-701D Engine. Отримано 3  
<https://www.geaerospace.com/sites/default/files/datasheet-T700-701D.pdf>
11. Lockheed Martin. (2019). S-70 Brochure. Отримано 3  
[https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/black-hawk/8365\\_S-70\\_Brochure\\_3.1.19.pdf](https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/black-hawk/8365_S-70_Brochure_3.1.19.pdf)
12. Lockheed Martin. (2022). CH-53K Brochure. Отримано 3  
<https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/ch53k/CH-53K-Brochure-2022.pdf>
13. MTU Aero Engines. T408 Engine. Отримано 3  
<https://www.mtu.de/engines/military-aircraft-engines/helicopters/t408/>
14. Lockheed Martin. (б. п.). Sikorsky S76D VIP Brochure. Отримано 3  
<https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/s-76/Sikorsky-S76D-VIP-Brochure.pdf>
15. Lockheed Martin. (б. п.). Sikorsky S92 Brochure. Отримано 3  
[https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/s-92/8415\\_S-92\\_MM\\_Brochure\\_NB\\_2022\\_READ.pdf](https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/s-92/8415_S-92_MM_Brochure_NB_2022_READ.pdf)
16. Г. І. Житомирський Конструкція літаків 1955 рік – 415 с.
17. Гавриш, О.А. (Ред.) (2016). "Розроблення стартап-проекту: Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей". Київ: НТУУ «КПІ», 28 с.
18. "SC2110-IL Airfoil". Отримано 3  
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc2110-il>
19. Слюсарь, Б. Н., Флек, М. Б., Гольдберг, Е. С., & Шевцов, С. Н. (2013). "Технологія вертолітобудування". 228 с.
20. Монтвила, С. П. (1987). "Розрахунок лопатей і втулок несучих гвинтів на міцність". 96 с.
21. Володко, А. М. (1984). "Основи льотної експлуатації гелікоптерів. Аеродинаміка". 256 с.

22. Братухін, І. П. (1955). "Проектування і конструкція вертольотів". 357 с.
23. Далін, В. Н., & Міхєєв, С. В. (2001). "Конструкція вертольотів". 352 с.
24. Любін, Дж., & Геллер, Б. Е. (1988). "Довідник по композитним матеріалах. Частина 1". 448 с.
25. Любін, Дж., & Геллер, Б. Е. (1988). "Довідник по композитним матеріалах. Частина 2". 584 с.
26. Писаренко, Г. С. (2004). "Опір матеріалів". 655 с.