

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

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33

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: «Транспортне безпілотне повітряне судно»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп
Мостипан Олександр Вікторович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри
Бондаренко Олександр Миколайович _____

До захисту допущено

Залікова книжка

26 грудня 2023 р.

№ АЛ-2112МП

Київ – 2024 рік

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

Мостипану Олександрю Вікторовичу

1. Тема дисертації «Транспортне безпілотне повітряне судно», науковий керівник дисертації доцент кафедри Бондаренко Олександр Миколайович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «03» листопада 2023 р. № 5134-С
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Транспортне безпілотне повітряне судно.
4. Вихідні дані:
 - 4.1. Маса корисного навантаження: $m_{\text{кн}} = 30$ кг
 - 4.2. Об'єм корисного навантаження $v_{\text{кн}} = 0,1$ м³
 - 4.3. Дальність доставки корисного навантаження $S = 250$ км
 - 4.4. Крейсерська швидкість польоту: $V = 120$ км/год
 - 4.5. Крейсерська висота польоту $h_{\text{к}} = 500$ м
 - 4.6. Довжина злітно-посадкової смуги $L = 200$ м
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Огляд та аналіз аналогічних транспортних засобів.
 - 5.2. Визначення первинних параметрів та основної геометрії літака.
 - 5.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик.
 - 5.4. Компонування та конструювання літака, розробка загального вигляду.
 - 5.5. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
- 6.1. Огляд та аналіз аналогічних транспортних засобів.
- 6.2. Результати визначення первинних параметрів та основної геометрії літака
- 6.3. Результати розрахунку аеродинамічних характеристик літака.
- 6.4. Результати компоновання та проектування складових літака.
- 6.5. Загальний вигляд літака. (Складальний кресленик).
- 6.6. Стартап-проект.
7. Орієнтовний перелік публікацій
- 7.1. 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 та аналіз аналогічних транспортних засобів.	до 22.12.2022 р.	
2.	Визначення первинних параметрів та основної геометрії літака.	до 01.02.2023 р.	
3.	Розрахунок аеродинамічних характеристик.	до 21.05.2023 р.	
4.	Компоновання та конструювання літака, розробка загального вигляду.	до 03.09.2023 р.	
5.	Розробка стартап-проекту.	до 01.12.2023 р.	
6.	Оформлення пояснювальної записки та підготовка ілюстративного матеріалу.	до 15.12.2023 р.	
7.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат.	до 07.01.2024 р.	

Студент

Олександр МОСТИПАН

Науковий керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

Реферат

Магістерська дисертація:

«Транспортне безпілотне повітряне судно», 84 сторінки, 35 рисунків, 11 таблиць, 31 посилання.

Актуальність:

Станом на 2023 рік у світі, зокрема в Україні, відсутні серійні транспортні безпілотні повітряні судна з достатніми технічними, економічними та експлуатаційними характеристиками. Дана робота є важливим етапом для створення перспективного транспортного засобу та дозволить визначити доцільність і напрямок подальших проектних робіт.

Мета роботи:

Визначення аеродинамічних характеристик та конструктивних параметрів перспективного транспортного безпілотного повітряного судна.

Об'єкт дослідження:

Транспортне безпілотне повітряне судно

Предмет дослідження:

Аеродинамічні та конструктивні характеристики транспортного безпілотного повітряного судна

Методи дослідження:

Числові розрахунки на основі теорії аеродинаміки, конструювання та інших дисциплін, проектування з урахуванням наявних емпіричних даних

Наукова новизна одержаних результатів:

1. Створено методику визначення оптимальних параметрів і проектування транспортного безпілотного повітряного судна

2. Визначено аеродинамічні та конструктивні характеристики перспективного транспортного безпілотного повітряного судна, що задовольнятиме вимоги ринку

Практичне значення одержаних результатів:

Одержані результати можуть бути використані при створенні транспортного безпілотного повітряного судна як конструкції та продукту. Поява транспортного безпілотного повітряного судна з високими технічними, економічними та експлуатаційними характеристиками для швидкої доставки вантажів зі зниженою вартістю та підвищеною надійністю сприятиме розвитку транспортної інфраструктури, економічному розвитку та підвищенню технологічного рівня промисловості.

Публікації:

За результатами роботи зроблена доповідь на науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку» (<https://arb.kpi.ua/uk/science/conferences>) і опублікована у вигляді тез.

Ключові слова: Транспортне безпілотне повітряне судно, повітряний гвинт, аеродинамічна схема, поздовжньо-поперечна стійкість, елевон

Abstract

Master's thesis:

"Transport unmanned aircraft", 84 pages, 35 figures, 11 tables, 31 references.

Relevance:

As of 2023, in the world, in particular in Ukraine, there are no serial transport unmanned aerial vehicles with sufficient technical, economic and operational characteristics. This work is an important stage for the creation of a promising vehicle and will allow determining the expediency and direction of further project work.

Purpose of study:

Determination of aerodynamic characteristics and design parameters of a promising transport unmanned aircraft.

The object of study:

Transport unmanned aerial vehicle

Subject of study:

Aerodynamic and structural characteristics of a transport unmanned aircraft

Research methods:

Numerical calculations based on the theory of aerodynamics, design and other disciplines, design taking into account available empirical data

The results and their novelty:

1. The methodology for determining optimal parameters and designing a transport unmanned aircraft was created
2. The aerodynamic and structural characteristics of a promising transport unmanned aircraft that will meet market requirements are determined

Recommendations for the use of work:

The obtained results can be used in the creation of a transport unmanned aircraft as a design and product. The appearance of a transport unmanned aircraft with high technical, economic and operational characteristics for fast delivery of goods with reduced cost and increased reliability will contribute to the development of transport

infrastructure, economic development and increase in the technological level of industry.

Publications:

Based on the results of the work, a report was made at the scientific-practical conference of students and young scientists "Aerospace construction: Perspectives and directions of development" (<https://arb.kpi.ua/uk/science/conferences>) and published in the form of theses.

Keywords: Transport unmanned aircraft, propeller, aerodynamic scheme, longitudinal and transverse stability, elevon

Зміст

Перелік умовних скорочень.....	11
Вступ.....	12
1 Огляд та аналіз аналогічних транспортних засобів.....	14
Рyка Pelican Cargo.....	14
Dronamics Black Swan.....	16
Mighty Flight MF 100.....	17
Pipistrel NUUVA V300.....	19
Elroy Air ChapparaI.....	20
Zipline P1.....	23
Sabrewing Rhaegal.....	25
Windracers Ultra.....	27
Висновки по розділу.....	28
2 Визначення первинних параметрів та основної геометрії літака.....	30
Фюзеляж.....	30
Прогнозування маси літака.....	31
Крило.....	32
Оперення.....	34
Поверхні керування.....	35
Рушій.....	35
Шасі.....	35
Висновки по розділу.....	36
3 Розрахунок аеродинамічних характеристик.....	37
Розрахунок підйомної сили.....	37
Розрахунок аеродинамічного опору.....	41
Розрахунок повітряного гвинта.....	45
Розрахунок злітно-посадкових характеристик.....	48

АЛ2112МП.16.00.0000 ПЗ				
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата
Розроб.		Мостипан О.В.		
Перевір.		Бондаренко О.М.		
Т. контр.				
Н. контр.		Поваров С.А.		
Затв.		Лук'янов П. В.		
Транспортне безпілотне повітряне судно			Літ.	Аркуш
			9	84
КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп				

Розрахунок поздовжньо-поперечної стійкості.....	49
Висновки по розділу.....	53
4 Компонування та конструювання літака.....	54
Конструювання крила.....	54
Конструювання фюзеляжа та оперення.....	56
Проектування параметрів агрегатів літака.....	56
Компонування літака та забезпечення центрування.....	59
Висновки по розділу.....	59
5 Розроблення стартап-проекту.....	60
Опис ідеї стартап проекту.....	60
Технологічний аудит ідеї проекту.....	62
Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	63
Розроблення ринкової стратегії проекту.....	71
Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	74
Висновки по розділу.....	77
Висновки	79
Список використаних джерел.....	82

Перелік умовних скорочень

БПЛА- безпілотний повітряний літальний апарат

ДВЗ- двигун внутрішнього згорання

ККД- коефіцієнт корисної дії

ЛА- літальний апарат

Re- число Рейнольдса

ГО- горизонтальне оперення

ВО- вертикальне оперення

ЦМ- центр мас

САПР- система автоматизації проектних робіт

Вступ

У XXI столітті стрімко зростає потреба доставки вантажів споживачам та організаціям. Одними з ключових показників ефективності таких послуг є вартість та тривалість транспортування. Перспективним технічним засобом, що дозволяє підвищити якість послуг транспортних компаній та забезпечити стійкість ланцюгів постачання, є транспортні безпілотні повітряні судна.

Актуальність роботи:

Станом на 2023 рік у світі, зокрема в Україні, відсутні серійні транспортні безпілотні повітряні судна з достатніми технічними, економічними та експлуатаційними характеристиками. Дана робота є важливим етапом для створення перспективного транспортного засобу та дозволить визначити доцільність і напрямки подальших проектних робіт.

Мета роботи:

Визначення аеродинамічних характеристик та конструктивних параметрів перспективного транспортного безпілотного повітряного судна.

Завдання дослідження:

1. Розглянути та проаналізувати наявні аналогічні транспортні засоби.
2. Визначити первинні параметри та основну геометрію літака.
3. Розрахувати аеродинамічні характеристики теоретичними методами.
4. Виконати попереднє компонування та конструювання літака, розробити загальний вигляд.
5. Розробити стартап-проект ринкового впровадження транспортного безпілотного повітряного судна.

Об'єкт дослідження:

Транспортне безпілотне повітряне судно

Предмет дослідження:

Аеродинамічні та конструктивні характеристики транспортного безпілотного повітряного судна.

Наукова новизна:

1. Створено методику визначення оптимальних параметрів і проектування транспортного безпілотного повітряного судна

2. Визначено аеродинамічні та конструктивні характеристики перспективного транспортного безпілотного повітряного судна, що задовольнятиме вимоги ринку

Практичне значення отриманих результатів:

Одержані результати можуть бути використані при створенні транспортного безпілотного повітряного судна як конструкції та продукту. Поява транспортного безпілотного повітряного судна з високими технічними, економічними та експлуатаційними характеристиками для швидкої доставки вантажів зі зниженою вартістю та підвищеною надійністю сприятиме розвитку транспортної інфраструктури, економічному розвитку та підвищенню технологічного рівня промисловості.

1 Огляд та аналіз аналогічних транспортних засобів

У даному розділі буде розглянуто та проаналізовано характеристики й особливості наявних на ринку вантажних безпілотних повітряних суден для визначення бачення потреб споживачів конкурентами, використаних технічних рішень в аналогічних транспортних засобах та їхніх характеристик, зокрема для врахування у вимірі інтелектуальної власності, попереднього з'ясування загальної поточної ситуації на ринку товарів та послуг у галузі повітряних перевезень безпілотними повітряними суднами.

1.1 Pyka Pelican Cargo

Транспортне безпілотне повітряне судно Pelican Cargo є найбільшим у світі цивільним транспортним повітряним безпілотним судном з повністю електричною силовою установкою у світі станом на 2023 рік. Створене у 2023 році компанією Pyka (Окленд, США) та є вантажною модифікацією БПЛА для агрохімічних робіт Pelican Spray. Одним із завдань при створенні літака було зниження шкідливого впливу транспорту на екологію, тому літак має електричну силову установку, що складається з чотирьох моторів по 25 кВт та змінної акумуляторної батареї ємністю 50 кВт*год, яка може бути замінена впродовж 5 хвилин та заряджена протягом години. За повідомленнями розробників, транспортний засіб потребує мінімального навчання персоналу для застосування, має дублювання силової установки та систем керування й навігації та аварійний парашут. Літак здійснює автономний політ, зокрема вночі, завдяки встановленим на борту комп'ютеру, лідарам, радарам та приймачам системи супутникової навігації. Собівартість польоту становить близько 15 доларів за даними розробників, що є значно меншим за витрати при використанні традиційної пілотованої авіації. Компанія Pyka, що була заснована у 2017 як стартап зі створення автономного дрона-оприскувача та отримала 37 мільйонів доларів США початкових інвестицій, має вже близько сотні попередніх замовлень на свій майбутній продукт- транспортний БПЛА Pelican Cargo, що проходить завершальні випробування у 2023 році. Компанія пропонує свій товар на ринках багатьох країн світу, зокрема є членом

консорціуму Open Skies Cornwall у Британії, який здобув першу сертифікацію для польотів за межами прямої видимості та здійснив першу доставку пошти за допомогою БПЛА в країні, а також бере участь у конкурсі британського флоту Royal Navy Heavy Lift Challenge на постачання транспортного БПЛА, що базуватиметься на авіаносних кораблях. Літак може здійснювати зліт та посадку з коротких майданчиків з ґрунтовим та трав'яним покриттям. У конструкції літака широко використані композитні матеріали, фюзеляж має конструктивно-силову схему напівмонокок. Завантаження та розвантаження здійснюється на висувну платформу через ніс літака з підйомним обтічником. Літак має нормальну аеродинамічну схему, високоплан, гвинти розміщені на краях крила обабіч фюзеляжа попарно. Шасі колісне, фіксоване. [1]



Рис. 1.1 БПЛА Pyka Pelican Cargo

Технічні характеристики БПЛА Рука Pelican Cargo

Розмах крил	11,5 м
Маса корисного навантаження	180 кг
Об'єм корисного навантаження	2 м ³
Крейсерська швидкість польоту	120 км/год
Максимальна дальність польоту	320 км
Довжина злітно-посадкової смуги	150 м
Силова установка	100кВт, 4 електричні мотори

1.2 Dronamics Black Swan

Транспортне безпілотне повітряне судно Black Swan компанії Dronamics (Софія, Болгарія), що здійснило перший політ у 2023 році, є першим цивільним транспортним БПЛА ліцензованим для польотів за межами прямої видимості у повітряному просторі Європейського Союзу. За даними розробників силова установка літака створює на 60% менше шкідливих викидів у атмосферу, ніж у альтернативних транспортних засобів, та має можливість використання біопалива, також передбачається впровадження водневих та синтетичних палив. Компанія, заснована як стартап у 2014 році, пропонує свій товар на ринках багатьох країн світу та є членом багатьох профільних організацій, зокрема першої в Британії системи повітряної доставки медикаментів. Також укладено угоди про партнерство з урядами Катару та Об'єднаних Арабських Еміратів. Європейський Союз здійснює грантову підтримку компанії. Літак може здійснювати зліт і посадку з малих аеродромів загальної авіації. У конструкції літака широко використані композитні матеріали. За підрахунками компанії, собівартість доставки за допомогою даного транспортного засобу на 80% нижча, ніж при використанні традиційної пілотованої авіації. Повітряне судно має найбільшу з доступних на ринку місткість вантажного відсіку, що приблизно відповідає малому автомобільному фургону. Управління польотом літака здійснюється дистанційно. Завантаження

та розвантаження здійснюється через люк у борту фюзеляжа літака. Шасі колісне, прибирається. Літак має нормальну аеродинамічну схему, низькоплан, повітряний гвинт розміщено у носовій частині літака. [2]



Рис. 1.2 БПЛА Dronamics Black Swan

Таблиця 1.2

Технічні характеристики БПЛА Dronamics Black Swan

Розмах крил	16 м
Маса корисного навантаження	350 кг
Об'єм корисного навантаження	3,5 м ³
Крейсерська швидкість польоту	200 км/год
Максимальна дальність польоту	2500 км
Довжина злітно-посадкової смуги	400 м
Силова установка	103т, чотиритактний ДВЗ

1.3 Mighty Flight MF 100

Транспортне повітряне безпілотне судно MF-100 здійснило перший політ у 2022 році. Для створення даного продукту у 2019 році в Сан-Франциско, США,

була заснована компанія-стартап Mighty Flight, яка отримала 5 мільйонів доларів США початкових інвестицій. Літак оснащено гібридною силовою установкою. Літак має нормальну аеродинамічну схему, високоплан, з комбінованим V-подібним хвостовим оперенням. Штовхальний повітряний гвинт розміщено у задній частині фюзеляжа. На винесених обтічних гондолах розміщено 8 носійних гвинтів. Завантаження та розвантаження здійснюється через ніс літака з поворотним обтічником. У конструкції літака використано полімерні композитні матеріали та алюмінієві сплави. Керування польотом здійснюється дистанційно. Продукт перебуває на етапі розробки та попередніх випробувань. Шасі лижного типу, фіксоване. [3]



Рис. 1.3 БПЛА Mighty Flight MF-100

Таблиця 1.3

Технічні характеристики БПЛА Mighty Flight MF-100

Розмах крил	5 м
Маса корисного навантаження	45 кг
Об'єм корисного навантаження	96 малих посилок
Крейсерська швидкість польоту	240 км/год
Максимальна дальність польоту	960 км
Довжина злітно-посадкової смуги	Вертикальний зліт і посадка
Силова установка	Гібридна, 22 кВт, чотиритактний

ДВЗ у складі генераторної установки, 9 електричних моторів

1.4 Pipistrel NUUVA V300

Безпілотне транспортне повітряне судно NUUVA V300 призначене для магістральної доставки вантажів повітряним транспортом і є перспективним продуктом відомого виробника літаків загального призначення компанії Pipistrel (Словенія). За підрахунками творців, даний транспортний засіб є удесятеро фінансово вигіднішим для доставки вантажів порівняно з пілотованими транспортними вертольотами. Керування польотом здійснюється напівавтономно за попередньо заданим планом польоту з дистанційним коригуванням. У конструкції літака широко використано композитні полімерні матеріали. Літак виконано за аеродинамічною схемою тандем, переднє крило кріпиться до нижньої частини фюзеляжа, заднє- до верхньої, до крил прикріплено балки-гондоли з інтегрованим вертикальним оперенням, на яких розміщено 8 носійних гвинтів з електричним приводом. Штовхальний повітряний гвинт розміщено у хвостовій частині фюзеляжа літака. Механізоване завантаження та розвантаження здійснюється на висувну платформу через ніс літака з поворотним обтічником. Літак перебуває на етапі розробки. Шасі складається з 4 висувних опорних стійок, що може потребувати використання злітно-посадкових майданчиків з твердою поверхнею. Передбачається можливість повністю автономного польоту і створення меншої версії V20 у сімействі для прямої доставки одержувачам окремих вантажів на малі відстані. При створенні літального апарата використано наявні технічні компоненти та рішення компанії, зокрема комбіновану силову установку з рідинним охолодженням. При зменшенні маси вантажу до 50 кг дальність польоту може бути збільшена до 2500 км. [4]

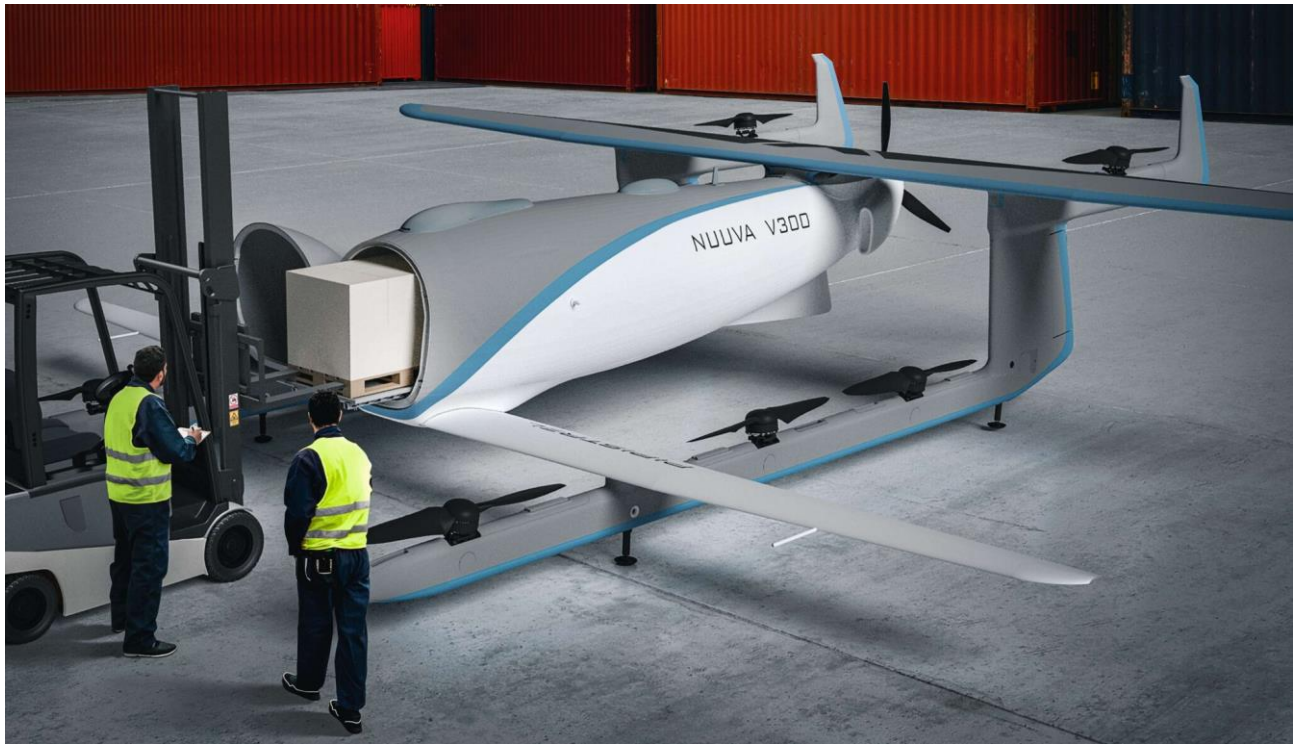


Рис. 1.4 БПЛА Pipistrel NUUVA V300

Таблиця 1.4

Технічні характеристики БПЛА Pipistrel NUUVA V300

Розмах крил	13,2 м
Маса корисного навантаження	300 кг
Об'єм корисного навантаження	3 м ³ , 3 європалети
Крейсерська швидкість польоту	165 км/год
Максимальна дальність польоту	300 км
Довжина злітно-посадкової смуги	Вертикальний зліт і посадка
Силова установка	130 кВт, чотиритактний ДВЗ Також 8 електричних моторів для приводу носійних гвинтів

1.5 Elroy Air Chapparral

Транспортне безпілотне повітряне судно Chapparral компанії Elroy Air (Сан-Франциско, США) призначене замінити вантажівки на малозавантажених складних маршрутах. Компанія заснована 2016 з метою створення повітряного таксі, однак згодом напрямок діяльності було змінено через поточну складність сертифікації даної продукції. Перший політ передсерійного зразка відбувся у

2023 році. Компанія пропонує продукт на ринку США, співпрацює з організаціями у даній сфері, зокрема повітряними силами, отримала понад 50 мільйонів доларів США початкових інвестицій, та вже має понад 1000 попередніх замовлень. Перша версія літака має аеродинамічну схему тандем із заднім крилом більшої площі та видовження, розміщеним вище за переднє. Вертикальне оперення спершу було розміщене на задній частині балок з носійними гвинтами, у подальшому виконане як закінцівки заднього крила. На винесених балках розміщено 6 носійних гвинтів з електричним приводом. Штовхальний повітряний гвинт розміщено у хвостовій частині фюзеляжа. Створена у процесі подальшої розробки версія літака С1 виконана за нормальною аеродинамічною схемою, високоплан, горизонтальне оперення кріпиться до верхньої частини вертикального. Рушій складається з розміщених на балках під крилом 4 фіксованих тягових повітряних гвинтів, 4 поворотних тягово-носійних гвинтів та 4 фіксованих носійних гвинтів. Силова установка літака гібридна, електричні батареї заряджаються від бортового генератора для підвищення автономності використання літака. Вантаж розміщується у знімному обтічному контейнері, який кріпиться до нижньої частини фюзеляжа. Дане технічне рішення дозволяє здійснювати вантажні операції на землі у той час коли літак з іншим контейнером рухається за маршрутом у повітрі. Передбачається високий рівень автоматизації та оптимізації при експлуатації літака, зокрема використання роботів для завантаження та розвантаження, здатність здійснювати автономні польоти за допомогою бортової системи навігації та оцінки навколишнього простору. Таким чином для керування групою даних БПЛА буде достатньо однієї особи. У конструкції літака застосовано композитні матеріали. Шасі чотириколісне, фіксоване (триколісне із двома передніми основними опорами у першій версії). [5]



Рис.1.5 БПЛА Elroy Air Chapparral



Рис. 1.6 БПЛА Elroy Air Chapparral C1

Технічні характеристики БПЛА Elroy Air Chapparral

Розмах крил	8 м
Маса корисного навантаження	136 кг
Об'єм корисного навантаження	0,76 м ³
Крейсерська швидкість польоту	125 км/год
Максимальна дальність польоту	480 км
Довжина злітно-посадкової смуги	Вертикальний зліт і посадка
Силова установка	150 кВт, турбовальний двигун Також 12 електричних моторів для приводу носійних та тягових гвинтів

1.6 Zipline P1

Транспортне безпілотне повітряне судно Platform 1 (P1) є складовою комплексної системи доставки вантажів від компанії Zipline, разом із опорними центрами для прийому та запуску апаратів і здійснення вантажних операцій та обслуговування. Також важливим елементом сервісу є оригінальне програмне забезпечення, яке дає можливість здійснювати автономну доставку вантажів з вищою логістичною ефективністю. Компанія Zipline (Сан-Франциско, США) заснована у 2014 році для створення сервісу доставки ліків за допомогою дронів. З 2016 року компанія є першопрохідцем на ринку доставки вантажів у віддалених районах країн Африки та динамічно розвивається, також триває тестова експлуатація в кількох країнах, зокрема у 2023 отримано сертифікат на здійснення польотів за межами прямої видимості у повітряному просторі США. Літак побудовано за нормальною аеродинамічною схемою, високоплан, з V-подібним хвостовим оперенням. Силова установка електрична з живленням від батареї. Два повітряні гвинти, оптимізовані для зниження рівня шуму, розміщено парно над верхньою частиною фюзеляжа, літак може продовжувати політ з одним робочим гвинтом. Завантаження здійснюється через люк у нижній частині фюзеляжа, як і доставка вантажу шляхом скидання контейнера з

парашутом. Також компанія розробляє БПЛА Platform 2 для доставки вантажів на меншу відстань, апарат здійснює зліт та посадку вертикально, а передача вантажу кінцевому отримувачу здійснюється за допомогою контейнера, який спускається на гнучкому кріпленні з борту БПЛА, що зависає у повітрі. При зіткненні літака із землею передбачено втрату цілісності конструкції без руйнування компонентів. У конструкції літака широко використані композитні матеріали. Шасі відсутнє. [6]

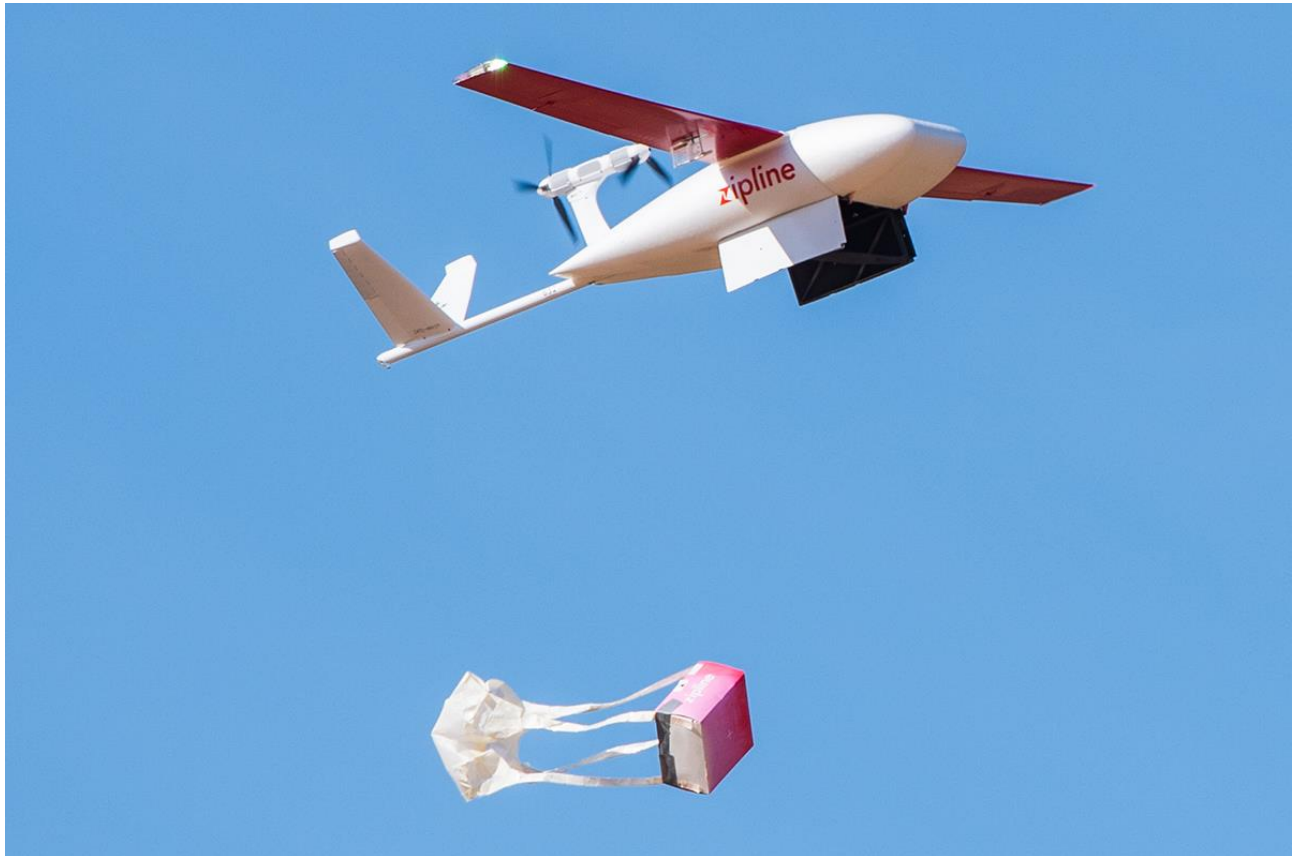


Рис. 1.7 БПЛА Zipline P1

Таблиця 1.6

Технічні характеристики БПЛА Zipline P1

Розмах крил	3,4 м
Маса корисного навантаження	2 кг
Об'єм корисного навантаження	1 середня посилка
Крейсерська швидкість польоту	100 км/год
Максимальна дальність польоту	80 км
Довжина злітно-посадкової смуги	Зліт за допомогою катапульты,

	посадка за допомогою парашута
Силова установка	104кВт, електричний мотор

1.7 Sabrewing Rhaegal

Транспортне безпілотне повітряне судно Rhaegal компанії Sabrewing Aircraft є одним з найбільш вантажопідйомних відомих апаратів даного типу та перебуває на етапі випробувальних польотів масштабованих прототипів. Компанія заснована у 2016 році як стартап для створення магістрального транспортного БПЛА для доставки вантажів у віддалені райони та має попередні замовлення на понад 1 мільярд доларів США, співпрацює з профільними організаціями та урядами кількох країн. Літак має нормальну аеродинамічну схему, низькоплан, горизонтальне оперення розміщено на двокільовому вертикальному. Для максимальної оптимізації аеродинамічних та конструктивних параметрів створено фірмовий дослідний центр. Рушій складається з 4 поворотних повітряних гвинтів вентиляторного типу з кільцевими напрямними апаратами, тобто апарат є конвертопланом. Для спрощення наземного базування крило літака має механізм складання. Механізоване завантаження та розвантаження здійснюється через носову частину фюзеляжа з підйомним обтічником з використанням стандартних транспортних контейнерів. Значну увагу приділено забезпеченню можливості здійснення польотів за складних погодних умов, зокрема наявна система проти обледеніння та система для коригування положення літака під впливом вітру. Шасі складане, триколісне, з двома основними передніми опорами. Також заплановано створення у сімействі більшого за розмірами БПЛА аналогічного призначення Wyvern. У конструкції літака широко застосовано композитні матеріали. Керування польотом здійснюється дистанційно. [7]



Рис. 1.8 БПЛА Sabrewing Rhaegal

Таблиця 1.7

Технічні характеристики БПЛА Sabrewing Rhaegal

Розмах крил	17 м
Маса корисного навантаження	2500 кг
Об'єм корисного навантаження	16 м ³ Стандартні контейнери LD-1, LD-2, LD-3
Крейсерська швидкість польоту	330 км/год
Максимальна дальність польоту	1850 км
Довжина злітно-посадкової смуги	Вертикальний зліт і посадка, або 450 м при максимальному корисному навантаженні
Силова установка	1200 кВт, гібридна, турбовальний двигун для живлення електричних моторів 4 поворотних маршово-носійних гвинтів

1.8 Windracers Ultra

Транспортне безпілотне повітряне судно Ultra компанії Widracers створене для доставки гуманітарних вантажів у кризових районах. Компанія-розробник наразі декларує себе як неприбуткову організацію, що має на меті сприяння розвитку технологій та норм у галузі доставки вантажів за допомогою БПЛА, та співпрацює з низкою університетів, дослідних центрів та інших організацій у Британії. Потенційно розглядається можливість виходу продукту на ринок. Даний літальний апарат використовується для доставки пошти, медикаментів, вантажів для антарктичних експедицій. Літак бере участь у конкурсі британського флоту на транспортний БПЛА для базування на авіаносних кораблях. ULTRA є акронімом Unmanned Low cost TRansport Aircraft, одним із головних завдань при створенні літака було зниження вартості виробництва та експлуатації. Літак має нормальну аеродинамічну схему, високоплан, на двох хвостових балках розміщено двокільове вертикальне оперення, до верхньої частини якого кріпиться стабілізатор. Фюзеляж виконано у формі аеродинамічного профілю, заявлено що дане рішення дозволяє отримати додаткову підйомну силу. Шасі фіксоване триколісне з носовою опорою. У носовій частині фюзеляжу розміщено 2 гвинтомоторні установки. Крило з підкосами. Завантаження та розвантаження здійснюється через двостулковий люк у хвостовій частині фюзеляжа. Основними конструктивними матеріалами є алюмінієві сплави та спеціальна тканина. Політ здійснюється автономно за допомогою оригінальної системи автоматичного управління. Зліт та посадка можливий з ґрунтових та льодових поверхонь. [8]



Рис. 1.9 БПЛА Windracers Ultra

Таблиця 1.8

Технічні характеристики БПЛА Windracers Ultra

Розмах крил	10 м
Маса корисного навантаження	100 кг
Об'єм корисного навантаження	0,7 м ³
Крейсерська швидкість польоту	135 км/год
Максимальна дальність польоту	1000 км
Довжина злітно-посадкової смуги	150 м
Силова установка	350 кВт, 2 двотактні ДВЗ

1.9 Висновки по розділу

За підсумками вивчення доступної інформації визначено основні особливості наявних транспортних безпілотних повітряних. Варто відзначити, що внаслідок новизни виробів та дотримання розробниками комерційної таємниці детальна інформація щодо конструкції літаків відсутня. Більшість

компаній-розробників виникли як стартапи для створення транспортних БПЛА. Літаки мають нормальну аеродинамічну схему як найбільш типову та оптимальну для літаків, а також схему з тандемним розміщенням крил, що дозволяє розширити межі центрування при завантаженні літака і зробити його компактнішим. Поширеним є використання гібридних силових установок з електричним приводом повітряних гвинтів, які є єдиним типом рушія, враховуючи задані швидкості польоту. При створенні гвинтомоторної установки необхідне зниження рівня шумності. Для підвищення надійності здійснюється типове для авіаційної галузі резервування систем. Типовою рисою представлених БПЛА є можливість вертикального зльоту і посадки, реалізована переважно за допомогою окремих носійних гвинтів; також можливим складнішим варіантом є конвертоплан. Стандартним варіантом є автономне керування польотом, з можливістю наземного контролю та коригування; у БПЛА з дистанційним, зокрема напівавтоматичним, керуванням заплановано подальше вдосконалення до повністю автоматичного, що дозволить зменшити кількість необхідного персоналу та підвищити стійкість системи керування без залежності від підтримання зв'язку з оператором. Велике значення має зручність та швидкість вантажних робіт з можливістю механізації та автоматизації, зокрема становить інтерес технічне рішення з відокремлюваними контейнерами, що дозволить знизити тривалість перебування БПЛА на землі. Характерним є широке використання композитних матеріалів в більшості деталей літака. Колісне шасі дозволяє переміщувати БПЛА по поверхні для коригування положення, та здійснювати зліт і посадку з різних типів поверхні за допомогою підйомної сили крил з вищою енергетичною ефективністю, ніж при використанні носійних гвинтів, які однак підвищують зручність експлуатації та спрощують розміщення вантажних пунктів. Пріоритетними завданнями при розробці транспортного безпілотного повітряного судна є забезпечення вищого рівня фінансової вигідності використання, достатнього рівня надійності та безпечності, бажане підвищення швидкості доставки та зменшення кількості необхідного персоналу. [9]

2 Визначення первинних параметрів та основної геометрії літака

За результатами вивчення наявних аналогічних безпілотних повітряних суден та потреб споживачів на ринку визначено орієнтовні бажані мінімальні технічні характеристики проектованого літака, наведені у технічному завданні. У даному розділі буде визначено основні принципові конструктивні та геометричні параметри літака, необхідні також для подальшого розрахунку.

2.1 Фюзеляж

Фюзеляж- корпус літака, призначений для розміщення корисного навантаження, деяких компонентів літака і механічного зв'язування крила, оперення та шасі. Зазвичай виконується як обтічне осесиметричне тіло, можлива також інтеграція різного ступеня з крилом, зокрема і компоновання без фюзеляжа як окремого тіла з розміщенням вантажу в крилі-корпусі. Основними вимогами є мінімальний аеродинамічний опір із раціональним використанням внутрішнього об'єму фюзеляжа, простота завантаження і розвантаження і збереження всіх характеристик вантажу впродовж розміщення його всередині фюзеляжа. Враховуючи габаритні розміри стандартного пакування вантажного поштового відправлення, сформовані за статистикою ринкових потреб, необхідні внутрішні габаритні розміри відсіку фюзеляжа для розміщення корисного навантаження проектованого літака становлять: довжина 0,7 м; висота 0,4 м; ширина 0,4 м. За формою хвостової частини фюзеляж може бути виконано як однооб'ємне тіло, до якого безпосередньо кріпиться оперення, а також як гондола з хвостовими балками, перевагами якої є покращеним огляд та вища зручність вантажних робіт при ймовірному зростанні маси та аеродинамічного опору конструкції. Також можливе виконання літака з двома фюзеляжами для зменшення згинального моменту крила, однак для проектованої конструкції дане рішення не придатне, враховуючи ймовірне недоцільне зростання площі омивання та міделя фюзеляжа при його заданих мінімальних габаритах. Зважаючи на малу передбачувану висоту польоту літака і відповідну відсутність необхідності протистояти впливу різниці атмосферного тиску, немає потреби виконувати

фюзеляж як герметичне тіло округлого перерізу. Враховуючи зазначені вище фактори, обираю для проектованого безпілотного повітряного судна варіант виконання з одним однооб'ємним фюзеляжем раціональної форми зі сталим поперечним перерізом основної частини, зважаючи на вимоги технологічності та зниження площі омивання, з видовженням близько 4-5, обтічними носовою та хвостовою частинами, наближений до габаритів внутрішнього вантажного відсіку, тобто квадратного поперечного перерізу. [10]

2.2 Прогнозування маси літака

Для визначення необхідної підйомної сили крила та очікуваних навантажень на конструкцію, потрібно попередньо спрогнозувати масу літака та його складових. Маса проектованого літака визначається послідовними наближеннями в процесі розрахунку як сума мас його складових. На першому етапі відносні масові частки елементів літака визначаються за даними статистики, враховуючи тип і рівень технічної досконалості ЛА. Для цього ділимо всі члени рівняння (2.1) на злітну масу m_0 .

$$m_0 = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{су} + m_{ш} + m_{об} + m_{п} + m_{кн} \quad (2.1)$$

Масові частки елементів конструкції за даними статистики для даного типу ЛА наведені в таблиці 2.1

Таблиця 2.1

Масові частки елементів конструкції

$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{об}$
0,2	0,15	0,04	0,1	0,06	0,05

Відносну масу пального можна оцінити за формулою (2.2), враховуючи що очікувана тривалість польоту становить 2 години.

$$\bar{m}_{п} = 0,3t_{пол} \cdot m_{су} \quad (2.2)$$

Таким чином орієнтовна масова частка корисного навантаження складає 0,45.

При заданому значенні $m_{кн} = 30$ кг очікувана загальна злітна маса становить 66 кг. [11]

2.3 Крило

Таблиця 2.1

Вплив основних параметрів крила на його характеристики

Параметр що збільшується	Аеродинамічні характеристики					Маса крила	Жорсткість	Критична швидкість флатера
	C_{xp}	C_{xi}	C_{xv}	$C_{y_{max}}$	Кі нцеві зриви			
Видовження	*	з менш	**			з начно збільш	значно зменш	зменш
Відносна товщина	зб ільш		зб ільш	зб ільш		з менш	збільш	
Звуження		** *		** **	по гірш	з менш	збільш	збільш
Стрілоподібність			з менш	з менш	по гірш	з ільш	зменш	збільш

*при великих видовженнях, малих Re збільшується

**при видовженні $\leq 2,5$ зменшується близько до швидкості звуку

***мінімальне при звуженні 2..2,5

****до звуження 2..2,5 збільшується, потім зменшується [11]

Основою класифікації аеродинамічних схем літаків є взаємне розташування носійних і стабілізаційних аеродинамічних поверхонь, а також поверхонь управління. Нормальна (класична) аеродинамічна схема є найпоширенішою і характеризується розміщенням ГО позаду крила. Основною перевагою є простота забезпечення стійкості та керованості, зокрема при великому значенні кута атаки, серед мінусів- аеродинамічні втрати на балансування. Аеродинамічна схема «безхвостка» не має окремого горизонтального оперення, вертикальне теж може бути функціонально

інтегроване у єдине крило-корпус. Потенційними перевагами є зниження додаткового аеродинамічного опору та інерційності, основою вадою є мале поздовжнє плече, що ускладнює реалізацію органів керування, механізацію та потребує додаткових засобів з балансування. У аеродинамічній схемі «качка» розміщене попереду крила горизонтальне оперення створює додатну підйомну силу, що дозволяє зменшити необхідну площу крила порівняно з нормальною схемою. Правильно спроектований літак з даною аеродинамічною схемою не зривається у штопор, розміщення оперення попереду центру мас літака сприяє вищій маневреності. Серед вад є вищий пікіруючий момент, що зокрема може призводити до небезпечної втрати висоти при посадці, необхідність збільшення площі вертикального оперення. Подібною аеродинамічною схемою є тандемна, що може бути описана як поздовжній біплан. Перевагами порівняно з нормальною аеродинамічною схемою є компактність, менша маса та її поперечна рознесеність, широкий діапазон центрувань. Можливими недоліками є зниження аеродинамічної якості та необхідність посилення фюзеляжа. Враховуючи наведене, для проєктованого літака обираю аеродинамічну схему «тандем». Для зменшення негативного взаємного впливу крил та деяких конструктивних міркувань, зокрема щодо розміщення стійок шасі, крила необхідно рознести по довжині літака і переднє крило розмістити максимально нижче, ніж заднє. Також для усунення явища штопору при зриві потоку на великих кутах атаки необхідно щоб кут встановлення переднього крила був на декілька градусів більшим, ніж заднього. Враховуючи характерні швидкості польоту проєктованого літака, орієнтовну бажану аеродинамічну якість та підвищення технологічності конструкції, особливості поширення зони зриву потоку, за формою попередньо задаю пряме крило без звуження з видовженням близько 8. Враховуючи можливості конструктивної реалізації схеми «тандем», кожне крило виконую як моноплан, а не мультипланну конструкцію. З огляду на бажане спрощення конструкції літака й дані щодо аналогічних ЛА, використання механізації крила у конструкції проєктованого повітряного судна не передбачаю, що буде уточнено в ході аеродинамічного розрахунку. Зважаючи на очікувану мінімальну межу конструктивної міцності крил та

небажаність зростання додаткового аеродинамічного опору, встановлення силових підкосів крил не передбачаю.

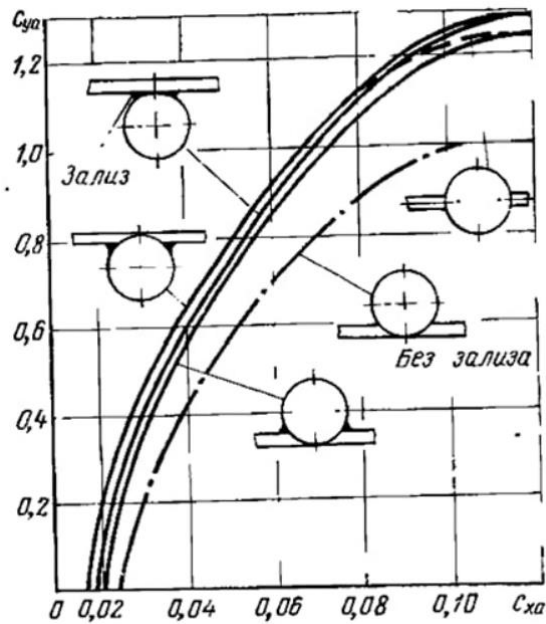


Рис. 2.1 Поляри залежно від розміщення крила по висоті фюзеляжа

2.4 Оперення

Оперення необхідне для стабілізації польоту літака, протидії моментам, що відхиляють вісі літака від бажаного положення у просторі. При аеродинамічній схемі «тандем» вертикальне оперення може бути виконане як однокільове, або рознесене, зокрема розміщене як аеродинамічні закінцівки заднього крила, що однак призводить до зростання згинальних навантажень на крило, а для сприятливого впливу на зниження індуктивного опору крила, вінглети мають бути правильно спроектовані. За даними статистики, орієнтовна площа вертикального оперення становить близько 0,1 від площі крила літака. Враховуючи характерні швидкості польоту та відповідні очікувані значення числа Рейнольдса, бажане спрощення конструкції літака, ВО задаю як однокільове, розміщене зверху хвостової частини фюзеляжа попереду заднього крила для уникнення аеродинамічного затінення на великих кутах атаки. Очікуване видовження кіля становить близько 1,5, форма прямокутна. Дані параметри буде уточнено під час аеродинамічного розрахунку. У задній частині кіля розміщується кермо напрямку літака.

2.5 Поверхні керування

Поверхні керування призначені для створення аеродинамічних моментів, які змінюють орієнтацію ЛА у просторі в бажаному напрямку, або не допускають такої зміни шляхом компенсації тимчасового зовнішнього впливу, зокрема при виконанні скоординованих маневрів для усунення небажаного побічного зміщення. Враховуючи задані вище основні риси проектного літака, серед різноманіття аеродинамічних поверхонь керування та інших засобів управління польотом як наприклад газодинамічним способом, задаю такі поверхні управління: розміщені на задньому краї заднього крила, елевони як функціональне поєднання елеронів при відхиленні у протилежних напрямках для поперечного управління та керма висоти при відхиленні в одному напрямку для поздовжнього управління; кермо напрямку, розміщене на задньому краї кіля. Геометричні параметри поверхонь управління буде задано під час аеродинамічного розрахунку, зокрема зважаючи на бажану маневреність.

2.6 Рушій

Зважаючи на задану швидкість руху та бажану простоту конструкції проектного літака, оптимальним рушієм є дволопатевий повітряний гвинт сталого кроку, оптимізований для роботи на крейсерській швидкості польоту. Враховуючи поточні енергетичні характеристики відповідних засобів, очікуваним типом мотора у складі гвинтомоторної установки є двигун внутрішнього згорання, детальні технічні параметри та особливості якого буде визначено на етапі конструювання літака. Враховуючи бажане уникнення зниження ККД повітряного гвинта і зростання додаткового аеродинамічного опору від елементів конструкції літака, передбачаю розміщення штовхального повітряного гвинта у задній частині фюзеляжа.

2.7 Шасі

Шасі літака призначене для забезпечення ЛА опорою під час розміщення та руху на поверхні, зокрема під час зльоту та посадки. Зазвичай складається зі стійок з колесами (зазвичай з передніми або задніми основними стійками, або з велосипедною чи іншою нетиповою схемою розміщення), що дозволяє здійснювати переміщення по твердій площині, зокрема по ґрунту і асфальту;

залежно від типу поверхні, з якою передбачається контакт повітряного судна, може бути виконане як лижі (для снігу, або при відсутності потреби переміщення на землі при вертикальному зльоті й посадці) або поплавки, які забезпечують запас плавучості та бажану обтічну форму для водної поверхні, зокрема у ролі поплавок може виступати фюзеляж літака. Для усунення додаткового аеродинамічного опору від шасі, воно може прибиратися у внутрішній об'єм фюзеляжа або крила літака під час польоту. Враховуючи очікувані умови експлуатації, характерні швидкості польоту, бажану простоту конструкції та надійність проєктованого повітряного судна, уникнення можливих автоколивань, для конструкції даного літака обираю фіксоване колісне шасі з передніми основними стійками. Детальне технічне втілення буде опрацьовано під час конструювання. [13]

2.8 Висновки по розділу

В результаті опрацювання наявної статистичної інформації щодо параметрів літальних апаратів, розгляду аналогів, враховуючи задані вимоги та очікувані особливості проєктованого транспортного безпілотного повітряного судна, визначено основні принципові конструктивні та геометричні параметри літака, що будуть основою для здійснення подальших розрахунків та конструювання, зокрема форму фюзеляжа, крила, аеродинамічну схему, вид та розміщення оперення, склад та розміщення поверхонь керування, тип, особливості та розміщення рушія літака, а саме повітряного гвинта, а також схему і тип шасі.

3 Розрахунок аеродинамічних характеристик

У даному розділі буде визначено аеродинамічні та пов'язані з ними характеристики крила й літака в цілому та виконано проектування деяких його складових, зокрема повітряного гвинта і поверхонь керування.

3.1 Розрахунок підйомної сили

Обрано аеродинамічний профіль крила NASA 0015

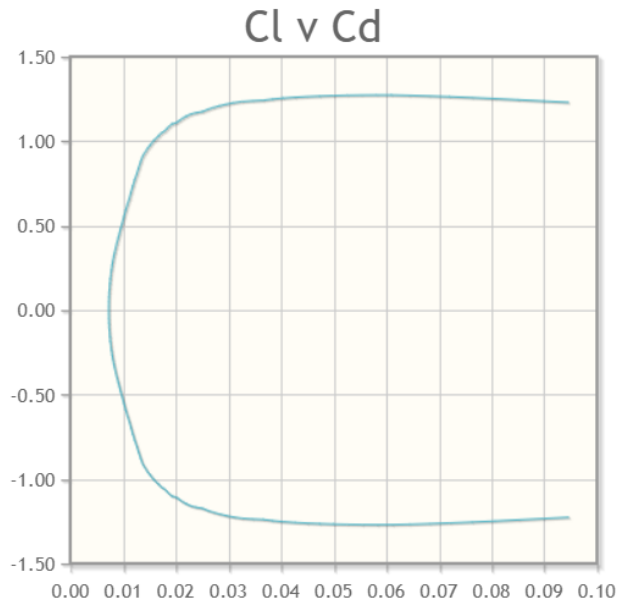


Рис. 3.1 Співвідношення коефіцієнтів підйомної сили та профільного опору крила

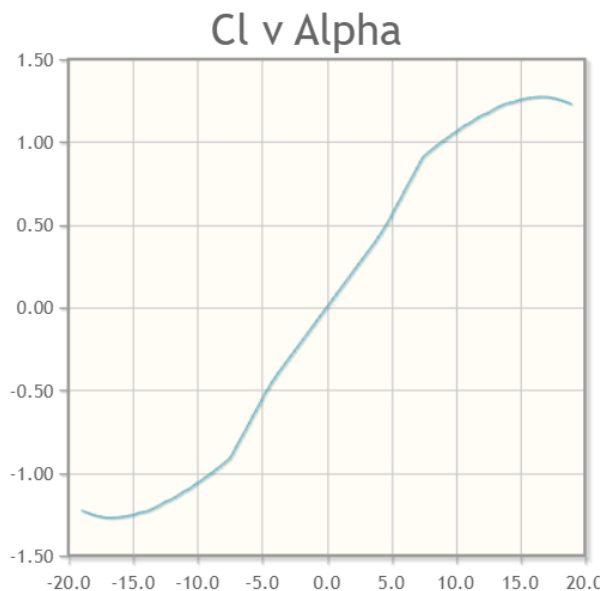


Рис. 3.2 Графік коефіцієнта підйомної сили залежно від кута атаки крила

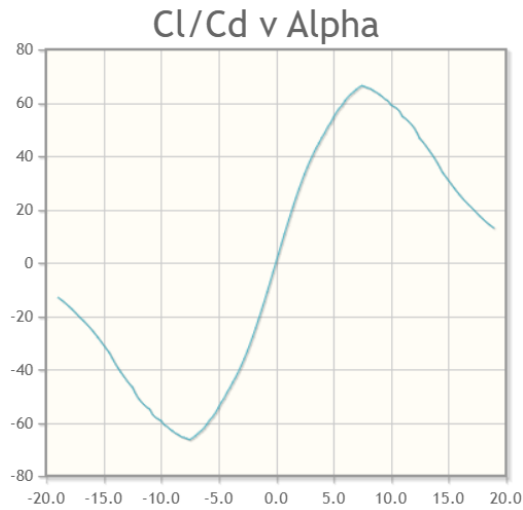


Рис. 3.3 Графік аеродинамічної якості крила залежно від кута атаки

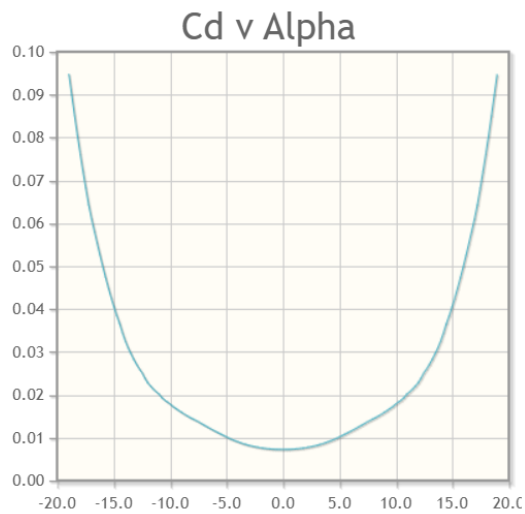


Рис. 3.4 Графік коефіцієнта профільного опору залежно від кута атаки крила

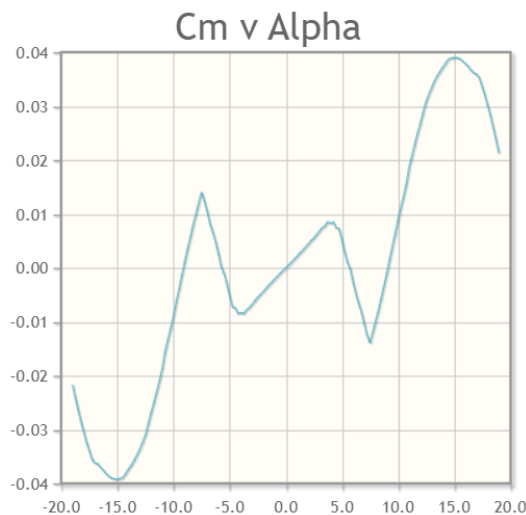


Рис. 3.5 Графік коефіцієнта моменту тангажу крила залежно від кута атаки
Обрано аеродинамічний профіль кіля NASA 0010 [14]

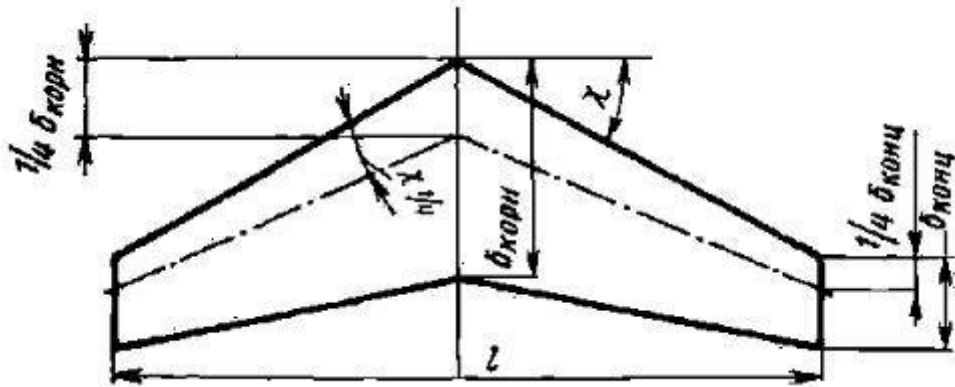


Рис. 3.6 Основні геометричні параметри крила

Навантаження на крило

$$\rho = G/S \quad (3.1)$$

$$\frac{66}{1.25} = 52.8$$

Площа крила

$$S = lbn \quad (3.2)$$

$$2.5 \cdot 0.25 \cdot 2 = 1.25$$

Геометричне видовження крила

$$\lambda = b^2/S \quad (3.3)$$

$$\frac{2.5}{0.25} = 10$$

Врахування змін характеристик крила внаслідок додаткового обдування

Додаткового обдування немає

Ефективне видовження крила

$$\lambda_{\text{еф}} = 0,9\lambda / (1 + \frac{S_{\text{зан}}}{S}) \quad (3.4)$$

$$\frac{0.9 \cdot 10}{1 + \frac{0.2}{1.25}} = 7.75862$$

Коефіцієнт підйомної сили для мінімальної необхідної тяги

$$C_{y_{\text{анв}}} = \sqrt{\pi \lambda_{\text{еф}} C_{xa0}} \quad (3.5)$$

$$\sqrt{3.1415 \cdot 7.75 \cdot (0.00727)} = 0.42071$$

Бажана швидкість польоту та взаємозв'язок з іншими характеристиками

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{2G/C_y \rho S} \quad (3.6)$$

$$\sqrt{\frac{2 \cdot 52.8}{0.55 \cdot 0.125 \cdot 1.25}} = 35.05424$$

Очікувана мінімальна безпечна швидкість польоту при $0,9C_{y\text{max}}$ [15]

$$\sqrt{\frac{2 \cdot 52.8}{1.1 \cdot 0.125 \cdot 1.25}} = 24.78709$$

Число Рейнольдса [16]

$$Re = vl/\nu \quad (3.7)$$

$$\frac{35 \cdot 0.25}{0.000015} = 583333.33333$$

Необхідний кут атаки крила за наявними даними становить 5 градусів

Очікуваний кут атаки при зльоті становить 11 градусів

Необхідне збільшення кута атаки враховуючи видовження крила

$$\Delta\alpha = (57,3/\pi\lambda)C_y \quad (3.8)$$

$$\frac{57.3}{3.1415 \cdot 7.75} \cdot 0.55 = 1.29443$$

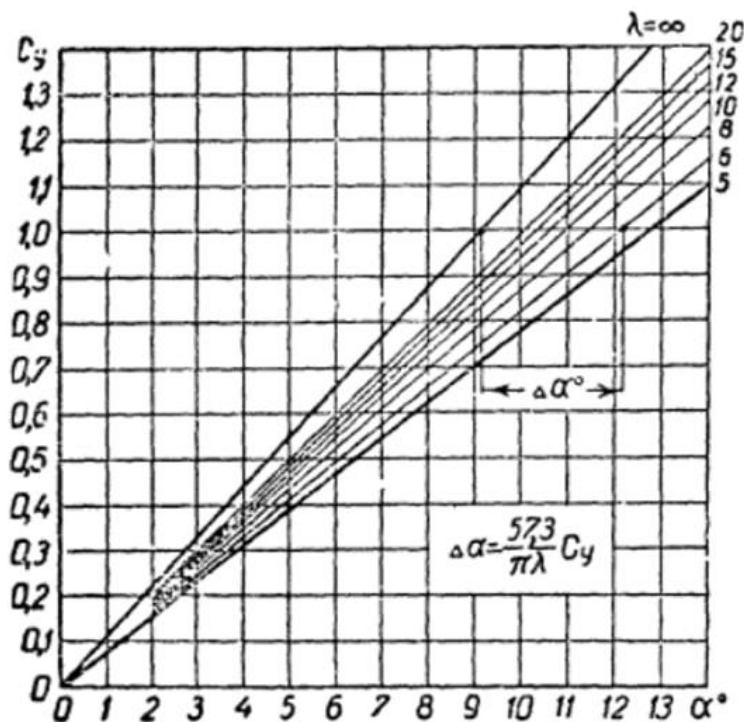


Рис. 3.7 Графік для перерахунку видовження крила

Кут скосу потоку

$$\varepsilon = 2C_y / \pi \lambda \quad (3.9)$$

$$\frac{2 \cdot 0.55}{3.1415 \cdot 7.75} \cdot 57.3 = 2.58886$$

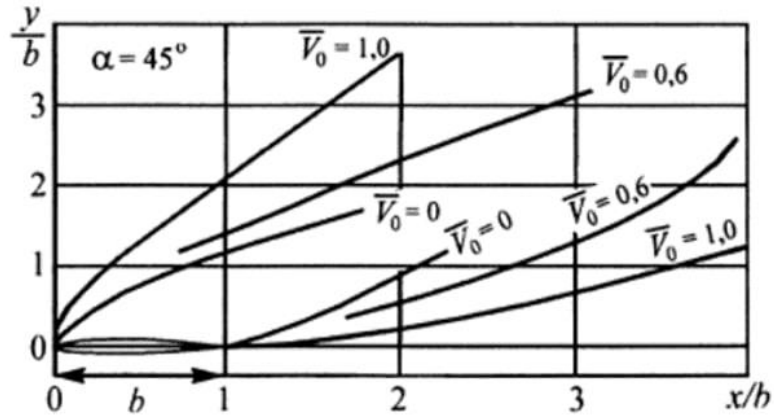


Рис. 3.8 Спектр швидкостей за крилом

3.2 Розрахунок аеродинамічного опору

Коефіцієнт профільного опору крила при даному куті атаки за наявними даними становить 0,01

Коефіцієнт індуктивного опору крила

$$C_{xai} = ((1 + \delta) / \pi \lambda_{\text{еф}}) C_{ya}^2 \quad (3.10)$$

$$\frac{1 + 0.08}{3.1415 \cdot 7.75} \cdot 0.55 \cdot 0.55 = 0.01342$$

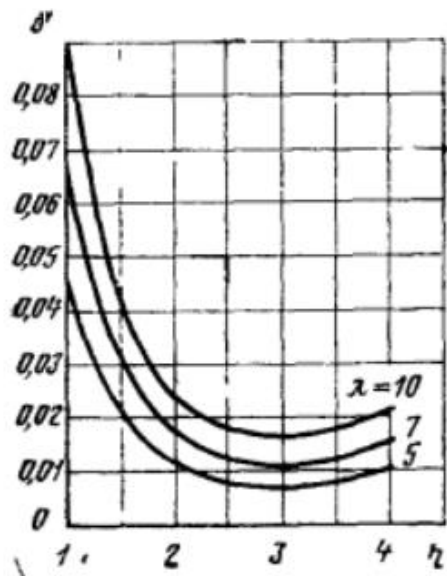


Рис. 3.9 Графік коефіцієнта форми крила в плані

Коефіцієнт тертя пластини [25]

$$C_f = 0,455 / (\lg Re)^{2,58} \quad (3.11)$$

$$\frac{0.455}{6.7^{2.58}} = 0.00336$$

$$\log(4600000) = 6.66276$$

$$\frac{35 \cdot 2}{0.000015} = 4666666.66667$$

Коефіцієнт аеродинамічного опору фюзеляжа без надбудов

$$C_{харф} = C_f \eta_\lambda \eta_M S_{ом} / S_{мф} \quad (3.12)$$

$$0.00336 \cdot 1.45 \cdot \frac{2.4}{0.16} + 0.02 = 0.09308$$

$$\frac{0.093 \cdot 0.16}{1.25} = 0.0119$$

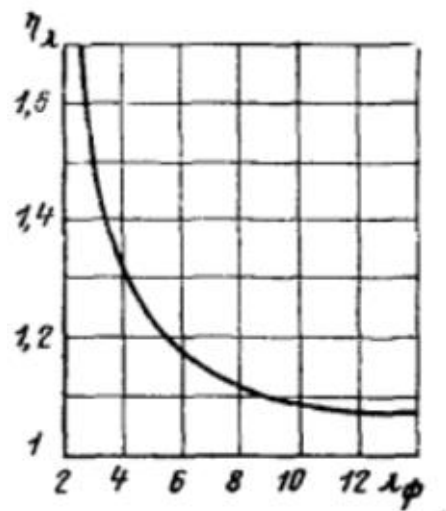


Рис. 3.10 Залежність коефіцієнта видовженості від видовження фюзеляжа

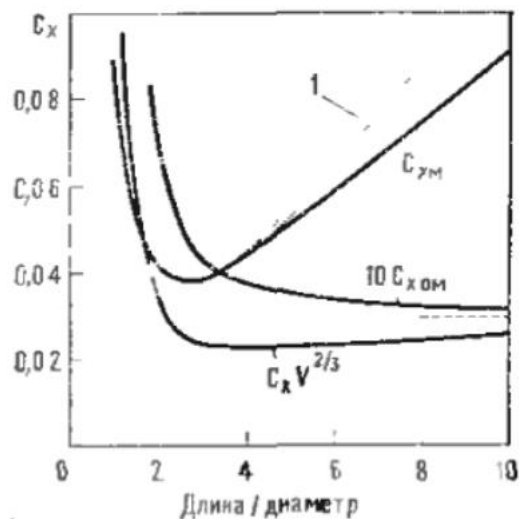


Рис. 3.11 Залежність видовження фюзеляжа та коефіцієнта аеродинамічного опору відносно характерних розмірів тіла

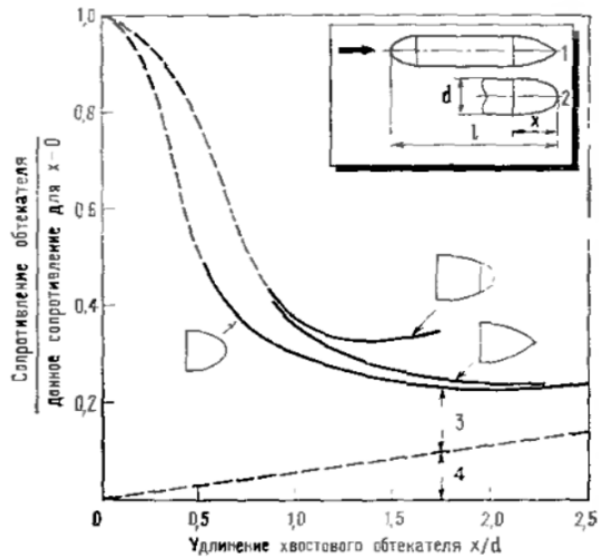


Рис. 3.12 Вплив видовження хвостового обтічника на аеродинамічний опір

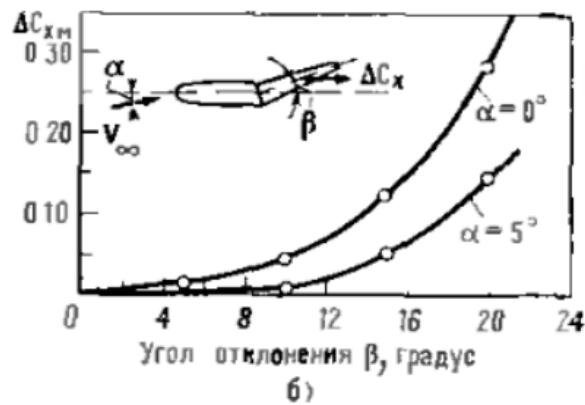
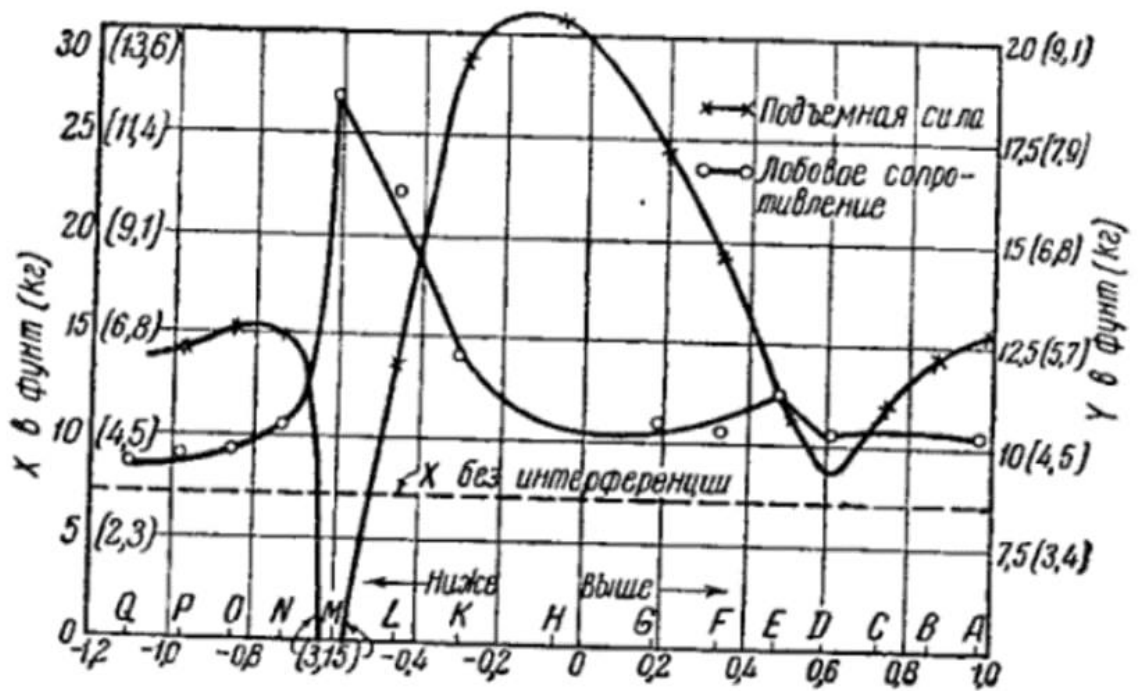
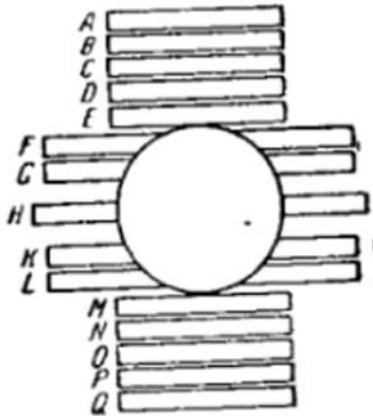


Рис. 3.13 Вплив несиметричності хвостової частини фюзеляжа на аеродинамічний опір

Врахування інтерференції переднього крила [19]

$$\Delta C_{xвз} = -K_{вз} \left(\frac{S_{підф}}{S_k} \right) C_{xрmin} \quad (3.13)$$

$$-0.6 \cdot \frac{0.4 \cdot 0.25}{1.25} \cdot 0.01 = -0.00096$$



Положение крыла по высоте относительно оси фюзеляжа в долях хорды крыла

Рис. 3.14 Диаграмма интерференції крила та фюзеляжа

Врахування інтерференції заднього крила

$$\Delta C_{xвз} = -K_{вз} \left(\frac{S_{підф}}{S_k} \right) C_{xрmin} \quad (3.14)$$

$$-0.95 \cdot \frac{0.4 \cdot 0.25}{1.25} \cdot 0.01 = -0.00152$$

Аеродинамічний опір шасі

За даними модельних випробувань шасі аналогічного типу $C_{xшасі}=0,4$

$$0,4 \cdot \frac{0,1 \cdot 0,02 \cdot 3}{1,25} = 0,00192$$

Аеродинамічна якість [18]

$$K = C_y / C_x \quad (3.15)$$

$$\frac{0,55}{0,00134 + 0,01 + 0,012 + 0,00047 + 0,002} = 21,30957$$

Визначивши коефіцієнт підйомної сили та сумарний коефіцієнт аеродинамічного опору літака при різних кутах атаки, можливо побудувати поляру літака першого роду. Також бажано врахувати спектр характерних швидкостей, на яких імовірно набуття кутом атаки певного значення.

3.3 Розрахунок повітряного гвинта

Необхідна тяга

$$P_n = m / K \quad (3.16)$$

$$\frac{66}{21} = 3,14286$$

Необхідна потужність

$$(N_n)_0 = \frac{mV_0}{75K} \quad (3.17)$$

$$\frac{66 \cdot 35}{75 \cdot 21} = 1,46667$$

Відносний поступ повітряного гвинта

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} \quad (3.18)$$

$$\frac{35}{0,75 \cdot 44} = 1,06061$$

Коефіцієнт потужності гвинта

$$\beta = \frac{75N}{\rho n_s^3 D^5} \quad (3.19)$$

$$\frac{75 \cdot 3.4}{0.125 \cdot 44^3 \cdot 0.75^5} = 0.10092$$

ККД гвинта за наявними емпіричними даними становить 0,85

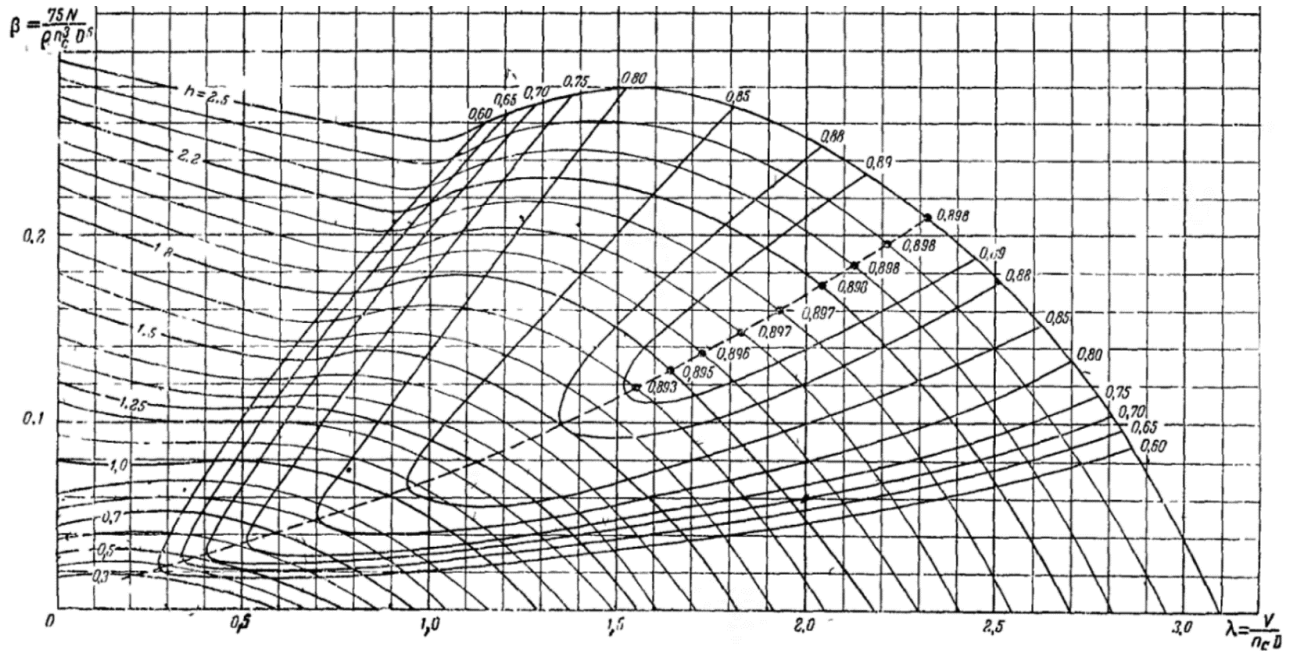


Рис. 3.15 Характеристика повітряного гвинта RAF-6

Число Рейнольдса для гвинта

$$Re = \frac{\pi n_s D^3}{\nu} = 0,216 \cdot 10^6 \cdot n_s D^3 \quad (3.20)$$

Враховуючи відповідне зниження аеродинамічної якості профіля RAF-6 порівняно з умовами для яких отримано характеристику гвинта, ККД проєктованого гвинта становить 0,8 від еталонного значення.

Коефіцієнт тяги гвинта

$$\alpha = \eta\beta/\lambda \quad (3.21)$$

$$\frac{0.68 \cdot 0.1}{1.06} = 0.06415$$

Коефіцієнт навантаження на гвинт

$$B_b = \frac{2P}{\rho V^2 F_b} \quad (3.22)$$

$$\frac{2 \cdot 4.95}{0.125 \cdot 35 \cdot 35 \cdot \left(\frac{3.1415 \cdot 0.75 \cdot 0.75}{4} \right)} = 0.14635$$

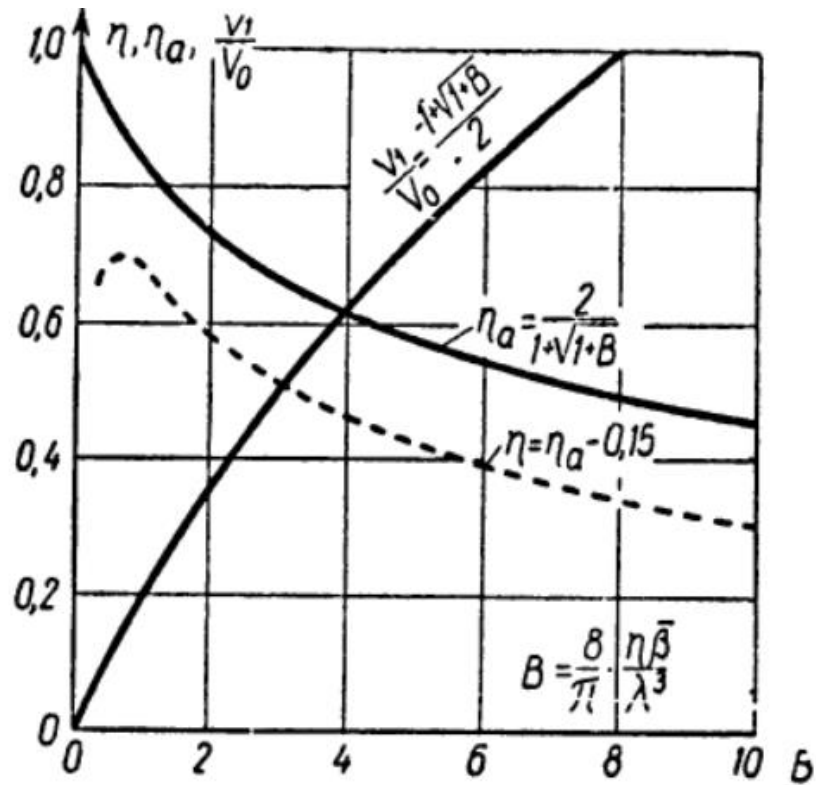


Рис. 3.16 Графік залежності ККД та коефіцієнта навантаження повітряного гвинта

Тяга гвинта [17]

$$P = \alpha \rho n_s^2 D^4 \quad (3.23)$$

$$P = \frac{75N \eta}{V} \quad (3.24)$$

$$\frac{75 \cdot 3.4 \cdot 0.68}{35} = 4.95429$$

Тяга гвинта на місці

$$P_0 = 75 \left(0.356 + \frac{1.21}{h} \right) \left(\frac{\eta N_e}{V} \right)_{\text{расч}} \quad (3.25)$$

$$75 \cdot \left(0.356 + \frac{1.21}{1.3} \right) \cdot \left(\frac{3.4 \cdot 0.68}{35} \right) = 6.37502$$

Швидкість кінця лопаті є значно меншою за швидкість звуку, що дозволяє передбачити низький рівень шумності повітряного гвинта.

$$w = \sqrt{U^2 + V^2} \quad (3.26)$$

$$\sqrt{64^2 + (3.1415 \cdot 40 \cdot 0.7)^2} = 108.78103$$

Доступна швидкість підйому при швидкості 35 м/с та використанні повної потужності обраного двигуна

$$V_y = (\Delta P) V / m \quad (3.27)$$

$$1.8 \cdot \frac{35}{66} = 0.95$$

Дійсний крок гвинта

$$H = \lambda D \quad (3.28)$$

$$1.3 \cdot 0.75 = 0.975$$

Визначаю кут встановлення лопаті гвинта

$$\frac{1.3}{3.1415} = 0.41382$$

$$\tan(0.413) = 0.4382$$

$$0.438 \cdot 57.3 = 25.0974$$

Швидкість потоку за гвинтом

$$V_b = V \sqrt{1 + B_b} \quad (3.29)$$

$$35 \cdot \sqrt{1 + 0.146} = 37.46799$$

Стиснення потоку гвинтом

$$\frac{F_0}{F_2} = \sqrt{1 + B} \quad (3.30)$$

$$\sqrt{1.146} = 1.07051$$

3.4 Розрахунок злітно-посадкових характеристик

Довжина розбігу при зльоті

$$L_{\text{разб}} = 0,004(V_{\text{отр}}^2 / (P_b / G_{\text{взл}} - f_{\text{тр}})) \quad (3.31)$$

$$0.004 \cdot \left(\frac{24^2}{\left(\frac{6.3}{66} - 0.07 \right)} \right) = 91$$

Довжина пробігу при посадці

$$L_{\text{проб}} = 0,0045(V_{\text{пос}}^2 / (0,8 / K_{\text{пос}}) + f_{\text{тр}}) \quad (3.32)$$

$$0.0045 \cdot \left(\frac{(25 \cdot 1.1)^2}{\frac{0.8}{15} + 0.07} \right) = 28$$

Необхідності застосування механізації крила немає.

3.5 Розрахунок поздовжньо-поперечної стійкості

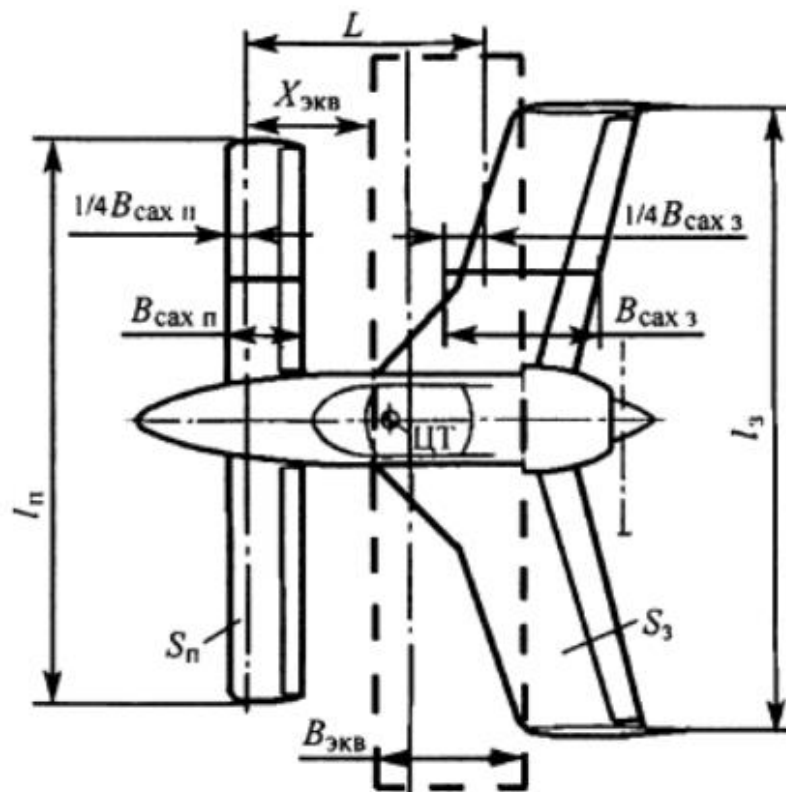


Рис. 3.17 Визначення еквівалентної хорди літака схеми «тандем»

$$B_{\text{эқв}} = \frac{S_{\text{п}} + S_{\text{з}}}{\sqrt{l_{\text{п}}^2 + l_{\text{з}}^2}} \quad (3.33)$$

$$\frac{0.625 + 0.625}{\sqrt{2.5^2 + 2.5^2}} = 0.35$$

$$X_{\text{ЭКВ}} = \frac{L}{1+k \frac{S_{\Pi}}{S_3}} - \frac{B_{\text{ЭКВ}}}{4} \quad (3.34)$$

$$\frac{1}{1+1.23 \cdot 1} - \frac{0.35}{4} = 0.36$$

$$k = \frac{1+0,07\Delta\varphi}{\left(0,9+0,2\frac{H}{L}\right) \left(1-0,02\frac{S_{\Pi}}{S_3}\right)} \quad (3.35)$$

$$\frac{1+0,07 \cdot 2}{\left(0,9+0,2 \cdot \frac{0,2}{1}\right) \cdot (1-0,02 \cdot 1)} = 1,24$$

Центрування літака схеми тандем має бути в межах 0,15...0,2 хорди умовного еквівалентного крила. Необхідна відстань між ЦМ та переднім краєм переднього крила при даній конфігурації літака становить 0,115...0,13 м

Коефіцієнт бокового моменту від фюзеляжа

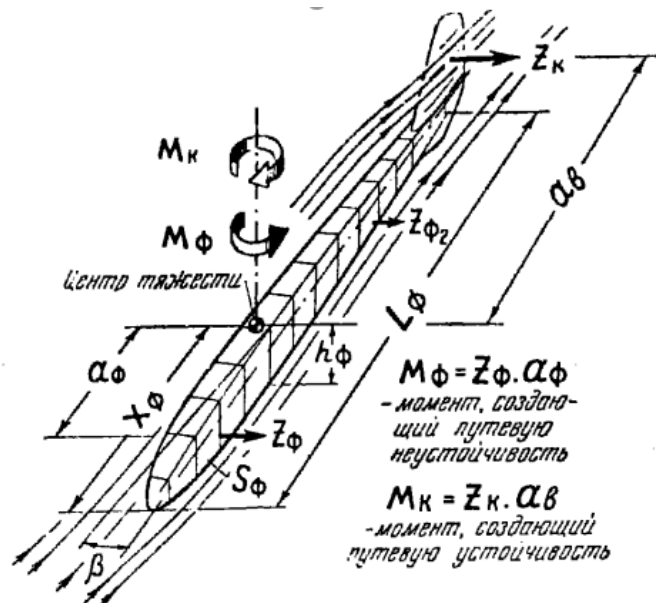


Рис. 3.18 Схема обтікання фюзеляжа й кіля, розміщених під кутом ковзання до потоку

$$m_{y\phi}^{\beta} = \frac{S_{\phi} L_{\phi}}{S_{кр} l_{кр}} \left(0,023 + 0,34 \frac{X_{\phi}^1}{L_{\phi}} + \frac{1,05}{\lambda_{\phi}} \right) \quad (3.36)$$

$$\frac{0,4 \cdot 1,5}{0,625 \cdot 2,5} \cdot \left(0,023 + 0,34 \cdot \frac{-0,2}{1,5} + \frac{1,05}{4} \right) = 0,092$$

Коефіцієнт бокового моменту від оперення

$$m_{y_{в.о}}^{\beta} = -(1,26 + 1,17\lambda_{в.о}) B_{в.о} \quad (3.37)$$

$$-(1,26 + 1,17 \cdot 2) \cdot 0,015 = -0,054$$

$$B_{в.о} = \frac{S_{в.о} \cdot L_{в.о}}{S_{кр} \cdot l_{кр}} \quad (3.38)$$

$$\frac{0,03 \cdot 0,8}{0,625 \cdot 2,5} = 0,015$$

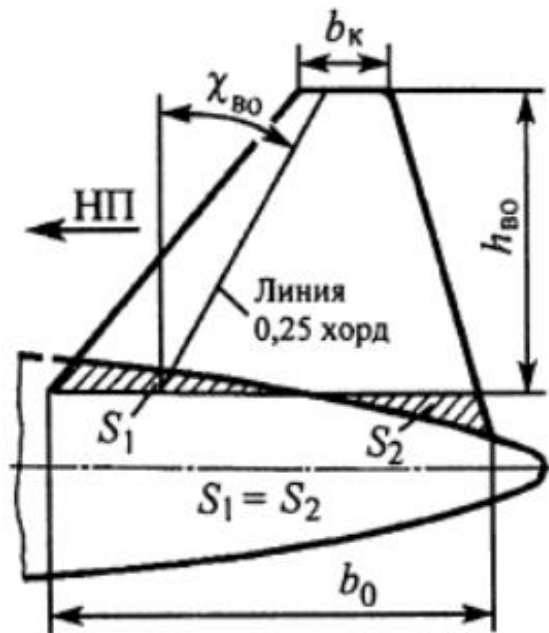


Рис. 3.19 Основні геометричні характеристики вертикального оперення

Задовільне значення сумарного коефіцієнту моменту знаходиться в межах 0,03...0,045 [22]

$$m_y^{\beta} = m_{y_{ф}}^{\beta} + m_{y_{в.о}}^{\beta} \quad (3.39)$$

$$0,092 - 0,054 = 0,038$$

Необхідний поперечний кут крила, визначений за емпіричною формулою Корвіна-Круковського, враховуючи розміщення заднього крила, попередньо забезпечується. За даними випробувань може бути уточнений. [21]

$$\psi^{\circ} = \xi \cdot \frac{c'_{y_{в.о}}}{c'_y} \left[\frac{S_{в.о}}{S} \left(\frac{L_{в.о}}{l} - \frac{S_{ф} l_{ф}}{2Sl} \right) \right] \quad (3.40)$$

$$350 \cdot 1 \cdot \frac{2,5}{4,3} \cdot \left(\frac{0,12}{1} \cdot \left(\frac{0,8}{4} - \frac{0,4375 \cdot 2}{2 \cdot 1 \cdot 4} \right) \right) = 2$$

Параметри елеронів

За статистикою площа відносно крила становить 0.05, хорда 0.25, розмах 0.4

Застосовуємо диференційовану кінематику елеронів- відхилення вгору до 20 градусів, вниз- удвічі менше.

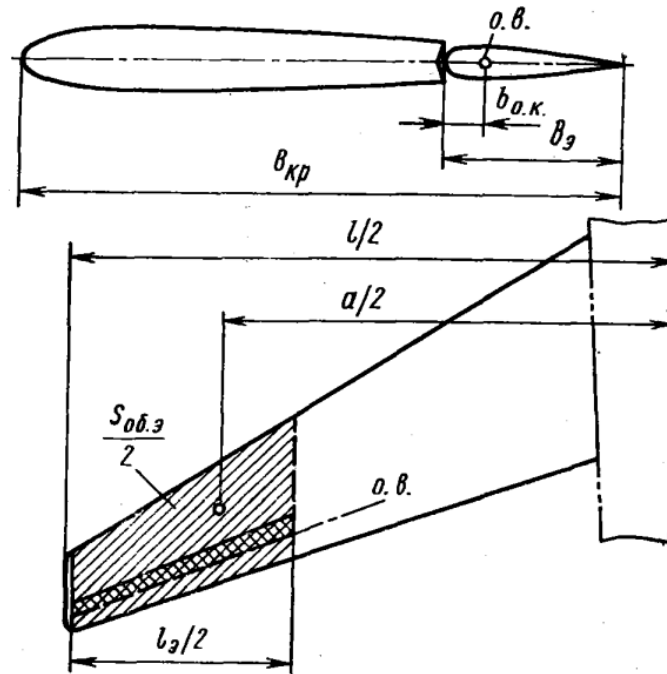


Рис. 3.20 Геометричні параметри розміщення елеронів

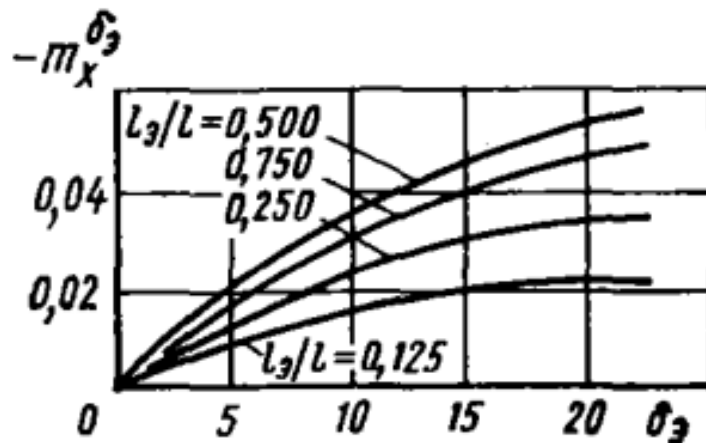


Рис. 3.21 Вплив кута відхилення елерона на коефіцієнт поперечного моменту

Параметри керма напрямку визначені за даними статистики, оптимальним є розміщення керма напрямку по всій довжині заднього краю кіля при відносній хорді 0,3.

Параметри керма висоти визначені геометричними розмірами і розміщенням комбінованих поверхонь управління- елевонів, враховуючи бажану хорду керма висоти як 0,3 від хорди стабілізатора. [24]

3.6 Висновки по розділу

На основі наявної в профільній літературі інформації створено методику розрахунку аеродинамічних характеристик літака та його складових. Враховуючи задану швидкість польоту обрано дозвуковий симетричний аеродинамічний профіль середньої товщини, що має задовільні характеристики, зокрема плавний характер зниження підйомної сили при звалюванні, і дозволяє зменшити круті навантаження на крило. Для вертикального оперення обрано профіль аналогічної серії меншої товщини. Визначено характеристики літака при крейсерському польоті із заданою швидкістю, також визначено деякі характерні швидкості, наприклад мінімальну безпечну, посадкову, максимальну досягну при визначених параметрах гвинтомоторної групи, яка є на 30 км/год вищою за очікувану згідно з технічним завданням, враховуючи потужність обраного серійного двигуна та властивості спроектованого повітряного гвинта. З'ясовано що необхідна довжина злітно-посадкової смуги є меншою, ніж задана у технічному завданні. Визначено, необхідні кути встановлення крил і кути атаки на характерних режимах польоту, взаємним розміщенням крил літак забезпечено від явища штопору. Визначено необхідний діапазон центрування літака, розміри та розміщення вертикального оперення і поверхонь керування. Наведено основні етапи здійсненого розрахунку.

4 Компонування та конструювання літака

У даному розділі буде попередньо визначено деякі конструктивні та силові параметри складових літака, зокрема крил, оперення, поверхонь керування, повітряного гвинта та силової установки, фюзеляжа, кріплень, засобів зв'язку та управління.

4.1 Конструювання та розрахунок на міцність крила

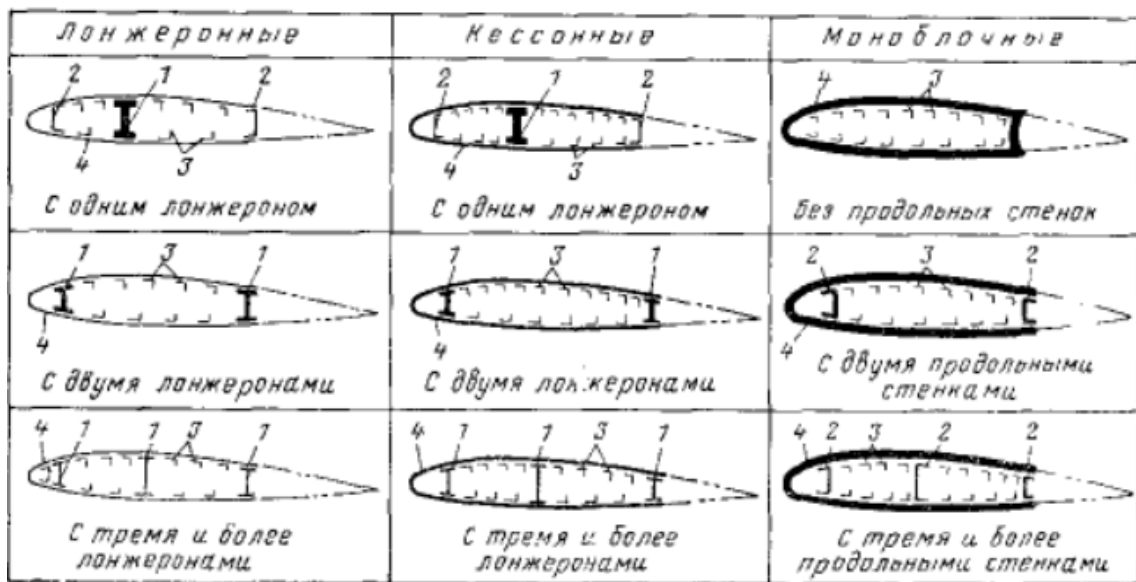


Рис. 4.1 Конструктивно-силові схеми крила

Нерівності поверхні крила та відхилення від заданої форми знижують аеродинамічні характеристики. Тонка металева обшивка крила (0,5 мм) не застосовується, оскільки має високу ймовірність деформації під час виготовлення та під дією аеродинамічних навантажень. Неточність у формі нервюри або стрінгера може спричинити появу значних нерівностей поверхні обшивки. Застосування поздовжніх елементів у конструкції крила небажане, оскільки це негативно впливає на аеродинамічну гладкість поверхні. Найбільш ефективно у ваговому вимірі матеріал використовується в однолонжеронному крилі з навантаженою обшивкою. Жорсткість конструкції крила на кручення досягається посиленням обшивки та площі замкнутого контуру. Критична швидкість виникнення самозбуджувальних коливань флатеру зростає при зміщенні ЦМ крила вперед відносно центру тиску профіля, найвигіднішою в даному вимірі є кесонна схема крила. З експлуатаційної точки зору лонжеронні крила є зручнішими для періодичного огляду. При використанні внутрішніх

об'ємів крила доцільнішою є кесонна схема. Взаємозамінність частин крила найбільш досяжна при лонжеронній схемі. Тонкостінні конструкції з обшивкою, що працює на згин та кручення, є найбільш живучими при частковому пошкодженні. Кесонні крила мають найвищу втмону витривалість. Технологічно найраціональнішими є кесонні та моноблочні крила.

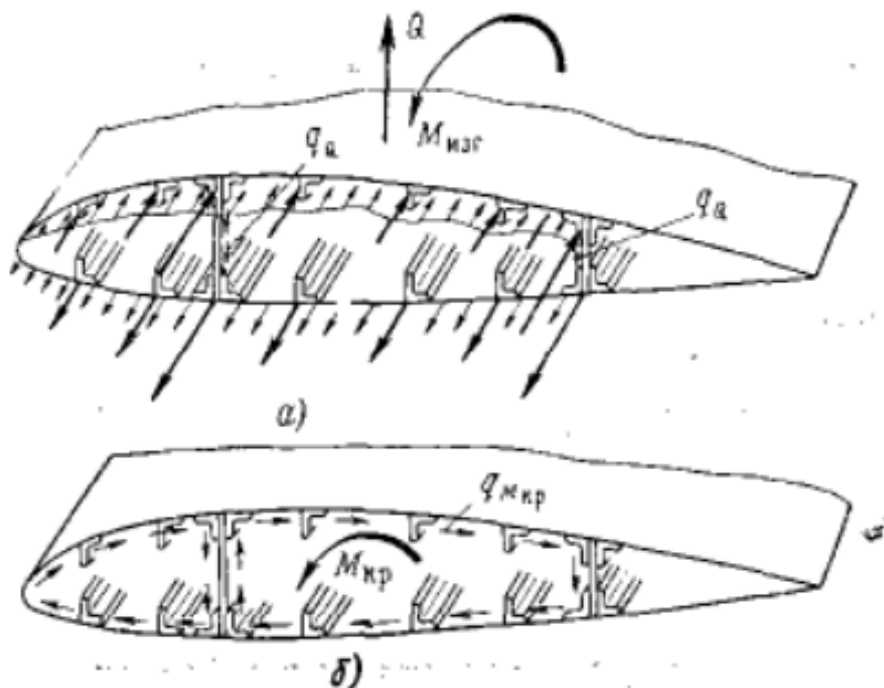


Рис. 4.2 Сили, що навантажують елементи конструкції крила

Зважаючи на зазначені фактори, для крила проектованого літака обираю моноблочну конструктивно-силову схему. Тонку металеву обшивку крила залюмінієвого сплаву від втрати стійкості забезпечує внутрішній пінополістирольний наповнювач. Елевони виконані за аналогічною схемою з металеву трубочату віссю у носовій частині для кріплення та вагової компенсації з метою уникнення коливань під час польоту, з опорами у 2 точках для уникнення защемлення внаслідок деформації крила під дією навантажень. Кожне крило нероз'ємно кріпиться до фюзеляжа. Враховуючи наявні статистичні дані щодо конструкції літаків, оцінюю можливість забезпечення міцності конструкції літака, зокрема крил, при дотриманні заданих габаритних та масових параметрів, як імовірно. Очікуваний ресурс конструкції, враховуючи показники аналогів, становить 20000 годин з можливістю продовження. [26]

4.2 Конструювання фюзеляжа та оперення

Фюзеляж літака має технологічно та аеродинамічно оптимізовану форму з переднім та заднім обтяжниками раціонального видовження та центральною частиною сталого перерізу. За конструктивно-силовою схемою є монококом, що складається з тришарових панелей з рамним посиленням у місцях сприйняття зосереджених навантажень від агрегатів літака, аналогічно до крила. Носовий обтічник поворотний для здійснення завантаження та розвантаження літака. Поворотні кріплення та замки виконано з використанням наявних серійних засобів. Вертикальне оперення та кермо напрямку виконують аналогічно до крила та елевонів із використанням опорного підшипника для керма напрямку. Враховуючи низькі вимоги до маневреності проектного літака у ході випробувань необхідно дослідити можливість усунення керма напрямку зі складу конструкції літака, реалізоване диференціальне відхилення елевонів сприяє зниженню величини небажаного супутнього ризику при здійсненні віражу. Кіль нероз'ємно кріпиться до фюзеляжа. [27]

4.3 Проектування параметрів агрегатів літака

Шасі попередньо визначають ресорного типу з достатніми параметрами амортизування, з використанням наявних серійних технічних рішень та можливістю подальшого детального проектування, зокрема з урахуванням результатів реверс-інжинірингу аналогічних конструкцій, навантаження на одну стійку становить 20 кг. Можливе створення модифікацій літака з іншими типами шасі і способами запуску.

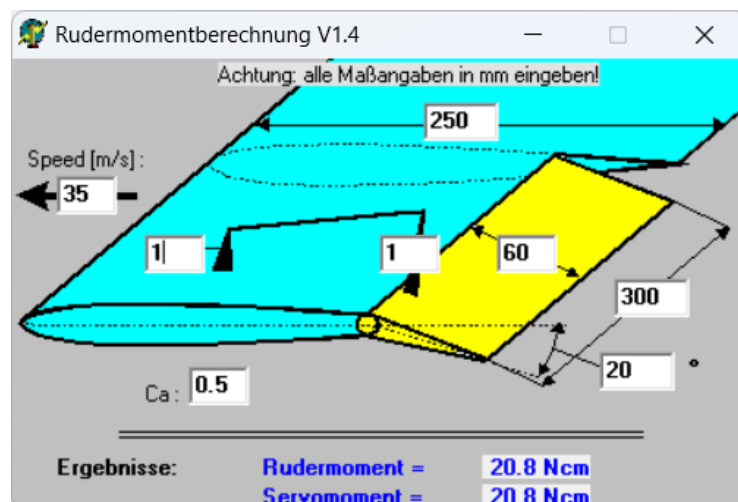


Рис. 4.3 Визначення необхідного моменту привода елевона

За допомогою спеціалізованого програмного засобу автоматизації розрахунків визначаю необхідний крутний момент привода елевона, що становить 0,2 Н·м. Дане значення може бути отримане із використанням найбільш масового електричного сервопривода SG-90 для кожного елевона. [23]

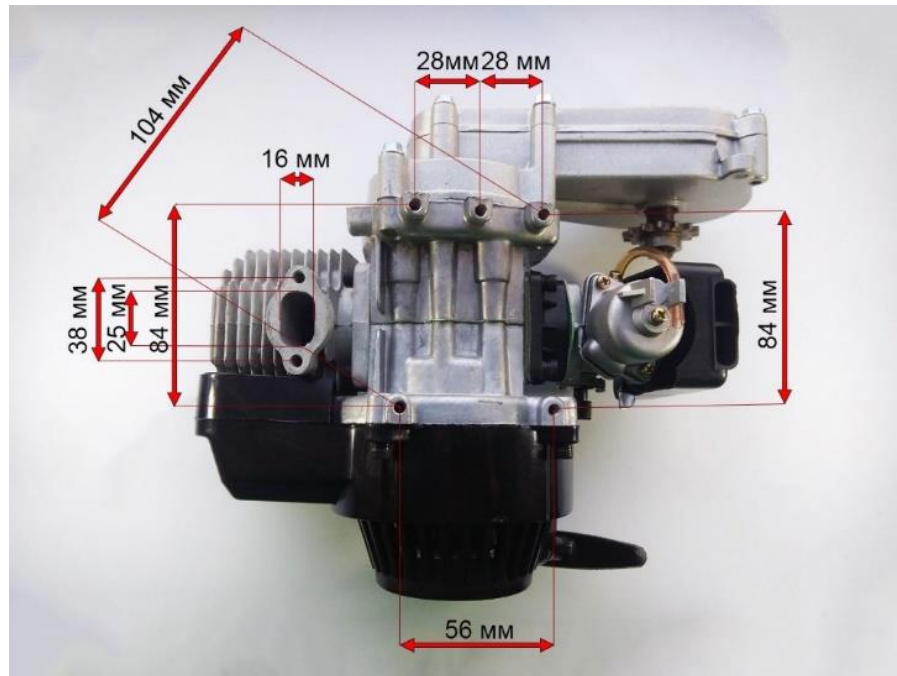


Рис. 4.4 Зовнішній вигляд та габаритні розміри обраного двигуна

Таблиця 4.1

Характеристики двигуна літака

Робочий об'єм	50 см ³
Тип двигуна	Двотактовий карбюраторний
Максимальна потужність	2,5 кВт при 8000 об/хв
Охолодження	Примусове повітряне
Запалювання	Магнето, безконтактне
Витрата пального	2 кг/год

Двигун постачається з редуктором 3:1, що дозволяє забезпечити прийнятну частоту обертання повітряного гвинта. Враховуючи необхідну дальність і швидкість польоту, очікувана витрата пального при польоті з поверненням становить близько 8 кг. Також необхідно врахувати відповідну витрату мастила для даного типу двигуна у суміші з паливом, тобто 4%. Зважаючи на характерні

велчини навантаження на вісях у конструкції літака, всі підшипники обираю легкої серії з бажаною максимальною уніфікацією номенклатури. [30]

Повітрозабірники виконую у формі ковша на верхній поверхні фюзеляжа, виконання у формі повітрозабірника НАСА є недоцільним. Геометричні параметри та вплив на аеродинамічний опір літака має бути враховано у ході подальших моделювань, очікуване зниження аеродинамічної якості літака становить 1-2 одиниці. Повітроводи виконую мінімальної довжини оптимальної форми з уникненням хаотичного руху повітряного потоку у підкапотному просторі.

Таблиця 4.2

Характеристики 2-тактних ДВЗ порівняно з 4-тактними

Питома потужність	Вища у 1,5 рази
Витрата пального	Вища у 1,5 рази
Екологічність	Нижча
Шумність	Вища
Ресурс	Нижчий
Простота конструкції та експлуатації	Вища
Вартість	Дещо нижча

Повітряний гвинт виконую з деревини з урахуванням зокрема впливу рівня вологості на механічні властивості. За наявними емпіричними даними міцність гвинта серії RAF-6, виготовленого без порушень технології, забезпечується із значним запасом. Для підвищення технологічності гвинт дволопатевий, фіксованого кроку, оптимізований для крейсерської швидкості польоту. [20]

Засоби зв'язку та управління БПЛА мають забезпечувати можливість стійкої двоспрямованої передачі даних з достатньою пропускну здатністю без значних затримок на бажаній відстані застосування та можуть бути реалізовані із застосуванням технологій інтернету речей. Можливе розміщення апаратури у носовому поворотному обтічнику для віддалення від джерела небажаного

впливу- двигуна. В подальшому можливе створення версії літака для здійснення автономних польотів, що потребуватиме розробки зокрема відповідного програмного забезпечення. [28]

4.4 Компонування літака та забезпечення центрування

Вантажний відсік розміщують у передній частині фюзеляжа з доступом через носовий люк з поворотним обтічником, у якому розміщена апаратура зв'язку та управління. У хвостовій частині літака розміщено силову установку та паливний бак відповідної місткості, даний відсік відділено від вантажного перегородкою. За даними аеродинамічного розрахунку необхідне центрування є можливим, остаточне значення може бути отримано під час моделювання, необхідне коригування параметрів здійснюється шляхом зміщення переднього крила по поздовжній вісі літака. [29]

4.5 Висновки по розділу

В результаті виконання конструювання за самостійно розробленою методикою, обрано конструктивно-силові схеми крила, фюзеляжа, оперення; конструктивні матеріали елементів літака; силову установку, визначено необхідні параметри складових літака, зокрема виконавчих приводів, повітроводів, апаратури зв'язку та управління. У ході конструювання враховано необхідність підвищення технологічності конструкції літака для зниження вартості виробництва, спрощення експлуатації та підвищення надійності. На основі наявних емпіричних даних оцінено показники міцності конструкції та очікуваний ресурс. Виконано компоування літака та визначено необхідні кроки для забезпечення центрування. Визначено подальші кроки з розробки літака та можливі напрямки підвищення технічно-експлуатаційних характеристик проектного безпілотного транспортного повітряного судна.

5 Розроблення стартап-проекту

У даному розділі буде розглянуто можливості виробництва та ринкової реалізації розробленого проекту безпілотного транспортного повітряного судна та необхідні заходи для успішного запуску стартап-проекту.

5.1 Опис ідеї стартап-проекту

Проаналізуємо можливі напрямки використання товару.

Таблиця 7.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Здійснення повного життєвого циклу безпілотного транспортного судна: розробка та виготовлення, консультативна допомога впровадженням продукту експлуатацію й ремонтна підтримка, утилізація	Комерційна доставка вантажів	Зменшення тривалості транспортування, необхідної кількості персоналу, імовірно зниження вартості доставки
	Доставка вантажів за спеціальних умов	Зниження ризиків для персоналу при доставці, підвищення стійкості ланцюгів постачання
	Модифікації для розміщення різноманітного корисного навантаження	Зниження вартості платформи для розміщення необхідного обладнання, імовірно зниження вартості експлуатації

Проаналізуємо потенційні техніко-економічні переваги ідеї стартап-проекту порівняно із пропозиціями конкурентів.

Таблиця 7.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

Техніко-економічні характеристики ідеї	Потенційні товари			Слабка сторона	Нейтральна сторона	Сильна сторона
	Даний товар	Аналогічні БПЛА	Авто			
Доступний обсяг виробництва	Низький, потенційно середній	Низький, потенційно середній	Високий		+	
Вартість експлуатації	Низька	Висока	Середня			+
Вартість товару	Низька	Висока	Висока			+
Швидкість (транспортування)	Висока	Висока	Низька		+	
Необхідна кількість персоналу	Низька	Середня	Середня			+
Стійкість процесу транспортування за спеціальних умов, зокрема в середовищі підвищеного ризику	Висока	Висока	Середня		+	

5.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Визначимо технологічну здійсненні стартап-проекту, враховуючи необхідні та дості технології.

Таблиця 7.3

Технологічна здійсненність ідеї проекту

Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
Визначення необхідних техніко-експлуатаційних характеристик та місця на ринку	Теоретичні маркетингові методики, емпіричні дослідження	+ Потребує доопрацювання	+
Технічне проектування, зокрема розрахунок аеродинаміки та міцності	Теорія літакобудування, програмні засоби	+	+
Підготовка та здійснення виробництва	Теорія технологій виробництва, сучасні засоби машинобудування, зокрема автоматизовані верстати	+ Засоби необхідно придбати	+
Консультативна допомога зі впровадженням продукту експлуатацію	Результати емпіричних спостережень, теорія кібернетики,	+ Потребує доопрацювання за досвідом експлуатації	+

	ремонтна підтримка		продукту	
	Утилізація (у подальшому)	Теорія екології, сучасні засоби машинобудування	+	+
<p>Обрана технологія реалізації проекту: на основі теорії відповідних напрямків науки, САПР, сучасні технології машинобудування з урахуванням економічної доцільності технологічних рішень</p>				

5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Проаналізуємо наявність попиту на потенційний товар на ринку.

Таблиця 7.4

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

Показники стану ринку	Характеристика
Кількість головних гравців	Близько 10
Загальний обсяг продажів, грн	$2 \cdot 10^{10}$
Динаміка ринку	зростає
Наявність обмежень для входу	відсутні
Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	наявні як для БПЛА, також посилені при некомерційному використанні
Середня норма рентабельності в галузі	20-50%, вища за банківський депозит

Визначимо потенційні групи клієнтів, їхні характеристики та вимоги.

Таблиця 7.5

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільові сегменти ринку	Відмінності у поведінці	Вимоги споживачів до
--------------------------	------------------------	-------------------------	----------------------

			цільових груп	товару
	Транспортування зі зниженою вартістю та підвищеною швидкістю	Транспортно-логістичні компанії, поштові оператори	Мають вплив юридичні норми щодо БПЛА, рентабельність використання- зацікавленість у підвищенні ефективності засобів компанії. Імовірні масові закупівлі після успішної тестової експлуатації та подальше інтенсивне використання	Відповідність продукту встановленим нормам, зокрема екологічним, низька вартість експлуатації, надійність та безпечність при транспортуванні вантажів, фінансова вигідність впровадження
	Транспортування з підвищеною стійкістю за спеціальних умов	Урядові та некомерційні організації	Мають вплив юридичні норми щодо БПЛА (нижчий), суворіші вимоги щодо сертифікації, зацікавленість у надійному засобі для транспортування, зокрема у	Відповідність продукту встановленим вимогам, надійність, бажано низька вартість експлуатації та самого товару

			середовищі з підвищеним ризиком	
	Розміщення корисного навантаження на універсальній платформі нижчою середньоринкову вартістю	Користувачі БПЛА, у тому числі потенційні: приватні особи, підприємства, некомерційні організації	Мають вплив юридичні норми щодо БПЛА, імовірні специфічні вимоги до характеристик продукту, менші закупівлі більшою кількістю клієнтів	Відповідність продукту унікальним вимогам споживача, надійність, бажано низька вартість експлуатації та самого товару

Визначимо фактори, що перешкоджають ринковому впровадженню стартап-проекту.

Таблиця 7.6

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Невідповідність характеристик продукту динамічним вимогам ринку	Поява альтернативного продукту з вищими характеристиками, зміна необхідного рівня технічної досконалості продукту	Задання перспективних характеристик, готовність до швидкої модернізації продукту
Підвищення вимог	Зміни до нормативних	Здійснення

	щодо сертифікації	актів щодо сертифікації БПЛА, ускладнення даного процесу	необхідних процедур із залученням резервних ресурсів
	Дефіцит складових	Брак деталей та матеріалів внаслідок різноманітних негативних чинників та скінченної еластичності ринку	Створення запасів, контрактування закупівель у постачальників на перспективу
	Вичерпання ресурсів проекту	Втрата доступних фінансових, репутаційних, часових, людських ресурсів	Ефективне управління розвитком проекту, залучення резервів

Визначимо фактори, що сприяють ринковому впровадженню стартап-проекту.

Таблиця 7.7

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Зростання попиту на товар	Збільшення потенційного ринку, можливе підвищення прибутковості проекту	Розширення випуску, підвищення рентабельності
Розширення інвестиційних програм у даному напрямку	Збільшення доступних для залучення фінансових ресурсів	Залучення додаткових ресурсів за вигіднішими умовами
Спрощення сертифікації та урядове сприяння розвитку	Вивільнення відповідних ресурсів, можливе підвищення	Зменшення виділених ресурсів для даного напрямку

	галузі	ефективності діяльності	діяльності
--	--------	-------------------------	------------

Визначимо загальні риси конкуренції на ринку.

Таблиця 7.8

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції Чиста з елементами олігополії	Наявність на ринку потужних учасників що випереджають за можливостями потенційних нових продавців	Ускладнення входження на ринок
Рівень конкурентної боротьби Міжнародний	Наявність попиту та можливість продажу даного товару у всьому світі	Врахування потенційного використання товару в різних географічних зонах, міжнародна юридична робота
За галузевою ознакою Внутрішньогалузева	Відбувається в галузі виробництва транспортних БПЛА	Зосередження на вдосконаленні продукту
За видами товарів Товарно-видова	Товари мають досить подібне призначення та властивості	Необхідність перевершувати товари конкурентів за технічними та економічними характеристиками
За характером	Вартість товару має	Необхідність

конкурентних переваг Цінова	вплив на покупців	зниження собівартості товару
За інтенсивністю Не марочна	Репутації учасників ринку перебувають на етапі формування	Наявна можливість продажу товару новим на ринку продавцем

Проаналізуємо умови конкуренції в галузі за моделлю 5 сил М. Портера.

Таблиця 7.9

Аналіз конкуренції в галузі за Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
	Виробники аналогічних транспортних БПЛА	Вплив інтелектуальної власності	Мають вплив на виробників внаслідок швидкого зростання попиту на складові	Необхідність створення достатнього рівня репутації на ринку	Інші засоби транспортування, зниження попиту на даний товар
Висновки	Середній рівень конкурентної боротьби	Можливість виходу на ринок є	Низький вплив	Низький вплив	Обмежень на ринку через товари-замінники немає

Проаналізуємо фактори конкурентоспроможності товару.

Таблиця 7.10

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
Нижча вартість товару та експлуатації	Необхідність фінансової вигоди для покупця, більший доступний обсяг ринку
Вищі обсяги перевезення за одиницю часу	Конкуренція з аналогами та заміниками
Достатній та вищий за конкурентів рівень надійності товару	Необхідність створення репутації виробника
Можливість модифікацій відповідно до потреб замовників	Розширення доступного обсягу ринку

Проаналізуємо сильні та слабкі сторони стартап-проекту.

Таблиця 7.11

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

Фактор конкурентоспроможності	Бали	Рейтинг товарів-конкурентів						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1 Нижча вартість товару та експлуатації	20	+						
2 Вищі обсяги перевезення за одиницю часу	12					+		
3 Достатній та вищий за конкурентів рівень	12					+		

	надійності товару								
4	Можливість модифікацій відповідно до потреб замовників	17		+					

Складаємо матрицю аналізу сильних і слабких сторін стартап-проекту та прогнозованих як наслідок ринкових можливостей і загроз для товару.

Таблиця 7.12

SWOT-аналіз стартап-проекту

<p>Сильні сторони:</p> <p>Нижча вартість товару та експлуатації</p> <p>Можливість модифікацій відповідно до потреб замовників</p>	<p>Слабкі сторони:</p> <p>Вищі обсяги перевезення за одиницю часу</p> <p>Достатній та вищий за конкурентів рівень надійності товару</p>
<p>Можливості:</p> <p>Розширення доступного обсягу ринку</p>	<p>Загрози:</p> <p>Зниження конкурентоспроможності</p>

Аналізуємо можливі варіанти заходів для виведення стартап-проекту на ринок та їхні властивості.

Таблиця 7.13

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Терміни реалізації
Продаж проекту прямому конкуренту, зокрема потенційному	мала	малі
Використання товару у власній транспортній компанії	середня	великі
Прямий продаж товару	велика	середні

Оптимальною альтернативою ринковою поведінки є втілення стартап-проекту та прямий продаж товару на ринку.

5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначаємо та аналізуємо цільові групи потенційних споживачів.

Таблиця 7.14

Вибір цільових груп потенційних споживачів

Опис цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
Транспортні компанії	низька	високий	низька	низька
Урядові та некомерційні організації	висока	високий	висока	висока
Користувачі БПЛА	середня	середній	висока	середня
<p>Обрано цільові групи: Транспортні компанії, урядові та некомерційні організації, користувачі БПЛА. Обрано стратегію диференційованого маркетингу</p>				

Визначаємо базову стратегію розвитку стартап-проекту для роботи на ринку

Таблиця 7.15

Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Базова стратегія розвитку
Реалізація проекту і прямий продаж товару	Диференційованій маркетинг	Нижча вартість товару та експлуатації, можливість модифікацій відповідно до потреб замовників	Зростання

Визначаємо оптимальну стратегію конкурентної поведінки на ринку при реалізації стартап-проекту.

Таблиця 7.16

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект першопрохідцем на ринку	Пошук нових споживачів чи залучення у конкурентів	Чи буде копіювання основних характеристик товару конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
Проект є одним з першопрохідців на ринку, що формується	Пошук нових споживачів, поступове залучення у	Копіювання основних характеристик товару конкурента не	Стратегія лідера

		конкуренція	заплановано	
--	--	-------------	-------------	--

Формуємо комплекс асоціацій, за яким споживачі мають ідентифікувати товар.

Таблиця 7.17

Визначення стратегії позиціонування

	Вимоги цільової аудиторії до товару	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Асоціації, що формують позицію проекту
	Відповідність продукту встановленим нормам, зокрема екологічним, низька вартість експлуатації, надійність та безпечність при транспортуванні вантажів, фінансова вигідність впровадження	Зростання	Нижча вартість товару та експлуатації	Вигідність
	Відповідність продукту встановленим вимогам, надійність, бажано низька вартість експлуатації		Можливість модифікацій відповідно до потреб замовників	Надійність

	та самого товару			
	Відповідність продукту унікальним вимогам споживача, надійність, бажано низька вартість експлуатації та самого товару			Швидкість

5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Формуємо маркетингову концепцію товару.

Таблиця 7.18

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода від товару	Ключові переваги перед конкурентами
1	Транспортування зі зниженою вартістю та підвищеною швидкістю	Зменшення тривалості транспортування, необхідної кількості персоналу, зниження вартості доставки	Нижча вартість товару та експлуатації
2	Транспортування з підвищеною стійкістю за спеціальних умов	Зниження ризиків для персоналу при доставці, підвищення стійкості ланцюгів постачання	Можливість модифікацій відповідно до потреб замовників
3	Розміщення корисного навантаження на універсальній платформі	Зниження вартості платформи для розміщення необхідного обладнання, імовірно зниження вартості експлуатації	

	нижчою за середньоринкову вартістю		
--	------------------------------------	--	--

Розробляємо трирівневу маркетингову модель товару з деталізацією ідеї та характеристик товару.

Таблиця 7.19

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
Товар за задумом	Транспортування вантажів з вищою швидкістю, нижчою собівартістю, меншою кількістю необхідного персоналу, вищою безпечністю		
Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Е/Ор
	ки	М	Тх
	Маса корисного навантаження: $m_{кн} = 30$ кг		
	Об'єм корисного навантаження $v_{кн} = 0,1$ м ³		
	Дальність доставки корисного навантаження $S = 250$ км		
	Крейсерська швидкість польоту: $V = 120$ км/год		
	Крейсерська висота польоту $h_{к} = 500$ м		
	Довжина злітно-посадкової смуги $L = 200$ м		
	Рівень якості задовольняє вимоги відповідної сертифікації, вищий за товари конкурентів		

	Пакування забезпечує незмінність товару при транспортуванні до покупця, можливе виконання за узгодженням з покупцем
	«Транспортне безпілотне повітряне судно»
Товар із підкріпленням	Репутація продавця, реклама
	Підтримка впродовж життєвого циклу товару
<p>За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання:</p> <p>Захист інтелектуальної власності шляхом патентування деяких компонентів на ключових ринках, комерційне засекречування детальних параметрів та технології виробництва, особливостей організації підтримки товару впродовж життєвого циклу</p>	

Експертним методом визначаємо попередні цінові межі на товар.

Таблиця 7.20

Визначення меж встановлення ціни

Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи	Верхня та нижня межі ціни на товар
10 ⁶ грн	10 ⁷ грн	Достатній, 10 ⁹ грн	10 ⁴ -10 ⁵ грн

Визначаємо оптимальну систему збуту товару на ринку.

Таблиця 7.21

Формування системи збуту

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

Проведення тендерів та порівняльних випробувань, закупівля товару партіями	Власна система збуту	До кінцевого споживача	Мережева без посередників
--	----------------------	------------------------	---------------------------

Розробляємо концепцію маркетингових комунікацій, враховуючи особливості потенційних клієнтів.

Таблиця 7.22

Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Проведення порівняльних випробувань, закупівля товару партіями	Зустріч з представниками, ділове листування, мережа Інтернет	Вигідність, надійність, доступність, можливість кастомізації від виробника	Ознайомлення в вигодами, перевагами порівняно з аналогами та заміниками	Стисле повідомлення з основною необхідною інформацією про товар

5.6 Висновки по розділу

Визначено наявність можливості ринкової комерціалізації розробленого проекту безпілотного повітряного транспортного судна- попит на даний тип товарів зростає і потенційна рентабельність стартап-проекту є високою. Визначено потенційні групи клієнтів та особливості взаємодії з ними.

Конкуентоспроможність проекту зважаючи на наявні бар'єри входження на ринок та рівень конкурентної боротьби є високою. Перевагами товару є вища фінансова вигода для споживача при експлуатації та можливість модифікації відповідно до унікальних потреб. Подальше втілення проекту є доцільним, оптимальною стратегією ринкової реалізації є диференційований маркетинг з прямим продажем товару новим покупцям. Значну роль має побудова репутації продавця на ринку транспортних БПЛА, що формується. При втіленні проекту варто враховувати юридичні особливості сертифікації товару та захисту інтелектуальної власності. [31]

Висновки

У даній роботі викладено результати визначення аеродинамічних характеристик та конструктивних параметрів перспективного транспортного безпілотного повітряного судна. Одержані результати можуть бути використані при створенні транспортного безпілотного повітряного судна як конструкції та продукту.

На підставі виконаних досліджень зроблено такі висновки:

1. Визначено основні особливості наявних транспортних безпілотних повітряних. Варто відзначити, що внаслідок новизни виробів та дотримання розробниками комерційної таємниці детальна інформація щодо конструкції літаків відсутня. Більшість компаній-розробників виникли як стартапи для створення транспортних БПЛА. Літаки мають нормальну аеродинамічну схему як найбільш типову та оптимальну для літаків, а також схему з тандемним розміщенням крил, що дозволяє розширити межі центрування при завантаженні літака і зробити його компактнішим. Поширеним є використання гібридних силових установок з електричним приводом повітряних гвинтів, які є єдиним типом рушія, враховуючи задані швидкості польоту. При створенні гвинтомоторної установки необхідне зниження рівня шумності. Для підвищення надійності здійснюється типове для авіаційної галузі резервування систем. Типовою рисою представлених БПЛА є можливість вертикального зльоту і посадки, реалізована переважно за допомогою окремих носійних гвинтів; також можливим складнішим варіантом є конвертоплан. Стандартним варіантом є автономне керування польотом, з можливістю наземного контролю та коригування; у БПЛА з дистанційним, зокрема напівавтоматичним, керуванням заплановано подальше вдосконалення до повністю автоматичного, що дозволить зменшити кількість необхідного персоналу та підвищити стійкість системи керування без залежності від підтримання зв'язку з оператором. Велике значення має зручність та швидкість вантажних робіт з можливістю механізації та автоматизації, зокрема становить інтерес технічне рішення з відокремлюваними контейнерами, що дозволить знизити тривалість

перебування БПЛА на землі. Характерним є широке використання композитних матеріалів в більшості деталей літака. Колісне шасі дозволяє переміщувати БПЛА по поверхні для коригування положення, та здійснювати зліт і посадку з різних типів поверхні за допомогою підйомної сили крил з вищою енергетичною ефективністю, ніж при використанні носійних гвинтів, які однак підвищуються зручність експлуатації та спрощують розміщення вантажних пунктів. Пріоритетними завданнями при розробці транспортного безпілотного повітряного судна є забезпечення вищого рівня фінансової вигідності використання, достатнього рівня надійності та безпечності, бажане підвищення швидкості доставки та зменшення кількості необхідного персоналу.

2. В результаті опрацювання наявної статистичної інформації щодо параметрів літальних апаратів, розгляду аналогів, враховуючи задані вимоги та очікувані особливості проєктованого транспортного безпілотного повітряного судна, визначено основні принципові конструктивні та геометричні параметри літака, що будуть основою для здійснення подальших розрахунків та конструювання, зокрема форму фюзеляжа, крила, аеродинамічну схему, вид та розміщення оперення, склад та розміщення поверхонь керування, тип, особливості та розміщення рушія літака, а саме повітряного гвинта, а також схему і тип шасі.

3. На основі наявної в профільній літературі інформації створено методику розрахунку аеродинамічних характеристик літака та його складових. Враховуючи задану швидкість польоту обрано дозвуковий симетричний аеродинамічний профіль середньої товщини, що має задовільні характеристики, зокрема плавний характер зниження підйомної сили при звалюванні, і дозволяє зменшити крутні навантаження на крило. Визначено характеристики літака при крейсерському польоті із заданою швидкістю, також визначено деякі характерні швидкості, наприклад мінімальну безпечну, посадкову, максимальну досяжну при визначених параметрах гвинтомоторної групи, яка є на 30 км/год вищою за очікувану згідно з технічним завданням, враховуючи потужність обраного серійного двигуна та властивості спроектованого повітряного гвинта. З'ясовано що необхідна довжина злітно-посадкової смуги є меншою, ніж задана у

технічному завданні. Визначено, необхідні кути встановлення крил і кути атаки на характерних режимах польоту, взаємним розміщенням крил літак забезпечено від явища штопору. Визначено необхідний діапазон центрування літака, розміри та розміщення вертикального оперення і поверхонь керування.

4. В результаті виконання конструювання за самостійно розробленою методикою, обрано конструктивно-силові схеми крила, фюзеляжа, оперення; конструктивні матеріали елементів літака; силову установку, визначено необхідні параметри складових літака, зокрема виконавчих приводів, повітроводів, апаратури зв'язку та управління. У ході конструювання враховано необхідність підвищення технологічності конструкції літака для зниження вартості виробництва, спрощення експлуатації та підвищення надійності. На основі наявних емпіричних даних оцінено показники міцності конструкції та очікуваний ресурс. Виконано компонування літака та визначено необхідні кроки для забезпечення центрування. Визначено подальші кроки з розробки літака та можливі напрямки підвищення технічно-експлуатаційних характеристик проектного безпілотного транспортного повітряного судна.

5. Визначено наявність можливості ринкової комерціалізації розробленого проекту безпілотного повітряного транспортного судна- попит на даний тип товарів зростає і потенційна рентабельність стартап-проекту є високою. Визначено потенційні групи клієнтів та особливості взаємодії з ними. Конкурентоспроможність проекту зважаючи на наявні бар'єри входження на ринок та рівень конкурентної боротьби є високою. Перевагами товару є вища фінансова вигода для споживача при експлуатації та можливість модифікації відповідно до унікальних потреб. Подальше втілення проекту є доцільним, оптимальною стратегією ринкової реалізації є диференційований маркетинг з прямим продажем товару новим покупцям. Значну роль має побудова репутації продавця на ринку транспортних БПЛА, що формується. При втіленні проекту варто враховувати юридичні особливості сертифікації товару та захисту інтелектуальної власності.

Список використаних джерел

1. БПЛА Pelican Cargo [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.flypyka.com/pelican-cargo/>.
2. БПЛА Black Swan [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.dronamics.com/theblackswan/>.
3. БПЛА MF-100 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://mightyfly.com/>.
4. БПЛА NUUVA V300 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.pipistrel-aircraft.com/air-cargo/>.
5. БПЛА Chapparral [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://elroyair.com/chaparral/aircraft/>.
6. БПЛА Platform 1 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.flyzipline.com/technology/>.
7. БПЛА Rhaegal [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.sabrewingaircraft.com/cargo-uav/>.
8. БПЛА ULTRA [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://windracers.com/drones/>.
9. Авіаційні правила України, Частина 21 – Київ: Державна авіаційна служба України, 2023. – 249 с.
10. Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design / Egbert Torenbeek. – Delft: Delft University Press, 1976. – 648 с.
11. Арепьев А. Н. Проектирование легких пассажирских самолетов / Анатолий Николаевич Арепьев. – Москва: МАИ, 2006. – 637 с.
12. Егер С. М. Проектирование самолетов / С. М. Егер. – Москва: Машиностроение, 1983. – 643 с.
13. Чумак П. И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко. – Москва: Патриот, 1991. – 238 с.
14. Каталог аеродинамічних профілів [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://airfoiltools.com/search/index>.

15. Бадягин А. А. Проектирование легких самолетов / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. – Москва: Машиностроение, 1978. – 206 с.
16. Прицкер Д. М. Аэродинамика / Д. М. Прицкер, Г. И. Сахаров. – Москва: Машиностроение, 1968. – 307 с.
17. Болонкин А. А. Теория полета летающих моделей / Александр Александрович Болонкин. – Москва: ДОСААФ, 1961. – 329 с.
18. Мхитарян А. М. Аэродинамика / А. М. Мхитарян. – Москва: Машиностроение, 1976. – 448 с.
19. Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика / А. К. Мартынов. – Москва: ГИОП, 1950. – 476 с.
20. Александров В. Л. Воздушные винты / В. Л. Александров. – Москва: ГИОП, 1951. – 447 с.
21. Справочник авиаконструктора Том 1 Аэродинамика – Москва: Полиграфкнига, 1937. – 503 с. – (ЦАГИ).
22. Костенко И. К. Расчет и проектирование моделей планеров / Игорь Константинович Костенко. – Москва: ДОСААФ, 1958. – 200 с.
23. Мхитарян А. М. Динамика полета / А. М. Мхитарян. – Москва: Машиностроение, 1978. – 424 с.
24. Суругин Л. И. Механизированные крылья / Л. И. Суругин. – Москва: ГИОП, 1940. – 317 с.
25. Остославский Н. В. Аэродинамический расчет самолетов / Н. В. Остославский, В. М. Титов. – Москва: ГРАЛ, 1938. – 476 с.
26. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов / М. Н. Шульженко. – Москва: Машиностроение, 1971. – 415 с.
27. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Київ: Вища школа, 1978. – 485 с.
28. Орлов П. И. Основы конструирования / П. И. Орлов. – Москва: Машиностроение, 1988. – 1097 с.
29. Лещенко С. М. Рекомендации по технологичности самолетных конструкций / С. М. Лещенко. – Москва: НИАТ, 1972. – 683 с.

30. Каталог ДВЗ [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.aeroexpo.online/aeronautic-manufacturer/2-stroke-piston-engine-5387.html>.

31. Розроблення стартап-проекту: Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.