

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33.015.4

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2022 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Аеромобіль»

Виконав :

студент VI курсу, групи АЛ-11мп

Лукан Андрій Вадимович _____

Керівник:

Професор, д.т.н., проф.,

Сухов Віталій Вікторович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н.,

Бобков Юрій Володимирович _____

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

Студент _____

Київ -2022 року

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

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

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

« ____ » _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Лукану Андрію Вадимовичу

1. Тема дисертації «Аеромобіль», науковий керівник дисертації професор кафедри Сухов Віталій Вікторович, професор, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від «11»ЛИСТОПАДА 2022 р. № 4174-С

2. Термін подання студентом дисертації 05 грудня 2022 р.

3. Об'єкт дослідження Аеромобіль

4. Вихідні дані Максимальна злітна маса $m_{зл} = 2000$ кг.

Корисне навантаження $m_{кн} = 400$ кг.

Крейсерська швидкість $V_{кр} = 230 \frac{\text{км}}{\text{год}}$.

Висота польоту $H = 2000$ м.

Кількість пасажирів: 4

Спосіб керування: автоматичне з можливістю переходу у дистанційний режим керування.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Сучасні тенденції та стан проблеми розробки повітряних суден вертикального зльоту та посадки. Вибір аналогу конвертоплану.

5.2. Розробка конструктивно-силової схеми планера та механізму повороту двигунів.

5.3. Методика та результати розрахунку аеродинамічних та енергетичних показників літального апарату.

5.4. Розрахунок планера конвертоплану на міцність.

5.5. Розробка системи керування та безпеки аеромобіля.

5.6. Розробка експериментальної моделі планера аеромобіля.

5.7. Розробка стартап-проєкту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Стан проблеми. Вибір аналогу конвертоплану.

6.2. Конструктивно-силова схема планеру та механізму повороту двигунів.

6.3. Результати розрахунку аеродинамічних та енергетичних показників літального апарату.

6.4. Результати розрахунків елементів планеру на міцність.

6.5. Система керування та безпеки аеромобіля.

6.6. Планер аеромобіля (складальний кресленик)

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання 08.11. 2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Сучасні тенденції та стан проблеми розробки повітряних суден вертикального зльоту та посадки. Вибір аналогу конвертоплану.	до 22.12.2021 р.	
2.	Розробка конструктивно-силової схеми планера та механізму повороту двигунів.	до 01.02.2022 р.	
3.	Методика та результати розрахунку аеродинамічних та енергетичних показників літального апарату.	до 21.03.2022 р.	
4.	Розрахунок планера конвертоплану на міцність.	до 03.06.2022 р.	
5.	Розробка системи керування та безпеки аеромобіля.	до 20.09.2022 р.	
6.	Розробка експериментальної моделі планера аеромобіля.	до 27.10.2022 р.	
7.	Розробка стартап-проєкту.	до 05.12.2022 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 06.12.2022 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент

Андрій ЛУКАН

Науковий керівник

Віталій СУХОВ

Реферат

Магістерська дисертація: "Аеромобіль", 105 сторінки, 60 рисунків, 22 таблиць, 30 посилань.

Актуальність: для покращення логістичних систем міст та покращення екологічної складової транспортних систем потрібно розробити достатньо надійний та безпечний літальний апарат, який дозволить реалізувати технології пов'язані з розвитком місткості батарей та потужності електричних двигунів, при цьому матиме досконаліші аеродинамічні характеристики, ніж у конкурентів.

Мета роботи: визначення аеродинамічних характеристик літального аеромобіля та дослідження впливу на планер перехідного режиму.

Об'єкт дослідження: аеромобіль.

Предмет дослідження: Аеродинамічні та характеристики міцності планера аеромобіля.

Методи дослідження: розрахункове визначення за допомогою панельно-вихрового методу інтегральних коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів; визначення аеродинамічних характеристик планера та зміна профілювання у порівнянні з аналогами при польотних кутах атаки. Зміна конструктивно силової схеми крила та оперення та дослідження впливу двигунів на планер аеромобіля.

Наукова новизна одержаних результатів: досліджено вплив надкритичного профілю та використання вінглету на аеродинамічні характеристики аеромобіля, за рахунок чого вдалось збільшити коефіцієнт аеродинамічної досконалості. Запропоновано використання існуючої системи порятунку для збільшення безпеки конвертоплану, що спростить умови сертифікації.

Практичне значення одержаних результатів: значне покращення льотно-технічних характеристик та характеристик безпеки літального апарату з аеродинамічною схемою конвертоплан, зниження аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію планера. Крім того ще з'являється можливість значного

підвищення експлуатаційних можливостей літальних апаратів, що призведе до зменшення маси та потенційно збільшить корисні навантаження.

Апробація результатів дисертації: науково-практична конференція студентів та молодих вчених "Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку".

Публікації: Науково-технічний збірник "Механіка гіроскопічних систем». – 2021-го року.

Abstract

Master's thesis: "Aeromobile", 105 pages, 60 figures, 22 tables, 30 references.

Relevance: in order to improve the logistics systems of cities and improve the ecological component of transport systems, it is necessary to develop a sufficiently reliable and safe aircraft that will allow the implementation of technologies related to the development of battery capacity and the power of electric motors, while having better aerodynamic characteristics than those of competitors.

Purpose of the study: determination of the aerodynamic characteristics of a flying air vehicle and the study of the effect on the glider of the transition mode.

The object of study: air vehicle.

Research subject: Aerodynamic and strength characteristics of an airmobile glider.

Methods of research: calculated determination using the panel-vortex method of integral coefficients of aerodynamic forces and moments; determining the aerodynamic characteristics of the airframe and changing the profile in comparison with analogues at flight angles of attack. Change in the structural strength scheme of the wing and tail and study of the effect of engines on the glider of an air vehicle.

The results and their novelty: the influence of the supercritical profile and the use of the winglet on the aerodynamic characteristics of the air vehicle was investigated, due to which it was possible to increase the coefficient of aerodynamic perfection. It is proposed to use the existing rescue system to increase the safety of the convertible, which will simplify the certification conditions.

Recommendations for the use of work: a significant improvement in the flight technical characteristics and safety characteristics of the aircraft with the aerodynamic scheme of the convertible, reduction of the aerodynamic loads acting on the structure of the airframe. In addition, there is still the possibility of significantly increasing the operational capabilities of aircraft, which will lead to a decrease in mass and potentially increase payloads.

Approbation of the results of the dissertation: the scientific and practical conference of students and young scientists "Aircraft and rocket construction and design : Perspectives and directions of development"

Publications: Scientific and technical collection "Mechanics of gyroscopic systems". – 2021th year.

Перелік умовних позначень	9
ВСТУП.....	10
1. СУЧАСНІ ТЕНДЕНЦІЇ ТА СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. ВИБІР АНАЛОГУ КОНВЕРТОПЛАНУ.	11
1.1. Вибір аналогу.....	15
1.1.1 Archer Aviation (Midnight).....	17
1.1.2 Joby Aviation S4	19
1.1.3 Vertical Aerospace VX4.....	21
1.1.4 Wisk Aero Generation 6.....	23
1.1.5 Supernal (Hyundai Motor Company) S-A1	25
1.1.6 Зведена характеристика аналогів.....	27
1.2 Висновки по розділу.....	29
2. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ПЛАНЕРА ТА МЕХАНІЗМУ ПОВОРОТУ ДВИГУНІВ	30
2.1 Розробка конструктивно-силової схеми планера та керуючих поверхонь .	30
2.1.1 Розрахунок геометричних параметрів планеру в першому наближенні..	33
2.1.2 Обґрунтування вибору КСС.....	37
2.1.3 КСС крила з композитних елементів	37
2.2 Розробка механізму повороту двигунів.....	40
2.3 Розробка конструктивно-силової схеми оперення	42
2.4 Вирішення проблеми заземлення у композитних конструкціях	44
2.5 Висновки по розділу.....	46
3. МЕТОДИКА ТА РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЕНЕРГЕТИЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	47
3.1 Розрахунок енергетичних показників	47
3.2 Розрахунок аеродинамічних показників.....	61
3.2.1 Розрахунок оперення	62
3.3 Висновки по розділу.....	67

					<i>АЛ11МП05.20.00.00.00.00 ПЗ</i>			
<i>Змін.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документ.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розроб.</i>		<i>Лукан А.В.</i>			<i>Аеромобіль</i>	<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевірив.</i>		<i>Сухов В.В.</i>					<i>7</i>	<i>105</i>
<i>Н. кон.</i>		<i>Поваров С.А.</i>			<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-11мп</i>			
<i>Затв.</i>		<i>Бондаренко О.М.</i>						

4. РОЗРАХУНОК ПЛАНЕРА КОНВЕРТОПЛАНУ НА МІЦНІСТЬ	69
4.1 Оцінка параметрів перехідних режимів польоту конвертоплану з поворотними гвинтами	69
4.2 Розрахунок зовнішніх навантажень на елементи планера ЛА	75
4.3 Висновки по розділу	83
5. РОЗРОБКА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТА БЕЗПЕКИ АЕРОМОБІЛЯ ..	84
5.4 Система керування	84
5.5 Система безпеки.....	86
5.6 Висновки по розділу.....	88
6. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ПЛАНЕРА АЕРОМОБІЛЯ.....	89
6.1 Висновки по розділу.....	92
7. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ	93
7.1 Опис ідеї проєкту	93
7.1. Технологічний аудит проєкту	94
7.2. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту	95
7.3. Розроблення ринкової стратегії проєкту	98
7.4. Розробка маркетингової програми стартап-проєкту	99
7.5. Висновки до розділу	99
ВИСНОВКИ	101
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	103

Перелік умовних позначень

ЛА - літальний апарат;

КСС - конструктивно-силова схема;

ЦМ - центр мас;

СК – сотова конструкція;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

МСЕ - метод скінченних елементів;

ЛТХ - льотно- технічні характеристики;

ККД – коефіцієнт корисної дії;

ПЗ - програмне забезпечення;

ПКМ – полімерні композитні матеріали;

eVTOL - electrical take-off and landing ;

CAPS - cirrus airframe parachute syste

ВСТУП

Сучасні швидкості розвитку інноваційних технологій дозволяють реалізувати такі конструктивні концепти, про які буквально у минулі роки могли тільки мріяти. Запровадження літального апарату у логістичні шляхи переміщень між містами зараз може стати повсякденною реальністю. Міжнародний ринок вже представив свої зразки для запровадження у використання, в той самий час у нашій країні ця тема не набула великої популярності, хоча може стати вирішенням багатьох логістичних питань та стати невід'ємною складовою повсякденного життя при правильному підході.

Проблема вирішення конструктивних питань планера та енергосистеми аеромобіля на даний час є актуальною, повсякденно з'являються нові потенційні рішення що покращають розробку, до них можна віднести: удосконалення конструкції електронних двигунів, збільшення місткості та зменшення маси батарей, застосування нових комбінацій полімерних композитних матеріалів та розробка принципово нового програмного комплексу. Рішення які зараз представлені на ринку мають ряд переваг, але не позбавлені недоліків при усунуванні яких зросте економічна складова аеромобіля, тим самим розроблена модель буде більш привабливою для інвесторів. Також деякі конструктивні рішення викликають ряд питань, які є принциповими для розробки повітряного судна яке перевозить людей, до таких проблем можна віднести систему безпеки та порятунку при відмовах у системі керування.

Запропонована модель впровадження конвертоплану окрім переваг у екологічній та логістичних сферах матиме ще ряд переваг таких як: можливість реалізації в інших галузях, наприклад транспортна чи військова та потенційно надає багату кількість робочих місць для інженерів та розробників, для цього був створений стартап-проект який вирішить ряд питань пов'язаних з комерціалізацією продукту.

1. СУЧАСНІ ТЕНДЕНЦІЇ ТА СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЬОТУ ТА ПОСАДКИ. ВИБІР АНАЛОГУ КОНВЕРТОПЛАНУ.

Сучасні тенденції проектування літальних апаратів (ЛА) вертикального зльоту та посадки з аеродинамічною схемою конвертоплан та з електричною системою живлення мають низку ризиків:

- Складність реалізації механізму повороту двигунів (реалізація за допомогою механізму який повістю або частково є частиною консолі крила, що збільшує навантаження на конструкцію, що призводить до збільшення її маси та пошуку більш складних конструктивних рішень)
- Втрати стійкості при переході з горизонтального режиму у вертикальний
- Нерівномірність підйомних сил які створюють комбінації гвинтів при зльоті
- Вимоги до акумуляторів (невелика швидкість зарядки (протягом декількох годин), необхідність застосування системи охолодження під час роботи, зменшення місткості акумуляторів з часом, складність у відслідковуванні життєвого циклу акумуляторів)
- Складність розробки повністю автоматичної електродистианційної системи (fly by wire) та її компонування
- Складність ручного керування
- Шум який створюють ротори при всіх режимах польоту

Також, існують недоліки, викликані безпосередньо складністю реалізації алгоритмів керування. Система управління повинна реалізувати повністю автоматичний режим польоту. Даний режим складається в реалізації плавного зльоту і набору відповідної висоти, за коректність якої відповідає

зворотний зв'язок по висоті, у вигляді висотоміра на базі ультразвукового датчика. Далі система аналізує дані по достатнім запасам висоти і тяги силової установки, щоб виконати перехід до поздовжнього руху. За рахунок механізму відхилення вектору тяги, який зазвичай реалізований за допомогою сервоприводів, які жорстко пов'язані плечем з платформою силової установки, відбувається перехід до даного роду руху. По ходу польоту, дані отримані з гіроскопа виконують завдання стабілізації по крену, за рахунок зміни значення тяги силових установок, і по тангажу, за рахунок зміни кута напрямку вектора тяги силових установок. Після поздовжнього руху ЛА повинен виконати зворотний перехід в усталений режим, щоб після виконати плавну посадку.[1]

Та безпосередньо проблеми оптимізації масових, енергетичних, економічних та екологічних показників ефективності. Але незважаючи на ці недоліки конвертоплан має в собі переваги від вертольоту та літака одночасно, до них можна віднести:

- Можливість зльоту та посадки майже на будь-якій місцевості
- Більшу швидкість у порівнянні з літальними апаратами вертикального зльоту та посадки
- Забезпечення значно більшої крейсерської висоти, ніж гелікоптери: конвертоплани можуть легко досягати висоти 6000 м або більше, тоді як гелікоптери зазвичай не перевищують висоту 3000 м.
- Збільшення радіусу дії та зменшення витрат на живлення у порівнянні з гелікоптерами.

Також до переваг такого ЛА можна віднести екологічність та покращення логістики (використання електричних аеромобілів).

Варто зазначити що більшість з вище зазначених недоліків нівелюється розвитком системи автоматизованого проектування на вдосконаленням конструктивних рішень, наприклад перехід на майже повністю автоматичне керування зі зміною режимів та застосування коаксіальних роторів. Недоліки у збільшенні маси вирішуються за рахунок використання композитів.

В основному, конвертоплани виготовляються за такими чотирма схемами:

- двигун нерухомо кріпиться до консолі крила і переміщається разом із ним. У цьому та наступному випадку використовуються щонайменше два двигуни, які симетрично розташовані щодо поздовжньої осі фюзеляжу. Двигуни з консоллю крила приймають вертикальне положення при зльоті та посадці та горизонтальне положення при крейсерському режимі (Рис. 1.а) [1];

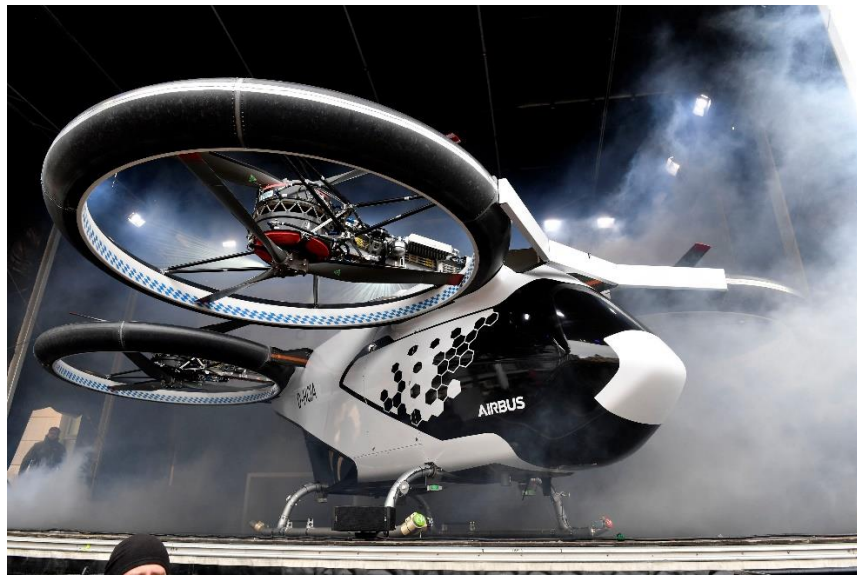
- двигун обертається, консоль крила нерухома. Лопаті, що кріпляться безпосередньо до двигунів, створюють підйомну силу як у гелікоптері при вертикальному зльоті та посадці та тягу як у літаках при горизонтальному польоті (Рис. 1.б);

- двигуни нерухомо закріплені на консолі крила або фюзеляжі, тобто не обертаються. Підйомні двигуни в даному випадку слугують для забезпечення підйомної сили при вертикальному польоті та 1 тяговий двигун, прикріплений до задньої чи передньої частини ЛА для забезпечення горизонтального польоту в режимі крейсерського польоту. При цьому напрямки векторів сил, які створюють підйомні та тягові двигуни, що входять до конструкції ЛА принципово відрізняються один від одного. Підйомна сила під час зльоту перевищує силу тяги в горизонтальному польоті. З цієї причини частота обертання гвинтів в горизонтальному польоті на 20-25% нижче, ніж у режимі зависання (Рис. 1.в);

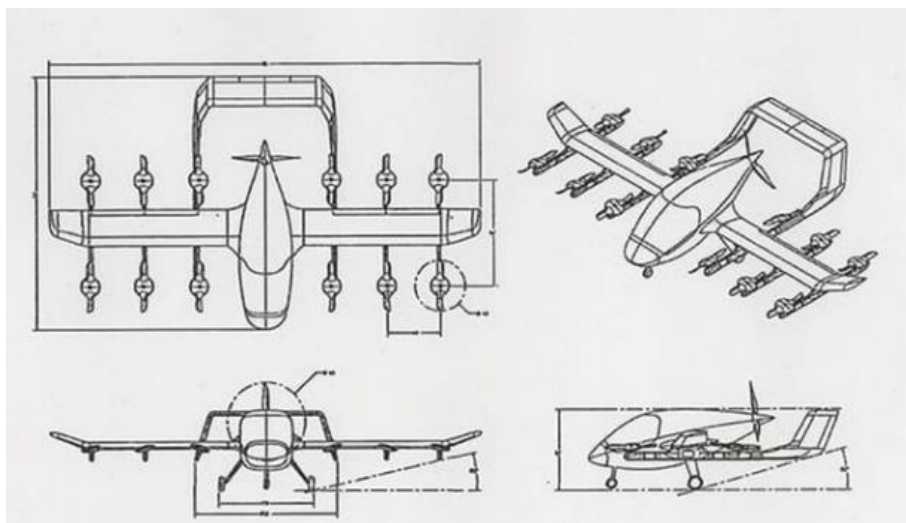
- лопаті, що обертаються (або обертання консолі гондоли). У цьому випадку крило та двигуни нерухомо прикріплюються до корпусу, при переході у вертикальний та горизонтальні режими польоту обертаються лише відповідні частини двигуна або лопаті (Рис. 1.г) [2]. Цей варіант використовується лише у великих ЛА з аеродинамічною схемою конвертоплан.



a) NASA GL-10 Greased Lightning



b) City Airbus



B) Wisk Cora



г) Trevor Jolin/Joby Aviation

Рис. 1.1 Конвертоплани-аеромобілі, виготовлені за різними конструктивно-силовими схемами

Як згадувалось раніше, залежно від функціональної схеми реактивні моменти обертання в конвертоплані врівноважуються зворотним обертанням пар лопатей. У багатороторному режимі поперечне управління забезпечується диференціальним управлінням лопатями, а поздовжнє управління може забезпечуватись додатковим рульовим ротором у хвостовій частині ЛА [3].

Установка двигунів у профільованому каналі конвертоплана, спроєктованого за обертовою схемою двигунів у дво- та чотирикільцевому профілі, дозволяє, в основному, підвищити їх коефіцієнт корисної дії (ККД) у режимі зависання у повітрі, а також підвищити безпеку ЛА під час експлуатації.

1.1. Вибір аналогу

За своєю конструкцією та характеристиками тягові двигуни конвертопланів аналогічні тяговим двигунам літаків. У Канаді, США та інших країнах були спроєктовані експериментальні ЛА з аеродинамічною схемою конвертоплан з різними конфігураціями двигунів (класичне використання двох турбогвинтових, декілька двигунів вздовж консолі та ін.). Однак зазначені

раніше недоліки призвели до того, що багато проєктів залишилися на етапі експериментальних досліджень [3].

Також варто зазначити схеми з використанням імпелеру (приклад Bell Nexus Рис. 1.2), що забезпечує хорошу підйомну силу, чудово керується загальним нахилом або всілякими простими пристроями для спрямування тягового струменя, що робить цей рушій простим та технологічно доступним після пропелера з некерованим кроком. Імпелер може керуватись безпосередньо двигунами або приводними валами від одного маршового двигуна, що робить цей рушій зручним для застосування в області конвертоплана.

Імпеллер має аеродинамічний опір, що робить цей рушій часом непридатним для використання, але якщо імеллер інтегрувати в несучі крила або фюзеляж конвертоплана, цей рушій проявить себе найкращим чином в аеродинаміці і динаміці цього виду літальних апаратів.



Рис. 1.2 Використання імпелерів у конвертоплані у моделі Bell Nexus

Нажаль Bell Nexus на даний момент не має робочого аналогу та чітких тактико-технічних характеристик (ТТХ), тому в якості аналогу розглядатись не буде, далі наведені аналоги які вже знаходяться на етапі сертифікації та найближче підходять до параметрів наведених у технічному завданні (ТЗ).

1.1.1 Archer Aviation (Midnight)

Archer розробляє кілька моделей повністю електричних аеротаксі з вертикальним зльотом і посадкою (electrical take-off and landing або eVTOL), спрямованих на підвищення мобільності в містах.

П'ятимісний eVTOL Archer Midnight (рис. 1.3) перевозить чотирьох пасажирів і одного пілота на відстань до 60 миль (майже 100 км) на швидкості до 150 миль/год (241 км/год), використовуючи сучасні акумуляторні технології. Компанія прагне забезпечити швидший, екологічно чистий і доступний варіант міського транспорту. Арчер каже, що його унікальний дизайн також забезпечить пасажирів підвищеною безпекою, створюючи мінімальний шум порівняно з гелікоптерами.

ЛА має 12 електричних гвинтів: шість поворотних гвинтів (кожний з п'ятьма лопатями) для створення тяги і шість фіксованих гвинтів для стабілізації при зльоті та посадці (кожен пропелер має дві лопаті). Удобообтічний фюзеляж з високопланом та V-подібним оперенням і триколісне фіксоване шасі.

У довгостроковій перспективі Archer зосередить свою сферу діяльності на тому щоб розвивати унікальну мережу авіатаксі. Їх мета — зробити eVTOL такими ж безпечними, як і комерційні авіалайнери, але принцип по якому вони будуть проходити сертифікацію ще під питанням.

Головні цілі Archer Aviation:

- 1) Зробити вартість Urban Air Mobility доступною для всіх
- 2) Зменшити витрати на технічне обслуговування
- 3) Зменшити фактичне обслуговування
- 4) Зменшити витрати енергії на експлуатацію ЛА
- 5) Підвищте продуктивність ЛА за допомогою спільного використання поїздок
- 6) Зменшити шум ЛА до рівня, який є меншим за звичайний у житлових районах

7) Підвищте безпеку, щоб бути таким же безпечним, як політ на комерційному авіалайнері.

Це досягається шляхом а) усунення критичних частин, б) підвищенням надійності компонентів, в) розробкою безпечних повітряних батарей і г) створенням автономних систем.

Два співзасновники підкреслили, що вони проєктували eVTOL відповідно до надійних стандартів, таких як «мінімум 60 миль дальності в найгіршому випадку (або 96 км)» з сучасною технологією акумуляторів наприкінці терміну служби, в реалістичних умовах польоту, з резервами тощо. Компанія літала на субмасштабних моделях і зараз працює над двомісним (рис.1.4) (приблизно 80% масштабу) демонстратором під назвою Maker, який повинен здійснити політ у 2021 році. Під час оприлюднення програми в травні 2020 року команда завершувала попередній дизайн.

Демонстратор технології Archer's Maker здійснив свій перший політ 16 грудня 2021 року та успішно завис, а потім знову приземлився на землю.

Нова модель Midnight відрізняється від першого представленого дизайну повністю безпілотного зразка: закінцівкою крила, збільшенням кількості пасажирів та зміною колісної бази шасі, однак головні характеристики концепту не змінилися, до них відносяться: високоплан з використанням 12 електричних двигунів вертикального зльоту та посадки (6 нерухомих для забезпечення стабілізації та 6 поворотних для змін режиму польоту) які закріплені на крилі великого видовження, V образне оперення та розміщення батарей у фюзеляжі. [4]



Рис. 1.3 Новий дизайн Archer Midnight



Рис. 1.4 Старий концепт Archer Midnight

1.1.2 Joby Aviation S4

Компанія стала першою на ринку аеротаксі з електричним вертикальним зльотом і посадкою (eVTOL). Joby як і Archer продовжує випробування свого конвертоплану для проходження сертифікації, останній зразок Joby Generation

2.0 який проходить випробування по зависанню та польоту представлений на рис. 1.5.



Рис. 1.5 Випробування Joby Aviation S4

Joby має систему повороту консолі крила разом з двигуном під назвою Monarch. Joby у останній час зменшило свої виступи у публічному просторі через високий рівень конкуренції у галузі, тому досить складно оцінювати найактуальніші характеристики представленого ЛА. Joby розпочав тестування субмасштабних прототипів у 2015 році на своїх підприємствах команда здійснила понад 700 польотів.

Аеромобіль S4 2.0 від Joby Aviation — це п'ятимісний eVTOL (один пілот і чотири пасажери) з векторною тягою, який використовує шість поворотних гвинтів, які розташовані як на нерухомому крилі, так і на V-подібному оперенні. Чотири ротори нахиляються вертикально, включаючи всю гондолу двигуна (також на V образному оперенні), а два ротори нахиляються вертикально за допомогою з'єднувального механізму. Компанія повідомляє, що їх ЛА у 100 разів тихіший за вертоліт під час зльоту та посадки з майже безшумним крейсерським режимом.

Система розподіленого електричного двигуна (DEP) (використана в демонстраціях NASA LEAPTech) може розвинути ЛА до швидкості 200 миль/год (322 км/год), ця система живиться від літій-нікель-кобальт-марганцево-оксидних батарей, забезпечуючи запас ходу 150 миль (241 км). У транспортному засобі використовується уніфікована система керування польотом, щоб зменшити робоче навантаження на пілота під час переходу на горизонтальний режим польоту та з нього. DEP на eVTOL забезпечує численні переваги, включаючи більшу стабільність ЛА в умовах звичайного та поривчастого вітру, набагато тихіші режими польоту, відсутність викидів, меншу вагу, вищу надійність, нижчу вартість експлуатації, більшу компактність, вищу ефективність, відсутність запуску або затримку відключення, а також безпеку через резервування для його пасажирів. Якщо один або два двигуни або гвинти виходять з ладу, інші робочі гвинти можуть безпечно посадити ЛА. На VFS 6th Annual Electric VTOL Symposium 29 січня 2019 р [5]. Joby зазначили, що компанія «успішно здійснила політ на маломасштабних і повномасштабних демонстраторах», і надав наступну інформацію про S4:

- 1) Гарантія безпеки перевищує вимоги сертифікату CS-23
- 2) Уніфіковане управління польотом – надзвичайно прості операції з транспортним засобом (SVO)
- 3) Повністю електричні STOL/VTOL
- 4) Крейсерська швидкість 200 миль/год (322 км/год)
- 5) Діапазон 150 миль (241 км)
- 6) У 100 разів тихіше, ніж вертоліт

1.1.3 Vertical Aerospace VX4

Характеристики та КСС (конструктивно-силова схема) Aerospace VX4 (рис.1.6) дуже схожі на прототипи Archer Aviation, ЛА здатен перевозити максимум 4 пасажирів і плюс одного пілота. Аеромобіль оснащений 8-ма

великими пропелерами: 4-ма п'ятилопатевиими, 4-ма чотирилопатевиими гвинтами вздовж задньої частини консолей крила. При вертикальному зльоті та посадці всі гвинти спрямовані вгору, але передній ряд гвинтів спроектований так, щоб забезпечити горизонтальну тягу для ефективного крейсерського польоту на крилі. Коли ЛА злітає, задні гвинти зупиняються і прибираються під крило.

У Vertical Aerospace заявляють, що апарат досягає швидкості 325 км/год. При цьому його запас ходу становить 161 км. eVTOL позиціонується як аеромобіль для поїздок по місту. У компанії підкреслили, що вже отримали 1400 замовлень від авіакомпаній, туристичних і транспортних компаній та інших операторів. ЛА поставлять на конвеєр після того, як вони будуть сертифіковані.

Прототип було випробувано на висоті 15 м на невеликій швидкості. Але взагалі інженери планують підняти апарат на висоту максимум 3 000 м, але це станеться не раніше 2025 року. До цього ЛА тестували на висоті 30 м, при цьому ЛА керував автопілот. [6]



Рис. 1.6 Прототип Vertical Aerospace VX4

Хоча прототип ЛА схожий на проекти представлені конкурентами, слід відмітити особливості конструкції які відрізняють його від інших eVTOL

цього класу, до них можна віднести: більший, у порівнянні з конкурентами, ліхтар кабіни пілота, це є дуже суттєвим фактором при керуванні конвертипланом, тому що при зміні режимів польоту пілота дуже важливо мати достатній кут обзору для реагуванні в екстрених випадках, більш масивна конструкція механізму повороту двигунів, колісна база з амортизованими стійками шасі та загалом форма фюзеляжу яка дуже схожа на фюзеляжі які засовують у вертольотах. Загалом конструкція виглядає більш надійною, у порівнянні з конкурентами, але складно зробити висновки щодо всіх конструктивних рішень які були прийняті під час проектування цієї моделі через відсутність інформації у відкритих джерелах та чи не вплинули вони негативно на масово-енергетичні показники.

1.1.4 Wisk Aero Generation 6

Wisk Aero є частиною The Boeing Company та Kitty Hawk Corporation нещодавно представила 6-у ітерацію свого eVTOL (рис. 1.7).

Завдяки багатогранному підходу, зокрема автономному польоту з наглядом людини, спрощеній конструкції з меншою кількістю рухомих частин, повністю резервованим системам і відсутності єдиної точки відмови, ЛА Wisk розроблені таким чином, щоб перевершити сучасні суворі стандарти авіаційної безпеки, як стверджує компанія- ймовірність нещасного випадку одна на мільйон. Wisk — одна з небагатьох компаній ААМ (Advanced Air Mobility), яка використовує перший підхід до самостійного польоту. Перший багатогранний підхід Wisk до самостійного польоту включає:

- Використання тієї самої перевіреної технології, яка забезпечує понад 93% функцій автоматизованого пілота на сучасних комерційних рейсах
- Нові інноваційні технології, як-от покращені можливості виявлення та уникнення, датчики тощо
- Логічно кероване, процедурне програмне забезпечення для прийняття рішень Wisk, яке забезпечує надійні та детерміновані результати

- Супервайзери з кількох транспортних засобів, які забезпечують людський нагляд за кожним рейсом і мають можливість втрутитися в разі потреби.

eVTOL 6-го покоління Wisk використовує ключові знання та ідеї з попередніх п'яти поколінь eVTOL, щоб забезпечити новий рівень продуктивності.

Конструкція та конфігурація ЛА Wisk 6-го покоління включає:

- Запатентована конструкція з 12 гвинтами на крилі великого видовження з покращеними силовими системами. Поворотні рушійні установки в передній частині крила та фіксовані підйомні установки в кормовій частині крила оптимізовані для забезпечення дальності польоту, покращеного контролю та продуктивності ЛА, а також ефективного управління енергією.

- Покращений дизайн крила, збільшена стрілоподібність, а також збільшений розмір і кількість лопатей гвинта для підвищення безпеки, стійкості та комфорту пасажирів, одночасно зменшуючи як шум у салоні, так і загальний об'єм корисного навантаження ЛА.

- Більший пасажирський салон із 4 місцями та достатньою кількістю місць для зберігання багажу та ручної поклажі робить його одним із найбільш універсальних аеромобілів на ринку. [7]



Рис. 1.7 Прототип Wisk Aero

До особливостей ЛА у порівнянні з іншими eVTOL можна віднести класичну схему оперення з рульовими поверхнями, використання шасі схожого по типу на лижні, відсутність пілота та більш потужні силові установки.

Також варто відзначити що перші покоління Wisk були взяті за основу іншими компаніями для створення своїх eVTOL, через що компанія так кардинально змінила дизайн, у порівнянні з першими прототипами, та зменшила кількість інформації щодо нових поколінь у публічному просторі. Старі покоління Wisk представлено на (рис. 1.8). Моделі мали інший рушійний принцип конвертоплану з тяговим двигуном у хвостовій частині та менший транспортний потенціал.

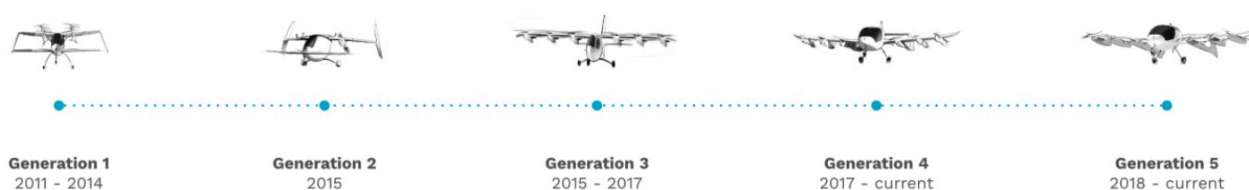


Рис. 1.7 Покоління моделей Wisk Aero

1.1.5 Supernal (Hyundai Motor Company) S-A1

Команда інженерів Hyundai прагне створити повномасштабний прототип, готовий до випробувальних польотів у 2023 році, а компанія планує пройти сертифікацію прототипу в 2028 році. Спочатку чотиримісний ЛА буде пілотований, але згодом він може літати автономно, після чого пасажиромісткість зможе збільшитись до шести. Очікується, що повністю електричний S-A1 (рис. 1.8) зможе пролетіти приблизно до 60 миль (100 км) на швидкості до 180 миль/год (290 км/год), рухаючись на висоті від 1000 до 2000 футів. Згідно зі специфікаціями Uber, головна мета конструкції полягає в тому, щоб eVTOL можна було повністю зарядити протягом п'яти-семи хвилин.

Hyundai дещо плутано називає S-A1 «персональним повітряним транспортним засобом», хоча він, очевидно, призначений для операцій повітряних таксі з чотирма пасажирами. Стратегія компанії передбачає, що ЛА стане частиною ширшої «екосистеми» мобільності, яка також включатиме нові S-Link Purpose Built Vehicles для перевезення пасажирів на та з рейсів, які виконуватимуться з так званих S-Hub і S-Hub Skyport.

S-Hub Skyport — це багаторівнева будівля із посадковою площадкою на даху, яка має зону очікування для пасажирів і паркування для кількох ЛА S-A1 eVTOL.[8]

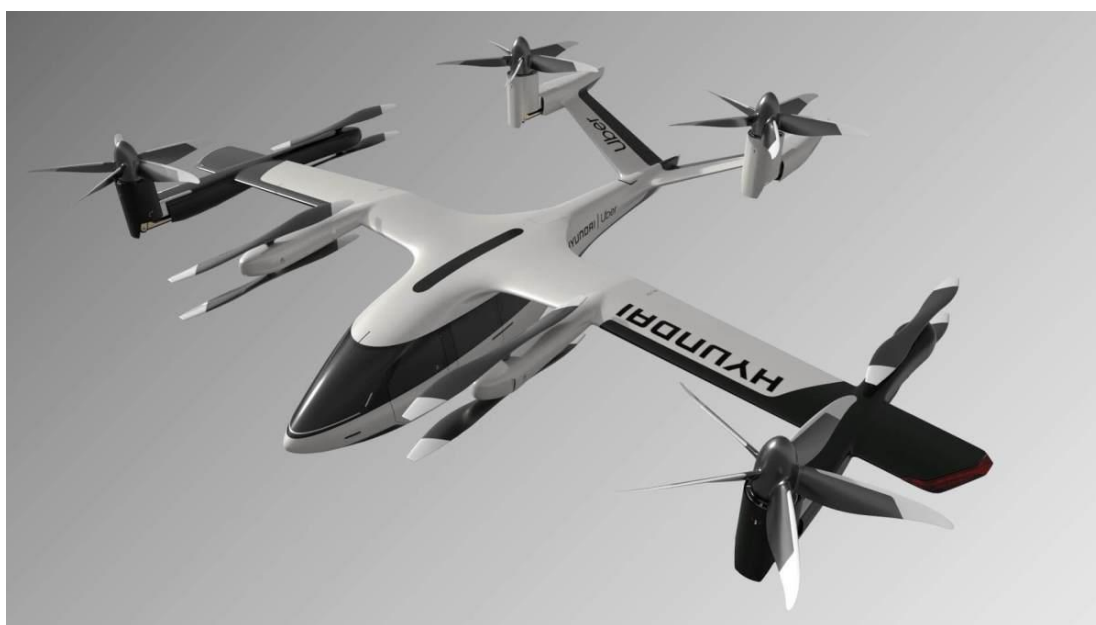


Рис. 1.8 Прототип Sernal S-A1

До конструктивних особливостей ЛА можна віднести : схожу систему двигунів, як на Archer та Joby, а саме 4 двигуни з 5 лопатями, які мають можливість змінювати вектор тяги при зміні режимів, 2 розташовані на крилі, 2 на V образному оперенні та 4 двигуни які не змінюють свого положення та допомагають на злітно-посадкову етапі у стабілізації, слід відмітити що діаметр лопатей цих нерухомих двигунів більший ніж у інших аналогів, та навантаження на крило та його маса в цілому менші через те що двигуни рознесені по консолі крила та не мають складної конфігурації по всій площі

консолі. Також варто відмітити що батареї плануються розташовувати у гондолах двигунів та частково у фюзеляжі (рис. 1.9), коли у аналогах батареї розміщуються лише у фюзеляжі. Це може потенційно призвести до проблем з обслуговуванням та заміною батарей, також призведе до ще більших складнощів відслідковування життєвого циклу акумуляторів.

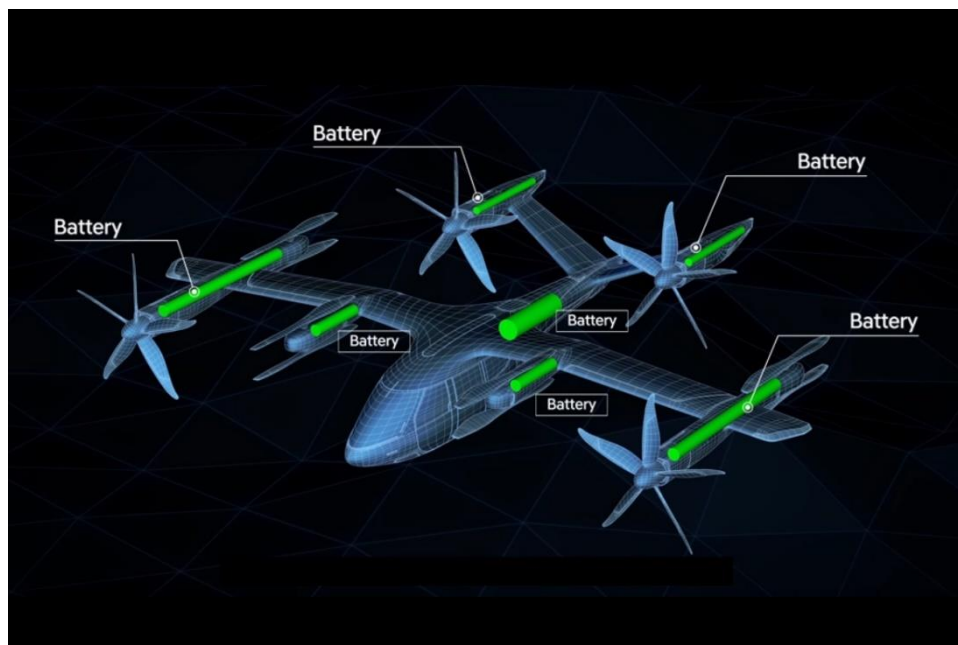


Рис. 1.9 Система живлення Supernal S-A1

1.1.6 Зведена характеристика аналогів

Тактико-технічні та льотно-технічні характеристики (ТТХ та ЛТХ) аеромобілів конвертопланного типу різних компаній, проаналізовані, узагальнені та наведені в таблиці 1.10.

Прототипи VX4 та Archer Aviation мають приблизно однакові маси корисного навантаження та ряд недоліків з точки зору конструктивних схем, у VX 4 це крило малого видовження, у Archer неамортизована стійка шасі, також Archer Aviation стверджують що розробили повністю автоматизовану систему керування з можливістю перехвату керування у надзвичайних випадках відповідними центрами, попри цього вони стверджують що можливість відмови систем дорівнює 0 та за рахунок їх дублювання це створює достатні умови безпеки, хоча на мій погляд до аеромобіля повинна бути підв'язана система

Зведена порівняльна таблиця ЛТХ та ТТХ сучасних проєктів аеромобілів

№	Назва літацьного апарату	Максимальна злітна маса, кг	Максимальна дальність польоту, км	Маса корисного навантаження, кг	Довжина крила, м	Довжина ЛА, м	Максимальна швидкість польоту, км\год	Тривалість польоту, год	Енергосистема, кількість електро-гвинтових двигунів компанії	Крейсерська швидкість, км\год	Кількість пасажирів
1	Archer Aviation, (Midnight)	3175	32-80	456	12,2	11	250	0,3	12	241	4+1
2	Joby S4	1815	241,4	250	10,7	7,3	322	0,8	6	260	4+1
3	Aerospace VX 4	-	161	450	15	13	250	0,7	8	241	4+1
4	Wisk aero	-	144	-	13	16	230	0,7	12	222	4
5	Supernal S-1	-	97	-	13	12	210	0,5	8	180	4+1

порятунку яка є механічною та буде використана у разі повної відмови електричних систем, наприклад систему випуску парашутів . Joby S4 має 2 двигуни що конвертуються на оперенні, хоча це покращує стабілізацію під час зміни режимів, але в той самий час значно збільшує масу та витрати на енергетичне забезпечення ЛА, також у Joby досить мала маса корисного навантаження, хоч і більший радіус дії, у порівнянні з аналогами. До загальних недоліків всіх прототипів можна віднести вже згадане V-образне оперення та неможливість прибирання шасі, що зменшує загальні аеродинамічні характеристики при використанні ЛА, що безпосередньо впливає на його економічні властивості.

Wisk aero та Supernal S-1 знаходяться лише на етапах розробки і тому ще не мають чітких характеристик, тому в якості аналогу розглядатись не будуть.

Archer Aviation також має досить невеликий радіус дії, але якщо спиратись на тенденції розвитку літій-нікель-кобальт-марганцево-оксидних батарей та покращити деякі конструктивні рішення то цього недоліку можливо позбутись та обраний аналог повністю буду задовольняти вимоги ТЗ.

У виборі аналогу для проектування я орієнтувався не лише на характеристики та конструктивні особливості аеромобілів розроблених за схемою конвертоплан, а й на етап розробки того чи іншого проекту. Незважаючи на те що прототип Joby S4 для розробки за характеристиками згідно зведеної таблиці 1.10 можна відзначити як один з найкращих та з повними характеристиками, за аналог я обрав Archer Aviation, тому що він знаходиться вже на фінальних етапах запровадження в транспортну систему США та більше цікавий за концепцією, також варто відзначити що цей ЛА вже пройшов відповідні сертифікації від FAA (Federal Aviation Administration), організації яка займається погодженням документації та наданням повітряним суднам дозволу на експлуатацію у Південній, Північній Америці та Канаді. Це дає можливість запровадити свій стартап- проект на американський ринок та орієнтуватись на те що Європейське агентство авіаційної безпеки (EASA) також сертифікує розроблений ЛА.

1.2 Висновки по розділу

В розділі розглянуто особливості у проектуванні та виробництві аеромобілів з аеродинамічною схемою конвертоплан, розглянуто переваги та недоліки головні з яких: більша швидкість у порівнянні з літальними апаратами вертикального зльоту та посадки, значно більша крейсерська висота, ніж у гелікоптерів, збільшення радіусу дії та зменшення витрат на живлення у порівнянні з гелікоптерами.

Проаналізовані основні види кріплення двигунів та конструктивні особливості проектів-аналогів. В якості аналогу обрано Archer Aviation як безпілотне повітряне судно що найбільш наближене до вимог ТЗ , враховані можливі вимоги подальшої сертифікації.

2. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ПЛАНЕРА ТА МЕХАНІЗМУ ПОВОРОТУ ДВИГУНІВ

2.1 Розробка конструктивно-силової схеми планера та керуючих поверхонь

Особливість проєктування планера для аеромобіля полягає в тому що силова установка складається з електричних двигунів, тим самим надає можливість використовувати легші конструкції із композитів, ніж у кесонних конструкціях, майже ігнорувати потреби герметизації за рахунок відсутності паливних баків у крилі, але у той самий час ускладнює конструкцію за рахунок використання великої кількості двигунів та має більше вимог у заземленні компонентів, це пов'язано з проводкою яка розташована по майже всій консолі крила та з особливостями композитних матеріалів.

Проєктування планеру є комплексним завданням на яке впливає безліч різних факторів, які лише ускладнюються з появою нових матеріалів та технологій. У свою чергу, перспективні розробки, що активно впроваджуються зарубіжними виробниками, в тому числі в області полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), не знаходять широкого застосування у вітчизняному авіабудуванні, де основними конструкційними матеріалами продовжують залишатися металеві сплави та використовуються розроблені для них конструкторські методики.

Однак наголошується на необхідності удосконалення та зміни підходів у проєктуванні авіаційних конструкцій, включаючи композиційні матеріали, здатні не тільки знизити масу агрегатів виробу, що виробляється, але і забезпечити отримання принципово нових та ефективних схем компонування, недосяжних при традиційному підході до проєктування [9]. До них відносяться нестандартні конструктивно-силові схеми (КСС), що складаються з криволінійних елементів, проєктування яких передбачає загальну оптимізацію крила (Лонжеронів, нервюр, обшивок) з деякими особливостями в залежності від конструкції (наприклад, параметрів обшивки в зонах контакту

з іншими елементами) [10]. Іншими словами, конструктивні параметри крила підбираються на рівні всієї конструкції залежно від деформації, на той час як КСС оптимізується як підсистема з умов задоволення цих обмежень [11].

Для спрощення та прискорення розрахунків проводяться роботи в порівнянні різних варіантів визначення характеристик міцності, наприклад, з використанням кінцево- елементних моделей [12]. Вирішується безліч складних багатодисциплінарних завдань, таких як оптимізація крила з ПКМ та металу та порівняння різних. Вирішуються завдання стійкості крила, виготовленого повністю з ПКМ, наприклад, для аеромобіля вертикального зльоту та посадки [13]. Не залишається поза увагою робота конструкції та розрахунок параметрів тонкостінних елементів під дією аеродинамічних навантажень [14] з вибором КСС та варіантів стику кесона крила з центропланом [15], а також визначення оптимального укладання в обшивках [16]. На сьогоднішній день у конструкціях крила застосовують типові квазіізотропні укладання з кількома (як правило, не більше чотирьох) різними орієнтаціями верств. Однак вибір напрямку шарів є однією з ключових особливостей проектування крила із ПКМ. Так, з цією метою проводяться роботи з вивчення властивостей укладання ПКМ, відмінних від квазіізотропних [17]. Експериментально та чисельно досліджується вплив орієнтації моношарів на аеропружність, наприклад, трикутного крила, але розглядаються лише кути з кроком 15° [18].

На підставі викладеного використана методика проектування крила з ПКМ [19] дозволить спростити одержання конструкції на стадії проектних розрахунків. Згідно загальної схеми методики, після визначення навантажень на крило та проектування КСС необхідно узгодити параметри елементів конструкції із ПКМ у першому наближенні. Попередня КСС представлена на рис. 2.1.

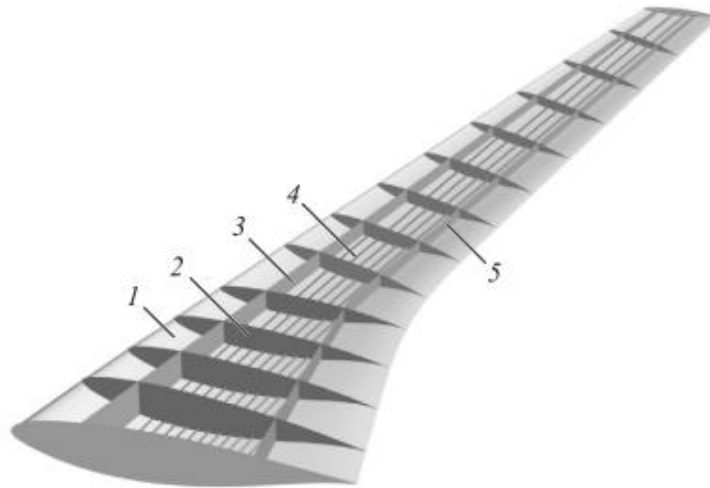


Рис. 2.1 Основні елементи КСС крила для вибору схеми армування (верхня обшивка та стрінгери не показані):

1 – нижня обшивка, 2 – нервюра типова, 3 та 5 – передні та задні лонжерони, 4- стрінгер.

Також в елементі керування (флаперонах) та кермах висоти та напрямку буде застосована сотова конструкція (СК) з композитів (Рис. .2.2). Принципи роботи СК.: при навантаженні жорсткий на зсув і легкий сам по собі сотовий заповнювач сприймає поперечний зсув і оберігає тонкі шари від втрати стійкості при поздовжньому стиску, забезпечуючи в той же час їх спільну роботу. Несучі шари сприймають розтяг-стиск, зсув у площині шарів і поперечний згин та оберігають від зовнішнього впливу сотовий заповнювач. Така взаємодія елементів СК забезпечує велику жорсткість і високу несучу здатність СК при малій масі. Панелі будуть реалізовані клейовою конструкцією з використанням композитних матеріалів.

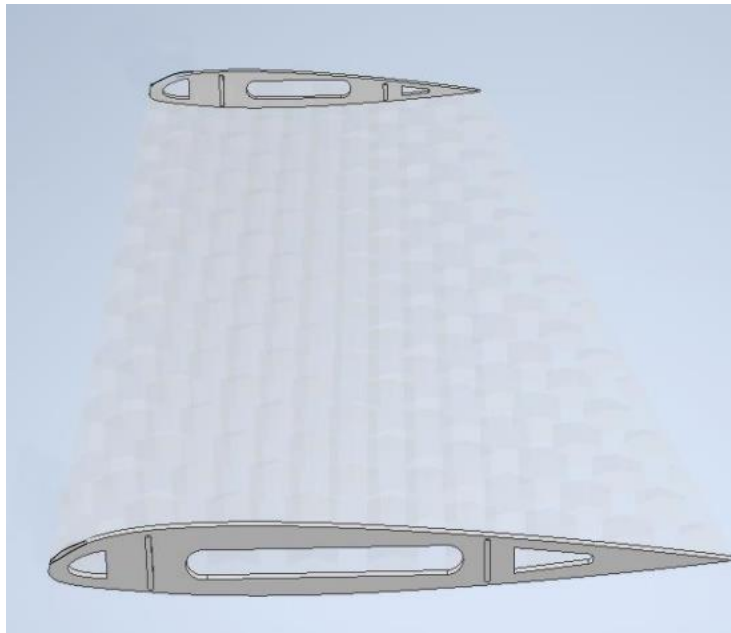


Рис. 2.2 Збірка типової сотової конструкції для використання у
рульових поверхнях

2.1.1 Розрахунок геометричних параметрів планеру в першому наближенні

Виходячи з ЛТХ та ТТХ аналогів та вимог ТЗ в першому наближенні
маса ЛА дорівнює:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ц.н.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{сист}} + \bar{m}_{\text{жив}})}, \quad (1)$$

де $m_{\text{ц.н.}} = 400$ кг - маса цільового (корисного) навантаження;

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

$\bar{m}_{\text{с.у.}}$ - відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{\text{сист}}$ - відносна маса систем ЛА;

$\bar{m}_{\text{жив}}$ - відносна маса батарей.

$\bar{m}_{\text{жив}}$ визначу як $m_{\text{жив}}/m_0$,

де $m_{\text{жив}}$ - сумарна маса батарей, m_0 - злітна маса ЛА аналогу.

Попередньо згідно аналогів використовується 12 електричних двигунів
вертикального зльоту та посадки (6 нерухомих для забезпечення стабілізації

та 6 поворотних для змін режиму польоту) які закріплені на крилі великого видовження, набір з батарей розміщені у фюзеляжі.

Параметри батарей: Енергетична складова 74 кВт*год, максимальна потужність 672 кВт, напруга 2,9-4,4 В.

На аналогах використовуються літій-нікель-кобальт-марганцево-оксидні батареї, найближче до заданих характеристик підходять батареї фірми Pylontech, характеристики 1 акумулятора наведені у таблиці 2.3

Таблиця 2.3

Характеристики обраної батареї Pylontech

Нормальна напруга	4 В
Номинальна ємність	1600 Ач
Ємність акумулятора	76,8 кВт*год
Маса	53 кг
Робоча температура	0~50°
Температура простою	20~60°
Кількість циклів	6000, 25°

Однією з проблем при використанні батарей є необхідність їх охолодження, тому в ЛА буде застосована система забору повітря та подачі на батареї за для їх охолодження та підтримання нормального життєвого циклу.

Отже, $\bar{m}_{жив} = 0,2$, тоді $m_0 = 1950$ кг.

Визначу площу крила за формулою:

$$S_{кр} = \frac{m_0 g}{\bar{p}_{пит}} = 13,2 \text{ м}^2, (2)$$

де:

m_0 – злітна маса ЛА у першому наближенні, кг;

$g = 9,8 \text{ м/с}^2$;

$\bar{p}_{пит}$ – усереднене питоме навантаження на крило, кг/м².

Спираючись на статистичні дані eVTOL -аналогів та у відповідності до обраної аеродинамічної схеми задаю в першому наближенні значення:

$\lambda_{кр}$ – відносне подовження крила;

$\eta_{кр}$ – звуження крила; 0

Розмах крила:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} * S_{кр}} = 12,3 \text{ м(3)}$$

Кінцева хорда крила:

$$b_{кц} = \frac{2 * S_{кр}}{l_{кр} * (1 + \eta_{кр})} = 0,89 \text{ м(4)}$$

Коренева хорда крила:

$$b_0 = \eta_{кр} * b_{кц} = 1,23 \text{ м(5)}$$

Середня аеродинамічна хорда крила.

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) – це хорда рівного за площею еквівалентного прямокутного крила без крутки і з постійним по розмаху профілем, що характеризується тими ж само величинами аеродинамічних сил і повздовжніх моментів, що і дане крило довільної форми в плані.

Визначу САХ аналітичним методом

У прямокутного крила: $b_A = b_0 = b_{кц}$.

Для трапецієподібного крила:

$$b_a = \frac{2}{3} * b_0 * \left[1 + \frac{1}{\eta_{кр} * (1 + \eta_{кр})} \right] = 0,92 \text{ м(6)}$$

Також визначу САХ графічним методом (рис. 2.4)

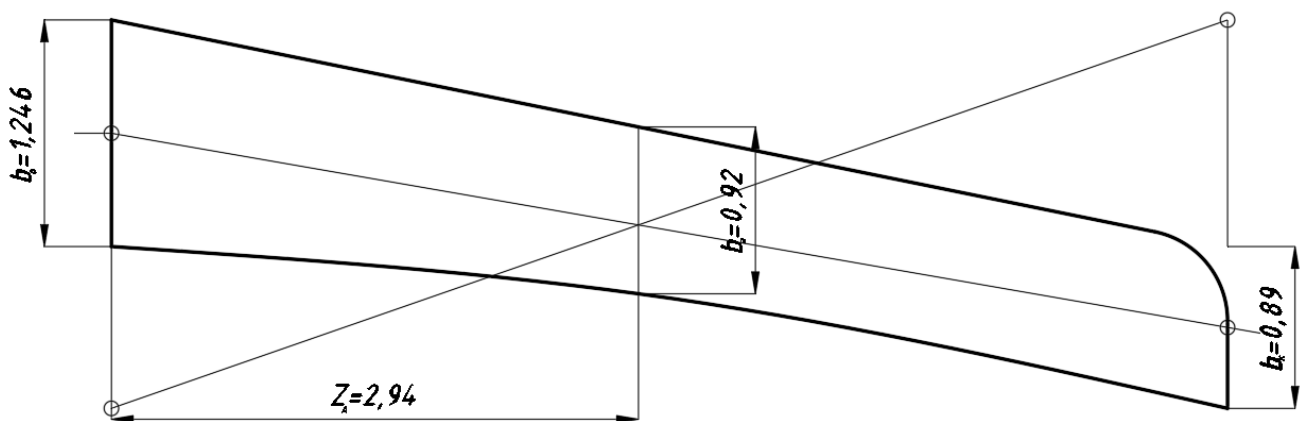


Рис. 2.4 Визначення САХ графічним методом

Визначення основних геометричних параметрів площин управління та механізації крила

На крилі ЛА застосовуються стандартні елементи керування та механізації, з урахуванням розташування гондол двигунів під крилом.

Ширина гондолої двигуна з урахуванням аналогів складає 5% від консолі крила.

Передкрилки становлять 80% розмаху консолі крила:

$$l_{np} \leq 0,8 \cdot 0,5 \cdot l_{кр} = 4,92 \text{ м (7)}$$

Відносна середня хорда передкрилків становить 7 ... 10% хорди крила:

$$b_{np} = (0,1 \dots 0,15) \cdot b_{кр}.$$

В якості елементів керування будуть використані флаперони, які одночасно виконують функції закрилків та елеронів, вони займають 60 ... 70% розмаху консолі крила:

$$l_{зк} \leq 0,7 \cdot 0,5 \cdot l_{кр} = 4,3 \text{ м (8)}$$

Для висувних закрилків відносна середня хорда становить 30 ... 35% хорди крила:

$$b_{зк} = (0,3 \dots 0,35) \cdot b_{кр}.$$

Основні геометричні характеристики крила, механізації та кермових поверхонь зображені на рис. 2.5.

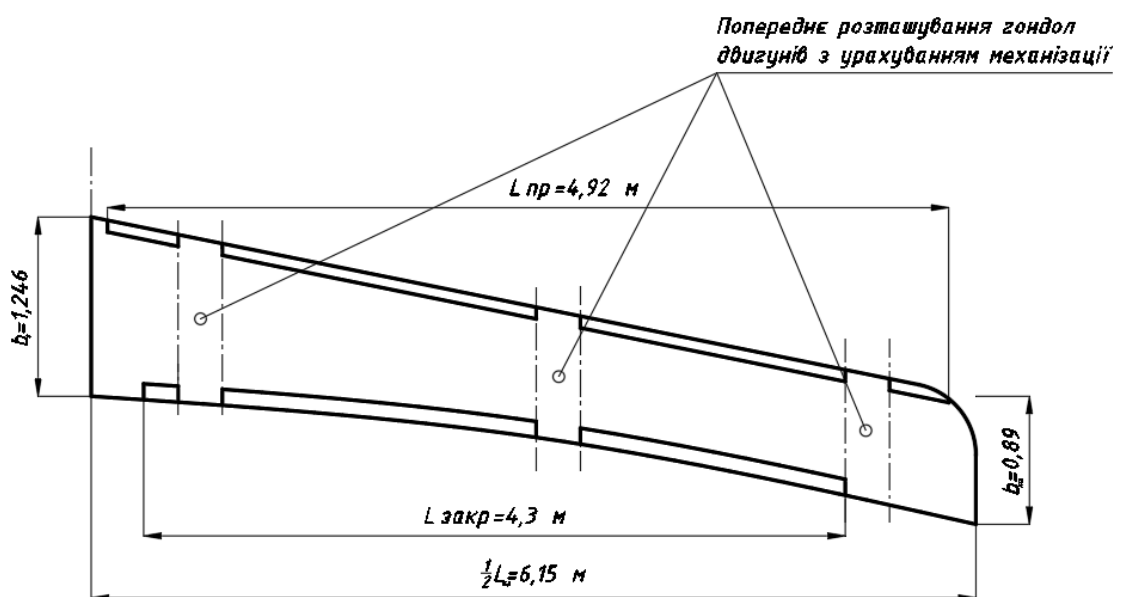


Рис. 2.5 Основні геометричні параметри консолі крила

2.1.2 Обґрунтування вибору КСС

Основне чим відрізняються кесонне крило від лонжеронного це в способі сприйняття згинаючого моменту M , тоді й різниця у масі головним чином визначено різницею масою елементів, які сприймають M , а маса цих елементів пропорційна площі їх поперечного перетину $\delta_{\text{ср}}B$:

$$\delta_{\text{ср}} = \frac{\sum F_{\Pi j} + n f_{\text{стр}}}{B} + \delta_{\text{об}}; \quad (9)$$

$$\delta_{\text{ср}} = \frac{M}{H_p B \sigma_{\text{разр.ср}}}; \quad (10)$$

Де $\delta_{\text{ср}}$ – середня приведена товщина обшивки, B – відстань між лонжеронами, $F_{\Pi j}$ - площа поперечного перетину j -го лонжерону, n та $f_{\text{стр}}$ - кількість та площа поперечного перетину стрінгера, H_p – робоча висота (відстань між центром мас (ЦМ) поясів лонжерону або ЦМ панелей кесону), $\sigma_{\text{разр.ср}}$ – середнє руйнівне напруження панелі, M - згинаючий момент.

При заданій величині M значення $\delta_{\text{ср}}$ залежить від величини $\sigma_{\text{разр.ср}}$ та від H_p (чим більше $\sigma_{\text{разр.ср}}$ та H_p , тем менше $\delta_{\text{ср}}$ і тим легше крило при заданому значенні M). У кесонного крила H_p більше, ніж у лонжеронного, бо у лонжеронному крилі весь матеріал в основному сконцентрований у поясах.

При збільшенні маси ЛА (збільшенні згинаючого моменту M) треба збільшити $\delta_{\text{ср}}$, що для лонжеронних крил призводить до ще більшому зменшенню H_p , а для кесонних за рахунок (за рахунок стовщення обшивки) – до підвищення $\sigma_{\text{кр}}$. Ось чому виграв у масі кесонного крила з'являється при виробництві ЛА масами $m_{\text{зл}} > 20.. 25$ т. [20]

2.1.3 КСС крила з композитних елементів

В якості конструктивно-силової схеми була обрана двулондерона схема.

У такій схемі на лонжеронах в кореневій частині знаходяться моменти вузли для кріплення до фюзеляжу. Велика площа перетину та висота переднього лонжерону і відповідно великий момент інерції у порівнянні з

заднім лонжероном призводить до того, що на нього діє більша частина поперечної сили Q та згинаючого моменту M . Тому товщина стійки, площа поясів та розміри моментного вузла на передньому лонжероні, які передають Q та M , значно більші, ніж на задньому лонжероні [31].

На рис. 2.6 схема з використанням композитних елементів має свої конструктивні особливості щодо аеромобіля, а саме: на границях кріплення двигунів до їх відсіків 10 розташовані посилені нервюри з отворами для полегшення та для укладки систем енергозабезпечення, також для покращення жорсткісних елементів застосовані для посилення вертикальні зіги з дюралевого сплаву, нервюри будуть виготовлені з алюмінієвого сплаву B95, силові нервюри використані біля кронштейнів кріплення флаперонів для передачі на них зусиль по контуру кручення від флаперонів.

Підкріплення тонкої обшивки лонжеронного крила масивними стрінгерами не вигідно у ваговому співвідношенні (основна задача стрінгерів у таких крилах- покріпляти обшивку, тим самим підвищуючи її критичні напруження при стиску та зсуві).

Лонжерон 3 є основним лонжероном крила і сприймає основну частину згинаючого моменту та перерізаючу силу. Лонжерон нерозрізний двотаврового перетину. Стінка лонжерону трьохшарова виготовлена з застосуванням ПКМ. До стінки кріпляться верхні та нижні пояси виготовлені з однонаправленого вуглепластика.

Лонжерон 8 – неразрізний, швелерного перетину та виготовлений з вуглеорганічного пластика. На лонжероні кріпляться кронштейни 9 навіски флаперонів. В місцях установки кронштейнів навіски лонжеронів посилені фітингами.

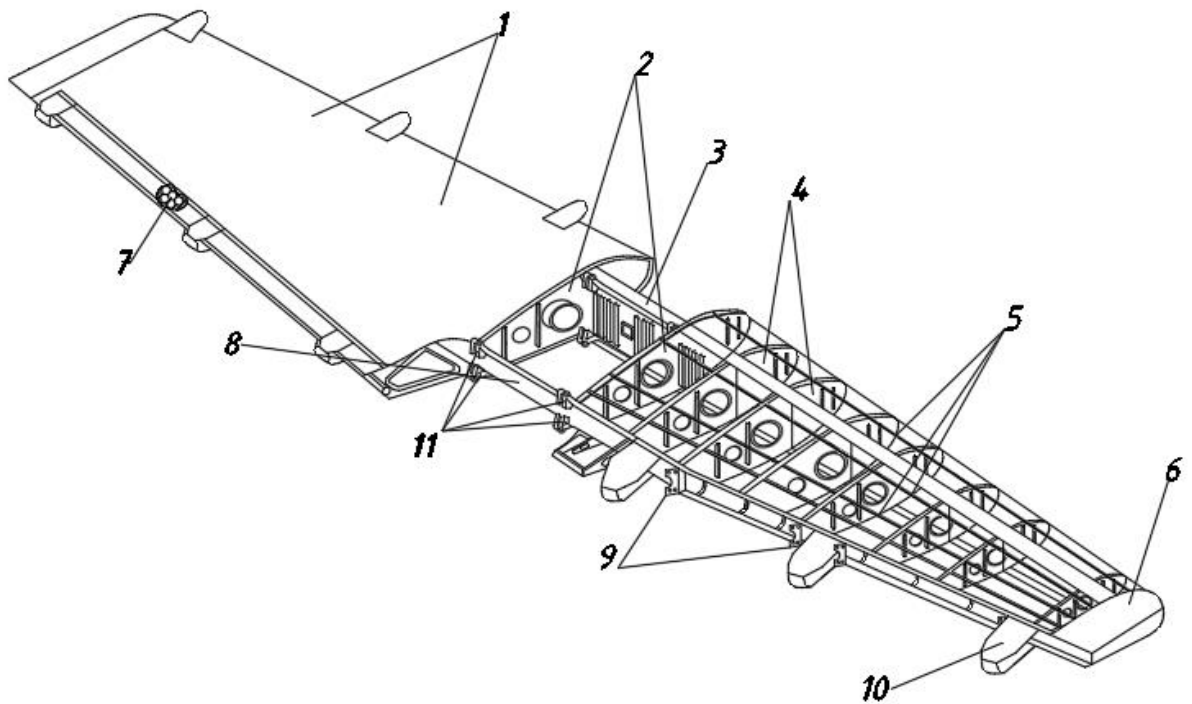


Рис. 2.6 Елементи КСС крила аеромобіля:

- 1) обшивка, 2) посилені нервюри центроплану, 3) передній лонжерон, 4) посилені нервюри консолі крила, 5) типові стрінгери т- образного профілю,
- 6) закінцівка крила, 7) будова сотового флаперону,
- 8) задній лонжерон, 9) елементи кріплення флаперону,
- 10) відсіки кріплення гондол двигунів, 11) вузли стиковки крила з фюзеляжем.

Обшивка крила складається з панелей крила, лобовика та композиту які створюють його плавні обводи. Панелі трьохшарової конструкції та виготовлені з обшивок з вуглеорганопластика та заповнювача з полімерстопласта. В місцях кріплення нервюр в обшивках прокладені додаткові шари вуглепластика. Місця встановлення болтів заповнені клейовою композицією.

Відсіки кріплення гондол двигуна виготовленні з вуглеорганопластика та вирізи під елементи кріплення самої гондолої додатково посилені силовими нервюрами.

Лобовик крила виготовлено з вуглеорганопластика та створює обводи носової частини крила. Лобовик кріпиться на верхню та нижню панелі крила на клеї та односторонньому кріпінні.

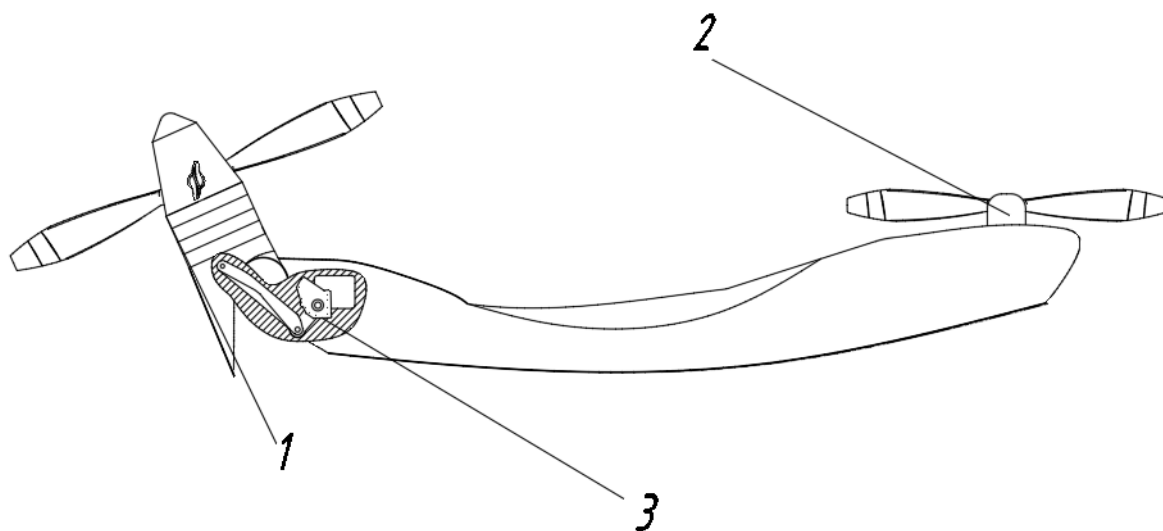
На лонжеронах крила в середній частині установлені передні та задні вузли стикування крила з фюзеляжем 11. У вузлах є отвори для встановлення болтових з'єднань. Кронштейни кріплення флаперонів виготовлені з алюмінієвого сплаву. Кронштейни будуть виготовлені з запресуванням підшипників.[22]

2.2 Розробка механізму повороту двигунів

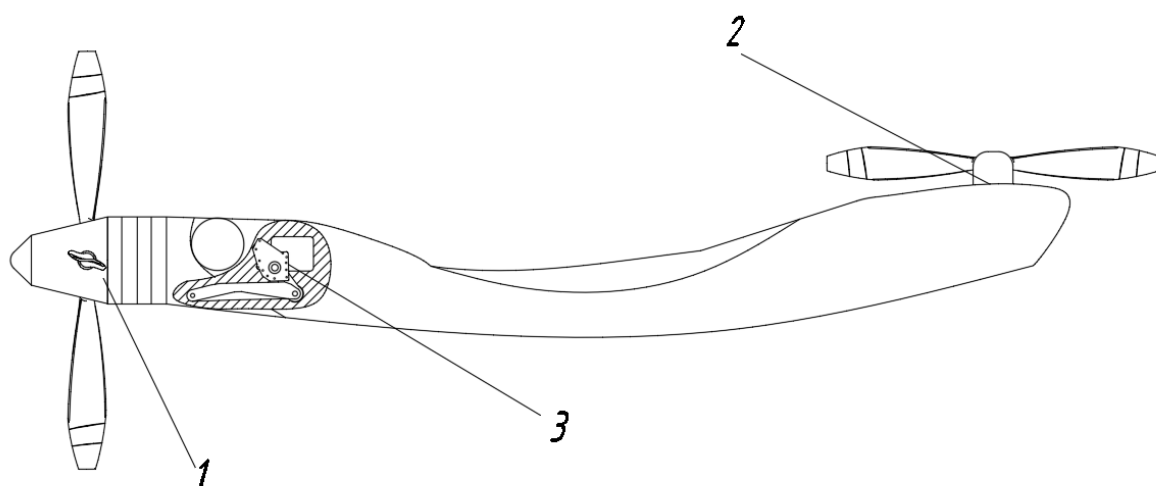
Відповідно до конвертопланів аналогів та з конструктивних міркувань була розроблена модель пілона з формою сприятливою для обтікання потоком з парою двигунів які на різних режимах польоту виконують різні функції (рис. 2.7 а). В пілоні розташована проводка, датчики та механізм зміни положення двигуну. Під час зльоту двигун 1 заходиться у вертикальному положенні та за допомогою електричного приводу розташованого у механізмі 3 залишається статичним на всьому етапі зльоту та посадки, двигун 2 обертається та створює підйомну силу для всього ЛА, одночасно стабілізуючи режими зльоту та посадки. Під час крейсерського режиму (рис. 2.7 б) двигун 1 знаходиться у нейтральному положенні, механізм 3 у вимкненому стані, двигун 2 статичний та у нейтральному положенні, щоб не створювати додатковий аеродинамічний опір.

Сам механізм являє собою досить просту конструкцію, у порівнянні з механізмами повороту двигунів транспортних версій конвертоплану. Механізм складається з 2 кронштейнів з підшипниками кручення, які обертаються під час подачі сигналу на привід які під'єднаний до єдиної системи керування аеромобілем. В якості матеріалу обрані конструктивні леговані сталі 30 ХГСА та 18 ХГТ, для забезпечення міцності конструкції та через кращі корозійні властивості. Також під час проектування в цьому місті не будуть використані магній-алюмінієві сплави щоб уникнути гальванічної

пари та збільшити тим самим довжину експлуатації ЛА. Загальний вигляд механізму показано на рис. 2.8.



а) режим зльоту та посадки



б) режим крейсерського польоту

Рис. 2.7 Конфігурація двигунів та механізму їх повороту при різних режимах польоту

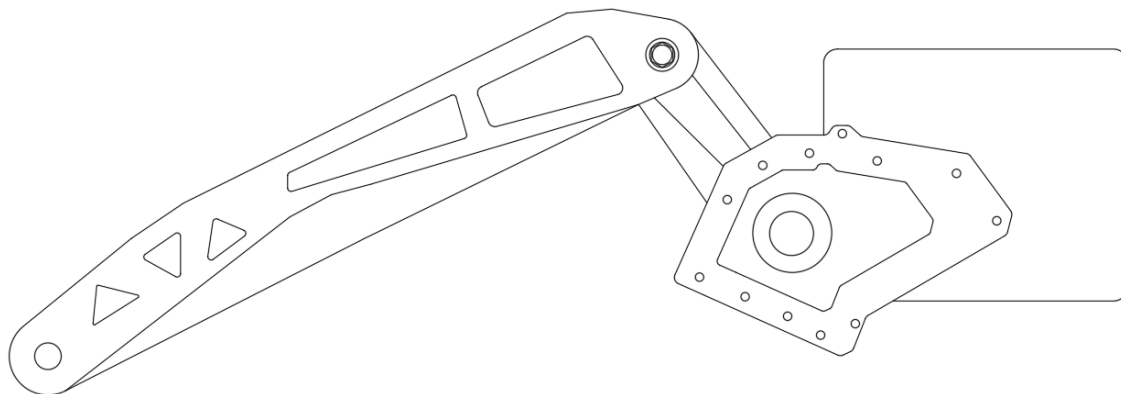


Рис. 2.8 Загальний вигляд механізму повороту двигунів

2.3 Розробка конструктивно-силової схеми оперення

Майже на всіх аналогах представлена схема V-образного оперення, яка складається з двох симетрично розташованих несучих поверхонь, які виконують задачі вертикального та горизонтального оперення одночасно. До недоліків цієї схеми можна віднести – значні крутні моменти які діють на фюзеляж, тим самим збільшуючи масу конструкції через те що потрібно підсилювати хвостову частину фюзеляжу. Окрім цього є складність з кінематикою управління, хоча систему можливо автоматизувати, все ще складним є повне позбавлення люфту кермових поверхонь, що потенціально може призвести до коливань результатом яких стане флаттер. Ось чому незважаючи на об'єднання планеру через скорочення його несучих поверхонь, така схема не повністю доцільна.[19]

З конструктивної точки зору силовий набір оперення нічим не відрізняється від крила, типовий набір оперення складається з двох лонжеронів, нервюр та стрінгерів та композитної обшивки.

В якості оперення обране T-образне оперення, до його переваг можна віднести:

- Хвостове оперення захищене від збуреного повітряного потоку за крилом і фюзеляжем, забезпечуючи більш плавний і швидкий повітряний потік над кермом висоти. Така конфігурація може дати більш передбачувані конструктивні характеристики та кращу яму, але у схемі конвертоплан керованість з тангажу знижується, оскільки Т-подібний хвіст виводить керуючі поверхні за межі потоку зсуву гвинта.

- Ця конфігурація також забезпечує високі аеродинамічні характеристики та відмінну якість ковзання, оскільки оперення менше залежить від крила та фюзеляжу. Т-подібне хвостове оперення має краще ефективне співвідношення сторін (кращий нахил підйомної сили), менший опір взаємодії, ніж хрестоподібне хвостове оперення, і більш ефективно вертикальне оперення, горизонтальне хвостове оперення ефективно збільшує подовження кіля завдяки торцевій пластині. Ефект, що зменшує турбулентність і, отже, викликаний опір кіля. Кермо напряму також буде ефективнішим через зменшення індукованого опору. Тому конфігурація Т-подібного хвоста особливо популярна на планерах, де важливими є високі характеристики.

- ЛА з Т-образним оперенням легше відновлюється після обертання, ніж ЛА з іншими типами оперення, так як кермо висоти розташоване над кермом напрямку, таким чином, не створюється зона мертвого повітря над кермом висоти, де кермо напрямку було б неефективним за умов обертання.

Також згідно аналогів в оперенні будуть застосовані повітрязабірники задля забезпечення охолодження системи акумуляторів яка знаходиться у фюзеляжі рис. 2.9, що покращить експлуатаційні характеристики обраних батарей та зменшить вартість обслуговування. [22]

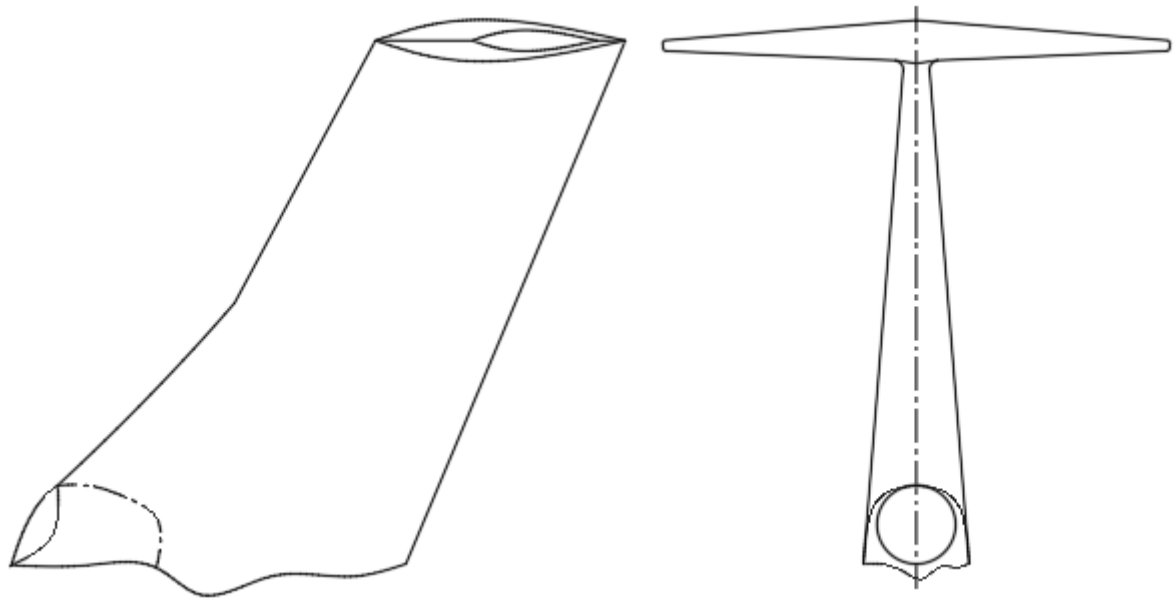


Рис. 2.9 Загальний вигляд Т-образного оперення з використанням
воздухозабірників

2.4 Вирішення проблеми заземлення у композитних конструкціях

Джампери зазвичай використовуються як рішення заземлення в літаках. Надлишок або випадкова електрика може спричинити ураження струмом. Наприклад, стрибки електрики від одного пристрою до іншого можуть призвести до ураження електричним струмом, тому рішення заземлення запобігають цьому. Електричні системи та пристрої можуть бути заземлені різними способами, наприклад у будівлях рішення заземлення часто складаються з провідних кабелів, які підключаються безпосередньо до землі. Земля має негативний електричний заряд, тому він притягує позитивні електричні заряди, однак для літаків потрібне інше рішення заземлення. Літаки очевидно не можна з'єднати із землею, тому натомість вони зазвичай використовують джампери. Джампери створюють безпечний шлях для електрики, вони використовуються в місцях, де існує невід'ємний ризик випадкового електричного заряду, петлі та підшипники можуть створювати вільні електричні заряди, коли петлі та підшипники рухаються, вони створюють тертя. Це тертя може створити статичну електричний заряд,

джампери можуть запобігти накопиченню статичної електрики між петлями, підшипниками та іншими рухомими частинами та безпосередньо розподіляти електричний заряд з композитів . Після встановлення вони створюють провідний шлях, статична електрика поширюватиметься через джампери, а не потраплятиме в навколишній простір. Усі джампери є струмопровідними, як і інші провідні об'єкти, електрика проходитиме через них з невеликим опором або без нього.

Одже, джампер - це провідні кабелі, які виконують функцію заземлення в літаках. Вони виготовлені з електропровідного металу та мають роз'єм на кожному кінці. У літаках джампери призначені для притягування електроенергії, щоб її можна було безпечно направляти та розсіювати. Типова конструкція джампера наведена на рис. 2.10. [21]



Рис. 2.10 Типова конструкція перемичок металізації

2.5 Висновки по розділу

В результаті виконання розділу було розраховано геометричні характеристики крила з рульовими поверхнями в першому наближенні, була обрана КСС на основі параметрів маси та конструктивних особливостей-дволонжеронна з використанням композитних матеріалів.

Була обрана КСС схема для флаперонів та передкрилків- сотова конструкція з композитів та наведені її переваги. Також було запропоновано вирішення проблеми пов'язаної з використанням композитів та електричної проводки – використання перемичок металізації.

Був пророблений механізм повороту двигунів та визначено його потенційний вплив на систему в цілому, проаналізоване хвостове оперення та прийняте рішення на його заміну на Т-образне з використанням повітрязбірника задля подовження життєвого циклу акумуляторів.

3. МЕТОДИКА ТА РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЕНЕРГЕТИЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

3.1 Розрахунок енергетичних показників

Визначення необхідної потужності: Необхідна потужність визначається як кількість потужності, яка має бути надана ЛА для сталого польоту (постійна швидкість і висота). Це сума потужності, яка необхідна ротору та для роботи допоміжних систем і розрахованих втрат потужності.

$$P_{req} = \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 C_{Preq} \quad (1)$$

$$C_{Preq} = C_1 + C_2 \mu^2 + C_3 C_T \sqrt{\sqrt{\mu^4 + C_T^2} - \mu^2} + C_4 \mu^3 + C_5 C_T^2 \mu^3 \quad (2),$$

де P_{req} - необхідна потужність,

C_{Preq} - коефіцієнт необхідної потужності,

C_T - коефіцієнт тяги;

μ - коефіцієнт ефективності гвинта.

Розрахую параметри гвинта

У ЛА з електрогвинтовим двигуном рушієм слугує повітряний гвинт і струміль. На роботу гвинта витрачається приблизно 88% і на реактивний струміль 12% від загальної потужності двигуна. Правильний підбір гвинта багато у чому визначає економічні, і злітно-посадкові характеристики аеромобіля і полягає у визначенні діаметра гвинта, котрий забезпечує найбільший ККД гвинта на розрахунковому режимі. Також параметри гвинта впливають на шумові характеристики розроблюваного ЛА. Підбір гвинта ведеться у два етапи: без врахування і з врахуванням стикованості повітря (середовища) у якому працює гвинт.

Розрахунковий режим польоту для підбору гвинта визначається швидкістю $V_{розр}$, висотою польоту $H_{розр}$, потужністю N , і частотою обертання n (об/с).

Вихідні данні для підбору гвинта: схема ЛА, еквівалентна потужність двигуна N_e на даному режимі, що визначається за типовою характеристикою двигуна, частота обертання n (для ЕВ $n = \text{const}$), приймається 3200 об/хв; після спрощення, відповідно до серійної діаграми аеродинамічних характеристик гвинта.

При підборі гвинта необхідно враховувати такі конструктивні обмеження:

1. Відстань між кінцями лопатей гвинта і частинами літака повинна бути не менше 250 мм. Відстань кінців лопатей гвинта від поверхні землі при положенні літака, котре відповідає горизонтальному польоту і при повністю обтиснених пневматиках та амортизаційних стійках повинно бути не менше 200 мм.

2. Швидкість кінців лопатей не повинна перевищувати швидкість звуку на висоті польоту $\sqrt{V^2 + (\pi * d_{\text{ГВ}} * n_c)^2} < a$.

Підбір гвинта ведеться у два етапи. На першому етапі, задаючись декількома значеннями діаметра гвинта за аеродинамічними характеристиками знаходять ККД гвинта і вибирають діаметр гвинта з максимальним ККД.

Аеродинамічні характеристики гвинта наведені як криві залежності коефіцієнту потужності $\bar{\beta}$ від коефіцієнту швидкості гвинта λ для різних кутів лопатей гвинта φ . Значення коефіцієнтів $\bar{\beta}$ і λ обчислюють за формулами:

$$\bar{\beta} = \frac{N_{\text{вал}}}{\rho_H * n_c^3 * d_{\text{ГВ}}^5}; \lambda = \frac{V_{\text{розр}}}{n_c * d_{\text{ГВ}}}, (3)$$

де $V_{\text{розр}}$ – швидкість польоту на розрахунковій висоті (згідно ТЗ);

ρ_H – щільність повітря на розрахунковій висоті;

n_c – частота обертання гвинта. Для літаків з ЕВ приймається 3200 об/хв;

$N_{\text{вал}}$ – потужність на валу гвинта на розрахунковій висоті і розрахунковій швидкості польоту.

У завданні задана злітна потужність двигуна N_{30} (еквівалентна потужність N_{30}) на висоті $H=0$ км і швидкості польоту $V=0$. Для переходу від еквівалентної потужності N_{30} до потужності на валу гвинта слід визначити номінальну потужність $N_{ном}$, а потім $0,8N_{ном}$ на розрахунковій висоті і швидкості польоту. Слід врахувати, що на валу гвинта витрачається приблизно 88% від загальної потужності двигуна. Таким чином потужність на валу гвинта:

$$N_{вал} = 0,65N_{30} * \bar{N}_\epsilon, (4)$$

де \bar{N}_ϵ - коефіцієнт, який визначається за висотно-швидкісною характеристикою для розрахункової висоти і швидкості польоту.

Розрахунки першого етапу зручно проводити у табличній формі (табл.1.10). За даними табл. 1.10 будують графік $\eta = f(d_B)$ (рис. 1.11) і вибирають діаметр гвинта з максимальним ККД.

Таблиця 3.1

Перший етап визначення діаметра гвинта

Розрахункові величини	Діаметр гвинта				
	$d_3=d_1 -$ 0,6м	$d_2=d_1 -$ 0,3м	$d_1 -$ вихідний діаметр	$d_4=d_1 +$ 0,3м	$d_5=d_1 +$ 0,6м
λ	4,7	3,9	3,3	2,8	2,3
$\bar{\beta}$	1,05	0,98	0,88	0,41	0,24
η	0,75	0,8	0,82	0,8	0,7

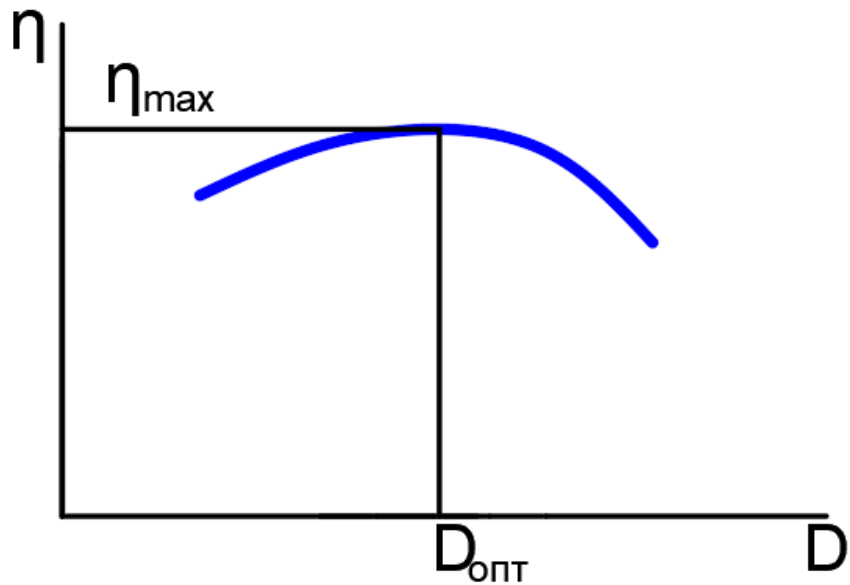


Рис. 3.2 Визначення $D_{\text{опт}}$

На другому етапі виконують уточнений підбір повітряного гвинта з урахуванням впливу стисливості повітря і взаємовпливу гвинта і ЛА. Уточнений ККД гвинта визначається за формулою:

$$\eta_p = \eta * k_{\eta\phi} * k_{\eta_m}, \quad (5)$$

де η - ККД гвинта першого наближення;

$k_{\eta\phi}$ - поправка на взаємний вплив гвинта і гондоли двигуна;

k_{η_m} - оправлення на стисливість повітря. З достатнім ступенем точності можна прийняти $k_{\eta_m} = 0,98 \dots 1,0$.

Послідовність уточненого підбору гвинта така: 1. За даними табл. 3.1 вибирають три діаметра гвинта: діаметр, відповідний η_{\max} , першого наближення і два - суміжних з ним, тобто $d_{\eta_{\max}} = \pm 0,3 \text{ м}$.

2. Для кожного з них по аеродинамічних характеристик визначають кут установки лопатей гвинта $\varphi = f(\alpha, \bar{\beta})$.

3. Знаходять кут притікання струменів $\beta_{\text{п}}$ за формулою:

$$\beta_{\text{п}} = \text{arctg} \frac{\lambda}{0,75\pi}. \quad (6)$$

4. Визначають геометричний кут атаки $\alpha_{\text{г}}$:

$$\alpha_{г.} = \varphi - \beta_n.$$

5. Розраховують число M_A :

$$M_A = \frac{M_{розр}}{\sin \beta_n}, \quad (7)$$

де $M_{розр}$ – число М польоту на заданій висоті й швидкості польоту;

$V_{розр}, a_{H_{розр}}$ – швидкість польоту і швидкість звуку на розрахунковій висоті.

6. За графіком визначають коефіцієнт $K_\beta = f(\alpha_{г.розр.}, M_{розр.})$.

7. Визначають розрахунковий коефіцієнт потужності $\beta_{розр.}$:

$$\bar{\beta}_{розр.} = \frac{\bar{\beta}}{k_\beta}. \quad (8)$$

8. За аеродинамічними характеристиками гвинта знаходять розрахунковий кут встановлення лопатей гвинта $\varphi_{розр.} = f(\lambda, \beta_{розр.})$.

9. Визначають геометричний кут атаки $\alpha_{г.розр.} = \varphi_{розр.} - \beta_{розр.}$.

10. За аеродинамічними характеристикам гвинта визначають ККД гвинта $\eta = f(\lambda, \beta_{розр.})$.

11. $K_{\eta\phi}$ З достатнім ступенем точності можна прийняти 0,98...1.

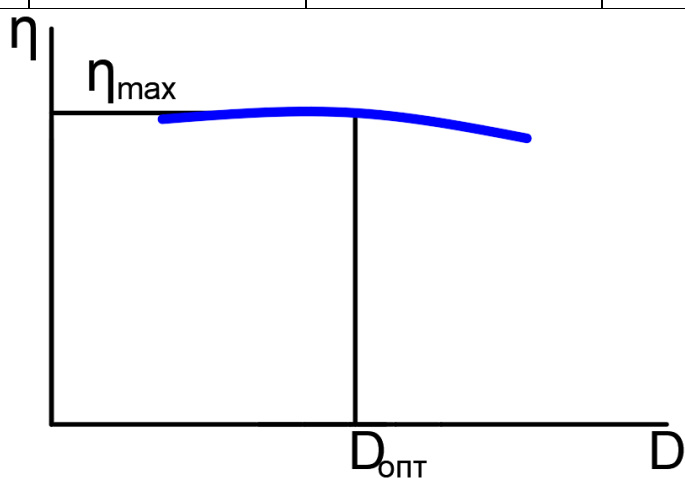
12. За графіком визначають коефіцієнт $K_{\etaм} = f(\alpha_{г.розр.}, M_A)$.

13. За формулою $\eta_{розр.} = \eta * K_{\eta\phi} * K_{\etaм}$ визначають розрахунковий ККД (розрахунок зводиться в табл. 3.3). З табл. 3.3 вибирають діаметр повітряного гвинта з максимальним ККД.

На засадах даних розрахунку будують криву (рис. 3.4) $\eta_{гв.} = f(d_{гв.})$ і визначають $d_{гв.розр.}$.

Другий етап визначення діаметра гвинта

Розрахункові величини	Діаметр гвинта		
	$d_2 = d_1 - 0,3\text{м}$	d_1 - діаметр першого наближення	$d_3 = d_1 + 0,3\text{м}$
λ	3,9	3,3	2,8
β	0,98	0,88	0,41
φ	60	60	50
β_n	58,86	54,47	49,9
$\alpha_{г.}$	1,14	5,53	0,1
M_A	0,256	0,269	0,287
K_{β}	1,05	1,05	1,05
$\beta_{розр.}$	0,93	0,84	0,39
$\varphi_{розр.}$	60	60	50
$\alpha_{г.розр.}$	1,14	5,53	0,1
η	0,8	0,82	0,75
$K_{\eta\phi}$	0,98	0,98	0,98
$K_{\eta\text{м}}$	1	1	1
$\eta_{розр.}$	0,784	0,8	0,735

Рис. 3.4 Визначення $D_{\text{опт}}$ (Другий етап)

Визначений діаметра гвинта, що відповідає максимальному $\eta_{\text{розр.}}$,

$$d_{\text{опт.}} = 1,47 \text{ м. [23]}$$

$$C_T = \frac{mg_0}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (9)$$

$$\mu = \frac{V}{\Omega R} \quad (10), \text{ тоді}$$

При подальшому розрахунку будуть прийняти спрощення 1) Ротори які використовуються при зльоті (12) будуть зведені до площі одного еквівалентного сумарної площі, 2) розрахунок приймаються з ймовірністю похибки при зміні швидкостей при зміні режимів які необхідні для перехідного режиму, на зльоті та для переходу у крейсерську конфігурацію.

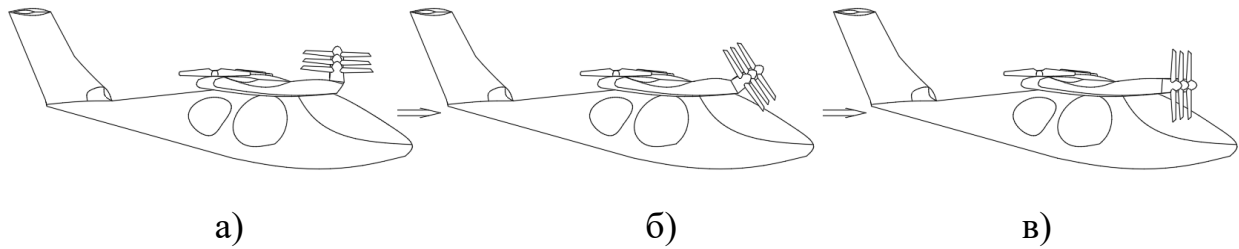


Рис. 3.5 Режими польоту та їх вплив на конфігурацію:

а) зльот-посадка, б) перехідний, в) крейсерський

$$\Omega = \sum_{i=0}^6 c_i * V^i \quad (11)$$

де Ω швидкість обертання одного ротору,

V^i - розрахункова швидкість,

c_i - константи для двигунів eVTOL.

Потужність двигуна і необхідне енергоспоживання

ЛА буде оснащено 12-ма двигунами EB всі з яких працюють при зльоті-посадці та 6 коли ЛА переходить у крейсерський режим. Ці типи двигунів потребують електронну систему контролю швидкості та контролер двигунів, щоб працювати не запланованих кутових швидкостях.

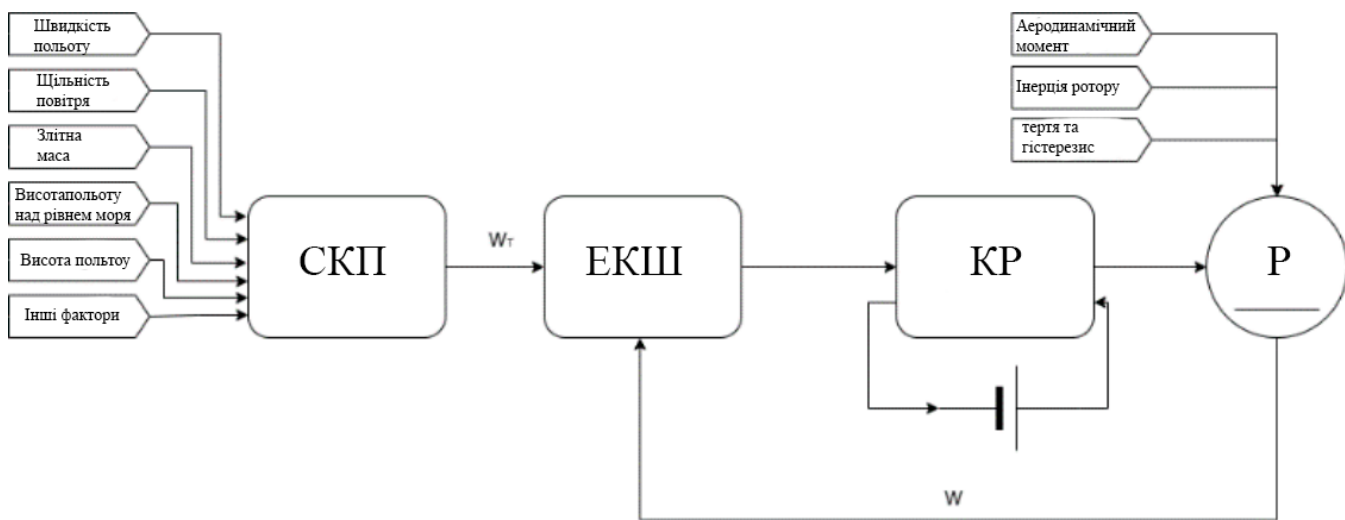


Рис. 3.6 Система контролю ЕВ двигуна

Схематичне зображення системи показано на рис. 3.6, вона складається з наступних підсистем:

- Система керування польотом (СКП): система, що створює введення команд для всіх фізичних пристроїв, що керують транспортним засобом. З точки зору електродвигуна, необхідним є значенням є кутова швидкість (W_T).
- Електронний контролер швидкості (ЕКШ): приймає точну кутову швидкість, від СКП, і фактичну кутову швидкість двигуна (W). На контролер двигуна надсилається електронна команда щоб змінити кутову швидкість ротору. Цей пристрій обробляє лише сигнали малої потужності, тому це не так враховуються в подальших розрахунках.
- Контролер ротору (КР): отримує поточну команду і генерує силовий струм, який живить двигун. Цей струм є синхронізованим трифазним сигналом квадратної форми з кутовим положенням валу двигуна. Сила струму щоб виробити цей сигнал генерується від акумулятора. Література припускає залежність втрат потужності від кутової швидкості і струму, що подається на двигун [22].

- Двигун (P): Отримує струм від контролера двигуна і створює крутний момент на валу двигуна, який повинен врівноважити аеродинамічний крутний момент, тертя, гістерезис і інерцію ротора. Двигун буде обертатися з кутовою швидкістю, що ймовірно, не дорівнює цілі, визначеній СКП, тому ці дані надсилаються назад до ЕКШ, щоб замкнути контур керування. Втрати потужності електродвигуна мають три джерела: перетворення електричної енергії в механічну, що залежить від кутової швидкості двигуна і сили струму, демпфування, пропорційне кутовій швидкості і гістерезис.

Споживана енергія з усіх попередніх джерел повинна бути прийнята до уваги, оскільки вона не може бути знехтувана. Тим не менш, застосовано подальше спрощення, щоб усунути залежності від втрат потужності кутової швидкості двигуна, положення та струму, що подається на двигун. Ці величини дуже залежать від конструкції транспортного засобу і будуть призводити до більш точної, але менш загальної математичної моделі. Тому береться постійне значення ефективності двигуна η_{motor} повна система ЕКГ+КР+P, де P_{battery} — це потужність розрядження акумулятора, а P_{motor} — це вихідна потужність двигуна яка передатся на ротори.

$$\eta_{\text{motor}} = \frac{P_{\text{battery}}}{P_{\text{motor}}} \quad (12)$$

Точність цього наближення було перевірено за допомогою набору даних Arhser. Ефективність системи розраховувано для широкого діапазону умов польоту: на рис. 3.7 представлені результати в горизонтальному польоті (червоним кольором) і результати в усіх умовах польоту (синім кольором); середні значення позначені горизонтальними лініями, а чорні крапки представляють помилку. Зона високої швидкості для горизонтального польоту, де транспортний засіб збирається проводити більшу частину свого часу польоту, демонструє невелику дисперсію, тому вважати ККД двигуна постійним здається розумним наближенням. Числові значення ефективності двигуна можна взяти з аркуша специфікацій виробника MAGiDRIVE, як

одного з потенційних які будуть використані у побудові ЛА (потужність до 500 кВ).

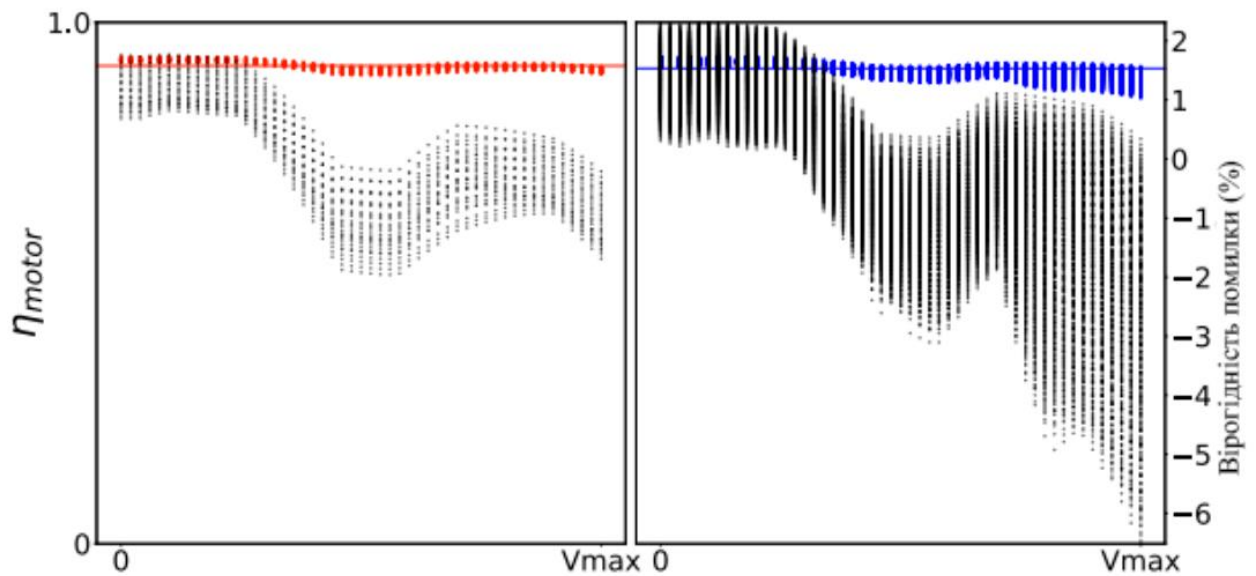


Рис. 3.7 ККД електромотора для горизонтального польоту (ліворуч), політ при всіх умовах (праворуч)

Акумулятори

Метою моделювання акумуляторів є можливість оцінити споживання батареї та накласти обмеження на максимальну миттєву потужність, що постачається, через обмеження батареї та системи. У першому наближенні можна припустити, що енергоспоживання акумулятора дорівнює потужності, яка потрібна системі для роботи в кожен момент. Тим не менш, батарея розсіює деяку кількість енергії в тепло, яке передається навколишньому середовищу. Це розсіювання енергії можна розрахувати як добуток внутрішнього опору батареї на квадрат струму, що подається в систему. Після того, як вихідна напруга та внутрішній опір змодельовані як функціональні зв'язки між струмом і станом заряду (SOC), рівняння втрат потужності можна змінити, щоб бути функцією необхідної потужності та SOC. SOC – це відношення фактично збереженої енергії в акумуляторі до загальної енергії, яку можна зберегти, вимірюється у відсотках. Батарея може бути узагальнено змодельована за допомогою простої схеми генератора напруги V_g і послідовного резистора R_i , яка є спрощеною схемою.

V_g це чистий генератор напруги, який не розсіює жодної потужності під час роботи. Форму кривих батареї можна змодельовати за допомогою таких рівнянь:

$$V_g = V_0 - R_0 I \quad (13)$$

$$V_0 = \vartheta_0 + \vartheta_1 + \text{SOC}^{\vartheta_2} + \vartheta_3 * \frac{\text{SOC}}{\text{SOC}+0,1} + \frac{\vartheta_4}{100,1-\text{SOC}} \quad (14)$$

$$R_0 = r_0 + r_1 \text{SOC}^{r_2} + r_3 * \frac{\text{SOC}}{\text{SOC}+0,1} + \frac{r_4}{100,1-\text{SOC}} \quad (15)$$

Резистор R_i є єдиним джерелом розсіювання тепла в моделі батареї. Залежність від температури батареї не включається в рівняння, оскільки нормальна температура робочого режиму батареї повинна контролюватися системою охолодження транспортного засобу та налаштована на оптимальну температуру для роботи батареї. Тому R_i моделюється як залежний лише від стану заряду батареї за допомогою полінома другого ступеня.

$$R_i = r_{i0} + r_{i1} \text{SOC} + r_{i2} \text{SOC}^2 \quad (16)$$

Поєднання рівняння потужності P_{battery} , що постачається батареєю, з вихідною напругою еквівалентної схеми батареї призводить до рівняння другого ступеня, яке дозволяє обчислити вихідний струм як функцію необхідної потужності та розсіювання тепла як добуток внутрішнього опору на квадрат струму.

$$I = \frac{V_0 - \sqrt{V_0^2 - 4R_t P_{\text{battery}}}}{2R_t} \quad (17)$$

$$V = V_0 - R_t \left(\frac{V_0 - \sqrt{V_0^2 - 4R_t P_{\text{battery}}}}{2R_t} \right) \quad (18)$$

$$P_{\text{loss}} = R_i \left(\frac{V_0 - \sqrt{V_0^2 - 4R_t P_{\text{battery}}}}{2R_t} \right)^2 \quad (19)$$

Рівняння, що керує еволюцією загальної енергії W , що зберігається в батареї (20), отримується шляхом додавання P_{loss} до P_{battery} . Кожен із коефіцієнтів у цих рівняннях залежить лише від SOC, тому загальна енергія,

споживана акумулятором, є лише функцією SOC та потужності, що передається від батареї до системи.

$$P_{\text{batterytotal}} = -\frac{dB}{dt} = P_{\text{battery}} + R_t \left(\frac{V_0 - \sqrt{V_0^2 - 4R_t P_{\text{battery}}}}{2R_t} \right)^2 \quad (20)$$

на додаток до цього рівняння, яке дозволяє розрахувати еволюцію внутрішнього заряду батареї під час польоту, до миттєвої потужності, яку можна запитати від батареї, застосовуються деякі обмеження. Двома основними обмеженнями, які необхідно накласти, є мінімальна напруга V_{min} (21), яка необхідна системі для належного функціонування, і максимальний струм I_{max} (22), який здатна виробляти батарея.

$$P_{\text{max1}} = V_{\text{min}} \frac{V_0 - V_{\text{min}}}{R_t} \quad (21)$$

$$P_{\text{max2}} = (V_0 - R_t I_{\text{max}}) I_{\text{max}} \quad (22)$$

Коефіцієнти (V_0 і R_t) залежать лише від SOC, тому можна передбачити максимальну потужність, яку може забезпечити акумулятор або будь-яка точка польоту (рис. 3.8). Важливо зауважити, що це може бути ключовою інформацією під час моделювання траєкторій, оскільки транспортний засіб може бути не в змозі виконувати деякі маневри з високою енергією, коли SOC батареї досягає низьких значень.[24]

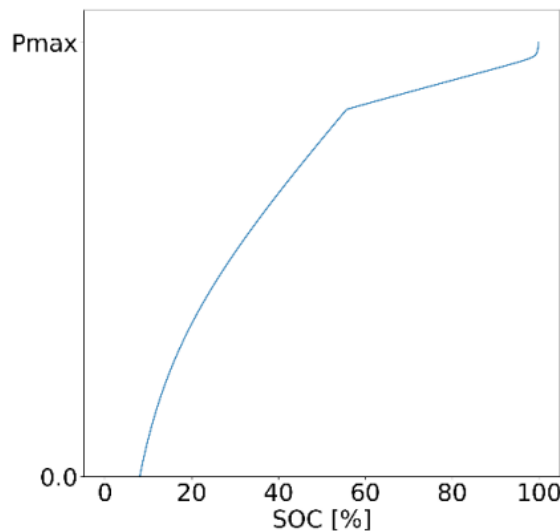


Рис. 3.8 Максимальна потужність, що постачається батареєю в систему порівняно з SOC

Після отриманих розрахунків побудую графіки рис. 3.8.-3.11, зразкова траєкторія була обчислена за допомогою моделі аналогу, що виконує процедуру, засновану на операційній моделі, описаній у розділі 1. Висота над рівнем моря (червоним кольором) і справжня повітряна швидкість (СПШ) (синім кольором) представлені на рис. 3.8; необхідна механічна потужність (синім кольором), електрична потужність, що постачається батареєю (червоним кольором), і SOC (сірим кольором) представлені на рис. 3.9. На рис. 3.10 і 3.11 представлені ті самі дані, але лише для фази зльоту, щоб надати більше деталей про різні сегменти, які складають цю фазу, а саме:

- Вертикальний зліт (постійний ROC)
- Прискорення переходу (постійний ROC)
- Перехідний підйом (постійний ROC)
- Відправлення з терміналу (рівний рейс)
- Прискорення до швидкості підйому (постійний нахил)
- Підйом (постійний нахил).

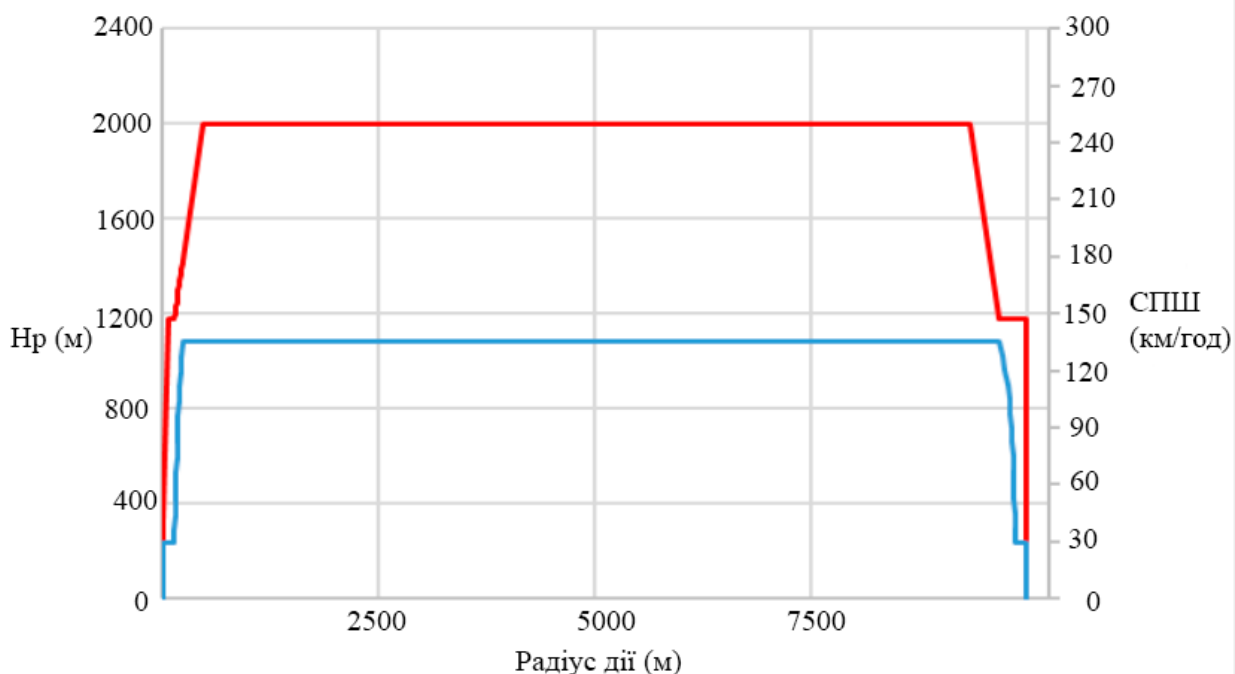


Рис. 3.9 Графік залежності висоти від швидкості на всіх етапах польоту

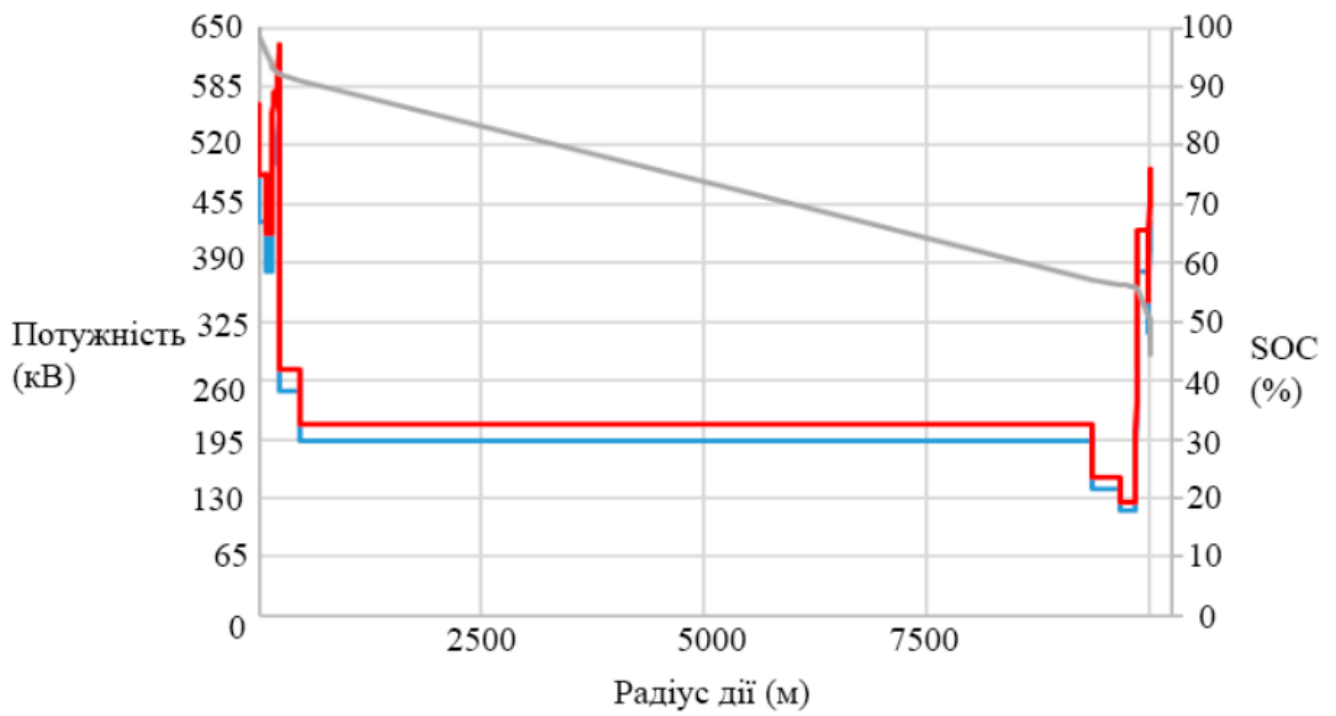


Рис. 3.10 Графік залежності механічної та електричної потужності, SOC на всіх етапах польоту

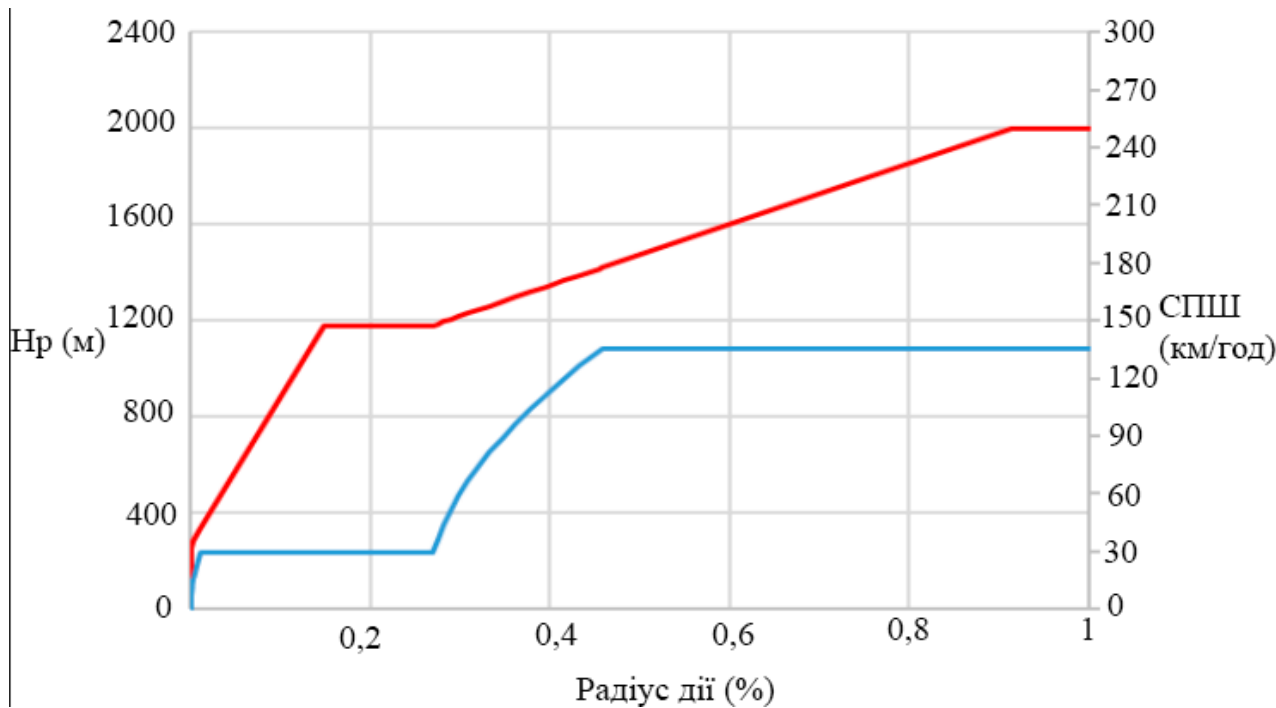


Рис. 3.11 Графік залежності висоти від швидкості на етапі зльоту

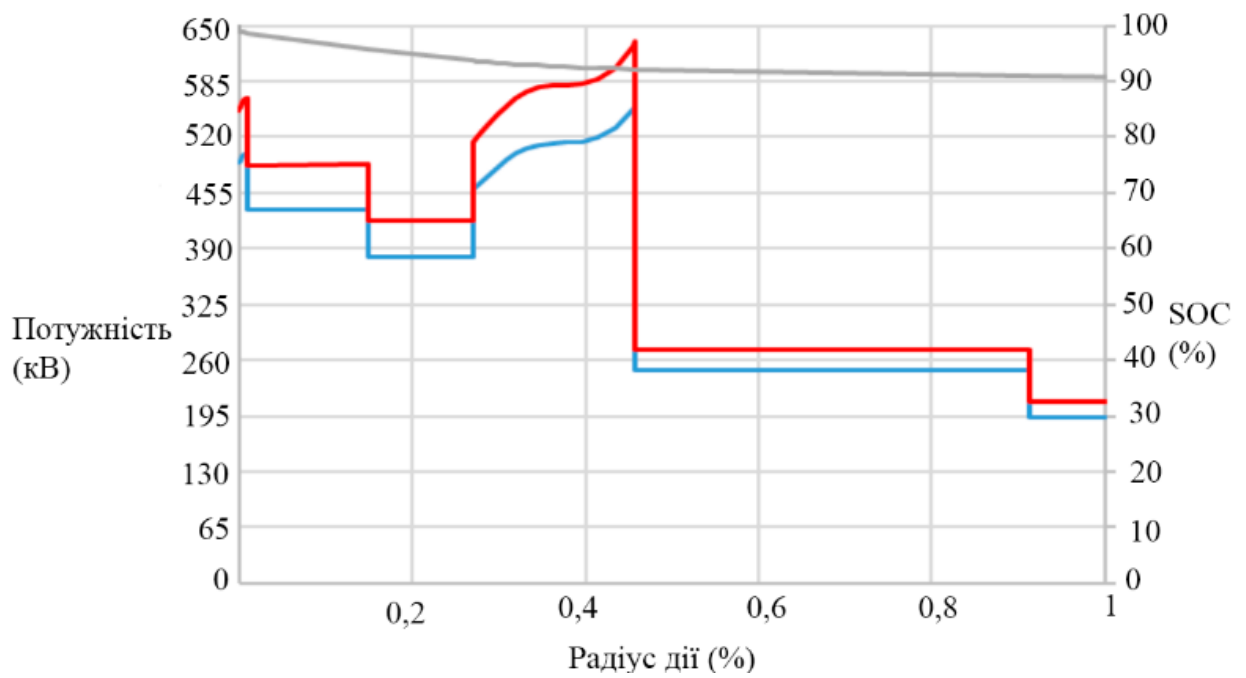


Рис. 3.12 Графік залежності механічної та електричної потужності, SOC на всіх етапі зльоту

3.2 Розрахунок аеродинамічних показників

Розрахунок та моделювання буде проводитись за допомогою програми Pansym, Програма дозволяє проводити розрахунки у дозвуковому потоці, заснована на методі гідродинамічних особливостей розрахунку обтікання тіл в потоці ідеального газу, при чому граничні умови непротікання задовольняються безпосередньо на істинній поверхні літака.

В якості профілю для дослідження було обрано надкритичний профіль FX 63-120 AIRFOIL (fx63120-il) (рис. 3.13).

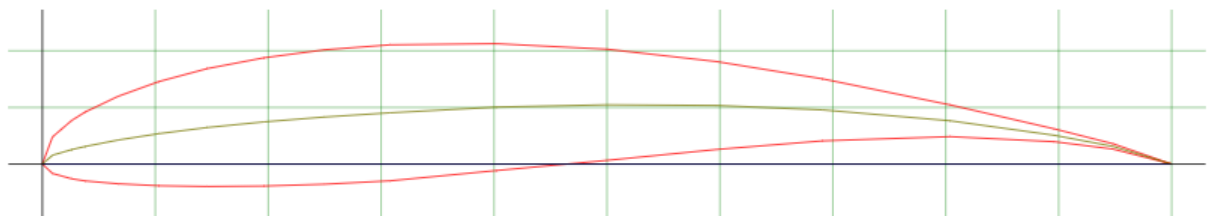


Рис. 3.13 Надкритичний профіль Wortmann FX 63-120 airfoil

До переваг таких профілів можна віднести:

- Вища кількість махів аеродинамічного відхилення. Вони створюють ударні хвилі далі на кормі, ніж традиційні аеродинамічні поверхні, вони значно зменшують викликаний ударом поділ прикордонного шару, а їх геометрія дозволяє більш ефективну конструкцію крила (наприклад, більш товсте крило і/або зменшена стріловидність крила, кожне з яких може дозволити використовувати легшого планера). При певній швидкості для перерізу профілю, критичного числа Маха, потік над верхньою поверхнею профілю може стати локально надзвуковим, але сповільнюється, щоб відповідати тиску на задній кромці нижньої поверхні. Однак при певній вищій швидкості, число Маха захоплення-розбіжності, потрібен поштовх, щоб відновити тиск, достатній для того, щоб відповідати тискам на задній кромці. Цей удар викликає трансзвуковий хвильовий опір і може спричинити відрив потоку за ним; обидва негативно впливають на характеристики профіля.
- Крім покращених загальних характеристик, збільшена передня кромка надкритичного крила забезпечує йому чудові характеристики великої підйомної сили. Отже, ЛА, що використовують надкритичне крило, мають чудові злітно-посадкові характеристики.

Також було прийняте рішення конструктивно змінити закінцівку крила додавши вінглету, що призведе до перетворення одного великого вихору що збігає, який створює великий аеродинамічний опір, на систему з двох або більше вихорів з меншою інтенсивністю, що призведе до меншого опору. [25]

3.2.1 Розрахунок оперення

При розрахунку використовую відносні значеннями величин

$$\bar{L}_{ГО} = \frac{L_{ГО}}{b_a} \quad i \quad \bar{S}_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{S_{кр}}, (23)$$

добуток яких дорівнює коефіцієнту статичного моменту ГО:

$$\bar{A}_{\Gamma O} = \bar{L}_{\Gamma O} \bar{S}_{\Gamma O}, \quad (24)$$

де b_a – середня аеродинамічна хорда крила;

$S_{\text{кр}}$ – площа крила;

Коефіцієнт статичного моменту ГО і відносне плече ГО визначаються за статистичними даними

Площу горизонтального оперення можна визначити як:

$$S_{\Gamma O} = \frac{A_{\Gamma O} * S_{\text{кр}}}{\bar{L}_{\Gamma O}} \quad (25)$$

Подовження $\lambda_{\Gamma O}$ і звуження $\eta_{\Gamma O}$ визначаю відносно проаналізованих в п.1 аналогів

$$\text{Розмах ГО: } l_{\Gamma O} = \sqrt{\lambda_{\Gamma O} * S_{\Gamma O}} = 5,04 \text{ м}$$

$$\text{Кінцева хорда ГО: } b_{\text{кцГО}} = \frac{2S_{\Gamma O}}{l_{\Gamma O}(1+\eta_{\Gamma O})} = 0,67 \text{ м}$$

$$\text{Коренева хорда ГО: } b_{\text{оГО}} = \eta_{\Gamma O} b_{\text{кцГО}} = 1,09 \text{ м.}$$

$$\text{Кут стрілоподібності ГО } \chi_{0,25} = 14^\circ$$

$$\text{Визначу площу руля висоти (РВ) як: } S_{\text{КВ}} = (0,25..0,3) \cdot S_{\Gamma O}$$

Курсова стійкість і керованість ЛА забезпечується ефективністю вертикального оперення (ВО) і руля напрямку (РН), що досягається відповідним плечем $L_{\text{ВО}}$ і площею $S_{\text{ВО}}$.

При розрахунку використовую віднесні значення величин

$$\bar{L}_{\text{ВО}} = \frac{L_{\text{ВО}}}{b_a} \text{ і } \bar{S}_{\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{S_{\text{кр}}}, \quad (26)$$

добуток яких являє собою коефіцієнт статичного моменту ВО:

$$\bar{A}_{\text{ВО}} = \bar{L}_{\text{ВО}} \bar{S}_{\text{ВО}} \quad (27)$$

Коефіцієнт статичного моменту ВО і відносне плече ВО визначаються за статистичними даними.

Площу вертикального оперення можна визначити у першому наближенні як:

$$S_{\text{ВО}} = \frac{A_{\text{ВО}} S_{\text{кр}}}{\bar{L}_{\text{ВО}}}. \quad (28)$$

Подовження λ_{BO} і звуження η_{BO} визначаю відносно проаналізованих в п. 1 аналогів

$$\text{Висота ВО: } h_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} * S_{BO}} = 2,32.$$

$$\text{Кінцева хорда ВО: } b_{кцВО} = \frac{2S_{BO}}{h_{BO}(1+\eta_{BO})} = 1,09 \text{ м.}$$

$$\text{Коренева хорда ВО: } b_{0\text{ ВО}} = \eta_{BO} \cdot b_{кц\text{ ВО}} = 1,9 \text{ м.}$$

$$\text{Кут стрілоподібності ВО } \chi_{0,25} = 40^\circ$$

Число Рейнольдса

$$Re = 69000Mab_{кр} = 4,2 \cdot 10^6 \quad (29)$$

За результатами розрахунків була створена розрахункова модель рис. 3.14 та побудовані графіки (рис. 3.15-3.19), розрахунок проводиться при кутах атаки $\alpha = (-5^\circ) - 15^\circ$

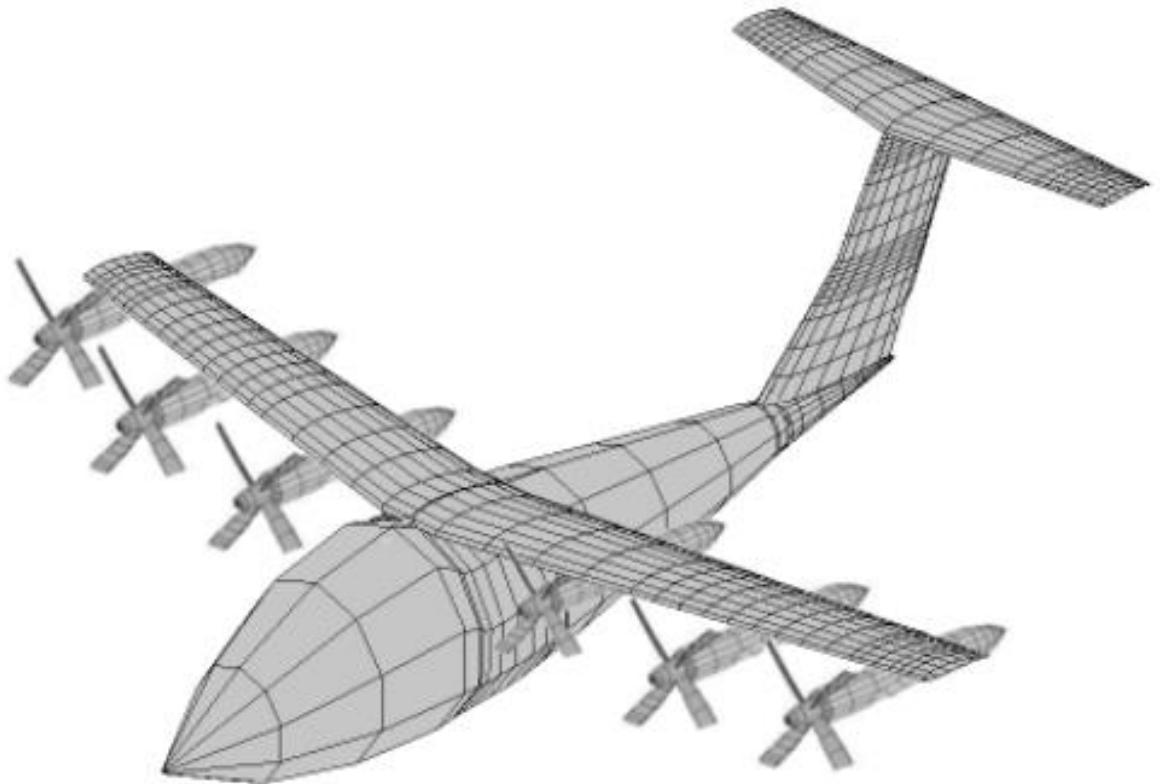


Рис. 3.14 Розрахункова модель програми Pansym

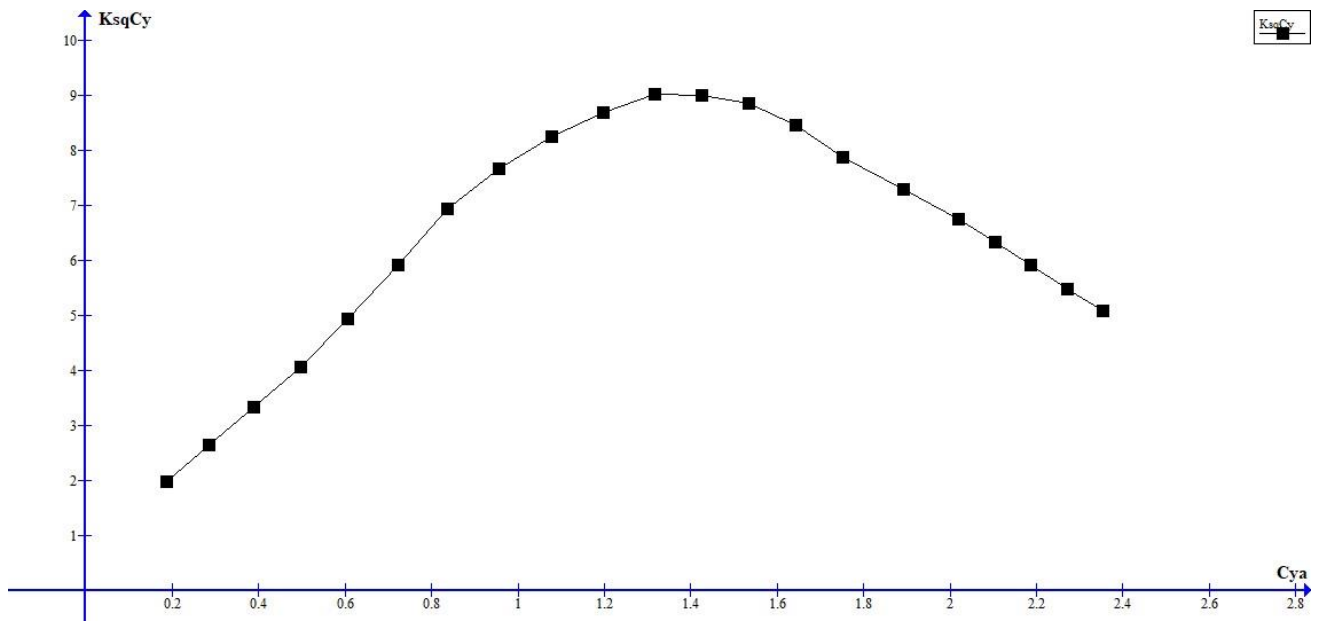


Рис. 3.15 Результати моделювання у вигляді залежності $\frac{K}{\sqrt{C_{ya}}} = f(C_{ya})$, найвигідніший коефіцієнт підйомної сили для оптимального критерію максимальної дальності $C_{ya} = 1,3$

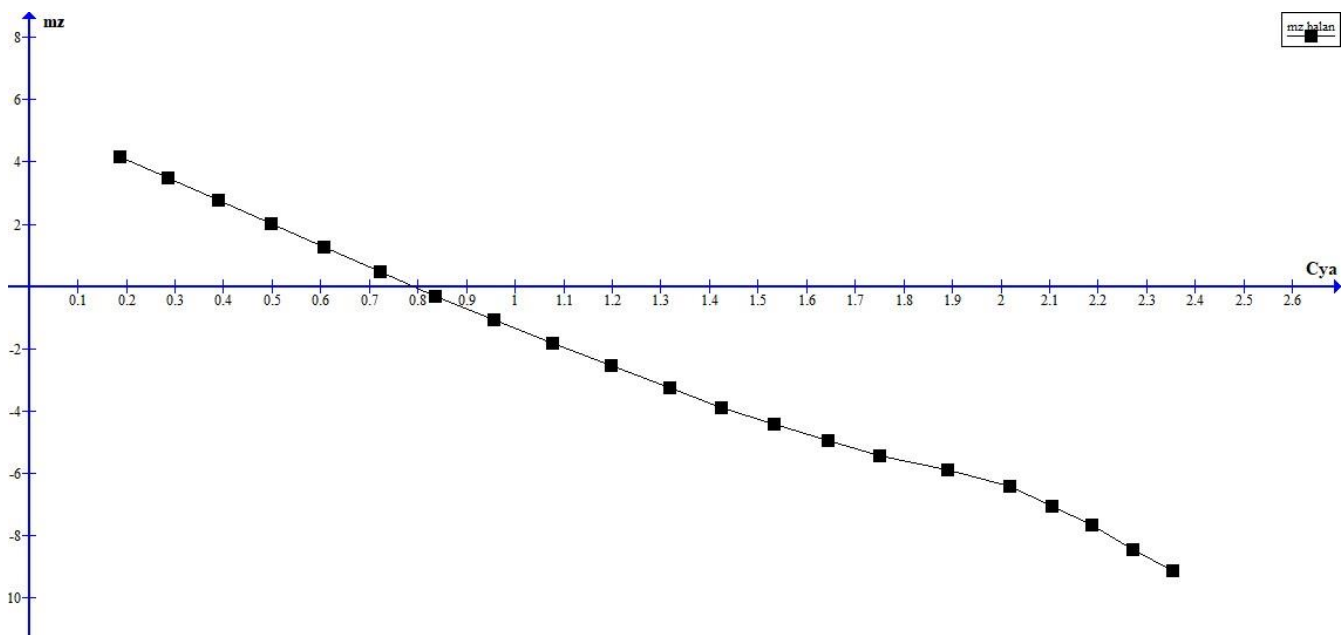


Рис. 3.16 Результати моделювання у вигляді залежності $mz = f(C_{ya})$, Балансування по тангажу досягається при $C_{y0} = 0,82$

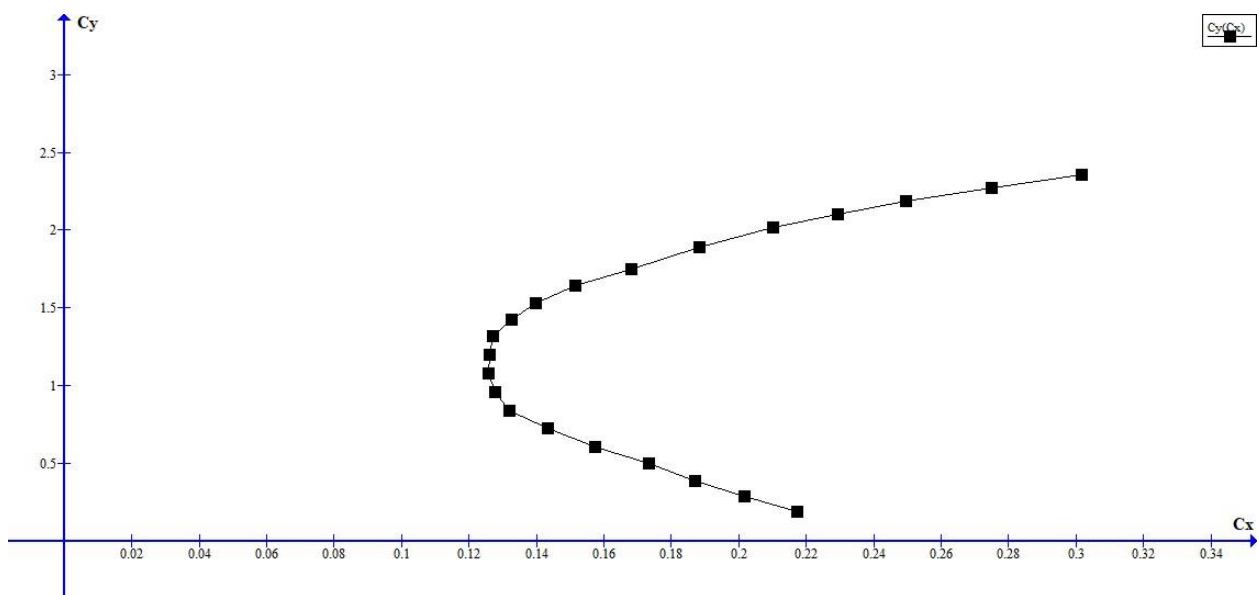


Рис. 3.17 Результати моделювання у вигляді залежності $C_x = f(C_{ya})$, Поляра для розрахункового випадку без використання вінглету

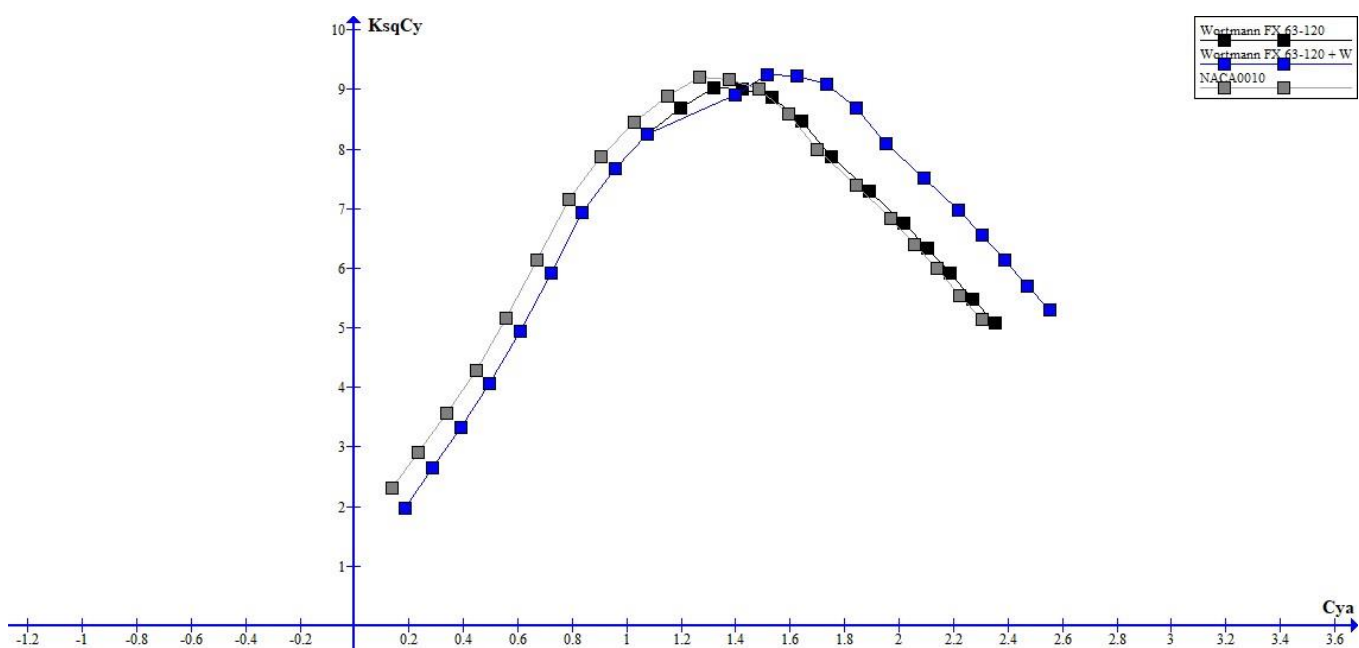


Рис. 3.18 Результати моделювання у вигляді залежності $\frac{K}{\sqrt{C_{ya}}} = f(C_{ya})$, Для трьох розрахункових випадків: 1) з використанням надкритичного профілю, 2) з використанням надкритичного профілю+ вінглету, 3) з використанням симетричного профілю який використаний на аналогу

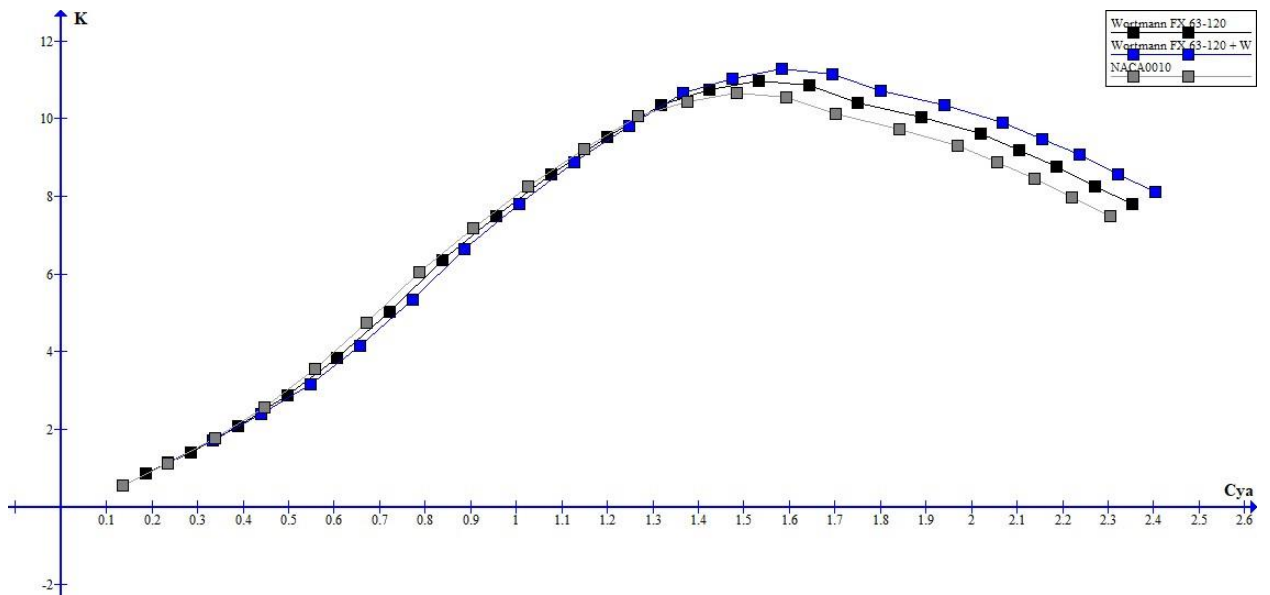


Рис. 3.19 Результати моделювання у вигляді залежності $K = f(C_{ya})$, Для трьох розрахункових випадків: 1) з використанням надкритичного профілю, 2) з використанням надкритичного профілю+ вінглету, 3) з використанням симетричного профілю який використаний на аналогу

Також характеристики двигуна обраного в розділі 3.1 зведені до таблиці 3.20.

Таблиця 3.20

Характеристики електродвигуна MAGiDRIVE-500

Діапазон крутного моменту, Нм	950-5000
Номінальна потужність (короткі проміжки використання), кВт	500
Номінальна потужність (постійне використання), кВт	400
Швидкість, об/хв	3200
Вага, кг	50
ККД, % (типова)	96
Діаметр валу (стандартний), м	0,6 м

3.3 Висновки по розділу

В результаті виконання розділу були розраховані енергетичні характеристики ЛА (результати моделювання SOC представлені на рис. 3.9 –

3.12) та обрано двигун MAGiDRIVE-500, також було визначено оптимальний діаметр повітряного гвинта двигуна $d_{\text{опт.}} = 1,47$ м.

Була створена модель для аеродинамічного розрахунку у Pansym та результатом моделювання є:

- 1) визначено найвигідніший коефіцієнт підйомної сили для оптимального критерію максимальної дальності $C_{ya} = 1,3$,
- 2) Визначено що ЛА збалансований по тангажу, це досягається при $C_{y0} = 0,82$
- 3) Розраховано різницю у аеродинамічних характеристиках під час використання симетричного профілю (який застосовується у конвертопланах аналогах), під час використання надкритичного профілю з вінглетою та без неї, приріст аеродинамічної якості у порівнянні з симетричним профілем становить $\Delta K_{\text{max}} = 0,3$, а різниця між симетричним профілем та використанням надкритичного профілю з вінглетою $\Delta K_{\text{max}} = 0,52$

4. РОЗРАХУНОК ПЛАНЕРА КОНВЕРТОПЛАНУ НА МІЦНІСТЬ

4.1 Оцінка параметрів перехідних режимів польоту конвертоплану з поворотними гвинтами

Основною проблемою створення eVTOL є забезпечення стійкості та керованості при вертикальному зльоті та посадці та перехідному режимі від режиму зависання до досягання швидкості, при якій аеродинамічна підйомна сила стає рівній злітній масі eVTOL. В цьому випадку після отримання аеродинамічних характеристик ЛА стає можливим розрахувати такі критичні режими.

В розрахунку приймається злітна маса розрахована в першому наближенні $m_0 = 1950$ кг, а стартова потужність силової установки $N_{розп} = 6 \times 679,8$ л.с. та $6 \times 230,8$ л.с, бо менш потужні двигуни застосовуються лише при зльоті.

При зльоті на перехідному режимі без набору висоти eVTOL, довжина горизонтальної ділянки визначається як:

$$L_{пер} = \frac{V_{пер}^2}{2(\frac{dV_x}{dt})_{ср}} (1)$$

У формулі (1) швидкість перехідного режиму визначу як

$$V_{пер} = V_{пер0} \sqrt{1 - \mu_M \sin \Psi - \mu_{II} \cos \Psi} - 0,8 V_2 \sqrt{\frac{\dot{S}}{S}} (2),$$

Де $V_{пер0}$ – швидкість відповідного режиму горизонтального польоту при $Y_{\Sigma} = m_0 g$;

$\mu_M = 1/K$ – потрібна тягова оснащеність;

K - аеродинамічна якість ЛА, яка відповідає заданій швидкості польоту eVTOL

Ψ – кут нахилу тяги гвинтів;

V_2 - швидкість струменя за гвинтом;

\dot{S} - площа крила, яка омивається струменем від гвинту;

S - площа крила eVTOL.

Час, протягом якого розгін eVTOL від швидкості V_1 до швидкості $V_2 = V_{\text{пер}}$, визначається виразом:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{1}{\frac{dV}{dt}} dV \quad (3),$$

В розрахунках виконувалась вимога виходу eVTOL в горизонтальний політ, при $\Psi = 20^\circ$ (де Ψ – кут нахилу вектору тяги гвинтів відносно горизонту), коли сума проєкцій на вісь Y підйомної сили та тяги гвинтів P_y буде дорівнювати злітній масі eVTOL:

$$Y_{\Sigma} = P_y = m_0 g \quad (4),$$

Залежності зміни кінематичних параметрів, $\Psi = f(v)$, а також задані закони зміни коефіцієнту підйомної сили C_a , лобового опору C_{xa} на всіх етапах зльоту, до швидкості $V_{\text{пер}}$ представлені на рис. 4.1-4.3.

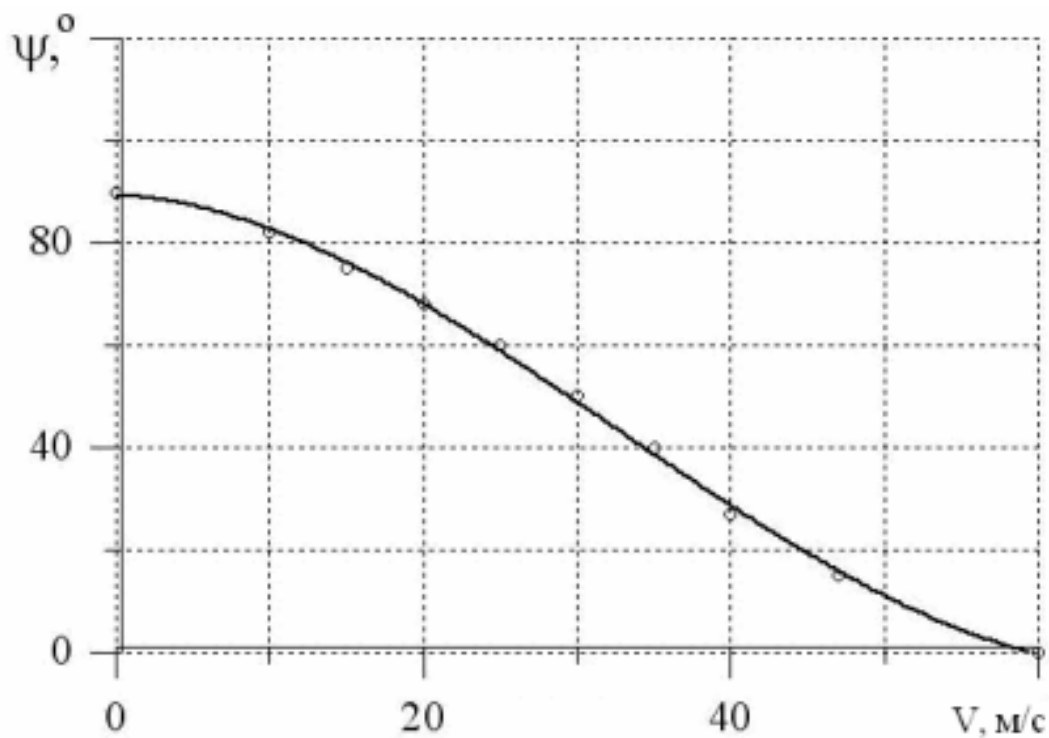


Рис. 4.1 Закон зміни Ψ вектору тяги гвинтів від площини горизонту від швидкості eVTOL

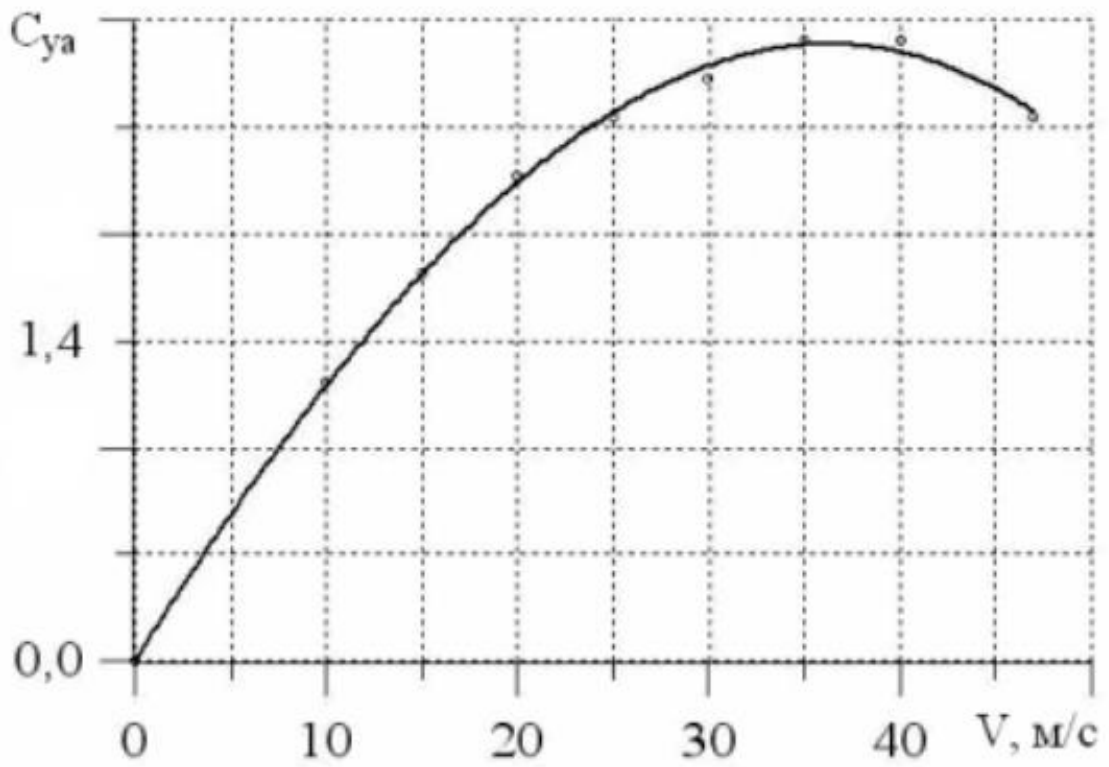


Рис. 4.2 Закон зміни $C_{ya} = f(V)$ при зльоті eVTOL

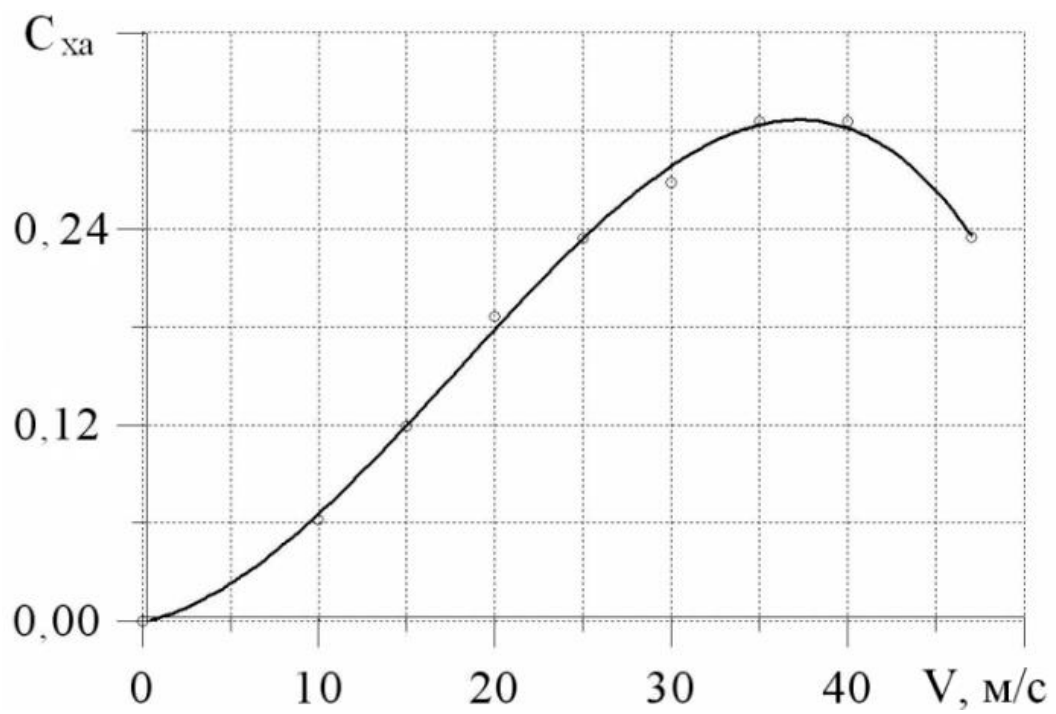


Рис. 4.3 Закон зміни $C_{xa} = f(V)$ при зльоті eVTOL

На рис 4.4-4.8 показані залежності вертикальних та горизонтальних складових тяги гвинтів, підйомної сили та лобового опору eVTOL та швидкості в процесі зльоту.

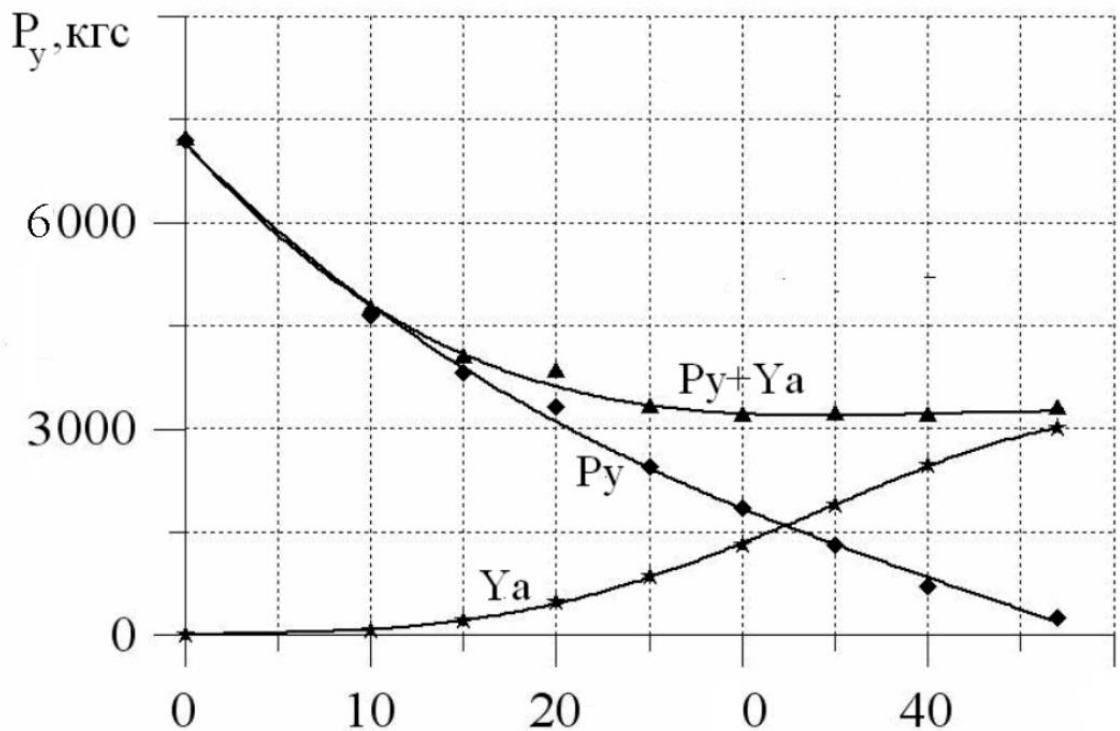


Рис. 4.4 Залежності $P_y, Y_a = f(V)$ при зльоті eVTOL

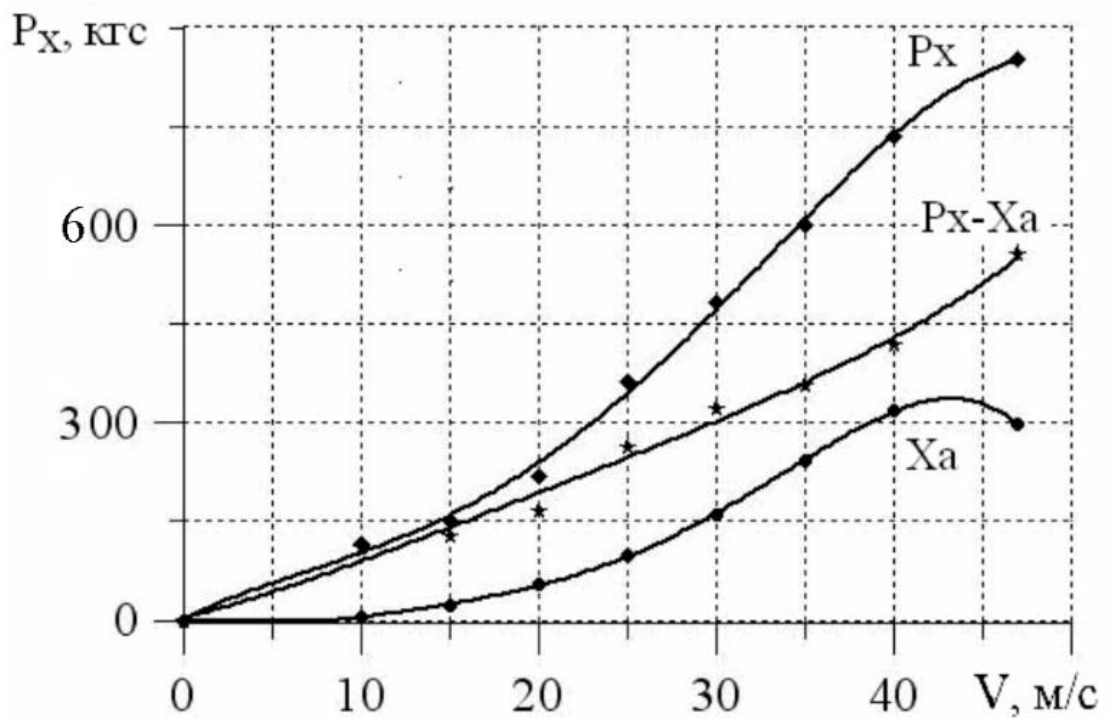


Рис. 4.5 Залежності $P_x, X_a = f(V)$ при зльоті eVTOL

При зльоті eVTOL є найбільш небезпечним з точки зору безпеки польоту. Так в разі відмови декількох двигунів на режимі вертикального зльоту або на перехідному режимі використання режиму авторотації гвинта виключено. Однак, відомо що при падінні потужності силової установки на 50% тяга гвинта зменшується приблизно на $\approx 40\%$. Це суттєво зменшує швидкість зниження ЛА. Для продовження зльоту при відмові одного чи декількох двигунів необхідно мати потужність силової установки, яка забезпечує таку зміню складової тяги гвинта, яке дозволяє продовжити зліт eVTOL та забезпечити розгін до необхідної горизонтальної швидкості. Хоча вірогідність помилки районі 3% відповідно до розділу 3.1, результати найгіршого випадку розрахунку при відмові 6 двигунів (3 блоки батарей) показано на рис. 4.6-4.7

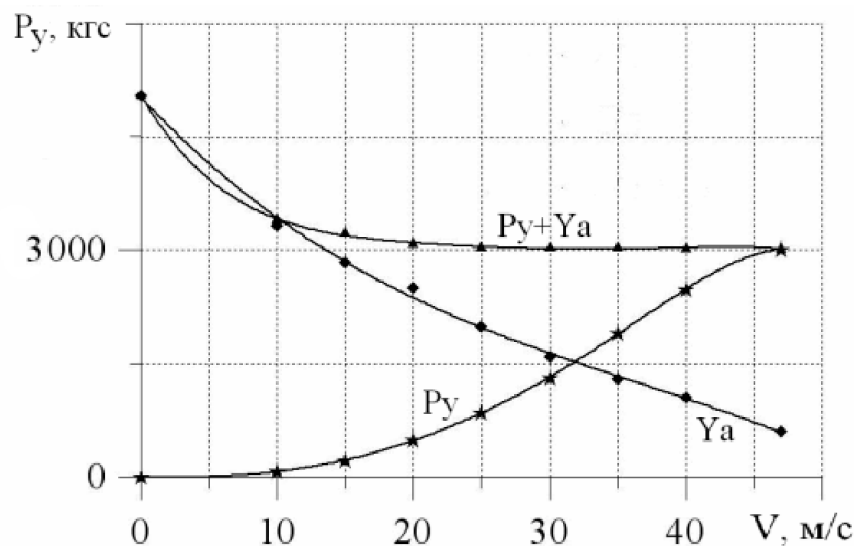


Рис. 4.6 Залежності $P_y, Y_a = f(V)$ при відмові 6 двигунів при зльоті, з урахуванням 40% приросту тяги гвинтів при відмові

З цих графіків можна зробити висновок, що використання вище застосованих законів зміни кінематичних параметрів та закону зміни аеродинамічних коефіцієнтів та тягових характеристик eVTOL в процесі зльоту дозволяє здійснити вертикальний зліт та досягання горизонтальної швидкості, яка відповідає швидкості перехідного процесу $V_{пер}$. При цій

швидкості виникає надлишок тяги ΔP_x , який є необхідним для подальшого розгону ЛА, до максимальної швидкості (рис. 4.8).

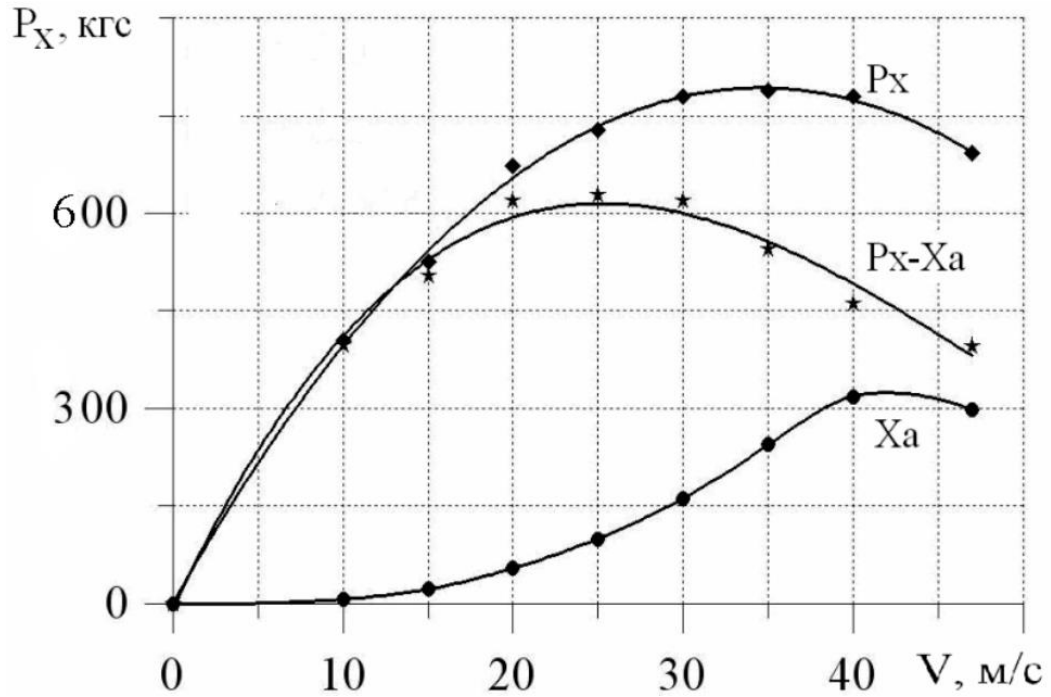


Рис. 4.7 Залежності $P_x, X_a = f(V)$ при відмові 6 двигунів при зльоті, з урахуванням 40% приросту тяги гвинтів при відмові

На рис 4.8 приведена залежність збиткової тяги на перехідному режимі при зльоті конвертоплану.

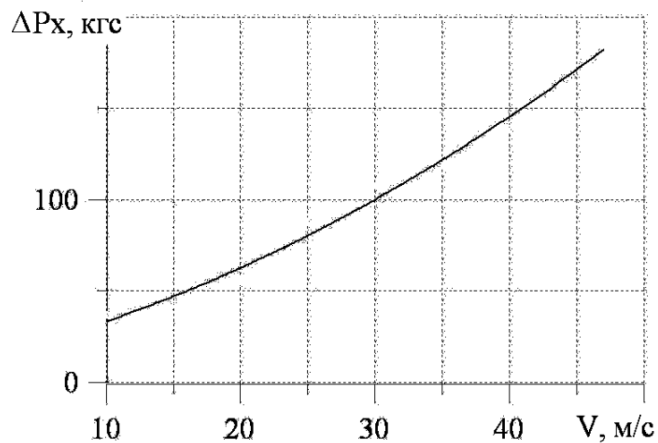


Рис. 4.8 Залежності $\Delta P_x = f(V)$ при зльоті eVTOL

Знаючи приріст збиткової тяги при збільшенні V_1 до V_2 середнє прискорення можна записати як:

$$\left(\frac{dv_x}{dt}\right)_{cp} = \frac{g\Delta P_{xзб}}{m_0g} = j_{cp} (5),$$

Де j_{cp} – середнє прискорення eVTOL в долях прискорення сили тяжіння g
Далі, визначивши швидкість перехідного режиму за формулою (2), отримаю довжину горизонтальної ділянки, на якому виконується перехідний режим зльоту.

$$L_{пер} = \frac{V_{пер}^2}{2j_{cp}} = 126 \text{ м}$$

Час за який відбувається розгін eVTOL від швидкості V_1 до швидкості $V_1 = V_{пер}$.

$$T_{пер} = \frac{V_{пер}}{j_{cp}} \approx 14 \text{ с}$$

Перехідний режим при посадці eVTOL розраховується так само, тому що маса ЛА не змінюється. [26]

4.2 Розрахунок зовнішніх навантажень на елементи планера ЛА

З урахуванням типу ЛА, а саме- пасажирський конвертоплан з 3-ьома гондолами на кожній консолі крила було визначено коефіцієнт експлуатаційного перевантаження та коефіцієнт безпеки які мають відповідні значення:

$$n^e = 2,5$$

$$f = 1,5$$

Розрахункова підйомна сила тоді складає:

$$Y_p = n^e * f * m_0 = 2,5 * 1,5 * = 7312 \text{ кг(6)}$$

де m_0 – злітна маса ЛА, кг.

Крило конвертоплану було обране з стрілоподібністю по передній кромці (11°), тому розрахую еквіваленте по площі крило (рис. 4.9) і всі наступні розрахунки будуть виконуватись як для прямого крила.

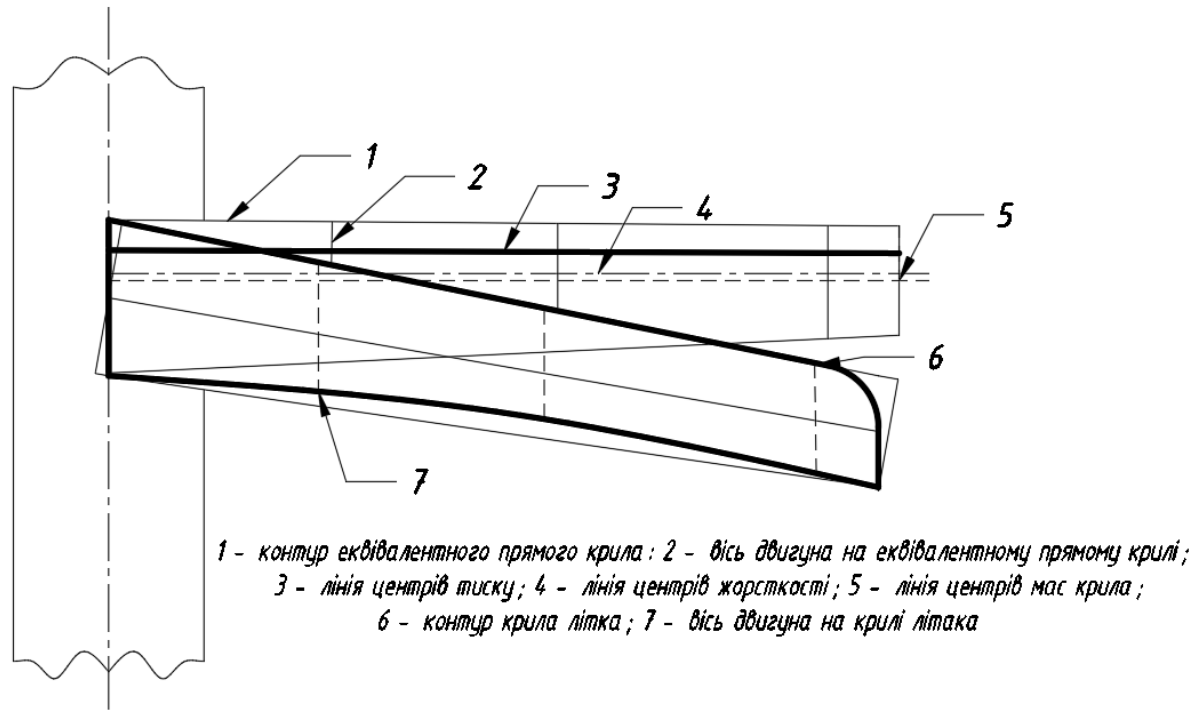


Рис. 4.9 Еквівалентне по площі пряме крило конвертоплану

Відповідно центри жорсткості, тиску і тяжіння для кожного перерізу крила:

$$X_d = 0,25b$$

$$X_T = 0,45b$$

$$X_{ц.ж.} \approx \frac{H_1^2 * X_1 + H_2^2 * X_2}{H_1^2 + H_2^2} = 0,35b$$

Повітряне і масове навантаження на крило в кожному і-ому перерізі крила визначу наступним чином:

$$q^п = \frac{Y_p}{S_{кр}} * b_i$$

$$q^м = \frac{m_{кр} * f * n^e}{S_{кр}} * b_i$$

де $m_{кр} = 0,1m_0$

Значення ваги гондоли з двигунами визначу за формулою:

$$P_{дв} = n^e * f * m_{дв} = 2,5 * 1,5 * 75 = 282 \text{ кг}$$

Результуюче розподільне навантаження, яке діє в і-тому перерізі крила знаходиться наступним чином:

$$q_i = q^{\Pi} - q^M$$

Погонний крутний момент дорівнює:

$$m_{\text{кри}} = q^{\Pi} * (X_{\text{ц.ж.}} - X_{\text{д}}) + q^M * (X_{\text{т}} - X_{\text{ц.ж.}})$$

Для побудування епюр нам знаходжу поперечну силу, величину згинаючого моменту, величину крутного моменту.

Поперечна сила Q в будь-якому перерізі дорівнює площі епюри розподіленого навантаження від 0-го значення до поточного перерізу:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину згинаючого моменту в кожному перерізі визначаю за наступною формулою:

$$M_{\text{зги}} = M_{\text{зги-1}} + \Delta M = M_{\text{зги-1}} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину крутного моменту в кожному перерізі визначаю як:

$$M_{\text{кри}} = M_{\text{кри-1}} + \Delta M_{\text{кр}} - \Delta M_{\text{дв}} = M_{i-1} + \frac{m_i + m_{i-1}}{2} * \Delta Z - \Delta M_{\text{дв}}$$

де $\Delta M_{\text{дв}} = P * h_{\text{дв}} + m_{\text{дв}} * a_2$, P – тяга двигуна, кгс.

Геометричні параметри перерізу крила вказані на (рис. 4.10.).

Результати розрахунку розподіленого навантаження, поперечної сили, згинаючого моменту і крутного моменту приведені нижче в таблицях 4.12, 4.13, 4.14, 4.15. По цим даним буде відбуватися побудова епюр для крила ЛА.

Відштовхуючись від отриманих даних побудую епюри навантажень (рис. 4.11.). [27]

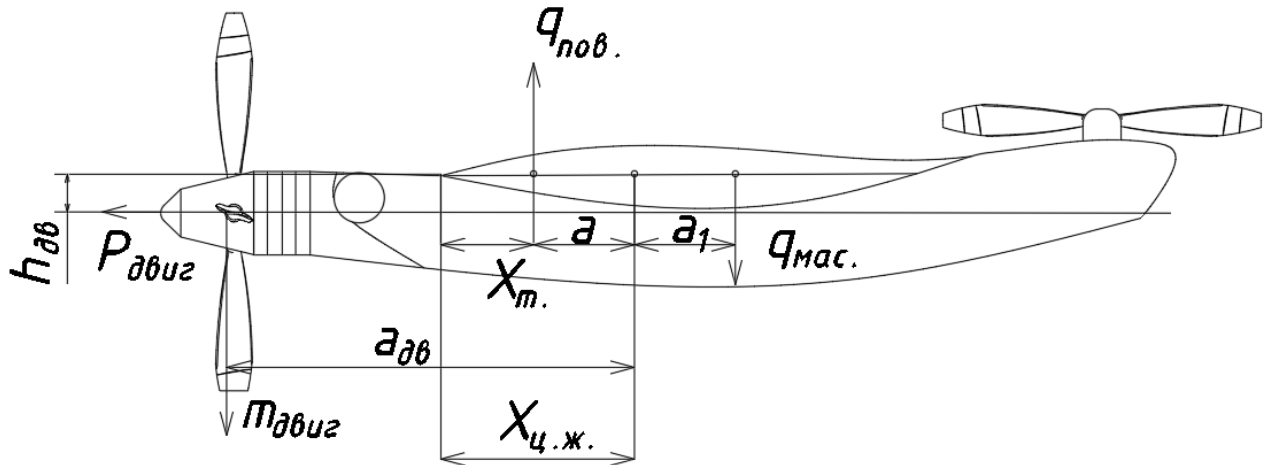


Схема розрахунку крутних моментів в перерізі крила

Рис 4.10. Схема крила для розрахунку сил та моментів

Таблиця 4.12

Розподілене навантаження на крило

№ розрізу	b_i , м	q повітряна	q масова	q
0	0,85	470,8405	47,0815	423,759
1	0,869	481,3652	48,13391	433,2313
2	0,87	481,9191	48,1893	433,7298
3	0,892	494,1056	49,40788	444,6977
4	0,904	500,7527	50,07256	450,6802
5	0,916	507,3999	50,73724	456,6626
6	0,928	514,047	51,40192	462,6451
7	0,94	520,6942	52,0666	468,6276
8	0,95	526,2335	52,6205	473,613
9	0,975	540,0818	54,00525	486,0765
10	0,99	548,3907	54,8361	493,5546
11	1,012	560,5772	56,05468	504,5225
12	1,013	561,1311	56,11007	505,021
13	1,015	562,239	56,22085	506,0181
14	1,02	565,0086	56,4978	508,5108
15	1,032	571,6558	57,16248	514,4933
16	1,042	577,1951	57,71638	519,4787
17	1,06	587,1658	58,7134	528,4524
18	1,071	593,259	59,32269	533,9363
19	1,082	599,3523	59,93198	539,4203
20	1,09	603,7837	60,3751	543,4086
21	1,10	609,323	60,929	548,394

22	1,118	619,2937	61,92602	557,3677
23	1,13	625,9409	62,5907	563,3502
24	1,141	632,0341	63,19999	568,8341
25	1,153	638,6813	63,86467	574,8166
26	1,165	645,3285	64,52935	580,7991
27	1,17	648,0981	64,8063	583,2918
28	1,1	609,323	60,929	548,394
29	1,2	664,716	66,468	598,248

Таблиця 4.13

Поперечна сила

№ розрізу	b_i , м	Δz , м	q_i	q_{i+1}	ΔQ	Мвані	Q_i
0	0,85	0	423,759	433,2313	92,27826	0	0
1	0,869	0,213	433,2313	433,7298	92,38445	0	92,278
2	0,87	0,213	433,7298	444,6977	94,72061	0	184,6624
3	0,892	0,213	444,6977	450,6802	95,99487	282	90,61695
4	0,904	0,213	450,6802	456,6626	97,26914	0	93,37793
5	0,916	0,213	456,6626	462,6451	98,54341	0	190,6471
6	0,928	0,213	462,6451	468,6276	99,81768	0	289,1905
7	0,94	0,213	468,6276	473,613	100,8796	0	389,0082
8	0,95	0,213	473,613	486,0765	103,5343	0	489,8877
9	0,975	0,213	486,0765	493,5546	105,1271	0	593,422
10	0,99	0,213	493,5546	504,5225	107,4633	0	698,5492
11	1,012	0,213	504,5225	505,021	107,5695	0	806,0124
12	1,013	0,213	505,021	506,0181	107,7819	282	913,5819
13	1,015	0,213	506,0181	508,5108	108,3128	0	739,3638
14	1,02	0,213	508,5108	514,4933	109,5871	0	847,6766
15	1,032	0,213	514,4933	519,4787	110,649	0	957,2636
16	1,042	0,213	519,4787	528,4524	112,5604	0	1067,913
17	1,06	0,213	528,4524	533,9363	113,7284	0	1180,473
18	1,071	0,213	533,9363	539,4203	114,8965	0	1294,201
19	1,082	0,213	539,4203	543,4086	115,746	0	1409,098
20	1,09	0,213	543,4086	548,394	116,8079	282	1524,844
21	1,1	0,213	548,394	557,3677	118,7193	0	1359,652
22	1,118	0,213	557,3677	563,3502	119,9936	0	1478,371
23	1,13	0,213	563,3502	568,8341	121,1617	0	1598,365
24	1,141	0,213	568,8341	574,8166	122,4359	0	1719,526
25	1,153	0,213	574,8166	580,7991	123,7102	0	1841,962
26	1,165	0,213	580,7991	583,2918	124,2412	0	1965,673
27	1,17	0,213	583,2918	548,394	116,8079	0	2089,914

28	10,374	0,213	598,248	127,4268	127,486	0	2206,722
29	10,787	0,213					2334,149

Таблиця 4.14

Згинаючий момент

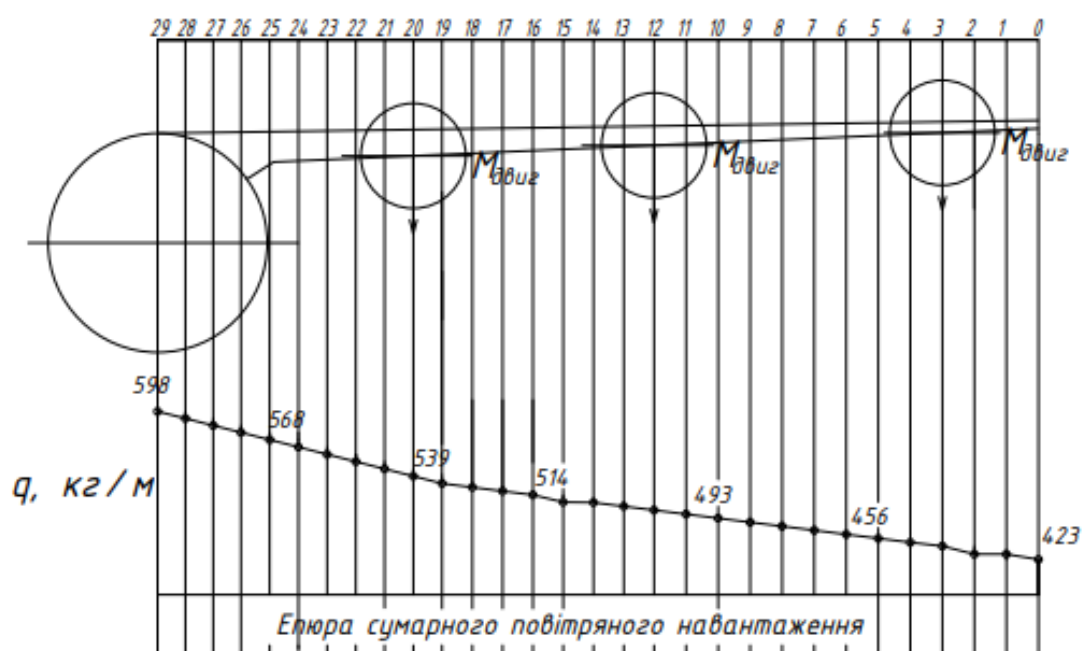
№ розрізу	b_i , м	Δz , м	Q_i	Q_{i+1}	$\Delta M_{згі}$	$M_{згі}$
0	0,85	0	0	92,278	0	0
1	0,869	0,213	92,278	184,6624	9,827607	9,827607
2	0,87	0,213	184,6624	-2,61695	29,49415	39,32176
3	0,892	0,213	-2,61695	93,37793	19,38784	58,7096
4	0,904	0,213	93,37793	190,6471	9,666044	68,37564
5	0,916	0,213	190,6471	289,1905	30,24867	98,62431
6	0,928	0,213	289,1905	389,0082	51,1027	149,727
7	0,94	0,213	389,0082	489,8877	72,22816	221,9552
8	0,95	0,213	489,8877	593,422	93,60241	315,5576
9	0,975	0,213	593,422	698,5492	115,3725	430,9301
10	0,99	0,213	698,5492	806,0124	137,5949	568,525
11	1,012	0,213	806,0124	913,5819	160,2358	728,7608
12	1,013	0,213	913,5819	739,3638	183,1368	911,8976
13	1,015	0,213	739,3638	847,6766	176,0387	1087,936
14	1,02	0,213	847,6766	957,2636	169,0198	1256,956
15	1,032	0,213	957,2636	1067,913	192,2261	1449,182
16	1,042	0,213	1067,913	1180,473	215,6813	1664,864
17	1,06	0,213	1180,473	1294,201	239,4531	1904,317
18	1,071	0,213	1294,201	1409,098	263,5528	2167,869
19	1,082	0,213	1409,098	1524,844	287,9013	2455,771
20	1,09	0,213	1524,844	1359,652	312,4648	2768,236
21	1,1	0,213	1359,652	1478,371	307,1988	3075,434
22	1,118	0,213	1478,371	1598,365	302,2494	3377,684
23	1,13	0,213	1598,365	1719,526	327,6724	3705,356
24	1,141	0,213	1719,526	1841,962	353,3554	4058,712
25	1,153	0,213	1841,962	1965,673	379,2985	4438,01
26	1,165	0,213	1965,673	2089,914	405,5131	4843,523
27	1,17	0,213	2089,914	2206,722	431,92	5275,443
28	1,1	0,213	2206,722	2334,149	457,5917	5733,035
29	1,2	0,213	2334,149		483,6028	6216,638

Таблиця 4.15

Крутний момент

№ розріз у	b_i , м	Δz , м	m_i	m_{i+1}	$\Delta M_{крі}$	$\Delta M_{крван i}$	$M_{крі}$
0	0,85	0	44,0233 7	46,0134 7	0	0	0
1	0,86 9	0,962 2	46,0134 7	46,1194 3	6,25131 9	0	62,5131 9
2	0,87	0,213	46,1194 3	48,4814	9,81215 4	0	723,253 4
3	0,89 2	0,213	48,4814	49,7946 1	10,0749 9	122,85	733,328 4
4	0,90 4	0,213	49,7946 1	51,1253 6	10,4663 9	0	620,944 8
5	0,91 6	0,213	51,1253 6	52,4736 6	10,7479 8	0	631,692 8
6	0,92 8	0,213	52,4736 6	53,8395 2	11,0333	0	642,726
7	0,94	0,213	53,8395 2	54,9911 3	11,3223 5	0	654,048 4
8	0,95	0,213	54,9911 3	57,9234 8	11,5904 6	0	665,638 9
9	0,97 5	0,213	57,9234 8	59,7194 5	12,0254 1	0	677,664 3
10	0,99	0,213	59,7194 5	62,4031 4	12,5289 7	0	690,193 2
11	1,01 2	0,213	62,4031 4	62,5265 3	13,0060 6	0	703,199 3
12	1,01 3	0,213	62,5265 3	62,7736 7	13,3050 1	122,85	716,504 3
13	1,01 5	0,213	62,7736 7	63,3936 5	13,3444 7	0	729,848 8
14	1,02	0,213	63,3936 5	64,8940 4	13,4368 2	0	620,435 6
15	1,03 2	0,213	64,8940 4	66,1577 7	13,6626 4	0	634,098 2
16	1,04 2	0,213	66,1577 7	68,4632	13,9570 2	0	648,055 3

17	1,06	0,213	68,4632	69,8915	14,3371 3	0	662,392 4
18	1,07 1	0,213	69,8915	71,3345 5	14,7347 8	0	677,127 2
19	1,08 2	0,213	71,3345 5	72,3933 1	15,0405 8	0	692,167 7
20	1,09	0,213	72,3933 1	73,7277 2	15,3070 2	122,85	707,474 8
21	1,1	0,213	73,7277 2	76,1603 7	15,5618 9	0	723,036 7
22	1,11 8	0,213	76,1603 7	77,8040 7	15,9630 8	0	616,149 7
23	1,13	0,213	77,8040 7	79,3262 1	16,3972 1	0	632,546 9
24	1,14 1	0,213	79,3262 1	81,0035 5	16,7343 8	0	649,281 3
25	1,15 3	0,213	81,0035 5	82,6984 3	17,0751 2	0	666,356 4
26	1,16 5	0,213	82,6984 3	83,4098 1	17,4342 6	0	683,790 7
27	1,17	0,213	83,4098 1	73,7277 2	17,6905 3	0	701,481 2
28	1,1	0,213	73,7277 2	87,7420 8	16,7351 5	0	718,216 4
29	1,2	0,213	87,7420 8		17,1965 3	0	735,412 9



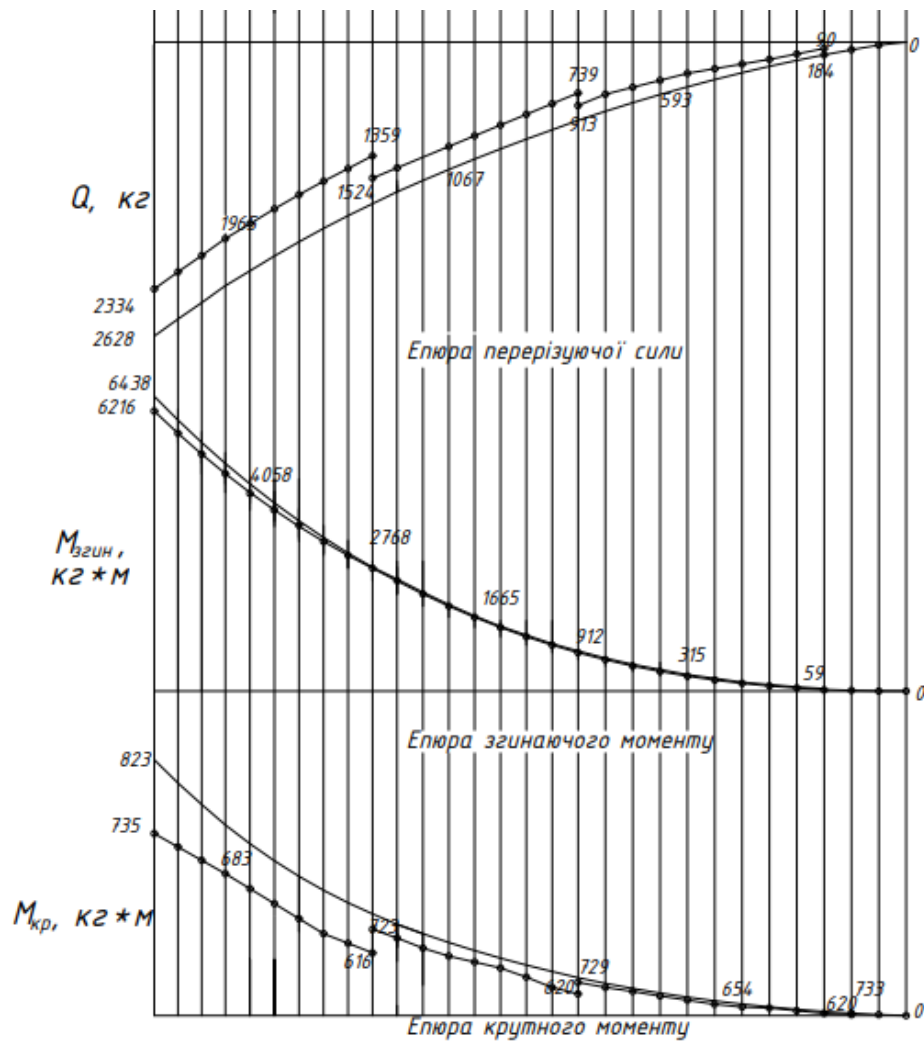


Рис 4.11. Епюри зовнішніх навантажень на крило

4.3 Висновки по розділу

В результаті виконання розділу була проведена оцінка параметрів перехідних режимів аеротаксі та змодельовано один з найгірших випадків- при зльоті або посадці за умови відмови 6 двигунів, визначено довжину горизонтальної перехідної ділянки: $L_{пер} = 126$ м та час переходу $T_{пер} \approx 14$.

Був проведений розрахунок зовнішніх навантажень на планер ЛА, таким чином визначено оптимальне розташування двигунів, та чисельно визначено ефект розташування мотогондол під крилом, так сумарна перерізуюча сила зменшилась на 294 кг, згинаючий момент зменшився на 222 кгм, а крутний момент зменшився на 88 кгм, що покращує навантаження на планер аеромобіля в цілому.

5. РОЗРОБКА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТА БЕЗПЕКИ АЕРОМОБІЛЯ

5.4 Система керування

Система керування двигунами частково розглянута в п. 3.1, в цьому розділі буде розглянуто конструкція вузла контролера.

Схема функціональних блоків зводиться до принципової функціональної схеми, з урахуванням правил з'єднання. Принципова електрична схема представлена на рисунку 5.1.

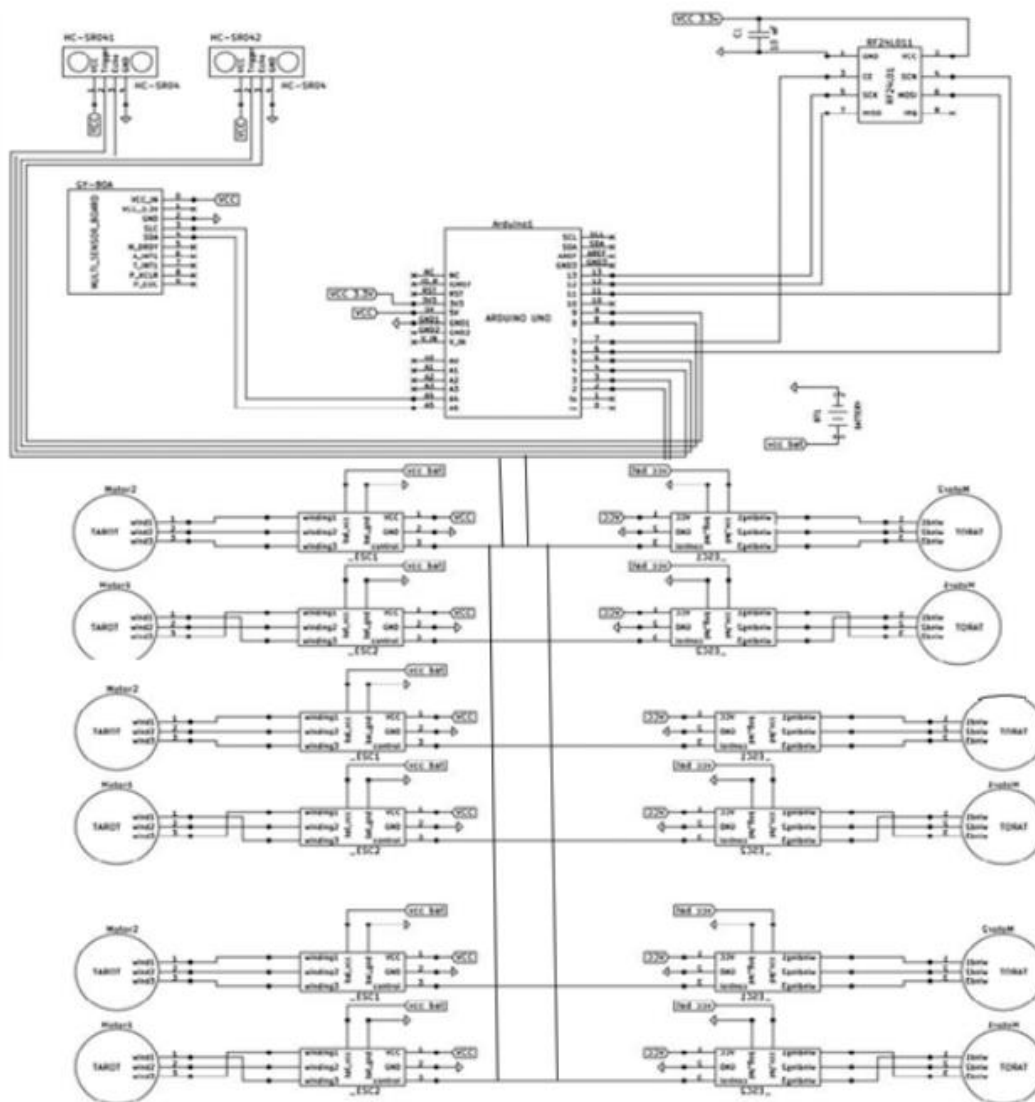


Рис 5.1. Типова схема електросистеми

На рис. 5.2 приведено алгоритм системи зведений до блоксхеми.

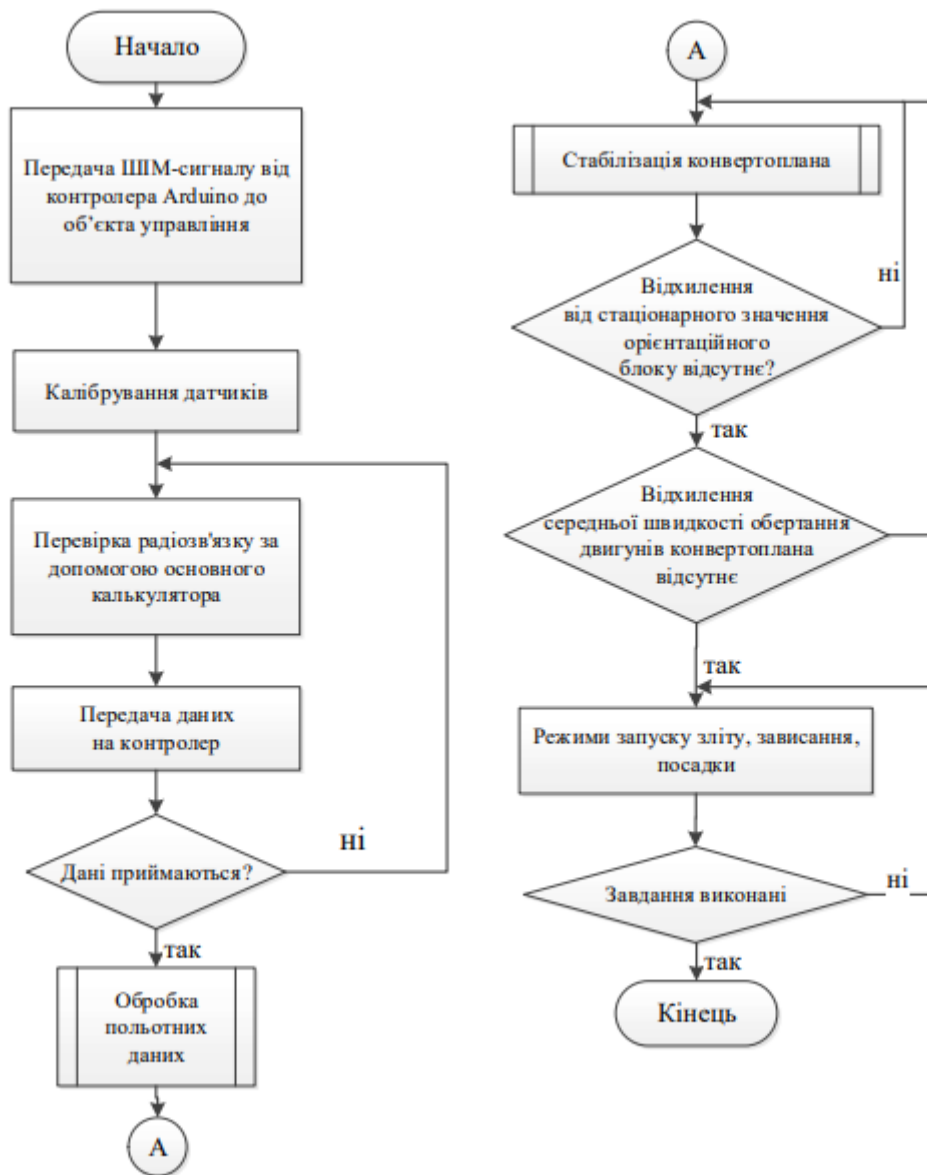


Рис 5.2. Алгоритм роботи системи

Основна електрична схема необхідна для визначення повного складу елементів і зв'язку між ними, вона дає уявлення про принципи роботи аеромобіля. Для створення реального об'єкта було обрано існуючий мікроконтролер та набір електричних елементів.

Представлена схема складається з керуючого обчислювача з мікроконтролером програмної роботи, що реалізує закон управління системи. Для поєднання мікроконтролера з системою управління необхідна плата сполучення. Вона робить перетворення аналогового сигналу з датчиків

системи у цифровий код і перетворення самого цифрового коду, відповідно до керуючому впливу, в аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм (ІМ). Вхідною інформацією для керуючого обчислювача є сигнали з датчиків. Оскільки всі вхідні параметри алгоритму надходять безпосередньо з відповідних датчиків, то попередня обробка (диференціювання, інтегрування і т.п.) не вимагається.

У цій роботі мікроконтролер виконує як роль калькулятора так і перетворювача. Контролер приймає сигнал, обробляє і перетворює його у необхідне вихідне значення. Мікроконтролер виступає в ролі ведучого, який передає перетворений ШІМ-сигнал регуляторам, тим самим встановлюючи сигнал управління.

Також у схемі присутній якісний висотомір, тип HC-SR04, датчик орієнтації у просторі GY-80, це радіо модуль для віддаленої передачі даних які поступають та управління RF24L011. Ультразвуковий датчик HC-SR04 - це стабільна відстань ультразвукового сонару, у якій відсутні "сліпі зони". Має можливість вимірювати відстань від 0 см до 1500 мм, точність досягає 3 мм. [28]

Схема живлення системи від акумуляторів представлена на рис 5.3.

Схема проводів для розподілу енергії від акумуляторів

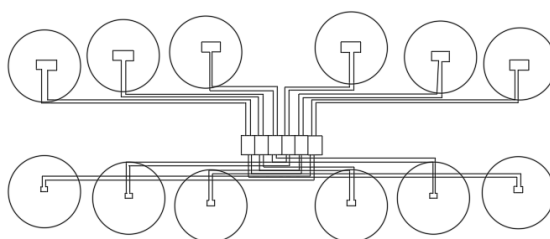


Рис 5.3. Схема розподілу живлення від акумуляторів

5.5 Система безпеки

В якості додаткової системи безпеки, незважаючи на вірогідність помилки близької до 0, була обрана система порятунку яка використовується в таких літаках як Cessna. CAPS або парашутна система Cirrus Airframe

складається з парашута, твердопаливної ракети для розгортання парашута, системи активації ракети та обв'язками, вбудованими в конструкцію фюзеляжу. На ЛА буде змонтовано композитний корпус з парашутом і твердопаливною ракетою, ця конструкція буде знаходитись поблизу від блоку акумуляторів розміщених у фюзеляжі. Корпус системи закритий і захищений з додатковими елементами-накладками які будуть складатись з тонкого композитного покриття.

Парашут укладено в мішок для розгортання, який виконує послідовність розгортання та надування. Сумка для розгортання створює впорядкований процес розгортання, дозволяючи навісу надутися лише після того як ракетний двигун натягне троси парашута. Сам парашут являє собою круглий купол площею 223м², оснащений слайдером, тканиною кільцевої форми, сама панель діаметром значно менше відкритого діаметра навісу. Лінії підвіски навісу проходять через втулки, щоб повзун міг вільно рухатися вздовж ліній підвіски. Оскільки повзун розташовується у верхній частині ліній підвіски біля навісу, на початку розгортання повзун обмежує початковий діаметр парашута та швидкість надування парашута.

Купол надувається, коли повзун рухається вниз по лініях підвіски. Триточкові ремені кріплення з'єднують ЛА з парашутом. Ремені безпеки складаються з двох передніх ременів, заправлених в обшивку фюзеляжу та прикріплених до брандмауера, і одного заднього ремня, прикріпленого до хвостової частини конвертоплану, перегородка розташована безпосередньо перед корпусом CAPS. Система джгутів призначена для контролю динаміки тангажу ЛА під час циклу розгортання, обмежуючи довжину хвостового ремня до циклу завершення. Це досягається завдяки використанню секції ремінця змінної довжини. Коротша частина, якого спочатку підтримує вантаж, використовує механічне розблокування, яке активується двома піротехнічними різцями, які спрацьовують, коли витягується коротка частина

під час вилучення. Потім ремінь подовжується і навантаження передається на довшу секцію. [29]

Також до системи буде прив'язана система скидання акумуляторів для зменшення навантаження на систему парашуту та перевантаження пасажирів, схема випуску парашуту представлена на рис. 5.4.

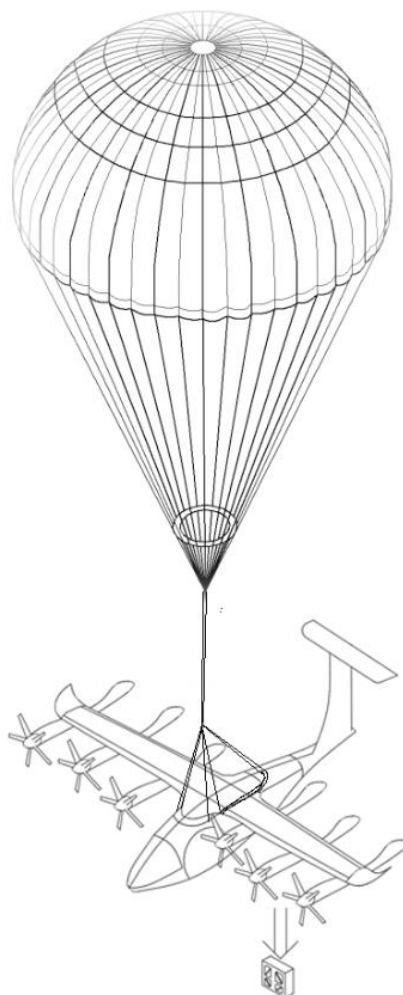


Рис 5.4. Принципова схема випускання парашуту

5.6 Висновки по розділу

В результаті виконання розділу була обрана принципова електросистема, визначено алгоритм її роботи, визначені її основні елементи, також був здійснений аналіз системи безпеки від CAPS яку застосовують на літаках Cessna такої ж маси як об'єкт дослідження, тому було прийнято рішення про інтегрування цієї системи у прототип конвертоплану.

6. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ПЛАНЕРА АЕРОМОБІЛЯ

В ході роботи на зразком магістерської дисертації була створена складальна 3-Д модель планера конвертоплану з деякими спрощенням: замість гондол кріплення застосовуються елементи кріплення до консолей крила, для розміщення в них повної гондолої х механізмом та двигунами для подальшого розміщення проводки.

Складальна консоль крила представлена на рис 6.1.



Рис 6.1. Складальна Консоль крила побудована у SolidWorks

В якості матеріалів для нервюр було задано параметри матеріалу В95, для переднього лонжерону двотаврового перетину, швелерного лонжерону та обшивки були застосовані характеристики відповідних ПКМ з відкритих бібліотек матеріалів програмного забезпечення, результати розрахунку елементів планера представлені на рис. 6.2-6.8.

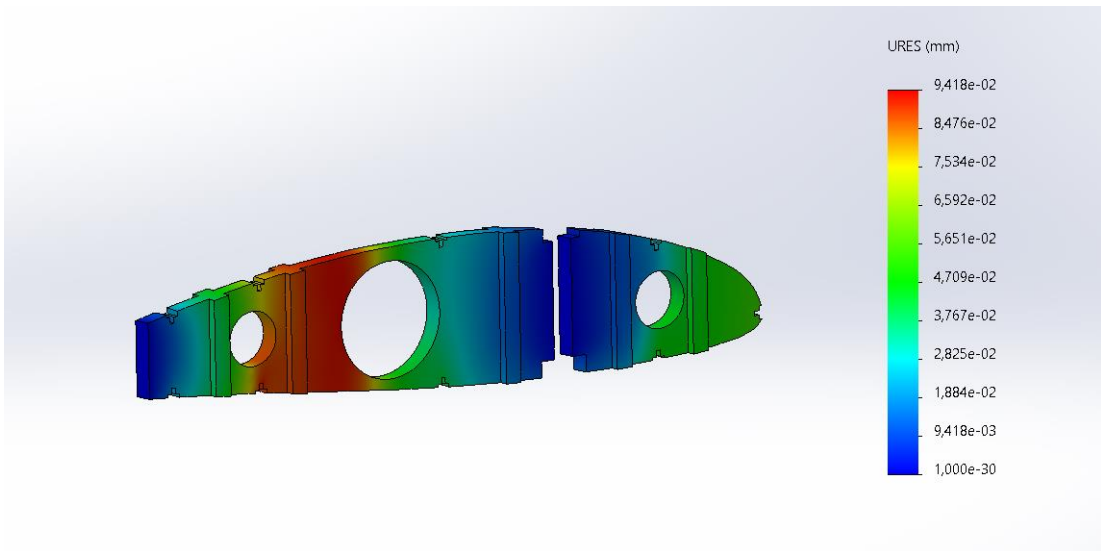


Рис 6.2. Деформації послинених нервюр при навантаженні, $Q = 2234$ кг, деформація складає $0,09$ мм

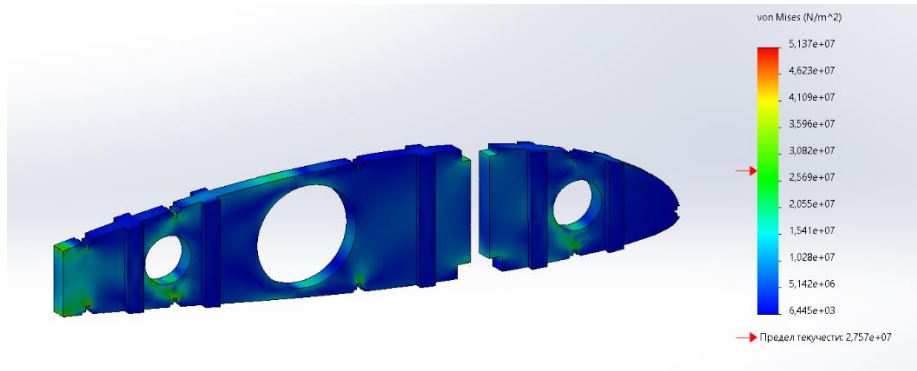


Рис. 6.3. Напруження по Мізесу при навантаженні, $Q = 2234$ кг, максимальне значення $2,757 \cdot 10^7 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$

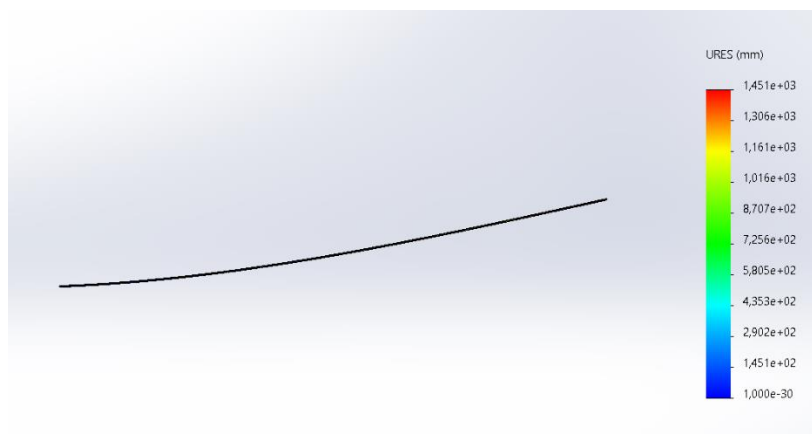


Рис. 6.4. Випробування на розтяг стрінгеру нижньої обшивки під діє аеродинамічного навантаження 598 кг/м, максимальна деформація $14,5$ мм

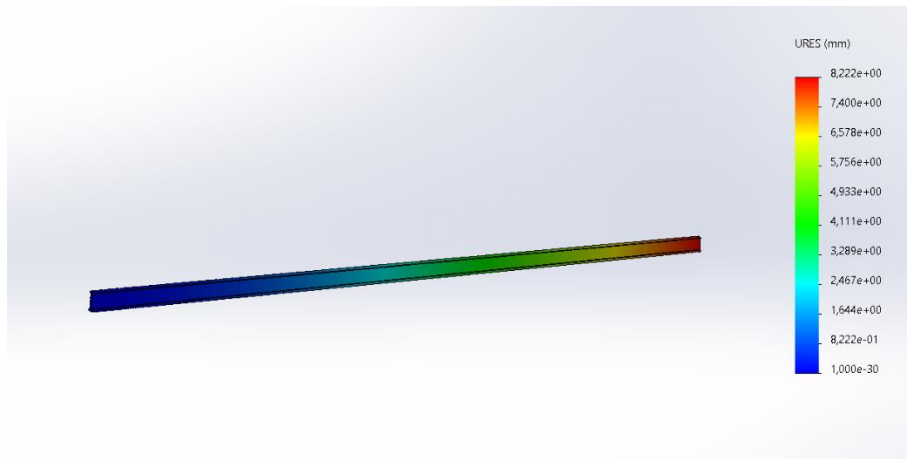


Рис 6.5. Деформації таврового лонжерону при навантаженні, $Q= 2234$ кг, деформація складає 8,22 мм

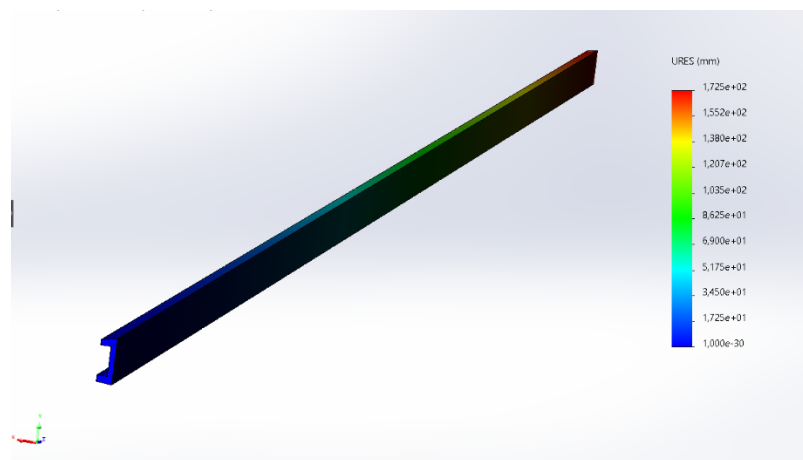


Рис 6.6. Деформації швелерного лонжерону при навантаженні, $Q= 2234$ кг, деформація складає 17,2 мм

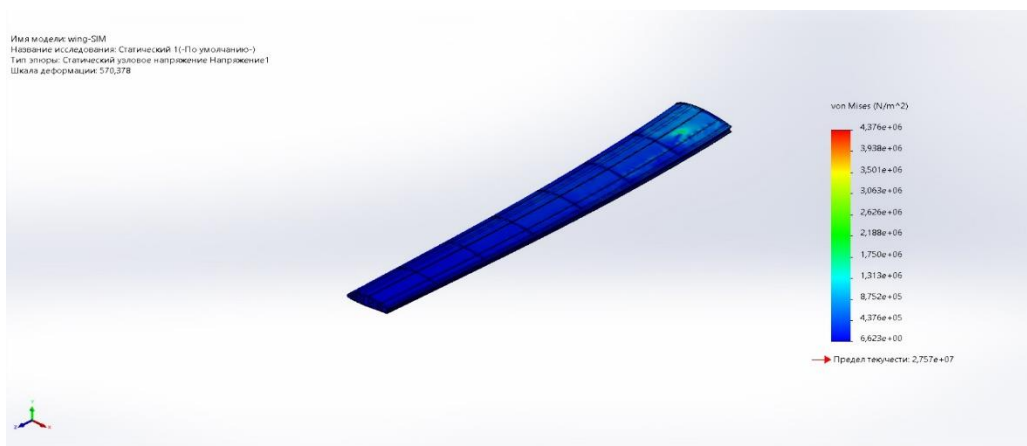


Рис. 6.7. Напруження по Мізесу при навантаженні, $Q= 2234$ кг, максимальне значення $3,063 \cdot 10^7 \frac{H}{M^2}$

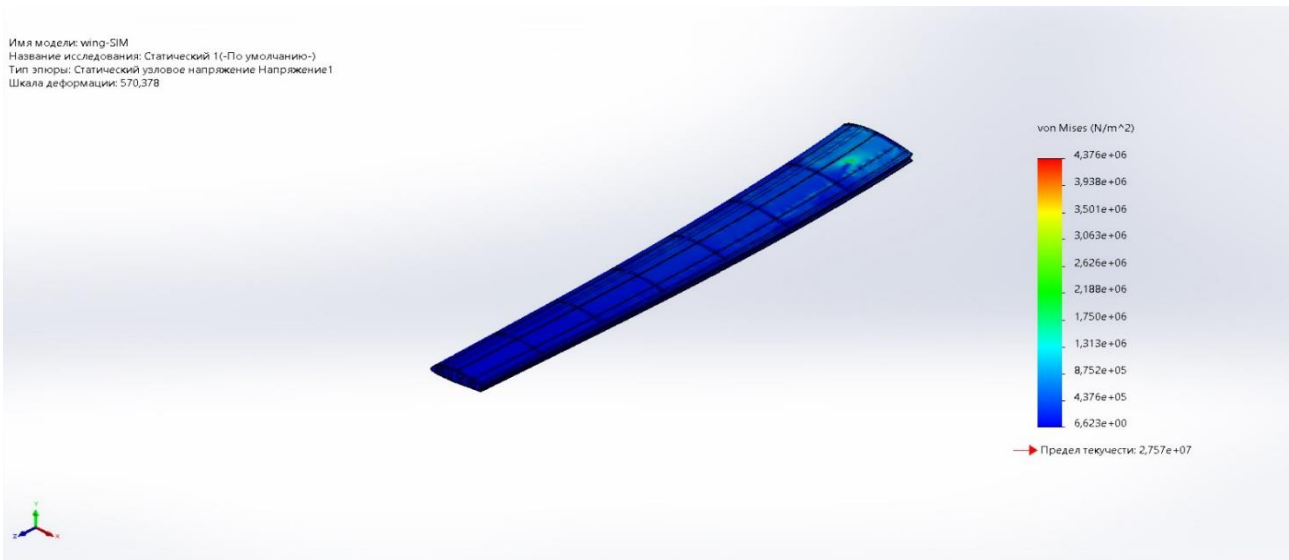


Рис 6.8. Деформації консолі крила при навантаженні, $Q= 2234$ кг, деформація складає $1,05$ мм

6.1 Висновки по розділу

В результаті виконання розділу була створена 3-Д модель консолі крила у SoliWorkds та проведений розрахунок на навантаження його основних силових елементів, результатами стали такі значення : деформації послинених нервюр при навантаженні $Q= 2234$ кг, деформація складає $0,09$ мм, максимальне значення напруження по Мізесу $2,757 * 10^7 \frac{H}{M^2}$, максимальна деформація стрінгеру під дією аеродинамічного навантаження складає $14,5$ мм, деформації таврового лонжерону при навантаженні, $Q= 2234$ кг $8,22$ мм, а швелерного $17,2$ мм, загальне напруження по Мізесу для всієї консолі крила складає $3,063 * 10^7 \frac{H}{M^2}$.

7. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ

7.1 Опис ідеї проєкту

Грунтуючись на потребах сучасного ринку логістики була обрана тема стартап проєкту, яка стосується проєктування та виробництва аеромобіля або аертоаксі. Опис ідеї представлено в таблиці 7.1.

Таблиця 7.1

Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для замовника
Серійне виробництво нових аеромобілів та створення логістичних шляхів між містами	Перевезення пасажирів містами, доставка невеликих вантажів, можливість модифікації для застосування у аграрній та військових сферах	Можливість розробки площадок обслуговування акумуляторів. Більша енергетична ефективність; Збільшення автономності та полегшення у навчанні персоналу

На 2022 рік в Україні відсутні подібні розробки, але велика кількість конструкторських бюро дозволяє використовувати сучасні методи виробництва та проєктування ЛА. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик проєкту представлено у таблиці 7.2 та таблиці 7.3.

Таблиця 7.2

SWOT-аналіз проєкту з впровадження адаптивного крила на існуючий БПС

Мета проєкту		
+	S	O
	Високо кваліфікована проєктна команда. Надійний замовник.	Можливість першими вийти на ринок БПЛА-таксі для загального доступу
-	W	T
	Складність швидкої реалізації на ринку. Можливі проблеми з запровадженням у логістичні ланцюги країни. Довга стадія сертифікації.	Міжнародно-правові (складна схема отримання дозвільної експортної документації для товарів виробництва країн які не є членами Європейської або Американської організацій по сертифікації

	літальних апаратів Проблеми з постачанням запчастин
--	---

Таблиця 7.3

Пошук конструктивного рішення

		Мета проєкту	
		О	Т
S	Постійне підтримання зв'язку з зацікавленими особами та постійне підвищення кваліфікації персоналу		Пошук альтернативних шляхів сертифікації та постачання.
W	Застосування сіткового планування та оптимізація процесів Підготовка відповідних документів та обробка нормативно-правової бази за для запровадження проєкту методом аналізу аналогів		

7.1. Технологічний аудит проєкту

Для визначення базових потреб перед запуском проєктування та виробництва ЛА необхідно провести аналіз технологічного забезпечення, яке може бути наявними на початку існування проєкту. Цей аналіз представлено в таблиці 7.4.

Таблиця 7.4

Технологічний аудит проєкту

Ідея проєкту	Технології реалізації	Наявність технології	Доступність технології
Запровадження аеромобіля у логістичні системи міст	Спеціальне ПЗ	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Виготовлення планеру ЛА з гондолами та механізмами повороту двигуна	Спеціальні стапелі, матриці, готові рішення акумуляторів, матеріали та обладнання	Створено	Необхідно безперебійне постачання матеріалів, оренда та обслуговування обладнання та приміщень
Створення технологічної документації	Спеціальне ПЗ та Бази даних	Створено	Створення спеціалістами ПЗ, яке адаптоване під вимоги виробництва та замовника
Льотні випробування	Виготовлення масштабних	Створено	Необхідність оренди тестових приміщень та

	моделей. Тести в аеродинамічній трубі. Спеціальне ПЗ.		персоналу, використання локального ПЗ
--	---	--	---------------------------------------

Висновком аналізу технологічного аудиту можна вважати, що є труднощі із запуском проєкту без початкового капіталу. Тому необхідно знайти спонсорські інвестиції, та заключити контракт із цими організаціями/структурами, що дасть можливість створити матеріальну та програмну базу для реалізації проєкту з проєктування та аеромобілів, інвесторами може стати компанії такі як Hoversurf.

7.2. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Необхідність цього етапу перед реалізацією ідеї обумовлена тим, що вона дає представлення щодо можливості входу на ринок та потенційної можливості для займання певної ніші на ньому. В таблиці 7.5 приведено інформацію щодо аналізу потенційного ринку. Оскільки ринок авіабудування є дуже перспективним та постійно розширюється, вибір цього ринку є перспективним.

Таблиця 7.5

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	6
2	Загальний обсяг продаж, ум. од	Залежить від замовника
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявне
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	60

Для чіткого визначення позиції на ринку необхідно провести аналіз потенційних клієнтів, що будуть користуватися послугами компанії.

Визначення цільової аудиторії також сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначення основних маркетингових стратегій і реалізації діяльності компанії. В таблиці 7.6 визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 7.6

Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги замовника до послуги
Необхідність швидкого перевезення між містами	Пасажири яким необхідно переміщення у мінімальні часові рамки	Повне гарантійне обслуговування та експлуатаційна документація на усьому життєвому циклі ЛА

Щоб визначити потенційні загрози та можливості проекту на ринку, проводиться додатковий аналіз прогнозу цих подій та ймовірної реакції компаній на цю подію. Цей аналіз сформульований у наступних двох таблицях 7.7 та 7.8, у яких перераховано негативні та позитивні фактори впливу відповідно. Основні загрози включають відсутність надійних постачальників, а також труднощі з налагодженням оптимального робочого процесу на перших етапах впровадження.

Таблиця 7.7

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Відсутність надійних постачальників високоточних компонентів на території країни	Зупинка процесу виробництва	Налагодження міжнародної доставки та пошук альтернативних компонентів
Надмірні затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої	Оптимізація виробничих та невиробничих процесів. Зміна структури проведення

		роботи
--	--	--------

Таблиця 7.8

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Розширення на міжнародний ринок	Велика кількість авіаційних Підприємств закордоном доєднається до виробництва та розповсюдження	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в різних регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи
Співпраця із великими компаніями	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії призведе до більшого признання на ринку. Розширення переліку інжинірингових послуг.

Наступний важливий крок – конкуренція в обраних сферах проекту. Для кращої наочності в таблиці 7.9 подано аналіз за М. Портером.

Таблиця 7.8

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Склад аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти в галузі	Поставники	Клієнти
		Інші компанії розробники	Літакобудівні компанії	Компанія матеріалів та ПЗ
Висновки	Мала конкуренція у разі введення системи найпершими	Наявність потенційних конкурентів на даний момент	Формують ціни	Формують час на виконання роботи

7.3. Розроблення ринкової стратегії проєкту

Щоб визначити ринкову стратегію, стратегія має бути чітко визначена. Охоплення ринку, засноване на описі потенційної цільової групи. Таблиця споживачів 7.9 показує аналіз цих потенційних груп споживачів. Щоб визначити маркетингову програму, ми визначимо стартовий проєкт. Основні переваги, які отримає клієнт від послуг компанії.

Таблиця 7.9

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Громадяни великих міст	Висока	Високий	Високий	Середній
2	Авіакомпанії	Середня	Високий	Низький	Високий

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлено в таблиці 7.10.

Таблиця 7.10

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

Чи є проєкт першопрохідцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики та послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
Частково	Пошук існуючих споживачів	Частково	Стратегія заняття Конкурентної ніші

7.4. Розробка маркетингової програми стартап-проєкту

Для визначення маркетингової програми проєкту визначимо основні ключові переваги, які буде отримувати клієнт від послуг компанії (табл. 7.11).

[30]

Таблиця 7.11

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проектування аеродинамічного компонування	Готові характеристики та 3D модель	Час реалізації, технічна підтримка
2	Виробництво аеромобіля	Готова модель БПС	Якість і точність, випуск Відповідної документації до розрахунків.
3	Консультаційна та технічна підтримка	Керівництво щодо експлуатації.	Рекомендації щодо використання продукції

7.5. Висновки до розділу

Під час роботи над ініціюванням проєкту було проведено концептуальний аналіз створення компанії, яка займається розробкою та виробництвом аеромобілів типу eVTOL.

Описано концепт та визначено його сильні та слабкі сторони. Необхідний аналіз було проведено відповідно до потреб реалізації та технічного огляду проєкту. Аудит та огляд показує високі стартові витрати проєкту, реалізація якого неможлива без спонсорського постачання. Проаналізовано потенційні ринкові можливості для запуску проєкту. Визначено слабкі та сильні сторони проєкту порівняно з потенційними проєктами конкурентів в ринкових нішах. Для стратегії проєкту проводився

аналіз ринку, який зможе забезпечити найбільші перспективи розвитку.
Проведений маркетинговий аналіз концепту проєкту.

ВИСНОВКИ

У даній роботі викладено теоретичне узагальнення і вирішення актуальної наукової задачі – визначення параметрів аеромобіля та удосконалення його конструкції задля використання у комерційних цілях.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні закономірностей між потужністю силової установки та запропонованню моделювання найгіршого й найскладнішого режиму- перехідного при зльоті та посадці.

Практичне значення отриманих результатів полягає у значному покращенні льотно-технічних характеристик та характеристик безпеки літального апарату із використанням системи з 12 двигунів та парашуту, зниженні аеродинамічні навантаження, що діють на конструкцію планера за рахунок двигунів по всій консолі крила.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Проектування аеромобіля з eVTOL має ряд особливостей пов'язаних з використанням акумуляторів, складністю керування та застосуванням запропонованих на ринку системами безпеки. В результаті роботи були запропоновані методи розрахунку перехідного режиму $L_{\text{пер}} = \frac{V_{\text{пер}}^2}{2\left(\frac{dV_x}{dt}\right)_{\text{ср}}}$ та визначення необхідної потужності для виконання цільових завдань $P_{\text{req}} = \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 C_{P_{\text{req}}}$.

2. Є можливість покращення енергетичних характеристики ЛА за рахунок використання системи розрахунку SOC, також було визначено оптимальний діаметр повітряного гвинта двигуна $d_{\text{опт.}} = 1,47$ м для ЛА з розмахом крила 12,3 м, найвигідніший коефіцієнт підйомної сили для оптимального критерію максимальної дальності складає $C_{y_a} = 1,3$, балансування по тангажу досягається при $C_{y_0} = 0,82$, досліджено вплив профілю з вінглетою та без неї, приріст аеродинамічної якості у порівнянні з симетричним профілем становить $\Delta K_{\text{max}} = 0,3$, а різниця між симетричним

профілем та використання надкритичного профілю з вінглетою $\Delta K_{max} = 0,52$.

3. Зовнішні навантаження на планер ЛА можна зменшити за рахунок розташування мотогондол під крилом, так сумарна перерізуюча при такому варіанті зменшилась на 294 кг, згинаючий момент зменшився на 222 кгм, а крутний момент зменшився на 88 кгм, що покращує навантаження на конструкцію аеромобіля в цілому, також ці параметри можна застосовувати для визначення оптимального положення повітряних гвинтів.

4. Алгоритми роботи електросистем можна спростити до базових за рахунок застосування готового обладнання, та систему порятунку CAPS доцільно використовувати на конвертопланах під час пасажирських перевезень, що потенційно може врятувати життя, хоч и збільшує масу та складність конструкції.

5 Досліджено можливість та ефективність ринкової комерціалізації проєкту, визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проєкту.

Результати роботи докладені на науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «авіа-ракетобудування: перспективи та напрями розвитку» і опубліковані у вигляді тез та у фаховому виданні «Механіка гіроскопічних систем» 2021-го року.

Результати роботи можуть бути використані під час проєктування аеромобіля.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Р.М. Набієв, А.Т. Газарханов, А.А. Абдуллаєв. Малорозмірні безпілотні літальні апарати та засоби боротьби з ними // Вісник Азербайджанської Інженерної Академії. Том 9 №2, 2017. с 15-20.
2. Р.М. Набієв, А.А. Абдуллаєв. Огляд етапів розвитку, конструкцій та проблем проектування БПЛА типу мультикоптер//Сучасна наука: актуальні проблеми теорії та практики. Серія Природні та технічні науки. Москва, 2017. №3-4. с 16-21.
3. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – Москва: Москва машиностроение, 1995. – 415 с. – (3). – (ISBN 5-217-03299-5.)
4. Archer Midnight (production aircraft) [Електронний ресурс] // evtol.news. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://evtol.news/archer/>.
5. Joby Aviation S4 [Електронний ресурс] // evtol.news. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://evtol.news/joby-s4>.
6. Vertical Aerospace VX4 (production model) [Електронний ресурс] // evtol.news. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://evtol.news/vertical-aerospace-VA-1X>.
7. What Makes Us Wisk [Електронний ресурс] // Wisk Aero Furthers Leadership in Sustainability. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://wisk.aero/about/>.
8. Supernal (Hyundai Motor Company) S-A1 [Електронний ресурс] // evtol.news. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://evtol.news/hyundai-s-a1/>.
9. Зиченков М.Ч., Кондаков И.И., Шаныгин А.Н. Новый подход к созданию легких и надежных силовых композитных авиаконструкций. Научный Вестник МГТУ ГА, 2016, т. 19, № 06, с. 127–136, doi: 10.26467/2079-0619-2016-19-6-127-136.
10. Liu Q., Jrad M., Mulani S.B., Kapania R.K. Integrated Global Wing and Local Panel Optimization of Aircraft Wing. 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, 2015, AIAA Paper no. 2015–0137, pp. 1–19
11. Qun Z., Yunliang D., Haibo J. A Layout Optimization Method of Composite Wing Structures Based on Carrying Efficiency Criterion. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, vol. 24, no. 4, pp. 425–433.
12. Kaplan E.M., Yesilkaya K.K., Yaman K. Stiffness Equivalent Finite Element Modelling of a Physical Assembly by Structural Optimization Method. 7th International Conference on Mechatronics and Manufacturing, Singapore 2016, vol. 45, pp. 1–5.
13. Bach T., Dähne S., Heinrich L., Hühne C. Structural Optimization of Composite Wings in an Automated Multi-Disciplinary Environment. 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, 2014, AIAA Paper no. 2014-2295, pp. 1-11

14. Dillinger J.K.S., Abdalla M.M., Klimmek T. Stiffness Optimization of Composite Wings with Aeroelastic Constraints. 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM, Indianapolis, 2012, AIAA Paper no. 2012-5401, pp. 1-15.
15. Шингель Л.П. О проектировании крыла из композиционного материала самолета вертикального взлета и посадки. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2012, т. 14, № 1(2), с. 514-516.
16. Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. Ученые записки ЦАГИ, 2015, т. 46, № 2, с. 63-79.
17. Солошенко В.Н., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции кессона крыла из композиционных материалов среднемагистрального самолета. Вестник Московского авиационного института, 2013, т. 20, № 1, с. 16-30.
18. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов
19. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов. // ИЗВЕСТИЯ ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ. МАШИНОСТРОЕНИЕ. – 2018. – С. 75-80.
20. Тисячук О. В. Оптимізація геометрії крила планеру з урахуванням статистичних даних / О. В. Тисячук, В. В. Сухов, К. О. Предаченко, А. В. Лукан. // Науково-технічний збірник "Механіка гіроскопічних систем». – 2021. – С. 99-108
21. How Bonding Jumpers Are Used in Airplanes [Электронный ресурс] // OneMroeaerospace. – 2021. – Режим доступа до ресурсу: <https://monroeaerospace.com/blog/how-bonding-jumpers-are-used-in-airplanes>
22. G. Droandi, M. Syal, and G. Bower, "Tiltwing Multi-Rotor Aerodynamic Modeling in Hover, Transition and Cruise Flight Condition", AHS International 74th Annual Forum and Technology Display, 2018.
23. Мхитарян А.М. Аэромеханика. – М.: Машиностроение, 1984. – 352.
24. Базилевский А.Н., Трубенков В.Д., Ушаков В.В. Розрахунок поляря літака: Методические указания. – К.: КИИГА, 1982. – 43 с.
25. Bruen and J. Marco, "Modelling and experimental evaluation of parallel connected lithium ion cells for an electric vehicle battery system", Journal of Power Sources, Vol. 310, 2016.
26. Лекмко О. Л. ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С ПОВОРОТНЫМИ ВИНТАМИ / О. Л. Лекмко, В. В. Сухов, Н. В. Силка. // Авиационная космическая техника и технология. – 2011. – №1. – С. 54-57.

27. Расчет на прочность элементов конструкции самолета: Учеб. пособие. Изд. третье, переработанное / Ю. Л. Тарасов, Б. А. Лавров; Самар, гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2000. 112 с.

28. Лебедев О. Р. Розробка системи управління конвертопланом при керуванні за допомогою мобільного додатку : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. : спец. 151 "Інженерія мобільних додатків" / Лебедев О. Р. – Харків, 2020. – 114 с.

29. CIRRUS AIRFRAME PARACHUTE SYSTEM MAINTENANCE MANUAL with ILLUSTRATED PARTS LIST [Електронний ресурс] // IRRUS DESIGN SR Series Airplane. – 2002. – Режим доступу до ресурсу: <https://befa.org/wp-content/uploads/2021/04/Cirrus-CAPS-Maintenance-Manual.pdf>.

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