

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

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

«На правах рукопису»
УДК 656.7

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____Петро Лук'янов
«__»_2023 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Безпілотне судно вертикального зльоту та посадки»

Виконав:

студент II курсу, групи АЛ-21мп
Павленко Михайло Васильович

Керівник:

професор кафедри АРБ, д.т.н.,
Сухов Віталій Вікторович

Рецензент:

доцент кафедри СКЛА, к.т.н., доцент
Бобков Юрій Володимирович

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

Студент _____

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Петро ЛУК'ЯНОВ

«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Павленку Михайлу Васильовичу

1. Тема дисертації «Безпілотне повітряне судно вертикального зльоту та посадки», науковий керівник дисертації професор кафедри АРБ Сухов Віталій Вікторович, д.т.н, затверджені наказом по університету від «3» листопада 2023 р.

№ 5134-с

2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.

3. Об'єкт дослідження Безпілотне повітряне судно (БПС) з функцією вертикального зльоту та посадки.

4. Вихідні дані *Злітна вага 18 кг.*

Максимальна (пікірувальна) швидкість польоту 135 км/год.

Швидкість звалювання 60 км/год.

Крейсерська швидкість в режимі горизонтального польоту 90 км/год.

Корисне навантаження 3,5 кг. Висота польоту 1000 м.

5. Перелік завдань для розробки

5.1. Аналіз патентної інформації та наукової літератури, огляд аналогів і вибір прототипу.

5.2. Розробка конструктивно-силової схеми планера літака.

5.3. Визначення основних аеродинамічних та геометричних характеристик. Вибір енергетичної установки

5.4. Розробка математичної моделі горизонтального і вертикального режимів польоту БПС.

5.5. Формування загального вигляду 3D-моделі в САD-системі.

5.6. Вибір матеріалу та технології виготовлення елементів конструкції БПС.

5.7. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Аналіз існуючих БПС. Вибір аналогу.

6.2. Конструктивно-силова схема планера літака.

6.3. Результати визначення аеродинамічних та геометричних характеристик БПС у першому наближенні. Енергетична система БПС.

6.4. Математична модель режимів польоту БПС.

6.5. Технологічне забезпечення виробництва елементів планера.

6.6. Складальний кресленик БПС. Візуально-просторова модель.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні .

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

8. Дата видачі завдання 20.11.2022 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз патентної інформації та наукової літератури, огляд аналогів і вибір прототипу.	до 23.12.2022 р.	
2.	Приведення математичної моделі режимів польоту БПЛА.	до 09.02.2023 р.	
3.	Визначення аеродинамічних та геометричних характеристик БПЛА.	до 05.05.2023 р.	
4.	Проектування 3D-моделі апарату в САД-системі.	до 28.06.2023 р.	
5.	Аналіз та дослідження матеріалів для виготовлення елементів конструкції апарату.	до 17.09.2023 р.	
6.	Розробка стартап-проекту.	до 14.12.2023 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 26.12.2023 р.	
8.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.01.2024 р.	

Студент

Михайло ПАВЛЕНКО

Науковий керівник

Віталій СУХОВ

Реферат

Магістерська дисертація: «Безпілотне повітряне судно вертикального зльоту та посадки», 94 сторінок, 53 рисунки, 23 таблиці, 20 посилань.

Актуальність: Авіація з кожним днем набирає оберти у власному прогресі і впевнено крокує до абсолютного ідеалу в аеродинамічних характеристиках, оптимізації витрат палива, пошуку його альтернативи, використанні апаратів в спеціальних службах, у військових потребах тощо. Так, безпілотники в більшості напрямках авіації поступово замінюють роботу людей в пілотських кріслах. Важливою характеристикою безпілотних апаратів є їх здатність виконувати місії в екстремальних умовах, наприклад, в місцевості, де нема змоги прокласти повноцінну злітно-посадкову смугу (до 1000 м). Сюди на допомогу приходять безпілотники з можливістю вертикального зльоту і, звичайно, вертикальною посадкою, якщо мова не йде про апарати-камікадзе. Таким апаратам для початку експлуатації потрібно лише кілька квадратних метрів відносно рівної поверхні. Окрім того, що використання безпілотників здешевлює місію в рази, це зберігає найголовніший ресурс – людські життя.

Мета роботи: створення нового зразка безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки оптимальної конструкції із залученням новітніх методів виготовлення її частин.

Об'єкт дослідження: безпілотний літальний апарат класифікації VTOL.

Предмет дослідження: проектування БПЛА, на основі існуючих аналогів, розрахунок основних геометричних та аеродинамічних характеристик, математична модель руху апарату.

Методи дослідження: визначення аеродинамічних характеристик їх характер в середовищі «XFLR» на основі вхідних даних з ТЗ, розрахунок САХ, основної геометрії апарату. Збір інформації про аналоги БПЛА, створення на їх основі моделі БПЛА.

Наукова новизна одержаних результатів: розроблена математична модель руху БПЛА на вертикальному та горизонтальному режимах польоту, складена інструкція з побудови імпровізованої композитної (вакуумної) бані для створення композитних деталей, розрахована основна геометрія та

аеродинаміка БПС, включаючи відносний статичний коефіцієнт методом зміни попередніх отриманих результатів.

Практичне значення одержаних результатів: під час пропрацювання магістерської дисертації було обрано компоувальну схему ЛА, спираючись на існуючі аналоги, розроблена математична модель руху на обох режимах – горизонтальному та вертикальному. Розрахована геометрія та базова аеродинаміка, проведений аеродинамічний аналіз та отримані результати оброблені під час обчислень необхідних значень. Спроектовано 3D-модель БПС, а також приведений детальний опис матеріалів, що застосовуються для виготовлення частин апарату. Перераховані маніпуляції та їх результати дозволяють розпочати безпосереднє виготовлення агрегатів застосовуючи методи та технології зазначені в дисертації, на основі приведених в даній роботі матеріалів приступити до збірки самого апарату.

Публікації:

- Тези на IV Науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» - Павленко М. В., В. В. Сухов - Безпілотний літальний апарат із реактивною тягою – Київ, 2023. – с.71-76.

Abstract

Master's thesis: "Optimization of the aerodynamic characteristics of the glider on statistical data and atmosphere model", 94 pages, 20 links, 53 drawings, 23 tables.

Relevance: Aviation is gaining momentum in its own progress each day, confidently moving towards the absolute ideal in aerodynamic characteristics, optimizing fuel consumption, seeking alternatives, using aircraft in specialized services, military needs, and more. Unmanned aerial vehicles (UAVs) are gradually replacing manned aircraft in most aviation domains. An important characteristic of UAVs is their ability to perform missions in extreme conditions, such as areas where there's no possibility of having a full-length runway (up to 1000 meters). In such scenarios, UAVs capable of vertical takeoff and, of course, vertical landing, come to the rescue, unless they are kamikaze devices. These aircraft initially require only a few square meters relative to a flat surface for operation. Besides significantly reducing mission costs, using UAVs preserves the most crucial resource: human lives.

Purpose of the study: Development of a new model of a vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicle with an optimal design involving state-of-the-art manufacturing methods for its components.

The object of study: Unmanned aerial vehicle classified as VTOL (Vertical Takeoff and Landing).

Subject of research: Designing an UAV based on existing analogs, calculating primary geometric and aerodynamic characteristics, and creating a mathematical model for the aircraft's motion.

Methods of research: Determining the aerodynamic characteristics and their behavior within the "XFLR" program based on input data from the technical specifications. Calculating the aerodynamic center, primary geometry of the aircraft, gathering information about UAV analogs, and creating a UAV model based on this data.

The results and their novelty: A mathematical model for the UAV's motion in vertical and horizontal flight modes has been developed. Additionally, an instruction manual has been compiled for constructing an improvised composite (vacuum) chamber to produce composite components. The primary geometry and aerodynamics of the UAV have been calculated, including the relative static coefficient using the

method of adjusting previously obtained results.

Recommendations for the use of work: During the preparation of the master's thesis, an aircraft layout scheme was chosen based on existing analogs. A mathematical model for the aircraft's movement in both horizontal and vertical modes was developed. Geometry and basic aerodynamics were calculated, and an aerodynamic analysis was performed, processing the obtained results for necessary computations. A 3D model of the UAV was designed, accompanied by a detailed description of the materials used for manufacturing its components. The calculations and their outcomes allow for the direct manufacturing of assemblies using the methods and technologies outlined in the dissertation. Based on the materials provided in this work, assembly of the aircraft can commence.

Publications:

- Theses for the IV Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists "Aero-Rocket Engineering: Prospects and Directions of Development" - Pavlenko M. V., V. V. Sukhov - Unmanned Aerial Vehicle with Jet Propulsion – Kyiv, 2023. – p.71-76.

Зміст

Перелік умовних позначень.....	9
Вступ	10
1. АНАЛІЗ ПАТЕНТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ТА НАУКОВОЇ ЛІТЕРАТУРИ, ОГЛЯД АНАЛОГІВ І ВИБІР ПРОТОТИПУ.....	12
1.1 Патентно-наукова інформація.....	12
1.2 Огляд існуючих аналогів	19
Висновки з розділу	23
2. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ПЛАНЕРА ЛІТАКА..	24
2.1. Конструктивно-силова схема крила.	24
2.2. Конструктивно-силова схема хвостового оперення	29
2.3. Конструктивно-силова схема фюзеляжу.....	30
2.4. Інструкція 1	33
2.5. Конструктивно-силова схема балок	37
2.6. Конструктивно-силова схема шасі	38
Висновки з розділу	38
3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК У ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ. ВИБІР ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ	40
3.1. Геометрія планера.....	40
3.2. Аеродинаміка	41
3.3. Відносний статичний коефіцієнт	44
3.4. Вибір енергетичної установки.....	48
Висновки з розділу	53
4. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ТА ВЕРТИКАЛЬНОГО РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ БПС.....	54
4.1. Модель горизонтального польоту	54
4.2. Модель вертикального польоту.	61
4.3. Схема руху БПС.....	65
Висновки з розділу	65

Підп. і дата	
Взам. Інв. №	
Інв. №	
Підп. і дата	
Інв. № подп	

АЛ21мп0115.16.00.00.00 ПЗ				
Лист	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
Розроб.		Павленко М.В.		
Прав.		Сухов В.В.		
Т.контр.				
Н.контр.		Поваров С.А.		
Затв.		Лук'янов П.В.		
Безпілотне повітряне судно вертикального зльоту та посадки				
		Лист	Лист	Листів
			7	94
КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп				

5. ПРОЕКТУВАННЯ 3D-МОДЕЛІ АПАРАТУ В САД-СИСТЕМІ.....	66
Висновки з розділу.....	68
6. ВИБІР МАТЕРІАЛУ ТА ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ БПС.....	69
Висновки з розділу.....	72
7. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ	73
7.1. Опис ідеї проекту.....	73
7.2. Технологічний аудит ідеї проекту	75
7.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту	76
7.4. Розробка ринкової стратегії проекту	84
7.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	86
Висновки з розділу	88
ВИСНОВКИ	90
Список використаних джерел.....	92

Перелік умовних позначень

ПЗ – пояснювальна записка;

ТЗ – технічне завдання;

ЛА – літальний апарат;

БПС – безпілотне повітряне судно;

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

VTOL – Vertical Take Off and Landing (Вертикальний Зліт та Посадка);

СУ – силова установка;

ГО – горизонтальне оперення;

ВО – вертикальне оперення;

САУ – Система автоматичного керування;

ТАК – Теорія автоматичного керування;

Вступ

Авіація з кожним днем набирає оберти у власному прогресі і впевнено крокує до абсолютного ідеалу в аеродинамічних характеристиках, оптимізації витрат палива, пошуку його альтернативи, використанні апаратів в спеціальних службах, у військових потребах тощо. Теж саме або навіть і більше можна сказати про безпілотну авіацію. Безпілотні літальні апарати майже століття використовуються в різних куточках світу. Важко уявити сучасний світ без цих рушіїв прогресу: від крихітних мультикоптерів до великих бойових літаків – їх створюють щодня. Так, безпілотники в більшості напрямках авіації поступово замінюють роботу людей в пілотських кріслах.

Важливою характеристикою безпілотних апаратів є їх здатність виконувати місії в екстремальних умовах, наприклад, в місцевості, де нема змоги прокласти повноцінну злітно-посадкову смугу (до 1000 м). Сюди на допомогу приходять безпілотники з можливістю вертикального зльоту і, звичайно, вертикальною посадкою (класифікація VTOL), якщо мова не йде про апарати-камікадзе. Таким апаратам для початку експлуатації потрібно лише кілька квадратних метрів відносно рівної поверхні. Окрім того, що використання безпілотників здешевлює місію в рази, це зберігає найголовніший ресурс – людські життя, а якщо точніше пілотські.

Звичайно, розробка якісного безпілотного апарату вимагає насамперед кваліфікованих кадрів в команді, залучення чималих фінансів на матеріали і відповідної реклами, яка буде спроможна змагатись з іншими гігантами галузі. Саме тому, конструктори ставлять ціль врахувати всі вищевказані аспекти, а також впровадити найсучасніші методи та технології для існуючих зразків безпілотної авіації. Проте, даний проект-експеримент несе в собі мету розробки й проектування нового безпілотного судна, що вбере в себе врахування та виправлення помилок в компонуванні, аеродинамічному проектуванні та дослідить ефективні методи вертикального зльоту та посадки.

Якщо говорити про безпілотні літальні апарати літакового типу, котрих безліч, то сьогодні намагаються збільшити їх дальність польоту за рахунок зменшення їх

маси, покращення аеродинамічних характеристик. Ці аспекти особливо важливо враховувати коли мова йде про тактичне використання апарату, наприклад у розвідці.

Результати даної роботи можуть послужити основою для подальшого розвитку технологій безпілотної авіації та знайти застосування в різних галузях. В перспективі, завдяки високим аеродинамічним характеристикам, розглядається можливість експлуатації безпілотного повітряного судна з вимкненням двигуна на висоті для продовження його тривалості польоту.

1. АНАЛІЗ ПАТЕНТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ТА НАУКОВОЇ ЛІТЕРАТУРИ, ОГЛЯД АНАЛОГІВ І ВИБІР ПРОТОТИПУ

1.1. Патентно-наукова інформація

Клас безпілотних повітряних суден вертикального зльоту та посадки займає важливе місце в галузі.

Проведемо аналіз патентної інформації обравши 4 патенти, які представляються тандемною схемою, двобалочною схемою, схемою конвертоплан, а також нормальною схемою компоновання.

Основні зразки патентів представлені нижче:

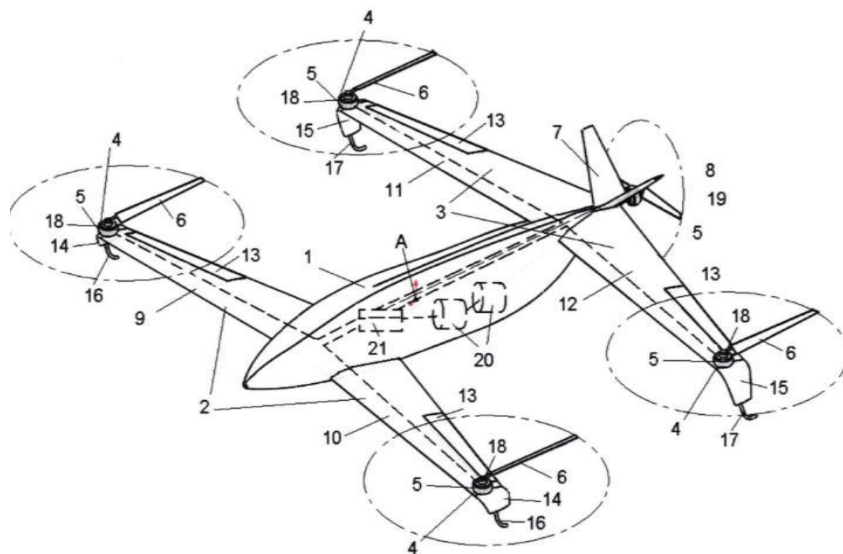
Першим аналогом БПС виступить патент [1].

При створенні винаходу була поставлена технічна задача досягнення простоти конструкції, що забезпечує найменший лобовий опір та можливість керування БПЛА в режимі вертикального зльоту та посадки та в інших режимах польоту, зокрема в горизонтальному. Очікуваним технічним ефектом було спрощення конструкції БПЛА, зниження ваги та вартості, підвищення надійності.

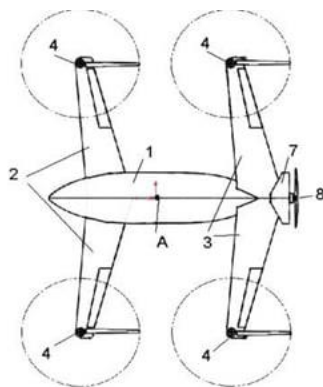
Апарат виконаний за аеродинамічною схемою «тандем» (рис.1.1) та містить:

- переднє та заднє крила на фюзеляжі розташовані зі зміщенням по висоті відносно один від одного, при чому кут установки заднього крила більше за кут установки переднього по тангажу;
- на кінцях консолей мають закінцівки відігнуті вниз, що являють собою шасі, мають достатню довжину для посадки на місцевості;
- чотири підйомні гвинтомоторні групи, розміщені на кінцях консолей крил, що містять безколекторні електромотори з регуляторами потужності;
- маршеву силову установку: безколекторний мотор, регулятор, зовнішній багатолопатевий гвинт;
- стабілізатор з V-подібним оперенням винесеним догори;

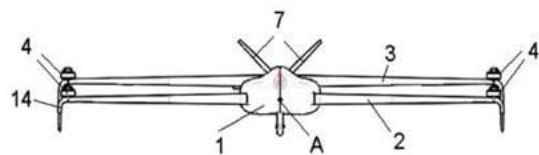
- буферну акумуляторну батарею;
- зазначені консолі переднього і заднього крил виконані зі зворотною стрілоподібністю, що забезпечує в режимі вертикального зльоту і посадки положення центру мас в точці застосування сумарної підйомної сили від усіх зазначених гвинтомоторних груп, а при польоті по маршруту забезпечує положення центру мас попереду точки застосування сумарної підйомної сили крил і фюзеляжу за польотом на 5-15% від довжини середньої аеродинамічної хорди крил;



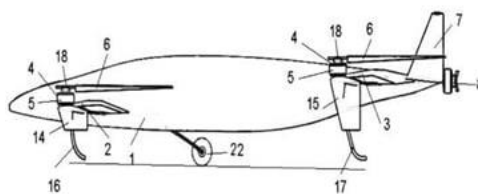
Фиг.1



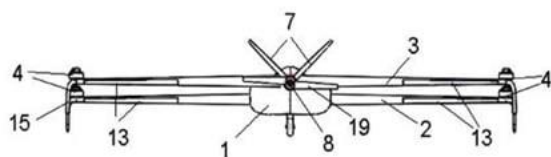
Фиг.2



Фиг.4



Фиг.3



Фиг.5

Рис.1.1 – загальний вигляд та проекції тандемної схеми

До основних *недоліків* даного БПЛА можна віднести короточасні проблеми з поздовжнім балансуванням при польоті на марші завдяки вібраціям гвинтомоторних груп в разі великого навантаження на цей ЛА. Що стосується *переваг*, то це конструкція планера, а саме крила зі зворотною стріловидністю, що при польоті за маршрутом забезпечує положення центру мас попереду точки застосування сумарної підйомної сили від крил і фюзеляжу у напрямку польоту на 5-15% від довжини середньої аеродинамічної хорди крил. V-подібне хвостове оперення може виконувати роль як стабілізатора, руля висоти, так і руля напрямку.

Наступним аналогом представлено німецький патент [2], автор – Нідцбалла Ханс. Даний винахід так само передбачає вертикальний зліт та посадку..

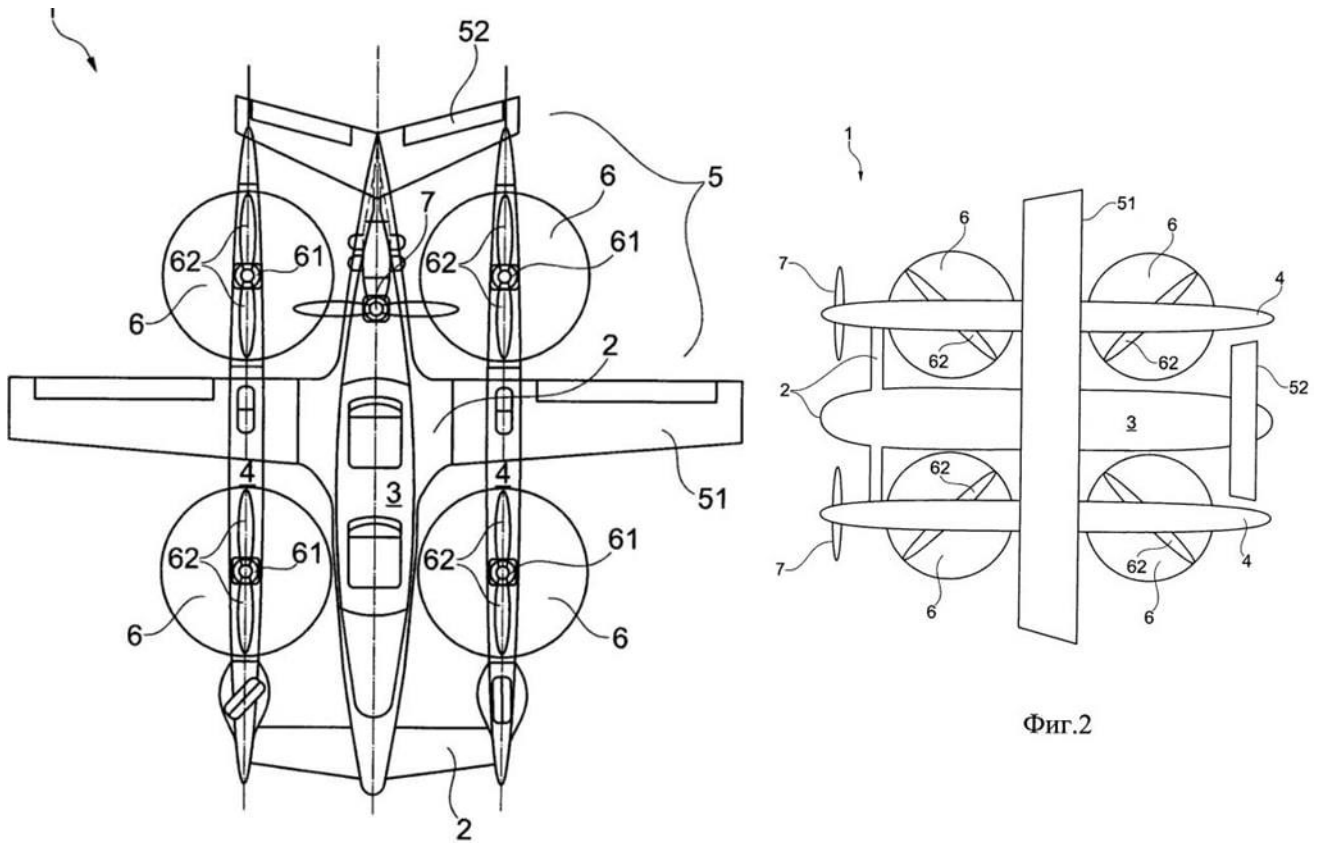
Щодо конструкції, то ЛА містить опорну однофюзеляжну конструкцію і два пілони, кожен з яких розташований збоку на відстані від фюзеляжу. Літальний апарат чотири несучі гвинти і один рушій. Рушій може бути виконаний у двох варіантах: як електродвигун, так і двигун внутрішнього згорання.

Електродвигуни, що направлені вертикально живляться від батареї. Також, акумуляторний елемент розглядається з можливістю зарядки сонячною енергією.

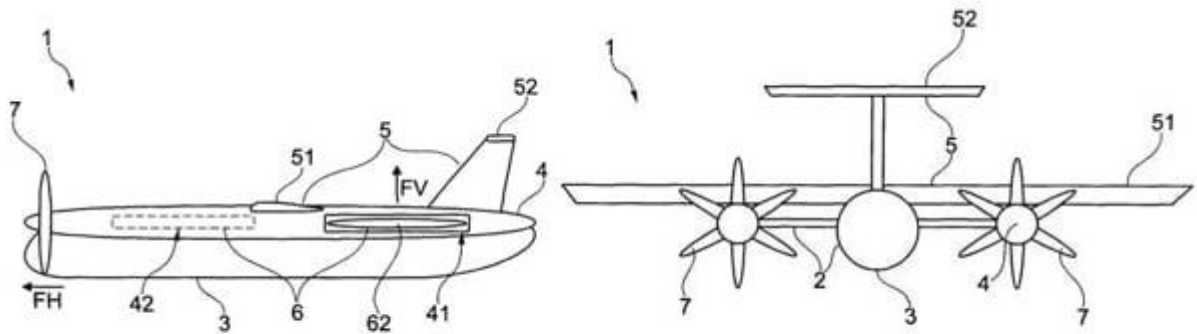
В такому випадку, акумуляторний елемент розташований на аеродинамічних поверхнях та/або фюзеляжі.

Генератор може бути виконаний з можливістю приведення в дію, наприклад двигуном внутрішнього згорання і з можливістю забезпечення електроенергії для приведення в дію електродвигунів.

Перевагою даного БПЛА є те, що рушій може бути як електродвигуном, так і двигуном внутрішнього згорання, що дає змогу обрати для цієї конструкції відповідний двигун за бажанням замовника. Можливість заряджати акумулятор завдяки сонячній енергії, яка надходить на попередньо встановлені сонячні панелі на поверхні ЛА.



Фиг.1



Фиг.3

Фиг.4

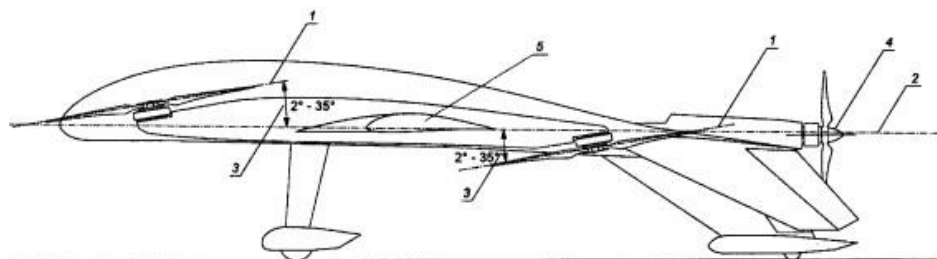
Рис.1.2 -

Ще один в якості аналогу патент [3], який належить авторам – Араксіну І.В. та Олександрову С.М.

Даний винахід (рис.1.3), так само як і розглянуті попередні має здатність до вертикального зльоту (або надкороткого) зльоту та посадки. Проте, в даному випадку розглядається можливість вертикального режиму польоту завдяки трьох двигунам, замість чотирьох, як це зазвичай у попередніх варіантах та і в безпілотній авіації в цілому. Також, ці три двигуни можуть відповідати і за

горизонтальний політ, оскільки даний апарат розглядається як ЛА з характерними конвертоплану властивостями. Повітряні гвинти підйомних силових установок встановлені таким чином, що площина їх обертання розташована під кутом від 2 до 35 градусів до площин крила. Тобто, в момент зльоту літальний апарат в режимі висіння розташовується з позитивним кутом тангажу від 2-х до 35 градусів, для набору достатньої швидкості на підйомних двигунах. Далі ці двигуни нахиляють весь ЛА вперед до певного кута, він і забезпечує горизонтальний політ. Щойно ЛА досягає необхідної швидкості (1,1-1,5 швидкості звалювання) підйомні двигуни припиняють свою роботу.

Даний принцип і є перевагою такого варіанту виконання БПЛА. Перевага пояснюється меншим часом переходу з режиму висіння в режим горизонтального польоту та навпаки, а також забезпечується зниження витрати палива. Це і було завданням винаходу: вирішення проблеми недосконалості компоновок ЛА (VTOL), що на ринку. Через ці проблеми якість перехідного процесу з вертикального в горизонтальний режим польоту досить низька, що і знижує надійність та енергоефективність.



Фиг.1

Рис.1.3 – вид збоку конвертованого БПЛА

На Фіг.1-5 рис.1.4 ми можемо спостерігати безпосередньо варіанти здійснення винаходу.

Запропоновані компонування дозволяють набирати достатню швидкість на підйомних двигунах для здійснення польоту в літаковому режимі за рахунок незначного нахилу всього літального апарата вперед

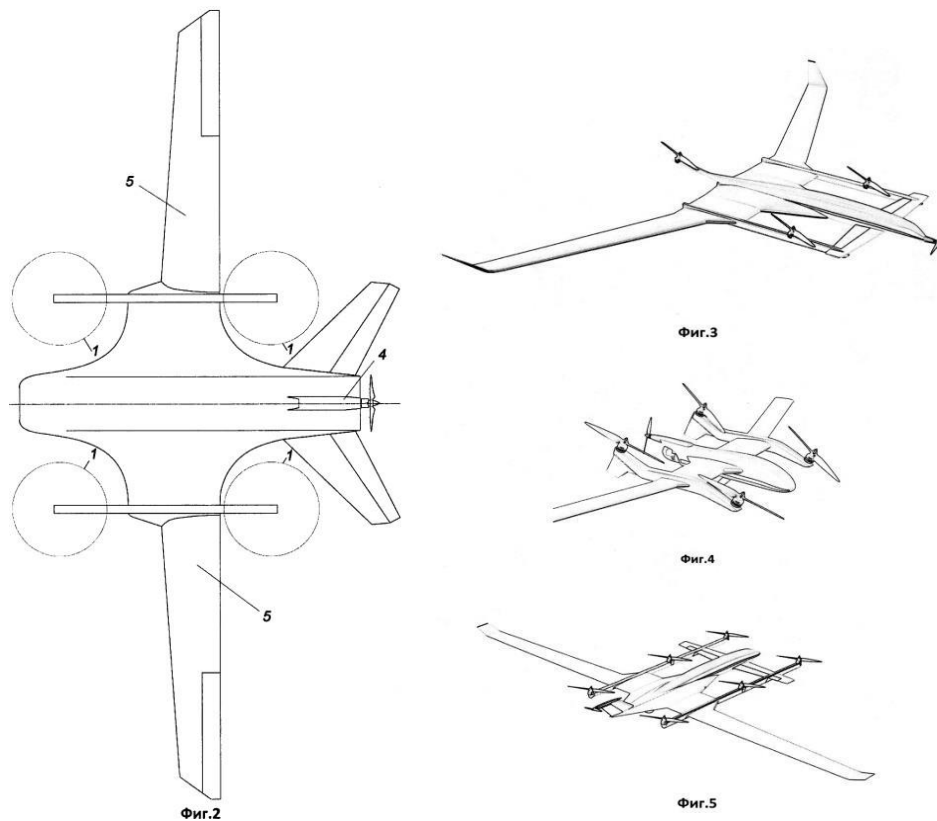


Рис.1.4 – варіанти компоувальних схем конвертованого БПЛА

Четвертий аналог, а водночас і перспективний прототип – патент [4], автори – Гайнутдінов В.Г., Смишляєв О.Ф., Головина К.С., Абдуллін І.Н.

Даний винахід, ідея якого закладена для використання апарату в цілях моніторингу навколишнього середовища, зокрема аерофотозйомки та відеоспостереження.

Технічним результатом від використання винаходу є створення ефективного безпілотного літального апарату вертикального зльоту та посадки модульної конструкції за рахунок розширення його функціональних можливостей.

Технічний результат досягається простотою збірки завдяки модульній конструкції безпілотного літального апарату вертикального зльоту і посадки, що включає в себе: силовий елемент композитної несучої балки з фермовим заповнювачем, закріпленої всередині фюзеляжу, крило з елеронами, вузли кріплення, силову установку, розташовану у фюзеляжі, акумуляторну батарею, на кожній консолі крила виконані пілони з двома підйомними гвинтами для вертикального зльоту та посадки. Силова установка виконана у вигляді

маршового двигуна з повітряним гвинтом, який розміщений у передній частині фюзеляжу, відповідає за горизонтальний політ.

Загнуті кінці прикріплені до стінок корпусу фюзеляжу з внутрішньої сторони, причому корпус фюзеляжу виконаний роз'ємним, що складається з верхньої та нижньої частин, з'єднаних між собою заклепочними гайками, у верхній частині корпусу фюзеляжу, виконаний відсік для розташування корисного навантаження, який розділений на два відсіки по обидва боки акумуляторної батареї, яка розташована на центральній частині крила, всередині корпусу фюзеляжу.

На Фіг.1-4 рис.1.5 ми бачимо креслення загального виду БПЛА, а також його вид у трьох проекціях. Кресленник дає розуміння для правильної збірки та розбірки апарату, що дозволяє зробити його модульна конструкція, яка і є основною перевагою.

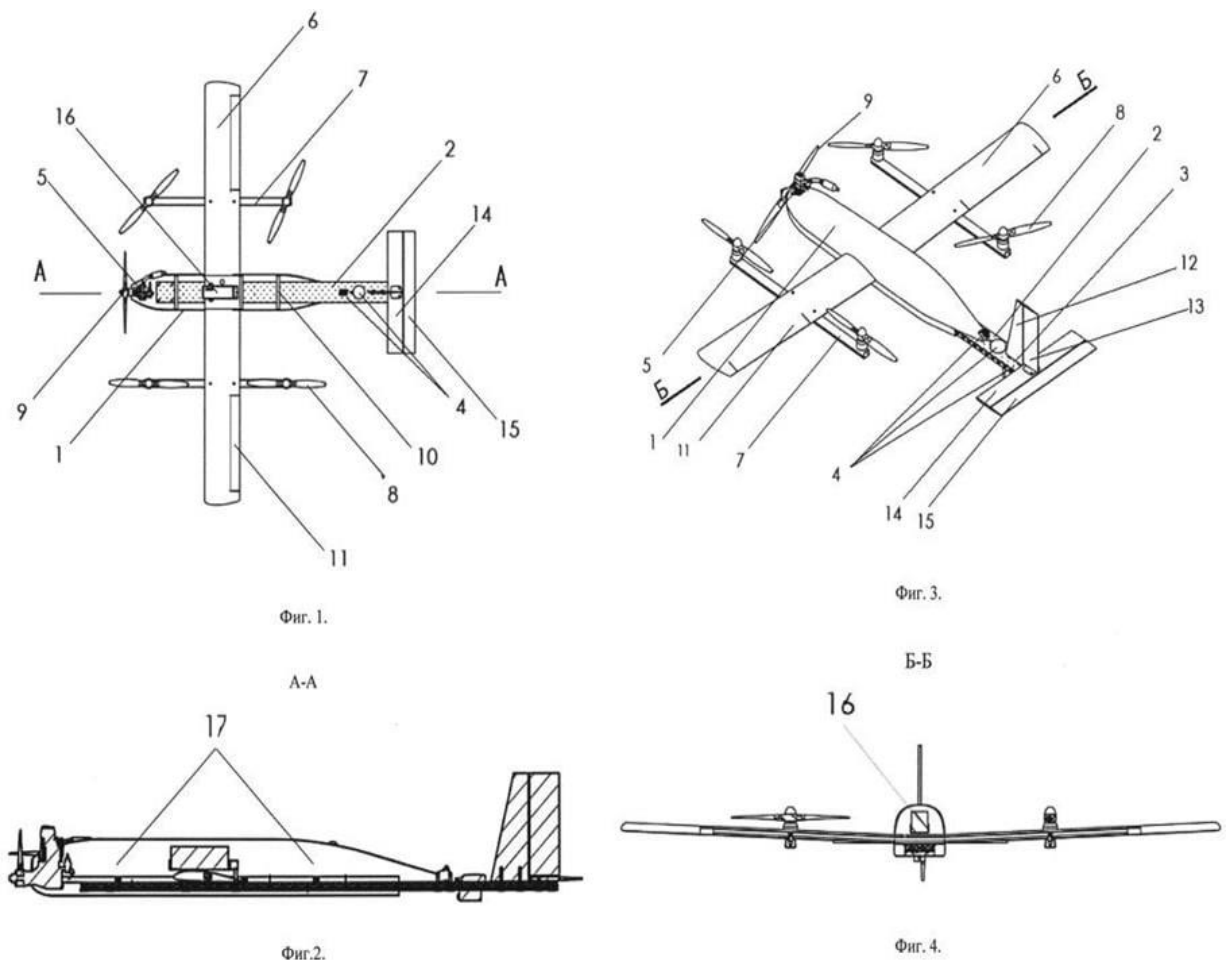


Рис.1.5 – БПЛА модульної схеми

1.2 Огляд існуючих аналогів

Розглянемо тепер в якості аналогів існуючі апарати, які перебувають безпосередньо в експлуатації: БПЛА VXE30 (рис.1.6) від Lockheed Martin та Penguin C Mk 2.5 (рис.1.7) від латвійської компанії EDGE Autonomy.

Перший VXE30 представляє собою за конструкцією модульну стандартну (нормальну) літакову схему що дозволяє швидко розгортати комплекс для приведення його в дію та готовність до місії.



Розмах крила	4,9 м
Максимальна злітна вага	22 кг
Практична стеля	4572 м
Автономність	8+ год
Дальність зв'язку	до 160 км
Крейсерська швидкість	60 км/год
Максимальна швидкість	110 км/год

Рис.1.6 – Stalker VXE30

Даною перевагою володіє і Penguin C Mk 2.5.



Розмах крила	4,9 м
Максимальна злітна вага	22 кг
Практична стеля	4572 м
Автономність	8+ год
Дальність зв'язку	до 160 км
Крейсерська швидкість	60 км/год
Максимальна швидкість	110 км/год

Рис.1.7 – Penguin C Mk 2.5

Він має більш нестандартну компоновальну схему для авіації, в той час як для безпілотної – більш притаману: дві балки прикріплені до крила, з'єднані між собою V-подібним хвостовим оперенням. Також, перевагою даного апарату є штовхаюча силова установка.

Також, ефективним аналогом представляє себе безпілотною вітчизняного виробництва PD-2 модифікації VTOL від UkrSpecSystems (рис.1.8).



Розмах крила	5 м
Максимальна злітна вага	55 кг
Практична стеля	4700 м
Автономність	8+ год
Дальність зв'язку	220 км
Крейсерська швидкість	100 км/год
Максимальна швидкість	140 км/год

Рис.1.8 – PD-2-VTOL

Дана модифікація БПЛА, який в першозданому вигляді злітає «по-літаковому» має швидкоз'ємні модулі з додатковими електричними двигунами, що і перетворює його на апарат вертикального зльоту та посадки.

Дані переваги додають нові можливості для легкого перевезення та зручного розгортання одиниці (рис.1.9).

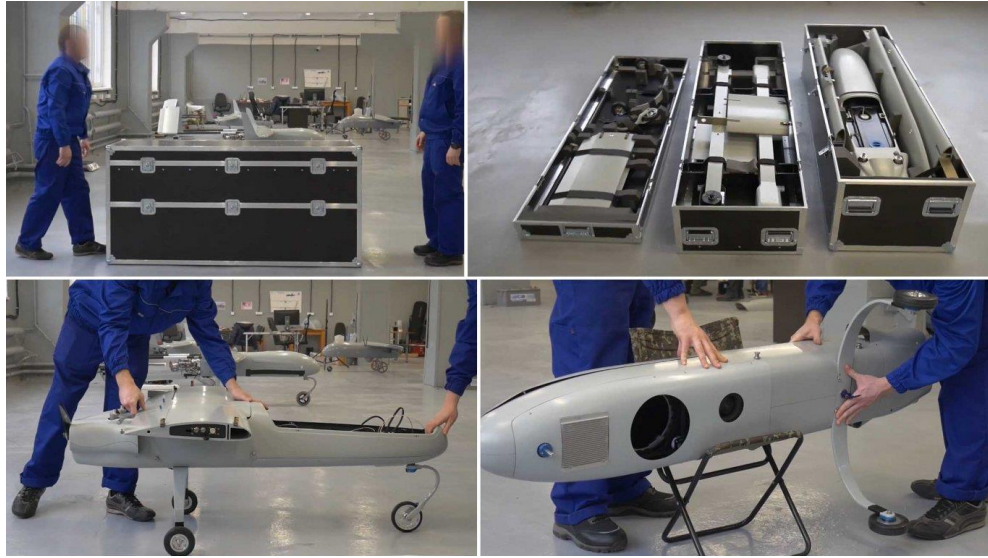


Рис.1.9 – розпаковка та збірка деталей PD-2-VTOL

Цілком підходячий за бажаною компоновкою та схемою виступає ізраїльський ThunderB-VTOL (рис.1.10). Досить інноваційний та універсальний апарат, що використовується для розвідки, спостережень, виявлення цілей та картографії. Завдяки розширеним можливостям до маси корисного навантаження, ThunderB-VTOL зазвичай бере на борт досить громіздке, високоякісне фото-відео обладнання. Сюди входять фотограмметричні, спектральні та радіометричні картографічні камери.

Цей апарат можна також запускати з палуби корабля. Гібридна маршова силова установка надає подовжену тривалість польоту. Його оптимальна крейсерська швидкість дозволяє охоплювати великі території для основних задач за одну місію. Гнучкість місії забезпечують різноманітні високопродуктивні датчики, а її таємність – низькі акустичні, візуальні, теплові та радіолокаційні характеристики. ThunderB-VTOL досить міцний за конструкцією, що дає йому змогу діяти в сувору погоду та в умовах екстремальної місцевості.



Розмах крила	5 м
Максимальна злітна вага	35 кг
Практична стеля	1000 м
Автономність	12 год
Дальність зв'язку	150 км
Крейсерська швидкість	80 км/год
Максимальна швидкість	120 км/год

Рис.1.10 – ThunderB-VTOL

Висновки з розділу

Отже, з усіх перелічених аналогів патентної інформації найбільш імпонує завданню даної роботи останній варіант, в якому йдеться про модульну конструкцію літального апарату та короткий опис матеріаліальної бази, з якої виготовляються деталі до літального апарату. Щодо існуючих аналогів розглянутих вище, то найбільш пригожим виступає ізраїльський зразок БПЛА Thunder-B-VTOL. Як приклад, він і буде використовуватись при виборі компоувальної схеми, розрахунку геометрії, аеродинаміки та проектуванні моделі.

2. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ПЛАНЕРА ЛІТАКА

Відомо, що конструктивно-силова схема принципово показує розташування основних повздовжніх та поперечних елементів конструкції того чи іншого літального апарату. Сюди входять крило, оперення горизонтальне та вертикальне (їх проекції), і, звісно фюзеляж.

В даній роботі, згідно обраного аналогу в якості прототипу Thunder-B-VTOL, на якому ми спостерігаємо балки-моторами для двигунів, що функціонують під час вертикального зльоту та посадки, тому до детального опису конструктивно-силової схеми також додаються і дані балки.

2.1 Конструктивно-силова схема крила

Оберемо прямокутне крило, яке складається з двох лонжеронів у вигляді трубок, нервюр і обшивки.

За матеріалом [5] дволонжеронна силова схема крила являтиме собою в лонжерон винесений вперед по профілю і один лонжерон позаду. При цьому передній лонжерон – трубка з матеріалу Д16Т, в той час як задній з вуглепластичного матеріалу, а точніше з карбону. Розташування трубок в перерізі (профілі) крила показано на рис.2.1.

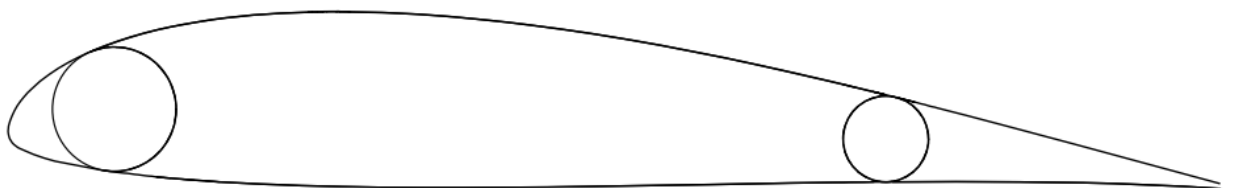


Рис.2.1 – дволонжеронна силова схема крила в профілі

Оскільки згадано про профіль крила, пропоную обрати його марку.

Згідно статті [6], де розглядається також і вибір профілю саме для БПЛА

вертикального зльоту та посадки, обирається профіль NACA 63-512. Його наступні характеристики:

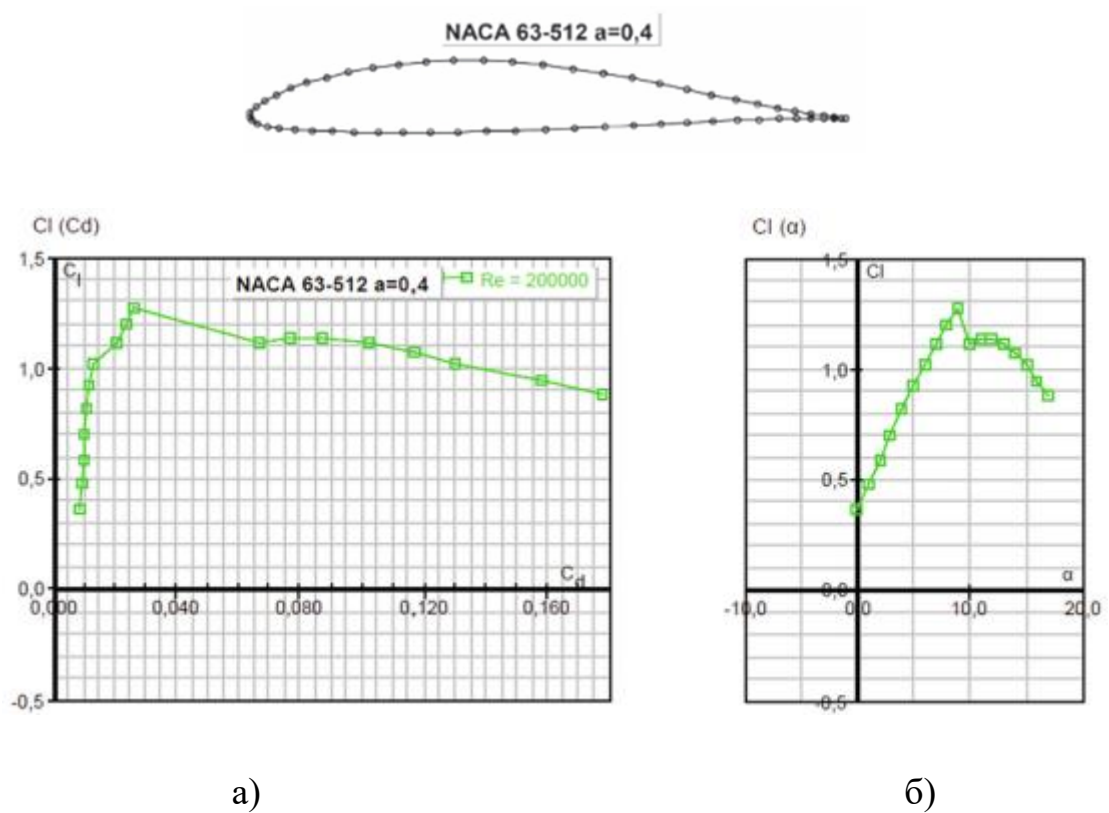


Рис.2.2 – графік залежності: а – коефіцієнта опору від підйімальної сили, б – кута атаки від підйімальної сили для профілю NACA 63-512

Проте, прийнято рішення обрати свій, подібний «наківському» профіль мінімізації швидкостей звалювання.

Зазираючи в довідник [7] оберемо профіль Selig/Donovan SD7062 (рис.2.3) з товщиною профілю 14%, що є оптимальною, використовується в дозвукових польотах. Рис.2.4 показує аеродинамічні характеристики цього профілю.

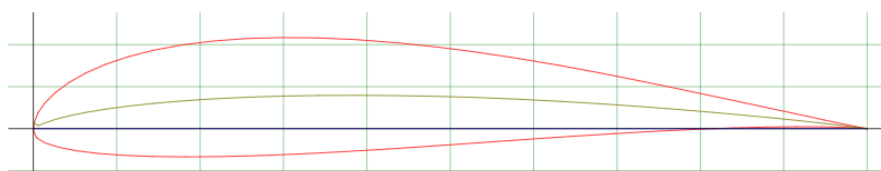


Рис.2.3 – контур профіля Selig/Donovan SD7062

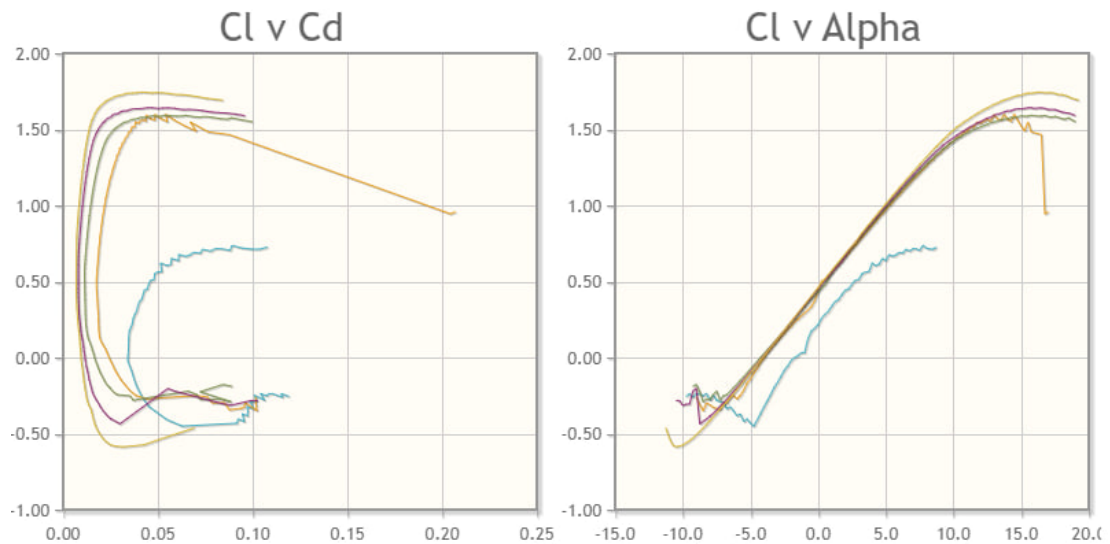


Рис.2.4 – графіки залежності коефіцієнта опору від підйимальної сили та кута атаки від підйимальної сили відповідно для профілю SD7062

Як бачимо, даний профіль має досить хороші характеристики, а в деякій мірі в ньому закладена частина і планерних властивостей, про що говорять графіки залежностей. Ці властивості напряду впливають на зазначену нами в технічному завданні швидкість звалювання. Тобто, чим вона менше, тим більша «летючість» планера літака без працюючих на ньому СУ.

Обшивку крила ЛА пропонується виконати тандемним шляхом:

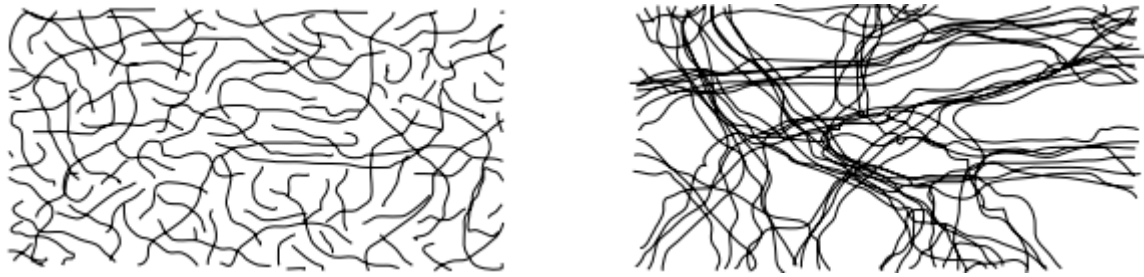
- 1) верхня частина обшивки з термопласту PVC-P [8];
- 2) нижня частина обшивки з алюмінію маркування Al6061.

Вказані вище варіанти матеріалів для обшивки виконуватимуться по всій довжині крила ЛА, включаючи центроплан та безпосередньо консолі крила.

Вибір даного тандему пояснюється необхідністю полегшити конструкцію крила та планера вцілому не нехтуючи, при цьому, її міцністю. Це можна пояснити уривками зі статей:

- 1) Стаття [9] розповідає про термопласти, зокрема PVC-P – аморфний термопласт, молекули якого неупорядковані та не мають внутрішньої структури. Після нагрівання стає м'яким аж до рідкого стану, а після охолодження знову набуває міцності. Термопласти містять лінійні або розгалужені молекулярні

ланцюги, які, як правило, розташовані безладно (структура грудки вати) або мають певну структуру. Схематична ілюстрація двох видів термопластів: а – аморфний термопласт, б – частково кристалізований зображена нижче.



Схематична ілюстрація 2.1 – два види термопластів

а)

б)

2) Алюміній типу 6061 з номінальним складом 97,9 % Al, 0,6 % Si, 1,0 % Mg, 0,2 % Cr і 0,28 % Cu легко піддається деформаціям, стійкий до корозії і загалом представляється одним із найбільш використовуваних алюмінієвих сплавів у різних галузях, куди входить і авіація. Таб.2.1 показує механічні властивості сплаву Al6061:

Таблиця 2.1

Механічні властивості Алюмінію Al6061

Механічні властивості	Метрика
Межа міцності на розтяг	310 МПа
Межа текучості на розтяг	276 МПа
Міцність на зсув	207 МПа
Модуль міцності	68,9 ГПа
Модуль зсуву	26 ГПа

Нервюри є вкрай важливим силовим заповненням для крила, утворюючи його каркас та підтримують обшивку жорсткішою. Нервюри зменшують вірогідність

появи так званих «хлопунів» на поверхні обшивки, що можуть утворюватись як під час польоту так і в ході збірки.

Слідуючи канонам «легше-краще», а також враховуючи досить невеликі габарити досліджуваного апарату нервюри, як силовий елемент крила слід виготовляти з фанери. Серед сортів фанери є і спеціалізована фанера авіаційна з вологостійкістю вище середнього марки: БП-А, БП-В, БС-1, належать ГОСТу 102-75. Яку саме марку серед перерахованих обрати, це рішення слід приймати при закупівлі матеріалів на прототип. Товщина стінок нервюр обрано з номіналу – 4 мм.

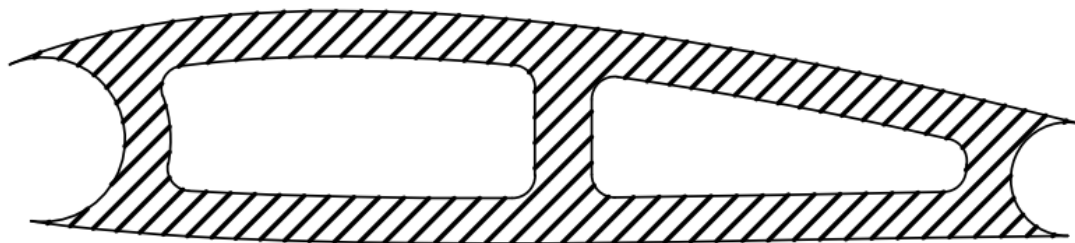


Рис.2.5 – профіль нервюри, спроектований під профіль крила

На Рис.2.5 вид збоку нервюри. Штриховка – безпосередньо матеріал фанера, а перенісся, що розмежує пустоти – для жорсткості конструкції нервюри на стиснення та удар. Радіусні пустоти – для посадки в них труб-лонжеронів, що кріпитимуться принципом клацання.

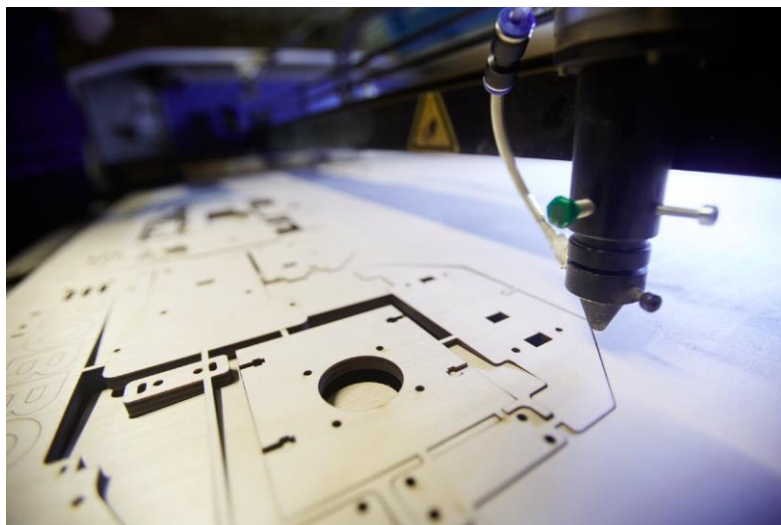


Рис.2.6 – процес виготовлення деталей на лазерному верстаті

Самі ж нервюри, дякуючи розвитку технологій, слід виготовляти на лазерному верстаті (Рис.2.6). Даний спосіб виготовлення має високу точність та швидкість. В серійному виробництві потребує мінімальних людських ресурсів: завантажити лист фанери на стіл обробки та завантажити файл в комп'ютер верстата. Оскільки профіль нервюри на Рис.2.5 вже спроектований в середовищі AutoCAD, має формат .dwg, який «розуміють» більшість сучасних верстатів ЧПУ, то нервюри вже можна виготовляти як один із найголовіших силових елементів.

2.2 Конструктивно-силова схема хвостового оперення

Як правило, в авіації прийнято використовувати симетричні профілі для оперень як вертикальних, так і горизонтальних. За матеріалом [10] використовуватимемо профіль GOTTINGEN-409 (Рис.2.7):

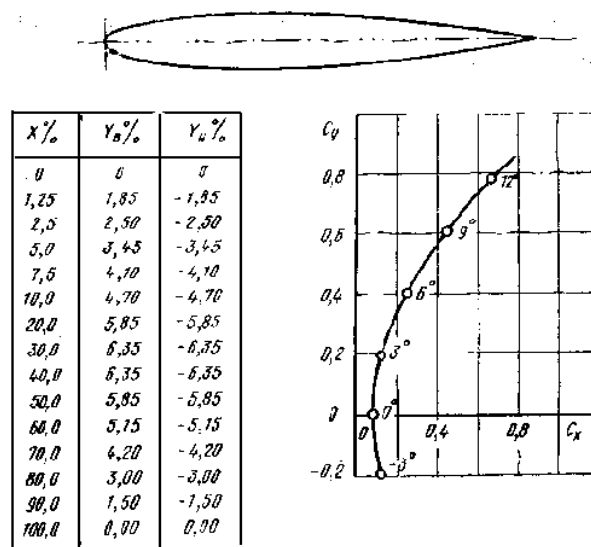


Рис.2.7 – характеристики профілю GOTTINGEN-409

Задумувалось, що горизонтальне оперення матиме окремо стабілізатор, окремо руль висоти, відповідно і вертикальне оперення: окремо кіль, окремо руль напрямку. Для наочності, ідею зображено на Рис.2.8:

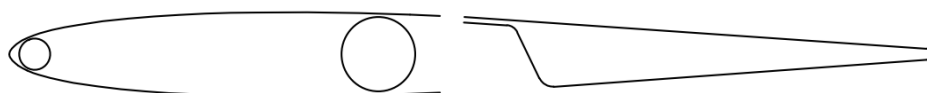


Рис.2.8 – схема горизонтального/вертикального оперення в профілі

Пропонується так само двобалочна трубчата лонжеронна схема як і в крилі (див. п.2.1), але в цьому випадку трубки винесені в передню частину профілю як це показано на Рис.2.8. Матеріалом і передньої, і задньої трубок оперення є вуглеволокно (карбон).

Задня частина оперення являє собою листовий матеріал Al6061 гнучий відповідно до форми профілю. Ця частина і є рухомою поверхнею: для вертикального оперення – руль напрямку, для горизонтального – руль висоти.

Обшивка передньої частини оперення виготовлена з матеріалу термопласт PVC-R, але цього разу вся її поверхня.

В опереннях використовуються силові елементи – нервюри. Їх матеріал, шлях виготовлення, принцип з'єднання з трубками-лонжеронами повністю ідентичні до нервюр крила (див. п.2.1). Вид збоку нервюри оперення зображено на Рис.2.9:

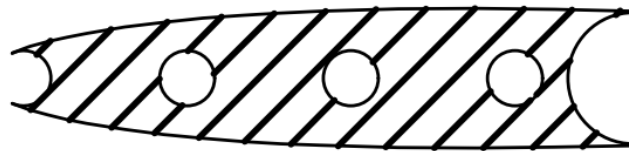


Рис.2.9 – профіль нервюри, спроектований під профіль оперень

2.3 Конструктивно-силова схема фюзеляжу

На основі матеріалів [11] прийнято рішення для фюзеляжу обрати форму аеродинамічного профілю (краплевидна форма) по виду збоку (Рис.2.10).

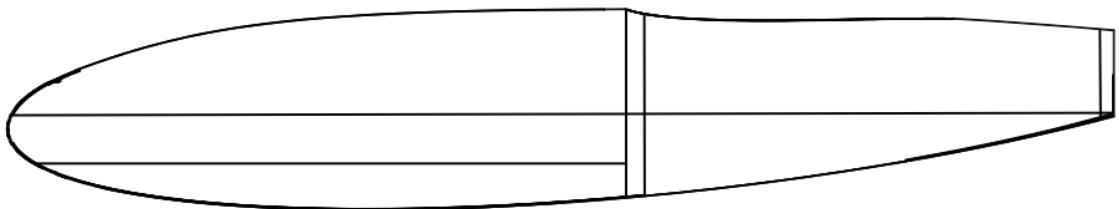


Рис.2.10 – фюзеляж БПС (вид збоку в розрізі)

З більшості оглянутих аналогів БПЛА бачимо, що їх фюзеляжі в поперечному

перерізі мають овальну (еліпсоподібну) форму. Це можна пояснити кількома способами: зручність при виготовленні матричним способом, оснащення корисним навантаженням, в тому числі і авіонікою, більша площа для кріплень до центроплану крила і все це завдяки продовгуватій формі овалу.

Силовими елементами фюзеляжу виступають: силова підлога, обшивка, стрінгер та шпангоути, що видно на рис.2.10.

Почнемо з **обшивки**. Спираючись на матеріали, що зустрічаються у відкритому доступі та і на тенденції сучасної авіації, у фюзеляжах все частіше присутні композитні матеріали, а іноді вони і є єдиним матеріалом для цих агрегатів. Звичайно ж такі матеріали полегшують вагу фюзеляжу та планер літака в цілому, не втрачаючи його міцність.

В даній роботі, для фюзеляжу використовуватиметься технологія його матричного виготовлення. Матрицями виступатимуть склеєні між собою МДФ-пластини. Відповідно, в пластинах фрезерується бажана форма зовнішньої поверхні деталі, рис.2.11.



Рис.2.11 – МДФ-пластина після фрезерування

Слід зазначити, що поверхня матриць для виклейки в них тих чи інших агрегатів, деталей з композитних матеріалів мають бути гладкими. Щоб досягти гладкості поверхні існує технологія «запечення» епоксидної смоли. Спочатку, на матеріал

матриці наносять в достатній кількості епоксидної смоли, а потім висушують феном. Таких шарів наносять щонайменше 3 і процес триває доти, доки поверхня матриці не набуде виду на рис.2.12. Далі, поверхня має повністю просохнути, а після, варто повторити процес описаний вище.

Тепер, після даних маніпуляцій можна приступати і до виклейки, в нашому випадку фюзеляжу. Підготовка робочої поверхні матриці важлива, адже від неї залежить якість отриманої композитної деталі на виході. У виробництві робоча поверхня знежирюється спиртом або подібним йому рідиною (прибираються небажані частинки у вигляді стружки) і змащується спеціальним воском.



Рис.2.12 – матриці деталей на стадії готовності

Це робиться для того, щоб замастити подряпини, які присутні на поверхні, а також, щоб в разі готовності деталі її можна було легше дістати з матриці без приставання до поверхні або ж пошкодження.

Рецепт композитного матеріалу в даній роботі складатиметься із: скловолокна, епоксидної смоли та затверджувача. Скловолокно приміряється до матриці та нарізається із достатнім запасом для майбутньої деталі звичайними ножицями і викладається на підготовлену поверхню – стіл, застелений клеянкою. Епоксидна смола і затверджувач заливається в ємність пропорцією 4:1 і ретельно змішується до утворення в рідині маленьких бульбашок. Утвореною рідиною змащують

скловолокно на столі до його повного просочення. Отримана волога «тканина» викладається на матрицю і обробляється м'яким шпателем для її повного прилягання до поверхні (рис.2.13). Таких шарів слід нанести від 3 до 5 з дотриманням вищеперерахованих вимог. Дана технологія несе назву «сендвіч».

Звичайно, щоб отримати якомога якіснішу композитну деталь вологий «сендвіч» просушують в спеціальній вакуумній бані. Оскільки, даною банею володіє не кожне виробництво через високу вартість – її можна створити і в «польових» умовах. Представимо невеличку інструкцію як змайструвати таку баню.

2.4 Інструкція 1

По-перше, потрібно зробити спеціальний рукав з листа клеянки, щоб помістити в нього композитну деталь. Деталь треба вкрити шаром жертвенної тканини, а поверх покрити шаром підготовленого тандему клеянки з отворами та мішковини. Даний тандем влаштовується досить просто: склеїти між собою скотчем по кінцям. Ці тканинні шари слід обов'язково вирізати із запасом до країв деталі.

По-друге, обережно поміщаємо деталь з тканинними шарами в рукав слідкуючи за їхнім щільним приляганням до самої деталі. Тепер, слід зробити спеціальний прямокутний «язик» тим самим тандемом клеянки з дірками та мішковини. Проте, язик має працювати не як рукав, а як труба. Він буде вбирати надлишкове повітря. Помістивши один кінець, як правило, силіконової трубки між шарами клеянки сендвіч із клеянки та мішковини склеюється пластиліноподібним герметиком, залишивши при цьому іншу грань прямокутника відкритою.

Розташовуємо деталь з усіма вищезазначеними шарами в головний рукав, силіконову трубку з язиком на одному кінці кладемо поверх застеленої деталі. Закриваємо рукав тим самим герметиком лишивши вихід силіконової трубки, вільний кінець якої під'єднуємо до вакуумного апарату. Вмикаємо вакуумний апарат для виводу надлишкового повітря і створення вакууму між деталлю та рукавом, завдяки чому весь рукав щільно приляже до деталі (рис.2.14).



Рис.2.13 – деталь з матрицею в правильному вакуумі

Важливо якісно обклеювати проміжки герметиком, це також можна робити завдяки утворенню спеціальних складок як показано на рис.2.13. В іншому разі, повного вакууму не буде, рукав не буде щільно прилягати до поверхні деталі, що може призвести до отримання на виході неякісної деталі, ба більше – зіпсованої.

Наступним етапом буде створення навколо деталі безпосередньо бані, встановивши відповідний температурний режим. Це можна зробити розвісивши над нею лампи розжарювання, які будуть гріти деталь в рукаві. Далі, всю конструкцію треба накрити кількома так званими «шапками» з тих самих клеянок, щоб не розсіювався теплий клімат, зосередивши повністю його на деталі (рис.2.14). Баня з увімкненими лампами розжарювання має працювати від 6 годин (в залежності від розмірів деталі, що створюється). Як варіант, баню слід лишати на ніч.



Рис.2.14 – імпровізована баня перед її закриттям



а)

б)

Рис.2.15 – якісно виготовлена композитна деталь: а – до обробки; б – після обробки з її закріпленням клепальним методом у відповідний агрегат

Створену композитну деталь після тривалого запікання слід акуратно виймати з

матриці. Зайву тканину зрізаємо відповідним інструментом (рис.2.15 а)) і обробляємо напилком (рис.2.15 б)).

Отже, маємо міцну, гнучку, стійку на розтяг та стиснення композитну деталь що готова до експлуатації.

Дану інструкцію складено повністю спираючись на власний досвід створення композитних матеріалів та деталей з них безпосередньо для літальних апаратів. Всі рисунки у вигляді фото, що представлені в даному пункті були зроблені на особистій фотоапаратурі. Інструкція несе виключно інформативний зміст, який допоможе досить доступно виробляти композиційні матеріали для різних потреб.

Фюзеляж, про який йдеться в даному пункті можна посилити додатковим композитним сендвічем пінопласт-скловолокно (рис.2.16). Пінопласт слід підбирати спеціальний, авіаційний. Проте, в даному випадку варто розраховувати, що даний метод посилення розширяє бюджет, який закладається для апарату через відповідну вартість авіаційного пінопласту.

Щоб адаптувати пінопласт до форми деталі на ньому роблять решітку під 45° шляхом половинного надрізання заготовки з обох боків. Різаний пінопласт вкладається в готову деталь попередньо змащений епоксидною смолою із затверджувачем, пропорції зазначені в **інструкції 1**. Наступні кілька шарів склотканини, змащені даною рідиною накладаються поверх пінопласту і далі повторюється вся процедура, описана в **інструкції 1**.



Рис.2.16 – посилення майбутньої деталі шляхом додавання в сендвіч авіаційного пінопласту

2.5 Конструктивно-силова схема балок.

Балки відіграють важливу роль кріплень для двигунів, що функціонують в режимах вертикального зльоту та посадки, а на їх задніх кінцях передбачено встановлення горизонтального та вертикального оперень.

Щоб забезпечити прохід всієї проводки для двигунів, а також монтаж регуляторів обертів самі балки рекомендується робити трубчатими, а саме з листового металу. Даний метал варто гнути так, щоб утворити грані для зручності монтажу на них двигунів, ГО/ВО та кріплень до консолей крила. Метал нового маркування для балок придумувати не треба, адже у використанні вже є Al 6061, при який згадано в п.2.1.

Корпус балки утворюється з двох гнутих деталей: накривка та основа. Разом дані деталі утворюють п'ятикутник в поперечному перерізі (рис.2.17). Даний метод пояснюється тим, що так буде зручніше монтувати шасі, двигуни, регулятори потужності та й самі балки вцілому до консолей крила. Виробництво розгорток (оскільки вони зроблені з листового металу) для балок потребує втручання фрезерного ЧПУ та згинального верстатів.

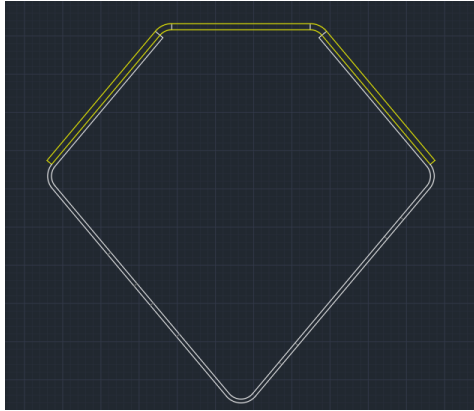


Рис.2.17 – накривка та основа балки в поперечному перерізі

2.6 Конструктивно-силова схема шасі.

Зразу варто визначитись із загальним виглядом шасі для БПЛА. Варіант колісного шасі можна відкинути. По-перше, колісне шасі для даного типу БПЛА практично не несе користі, адже апарату не потрібен розбіг для зльоту. По-друге, колісне шасі набагато дорожче аналогів, а також більш здатне до руйнування при жорстких посадках на відміну від полозного шасі. Полозне шасі стійкіше сприймає динамічне навантаження та є більше простим і дешевим варіантом.

Варіант полозного шасі, які зазвичай можна зустріти на західних зразках гелікоптерів теж здається недоцільним у випадку даного проекту через надлишковість матеріалу. Та ж повздожня лижа, через її довжину вже може становити зайву вагу апаратові.

Пропонується застосувати гнучий метал відповідної товщини Al 6061 зважаючи на його гнучкість та достатню міцність, яка необхідна для шасі будь-якого типу ЛА. Самі шасі являтимуть собою звичайні опори із загнутими кінцями, які кріпитимуться до мотобалок.

Висновки з розділу

Беручи за основу обраний аналог в п.1 в даному розділі підібрано профілі для крила та хвостового оперення, а також визначені контури для їх силових елементів: лонжеронів у вигляді трубок, нервюр та обшивки. Контури фюзеляжу та мотобалок були визначені також спираючись на аналоги. Зразу був обраний

матеріал для конструктивно-силової схеми, приведена частина технологій для її виготовлення. Розроблена інструкція створення імпровізованої бані для виготовлення в ній виробів з композитних матеріалів, які і застосовуються в конструкції БПС що розробляється.

3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК. ВИБІР ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ

Загалом, до геометричних характеристик літальних апаратів (ЛА), в залежності від їх конструювань, відносять габаритні розміри, розміри крила, хорду крила, розміри вертикального та горизонтального оперень [5]. Також, відносно положення крила і оперення $L_{ГО}$ та $L_{ВО}$ – відстані між $\frac{1}{4}$ бортових хорд крила і оперень в напрямку осі корпусу. Отже, виходячи із заданих параметрів у технічному завданні, наприклад маси БПС – до 20 кг можемо ввести приблизні основні розміри апарату посилаючись на аналоги, приведені в п.1 і ті, що не були приведені, проте оглянуті в процесі їх підбору.

3.1 Геометрія планера.

Розмах крила, $l_{кр} - 3,3$ м

Хорда крила, $b_{кр} - 0,3$ м

Оскільки, обрано прямокутне крило (без звужень і розширень), то середня аеродинамічна хорда (САХ) буде дорівнювати кореневій та кінцевій хордам ($b_{САХ} = b_0 = b_e = b_{кр}$). Також, зразу можна розрахувати його площу крила:

$$S_{кр} = l_{кр} \cdot b_{кр} = 3,3 \cdot 0,3 = 0,99 \text{ м}^2$$

Подовження крила:

$$\lambda_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} = \frac{l_{кр}}{b_{САХ}} = \frac{10,89}{0,99} = \frac{3,3}{0,3} = 11$$

Обраховане подовження вочевидь задовольняє летючі властивості, тримаючи їх вище середніх властивостей між планерними та середніх подовжень для літаків.

Тепер, перейдемо до обрахунку проекції горизонтального оперення (ГО) та вертикального (ВО). Теоретично підібрано наступні параметри, спираючись на прості загальноприйняті правила в авіації:

Довжина проекції ГО (розмах ГО), $l_{ГО} - 1$ м

Хорда оперення, $b_{ГО} - 0,15$ м

Розрахуємо його площу та подовження:

$$S_{ГО} = l_{ГО} \cdot b_{ГО} = 1 \cdot 0,15 = 0,15 \text{ м}^2$$

$$\lambda_{ГО} = \frac{l_{ГО}^2}{S_{ГО}} = \frac{1}{0,15} = 6,66$$

Довжина проекції ВО (висота ВО), $l_{ВО} - 1$ м

Хорда оперення, $b_{ВО} - 0,15$ м

Площа та подовження проекції ВО:

$$S_{ВО} = l_{ВО} \cdot b_{ВО} = 0,35 \cdot 0,15 = 0,0525 \text{ м}^2$$

$$\lambda_{ВО} = \frac{l_{ВО}^2}{S_{ВО}} = \frac{0,1225}{0,0525} = 2,3$$

Геометричні характеристики дуже важливі при подальших етапах і звісно проектуванні.

Отримані параметри занесемо у відповідну таблицю, де всі вони зібрані для зручного читання в якості результатів(табл.3.1)

Основна геометрія порахована, перейдемо до наступного етапу, а саме прорахунку базових аеродинамічних характеристик.

3.2 Аеродинаміка.

Після обрання прототипів конструкції та системи керування виконувався аналіз силових факторів, що діють на БПЛА під час польоту. Скориставшись програмним забезпеченням XFLR та, обравши профіль крила, було визначено вхідні дані, яких не вистачало для повного аналізу профіля та крила вцілому:

число Маха (3.1) (відношення швидкості руху БПЛА до швидкості звуку), кореневу хорду (3.2) та число Рейнольдса (3.3), в конкретному випадку характеризуюче в'язкість БПЛА на певній висоті за певної швидкості до середовища польоту.

$$2 \cdot S = \pi \cdot \frac{l_{кр}}{2} \cdot b_0 \quad (3.1)$$

де: S — площа крила, $l_{кр}$ — розмах крила, b_0 — коренева хорда.

$$M = V / a \quad (3.2)$$

де: M — число Маха, a — швидкість звуку, V — повітряна швидкість ЛА.

$$Re = \frac{b_0 \cdot V}{\nu} \quad (3.3)$$

де: Re — число Рейнольдса, ν — кінетична в'язкість середовища, V — повітряна швидкість ЛА.

Додаткові вхідні для повної характеристики профілю та крила вцілому:

Число Маха:

$$M1 = \frac{V_{min}}{a} = \frac{17}{343} = 0,05$$

$$M2 = \frac{V_{max}}{a} = \frac{37,5}{343} = 0,11$$

Число Рейнольдса (значення кінематичної в'язкості взято з таблиць про базову атмосферу з відкритих джерел на висоті 1000 м, за ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартна. Параметр»):

На швидкості звалювання:

$$Re_{max1} = \frac{b_{кр} \cdot V_{min}}{\nu} = \frac{0,3 \cdot 17}{1,58 \cdot 10^{-5}} = 322\,784 \approx 325\,000$$

На максимальній швидкості:

$$Re_{max2} = \frac{b_{кр} \cdot V_{max}}{\nu} = \frac{0,3 \cdot 37,5}{1,58 \cdot 10^{-5}} = 712\,025 \approx 715\,000$$

На крейсерській швидкості:

$$Re_{max}^3 = \frac{b_{кр} \cdot V_{avg}}{\nu} = \frac{0.3 \cdot 25}{1,58 \cdot 10^{-5}} = 474\,684 \approx 475\,000$$

Як результат аналізу побудованого крила в програмі XFLR, маємо:

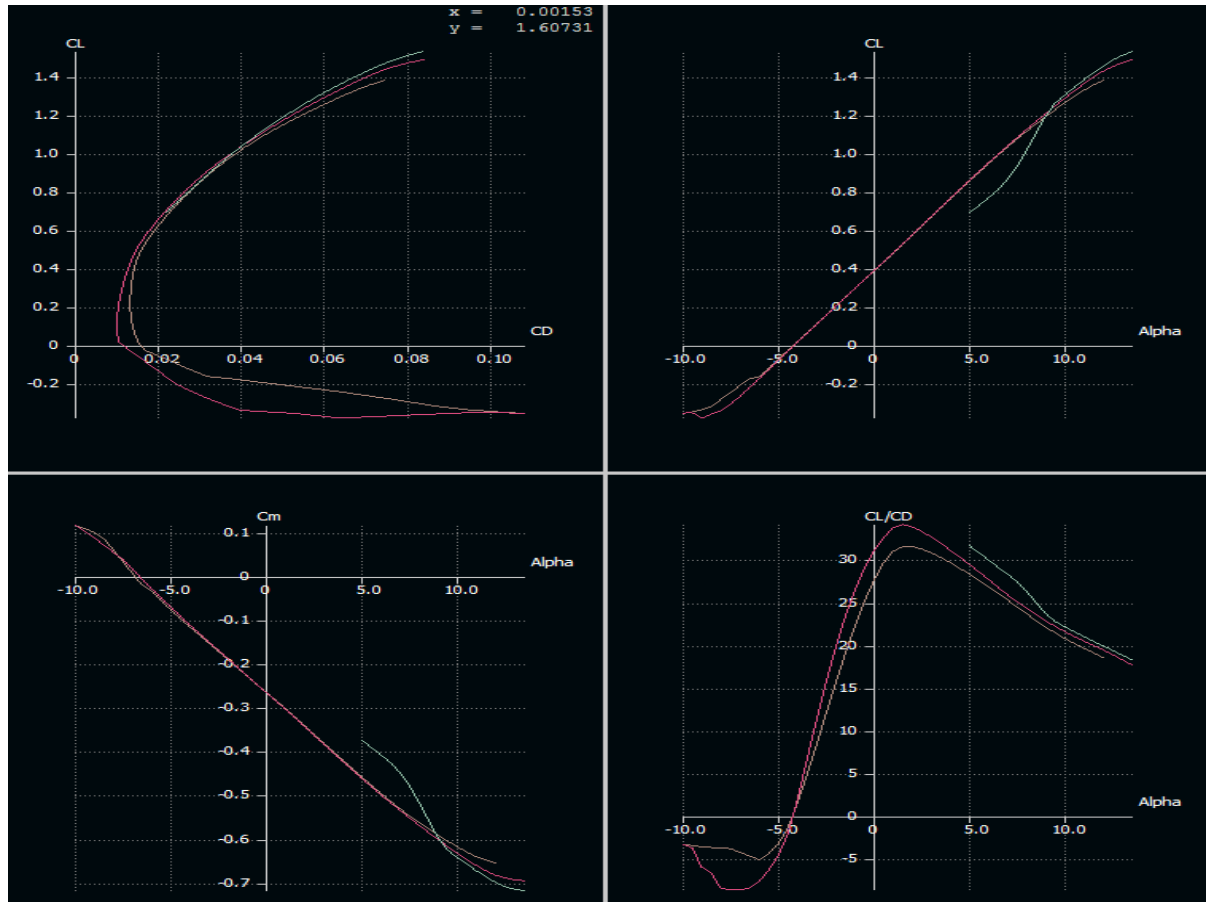


Рис.3.1 - Графіки залежностей на швидкостях звалювання, крейсерській та максимальній (C_d – опір аеродинамічний)

З графіків можемо винести значення параметру підйомної сили C_y (C_L на графіках), критичний кут атаки $\alpha_{кр}$, аеродинамічну якість K_{max} (відношення підйомної сили до аеродинамічного опору).

Максимальне значення коефіцієнту підйомної сили [12]:

$$C_{y_{max}} = 1,425$$

Критичний кут атаки:

$$\alpha_{кр} = 12^\circ$$

Значення аеродинамічної якості:

$$K_{max} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{max}}} = \frac{1,4}{0,07} = 20$$

3.3 Відносний статичний коефіцієнт.

Наступний етап передбачає обрахунок ще одного важливого параметру.

Однією з важливих проблем проектування літального апарату є правильний розрахунок відносного статичного коефіцієнту, що залежить від геометричних характеристик самого апарату. Цей коефіцієнт для кожного типу літального апарату свій конкретний і напряду залежить від різних факторів, таких як схема компонування, форма, розміри, умов польоту. Цей коефіцієнт є ключовим для розрахунків підйомної сили, необхідної для утримання літака в польоті, а також для знаходження оптимальної конфігурації літального апарату.

В авіації прийнято вважати, що діапазон коефіцієнту для горизонтального оперення лежить в межах від 0,35 до 2,0, а для вертикального оперення в межах від 0,019 до 0,16. Отримане значення коефіцієнту та його потрапляння в межі значень для конкретного типу літального апарату є запорукою якісного проектування і успішного створення прототипу.

Методологія досліджень. У випадку, що розглядається розрахунок відносного статичного коефіцієнту полягає в теоретичному підході на основі найпростіших проєкцій моделі літального апарату. Це не потребує великих зусиль та витрат часу, при цьому допомагає у вирішенні одного з ключових розрахунків в ході проектування.

Отже, вхідними даними для розрахунку відносного статичного коефіцієнта горизонтального оперення виступають його плече $L_{ГО}/L_{ВО}$ - відстань між $\frac{1}{4}$ бортової хорд крила і оперення в напрямку осі корпусу, площа крила, його хорда, а також площа горизонтального оперення. В разі розрахунку вертикального оперення мають бути відомі площа цього оперення, його плече (аналогічно горизонтальному), площа та розмах крила. Формули для

розрахунку відносного статичного коефіцієнту [13] горизонтального оперення (3.4), а також вертикального оперення (3.5) наведені нижче:

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} \cdot L_{ГО}}{S_{кр} \cdot c_{кр}}, \quad (3.4)$$

$$A_{ВО} = \frac{S_{ВО} \cdot L_{ВО}}{S_{кр} \cdot l_{кр}}, \quad (3.5)$$

де, $A_{ГО}$, $A_{ВО}$ – відносні статичні коефіцієнти горизонтального та вертикального оперень, $S_{кр}$ – площа крила, $l_{кр}$ – розмах крила, $c_{кр}$ – хорда крила, а $S_{ГО}$, $L_{ГО}$, $S_{ВО}$, $L_{ВО}$ – відповідно площі та плечі горизонтального і вертикального оперень.

Слід зауважити, що площі, хорди та розмахи поверхонь беруться теоретично, адже дані розрахунки виконуються на етапі проектування апарату і їхні параметри можна змінювати. Тому, якщо розраховане значення відносного статичного коефіцієнту горизонтального оперення більше за значення бажаного для конкретного типу літального апарату, зменшують площу цього оперення, його плече, про цьому збільшивши хорду та площу в цілому крила. В разі, якщо значення коефіцієнту горизонтального оперення менше за прийнятне значення, то діють навпаки: збільшують площу горизонтального оперення та його плече, тим самим зменшуючи площу та хорду крила. У випадку з коефіцієнтом вертикального оперення і його невідповідності зазначеним для апарату межах його значень діють аналогічно з описаним вище процесом: збільшення чи зменшення параметрів в чисельнику та знаменнику відповідно до ситуації. Дані маніпуляції пояснюються рівняннями (3.4) та (3.5).

Досліджуваний випадок передбачає розрахунок відносного статичного коефіцієнту оперень для безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки. Значення коефіцієнту горизонтального оперення для нього має лежати в межах 0,4-0,5, а значення коефіцієнту вертикального оперення від 0,019 до 0,021. Спершу розрахуємо для горизонтального оперення використовуючи рівняння (3.4):

$$A_{ГО} = \frac{0,15 \cdot 1,1}{0,99 \cdot 0,3} = 0,555$$

Як бачимо, отриманий результат не задовольняє зазначені межі, тому збільшивши площу оперення, його плече та зменшивши площу та хорду крила, отримаємо:

$$A_{ГО} = \frac{0,15 \cdot 0,9954}{0,99 \cdot 0,3} = 0,50$$

Даний результат приймаємо, адже входить в бажані межі.

Тепер, розрахуємо коефіцієнт вертикального оперення, користуючись рівнянням (2):

$$A_{ВО} = \frac{0,9954 \cdot 0,06}{3,3 \cdot 0,99} = 0,0182$$

Тут так само, потрібно маніпулювати значеннями площі вертикального оперення, його плечем, а також площею та розмахом крила. Отримаємо:

$$A_{ВО} = \frac{0,9954 \cdot 0,063}{3,3 \cdot 0,99} = 0,0192$$

Дане значення відносного статичного коефіцієнту вертикального оперення прийнятне.

Про те, як проходив процес підбору та зміни геометрії в середовищі AutoCAD можна спостерігати на рис.3.3 та рис.3.4.

На рисунках зеленим кольором показано головну вісь ЛА, що ділить навпіл розмах крила та ВО. Жовтим кольором показано контур поверхонь крила та оперень, блакитним – розміри, червоним – чверті від країв передніх кромки поверхонь відстані між якими являють собою плечі $L_{ГО}$ та $L_{ВО}$. Фіолетовим же кольором зображено «пристрілочний» контур поверхонь оперень щоб потрапити обрахованому відносному статичному коефіцієнту в потрібні межі.

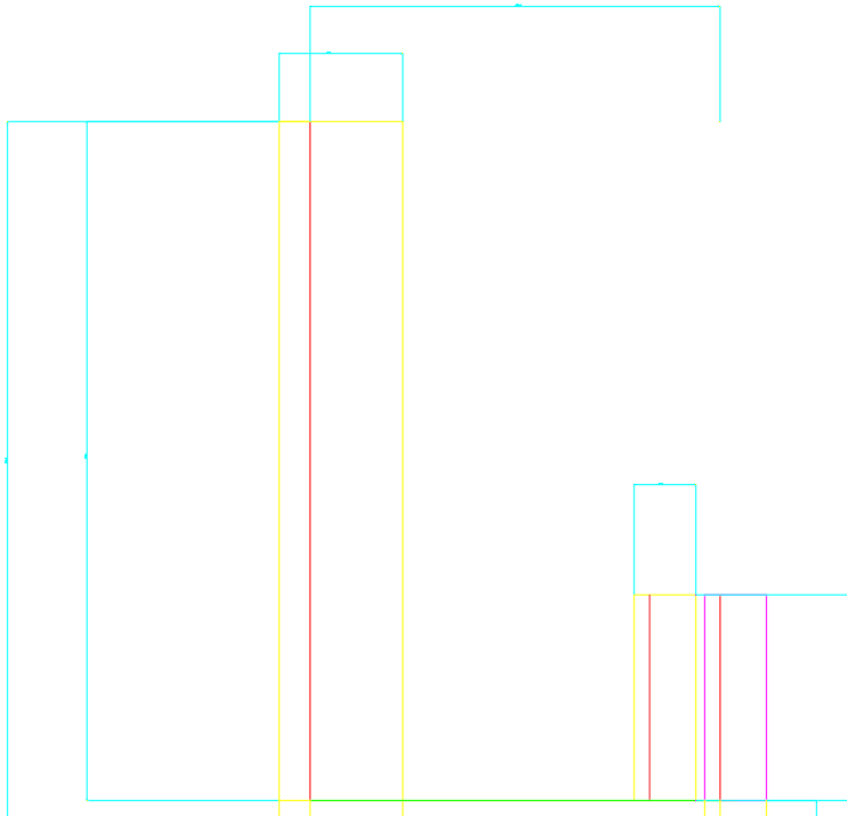


Рис.3.2 – процес підбору геометрії у випадку з ГО

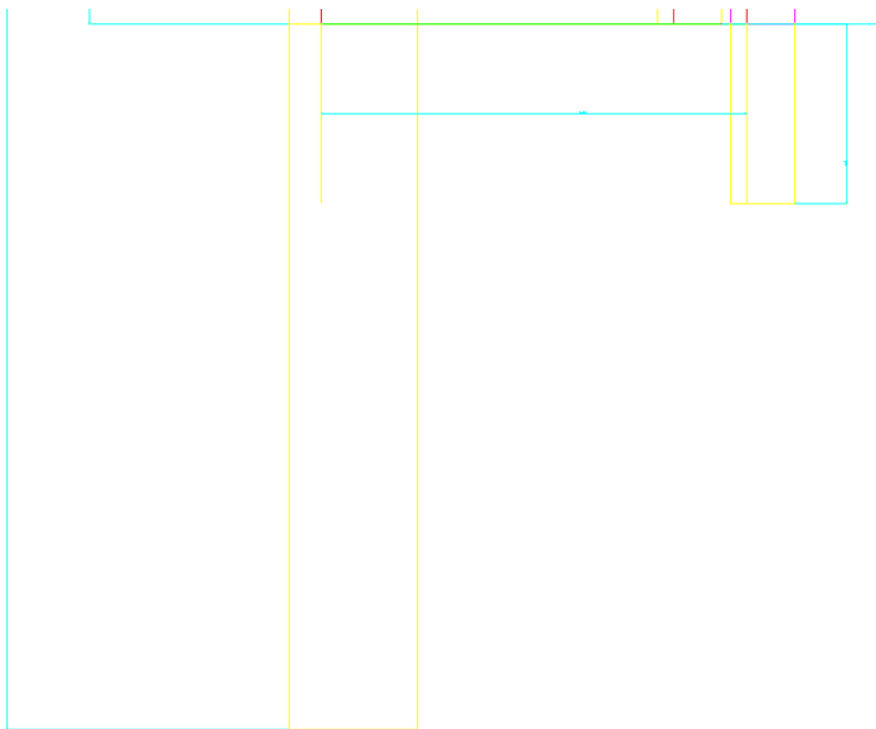


Рис.3.3 – процес підбору геометрії у випадку з БО

Основні геометричні параметри БПС

Параметр	Од. вим.	Величина
Аеродинамічний профль		SD7062
Площа крила	кв. м	0.99
Подовження крила (теор.)		11
Звуження крила		1
Хорда крила	м	0.3
Хорда елерона	%вкр	27.0
Площа елерона	кв. м	0.09
Площа проєкції ГО	кв. м	0.15
Подовження ГО		6.66
Звуження ГО		1
Плече ГО	м	0.9554
Відносний статичний коеф ГО		0.5
Площа ВО	кв. м	0.0525
Подовження ВО		3.2
Звуження ВО		1
Площа руля оперення (висоти, курсу)	кв. м	0.04
Плече ВО	м	0.9554
Відносний статичний коеф ГО		0.019/0.02

3.4 Вибір енергетичної установки.

Одним з ключових вузлів ЛА є силова установка, а її вибір для безпілотного літального апарату є важливим етапом у процесі його розробки, визначаючи не лише його потужність, але й ефективність, загальну продуктивність.

Розглянемо кілька видів можливих енергетичних установок зі стратегічної точки зору.

Варто зразу зауважити, що розташовані вертикально двигуни являють собою безколекторні електричні двигуни за замовчуванням. Дане рішення приймається завдяки аналогам в сімействі VTOL, які зазвичай оснащені електричними двигунами для вертикального зльоту та посадки. Це пояснюється, що вертикальний зліт та посадка VTOL - процеси зовсім нетривалі, а тому потрібно мінімізувати масу силової установки, що відповідає за вертикальний режим польоту. Тому доцільно було б використовувати саме електричні двигуни, беручи до уваги їх доволі невелику вагу, проте високу ефективність.

Якщо говорити про маршеву силову установку, що повністю відповідає за горизонтальний політ, то існує кілька варіантів серед двигунів, які потенційно можуть сформувати її:

- 1) Турбореактивний двигун для БПС (рис.3.5). Вони характеризуються великою потужністю, здатністю розганяти апарат до навколо та понадзвукових швидкостей, загальною продуктивністю апарату.

Зазначимо, що даний варіант силової установки не відповідає вимогам технічного завдання для розробляемого апарату. Можна переконатись в цьому оглянувши характеристики реактивних двигунів, тяги яких визначаються кіло-Ньютонами, а також встановлюються на великогабаритні безпілотні літальні апарати: RQ-4 Global Hawk, MQ-20 Avenger, EADS Barracuda. Також, реактивні не можуть вирізнитись своєю екологічністю, а цілком навпаки – негативно впливають на навколишнє середовище.

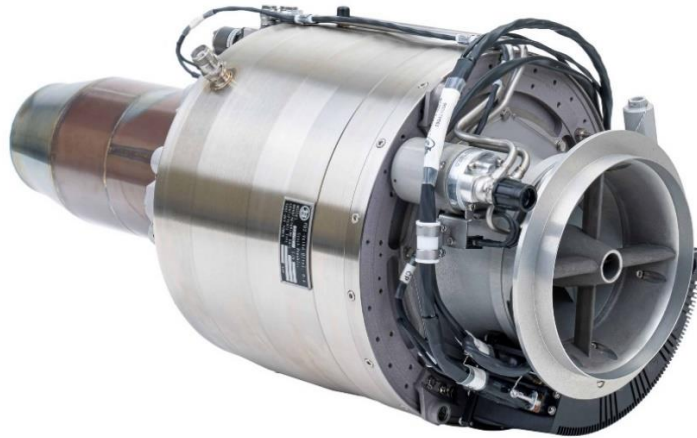


Рис.3.5 – турбореактивний двигун для БПЛА PBS TJ100P

2) Двигун внутрішнього згорання (ДВЗ) (рис.3.6).

Цей тип двигунів ширше застосовується на БПЛА, що вирізняються своїми невеликими габаритами. ДВЗ мають досить високу потужність та надійність, але все ж таки в питаннях екологічності мають проблеми. Також, створюють добре чутний, виразний шум.



Рис. 3.6 – Двигун внутрішнього згорання DLE 111

В нашому випадку, ДВЗ може відповідати вимогам ТЗ, проте все залежить від його маси і маси палива, яке йому потрібне для повноцінної місії. Наприклад, той же ThunderB-VTOL має маршеву силову установку у вигляді ДВЗ і досить ефективно діє у своєму спектрі різноманітних завдань..

3) Електричний двигун (рис.3.7).

Мабуть, найбільш застосовуваний тип двигуна для різних типів БПЛА. Електричні двигуни вирізняються своєю досить високою ефективністю, відсутністю шкідливих викидів в атмосферу, а також низьким рівнем шуму.

До недоліків електричних двигунів можна віднести малу тривалість польоту/місії через споживання великої кількості енергії з батареї, що їх живлять.



Рис.3.6 – електричний двигун для БПЛА T-motor

Звернувшись до статті [15] маємо інформацію, що існують класифікації за якими розрізняють БПЛА та дозволяють обрати для них відповідну силову установку в залежності від маси апарату та його швидкості. Оскільки маса та швидкість апарату в нас заявлені в ТЗ (злітна – 18 кг, крейсерська швидкість – 90 км/год), а в статті БПЛА з подібними характеристиками відносять за рівнем застосування до тактичних-малих (від 15 кг), а за класифікацією НАТО – “small”.

Отже, на основі оглянутих типів можливих силових установок, які можуть бути впроваджені в досліджуваний БПЛА, найбільш пригодною виявляється електрична силова установка у вигляді безколекторного електричного двигуна. При чому, як і маршевий двигун, так і чотири двигуни, які встановлені

вертикально, і які відповідають за горизонтальний політ повністю електричні.

Тепер, користуючись інтернет-джерелами оберемо спершу вертикальні двигуни. Неабиякої популярності набули на світовому ринку двигуни від T-motor. В [16] зразу приводяться технічні характеристики двигуна T-MOTOR MS8014 KV180 (рис.3.7) і вказано слова “for VTOL”, а також “Take off weight:23-28 kg” сміливо приймаємо рішення обрати даний двигун в якості підйомної СУ. Вибір обґрунтовується його тягою, що він створює при максимальних обертах– більше 15 кг.



Рис.3.7 - T-motor MS8014 KV180 для вертикального польоту

Щодо маршевої силової установки для горизонтального польоту, то також оберемо двигун фірми T-motor, адже компанія приділяє особливу увагу створенню двигунів саме для БПЛА класу VTOL.



Рис.3.8 - T-motor AT8085 KV160 в якості маршевої СУ

Безколекторний електричний двигун T-motor AT8085 KV160 (рис.3.8). Даний зразок створює достатню тягу (близько 20-21 кг) за максимальних обертів [17], що цілком задовольняє задуману злітну вагу апарату що розробляється.

Висновки з розділу

Отже, в даному розділі було розраховану основну геометрію БПС застосовуючи загальноприйняті підходи в авіації. Отримано основні аеродинамічні характеристики завдяки програмного пакету XFLR та знаючи ці параметри розраховано максимальну аеродинамічну якість $K_{max} = 20$, значення якої доводить ледь не планерні властивості майбутнього БПС. Також, досліджено такий важливий параметр як відносний статичний коефіцієнт горизонтального та вертикального оперень для конкретного типу літального апарату, а саме безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки. Розрахувавши його, можна дійти наступного висновку: щоб отримати бажаний коефіцієнт достатньо оперувати геометрією самого апарату. Отримані результати, а також геометрію можна використовувати на практиці, при проектуванні літального апарату.

Було обрано енергетичну установку. Вона повністю представляється електричними двигунами фірми T-motor. Вибір повністю електричних рушіїв обґрунтовано їх досить високою ефективністю, відсутністю шкідливих викидів в атмосферу і низьким рівнем шуму.

Підібрано конкретно вертикальні 4 двигуни моделі MS8014 KV180 і один горизонтальний маршевий AT8085 KV160 зважаючи на їх технічні характеристики.

4. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ТА ВЕРТИКАЛЬНОГО РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ БПС

Політ БПС складається з двох режимів: горизонтального та вертикального. Для кожного з них існує своя математична модель, в основі якої лежать відповідні рівняння.

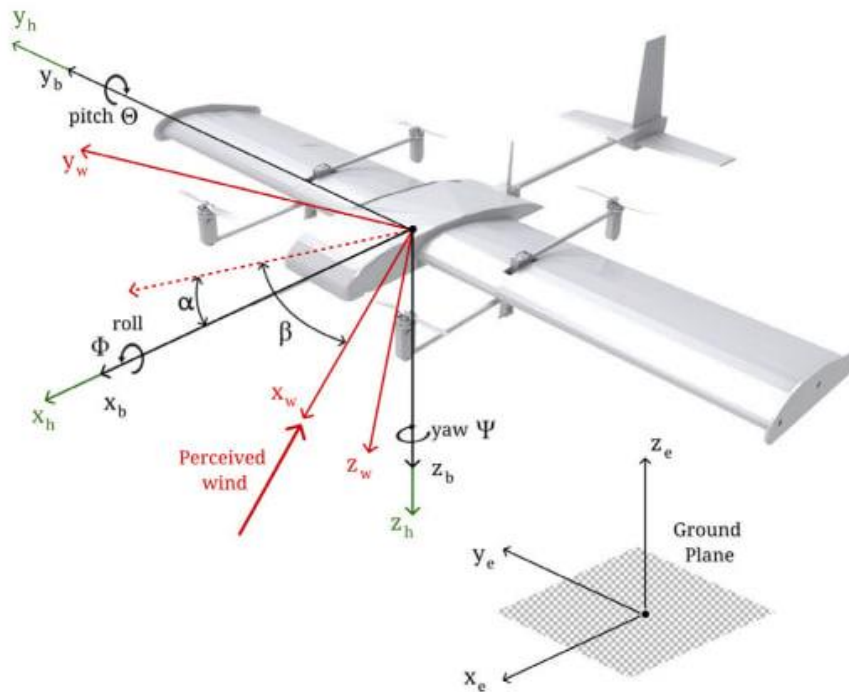


Рис.4.1 – Системи відліку в математичній моделі

4.1 Модель горизонтального польоту.

Взявши за основу [17], стверджуємо, що найбільш узагальнений метод визначення динамічних характеристик польоту в авіації заснований на кутах Ейлера. Ця процедура починається з другого закону руху Ньютона, який пов'язує силу, що діє на тіло, з його прискоренням:

$$\vec{F} = \frac{d(m\vec{V})}{dt}, \quad (4.1)$$

де m – маса літака, а \vec{V} – абсолютна швидкість центру мас (ЦМ) в інерціальній

системі координат. \vec{F} пов'язано із зовнішніми силами, що діють на ЦМ. Звідси і почнемо розгляд **горизонтального режиму польоту** і приведення його математичної моделі. Так само:

$$\vec{G} = \frac{d(m\vec{H})}{dt}, \quad (4.2)$$

$$\vec{H} = I\vec{\omega}, \quad (4.3)$$

де \vec{G} - результуючий момент через зовнішні сили навколо ЦМ, \vec{H} - повний кінетичний момент, I тензор інерції літака, і $\vec{\omega}$ - його абсолютна кутова швидкість навколо ЦМ. Тензор інерції визначається як симетрична матриця 3×3 :

$$I = \begin{pmatrix} I_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & I_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & I_z \end{pmatrix}, \quad (4.4)$$

діагональні елементи якої представляють момент системи, а решта елементів є результатами інерції. Далі ми визначаємо вектори сили, момент, швидкості та кутової швидкості відповідно на основі їх компонентів:

$$\vec{F} = (F_x, F_y, F_z)^T, \quad (4.5)$$

$$\vec{G} = (L, M, N)^T, \quad (4.6)$$

$$\vec{v} = (u, v, w)^T, \quad (4.7)$$

$$\vec{\omega} = (p, q, r)^T, \quad (4.8)$$

де F_x, F_y, F_z представляють сили по кожній вісі; L, M, N відповідні моменти навколо x_b, y_b, z_b відповідно; u, v, w це відповідні лінійні швидкості; і p, q, r кутові швидкості, віднесені до тієї самої осі (див. рис. для прив'язки осі).

Враховуючи похідну за часом вектора в інерціальній системі, нам потрібно додати один додатковий член, щоб виразити його в посиланні на осі тіла кадр:

перехресний добуток кутової швидкості обертової системи на інерціальну, помножений на вектор, який потрібно отримати. Таким чином, теореми про імпульс і кінетичний момент можна виразити так:

$$\vec{F} = m \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right), \quad (4.9)$$

$$\vec{G} = \frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H}. \quad (4.10)$$

Оперуючи ними та розв'язуючи вирази вище, ми отримаємо:

$$F_x = m(\dot{u} - r\vartheta + q\omega),$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - p\omega),$$

$$F_z = m(\dot{w} - qu + p\vartheta),$$

$$L = I_x \dot{p} - J_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq,$$

$$M = I_y \dot{q} - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2),$$

$$N = I_z \dot{r} - J_{xz} \dot{p} - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr. \quad (4.11)$$

Приведена система рівнянь (4.11) добре відома як рівняння руху Ейлера для динаміки твердого тіла. Прийmemo, що досліджуваний БПЛА є єдиним твердим тілом, нехтуючи пов'язаними ступенями свободи керуючих поверхонь та інших підсистем, і кінетичний момент відносно обертових систем.

Наступним кроком є конкретизація зовнішніх сил і моменту, задіяних у цій системі. Будемо дотримуватися наступного формулювання, що поділяється:

- Дії сил тяжіння: в системі локального рівня (СЛР, позначається верхнім індексом h), вираз діє тільки по осі z :

$$\vec{F}_G^h = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix}, \quad (4.12)$$

де g представляє прискорення сили тяжіння в даній точці. Щоб спроектувати цей вектор на нерухому систему (НС, позначена верхнім індексом b), має бути застосована замінююча матриця від СЛР до НС:

$$\vec{F}_G^b = \begin{pmatrix} F_{Gx} \\ F_{Gy} \\ F_{Gz} \end{pmatrix} = L_{bh} \vec{F}_G^h = \begin{pmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\phi \\ mg \cos\theta \cos\phi \end{pmatrix}, \quad (4.13)$$

де θ кут тангажу, а ϕ кут крену.

- Аеродинамічні дії: зовнішні сили та моменти, обумовлені аеродинамічними ефектами.
- Рушійні дії: зовнішні сили та моменти, що виникають внаслідок обертання гвинтів та їх комбінації між собою.

Якщо система рівнянь (4.11) далі розширюється, вводячи та розділяючи компоненти, засновані на цій схемі, то нова система виглядатиме:

$$-mg \sin\theta + F_{Tx} + F_{Ax} = m(\dot{u} - r\vartheta + q\omega),$$

$$mg \cos\theta \sin\phi + F_{Ty} + F_{Ay} = m(\dot{v} + ru - p\omega),$$

$$mg \cos\theta \cos\phi + F_{Tz} + F_{Az} = m(\dot{w} - qu + p\vartheta),$$

$$L_T + L_A = I_x \dot{p} - J_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq,$$

$$M_T + M_A = I_y \dot{q} - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2),$$

$$N_T + N_A = I_z \dot{r} - J_{xz} \dot{p} - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr. \quad (4.14)$$

Індексом T і A позначаються рушійні і аеродинамічні дії відповідно. Загальне припущення в механіці польоту полягає в допущенні, що Земля плоска і не

обертається, що дозволяє нам розглянути нерухому на землі систему відліку як інерціальну. Ця теорія відома як гіпотеза плоскої Землі. Завдяки цьому припущенню траєкторію ЦМ можна отримати в нерухомій інерціальній системі відліку більш простіше.

Горизонтальний політ в нашому випадку характеризує собою рух БПЛА по заданій траєкторії пілотом з землі або системою автоматичного керування (САК) та в межах діапазонів кутів тангажу, крену.

Головна вісь БПЛА буде ОХ, яка і є віссю фюзеляжу або конструктивною віссю як і в літака. Вона буде напрямлена туди, куди дивиться обтічник досліджуваного БПЛА. Вісь ОУ – напрямлена до верхньої частини ЛА, а ОZ – перпендикулярна осі симетрії і напрямлена до правої частини ЛА.

Горизонтальний політ поділимо на повздовжній рух та боковий рух.

Розглянемо їх математичні моделі:

Повздовжній рух

Повздовжній рух ЛА [5] – рух центра мас в площині ХУ та обертальний рух в площині ХУ, зв'язаний з площиною симетрії ЛА, проекцією кутової швидкості ω_z , висоти, швидкості, кутів тангажу, кутів атаки та кутів нахилу траєкторії.

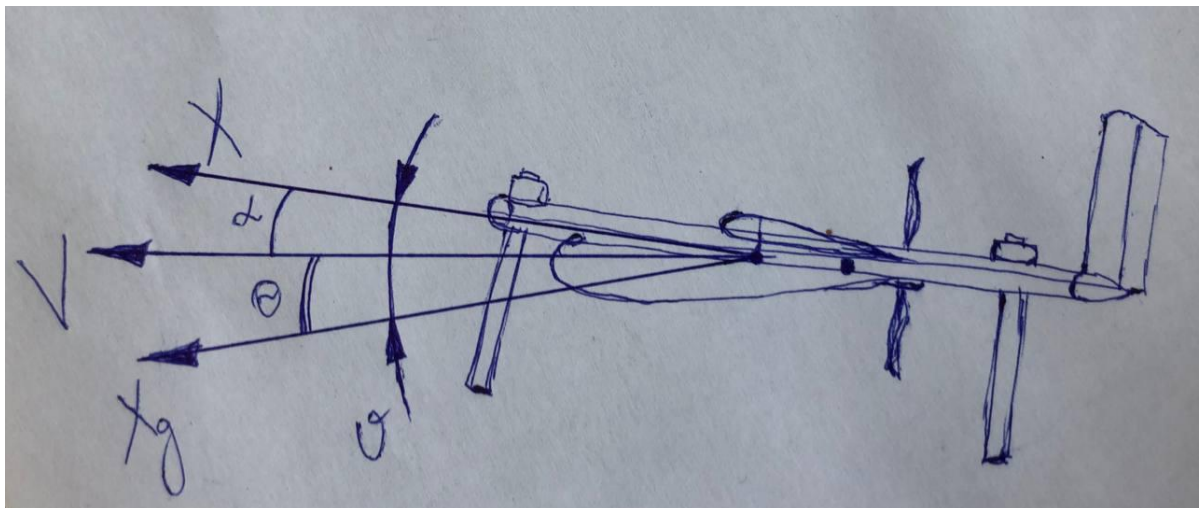


Рис.4.2 – схематичне зображення повздовжнього руху ЛА

$$\alpha = \vartheta - \vartheta_a = \vartheta - \theta + \alpha_B$$

$$m\dot{V} = P\cos\alpha - Xa - mg\sin\theta;$$

$$mV\dot{\theta} = Ya + P\sin\alpha - mg\cos\theta;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_z; \quad I_z\dot{\omega}_z = M_z; \quad (4.15)$$

$$\dot{H} = V\sin\theta$$

$$\dot{X}_g = V\cos\theta$$

Де α – кут атаки, ϑ – кут тангажу, θ – кут нахилу траєкторії, α_B – кут атаки зустрічного вітру до ЛА, m – маса ЛА, V – повітряна швидкість ЛА, P – сила тяги від двигуна, Xa – лобовий опір, Ya – підймальна сила, Xg – вісь дотична до горизонту, ϑ_a – кут тангажу між вектором повітряної швидкості ЛА та віссю фюзеляжу ЛА, g – гравітаційна сила, ω_z – проекція кутової швидкості до осі OZ, I_z – проекція моменту інерції на вісь OZ, M_z – проекція аеродинамічного моменту, H – висота.

Система рівнянь (4.15) нелінійна, оскільки містить похідні змінних і тригонометричні залежності, а також аеродинамічні сили та моменти, які є нелінійними функціями параметрів польоту.

Боковий рух

Боковий рух ЛА – рух центра мас та обертальний рух в площинах XZ та YZ, характеризується кутами крену, ристанням, проекціями кутових швидкостей ω_x , ω_y , кутом ковзання, кутом шляху, боковим відхиленням від траєкторії Z_y .

$$\beta = \Psi - \Psi_a = \Psi - \psi + \beta_B$$

$$mV\dot{\psi}_a = Za - P\sin\beta + mg\sin\gamma_a;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x; \quad \dot{\Psi} = \omega_y; \quad (4.16)$$

$$I_x\dot{\omega}_x = M_x; \quad I_y\dot{\omega}_y = M_y;$$

$$\dot{Z}_y = -V \sin \psi$$

Де β – кут ковзання, Ψ – кут рискання, ψ – кут шляху, Za – складова бокового опору, γ – кут крену.

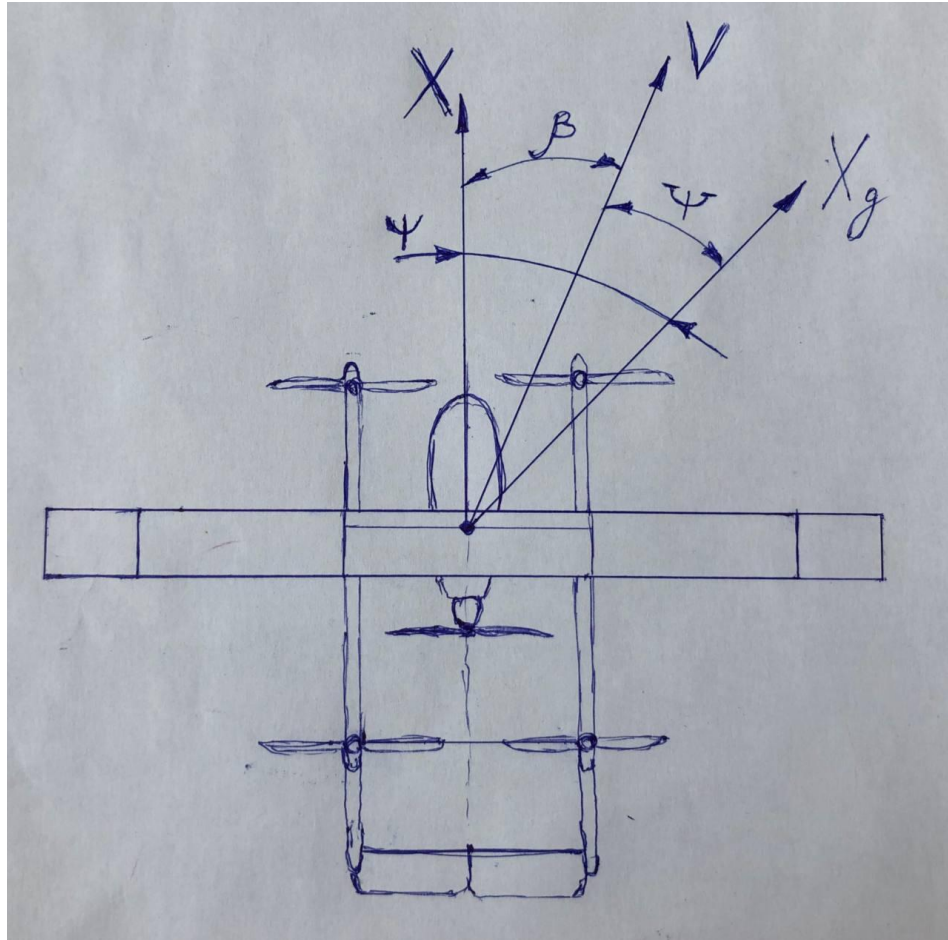


Рис.4.3– схематичне зображення бокового руху ЛА

Додаткові рівняння:

Рівняння кінематики руху ЛА будуть виглядати наступним чином:

$$\dot{\Psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma) \quad (4.17)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma$$

Рівняння Ейлера для кутових швидкостей:

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\Psi} \sin \vartheta$$

$$\omega_y = \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\Psi} \cos \vartheta \cos \gamma \quad (4.18)$$

$$\omega_z = -\dot{\Psi} \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \gamma$$

Для того, щоб отримати лінійну математичну модель необхідно назначити необурений (програмний) рух. Параметри необуреного руху у всіх випадках мають задовольняти системи рівнянь (4.15), тобто є її рішеннями. Позначивши параметри необуреного руху індексом 0, представимо параметри збуреного (реального) руху ЛА як суму відповідних параметрів необуреного руху і малих відхилень (збурень) від програми:

$$\begin{aligned} V &= V_{\Pi} + \Delta V; \quad \alpha = \alpha_{\Pi} + \Delta \alpha; \quad \vartheta = \vartheta_{\Pi} + \Delta \vartheta; \\ \psi &= \psi_{\Pi} + \Delta \psi; \quad \Psi = \Psi_{\Pi} + \Delta \Psi; \quad \gamma = \gamma_{\Pi} + \Delta \gamma; \end{aligned} \quad (4.19)$$

$$H = H_{\Pi} + \Delta H; \quad \theta = \theta_{\Pi} + \Delta \theta; \quad P = P_{\Pi} + \Delta P$$

Тут же виступають аеродинамічні сили і моменти, які визначаються коефіцієнтами:

$$X_a = C x_a \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Y_a = C y_a \frac{\rho V^2}{2} S; \quad M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A \quad (4.20)$$

Де, ρ – густина середовища, в якому знаходиться ЛА в момент визначення величини, C - коефіцієнт підйимальної сили, S – характерна площа тіла, яке обтікається (крило, оперення, фюзеляж), b_A – середня аеродинамічна хорда (САХ).

Виходячи з (4.20) можна продовжити лінеаризувати рівняння руху для прискорень:

$$\begin{aligned} a_x^V &= \frac{1}{m} (P^V \cos \alpha_{\Pi} + C x_a \rho V_{a\Pi} S + C x_a^V \frac{\rho V_{a\Pi}^2}{2} S) \\ a_y^{\vartheta} &= \frac{1}{m V_{\Pi}} (C y_a^{\alpha} \frac{\rho V_{a\Pi}^2}{2} S + P \cos \alpha_{\Pi}) \end{aligned} \quad (4.21)$$

4.2 Модель вертикального польоту.

Приведемо також і математичну модель режиму **вертикального польоту**, а саме зліт.

Попередньо закладено, що двигуни, які відповідають за даний режим польоту розташовані на БПЛА на еквівалентних плечах від головної осі (конструктивної, а між собою на однакових відстанях так, щоб умовні відрізки, які з'єднують двигуни послідовно в горизонтальній площині утворюють квадрат. Звідси, і підтверджуємо, що математичну модель руху досліджуваного апарату можна прирівняти до квадрокоптерної моделі. Читаючи статтю [18], виводимо, що при зльоті діагонально протилежні гвинти мають обертатись за часовою стрілкою, а інші діагонально протилежні – проти часової стрілки. При цьому гвинти, в залежності від напрямку обертання, мають вигляд (рис.4.4)



Рис.4.4 – «вертикальні» гвинти БПЛА

Щоб здійснити вертикальний зліт чи посадку (підйом чи спуск) всі гвинти мають обертатися з однаковою швидкістю. При цьому не виключено, що вертикальний режим польоту може передбачати і складний рух, наприкладі вертикально-горизонтального, коли кожен гвинт буде мати змінну кутову швидкість їх обертання. Це можна назвати «підрулюванням», коли апарат намагається стабілізуватись або ж здійснювати перехідний процес від вертикального до горизонтального режимів польоту і під час підключення в рух маршевого двигуна.

Повернемось та перейдемо до безпосередньо математичної моделі. «Розрахункова схема» для керованої математичної моделі представлена на рис.4.5.

Звідси, $\omega_i, i = 1, \dots, 4$ – кутові швидкості обертання гвинтів у вказаних напрямках;

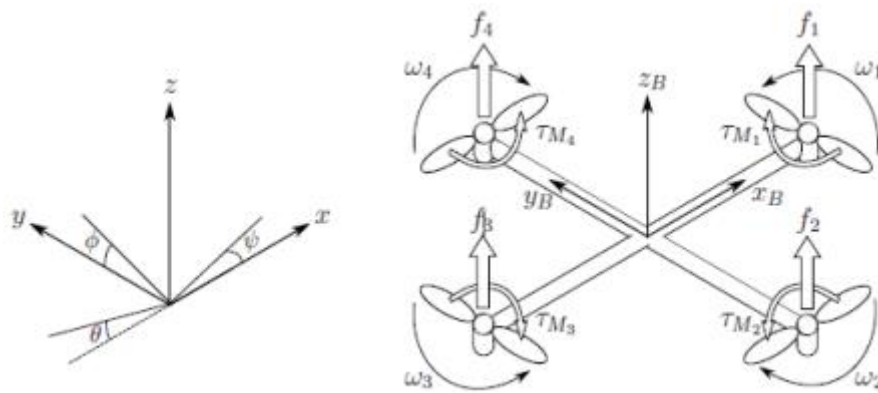


Рис.4.5 – «Розрахункова схема» для математичної моделі

$f_i, i = 1, \dots, 4$ – сили, створені гвинтами і відповідні цим кутовим швидкостім. Як і сказано вище, керування апаратом якраз і здійснюється завдяки зміні вказаних кутових швидкостей та створюваних ними сил. Тобто, ми можемо змінювати ці сили, адже відбувається це під нашим контролем, якщо не враховувати політ виключно на автопілоті. Таким чином, ці сили будуть виконувати роль керуючих впливів або просто – керуванням в нашій математичній моделі. Позначимо ці сили літерами $u_i, i = 1, \dots, 4$. Зрозуміло, що ці сили по вектору хоч і можуть змінюватись за напрямком – вгору і вниз, проте вони обмежені за величиною. Ця величина визначається ресурсом, в даному випадку, включених в схему електродвигунів. Маємо:

$$-R \leq u_i \leq R, i = 1, \dots, 4 \quad (4.22)$$

Де $R \geq 0$ – деяка константа, що визначає вказаний ресурс керування.

Врахувавши введені позначення (рис.4.5) і формулу (4.22), а також диференціальні рівняння Ньютона-Ейлера запозичені з курсу лекцій «Теорії автоматичного керування (ТАУ)», доходимо до наступної форми математичної моделі для даної механічної системи, що моделює розглянутий рух:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = F(t, p, u), \quad t_{\text{поч}} \leq t \leq t_{\text{кін}} \quad (4.23)$$

де, $t_{\text{поч}}$ – момент початку руху (процесу керування), $t_{\text{кін}}$ – момент закінчення процесу керування за умов (4.22). Звичайно, що крапка над параметром (4.23) означає першу похідну $\dot{p} = \frac{dp}{dt}$. Застосовуючи метод лінеаризації нелінійних диференціальних рівнянь, відомий з того самого курсу лекцій ТАУ, та розглядаючи малі рухи системи (на малому відрізку часу), вирішувати задачу керування про перехід системи (4.23) із заданого початкового стану в заданий кінцевий стан можна за допомогою програмного керування $\{u[t], t_{\text{поч}} \leq t \leq t_{\text{кін}}\}$ для лінійної системи виду:

$$\dot{p} = A(t)p + B(t)u, \quad t_{\text{поч}} \leq t \leq t_{\text{кін}}, \quad p[t_{\text{поч}}] = p_*, \quad p[t_{\text{кін}}] = p^*, \quad (4.24)$$

Звідси, \dot{p} – шестивимірний вектор з (4.23), u – керування (4.22). Параметри системи (4.24) виходять лінеаризацією відповідних частин (4.23). Багато перетворень під час лінеаризації знехтувані. Основна задача – вказати конструкцію оптимального керування, що переводить систему (4.22) із заданого початкового стану в заданий кінцевий стан за малий проміжок часу. Рішення задачі приведено в роботі [19]. Саме шукане програмне керування $\{u^0(\tau), t_{\text{поч}} \leq t \leq t_{\text{кін}}\}$, пояснюється наступною формулою:

$$u^0(\tau) = B'P'(t_{\text{кін}}, \tau)(F^*)^{-1}p_{\text{кін}}^* - P(t_{\text{поч}}, t_{\text{кін}})x_{\text{поч}}, \quad (4.25)$$

де

$$F^* = \int_{t_{\text{поч}}}^{t_{\text{кін}}} X(t_{\text{кін}}, \tau) B B' X'(t_{\text{кін}}, \tau) d\tau \quad (4.26)$$

Верхній індекс означає транспонування, а верхній індекс «-1», означає обернену матрицю, а $X(t, \tau)$ є фундаментальною матрицею. Таке керування являє собою оптимальне, [19] приводимо критерію його якості:

$$\gamma = \int_{t_{\text{поч}}}^{t_{\text{кін}}} u^2[\tau] d\tau, \quad (4.27)$$

що характеризує затрати енергії на видачу керуючого впливу. Тобто, керування (4.25) та (4.26) дає найменше значення критерію якості процесу керування (4.27) навідміну від іншим можливих керувань. Відомо, що критерії якості виду (4.27) характеризують затрати енергії для так званих «двигунів малої тяги» в авіації та ракетній техніці. Відповідно, їх застосування для літальних апаратів, а в даному випадку для безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки малої злітної ваги (до 25 кг) є доцільним та обґрунтованим.

В якості ілюструючого прикладу, можна розглянути рух БПЛА по заданій траєкторії (рис.4.6).

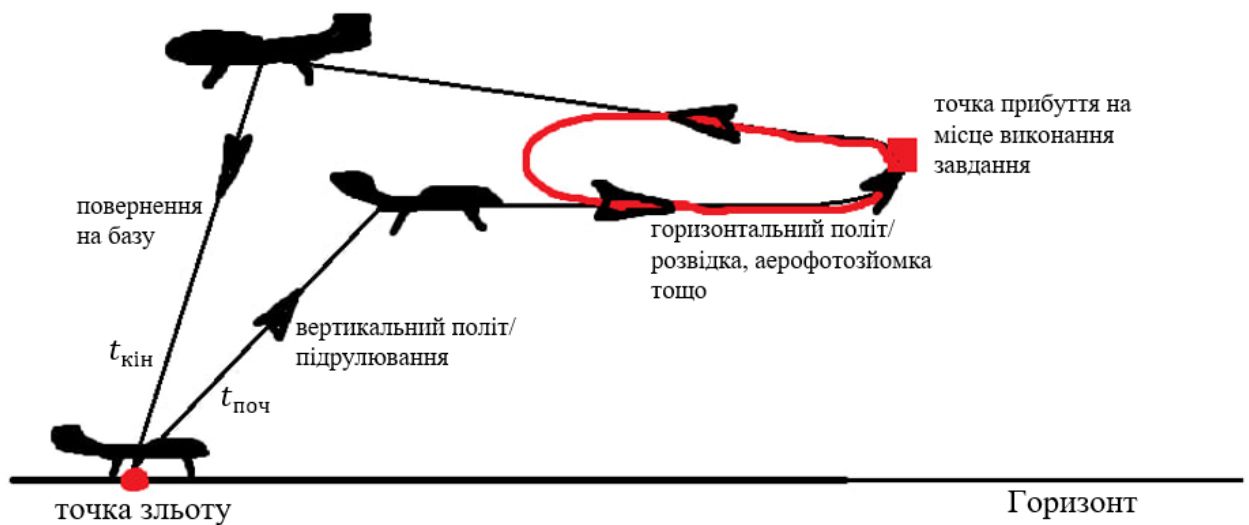


Рис.4.6 – схема руху БПС

Висновки з розділу

Даний розділ ввів нас глибше в тему горизонтального та вертикального режимів польоту літального апарату. Розроблено математичну модель за допомогою відповідних джерел. У випадку вертикального польоту використано математичну модель як для квадрокоптера, оскільки задуманий літальний апарат має чотири вертикальні двигуни і відповідно зліта та посадка проходять по-квадрокоптерному.

5. ФОРМУВАННЯ ЗАГАЛЬНОГО ВИГЛЯДУ 3D-МОДЕЛІ В САД-СИСТЕМІ

Для проектування БПС було обрано програмний пакет Creo Parametric через його розвинені і досить гнучкі можливості. Пакет дозволяє прорахувати необхідні аспекти під час проектування моделі. Наприклад, масу моделі, завдяки застосуванню додаткових файлів відповідного формату з характеристиками до кожного матеріалу, який використовується або буде використовуватись при реальній збірці. Такі можливості створюють загальне бачення перспективної моделі ще до її виготовлення, простими словами «проект на папері». Проте, завдяки сучасним технологіям та подібним програмним забезпеченням проект стає більш реальним ніж на папері.

Спершу, проектування моделі починалось зі створення так званого скелетону моделі (рис.5.1), який і є закладною основою для наповнення основними елементами. Тобто, скелетон являє собою віртуальний силовий елемент тільки не для конкретного агрегату майбутнього літака, а й самого літака вцілому: його конструкція, агрегати, рухомі поверхні, корисне навантаження тощо.

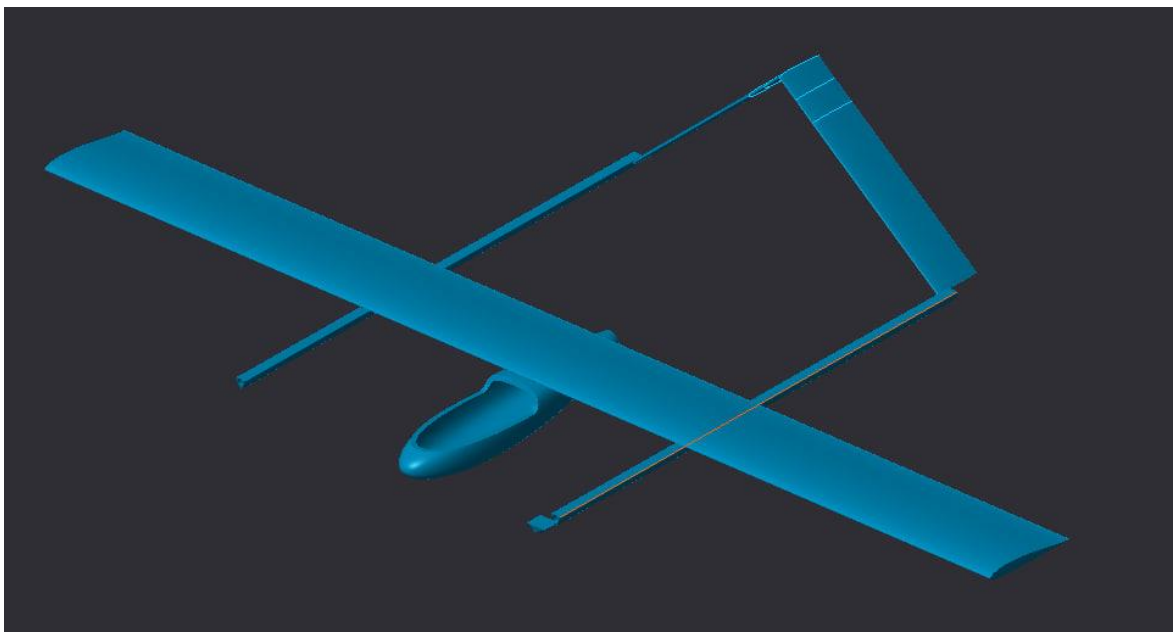


Рис.5.1 – модельований скелетон, в якості бази

Далі скелетон наповнюється додатковими агрегатами (рис.5.2): лонжеронами, нервюрами, стійками шасі, сервомашинами, крило та оперення розділяються на рухомі та нерухомі частини.

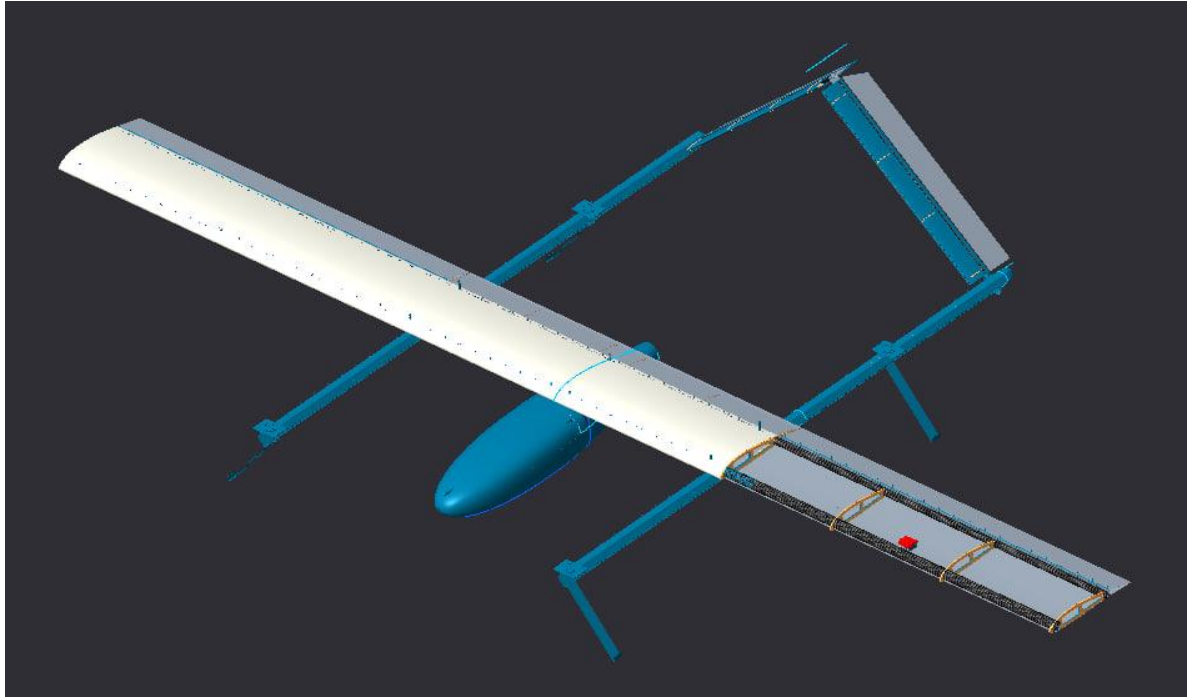


Рис.5.2 – наповнення скелетону додатковими елементами

Після даних наповнень в останню чергу додаються кінчні закінцівки на балки, двигуни з регуляторами, гвинти, авіоніка щоб можна було проаналізувати автоматично повну вагу моделі. Отримана 3D-модель літального апарату на виході показана на рис.5.3.

Гвинти та двигуни у відповідних читальних САD-системою форматах можна знайти у відкритому доступі, проте не завжди. Гвинти для даного випадку запозичувались з безкоштовних інтернет-ресурсів, адже мають номінальний діаметр. Щодо двигунів та регуляторів – довелось їх моделювати самостійно, знаючи їх габаритні розміри, загальний вид, наявність додаткових пазів, валів для гвинтів та розташування посадочних отворів.

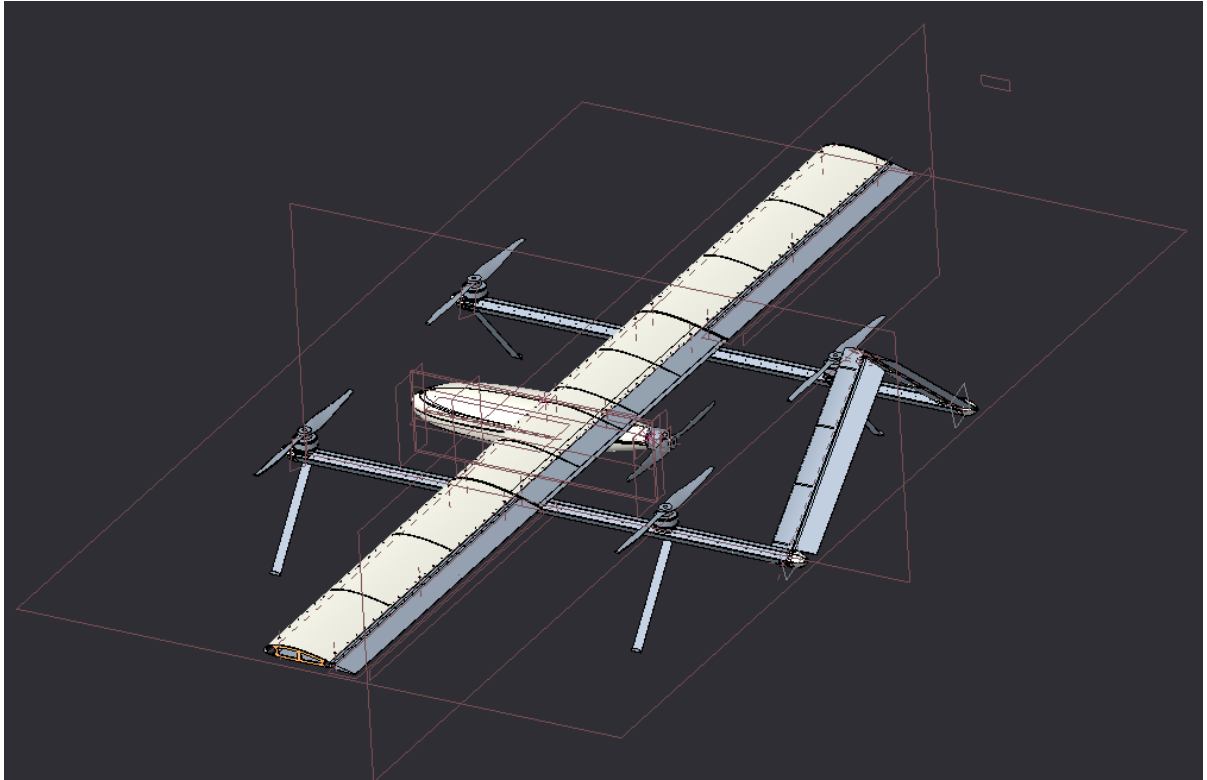


Рис.5.3 – готова 3D-модель в середовищі Creo Parametric

Висновки з розділу

Виконання розділу передбачало проектування 3D-моделі літального апарату – що і було зроблено. Під час проектування застосовувався пакет Creo Parametric почавши процес зі скелетону, який «тримає» всі деталі і збірку. Таким чином, правильний початок проектування моделі є зачином до успішного отримання кінцевого результату.

6. ВИБІР МАТЕРІАЛУ ТА ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ БПС

Основна інформація про матеріали, які будуть застосовані при виготовленні конструкції БПЛА, а також технології виготовлення самих матеріалів, наприклад, композитних йдеться в пункті 2 про конструктивну силову схему.

Дане рішення було прийнято з міркувань, що читачу матеріалів дисертації буде зручніше формувати уявлення про сам процес виготовлення силових агрегатів та технології, які при цьому застосовуються нерозриваючись між пунктами.

Матеріали, які застосовуються в конструкції БПС:

- Композитний матеріал (рис.6.1), створений у вакуумній бані за схемою сендвіч (скловолокно, епоксидна смола). Композитний матеріал є основним для фюзеляжу.



Рис.6.1 – виготовлена композитна деталь

- авіаційний алюміній маркування Al6061. Листовий метал (рис.6.2) використовується для нижньої частини обшивки, трубчатого переднього

лонжерону крила, для мотобалок та рухомих поверхонь крила та оперень (елерони, рулі на оперенні).

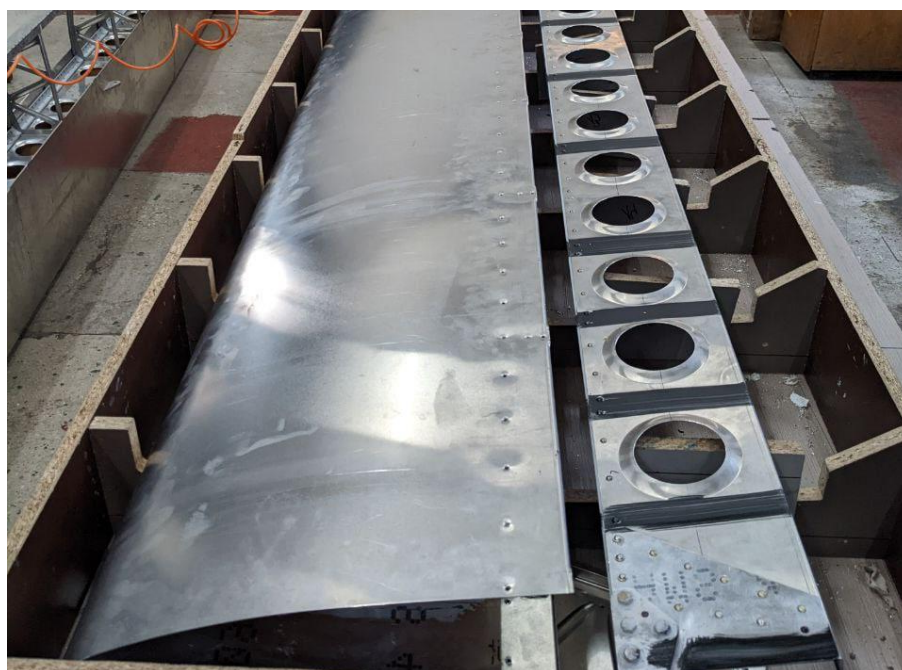


Рис.6.2 – обшивка та лонжерон з Al6061

Основним інструментом, який застосовується при виготовленні вищевказаних частин є згинальний верстат.

- вуглеволокно (карбон). Карбонові трубки (рис.6.3), які в розглянутому випадку є лонжеронами для крила (задній лонжерон) та оперення.



Рис.6.3 – карбонові трубки різних діаметрів

- термопласт PVC-P. З даного матеріалу (рис.6.4) виготовлені верхня обшивка крила, а також повністю нерухомі частини оперення.



Рис.6.4 – гнучий та додатково термічно оброблений термопласт PVC-P

- фанера номінальних товщин. З фанери виготовлені силові елементи крила та оперень (нервюри). Інструмент, за допомогою якого виготовлені деталі з фанери – лазерний верстат.

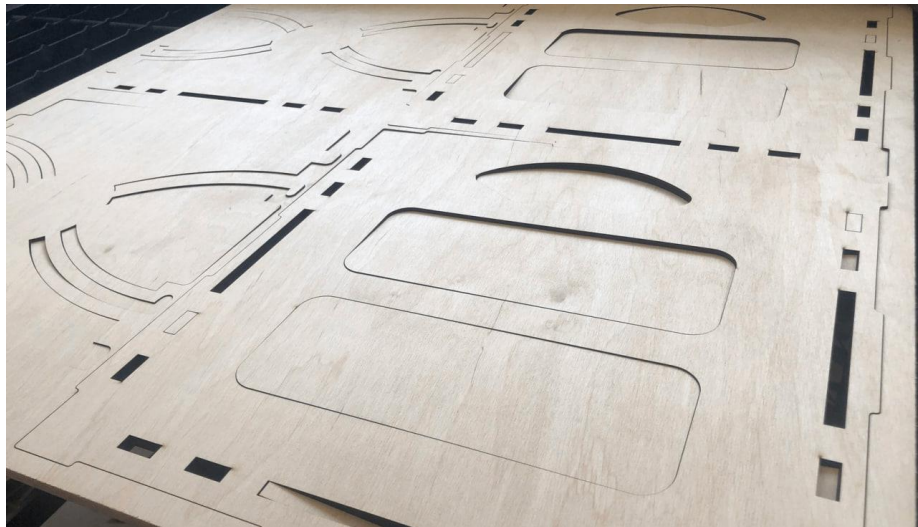


Рис.6.5 – виготовлення деталей на фанерному листі за допомогою лазерного верстата

Висновки з розділу

Отже, в ході виконання даного розділу була приведена більш детальна матеріальна база, яка формує планер літального апарату. Вирішено, що при виготовленні планеру БПЛА будуть застосовані: композитні матеріали, надлегкі алюмінієві сплави, вуглеволокно, фанера та термoplastи. Дані матеріали мають жорсткі та, водночас, гнучкі властивості, що є важливим аспектом при виготовленні будь-якого апарату. Верстати, які будуть застосовані при виготовленні деталей: лазерний, фрезерний ЧПУ, згинальний для листового металу.

7. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

У світі стрімкого розвитку технологій та постійних змін у галузі авіації, створення та розвиток безпілотних повітряних суден стає важливим викликом, що приводить до неймовірних можливостей для транспортування, досліджень та інновацій. У цьому розділі ми поглибимося в розробку стартап-проекту безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки, який спрямований на чергову революцію у галузі авіаційних технологій.

Даний стартап-проект об'єднує інженерну винахідливість, сучасні технології, а також стратегічний підхід для вирішення викликів, які стоять перед сучасною безпіотною авіацією. Розділ передбачає представлення ключових аспектів розробки, фокусуючись на інноваційному потенціалі, стратегічних рішеннях та прагненні впровадження безпілотних технологій особливо в застосуванні надлегких, а той же час міцних матеріалів. Все це для поставлення нових викликів, їх прийняття та досягнення висот в авіаційному просторі.

7.1 Опис ідеї стартап-проекту.

В даному розділі пропонується опис того що представляє собою проект (концепт), його сильні та можливі слабкі сторони, користь яку зможе отримати потенціальний замовник та його багатий набір напрямків застосувань, таких як: картографування, розвідка, коригування цілі та місця призначення, керування пожежогасінням в лісах, застосування в агропромисловому секторі та ще в багатьох напрямках.

Тому, варто привести головну ідею стартап-проекту [20], яка вбере в себе ключові моменти у вигляді, сприятливого як для близьких до аерокосмічної галузі читачів, а також звичайних осіб. Головна ідея приведена в таблиці 7.1

Таблиця 7.1

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користвача
Розробка, проектування та виготовлення БПС вертикального зльоту та посадки	1. Сількогосподарський сектор. Перевірка та виявлення дефектів серед угідь, організація посипання території добривами.	Збільшення масштабів вирощування, підвищення якості та отримання здорового врожаю, а також його кількості.
	2. Пожежогасіння. Моніторинг території, яка регулярно страждає від пожеж, відслідковування та попередження осередків займання, а також організація оперативного та ефективного пожежогасіння.	Запобігання дрібним та масовим пожежам у важкодоступних місцях, особливо в гористих місцевостях або місцях зі складним рельєфом поверхні. Допомога пожежним службам для збереження часу на оперативне реагування.
	3. Поштові служби в тактичних цілях. Доставлення легкого корисного навантаження з точки А в точку Б.	Швидка доставка легких та важливих предметів, посилок життєзабезпечення, першої домедичної допомоги до прибуття відповідних служб. Порятунк людських життів.

Варто визначити та провести порівняльний аналіз сильних (S), слабких (W) та нейтральних(N) показників, які видає досліджуваний проект щоб з'ясувати етапи досягнення, а також покращення конкурентноспроможності. Дане порівняння наведено в табл. 7.2.

Таблиця 7.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї-проекту

№	Техніко-економічні характеристики	Потенційні конкурентні, аналогічні проекти			Слабка (W)	Нейтральна (N)	Сильна (S)
		Власний проект	ThunderB VTOL	Stalker VXE30			
1	Вартість	помірна	висока	висока			+
2	Надійність	помірна (в процесі визначення)	висока	висока		+	
3	Універсальність	низька	висока	помірна	+		
4	Час розробки	до 6 міс	рік	рік			+
5	Екологічність	низький вплив на навк. серед.	некорисний вплив на навк. серед.	некорисний вплив на навк. серед.			+

Порівнюючи з можливими конкурентами власний проект має перевагу в ціні, часі розробки проекту та екологічності, той час як універсальність проекту залишає очікувати на кращі показники. Надійність була віднесена до помірного рівня, адже визначатиметься в процесі експлуатації.

7.2 Технологічний аудит ідеї проекту.

Аудит проводиться з представленням технологій, за допомогою яких можна реалізувати даний проект. На цьому етапі визначаються нюанси та складності, через які проекту доведеться пройти щоб реалізуватись.

Приведення цих моментів, аспектів відбувається в табл.8.3.

Технологічна здійсненість товару

<i>№</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технології реалізації</i>	<i>Наявність технології</i>	<i>Доступність</i>
1	Впровадження електричної СУ	Беручи за основу існуючі аналоги та використовуючи для власного проекту	Наявні	В широкому доступі
2	Сучасна авіоніка та її програмне забезпечення, рушійні агрегати	Беручи за основу існуючі аналоги та використовуючи для власного проекту	Наявні	В доступі
3	Виготовлення конструкції планеру літака	Алюмінієві сплави, композитні матеріали, термопласти. Додаються відповідні верстати.	Наявні	В помірному доступі

Проведений аудит показує, що технології реалізації та їх наявність для втілення задуманого проекту доступні. Сам проект може втілюватись як з впровадженням електричної СУ, застосуванням сучасної авіоніки, необхідних агрегатів, так і з виготовленням конструкції планеру повною мірою.

7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.

В цьому підрозділі розглядаються ринкові можливості та ринкові загрози, втрати, яких може зазнати проект. Проте, підкріпившись помилками та їх виправленням можна спланувати подальшу роботу та нав'язати пряму конкуренцію суперницьким проектам.

Дані шляхи представлені в табл.7.4.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

<i>№</i>	<i>Показники стану ринку (найменування)</i>	<i>Характеристика</i>
1	Кількість головних гравців, од	Інформація про точні дані відсутня
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Інформація про точні дані відсутня
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Стрімко зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Невідповідність технічній документації, заявленим характеристикам, труднощі з питань сертифікації.
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Відповідність виробу між заявленими та реальними експлуатаційним характеристиками
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	Задовільна та вище(від 10% до 20% з тенденцією до росту)

Результати таблиці 8.4 показують, що середня норма рентабельності достатньо висока, а також має тенденції до зросту, що звичайно дає привід на значне вкладення коштів в даний проект. Відповідно, ринок БПЛА вертикального зльоту та посадки, куди і належатиме цей проект є приваблим для входження потенційним інвесторам та замовникам.

Тепер визначимо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, а також сформуємо орієнтовну низку вимог до товару кожної групи.

Дані маніпуляції здійснено в табл. 7.5.

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

<i>№ п/п</i>	<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)</i>	<i>Відмінності у поведін- ці різних потенційних цільових груп клієнтів</i>	<i>Вимоги споживачів до товару</i>
	БПС для доставки легких важливих вантажів, аерофотозомки, розвідки та дослідження територій	<ul style="list-style-type: none"> - Рятувальні служби; - Приватні компанії швидкого реагування; - Дослідницькі станції; - Сервіси доставки 	Поставлені задачі, очікування, вподобання які можуть різнитись між цільовими, потенційними замовниками та службами.	<ul style="list-style-type: none"> - надійність; - універсальність; - гнучкість; - тривалість польоту; - швидкість перехідного процесу між режимами польоту; - до компанії-постачальника – вчасність надходження матеріалів та компетентність в галузі.

Перейдемо до переліку загроз, які можуть переслідувати проект на всіх етапах його розробки, а також під час експлуатації. Аналіз загроз доволі важливий для кожного проекту і ним варто оперувати для уникнення раптових форсмажорів на успішному шляху та бути готовим давати відсіч з метою гідної конкуренції. Даний аналіз приведений в табл.7.6 і дає змогу зрозуміти, які загрози можуть постати перед реалізацією проекту, а також інструменти для їх уникнення та вирішення.

Фактори загроз

Ризикована подія (загроза)	Вірогідність події (у балах від 1 до 5)	Вплив події (у балах від 1 до 5)	Рівень ризику (вірогідність x вплив)	Рівень ризику (незначний, середній, недопустимий)
Неплатоспроможність Замовника	1	5	5	незначний
Поява кращого альтернативного продукту	3	4	12	недопустимий
Некомпетентність команди	2	5	11	середній
Невиконання постачальниками зобов'язань	2	5	10	середній
Висока складність проекту, неможливість його втілення	2	5	5	незначний
Зміна вектору потреб Замовника	2	5	10	середній
Нестійкість валютного курсу	4	4	16	недопустимий

Наразі проводиться аналіз пропозицій та визначення загальних рис конкуренції на ринку з метою визначення можливостей для конкуренції, сильні та слабкі сторони безпосередньо конкурентів та ключі до ефективного нав'язування власної конкуренції до ряду факторів, якими володіють на ринку. Аналіз пропозиції спостерігаємо в табл.7.7.

Таблиця 7.7

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

<i>Особливості конкурентного середовища</i>	<i>В чому проявляється дана характеристика</i>	<i>Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)</i>
1. - монополія/олігополія/ монополістична/чиста	Доволі чиста конкуренція, проте захлинутись в монополістичній можливо.	Продовження чистої діяльності задля уникнення питань зі сторони закону.

2. За рівнем конкурентної боротьби - локальний/національний/ ...	Обидві особливості проявляються практично однаково, але переважатиме локальна, зважаючи на сучасність.	Сарафанне радіо на глобальному рівні (серед високопосадовців), ефективна реклама.
3. За галузевою ознакою - міжгалузева/ внутрішньогалузева	Міжгалузева, адже об'єднує багато напрямків з їх подальшим розвитком	Реалізація на ширшому рівні та організація використання в нових напрямках та галузях
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-родова - товарно-видова - між бажаннями	Охоплення кожного виду товарної конкуренції	Закуплення нових інструментів, техніки, верстатів, кріпильних матеріалів.
5. За характером конкурент-них переваг - цінова / нецінова	Передбачається встановлення нижчої ціни, зважаючи на ринок	Використання ефективних та водночас дешевших матеріалів, власне налагодження їх виробництва, відповідно огляд цін на ринку.
6. За інтенсивністю - марочна/не марочна	Власне виробництво. Марочна	Реєстрація ФОП, ТОВ, ООО тощо

Далі проводиться більш детальний аналіз умов конкуренції, які сповідує галузь. Аналіз включає розгляд різних аспектів, які можуть впливати на успішність проекту. Звісно врахування аспектів допоможе отримати глибоке розуміння конкурентного середовища, а також тверезо розробити стратегії для успішного впровадження та розвитку власного проекту. Користуватись прийнято моделлю М.Портера (табл.7.8).

Таблиця 7.8

Аналіз конкуренції в галузі за М.Портером

<i>Складові аналізу</i>	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти</i>	<i>Постачальники</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Товари-замінники</i>
	<i>Підприємства, що займаються розробками в</i>	<i>Перевірені та «на слуху» конструктори</i>	<i>Постачальники не мають прав і спроможності</i>	<i>Ставлять умови, форму-</i>	<i>Таких не передбачається</i>

	<i>сфері безпілотної авіації</i>	<i>рські компанії</i>	<i>вимагати та ставити умови</i>	<i>ють ТЗ</i>	
Висновки:	Інтенсивність доволі висока в конкуренції	- є можливості входу на ринок - потенційні конкуренти поки що на локальному рівні. Строки виходу залежать від багатьох факторів	Постачальник и умов не диктують, якщо тільки це не ситуація на державному рівні, що не дозволяє злагоджено функціонувати	Клієнти мають право вносити корективи в свої вподобання, адже являють собою Замовників	Обмежень не передбачається через практичну відсутність товарів-замінників.

Тобто, основними рушіями впливу, в той же час і головним фактором є клієнти, вони і є Замовниками, і можуть диктувати свої умови, ставлять конкретні ТЗ.

Проте, повну силу вони не мають, якщо це стосується шляхів та технологій виробництва всередині компанії. Щодо постачальників, то вони не в змозі диктувати умови, адже матеріальною базою що передбачається при виробництві апаратів володіють достатня кількість постачальників, що звичайно формує для них конкуренцію.

Також, наведемо пояснення для цих факторів конкурентноспроможності (табл.7.9).

Таблиця 7.9

Обґрунтування факторів конкурентноспроможності

<i>№</i>	<i>Фактор конкурентноспроможності</i>	<i>Обґрунтування</i>
1	Вартість	В порівнянні з конкурентами (зарубіжними) не постає проблема з виплатами надвисокої зарплатні робітникам. Також, порівняно невисока вартість за оренду приміщень під виробництва комунальні послуги.
2	Час розробки	БПЛА розробляється досить швидко, завдяки «набитої руки», а також компетентності всієї

		команди.
3	Екологічність	Завдяки силовим установкам, що являють собою електричні двигуни, що живляться від акумуляторів.

Проведемо аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту. Наводиться аналіз в табл. 7.10.

Таблиця 7.10

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «БПС вертикального зльоту та посадки»

№	Фактор конкурентноспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Надійність	15			+				
2	Вартість	20	+						
3	Час розробки	18				+			
4	Екологічність	19			+				

Приведений вище аналіз доводить, що головними перевагами та факторами конкурентноспроможності стартап-проекту є його вартість, час розробки та екологічність.

Кінцевим етапом для ринкового аналізу можливостей впровадження стартап-проекту є SWOT-аналіз (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities)).

Наведено в табл. 7.11.

Таблиця 7.10

SWOT-аналіз стартап-проекту

S	O
Цінова політика доволі конкурентна і це є візитною карткою проекту. Також, приваблює екологічність	Зацікавленість з боку різноманітних служб, дослідницьких станцій, сільськогосподарських компаній. Зважаючи на використання нормальної аеродинамічної схеми

<p>проекту та час на його виготовлення.</p> <p>Інтелектуальна та фізична «хімія» між членами команди.</p> <p>Проект вже базується на колись існуючих аналогах і є їхнім розвитком, що дає змогу не затримуватись на розробці і продумуванні проекту «з нуля».</p>	<p>буде неважко «навчити літати» БПЛА, тому скорочується час на випробування та доробки, що веде до досить швидкого введення в експлуатацію.</p> <p>Інтелектуальна та фізична «хімія» між членами команди, що впливає на успішність проекту та його конкурування на ринку.</p>
W	T
<p>Невідповідність приміщення, в якому відбуваються роботи з виробництва, застарілість інструментної бази та верстатів.</p> <p>Некомпетентність серед учасників команди.</p>	<p>Проблеми із сертифікацією, поява кращого, дешевшого альтернативного продукту на ринку.</p> <p>Також, можлива та навіть неunikна нестійкість валютного курсу.</p>

Тепер, на основі отриманого SWOT-аналізу приведемо альтернативи ринкової поведінки (перелік заходів) для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації. Дані альтернативи наведені в табл. 7.11.

Таблиця 7.10

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

<i>№ п/ п</i>	<i>Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) рин кової поведінки</i>	<i>Ймовірність отриманняресурсів</i>	<i>Строки реалізації</i>
1	Організація власного бізнесу (компанії, КБ, підприємства)	Помірна, через експериментальність нової команди	2 – 2,5 роки
2	Інвестування в стартап-проект від потенційного Замовника	Доволі висока	До 6 місяців

Ці альтернативи мають досить велику різницю та приваблюють як ймовірністю отримання ресурсів, так і строками реалізації. Рішення про обрання серед них приймається після повного розподілу плану на стартап-проект та аналіз всіх

наведених вище таблиць в даному розділі. Проте, на даному етапі альтернатива 2 більш доцільна з точки зору приведених параметрів.

7.4 Розробка ринкової стратегії проекту.

Розробка ринкової стратегії для проекту включає в себе цілеспрямовані дії, спрямовані на визначення та взаємодію з цільовим ринком для досягнення конкурентної переваги і успіху на ринку. Ринкова стратегія повинна бути гнучкою та адаптивною, здатною враховувати зміни в ринковому середовищі та витримувати конкуренцію. Наприклад, одна із таких дій – створення маркетингового плану та визначення цільової аудиторії. Сюди входять: визначення каналів маркетингу, реклами та стратегії продажу, розуміння потреб та вимог потенційних клієнтів щоб адаптувати продукт. Також, моніторинг якості виконання тих чи інших робіт при втіленні проекту є запорукою успішної ринкової стратегії.

Таблиця 7.13

Вибір цільових груп потенційних споживачів

<i>№</i>	<i>Опис профілю цільової групи потенц. клієнтів</i>	<i>Готовність споживачів сприйняти продукт</i>	<i>Орієнтовний обсяг попиту в межах цільової групи</i>	<i>Ступінь інтенсивності конкуренції в даному сегменті</i>	<i>Простота входу</i>
1	Рятувальні служби	+	Високий	Низький на локальному рівні	Просто
2	Розвідка та аерофотозйомка	+	Високий	Високий на глобальному рівні	Просто
3	Дослідницькі станції, центри	+	Середній	Середній на локальному рівні	Просто

4	Агропромисловість	+	Високий	Високий на глобальному рівні	Просто
---	-------------------	---	---------	------------------------------	--------

Сформуємо базову стратегію розвитку (табл.7.14)

Таблиця 7.14

Визначення базової стратегії розвитку

<i>Обрана альтернатива розвитку проекту</i>	<i>Стратегія охоплення ринку</i>	<i>Ключові конкурентно-спроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</i>	<i>Базова стратегія розвитку*</i>
Продаж стартапу тигра ринку як початковий поштовх	Стратегія диференціації з елементами мас-маркетингу	Ціна, екологічність, введення своїх виправлень	Диференційована стратегія

Додається і вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 7.15).

Таблиця 7.15

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

<i>Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?</i>	<i>Чи буде компанія шукати нових споживачів, або збирати існуючих у конкурентів?</i>	<i>Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?</i>	<i>Стратегія конкурентної поведінки*</i>
Ні	Пошук нових, а також переймання існуючих у конкурентів, зважаючи на сильні сторони власного проекту	Основні копії можуть стосуватись вибору силових установок та авіоніки, все інше - самотужки	Стратегія диференційованого маркетингу і частково масового

На основі попередніх двох таблиць формується стратегія позиціонування.

Визначення стратегії позиціонування

<i>Вимоги до товару цільової аудиторії</i>	<i>Базова стратегія розвитку</i>	<i>Ключові конкурентно-спроможні позиції власного стартап-проекту</i>	<i>Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)</i>
Ефективність та екологічність, ідентифікація технічних ВИМОГ	Стратегія диференційованого розвитку	Екологічність, вартість, тривалість розробки та збірки.	Ціна-якість, простота, ефективність.

Наведені вище характеристики визначають узгоджену систему рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, що постає перед вибором напрямку на ринку.

7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту.

В якості першого кроку організовується маркетингова концепція товару, що отримують споживач. Підсумуємо в табл.7.17 результати попереднього аналізу конкурентноспроможності товару.

Таблиця 7.17

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

<i>Потреба</i>	<i>Вигода, яку пропонує товар</i>	<i>Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)</i>
Надійний зразок БПС	Гнучкість місій, швидка підготовка до них	Час виготовлення одиниці, екологічність, вартість

Створюється трирівнева маркетингова модель товару, що включає уточнення ідеї продукту, фізичні складові (табл.7.18).

Опис трьох рівнів моделі товару

<i>Рівні товару</i>	<i>Сутність та складові</i>		
I. Товар за задумом	Ідентифікація технічних вимог, БПС низької вартості.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	Екологічність	М	Вр/Тх /Тл
	Час розробки	М	Вр/Тх /Тл
	Вартість	М	Вр/Тх /Тл
	Якість: відповідність стандартам, постійні тестування проекту.		
III. Товар із підкріпленням	До продажу: якісне виконання умов замовника. Після продажу: обслуговування, гарантії на заміну браку чи доробку.		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: оформлення офіційних авторських прав, подача на патент.			

Крок наступний передбачає встановлення цінових меж, якими слід постійно керуватись (табл.7.19)

Таблиця 7.19

Визначення меж встановлення ціни

<i>Рівень цін на товари-замінники</i>	<i>Рівень цін на товари-аналоги</i>	<i>Рівень доходів цільової групи споживачів</i>	<i>Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу</i>
Визначатиметься в процесі	більше 7000 дол.США	Достатній та наблизиться до високого	6000-13000 дол.США

Далі визначається оптимальна система збуту, завдяки якій і приймаються подальші рішення.

Подальшими рішеннями можуть бути:

- Проводити збут власними силами чи є потреба у посередниках;
- Вибір оптимальної глибини каналу збуту;
- Вибір та обґрунтування виду посередників.

Формування системи збуту

<i>Специфіка поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Функції збуту, які має виконувати постачальник товару</i>	<i>Глибина каналу збуту</i>	<i>Оптимальна система збуту</i>
Володіння високим рівнем технічної експертизи, пошук партнерства з постачальником.	Встановлення гарантій та сервіс, відповідна якість товарів.	Може незначно виходити за межі галузі	Підлаштування під потреби замовника та надання повної інформації характеристик

Наостанок, розроблення концепції маркетингових комунікацій.

Концепція маркетингових комунікацій

<i>Специфіка поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Канали комунікації, якими користуються цільові клієнти</i>	<i>Ключові позиції, обрані для позиціонування</i>	<i>Завдання рекламного повідомлення</i>	<i>Концепція рекламного звернення</i>
Особливостей нема	Месенджери, боти, акаунти в соц-мережах, номери телефонів, веб-сайт.	Мала вартість, екологічність, час виконання замовлення	Виглядати на фоні конкурентів цікавіше, без зайвого хизування.	«Ціна-якість», «документи люблять екологічність»

Висновки по розділу

Виконуючи даний розділ, що передбачає повну розробку стартап-проекту для досліджуваного БПС можна дійти висновку, що пропонується гідний продукт, здатен до серйозної конкуренції.

Основними перевагами над конкурентами виступають: вартість майбутнього продукту, екологічність та час на розробку.

Прийнятна вартість пояснюється застосуванням відносно недорогих, але міцних, гнучких, надійних матеріалів в конструкції. Екологічність досягається використанням повністю електричною силовою установкою. Час розробки залежить від «набитої руки» та досвіду в подібних розробках команди, що задіяна в проєкті.

Проєкт безпілотного повітряного судна має потенціал стати ключовим гравцем в сегменті VTOL. Конкурентний аналіз дозволив виявити переваги та недоліки існуючих рішень на ринку, а також дав потяг до формування власних та встановлення завдання вийти на ринок із продуктом або ж продавши стратап, який відповідає сучасним тенденціям розвитку авіаційних технологій слідуючи задуманим перевагам.

Розроблена ринкова стратегія враховує особливості цільової аудиторії, визначає канали збуту та матиме авангардні рекламні підходи. В цьому виявляється можливість для росту та розвитку.

ВИСНОВКИ

Отже, в даній дисертації під час її виконання було досліджено проблему обмеженого простору для зльоту та посадки безпілотного літального апарату. Обрано розробку безпілотного повітряного судна вертикального зльоту та посадки як шлях для вирішення проблеми. Оскільки задача багаторівнева та потребує відповідних знань і навичок вона виконувалась в кілька етапів.

У першому розділі проводився аналіз патентно-наукової інформації, а також було аналітично оглянуто існуючі зразки щоб обрати аналоги, на які можна орієнтуватись при розробці літального апарату. Аналог, що перебуває в експлуатації ThunderB-VTOL надав підстави до вибору подібної конфігурації з двобалочною схемою, її спрощення, а також розташування силових установок. Базова геометрія аналогу дозволила припустити вхідні дані для розрахунку геометричних характеристик.

Наступним етапом була розробка конструктивно-силової схеми планера, куди ввійшли: крило, фюзеляж, оперення та мотобалки. До кожної позиції приведено та обгрунтовано характеристики, а також матеріали, з яких виготовляються силові елементи конструкції. До крила та оперень обрані аеродинамічні профілі, на основі характеристик яких формувались такі силові елементи як: лонжерони, нервюри та обшивка. Визначені були фюзеляж та мотобалки в перерізі, що напряду вплинуло на проектування моделі.

Далі обраховувалась основні геометрія для літального апарату, вхідними даними для якої слугував обраний аналог. Оперуючи обрахованими геометричними, а також вхідними параметрами з технічного завдання обраховувались аеродинамічні параметри. Спираючись на ці результати було змодельовано та отримано графіки аеродинамічних характеристик крила, які представили низку параметрів, з яких можна виділити: максимальне значення коефіцієнту підймальної сили, критичний кут атаки, а також обраховано значення аеродинамічної якості $K_{max} = 20$. Даний параметр та обраховане подовження крила $\lambda_{кр} = 11$ надали підстави припускати можливість

горизонтального польоту за допомогою атмосферних мас. Важливим етапом було обрахування відносного статичного коефіцієнту для проекції горизонтального та вертикального оперень, шляхом маніпуляцій з геометричними параметрами. Підібрана конкретна енергетична установка визначена електричними двигунами на підставі передбаченої злітної ваги, що вказана в технічному завданні.

Четвертий розділ передбачав розробку математичної моделі горизонтального та вертикального режимів польоту. Приведення та виведення рівнянь здійснювалось за допомогою відповідних джерел, а також застосування знань, отриманих на курсі лекцій з теорії автоматичного керування. В кінці розділу представлено схему руху безпілотного повітряного судна у вигляді ілюстрації для повного розуміння етапів його польоту.

Далі проектувалась 3D-модель літального апарату в середовищі Creo Parametric. Важливою рисою для успішного та зручного проектування була побудова скелетону, що являє собою віртуальний силовий елемент і який формує всю конструкцію моделі. Дотримання цього полегшило процес наповнення моделі різними агрегатами та системами.

Для конструктивно-силової схеми було обрано матеріали та відповідні технології її виготовлення. Так, прийнято технологічні рішення для крила, оперень, фюзеляжу та мотобалок. Матеріали, що застосовуються в конструкції ЛА: композитний матеріал, термопласт, спеціальний авіаційний алюмінієвий сплав та фанера. Їх виготовлення передбачено за допомогою фрезерних, лазерних ЧПУ, а також згинального верстатів.

Заключним етапом дисертації та за її результатами був розроблений стартап-проект, який довів актуальність даної роботи, а також перспективи до розвитку та втілення її в реальність.

Список використаних джерел

1. Літальний апарат вертикального зльоту та посадки та спосіб керування його польотом [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://findpatent.ru/patent/271/2716391.html>. (дата звернення 18.12.2022)
2. Літальний апарат, виконаний з можливістю вертикального зльоту [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://findpatent.ru/patent/270/2704771.html>. (дата звернення 18.12.2022)
3. Аеромеханічний спосіб керування конфігурацією та режимом польоту конвертованого літального апарату вертикального зльоту та посадки [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://findpatent.ru/patent/270/2700323.html>. (дата звернення 19.12.2022)
4. Модульна конструкція безпілотного літального апарату вертикального зльоту та посадки [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://findpatent.ru/patent/268/2681423.html>. (дата звернення 19.12.2022)
5. Проектування літаків / Єгер С. М., В. Ф. Мішин, Н. К. Лісейцев, А. А. Бадягін., 1983. – 596 с. – (3).
6. Özgür Dündar. Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV / Özgür Dündar, Mesut Bilici, Tarık Ünler. // Engineering Science and Technology, an International Journal. – 2020. – №23. – С. 12.
7. Michael S. selig. Airfoils at low speeds / Michael S. selig, Jonh F.Donova, David B.Fraser. – Virginia Beach, Virginia: publisher 1504, 1989.
8. Richard F Grossman. Handbook of Vinyl Formulating / Richard F Grossman.. – (Technology & Engineering) - ed.2.
9. ООО \"Пластикс Україна\". Термопласти. Технічний довідник - 20 с.
10. Чумак П.І. Розрахунок і проектування СЛА / Чумак П.І., Кривокрисенко В.Ф.. // Патріот. – 1991.

11. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. «Конструкція літальних апаратів», К.: Вища освіта, 2001. – 383 с.
12. Лемко О. Л. Розрахунок льотно-технічних характеристик літального апарату за допомогою персональних ЕОМ середнього рівня // О. Л. Лемко, Ю. О. Невзгляденко, Н. І. Мікова/ – К.: НЦ ВПС України. Зб. наук. пр. № 4. –2001. С. 188-194.
13. Snorri Gundmundsson. GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED METHODS AND PROCEDURES / Snorri Gundmundsson. – Waltham, MA, 2014. – 1029 с. – (Elsevier).
14. Шаповалов О.Л. АНАЛІЗ КОНСТРУКТИВНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ І ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНИХ ТИПІВ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ДЛЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ / Шаповалов О.Л., Колесник Д.М.. // Технічні науки та технології. – 2017. – №2. – С. 9.
15. T-MOTOR MS8014 KV180 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://fpvmodel.com/products/t-motor-ms8014-kv160-position-locking-vtol-motor>. (дата звернення 27.11.2023)
16. AT8025 70CC 10-14S Aircraft Fixed Wing Brushless Motor-KV160 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://store.tmotor.com/product/at8025-fixed-wing-motor.html>. (дата звернення 27.11.2023)
17. VTOL UAV digital twin for take-off, hovering and landing in different wind conditions / D. Aláez, X. Olaz, M. Prieto, J. Villadangos. // Simulation Modelling Practice and Theory. – 2023. – №123. – С. 17..
18. А.Н.Красовський - Спрощена математична модель керованого руху квадрокоптера - стаття - с.146-150
19. Красовський Н. Н. Теорія керування рухом. Лінійні системи. - М: Наука, 1968. – 476 с.

20. 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.