

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

МАГІСТРА

(освітній ступінь)

на тему: **«Безпілотний літальний апарат зі злітною масою 7 кг і
крейсерською швидкістю 33 м/с»**

ХАІ.103.160н.24В.134.1801019 ПЗ

Виконав: студент(ка) 6 курсу групи № 160н

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Фоміних А.С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Філіпковський С.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С. М.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
Рівень вищої освіти другий (магістерський)
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій ТРУБАЄВ

“ ” 2024 року

**ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

Фоміних Анастасія Сергіївна

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Безпілотний літальний апарат зі злітною масою 7 кг і крейсерською швидкістю 33 м/с»

керівник кваліфікаційної роботи: д-р. техн. наук, старший науковий співробітник Філіпковський Сергій Володимирович

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 555 уч від «22» квітня 2024 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30.05.2024

Вихідні дані до роботи: $L = 120$ км, $H_{кр} = 1500$ км, $V_{крейс} = 119$ км/год,

$V_{макс} = 140$ км/год, $t = 1,5$ год.

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

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

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

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

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

(назва агрегату)

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

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

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

2. Економічний розділ

Розрахунок показників економічної ефективності

2.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації.

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

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

- 2.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.
- 2.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літального апарату.

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

- 2.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.
- 2.3.2 Розрахунок витрат на серійне виготовлення літального апарату

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

2.5. Висновки щодо економічного розділу.

3. Спеціальне завдання

Вибір найкращих аеродинамічних характеристик літака

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

- майстер-геометрія поверхні літака,
- креслення загального вигляду (формат А1);
- майстер-геометрія агрегату;
- модель розподілу простору агрегату.

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	28.03.2024
2. Економічний розділ	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	30.04.2024
3. Спеціальна частина	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	30.05.2024

Нормоконтроль _____ Філіпковський С.В. « _____ » _____ 2024 р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання « 05 » 02 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	28.03.2024	
2	Економічний розділ	30.04.2024	
3	Спеціальна частина	30.05.2024	

Здобувач

Анастасія ФОМІНИХ

(підпис)

(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

Сергій ФІЛІПКОВСЬКИЙ

(підпис)

(ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломна робота: 98 сторінок, 17 таблиць, 73 ілюстрацій, 15 джерел інформації, 3 додатки.

БЕСПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, ЗАГАЛЬНИЙ ВИД, ЕЛЕКТРИЧНИЙ ДВИГУН, ЛОНЖЕРОН, КАМЕРА, МАЙСТЕР ГЕОМЕТРІЯ, РОЗРАХУНКОВА ВАРТІСТЬ БПЛА, ВИБІР НАЙКРАЩИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА.

Об'єкт дослідження – беспілотний літальний апарат.

Мета роботи – проектування беспілотного літального апарату.

Метод дослідження – аналітичний, графічний.

В результаті роботи спроектовано беспілотний літальний апарат для рзвідки, підібрано двигун та камера, спроектовано майстер геометрію, розраховано вартість БПЛА з двигуном та без, підібрано профіля з найкращими аеродинамічними характеристиками.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	4
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ	6
1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних	6
1.1.1 Розробка технічного завдання.....	6
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	7
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака	15
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми БПЛА	16
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	26
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування	26
1.2 Проектування лонжерона БПЛА	27
1.2.1 Вибір матеріалу для проектування композитного лонжерона БПЛА	28
1.2.2 Креслення шаруватого композиту.....	34
1.3 Вибір типу камери для БПЛА розвідки та її розміщення	35
1.4 Моделювання БПЛА в програмі CATIA	39
1.5 Розрахунок аеродинамічних показників БПЛА	43
1.5.1 Розрахунок коефіцієнта лобового опору апарату	43
1.5.2 Максимальний коефіцієнт підйомної сили крила	46
1.5.3 Розрахунок коефіцієнта відвалу поляри	49
1.5.4 Розрахунок значення аеродинамічної якості без урахування обдування гвинтами.....	50
1.5.5 Висновки.....	52
2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	53
2.1 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату.....	53
2.2 Розрахунок собівартості літака	55
2.3 Повна собівартість перевезення й виторг компанії	59
2.4 Висновки	61
3 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	62
3.1 Вибір найкращих аеродинамічних характеристик літака	62
3.2 Висновки	94
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	95
ДОДАТОК А - ЗАГАЛЬНИЙ ВИД БПЛА.....	97
ДОДАТОК Б - СКЛАДАЛЬНЕ КРЕСЛЕННЯ ЛОНЖЕРОНА.....	98

ВСТУП

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) є важливою частиною сучасної авіації і знаходять застосування в різних галузях.

1. Моніторинг та розвідка: БПЛА використовуються для здійснення моніторингу та збору розвідувальної інформації. Вони можуть використовуватися для спостереження за територіями, пошуку й рятування, контролю за дотриманням законів, екологічного моніторингу тощо.

2. Військове застосування: БПЛА грають важливу роль у військових операціях для здійснення розвідки, надання підтримки ударів, контролю над територіями тощо.

3. Доставка та логістика: Деякі компанії досліджують можливості використання БПЛА для доставки товарів та забезпечення логістичних послуг.

4. Сільське господарство: У сільському господарстві БПЛА використовуються для моніторингу врожаю, контролю за станом полів, розпорядження ресурсами тощо.

5. Геологічні та дослідницькі роботи: Вони також знайшли застосування у геологічних дослідженнях, дослідженнях природних ресурсів, картографії тощо.

Метою дипломної роботи є проектування БПЛА для розвідки.

Проектування БПЛА для розвідки залишається актуальним і важливим завданням у сучасному світі, що вимагає постійного вдосконалення технологій та відповідних рішень у сфері безпеки та ефективності.

В сучасному світі збільшується попит на засоби розвідки та моніторингу для вирішення різноманітних завдань, таких як забезпечення безпеки нації, боротьба з тероризмом, контроль за кордонами, надзвичайні ситуації тощо. БПЛА можуть забезпечувати дешеві та ефективні засоби збору інформації для цих потреб.

Постійні технологічні досягнення в галузі авіаційної та безпілотної техніки дозволяють створювати більш потужні, ефективні та функціональні БПЛА. З

кожним роком з'являються нові можливості в галузі сенсорів, систем навігації, автопілотів та іншого обладнання.

Використання БПЛА для розвідки може бути економічно вигідним порівняно з традиційними пілотованими літальними апаратами або супутниковими системами. Вони забезпечують здатність до тривалого польоту за дрібну частину витрат, порівняно з пілотованими літаками, і можуть бути використані для розвідки навіть у важкодоступних або небезпечних областях.

Також БПЛА є важливим компонентом сучасних військових стратегій розвідки та нагляду. Вони забезпечують можливість збору розвідувальної інформації без ризику життя пілотів та можуть бути ефективними засобами для ведення розвідки в реальному часі.

Основні кроки, які можна включити у процес проектування безпілотного літального апарату (БПЛА) розвідки для дипломного проекту:

1. Визначення вимог: Ретельний аналіз потреби і вимоги для БПЛА розвідки. Це може включати тип місій, які він буде виконувати (наприклад, зображення, відеозапис, засекречена розвідка тощо), максимальну висоту польоту, час польоту, типи сенсорів (камера, тепловізор, радар тощо).

2. Аеродинамічне проектування: Вибір конфігурації крила, корпусу, хвостової частини тощо для досягнення оптимальних характеристик польоту.

3. Енергетика: Вибір джерела енергії (батареї, паливні акумулятори тощо) та системи живлення для забезпечення тривалості польоту.

4. Тестування та оптимізація: Проведення випробувань прототипу для визначення ефективності та вдосконалення конструкції.

5. Безпека: Забезпечення відповідності стандартам безпеки та розробка заходів з протидії можливим загрозам та злому системи.

6. Документація: Підготовка технічної документації, яка включає в себе специфікації, схеми, креслення та інструкції з експлуатації.

Це лише загальний огляд основних кроків проектування БПЛА розвідки. Кожен з цих етапів може бути деталізованим та розширеним залежно від конкретних вимог та обмежень вашого проекту.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Розробка технічного завдання

При проектуванні безпілотного літального апарату (БПЛА) для розвідки важливо враховувати специфічні технічні вимоги, які дозволять забезпечити ефективну та безпечну розвідку. Ось деякі ключові технічні вимоги для такого типу БПЛА:

1. **Дальність польоту та тривалість роботи:** БПЛА для розвідки повинен мати достатню дальність польоту та тривалість роботи в повітрі, щоб здійснювати довготривалі місії розвідки без перерви.

2. **Навігаційні можливості:** Системи автоматичної навігації, GPS, INS та автопілот дозволять забезпечити точну навігацію та стабільність руху під час розвідки.

3. **Навігація у складних умовах:** Здатність працювати в обмежених атмосферних умовах, таких як висоти, місця з обмеженою видимістю або уражені радіацією.

4. **Сенсорне обладнання:** У розвідувальних місіях важливе наявність високоякісних оптичних, інфрачервоних або радіолокаційних сенсорів для збору розвідувальної інформації.

5. **Потужність передачі даних:** Ефективна система збору та передачі даних, яка дозволяє передавати зібрану розвідувальну інформацію в реальному часі на земну станцію або командний пункт.

6. **Стійкість до зовнішніх впливів:** БПЛА повинен бути стійким до впливу зовнішніх факторів, таких як вітер, опади, температурні зміни тощо.

7. **Автономність:** Можливість автономного функціонування без постійного зв'язку з оператором та можливість автоматичного повернення до бази у разі виникнення проблем.

8. **Безпека:** Враховуються системи безпеки, які забезпечують уникнення зіткнень з іншими повітряними об'єктами та збереження цілісності апарату під час розвідувальних місій.

9. **Розмір і вага:** БПЛА повинен бути достатньо компактним та легким, щоб бути портативним і забезпечити максимальну маневреність.

Для початку треба зібрати статистичні дані та розрахувати основні параметри БПЛА, виходячи з даних ТЗ.

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

RAM II UAV

Український дрон-камікадзе. Створений на базі корпусу БПЛА «Лелека-100» компанії DEVIR. Система призначена для нанесення точних ефективних ударів по ворожих силах та мінімізації супутнього збитку при використанні в міській місцевості. Запуск комплексу здійснюється з мобільної катапульты.

Головною особливістю RAM II UAV є активна система візуального відстеження об'єкта, що дозволяє зафіксувати ціль за допомогою відео, яке передається в реальному часі з бортової відеокамери, і стежити за ціллю до удару. Оператор може виявляти цілі за допомогою гіростабілізованої камери Full-HD з 10-кратним оптичним збільшенням.

БПЛА працює від електричного двигуна з низьким рівнем шуму. Повністю заряджений БПЛА з 4-кг бойовою частиною може діяти на відстані 30 км від місця запуску і виконувати як спостереження, так і бойові завдання.



Рисунок 1.1- RAM II UAV

UJ-22 Airborne

Багатоцільовий безпілотний авіаційний комплекс виробництва українського підприємства «УкрДжет». Здатний нести некеровані авіаційні бомби (82-мм міни) для ураження живої сили, бронетехніки та наземних об'єктів.

Окрім боєприпасів безпілотний апарат може брати з корисного навантаження фотоапарат, оптико-електронну станцію.

Управління БПЛА та корисним навантаженням здійснюватися в автоматичному, напівавтоматичному та ручному режимах.

Зв'язок між наземним пунктом управління та літальним апаратом по цифровому двосторонньому шифрованому СВЧ каналу передачі даних та цифровому двосторонньому шифрованому УВЧ каналу передачі даних.



Рисунок 1.2 - UJ-22 Airborne

БпАК-МП-1 «Spectator»

Український безпілотний авіаційний комплекс, призначений для розвідки. Розроблений і вироблений ВАТ «Меридіан» імені С. П. Корольова.

БпАК складається з наземної станції керування і трьох безпілотних літальних апаратів.

Літальні апарати компактні та малопомітні. Електрична силова установка літального апарату має низький рівень шуму. Максимальна висота польоту дорівнює 2 км, швидкість — до 120 км/год, а тривалість безперервного польоту — до 2 годин.

Безпілотник не потребує спеціальних вимог до стартового майданчика та додаткових пристроїв для зльоту — він може стартувати навіть з руки. Пристрій можна додатково оснастити камерою денного/нічного бачення із 10-кратним збільшенням, тепловізійною і мультиспектральною камерами, фотокамерою високої роздільної здатності, датчиком радіаційного фону та іншим обладнанням.

«Spectator» здатні розвідувати та моніторити водні й лісові масиви, нафто- і газопроводи, державний кордон, здійснювати аерофотозйомку та задіюватись у пошуково-рятувальних операціях.

Наземна станція БпАК забезпечує прийом і передачу сигналів на безпілотник на відстані до 30 км. Командно-телеметричний канал передає інформацію про положення, параметри польоту і координати цілей, а також забезпечує програмування системи автоматичного керування БпЛА. Канал радіо-керування контролює БпЛА при придушенні системи супутникової навігації та керування цільовим навантаженням. Канал передачі відеосигналу передає зображення з цільового навантаження на наземну станцію керування.



Рисунок 1.3 - БпАК-МП-1 «Spectator»

QBOND888

QBOND888 злітає з руки й не потребує спеціального стартового майданчика чи системи запуску. Це дає змогу почати місію на будь-якій локації майже миттєво.

Дає змогу сфокусуватися на роботі з камерою та зборі даних. Якщо зникне сигнал GPS — дрон продовжить місію, рухатиметься заданим маршрутом та попрямує до місця посадки за допомогою інерціальної навігаційної системи.

Літальний апарат керується з пульта, проте автоматика відіграє роль «парашута», підстрахує від потенційно фатальних помилок оператора.

ПЛА чітко виконуватиме команди з пульта. Навіть самовбивчі. Режим лише для досвідчених пілотів.

Вбудованого акумулятора достатньо для подолання до 150 км та перебування в повітрі протягом 3 годин. Це дає змогу вести розвідку та коригування на великій відстані, знижуючи небезпеку для команди операторів QBOND888, одночасно забезпечуючи більшу гнучкість планування місій.

Для зменшення небезпеки від антидронних систем ворога QBOND888 може підніматися на висоту до 3500 м. Окрім основної навігаційної системи GPS, є можливість застосовувати інерціальний метод навігації, який не вимагає зовнішніх орієнтирів або сигналів.

Зв'язок із пультом так само мають основний та резервний канали, захищені системами шифрування AES 128 біт та ППРЧ (Псевдовипадкове перелаштування робочої частоти). Максимальна дальність відеозв'язку — 30 км, що дає змогу покривати за одну місію площу близько 2800 квадратних кілометрів у радіусі точки зльоту.

Камера розміщена на 2-осьовому підвісі, який може ховатися до фюзеляжу задля кращої аеродинамічної обтічності. Вона дає змогу знімати з 30-кратним збільшенням та транслювати на пульт оператора відео з роздільною здатністю Full HD (1080p). Відстежувати та ідентифікувати об'єкти в кадрі допомагає система з алгоритмами штучного інтелекту.



Рисунок 1.4 - QBOND888

Безпілотний літальний апарат «ГОР»

Розвідувальний безпілотний літальний апарат з складу безпілотного авіаційного комплексу «ГОР», створений компанією Ейрлоджикс. Безпілотний літальний апарат (БпЛА) обладнано високонадійним модулем зв'язку (AES256), що дозволяє йому заглибитися у тил противника до 40 км в умовах радіоелектронної боротьби (РЕБ). Камерна система з роздільною здатністю Full HD, з 40-кратним оптичним збільшенням і додатковим 2х цифровим зумом для денної камери та 8-кратним цифровим збільшенням для нічної камери.

Система зв'язку має основний та дубльований канал. Основний має ширину 700 МГц, запасний 80 МГц. Обидва канали використовують ППРЧ для захисту від РЕБ.

У разі придушення основного каналу, система автоматично перемикається на запасний канал зв'язку і оператор має можливість вивести БпЛА з зони дії РЕБ.

Окрім можливості керування, запасний канал зв'язку використовується для додаткового отримання координат БпЛА.



Рисунок 1. 5 – ГОР

Кажан-1

«Кажан-1» – український безпілотний комплекс повітряного спостереження, який призначений для дистанційного відеоспостереження місцевості у реальному масштабі часу та фоторозвідки.

Максимальна тривалість польоту БПЛА «Кожан-1» становить чотири години, що дозволяє літаку як фоторозвіднику діяти на відстані до 150 км від точки старту (за умови повернення в цю точку), висота польоту становить від 50 до 4000 м.

Управління БПЛА повністю автоматизоване: оператору комплексу достатньо задати координати поворотних пунктів маршруту (ППМ) та бажані висоти польоту БПЛА при прольоті цих точок, а літак самостійно виконає завдання польоту маршрутом. Оператор комплексу має можливість у будь-який час запровадити нові пункти маршруту, а «Кажан-1» автономно відпрацює наведення та реалізує політ ними.

Робочі висоти польоту при прольоті пунктів маршруту призначаються з умов отримання необхідної ширини смуги огляду відео-або фотоапаратурою та

її характеристиками. У будь-який момент оператор комплексу має можливість запровадити нові пункти маршруту, а БПЛА автономно відпрацює наведення та реалізує політ ними. Кажан-1 може здійснювати політ як в автоматичному режимі, так і в ручному режимі управління оператором його командами. У разі відмови зв'язку із наземним пунктом управління БПЛА повертається до точки старту.



Рисунок 1. 6 - Кажан-1

Таблиця 1.1- Статистичні дані БПЛА-аналогів

	Назва літака	РАМ II UAV	UJ-22 Airborne	Spectator	QBOND 888	Гор	Кажан-1
Льотні дані	$V_{\text{МАХ}}$, км/ГОД		160	120	110	108	
	H_V МАХ, КМ		6			3,5	4
	$V_{\text{КРЕЙС}}$, КМ/ГОД	70	120	60	60-70	80	
	$H_{\text{КРЕЙС}}$, КМ			3	3,5		
	t , ГОД	1	7	2	3	2,5	
	L , КМ	60		100	150	160	150
Масові дані	$m_o(m_{\text{ВЗЛ}})$, КГ	7	9	6	7	8	7

Дані СУ	Тип та кількість двигунів	1Електро	1Електро	1Електро	1Електро	1Електро	1Електро
	$m_{дв,кг}$	7	7	8	8	9	7
Геометричні дані	$S, м^2$	26	29	22	26	29	22
	$L, м$	1,6	1,8	1,8	1,55	1,98	1,6
	\bar{c}	0,12	0,12	0,10	0,12	0,09	0,11
	η	1,5	1,88	1,6	1,8	1,8	1,5
	$S_{ГО}, м^2$	0,23	0,2	0,23	0,24	0,19	0,2
	$S_{ВО}, м^2$	0,08	0,09	0,086	0,072	0,08	0,076

1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака

На підставі статистичних даних БПЛА-прототипів та вимог до проєктованого літака складаємо таблицю тактико-технічних вимог та таблицю основних геометричних параметрів.

Основні вимоги до літака наведено в таблиці 1.1.3.1. Основні геометричні параметри наведено в таблиці 1.1.3.2

Таблиця 1.2 - Тактико-технічні вимоги до проєктуємого літака

$L, км$	$V_{маx}, км/год$	$V_{крейс}, км/год$	$t, год$	$H_{ст}, м$	$H_{кр}, м$
120	119	100	1,5	2000	1500

Таблиця 1.3 - Основні геометричні параметри літака

№	Параметри	Символи	Значення
1	Подовження крила	λ	11
2	Звуження крила	η	1,9
3	Стрілоподібність крила по передній кромці	$\chi_{пк}$	0
4	Відносна товщина профілю крила	\bar{c}	0,1
5	Відносна площа ГО	$\bar{S}_{ГО}$	0,243
6	Подовження ГО	$\lambda_{ГО}$	4,5
7	Звуження ГО	$\eta_{ГО}$	1,4
8	Стрілоподібність ГО по передній кромці	$\chi_{ГО}$	0°
9	Відносна товщина профілю ГО	$\bar{c}_{ГО}$	0,06

10	Відносна площа ВО	$\bar{S}_{\text{ВО}}$	0,084
11	Подовження ВО	$\lambda_{\text{ВО}}$	1,4
12	Звуження ВО	$\eta_{\text{ВО}}$	1,6
13	Стрілоподібність ВО по передній кромці	$\chi_{\text{ВО}}$	18°
14	Відносна товщина профілю ГО	$\bar{c}_{\text{ВО}}$	0,06
15	Повітряне навантаження на крило	$p_0, \text{кг/м}^2$	31

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми БПЛА

Оскільки крейсерська швидкість проектованого БПЛА мала, то він буде мати трапецевидное крило з невеликим звуженням. Трапецевидне крило має сприятливий співвідношення між площею крила та тривимом, що дозволяє досягати високої ефективності польоту. Це дозволяє БПЛА з трапецевидним крилом максимізувати підйомну силу та зменшити опір повітря, що в свою чергу покращує тривалість польоту та дальність місій.

Трапецевидне крило надає БПЛА високий рівень стабільності, особливо під час низьких швидкостей або польоту на невеликих висотах. Це важливо для виконання завдань спостереження, зйомки або досліджень, які вимагають точності та стабільності. Трапецевидне крило може бути використане для різноманітних типів місій, включаючи спостереження, зйомку, дослідження, відстеження, моніторинг тощо. Його конструкція дозволяє досягати оптимального балансу між швидкістю, стабільністю та підйомною силою, що робить його універсальним для різних умов та завдань. Трапецевидне крило дозволяє ефективно використовувати обмежений простір на БПЛА для розміщення сенсорів, камер, антен та іншого обладнання. Це важливо для максимізації функціональності та ефективності місій.

Взаємним розташуванням крила і фюзеляжу обрана схема низкоплан бо БПЛА з низьким крилом мають зазвичай кращу стабільність у повітрі порівняно з високопланними аналогами. Це дозволяє їм ефективно працювати над вимірюваннями, спостереженнями або іншими місіями, які вимагають точності і стабільності. Конструкція низкоплану дозволяє забезпечити кращий доступ до

сенсорів, камер або іншого обладнання, яке може бути розташоване під крилами. Це полегшує установку та обслуговування додаткового обладнання. Низькопланні БПЛА зазвичай мають кращу маневреність, що дозволяє їм більш точно виконувати різноманітні завдання, такі як аерофотозйомка або відстеження об'єктів на землі.

Оперення вибрано нормальне. Нормальне оперення забезпечує стабільність під час польоту, особливо в умовах невеликих швидкостей. Воно також може підвищити маневреність БПЛА, дозволяючи легше керувати його під час виконання місій. Нормальне оперення може зменшити опір повітря під час польоту, що сприяє підвищенню швидкості та тривалості польоту БПЛА. Це може бути важливо для місій, які вимагають великого радіусу дії або тривалого часу у повітрі. Нормальне оперення має просту конструкцію, що полегшує виробництво, обслуговування та ремонт БПЛА. Це може знизити витрати на експлуатацію та підтримку літального апарату. Нормальне оперення може бути використане для різноманітних типів місій, включаючи спостереження, зйомку, дослідження, відстеження, моніторинг тощо. Його універсальність дозволяє ефективно виконувати різноманітні завдання залежно від потреб користувача.

Параметри крила

Геометричні параметри крила безпілотного літального апарату (БПЛА) можуть відрізнятися в залежності від моделі та призначення.

Однак основними параметрами, які зазвичай використовуються для характеристики крил БПЛА, є:

Площа крила - це область поверхні крила літака або іншого літального апарату, яку можна виміряти у квадратних метрах чи інших відповідних одиницях площі. Ця площа визначається геометрією крила, його формою та розмірами.

Для розрахунку площі крила можуть використовуватися різні методи, в залежності від форми крила. Один з способів - розбити крило на прості геометричні фігури, такі як трикутники або трапеції, знайти площу кожної з них

і зібрати їхні суми. Інші методи можуть використовувати математичні формули для складних геометричних конфігурацій крила.

Площа крила є важливою характеристикою, оскільки вона впливає на аеродинамічні властивості літального апарату, такі як підйомна сила, опір повітря, керованість та загальна продуктивність. Зазвичай, більша площа крила забезпечує більшу підйомну силу, але це також може мати вплив на інші аспекти польоту, такі як опір повітря та швидкість.

Площа крила знаходиться за формулою

$$S = \frac{m_0}{\rho_0}$$

$$S = \frac{7}{31} = 0,226 \text{ м}^2$$

Розмах крила - це відстань між крайніми точками або кінцями крила літального апарату, така, що вимірюється вздовж осі апарату. Він представляє собою головну геометричну характеристику крила та визначає ширину апарату з одного кінця крила до іншого.

Розмах крила є важливим параметром для аеродинаміки та стійкості польоту. Більший розмах крила зазвичай сприяє більшій підйомній силі, особливо при низьких швидкостях, та забезпечує кращу стійкість при польоті. Він також може впливати на опір повітря та ефективність польоту.

Розмах крила може значно відрізнятись в залежності від типу літального апарату. Від невеликих розмахів у декілька метрів у легких дельтапланах до декількох десятків метрів у великих пасажирських літаках чи великих транспортних літаках.

Термін "подовження крила" відноситься до збільшення аспектного відношення крила, тобто співвідношення між його розмахом і середньою аеродинамічною хордою.

Збільшення аспектного відношення (подовження крила) означає, що крило стає вузьким та довшим відносно його розмаху. Це може мати певні впливи на аеродинаміку та характеристики польоту:

1. Підйомна сила: При більшому аспектному відношенні, зазвичай, зменшується ворсова реакція на кінцях крила (запобігаючи вихру), що може сприяти збільшенню підйомної сили.

2. Опір повітря: Зменшення об'єму вихрів на кінцях крила може також призвести до зменшення опору повітря.

3. Керованість: Зменшення аеродинамічного опору також може вплинути на керованість літального апарату, забезпечуючи кращу маневреність.

Подовження крила є одним з методів підвищення ефективності крила та покращення його аеродинамічних характеристик, що може бути використане в конструкції літальних апаратів для досягнення кращих показників ефективності, підвищення підйомної сили та зниження опору повітря.

Подовження крила визначимо, виходячи з формули розмаху крила

$$L = \sqrt{\lambda \times S}$$

$$\lambda = \frac{L^2}{S}$$

$$\lambda = \frac{1,6^2}{0,225} = 11,33$$

Корнева хорда крила - це довжина аеродинамічної хорди (поперечного перерізу крила) у його базовій, найширшій точці, яка зазвичай знаходиться ближче до тіла літального апарату (тобто, біля його кореня або основи).

Кінцева хорда крила - це довжина аеродинамічної хорди (поперечного перерізу крила) у його крайній, найвужчій точці, що знаходиться ближче до кінця крила, або його екстремальної кромки.

Ці параметри є важливими для розрахунків аеродинамічних характеристик крила. Вони також використовуються для визначення геометричних властивостей крила, таких як аспектне відношення (співвідношення розмаху крила до кінцевої/корневої хорди), а також для розподілу навантаження на крилі та розмірів аеродинамічних профілів.

Залежно від конкретної конструкції та форми крила, хорда може бути різною для різних типів літальних апаратів. Ці параметри, разом з іншими

геометричними розмірами крила, впливає на аеродинамічні характеристики апарата під час польоту.

Кореневу (по осі симетрії літака) b_0 і кінцеву b_k хорди крила визначають:

$$b_0 = \frac{S}{L} \times \frac{2 \times \eta}{\eta + 1}$$

$$b_0 = \frac{0,226}{1,6} \times \frac{2 \times 1,9}{1,9 + 1} = 0,185 \text{ м}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{0,185}{1,9} = 0,097 \text{ м}$$

Середня аеродинамічна хорда крила - це показник, який використовується для визначення середньої довжини поперечного перерізу крила вздовж його розмаху. Вона вимірюється від передньої до задньої кромки крила.

Середня аеродинамічна хорда важлива, оскільки вона визначає форму крила в поперечному перерізі і впливає на його аеродинамічні характеристики. Цей показник зазвичай використовується для визначення основних геометричних параметрів крила, таких як аспектне відношення (співвідношення розмаху до середньої аеродинамічної хорди) або визначення аеродинамічних характеристик профілю крила.

Цей параметр допомагає інженерам розуміти форму крила, а також враховувати аеродинамічні особливості для підвищення ефективності польоту і зменшення опору повітря.

Середню аеродинамічну хорду крила (САХ) обчислимо за формулою

$$b_a = \frac{2}{3} \times b_0 \times \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \times (\eta + 1)}$$

$$b_a = \frac{2}{3} \times 0,185 \times \frac{1,9^2 + 1,9 + 1}{1,9 \times (1,9 + 1)} = 0,145 \text{ м}$$

Координату САХ за розмахом крила визначають за співвідношенням

$$z_a = \frac{L}{6} \times \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$$

$$z_a = \frac{1,6}{6} \times \frac{1,9 + 2}{1,9 + 1} = 0,360 \text{ м}$$

Координата САХ по вісі Ох

$$x_a = z_a \cdot \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}}$$

$$x_a = 0$$

Всі ці параметри взаємодіють і мають комплексний вплив на аеродинаміку та польотні властивості крила. Інженери та дизайнери літальних апаратів оптимізують ці характеристики, щоб забезпечити найкращу ефективність та стійкість в різних умовах польоту.

Параметри оперення

Оперення на безпілотних літальних апаратах (БПЛА) - це частина аеродинамічної конструкції, що забезпечує стабільність та керованість апарата під час польоту. Його основне значення полягає в керованості та стійкості літального апарату під час різних маневрів та умов польоту.

Оперення може бути фіксованим або рухомим. Воно може змінювати положення для керування напрямом або стійкістю польоту. Зазвичай оперення може відбуватися вздовж вертикальної осі, горизонтально або обома способами, щоб забезпечити бажаний ефект управління.

Значення оперення на БПЛА:

1. **Стійкість:** Оперення допомагає зберегти стійкість польоту, зокрема в умовах турбулентності або несприятливих атмосферних умов.

2. **Керованість:** Воно використовується для керування апаратом, зміни кута атаки та контролю руху під час маневрів.

3. **Управління:** Залежно від конструкції, оперення може використовуватися для регулювання швидкості, напрямку та стійкості БПЛА.

4. **Ефективність польоту:** Правильно спроектоване оперення може покращити аеродинамічні характеристики та зменшити опір повітря, що впливає на загальну ефективність польоту.

Важливо мати оптимальну конфігурацію оперення для досягнення найкращих результатів під час польоту. Технології оперення постійно вдосконалюються для поліпшення аеродинамічних характеристик та керованості БПЛА у різних умовах польоту.

Площі горизонтального (ГО) та вертикального (ВО) оперень визначаються за формулами

$$S_{\text{ГО}} = \bar{S}_{\text{ГО}} \cdot S$$

$$S_{\text{ГО}} = 0,243 \cdot 0,226 = 0,0548 \text{ м}^2$$

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S$$

$$S_{\text{ВО}} = 0,084 \cdot 0,226 = 0,018 \text{ м}^2$$

Розмах ГО

$$L_{\text{ГО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ГО}} \times S_{\text{ГО}}}$$

$$L_{\text{ГО}} = \sqrt{4,5 \times 0,0548} = 0,497 \text{ м} = 0,5 \text{ м}$$

Висота ВО

$$H_{\text{ВО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ВО}} \times S_{\text{ВО}}}$$

$$H_{\text{ВО}} = \sqrt{1,4 \times 0,018} = 0,159 \text{ м}$$

Корнева хорда оперення

$$b_{0\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}}}{L_{\text{ГО}}} \times \frac{2 \times \eta_{\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}} + 1}$$

$$b_{0\text{ГО}} = \frac{0,0548}{0,5} \times \frac{2 \times 1,4}{1,4 + 1} = 0,128 \text{ м}$$

$$b_{0\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{H_{\text{ВО}}} \times \frac{2 \times \eta_{\text{ВО}}}{\eta_{\text{ВО}} + 1}$$

$$b_{0\text{ВО}} = \frac{0,018}{0,159} \times \frac{2 \times 1,6}{1,6 + 1} = 0,139 \text{ м}$$

Кінцева хорда

$$b_{\text{КГО}} = \frac{b_{0\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}}}$$

$$b_{\text{КГО}} = \frac{0,128}{1,4} = 0,092 \text{ м}$$

$$b_{\text{КВО}} = \frac{b_{0\text{ВО}}}{\eta_{\text{ВО}}}$$

$$b_{\text{кво}} = \frac{0,139}{1,6} = 0,087 \text{ м}$$

Визначимо розмір та положення середньої аеродинамічної хорди ГО щодо носика їх корневих хорд

$$b_{\text{аГО}} = \frac{2}{3} \times b_{\text{оГО}} \times \frac{\eta_{\text{ГО}}^2 + \eta_{\text{ГО}} + 1}{\eta_{\text{ГО}} \times (\eta_{\text{ГО}} + 1)}$$

$$b_{\text{аГО}} = \frac{2}{3} \times 0,128 \times \frac{1,4^2 + 1,4 + 1}{1,4 \times (1,4 + 1)} = 0,111 \text{ м}$$

$$z_{\text{аГО}} = \frac{L_{\text{ГО}}}{6} \times \frac{\eta_{\text{ГО}} + 2}{\eta_{\text{ГО}} + 1}$$

$$z_{\text{аГО}} = \frac{0,5}{6} \times \frac{1,4 + 2}{1,4 + 1} = 0,117 \text{ м}$$

$$x_a = z_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{ПК}}$$

$$x_{\text{аГО}} = 0 \text{ м}$$

Визначимо розмір та положення середньої аеродинамічної хорди ВО щодо носика їх корневих хорд

$$b_{\text{аВО}} = \frac{2}{3} \times b_{\text{оВО}} \times \frac{\eta_{\text{ВО}}^2 + \eta_{\text{ВО}} + 1}{\eta_{\text{ВО}} \times (\eta_{\text{ВО}} + 1)}$$

$$b_{\text{аВО}} = \frac{2}{3} \times 0,139 \times \frac{1,6^2 + 1,6 + 1}{1,6 \times (1,6 + 1)} = 0,115 \text{ м}$$

$$y_{\text{аВО}} = \frac{H_{\text{ВО}}}{3} \times \frac{\eta_{\text{ВО}} + 2}{\eta_{\text{ВО}} + 1}$$

$$y_{\text{аВО}} = \frac{0,159}{3} \times \frac{1,6 + 2}{1,6 + 1} = 0,074 \text{ м}$$

$$x_a = y_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{ПК}}$$

$$\text{tg} \chi_{\text{ПК}} = \text{tg} 18^\circ = 0,325$$

$$x_{\text{аВО}} = 0,074 \cdot 0,325 = 0,024 \text{ м}$$

Відстань від центру мас літака до центру тиску ГО та ВО визначимо

$$L_{\text{ГО}} = L_{\text{ВО}} = b_a \cdot 2,65$$

$$L_{\text{ГО}} = L_{\text{ВО}} = 0,145 \cdot 3,5 = 0,51 \text{ м}$$

Визначення положення центру мас літака

Центр мас (ЦМ) безпілотного літального апарату (БПЛА) - це точка, де можна уявити, що усю масу апарата можна сконцентрувати для розрахунків та визначення рівноваги системи. Це важливий параметр при проектуванні, оскільки визначає рівновагу та поведінку апарата в повітрі.

ЦМ визначається масою та розподілом маси усього літального апарату. Коли ЦМ знаходиться у певній точці відносно геометрії БПЛА, це впливає на його стійкість, керованість та загальну поведінку під час польоту.

Відстань центру мас (точка O) від носика середньої аеродинамічної хорди

$$x_m = 0,15b_a$$

$$x_m = 0,15 \cdot 0,145 = 0,022 \text{ м}$$

Вибір двигуна та його характеристик

Електричні двигуни для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) стали популярними через свою ефективність, мінімальний рівень шуму, чистоту, простоту обслуговування та можливість використання різних джерел енергії. Вони працюють від акумуляторів, сонячних батарей, паливних елементів чи гібридних систем, що дозволяє використовувати різні джерела енергії. Електричні двигуни мають високу коефіцієнт ефективності, особливо в порівнянні з традиційними двигунами внутрішнього згоряння. Вони зазвичай легші та займають менше місця порівняно з бензиновими чи реактивними двигунами, що сприяє збільшенню корисного навантаження або тривалості польоту. Електричні двигуни можуть бути легше керованими та автоматизованими через електроніку, що дозволяє оптимізувати роботу апарата. Вони не викидають продукти згоряння, що робить їх більш екологічно чистими та менш шкідливими для навколишнього середовища.

Електричні двигуни для БПЛА є важливим кроком у розвитку авіаційних технологій, особливо у сферах, де важливі компоненти такі як чистота, ефективність та автономність польоту.

Для підбору двигуна використаємо джерело [4] , задаємо параметри, згідно яких обирається двигун літака:

Таблиця 1.4 - Параметри літака для програми

Тип літака	Маса, г	Розмах крила, мм	Площа крила, дм ²	Коеф. підйомної сили
Моноплан	7000	1600	22,6	1

Таблиця 1.5 – бажані характеристики

Швидкість, км/год	Тяга, г	Час польоту, мін
119	1000	95

Таблиця 1.6 – Акумулятор

Складання	Напруга
8S	LiPo – 3.7V

Таблиця 1.7 – Основне

Температура повітря, °C	Висота над рівнем моря, м
2	1500

Кількість моторів – 1, діаметр пропелера – 10 дюймів, 2 лопаті.

За потрібними для нас характеристиками, система пропонує нам 10 двигунів.

Обираємо двигун Hacker Motor A30-10 XL-LN

Таблиця 1.8 – Характеристики обраного двигуна

Вінт, дюйми	кВ, об/В	Акумулятор	Сила току	Швидкість, км/год	Тяга, г	Маса, г
6x3,8	900	11600 mAh – 5C (8s1p)	13	140	1199	2893

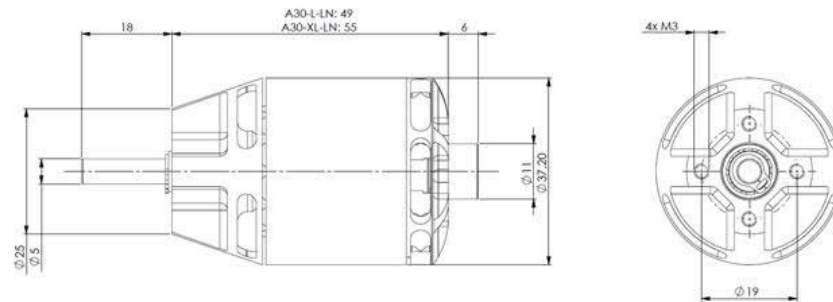


Рисунок 1.7 – креслення двигуна Hacker Motor A30-10 XL-LN

1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Маса цільового навантаження (камера) $m_c = m_{cam} = 300\text{г}$

Відносна маса конструкції $\bar{m}_k = 0.485$

Відносна маса силової установки $\bar{m}_{cy} = 0.4$

Відносна маса обладнання $\bar{m}_{об} = 0.08$

Злітна маса літака у нульовому наближенні визначимо з формули, отриманої з рівняння відносних мас. Відносні маси взято [1 с.15]

$$m_0 = \frac{m_c + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_T)} [1 \text{ с. 15 }]$$

$$m_0 = \frac{0,3}{1 - (0.5 + 0.4 + 0.08)} = 8,6 \text{ кг}$$

1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування

Маси розраховують шляхом помноження відносної маси агрегата на злітну масу.

Маса конструкції: $m_k = \bar{m}_k \times m_0 = 0.485 \times 8,6 = 4,2 \text{ кг}$

Маса силової установки: $m_{cy}=m_{cy}\times m_0=0.4\times 8,6=3,44$ кг

Маса обладнання: $m_{об}=m_{об}\times m_0=0.08\times 8,6=1$ кг

Маси розраховують шляхом помноження відносної маси агрегата на масу конструкції.

Маса крила: $m_{кр}=0.393\times m_k=0.393\times 4,2=1,65$ кг

Маса фюзеляжу: $m_{ф}=0.11\times m_k=0.11\times 4,2=0,462$ кг

Маса оперення $m_{оп}=0.066\times m_k=0.066\times 4,2=0,3$ кг

1.2 Проектування лонжерона БПЛА

Лонжерони є основними елементами силового набору крила. Вони являють собою повздовжні балки, сприймаючи повністю чи частково згинаючий момент та поперечну силу, яка діє на крило.

Лонжерон в БПЛА відіграє ключову роль у забезпеченні жорсткості та міцності конструкції. Для виготовлення лонжеронів зазвичай використовують легкі, міцні та жорсткі матеріали, які забезпечують необхідну міцність і стійкість за мінімальної ваги.

Вибір матеріалу для лонжеронів залежить від безлічі чинників, включно з вимогами до міцності, жорсткості, ваги, вартості та інших характеристик. Крім того, інженери враховують також експлуатаційні умови, як температурні впливи, вібрації та втому матеріалу під час проектування лонжеронів БПЛА. Найчастіше використовують такі матеріали:

Карбонові волокна (вуглепластик): Карбонові композити мають високу міцність і жорсткість за низької ваги. Вони широко використовуються в авіації, включно з БПЛА, завдяки своїй видатній міцності та легкості.

Склопластик (скловолокно): Подібно до вуглепластика, склопластик має гарну міцність і жорсткість за відносно низької ваги. Він часто використовується як альтернатива карбоновим волокнам там, де потрібен менший бюджет.

Алюміній і його сплави: Легкий і міцний алюміній також може використовуватися в лонжеронах БПЛА. Він менш дорогий і має достатню міцність для багатьох застосувань.

Для БПЛА, що проектується у цій роботі вибір матеріалу буде проходити порівнянням властивостей між вуглепластиком та склопластиком.

1.2.1 Вибір матеріалу для проектування композитного лонжерона БПЛА

Використання вуглепластикових лонжеронів у БПЛА

Вуглепластикові матеріали мають дуже низький рівень щільності, що робить їх легкими та ідеальними для застосування в авіації. Легка вага лонжеронів дає змогу знизити загальну вагу БПЛА, що, своєю чергою, може збільшити дальність польоту, вантажопідйомність і енергоефективність апарата.

Вуглепластикові композити мають високу міцність і жорсткість. Це дає змогу зменшити ймовірність деформації або руйнування лонжеронів під час польоту, забезпечуючи стабільність і безпеку БПЛА.

Вуглепластикові матеріали зазвичай не схильні до корозії, що робить їх ідеальним вибором для застосування в умовах, де можливі агресивні навколишні середовища, наприклад, під час польотів над морем або у вологих умовах.

Вуглепластикові матеріали зазвичай володіють високим ступенем довговічності і можуть зберігати свої характеристики протягом тривалого часу, що зменшує необхідність у регулярному технічному обслуговуванні та заміні лонжеронів.

Вуглепластикові матеріали мають чудові технологічні властивості, які дають змогу створювати складні форми і конструкції лонжеронів, що сприяє оптимізації аеродинамічних характеристик і ефективності БПЛА.

Вуглепластикові матеріали зазвичай мають гарну ударостійкість, що робить їх менш схильними до пошкоджень під час зіткнень або аварійних ситуацій.

Загалом, використання вуглепластикових лонжеронів у БПЛА дає змогу створювати легкі, міцні та надійні конструкції з гарною аеродинамікою, що сприяє поліпшенню характеристик польоту і загальної продуктивності апарата.

Хоча використання вуглепластикових лонжеронів у БПЛА має численні переваги, вони також можуть мати деякі недоліки:

Вуглепластикові матеріали є дорогими у виробництві порівняно з деякими іншими варіантами, такими як склопластик або алюміній. Це може збільшити загальні витрати на виробництво БПЛА.

Вуглепластикові лонжерони можуть бути складнішими для ремонту в порівнянні з металевими лонжеронами або іншими композитними матеріалами через особливості їх структури та властивостей матеріалу.

Хоча вуглепластикові матеріали мають високу міцність при розтягуванні, вони можуть бути менш стійкими до впливу ударів порівняно з металевими матеріалами. Це може призвести до пошкоджень лонжеронів під час аварій або непередбачуваних обставин.

Вуглепластикові матеріали можуть бути чутливими до екстремальних температур, особливо до високих температур. Це може обмежити деякі діапазони застосування БПЛА в зоні, де температура може суттєво змінюватися.

Вуглепластикові матеріали можуть мати погану електромагнітну прозорість, що може ускладнити використання деяких електронних систем та зв'язку на БПЛА.

Виробництво вуглепластикових лонжеронів вимагає високої якості контролю процесу виробництва, оскільки навіть невеликі дефекти в матеріалі можуть призвести до зниження міцності та життєвого циклу конструкції.

Використання склопластикових лонжеронів у БПЛА

Склопластикові матеріали зазвичай є дешевшими в порівнянні з вуглепластиком. Це може зменшити загальні витрати на виробництво та експлуатацію БПЛА, що робить їх привабливим варіантом для проектів з обмеженим бюджетом.

Склопластикові матеріали можуть бути легко оброблені і формовані, що дозволяє створювати складніші форми лонжеронів, які можуть оптимізувати аеродинамічні характеристики БПЛА.

Виробництво склопластикових деталей може бути легше масштабовано, що дозволяє виробництву великих обсягів лонжеронів для масового виробництва БПЛА.

Склопластикові матеріали зазвичай менше схильні до корозії порівняно з металами, що робить їх вигідним варіантом для використання у вологих або агресивних середовищах.

Склопластикові матеріали можуть бути більш електромагнітно прозорими, що дозволяє покращити ефективність систем зв'язку та сенсорних пристроїв на БПЛА.

Хоча в склопластикових лонжеронах може бути менше міцності, ніж у вуглепластикових, вони все ще можуть мати достатню міцність для виконання більшості завдань у відповідних умовах.

Незважаючи на ці переваги, склопластикові лонжерони можуть мати деякі обмеження порівняно з вуглепластиком, такі як менша міцність та жорсткість при порівнянні з вуглепластиком, що може вплинути на масу і механічні властивості лонжеронів. Також, вони можуть бути менш стійкими до впливу ультрафіолетового випромінювання, що важливо враховувати при експлуатації БПЛА на відкритому повітрі.

Нижча міцність порівняно з іншими матеріалами: Склопластикові матеріали, як правило, мають меншу міцність і жорсткість порівняно з вуглепластиком або металами, такими як титан або алюміній. Це може

обмежувати масу вантажу, який може переносити БПЛА, або швидкість, з якою він може літати.

Склопластикові матеріали можуть бути менш стійкими до впливу агресивних середовищ, таких як вологість, сонячне випромінювання або хімічні речовини, що може призвести до знехтування або деградації матеріалу з часом.

Склопластикові матеріали можуть бути менш стійкими до високих температур порівняно з іншими матеріалами, що може обмежувати їх використання у деяких діапазонах температур.

Склопластикові матеріали можуть бути менш стійкими до великої кількості циклів навантаження-розвантаження порівняно з іншими матеріалами, що може призвести до зниження тривалості служби лонжеронів.

Виробництво склопластикових деталей може бути складнішим та вимагати спеціалізованого обладнання та технологій, що може підвищити витрати та складність виробництва.

Склопластикові матеріали мають вищий коефіцієнт теплопровідності порівняно з іншими матеріалами, такими як углепластик або титан, що може створювати проблеми з тепловим розподілом в апаратах, особливо в умовах високої температури.

Отже, вибір матеріалу для лонжеронів БПЛА зазвичай залежить від конкретних вимог до властивостей, бюджету проекту та умов експлуатації.

Для нашого проекту потрібне більш бюджетне та доступне рішення, а також мінімальна маса лонжерону тому ми обираємо склопластик.

Розрахуємо параметри лонжерону виходячи з параметрів відносної товщини профілю крила в перерізі (дані взяті з роділу 4):

Таблиця 1.9 – профілі перерізів для розрахунку параметрів лонжерона

Переріз крила	b_0	b_a	b_k
Профіль	МН 60	AG36	AG455

MH 60 10.08% (mh60-il)

MH 60 10.08% - Martin Hepperle MH 60 for flying wings

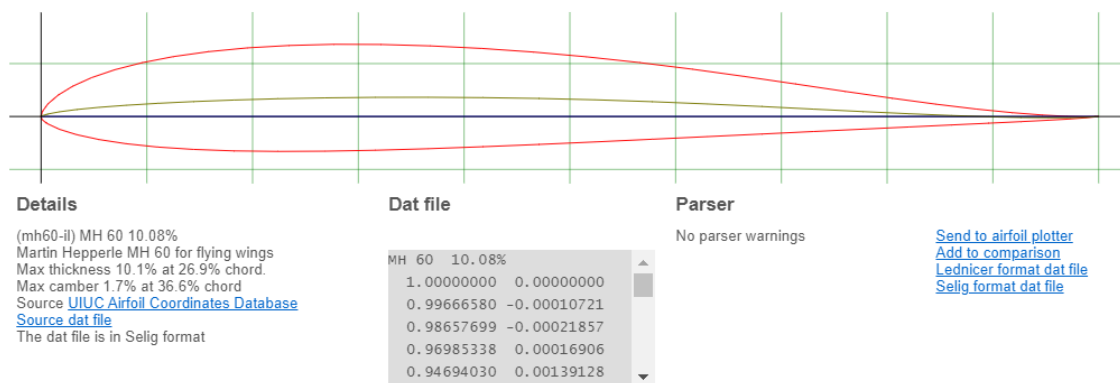


Рисунок 1.8 – параметри профілю MH 60

AG36 (ag36-il)

AG36 - Drela AG36 airfoil

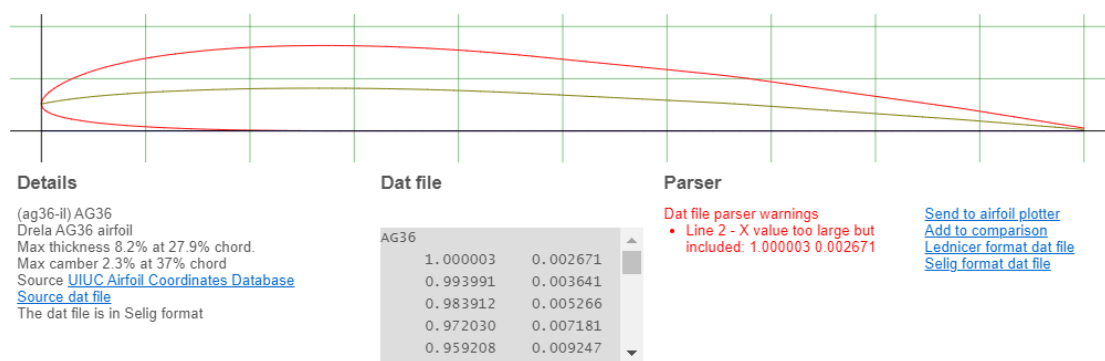


Рисунок 1.9 – параметри профілю AG36

AG455ct -02f rot. (ag455ct02r-il)

AG455ct -02f rot. - Drela AG455ct -02f airfoil

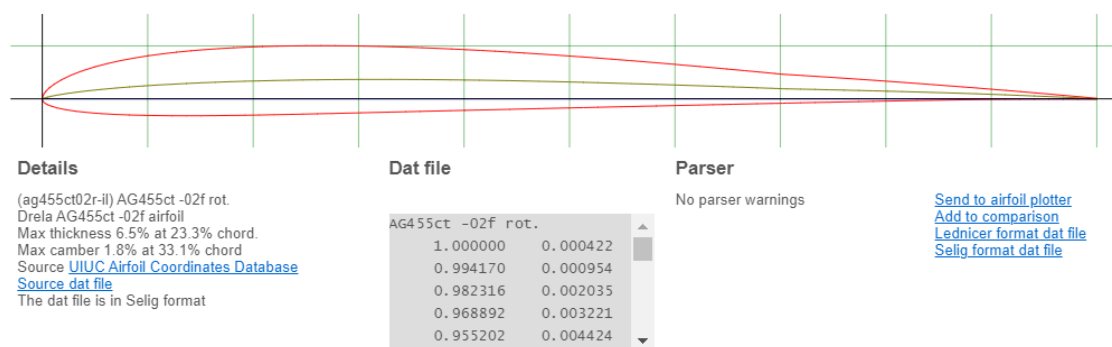


Рисунок 1.10 – параметри профілю AG455

Таблиця 1.10 – профілі перерізів для розрахунку параметрів лонжерона

Переріз крила	b_0	b_a	b_k
Профіль	МН 60	AG36	AG455
Хорда b , м	0,185	0,145	0,097
Відносна товщина профілю, \bar{c} , %	10,08	8,2	6,5
Висота профілю в перерізі, c , м	0,0186	0,0118	0,0063
Висота лонжерона в перерізі, h , мм	18,6	11,8	6,3

Лонжерон встановлюємо на $(0,25-0,3)\%b$ в місці максимальної товщини профіля. Для розрахунку висоти лонжерона потрібно знати максимальну висоту профіля яку отримаємо з рівняння відносної товщини профілю.

$$\bar{c} = \frac{c}{b}$$

$$c = \bar{c} \cdot b$$

$$c_0 = 10,08 \% \cdot 0,185 = 0,0186 \text{ м}$$

$$c_a = 8,2 \% \cdot 0,145 = 0,0118 \text{ м}$$

$$c_k = 6,5 \% \cdot 0,097 = 0,0063 \text{ м}$$

Довжина кожного лонжерону 0,8 м виходячи з розмаху крила.

Проектуємо модуль лонжерона в програмі Catia V5.

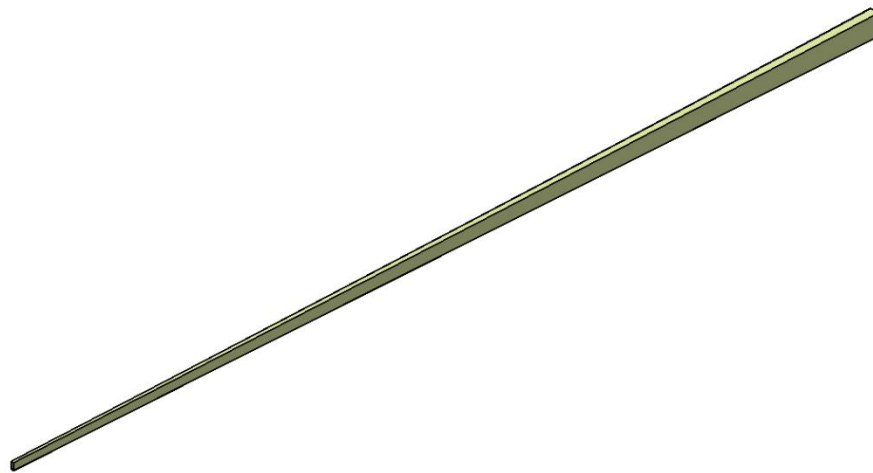
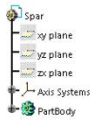


Рисунок 1.11 – 3D модель лонжерона

1.2.2 Креслення шаруватого композиту

Таблица 1.11 – Властивості тканини

Марка ткани	Нормативный документ	Ширина, см	Масса 1 погонного метра, кг	Толщина, мм		Погонная нагрузка разрывная, Н/см		Предельная деформация, %	
				Ткани	Монослоя КМ	По основанию	По утку	По основанию	По утку
Лавсан арт. 23643	ТУВНИИПХВ №210-76	83	0,425	0,5	0,4	850	700	38	38

Викладаємо стрічку під кутом 0° - 10 шарів, та $\pm 45^\circ$ - 10 шарів.

Розраховується кількість шарів для матеріалу

Так як шари парні, беремо 2 товщини моношару.

$$0,4 \cdot 2 = 0,8 \text{ мм}$$

Для визначення кількості шарів поділяємо товщину обшивки на товщину парного шару.

$$\frac{1}{0,8} = 1,25 = 2 \text{ шари}$$

Визначаємо товщину обшивки.

$$2 \cdot 0,8 = 1,6 \text{ мм}$$

Шари укладаємо під кутом 0° та 90° , а саме парні 0° , непарні 90° .

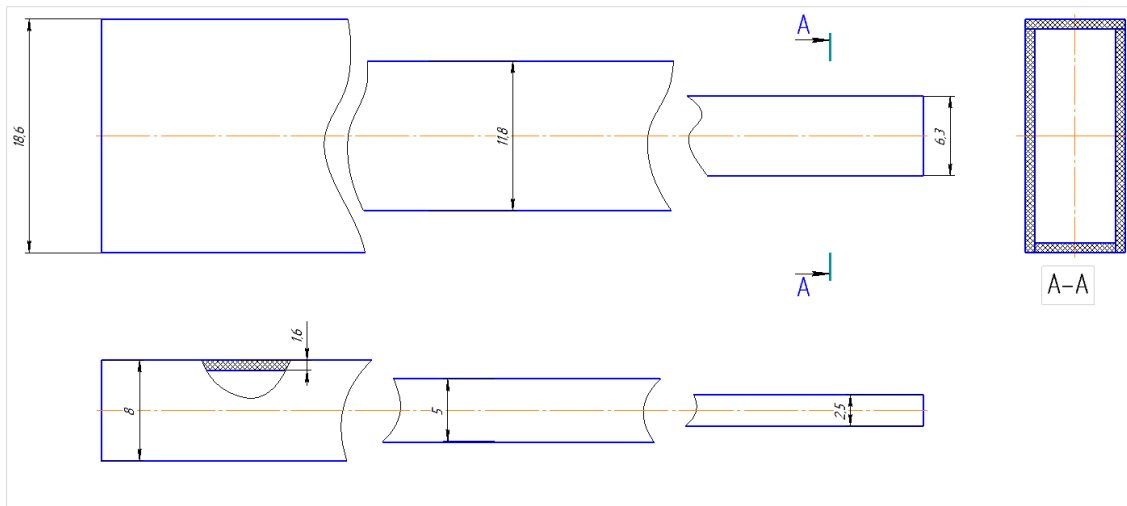


Рисунок 1.12 – креслення лонжерона

1.3 Вибір типу камери для БПЛА розвідки та її розміщення

Для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) розвідки використовують різні типи камер залежно від конкретних потреб та завдань місії. Ось деякі з найпоширеніших типів камер:

1. Оптичні камери:

- Відеокамери: Записують відео високої роздільної здатності, що дозволяє отримувати детальні зображення земної поверхні.

- Фотокамери: Знімають статичні фотографії високої якості, які можуть бути використані для аналізу та розвідки.

2. Інфрачервоні камери (IR):

- Теплові камери: Дозволяють зафіксувати теплове випромінювання об'єктів навколо, що дозволяє виявляти об'єкти, які зазвичай не видно на звичайних оптичних зображеннях, такі як люди, транспортні засоби або інші джерела тепла.
- Нічні камери: Мають можливість знімати в умовах обмеженого освітлення або повного темряви, що дозволяє виконувати місії розвідки навіть вночі.

3. Гіперспектральні камери:

- Дозволяють реєструвати електромагнітне випромінювання в більш широкому спектрі, що дозволяє отримувати додаткову інформацію про об'єкти та середовище, таку як хімічний склад ґрунту, тип рослинності або стан водних ресурсів.

4. Радіолокаційні камери:

- Використовуються для визначення розташування та руху об'єктів на земній поверхні за допомогою відбитого радіосигналу.

Це лише деякі з типів камер, які використовуються для розвідки з БПЛА. Вибір конкретного типу камери залежить від специфічних потреб місії, таких як детальність зображень, тип об'єктів, які слід виявити, умови освітлення та інші фактори.

Для нашого БПЛА була обрана двоосьова камера «Камера з підвісом Tarot T10X-2A з 10x зумом та 2-осьовою стабілізацією (T10X-2A)».

T10X-2A це 2-осьовий підвіс оптичного зуму. Він спеціально розроблений для мультикоптерів, таких як БПЛА з нерухомим крилом, багатороторні БПЛА, безпілотні транспортні засоби, роботи та ін.

Карданна камера оснащена об'єктивом з 10-кратним оптичним збільшенням, використовується датчик 1/3 CMOS та має 4 мільйони ефективних пікселів. Камера оснащена високоточним 2-осьовим підвісом загальною вагою

305 г. Він використовує інтерфейс відеовиходу Micro HDMI та підтримує керування протоколом S.bus та послідовного порту. Підтримує вертикальні/перевернені способи монтажу, усуваючи необхідність встановлення адаптивну до використання.

Функціональні показники:

- Відеовихід: HDMI (1080P 60FPS)
- Типи керування, що підтримуються: S.Bus і UART (рівень TTL)
- Розширені функції: натискання однієї клавіші, автоматичне/ручне фокусування та підтримка вертикальної або перевернутої установки

Технічні характеристики камери:

- Розмір сенсора: 1/3" CMOS
- Загальна кількість пікселів: 4 Мп
- Роздільна здатність відео: MOV/1080P зі швидкістю 60 кадрів/с
- Роздільна здатність фото: JPG/1920*1080
- Оптичний зум: f: 4,9 ~ 49 мм
- Поле зору (горизонтальне): f: 66,6 ° ~ 7,2 °
- Оптичне збільшення: 10X
- Вихідний формат: 1080P 60FPS/720P 60FPS/480P 60FPS
- Мінімальна освітленість: колір: 0.05Lux/F1.6
- Стандарт PAL/NTSC: так
- Версія кабелю HDMI: 1.4
- Функція зберігання: картка TF (максимум 32G)
- Мінімальна дистанція фокусування: 10-300 мм

Технічні характеристики Gimbal:

- Точність стабілізації зображення: $\pm 0,01^\circ$
- Максимальна контрольована швидкість: PAN: 5-60 ° / с; Нахил: 5-60 ° / с
- Регульований діапазон обертання: PAN: $\pm 190^\circ$; Нахил: від -190° до $+45^\circ$

Загальні технічні характеристики:

- Робоча температура довкілля: від -5 до 45°C
- Розміри (Д x Ш x В): 105 x 78 x 146 мм/4,1 x 3,1 x 5,7"

- Вага: 305 г/0,7 фунта
- Робоча напруга: 12~27В
- Середня споживана потужність: 4 Вт
- Підтримка програмного забезпечення для налагодження: для Windows 7, Windows 10 та вище (система Win10 та вище без драйверів)

Розташування камери на безпілотному літальному апараті (БПЛА) може змінюватися в залежності від типу камери, місії, яку виконує БПЛА, та інших технічних обмежень. Найчастіше камеру розташовують:

Під фюзеляжем: Камера може бути розташована під фюзеляжем БПЛА. Це дозволяє забезпечити прямий погляд на землю знизу, що може бути корисним для відстеження об'єктів або зйомки під кутом.

На носі апарата: Камера може бути розміщена на передній частині фюзеляжу або носі БПЛА. Це може забезпечити кращий огляд передньої області та дозволяє виконувати точну навігацію та відстеження об'єктів попереду.

На крилі: Камера може бути встановлена на крило БПЛА. Це дозволяє отримувати зображення під кутом, що може бути корисним для зйомки широких областей або для відстеження об'єктів уздовж маршруту польоту.

У гондолі: Камера може бути встановлена в спеціальній гондолі або кабіні, яка може бути підвішена під корпусом БПЛА. Це може забезпечити кращий огляд знизу та боку.

На хвостовій частині: Камера може бути розміщена на хвості БПЛА. Це може допомогти відстежувати об'єкти, що знаходяться за літаком або в районі хвоста.

Так як в проектованому БПЛА в хвості буде гвинт, що штовхає, тому ми можемо розмістити камеру в носі БПЛА.

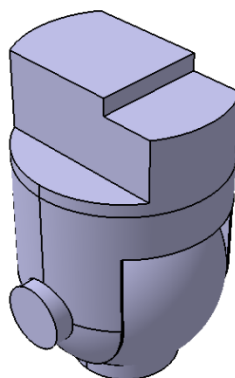
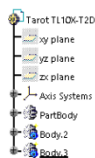


Рисунок 1.13 – 3D модель камери в Catia V5

1.4 Моделювання БПЛА в програмі САТІА

Моделювання геометрії БПЛА включає створення віртуальної 3D-моделі цього апарата. Для цього можна використовувати різні програми для тривимірного моделювання. Моделювання геометрії БПЛА у САТІА дозволяє інженерам і дизайнерам розробляти та вдосконалювати дизайн апарата. Це включає в себе визначення форми, розмірів, компонентів та розташування різних частин апарата. Моделювання дозволяє виконати аеродинамічний аналіз, включаючи оцінку підйомної сили, опору повітря та інших аеродинамічних характеристик. Це допомагає вдосконалити аеродинамічний профіль апарата та оптимізувати його ефективність. Модель може бути використана для віртуальних тестів та симуляцій, що дозволяє аналізувати різні умови польоту, динаміку польоту, поведінку апарата в різних сценаріях. Геометрична модель може використовуватися як основа для виготовлення реальних прототипів або виробництва апаратів, допомагаючи забезпечити точність та відповідність затвердженому дизайну. Модель може бути використана для створення візуальних презентацій або анімацій для відображення дизайну апарата перед клієнтами, партнерами або для внутрішнього використання.

Мета моделювання геометрії безпілотного літального апарата (БПЛА) в програмі CATIA може бути різноманітною і залежить від контексту використання моделі.

У програмі CATIA моделювання геометрії безпілотного літального апарата (БПЛА) може бути виконане наступним чином:

1. Створення нового проекту: Відкрийте програму CATIA та створіть новий проект, обравши відповідні параметри.

2. Створення скелету моделі: Почніть зі створення скелету моделі, визначивши основні розміри та параметри БПЛА. Для цього використовуйте інструменти створення точок, ліній, площин, а також інші геометричні елементи.

3. Моделювання окремих складових: Продовжте, створюючи окремі складові БПЛА, такі як фюзеляж, крило, оперення, хвостова частина тощо. Використовуйте інструменти для створення 3D-поверхонь або твердотільних об'єктів, заснованих на вже створеному скелеті.

4. Аналіз та валідація: Після завершення моделювання проведіть аналіз геометрії, переконайтеся у правильності розмірів та параметрів. Здійсніть валідацію, щоб переконатися, що модель відповідає потребам та характеристикам БПЛА.

5. Експорт або використання моделі: Після завершення моделювання ви можете експортувати модель у формати, що підтримуються для подальшого використання або аналізу в інших програмах.

CATIA - це потужний інструмент для 3D-моделювання, тож вивчення його інструментів та можливостей допоможе створити досить деталізовану та точну геометричну модель БПЛА.

Першим чином для створення нашої моделі БПЛА за даними, розрахованими у пункті 1 строємо ескізи крила та оперення.

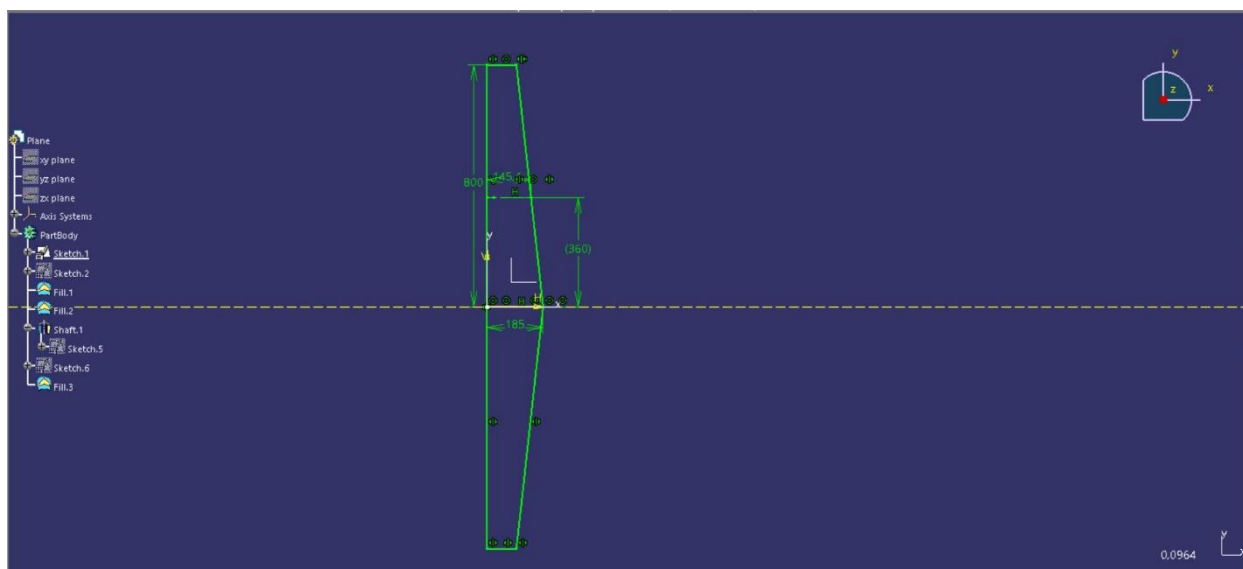


Рисунок 1.14— ескіз крила у площині XY в програмі CATIA

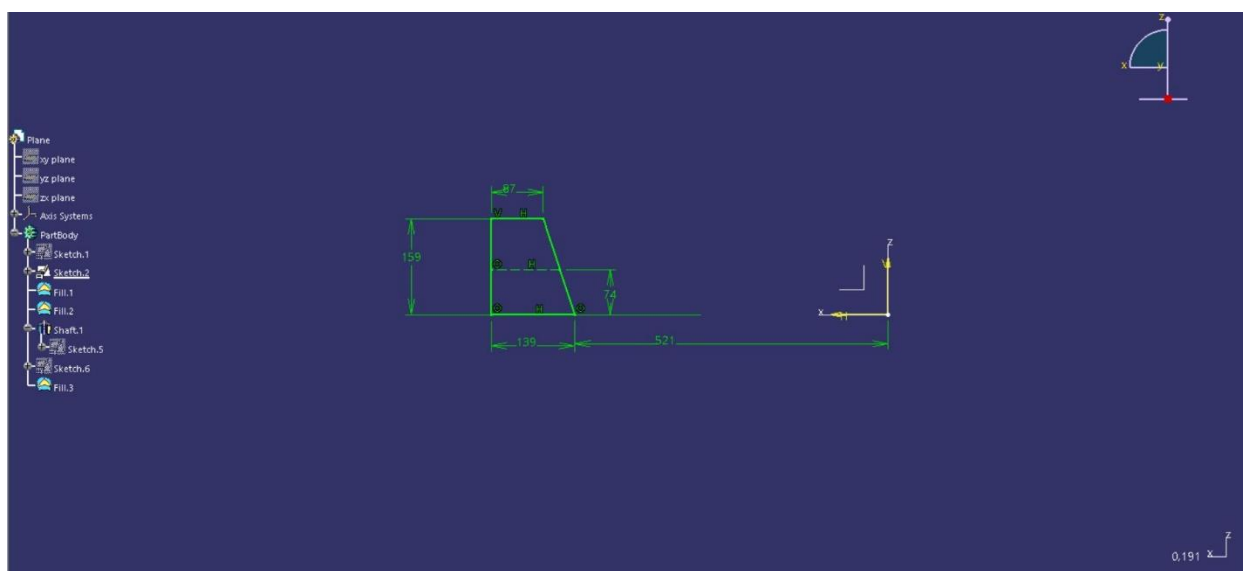


Рисунок 1.15 – ескіз вертикального оперення у площині ZX в програмі CATIA

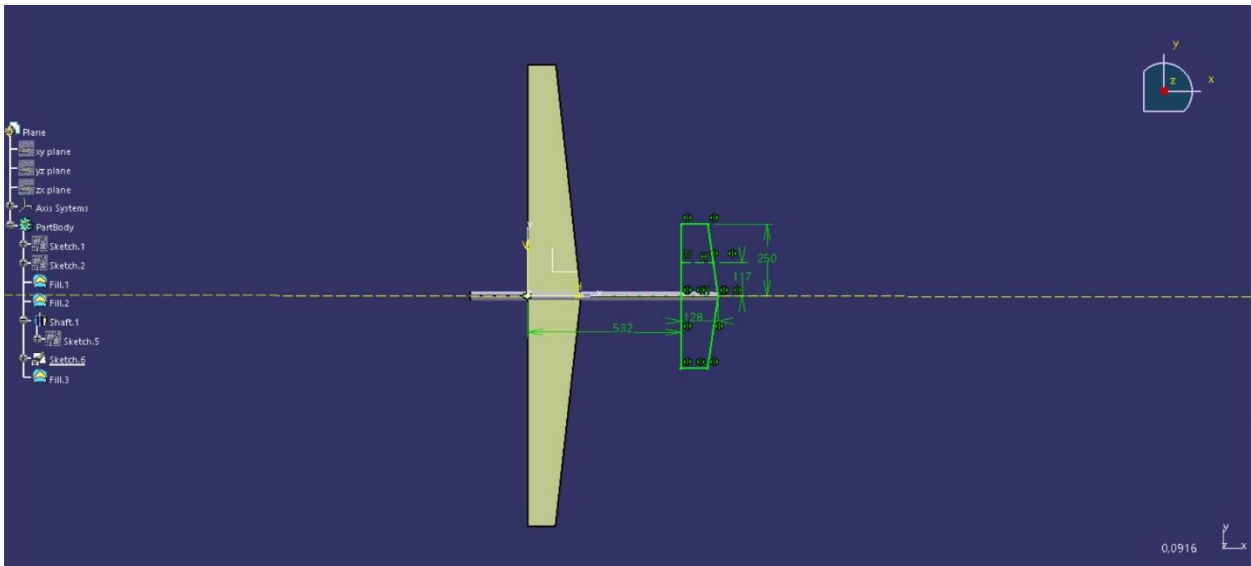


Рисунок 1.16 – ескіз вертикального оперення у площині ZX в програмі САТІА

Далі операцією “Shaft” робимо балковий фюзеляж та операцією “Fill” заповнюємо форму крила.

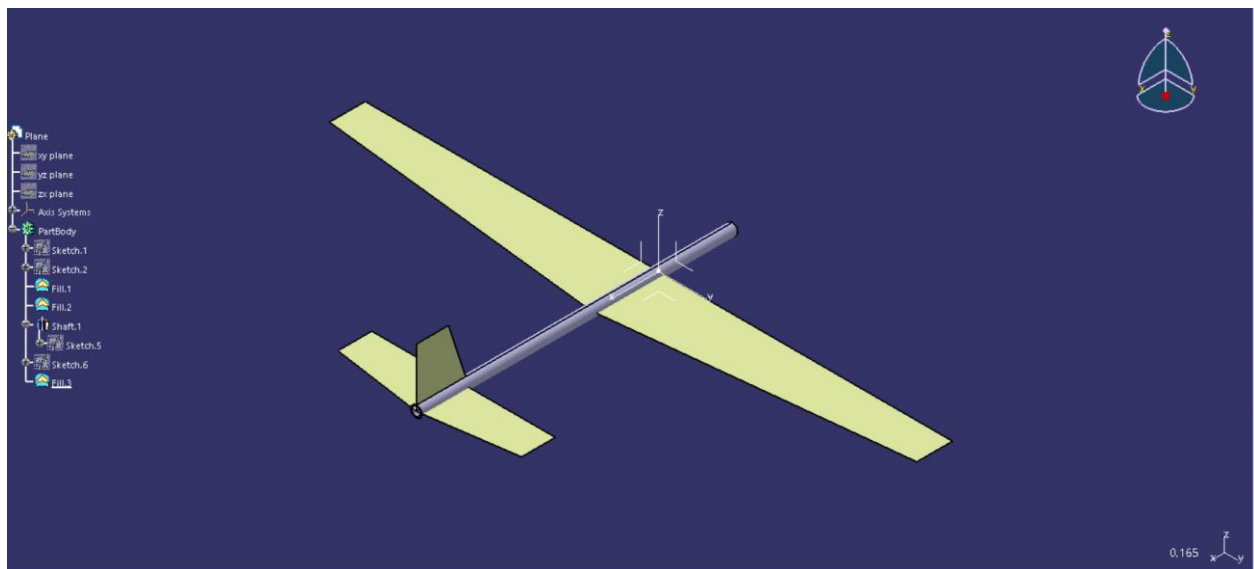


Рисунок 1.17 – перший крок до створювання майстер геометрії в програмі САТІА

Додаєм профіля, які обрали у таблиці 11 та отримуємо профільоване крило та оперення

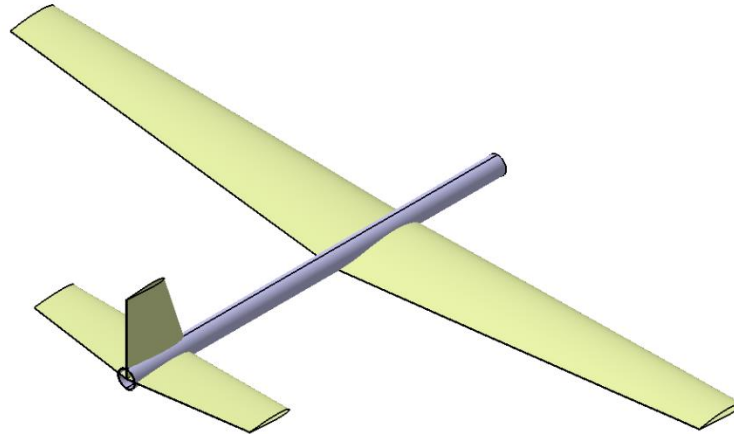
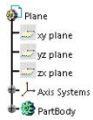


Рисунок 1.18 – профільована майстер геометрія в програмі САТІА

1.5 Розрахунок аеродинамічних показників БПЛА

1.5.1 Розрахунок коефіцієнта лобового опору апарату

Коефіцієнт лобового опору БПЛА визначаємо за такою формулою:

$$c_{x0} = k_{т.к.} \cdot (1 - \bar{S}_{ф.к.}) \cdot c_{хр.к} + k_{т.ГО} \cdot (1 - \bar{S}_{ф.ГО}) \cdot c_{хр.ВО} + k_{т.ВО} \cdot (1 - \bar{S}_{ф.ВО}) \cdot c_{хр.ВО} \cdot k_{т.ф.} \cdot c_{хр.ф}$$

Де $c_{хр.к}$, $c_{хр.ГО}$, $c_{хр.ВО}$, $c_{хр.ф}$ - профільний опір крила, ГО та фюзеляжу;

$k_{т.к.}$, $k_{т.ГО}$, $k_{т.ф.}$ - коефіцієнти гальмування потоку крила, ГО та фюзеляжу;

Коефіцієнт профільного опору крила розраховується за наступною формулою:

$$c_{хр.к} = 2 \cdot c_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m$$

де c_f – коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці стисливої рідини при однакових із заданим крилом (оперенням) числі Ренольдса та положення точки переходу;

η_c , η_m - множники, що визначають внесок сил тиску та ефекту стисливості в профільний опір.

Формула обчислення коефіцієнта опору тертя крила має вигляд:

$$c_f = \frac{0,087 \cdot (1 - \bar{x}_T)}{(\ln(Re) - 1,6)^2} + \frac{1,33 \cdot \sqrt{\bar{x}_T}}{\sqrt{Re}}$$

де Re – число Рейнольдса крила.

Число Ренольдса для крила обчислюється за середньою хордою і параметрами набігаючого потоку перед літаком:

$$Re = b \cdot \frac{a}{\nu} \cdot M$$

Де a – швидкість звуку на висоті крейсерського польоту = 334,5 м/с;

ν – кінематична в'язкість = $1,65 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$

M – число Маху = 0,083.

$$Re = 0,145 \cdot \frac{334,5}{1,65 \cdot 10^{-5}} \cdot 0,083 = 243982$$

$$c_f = \frac{0,087 \cdot (1 - 0)}{(\ln(243982) - 1,6)^2} + \frac{1,33 \cdot \sqrt{0}}{\sqrt{243982}} = 0,00343$$

Обчислимо множники, що визначають внесок сил тиску та ефекту стисливості в профільний опір крила за формулами:

$$\eta_c = 1 + 2 \cdot \bar{c} \cdot e^{-2,4 \cdot \bar{x}_T} + 9 \cdot \bar{c}^2 \cdot e^{-4 \cdot \bar{x}_T}$$

$$\eta_c = 1 + 2 \cdot 0,082 \cdot e^0 + 9 \cdot 0,082^2 \cdot e^0 = 1,225$$

$$\eta_M = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,055 \cdot \bar{x}_T \cdot M \right) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c} \cdot M)$$

$$\eta_M = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot 0,083^2}} + 0,055 \cdot 0 \cdot 0,083 \right) \cdot (1 + 5 \cdot 0,082 \cdot 0,083) = 2,033$$

$$c_{\text{хр.к}} = 2 \cdot 0,00343 \cdot 1,225 \cdot 2,033 = 0,017$$

Профільний опір горизонтального оперення ідентичний з профільним опором крила, тому що їх параметри однакові:

$$c_{\text{хр.к}} = 0,017$$

Опір фюзеляжу

$$c_{\text{хр.к}} = 0,0082$$

Коефіцієнти гальмування потоку

При дозвукових швидкостях польоту гальмування потоку перед крилом відсутнє, проте обдув частини поверхні крила від встановлених на ньому гвинтів, що тягнуть, призводить до появи додаткового опору, але воно буде враховуватися в подальших розрахунках, тому коефіцієнти торможення потоку для крила, ГО і фюзеляжу приймемо рівними:

$$k_{т.к.} = k_{т.ГО} = k_{т.ф.} = 1$$

$$c_{x0} = 1 \cdot (1 - 0,373) \cdot 0,017 + 1 \cdot (1 - 0,373) \cdot 0,017 + 1 \cdot 0,0082 = 0,0295$$

Розрахунок та побудова допоміжної залежності $C_{ya}(\alpha)$

Щоб побудувати криву $C_{ya}(\alpha)$, необхідно три точки: дві для лінійної ділянки кривої, що характеризують безвідривне обтікання крила, точки 1 до точки 2, що відповідає початку розвитку зривних явищ на крилі, і третя точка для криволінійної ділянки при критичному вуглецю крила. Формули обчислення координат точок мають вигляд:

$$\alpha_1 = \alpha_0,$$

$$c_{ya1} = 0,$$

$$\alpha_2 = 0,85 \cdot \frac{c_{ya \max}}{c_{ya}^\alpha} + \alpha_1,$$

$$c_{ya2} = 0,85 \cdot c_{ya \max},$$

$$\alpha_3 = \frac{c_{ya \max}}{c_{ya}^\alpha} + \alpha_1 + 3$$

$$c_{ya3} = c_{ya \max}$$

де $c_{ya \max}$ - Максимальний коефіцієнт підйомної сили апарату;

c_{ya}^α - похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки для апарату загалом;

α_0 - Кут атаки нульової підйомної сили для апарату в цілому.

Вирахувати максимальний коефіцієнт підйомної сили крила, можна використовуючи формулу:

$$c_{ya \max} = c_{ya \max}^0 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$$

де $c_{ya \max}^0$ – характеристика профілю крила;

k_1, k_2, k_3 - множники, що враховують вплив форми профілю, кута стріловидності по передній кромці, звуження крила та мінімального числа Маха

$$c_{ya \max} = \frac{c_{ya \max k} \cdot S_k \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.k.}) + c_{ya \max \Gamma O} \cdot S_{\Gamma O} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.\Gamma O}) + c_{ya \max BO} \cdot S_{BO} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.BO}) + c_{ya \max \phi} \cdot S_{\phi}}{S_k \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.k.}) + S_{\Gamma O} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.\Gamma O}) + S_{BO} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi.BO}) + S_{\phi}}$$

1.5.2 Максимальний коефіцієнт підйомної сили крила

Значення характеристики профілю крила знайдемо за формулою:

$$c_{ya \max}^0 = 37 \cdot \bar{c} \cdot \exp(-8 \cdot \bar{c}) + 0,1 \cdot \bar{f} \cdot \exp(-190 \cdot (\bar{c} - 0,06)^2)$$

$$c_{ya \max}^0 = 37 \cdot 0,082 \cdot \exp(-8 \cdot 0,082) + 0,1 \cdot 0,023 \cdot \exp(-190 \cdot (0,082 - 0,06)^2)$$

$$c_{ya \max}^0 = 1,576$$

Перший множник, що враховує вплив кута стріловидності, обчислюємо за допомогою формули:

$$k_1 = 0,9 + 0,4 \cdot \tan(2,5 \cdot (2 - p \cdot \bar{c})) \cdot \sin^2(\chi_{n.k.})$$

$$k_1 = 0,9$$

Для визначення другого множника, що враховує вплив звуження крила скористаємося формулою:

$$k_2 = 0,86 + 0,26 \cdot \left(1,2 - \frac{1}{\eta_B}\right) \cdot \frac{1}{\eta_B}$$

$$k_2 = 0,86 + 0,26 \cdot \left(1,2 - \frac{1}{2,8}\right) \cdot \frac{1}{2,8} = 0,938$$

Третій множник, що враховує вплив числа маху для мінімальної швидкості польоту, знаходиться за формулою:

$$k_3 = 1 - \left(\frac{4 \cdot \bar{c} + 0,22}{\bar{c} + 0,04}\right) \cdot (\bar{c} - 0,06 + (0,016 - \bar{c}) \cdot M_{\min}) \cdot M_{\min}$$

де M_{\min} - Число маху для мінімальної швидкості польоту

Формула знаходження числа маху для мінімальної швидкості польоту має вигляд:

$$M_{\text{мін}} = 0,0103 \cdot \sqrt{\frac{m_0}{S_{\text{к}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.к.}}) + S_{\text{ГО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ГО}}) + S_{\text{ВО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ВО}}) + S_{\text{ф}}}}$$

$$M_{\text{мін}} = 0,0103 \cdot \sqrt{\frac{8,2}{0,225 \cdot (1 - 0,373) + 0,0548 \cdot (1 - 0,373) + 0,018 \cdot (1 - 0,373) + 0,11}}$$

$$M_{\text{мін}} = 0,055$$

$$k_3 = 1 - \left(\frac{4 \cdot 0,082 + 0,22}{0,082 + 0,04} \right) \cdot (0,082 - 0,06 + (0,016 - 0,082) \cdot 0,055) \cdot 0,055$$

$$k_3 = 0,995$$

$$C_{\text{уа макс к}} = 1,576 \cdot 0,9 \cdot 0,938 \cdot 0,995 = 1,323$$

Максимальний коефіцієнт підйомної сили ГО ідентичний максимальному коефіцієнту підйомної сили крила, оскільки параметри крила та ГО однакові:

$$C_{\text{уа макс ГО}} = 1,323$$

Максимальний коефіцієнт підйомної сили фюзеляжу

$$C_{\text{уа макс ф}} = 0,956$$

$$C_{\text{уа макс}} = \frac{C_{\text{уа макс к}} \cdot S_{\text{к}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.к.}}) + C_{\text{уа макс ГО}} \cdot S_{\text{ГО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ГО}}) + C_{\text{уа макс ф}} \cdot S_{\text{ф}}}{S_{\text{к}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.к.}}) + S_{\text{ГО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ГО}}) + S_{\text{ВО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ВО}}) + S_{\text{ф}}}$$

$$C_{\text{уа макс}} = \frac{1,323 \cdot 0,225 \cdot (1 - 0,373) + 1,323 \cdot 0,0548 \cdot (1 - 0,373) + 0,956 \cdot 0,11}{0,225 \cdot (1 - 0,373) + 0,0548 \cdot (1 - 0,373) + 0,018 \cdot (1 - 0,373) + 0,11}$$

$$C_{\text{уа макс}} = 1,527$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки для апарату в цілому визначимо за формулою:

$$C_{\text{уа}}^{\alpha} = \frac{2\pi \cdot k_{\text{эл.ф}} \cdot \lambda_{\text{эф}} \cdot \cos(\chi_{1/4})}{57,3 \cdot (\lambda_{\text{эф}} + 2 \cos(\chi_{1/4}))}$$

де $\lambda_{\text{эф}}$ - ефективне подовження апарату, формула обчислення якого має вигляд

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{L^2}{S_{\text{к}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.к.}}) + S_{\text{ГО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ГО}}) + S_{\text{ВО}} \cdot (1 - \bar{S}_{\text{ф.ВО}}) + S_{\text{ф}}}$$

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{1,5^2}{0,225 \cdot (1 - 0,373) + 0,0548 \cdot (1 - 0,373) + 0,018 \cdot (1 - 0,373) + 0,11} = 10,47$$

$$C_{ya}^{\alpha} = \frac{2\pi \cdot 1 \cdot 11,05 \cdot \cos(0)}{57,3 \cdot (11,05 + 2 \cos(0))} = 0,11$$

Кут атаки нульової підйомної сили для апарату в цілому знайдемо по формулі:

$$\alpha_0 = \frac{\alpha_{0к} \cdot S_k \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,к.}) + \alpha_{0ГО} \cdot S_{ГО} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,ВО}) + \alpha_{0ГО} \cdot S_{ВО} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,ВО}) + \alpha_{0\phi} S_{\phi}}{S_k \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,к.}) + S_{ГО} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,ГО}) + S_{ВО} \cdot (1 - \bar{S}_{\phi,ВО}) + S_{\phi}}$$

$$\alpha_0 = -1,21$$

Використовуючи значення, отримані в пунктах 1-4, визначаємо координати точок кривої і побудуємо за ними графік:

$$\alpha_1 = -1,21,$$

$$C_{ya1} = 0,$$

$$\alpha_2 = 0,85 \cdot \frac{1,527}{0,11} - 1,21 = 10,58$$

$$C_{ya2} = 0,85 \cdot 1,527 = 1,29$$

$$\alpha_3 = \frac{1,527}{0,11} - 1,21 + 3 = 15,671$$

$$C_{ya3} = 1,527$$

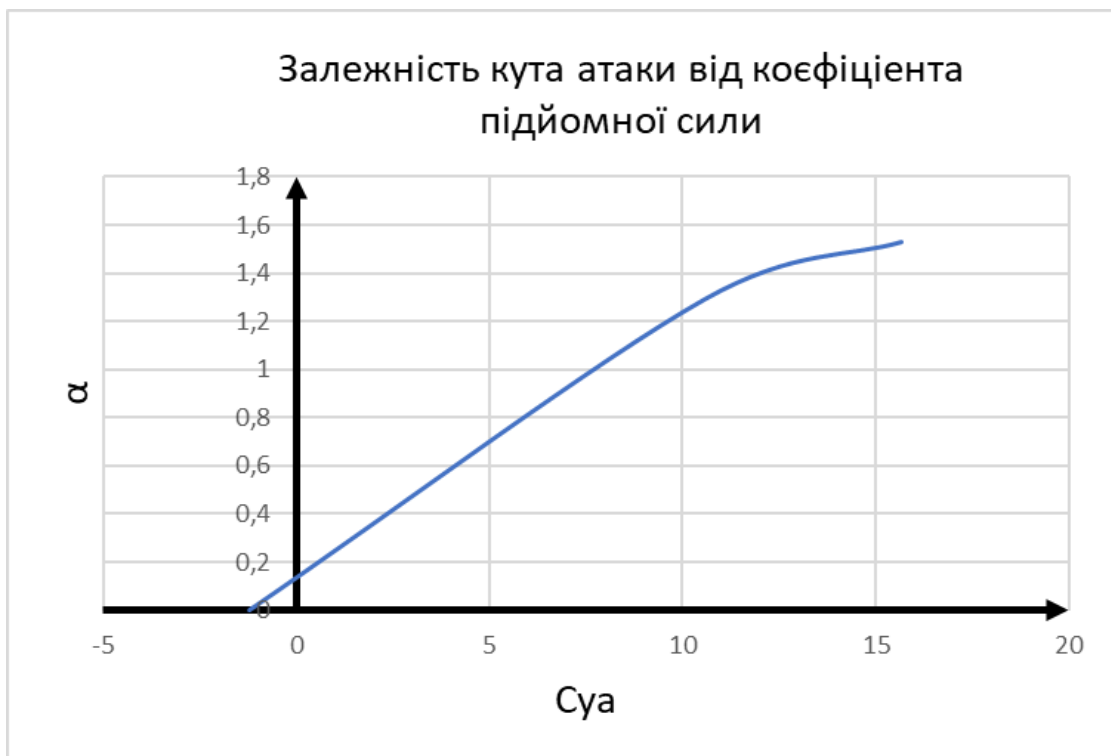


Рисунок 1.19 – залежність $C_{ya}(\alpha)$

1.5.3 Розрахунок коефіцієнта відвалу поляри

Для розрахунку індуктивного опору необхідно обчислити коефіцієнт відвалу поляри за допомогою формули:

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}}$$

де δ - коефіцієнт, що залежить від розподілу циркуляції вздовж раз маху крила

Обчислимо коефіцієнт, що залежить від розподілу циркуляції вздовж розмаху крила, попередньо визначивши всі складові:

$$z_1 = \lambda_{\text{эф}} \sqrt{1 - M^2}$$

$$z_1 = 10,47 \sqrt{1 - 0,083^2} = 10,43$$

$$a_{\infty} = 2\pi \cdot (1 - 0,27 \cdot \sqrt[4]{c})$$

$$a_{\infty} = 2 \cdot 3,14 \cdot (1 - 0,27 \cdot \sqrt[4]{0,082}) = 5,37$$

$$\delta_1 = \frac{z_1}{a_{\infty}} \cdot \left(1 + 0,225 \cdot \frac{z_1}{a_{\infty}}\right)$$

$$\delta_1 = \frac{10,43}{5,37} \cdot \left(1 + 0,225 \cdot \frac{10,43}{5,37}\right) = 2,78$$

$$\eta_b = \frac{b_0}{2 \cdot b_{\kappa}}$$

$$\eta_b = \frac{0,185}{2 \cdot 0,097} = 0,95$$

$$\delta_2 = 0,35 \cdot \left(\frac{1}{\eta_b}\right)^2 + \left(6 \cdot \frac{1}{\eta_b} + 1\right)^{-3}$$

$$\delta_2 = 0,35 \cdot \left(\frac{1}{0,95}\right)^2 + \left(6 \cdot \frac{1}{0,95} + 1\right)^{-3} = 0,387$$

$$\delta = 0,114 \cdot \delta_1 \cdot \delta_2$$

$$\delta = 0,114 \cdot 2,78 \cdot 0,387 = 0,123$$

$$A = \frac{1 + 0,123}{10,47\pi} = 0,034$$

1.5.4 Розрахунок значення аеродинамічної якості без урахування обдування гвинтами

Формула знаходження коефіцієнта вихрового індуктивного опору для конкретного значення кута атаки, виникнення якого пов'язано з утворенням вихрової пелени за тілом за наявності підйомної сили, має вигляд:

$$c_{xi} = A \cdot c_{y\alpha}^2$$

Збільшення коефіцієнта профільного опору для конкретного значення кута атаки оцінюється наступним виразом

$$\Delta c_{xp} = 0,04 \cdot \left[1 - \sqrt[4]{1 - \left(\frac{c_{ya}}{c_{ya \max}} \right)^3} \right]$$

Значення лобового опору літака знаходиться за формулою:

$$c_{xa} = c_{x0} + c_{xi} + \Delta c_{xp}$$

Показник аеродинамічної якості знаходиться за формулою:

$$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$$

Для побудови поляр складемо таблицю, в якій для кожного значення коефіцієнта підйомної сили, визначених від 0 до максимального, інтервалом в 0,1, будемо обчислювати значення лобового опору літака та аеродинамічна якість.

c_ya	c_xi	Δc_{xp}	c_xa	K
0	0	0	0,0295	0
0,1	0,000341589	2,80885E-06	0,029844397	3,350712643
0,2	0,001366355	2,24874E-05	0,030888842	6,474829977
0,3	0,003074298	7,60476E-05	0,032650345	9,188264212
0,4	0,005465418	0,000180972	0,03514639	11,38096962
0,5	0,008539716	0,000355788	0,038395504	13,02235792
0,6	0,012297191	0,000620958	0,04241815	14,14488858
0,7	0,016737844	0,00100023	0,047238074	14,81855516
0,8	0,021861673	0,001522748	0,052884421	15,12732831
0,9	0,02766868	0,002226539	0,059395219	15,1527347
1	0,034158865	0,003164715	0,066823579	14,96477754
1,1	0,041332226	0,004417617	0,075249843	14,61797062
1,2	0,049188765	0,0061199	0,084808665	14,14949757
1,3	0,057728481	0,008533496	0,095761977	13,5753254
1,4	0,066951375	0,01231934	0,108770715	12,87111149
1,5	0,076857445	0,020888443	0,127245889	11,78820011
1,527	0,079649215	0,04	0,149149215	10,2380693

Рисунок 1.20 – результати розрахунку поляр

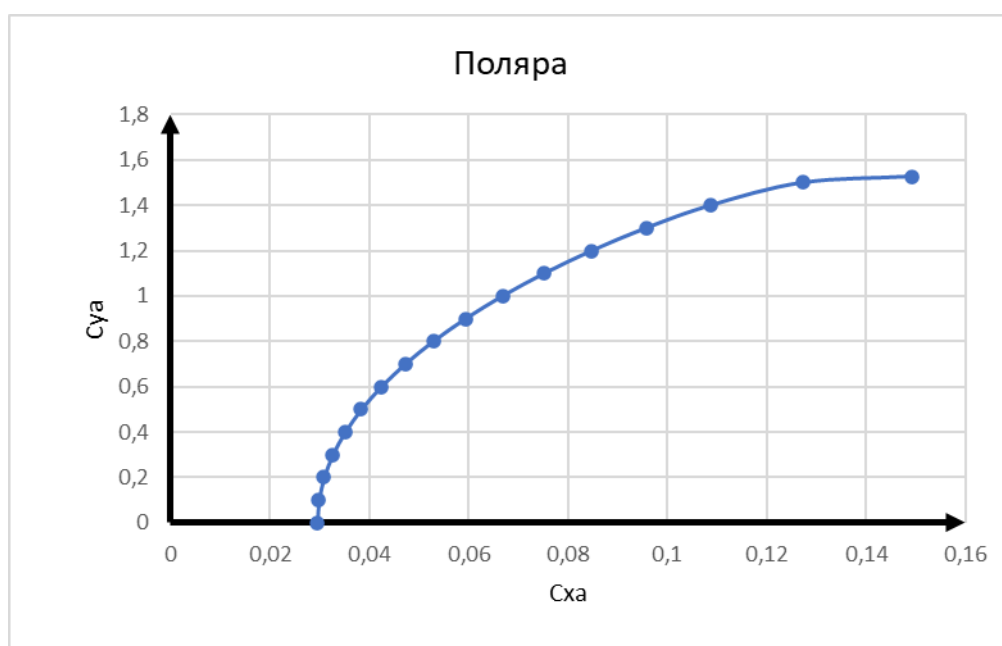


Рисунок 1.21 – поляра БПЛА

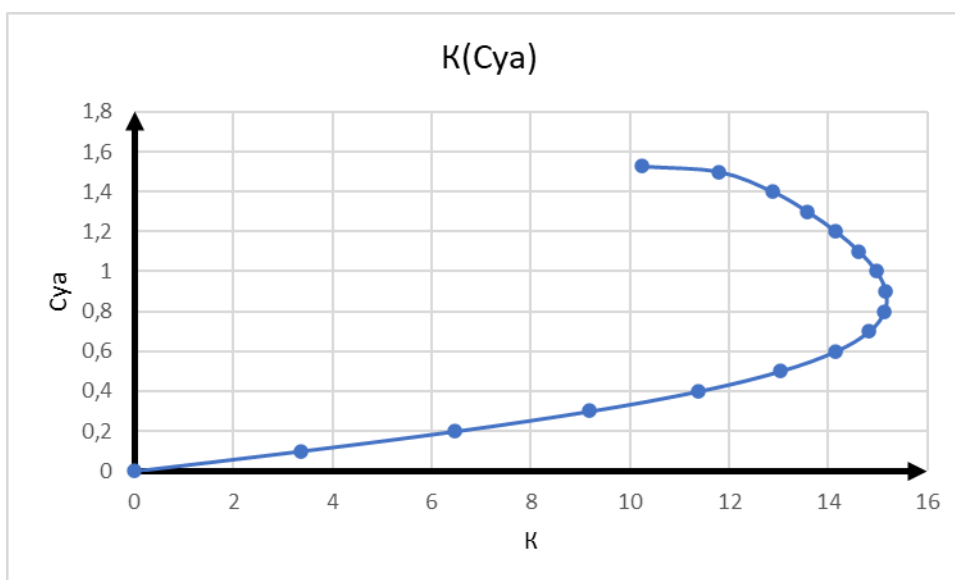


Рисунок 1.22 – залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили

1.5.5 Висновки

В результаті цього розділу, на основі статичних даних БПЛА аналогів були визначені тактико-технічні вимоги літака. Виходячи з отриманих ТТХ були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри, підібрано електричний двигун та камеру. На основі основних геометричних параметрів, було розроблено креслення та модель майстер геометрії.

Для крила БПЛА було вибрано матеріал лонжерона та спроектовано складальне креслення а згодом спроектована майстер геометрія.

Для БПЛА було розраховано основні аеродинамічні показники: коефіцієнт лобового опору апарату, максимальний коефіцієнт підйомної сили крила, коефіцієнта відвалу поляри, аеродинамічна якість та побудовано графіки.

2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату

Споживчі якості безпілотних літальних апаратів (БПЛА) впливають на їх конкурентні переваги та економічні витрати як при проектуванні в ОКБ (Оперативне конструкторське бюро), так і при серійному виробництві на виробничому авіаційному підприємстві.

БПЛА, що мають високу ефективність та продуктивність у виконанні своїх завдань (наприклад, висока швидкість, довгий час польоту, точність навігації), можуть мати перевагу на ринку. Оптимізація конструкції для досягнення цих показників може зменшити експлуатаційні витрати.

Безпека та надійність є ключовими для БПЛА, особливо в критичних сферах, таких як військові застосування або місії досліджень. Конструкція повинна бути розроблена таким чином, щоб мінімізувати можливість виникнення аварій та збільшити час між відмовами.

БПЛА з простою та доступною для обслуговування конструкцією можуть зменшити витрати на технічне обслуговування та ремонт. Можливість швидко виправити проблеми та замінити частини також може позитивно вплинути на економічні витрати.

Простота управління та зручність у використанні можуть зменшити час навчання операторів та збільшити загальну продуктивність. Дизайн конструкції, який враховує потреби користувача, може покращити конкурентоспроможність продукту.

Під час серійного виробництва важливо забезпечити ефективність виробничих процесів, оптимізацію витрат на матеріали та ефективне управління ланцюжком постачання. Це дозволить знизити виробничі витрати і збільшити конкурентоспроможність продукту.

Масове виробництво дозволяє виробникам виготовляти БПЛА за більш низькою ціною за одиницю, оскільки вони можуть використовувати економії масштабу у виробництві та закупках матеріалів.

Масове виробництво сприяє стандартизації компонентів і процесів, що спрощує виробництво, обслуговування та ремонт БПЛА. Це робить їх більш надійними та ефективними.

Масове виробництво дозволяє швидше задовольняти попит на БПЛА, що особливо важливо в умовах військових конфліктів або екстремальних ситуацій.

З великим обсягом виробництва виробники мають стимул для впровадження новітніх технологій та постійного вдосконалення продукції, що призводить до покращення якості та функціональних характеристик БПЛА.

Завдяки доступності та низькій вартості, БПЛА можуть використовуватися в широкому спектрі сфер, таких як військові, комерційні, наукові та громадянські цілі, що сприяє розвитку нових застосувань та ринків.

Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату:

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

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

Таблиця 2.1 – характеристики БПЛА

№	Найменування	Величина
1	Крейсерська швидкість польоту $V_{кр}$, км/год	100
2	Крейсерська висота польоту $H_{кр}$, км	1,5
3	Дальність польоту, км	120
4	Максимальна дальність польоту, км	140
5	Число і тип двигунів $n_{дв}$, шт	1 електродвигун

6	Маса планера $m_{пл}$, кг	4,2
7	Маса пустого $m_{пус}$, кг	8,3

Впродовж року планується випускати заводом-виробником по 10200 БПЛА. При цьому, лише 9500 літаків повинно виробитись за перший рік виробництва. В подальшому, за другий рік серійного виробництва кількість випущених літаків повинна збільшитись до рівня закладеного програмою (10200 штук). Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних при серійному виробництві літака, що проектується. Розрахунок наведений нижче.

2.2 Розрахунок собівартості літака

Затрати на розробку креслень конструкції ЛА визначають за формулою [11]:

$$C_{пр} = 1,5 \cdot m_{пл}^{0,1} \cdot K_{нбо} \cdot \frac{\Gamma_{(m+1)}}{a^{(M+1)}}$$

$$C_{пр} = 1,5 \cdot 4,2^{0,1} \cdot 1,61 \cdot \frac{0,95973}{0,01515^{1,083}} = 250 \text{ дол}$$

де $m_{пл}=4,2$ кг – маса планера ЛА; $K_{нбо}=1,61$ – коефіцієнт, який враховує обов'язкові внески, відчислення; $\Gamma_{(m+1)}=0,95973$ – гамма функція, яка залежить від величини швидкості M ; $M=0,083$ – число Маха; $a = 0,01515$ – параметр, що враховує відхилення від M .

Затрати на виготовлення кожного з дослідних зразків визначають за формулою [11]

$$C_{Низг} = 1,5 \cdot K_{нбо} \cdot N^{0,2} \cdot m_{пл}^{1,237} \cdot V_{max}^{0,699}$$

$$C_{Низг1} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{0,2} \cdot 4,2^{1,237} \cdot 119^{0,699} = 402 \text{ дол.}$$

де $V_{max} = 119$ км/год – максимальна швидкість літака; N – порядковий номер дослідного зразка.

Затрати на випробування ЛА і корекцію конструкторських креслень [11]:

$$C_{вип} = 1,5 \cdot K_{нбо} \cdot 10^4 \cdot n_{ло} \cdot K_{взл} (1 + 0,01 \cdot (n_{ло} - 1))$$

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 3 \cdot 0,2 \cdot (1 + 0,01 \cdot (3 - 1)) = 14780 \text{ дол}$$

де $n_{\text{ло}} = 3$ – кількість дослідних зразків; $K_{\text{взл}} = 0,2$ – коефіцієнт, який залежить від довжини посадкової смуги.

Загальні затрати дослідного конструкторського бюро і ціна проекту ЛА знаходимо за формулою[11]:

$$C_{\text{дкб}} = C_{\text{пр}} + C_{\text{Низг}} + C_{\text{вип}}$$

$$C_{\text{дкб}} = 250 + 402 + 14780 = 15432 \text{ дол}$$

$$C_{\text{окб}} = 1,25 \cdot C_{\text{дкб}}$$

$$C_{\text{окб}} = 1,25 \cdot 15432 = 19290 \text{ дол}$$

Розрахунок собівартості літака і ціна літака без двигунів. Повна середня собівартість одного літака випуску за рік в N штук визначається наступним шляхом[11]:

$$C_{\text{повна}} = C_{\text{вир}} + \text{РСБ}$$

де $C_{\text{вир}}$ – виробнича середня ціна одного літака і випуску за рік в N штук, долар; РСБ – витрати на збут, які плануються в розмірі одного відсотка від виробничої собівартості.

Виходячи з цього повна середня собівартість буде дорівнювати

$$C_{\text{повна}} = 1,01 \cdot C_{\text{вир}}$$

Виробнича собівартість одного літака з річного об'єму в N штук без включення вартості двигунів визначається за формулою[11]:

$$C_{\text{вир}} = M_0 + \text{ПВ} + \text{СО}_c + Z_0 + \text{ЗВВ} + \text{ОВЗ} + \text{ПР} + \text{СР}$$

Ціна основних матеріалів M_0 , сировини і готових виробів загально виробничого призначення і ціна покупних напівфабрикатів[11]:

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \ln N}$$

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 4,2^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot 9,159} = 3007 \text{ дол}$$

де $N = 9500$ шт. – річний об'єм випуску літака.

Ціна покупних виробів ПВ розраховуються за формулою:

$$\text{ПВ} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\text{мах}} + 14,51 \cdot m_{\text{пс}}) \cdot N^{-0,09}$$

де $m_{\text{пс}} = 8,3$ – маса пустого ЛА;

Так як літак дуже маленький ця формула не підходить, але цена покупного виробу на БПЛА буде складатися лише з камери відеоспостереження, ціна якої 1200 дол.

$$ПВ = 1200 \text{ дол}$$

Розрахунок затрат на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, яке списується на програму перших двох років серійного випуску літаків. Витрати праці на виготовлення, ремонт відновлення спеціального технологічного оснащення[11]:

$$П_K = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{пл} - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot m_{пл}^2) \cdot 1,05^n$$

$$П_K = (2,943 + 0,0775 \cdot 4,2 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 4,2^2) \cdot 1,05^1 = 477871 \text{ нормо – годин}$$

де $n = 1$ шт. – кількість двигунів на ЛА.

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт і відновлення спеціальної технологічного оснащення[11]:

$$П_{ОСН} = П_K K_1 K_2 K_3 K_4$$

$$П_{ОСН} = 477871 \cdot 0,696 \cdot 1,198 \cdot 0,6 \cdot 1,48 = 590715 \text{ нормо – годин}$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64$$

$$K_1 = 0,696$$

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot X$$

$$K_2 = 1,198$$

де $X = 25\%$ – рівень застосування нормалізованої оснастки в %, на серійних заводах;

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

де K_1 – коефіцієнт, який враховує об'єм випуску;

K_2 – коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення;

K_3 – коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції;

$K_4 = 1,48$ – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення.

Величина витрат на виготовлення спеціальної оснастки[11]:

$$CO = \Pi_{\text{ОСН}} \cdot \bar{C}$$

$$CO = 590715 \cdot 2,7 = 1594931 \text{ дол}$$

де $\bar{C} = 2,7$ долара – ціна виробництва однієї нормо – години спеціальної технологічної оснастки[11].

$$CO_c = \frac{CO}{N_1 + N_2}$$

$$CO_c = \frac{1594931}{9500 + 10200} = 81 \text{ дол}$$

де $N_1 = 9500$ і $N_2 = 10200$ – кількість літаків, які заплановані до випуску в перші і другі роки серійного виробництва.

Постановчі витрати ПВ, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення. Спеціальні витрати СВ (витрати на проведення випробувань серійних літаків)[11].

$$PR = 0,43 \cdot CO_c = 35 \text{ дол}$$

$$CP = 0,3 \cdot CO_c = 25 \text{ дол}$$

Витрати на основну і додаткову заробітну плату виробничих робочих знаходимо за формулою[11]:

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{\text{ПР}}$$

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 4,2^{0,903} \cdot 0,083^{0,42} \cdot 9500^{-0,32} \cdot 0,68 = 2106 \text{ дол}$$

де $K_{\text{ПР}} = 1,08^{-t} = 0,68$ – коефіцієнт, який враховує збільшення виробничого труда робочого за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва; $t=5$ – для легких ЛА.

Загальноновиробничі витрати[11]:

$$ЗВВ = 1,92 \cdot Z_0 \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359})$$

$$ЗВВ = 1,92 \cdot 2106 \cdot (3,04 \cdot 9500^{-0,129} + 3,701 \cdot 25^{-0,359}) = 4331 \text{ дол}$$

де $N = 9500$ шт. – річний об'єм випуску літака

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків визначаються як[11]:

$$ОВЗ = \frac{l_{\text{ОВЗ}} \cdot Z_{\text{ппп}}}{100}$$

$$\text{ОВЗ} = \frac{22 \cdot 1540}{100} = 339 \text{ дол}$$

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

$Z_{\text{ппп}}$ – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово – виробничого персоналу, що включаються у виробничу середню собівартість одного літака[11].

$$Z_{\text{ппп}} = K_{Z_{\text{ппп}}} \cdot (\text{СО}_c + \text{ПР} + Z_0 + \text{ЗВВ})$$

$$Z_{\text{ппп}} = 0,235 \cdot (81 + 35 + 2106 + 4331 = 1540 \text{ дол}$$

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

Собівартість літака складає:

$$C_{\text{вир}} = M_0 + \text{ПВ} + \text{СО}_c + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + \text{ЗВВ} + \text{ОВЗ}$$

$$C_{\text{вир}} = 3007 + 1200 + 81 + 35 + 25 + 2106 + 4330 + 339 = 11123 \text{ дол}$$

2.3 Повна собівартість перевезення й виторг компанії

Повна собівартість складає:

$$C_{\text{п}} = 1,01 \cdot C_{\text{вир}}$$

$$C_{\text{п}} = 1,01 \cdot 11123 = 12236 \text{ дол}$$

Планований прибуток серійного заводу:

$$\text{П} = \frac{R \cdot C_{\text{п}}}{100}$$

$$\text{П} = 0,25 \cdot 12236 = 3060 \text{ дол}$$

де $R=25\%$ – рентабельність, яка запланована від реалізації одного літака серійним заводом.

Розрахункова середня ціна без двигунів:

$$C_{\text{с без ПДВ}} = C_{\text{п}} + \text{П}$$

$$C_{\text{без ПДВ}} = 12236 + 3060 = 15296 \text{ дол}$$

$$\text{ПДВ} = \frac{l_{\text{НДС}} \cdot C_{\text{без ПДВ}}}{100}$$

$$\text{ПДВ} = \frac{20 \cdot 15296}{100} = 3060 \text{ дол}$$

Розрахункова середня ціна без двигунів з ПДВ:

$$C_{\text{з ПДВ}} = C_{\text{без ПДВ}} + \text{ПДВ}$$

$$C_{\text{з ПДВ}} = 15296 + 3060 = 18356 \text{ дол}$$

Вартість двигуна та гвинта

$$C_{\text{з ПДВ}} = 1200 \text{ дол}$$

Розрахункова середня ціна БПЛА з двигуном:

$$C_{\text{здв}} = C_{\text{з ПДВ}} + C_{\text{з ПДВ}}$$

$$C_{\text{здв}} = 18356 + 1200 = 19956 \text{ дол}$$

На підставі порівняльного аналізу витрат на виготовлення можна зробити висновок, що виробництво великої кількості (БПЛА) є більш економічно ефективним.

Велике виробництво дозволяє отримати економії масштабу у виробництві, закупках матеріалів та іншій інфраструктурі, що дозволяє знизити витрати на одиницю продукції.

Масове виробництво стимулює оптимізацію виробничих процесів та удосконалення технологій, що дозволяє підвищити продуктивність та знизити витрати.

Великі обсяги виробництва можуть дозволити використання автоматизованих технологій та зменшити трудові витрати на одиницю продукції.

Зниження витрат на виробництво дозволяє знизити ціну продукції, що може зробити її більш конкурентоспроможною на ринку.

Виробництво великої кількості БПЛА може забезпечити більшу прибутковість для виробника через економії масштабу та збільшення обсягів продажів.

Отже, на основі вищезазначених факторів можна зробити висновок, що виробництво великої кількості БПЛА є ефективним з економічної точки зору і може сприяти підвищенню конкурентоспроможності підприємства.

2.4 Висновки

В даному розділі була проведена оцінка актуальності виробництва літака як продукту.

Аналіз ринку, визначення переваг літака та його конкурентно-здатності. Розглянені джерела фінансування.

Розраховані прибутки та витрати на проектування й виробництво. Розрахована собівартість ЛА і ціна ЛА, з та без двигунів:

- виробнича собівартість виготовлення одного літака складає 11123 доларів;
- повна собівартість одного літака складає 12236 доларів;
- розрахункова середня ціна літака, без врахування вартості комплекту двигуна з гвинтом складає 18356 доларів.
- Розрахункова середня ціна літака, з урахуванням вартості двигуна з гвинтом складає 19956 дол.

Отже, БПЛА є конкурентноспроможним.

3 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

3.1 Вибір найкращих аеродинамічних характеристик літака

Аеродинамічні якості профіля літака є дуже важливими для його польоту. Профіль крила визначає його здатність генерувати підйомну силу та контролювати опору повітря.

- Профіль крила створює підйомну силу, необхідну для підтримки літака у повітрі. Вона залежить від кута нахилу крила, форми та профілю.
- Опір повітря може бути зменшений завдяки оптимізації профілю, що дозволяє літакові ефективніше рухатись у повітрі.
- Деякі профілі крила забезпечують кращу стійкість та контроль над літаком, зокрема умови стійкості при маневрах.
- Профілі можуть мати складні конфігурації, наприклад, закручені або з різними кривизнами, що дозволяє досягти певних ефектів під час польоту.
- Розмір і форма профілю також впливають на ефективність та характеристики літака в польоті.

Наша мета підібрати профіля для крила і оперення з найкращими аеродинамічними характеристиками. Розглянемо такі профіля з джерела [12]

Для крила: AG12, AG36, AG38, AG455, CB2012, CB2513, CB2514, CB2515, CB3013, CB3512, DS21, HN-961SA, MH60.

Для ГО та ВО: НТ 08, НТ 12, НТ 13, НТ 14, НТ 21, HN-961SA, HN-976S, HN 840S, HN 968S, HN-153S, HN-274S, HN-275S, HN-30s, HN-311S, HN-312S, HN-315S, HN-316S, HN-33S, HN-470s, HN-477S, HN-478S.

Для крила та оперення для початку нам треба розрахувати для перерізів корневої хорди крила (b_0), САХ (b_a), та кінцевої хорди (b_k) числа Рейнольдса для максимальної (35 м/с) та мінімальної швидкостей (12 м/с).

Число Рейнольдса важливо для аеродинамічних характеристик профілю крила. Це безрозмірне число, яке визначає відношення сил в'язкості до сил інерції в потоці рідини чи газу.

Таблиця 3.1 – Числа Рейнольдса для крила

	$b_0 = 0,185$	$b_a = 0,145$	$b_k = 0,097$
$V_s, \text{м/с}$	12		
Re_{V_s}	155400	121800	81480
$V_{max}, \text{м/с}$	35		
$Re_{V_{max}}$	453250	355250	237650

Таблиця 3.2 – Числа Рейнольдса для ГО

	$b_0 = 0,128$	$b_a = 0,111$	$b_k = 0,092$
$V_s, \text{м/с}$	12		
Re_{V_s}	108216	93615	77298
$V_{max}, \text{м/с}$	35		
$Re_{V_{max}}$	315630	273045	225450

Таблиця 3.3 – Числа Рейнольдса для ВО

	$b_0 = 0,139$	$b_a = 0,115$	$b_k = 0,087$
$V_s, \text{м/с}$	12		
Re_{V_s}	117437	97111	73398
$V_{max}, \text{м/с}$	35		
$Re_{V_{max}}$	342524	283241	214078

Занесемо профіля оперення до програми XFLR. Далі розраховуємо основні аеродинамічні характеристики для кожного профіля при Re [50000;3000000] та при куті атаки [-14°;25°].

Графік поляри представляє собою криві, що показують залежність підйомної сили (в осі Y) та опору повітря (в осі X) від кута атаки. Це дозволяє аеродинамікам та інженерам оцінювати ефективність аеродинамічного профілю.

Поляри для профілів оперення допомагають інженерам розуміти, як кут атаки впливає на підйомну силу та опір повітря, і дозволяють підібрати оптимальний режим польоту для максимальної ефективності крила або оперення.

Маючи полярю профілю можна визначити такі характерні величини:

- Максимальний коефіцієнт підйомної сили $C_{y(max)}$ і відповідний йому критичний кут атаки $\alpha_{кр}$.

- Найвигіднішим кутом атаки $\alpha_{нв}$ називається кут, за якого

$$K_{max} = \frac{C_y}{C_x} = \max$$

На полярі величина $\alpha_{нв}$ визначається точкою дотику і прямої, що збігається з вектором C_R .

- Кут нульової підйомної сили (α_0) - це точка перетину полярі й осі абсцис.

- Найменше значення коефіцієнта опору $C_{x(min)}$ і відповідний йому кут атаки мінімального опору, який знаходиться в точці дотику полярі і прямої, паралельної осі ординат.

Аналіз профілей оперення

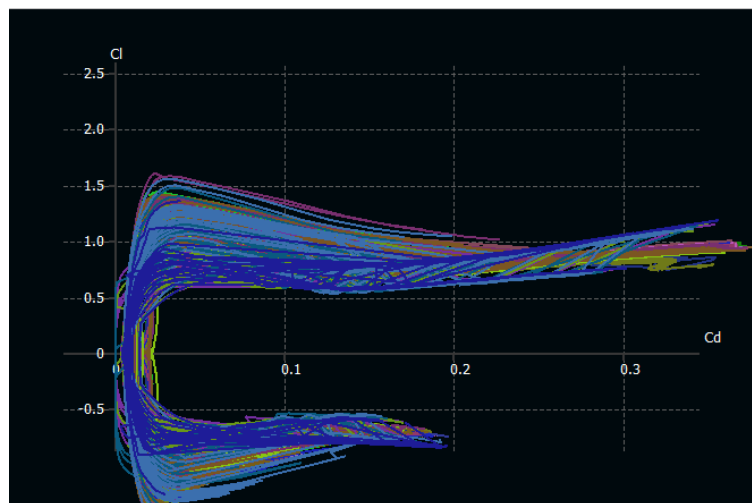


Рисунок 3.1 – Поляри для профілей оперення

Залежність коефіцієнта підйомної сили від аеродинамічної якості для профілів оперення визначає ефективність генерації підйомної сили крилом або оперенням при різних умовах.

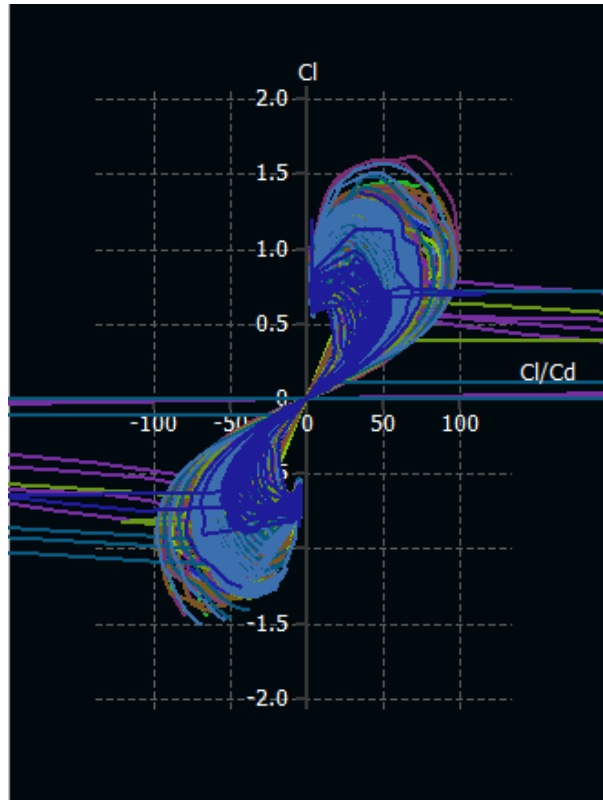


Рисунок 3.2 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від аеродинамічної якості для профілей оперення

Залежність коефіцієнта моменту (відносний обертальний момент або коефіцієнт моменту) від кута атаки для профілів оперення визначає, як змінюється обертальний момент навколо центра тяжіння від зміни кута атаки.

Цей коефіцієнт моменту важливий для визначення стійкості та поведінки оперення в різних умовах польоту. Він може бути від'ємним (стабілізуючим) або додатнім (нестабілізуючим) в залежності від конкретного профілю крила чи оперення.

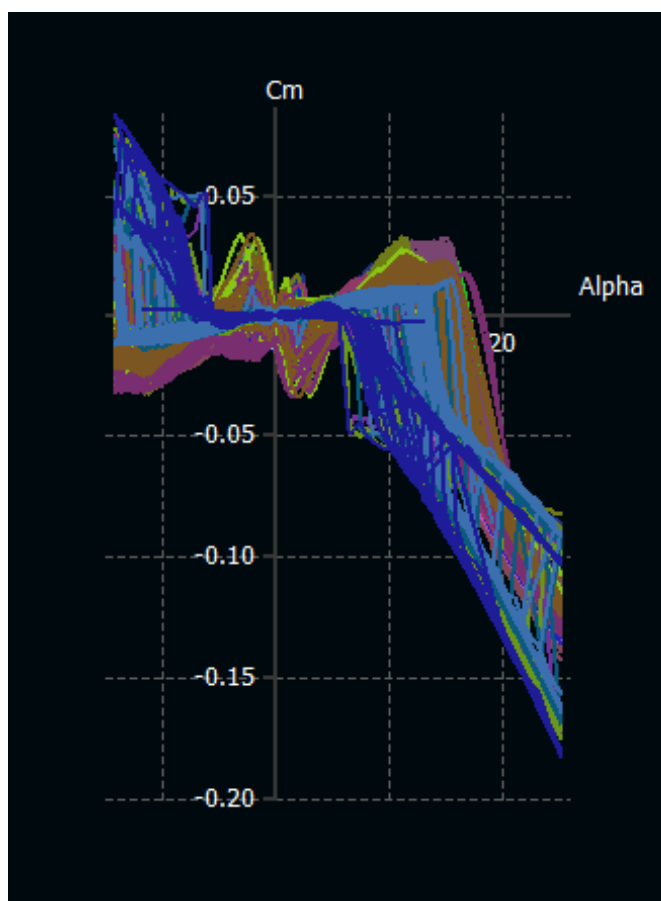


Рисунок 3.3 – Залежність коефіцієнта моменту від кута атаки для профілів оперення

Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для профілів оперення є ключовою характеристикою аеродинамічного профілю. Ця залежність визначає, як змінюється підйомна сила оперення при різних кутах атаки.

Часто, підйомна сила збільшується при збільшенні кута атаки, досягаючи підйомного максимуму. Потім вона може почати зменшуватися через втрату аеродинамічної ефективності профілю або внаслідок вихру на задньому краї крила. Після досягнення максимуму, при подальшому збільшенні кута атаки, підйомна сила може почати спадати. Для деяких профілів може бути видно короткий діапазон кутів атаки, де підйомна сила залишається стабільною (на рівні підйомного максимуму).

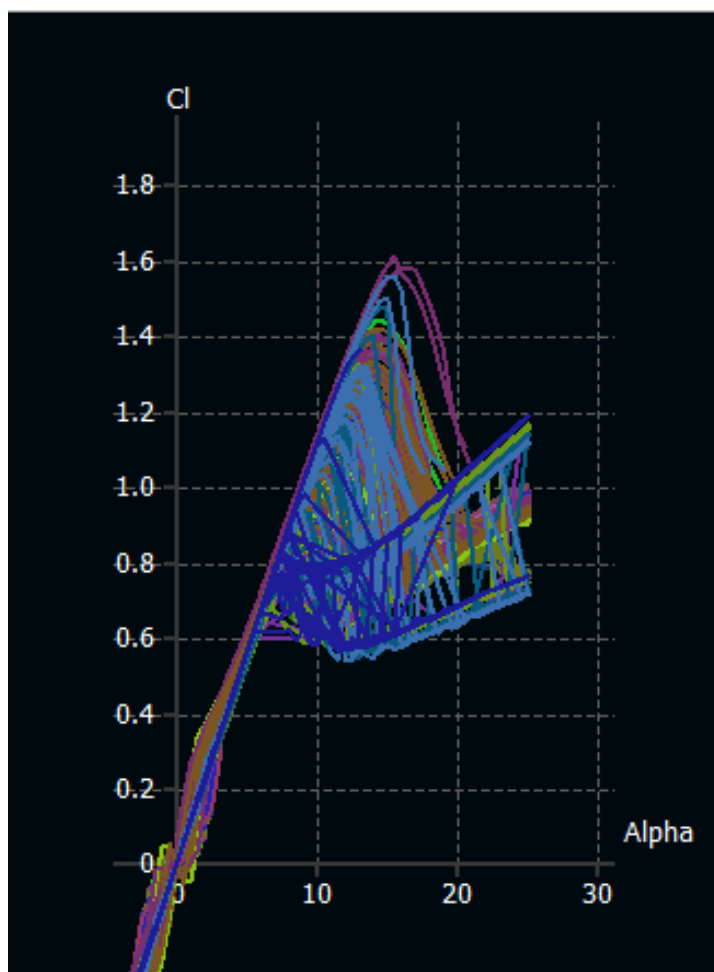


Рисунок 3.4 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для профілів оперення

Аеродинамічна якість профілю оперення визначається його здатністю генерувати підйомну силу та опір повітря в залежності від кута атаки. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки для профілів оперення може бути представлена графічно або через коефіцієнт підйомної сили та коефіцієнт опору.

Зміна аеродинамічної якості від кута атаки важлива для проектування крила або оперення, оскільки вона визначає оптимальний діапазон кутів атаки для досягнення максимальної ефективності під час польоту.

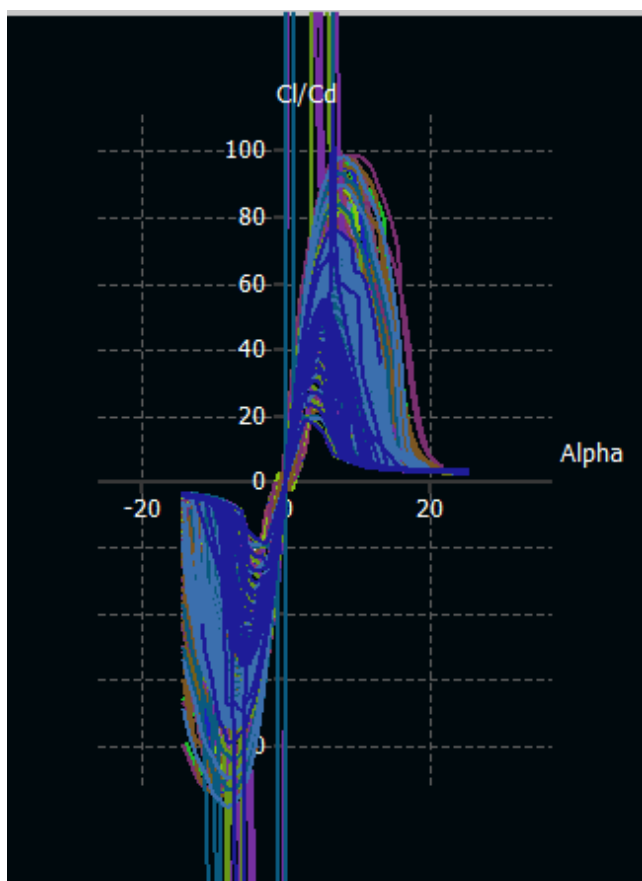


Рисунок 3.5 – Залежність аеродинамічної якості від кута атаки для профілей оперення

Тепер для більш детальнішого аналізу розглянемо кожен профіль окремо

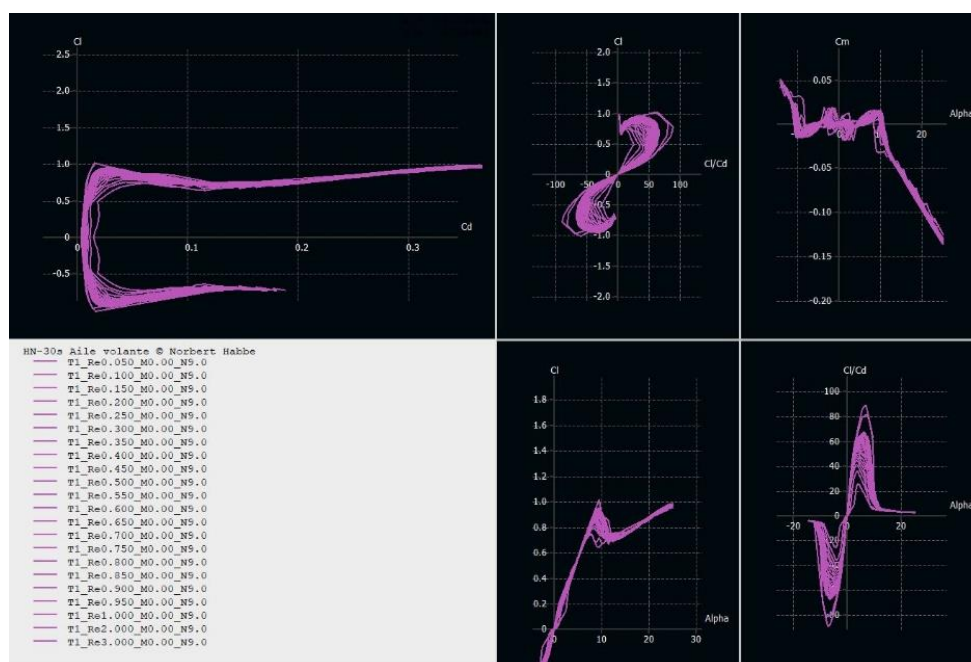


Рисунок 3.6 – аеродинамічні характеристики профіля HN-30S

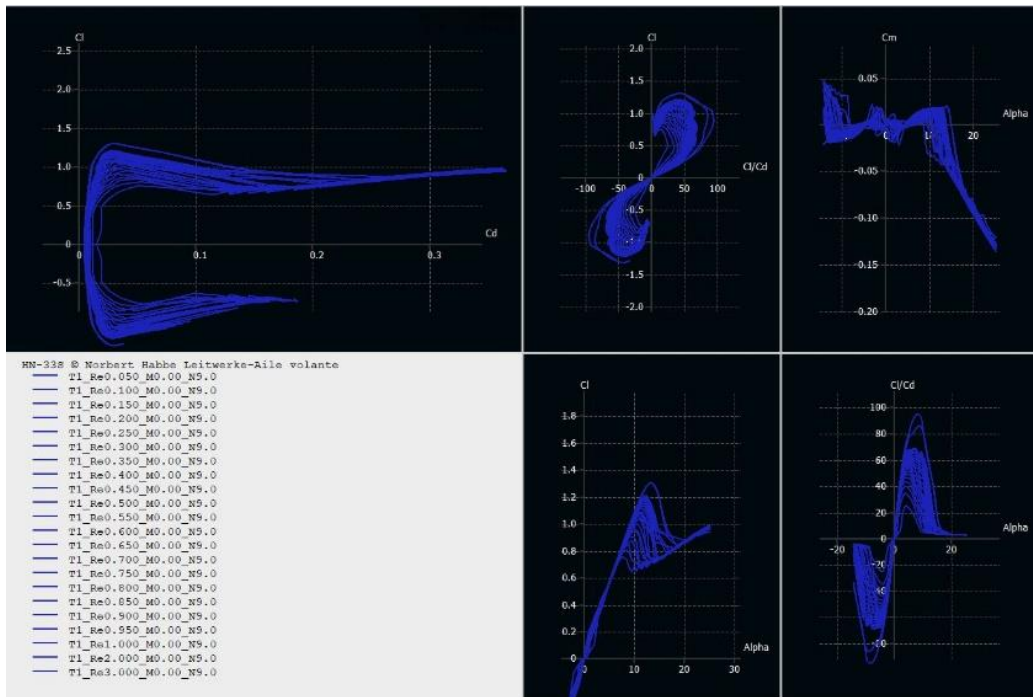


Рисунок 3.7 – аеродинамічні характеристики профіля HN-33S

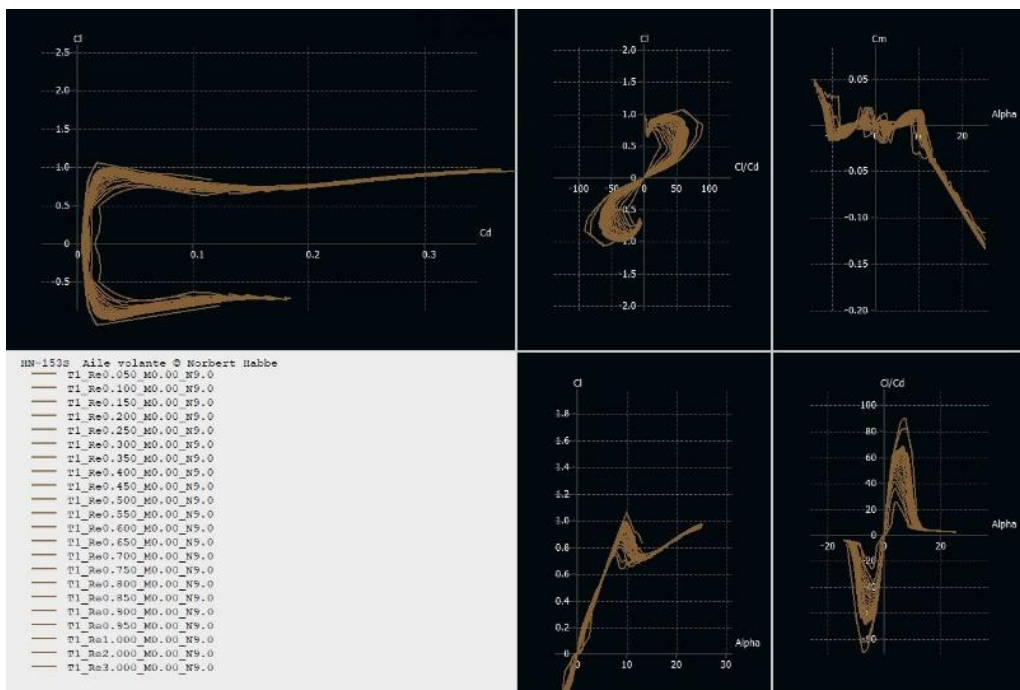


Рисунок 3.8– аеродинамічні характеристики профіля HN-153S

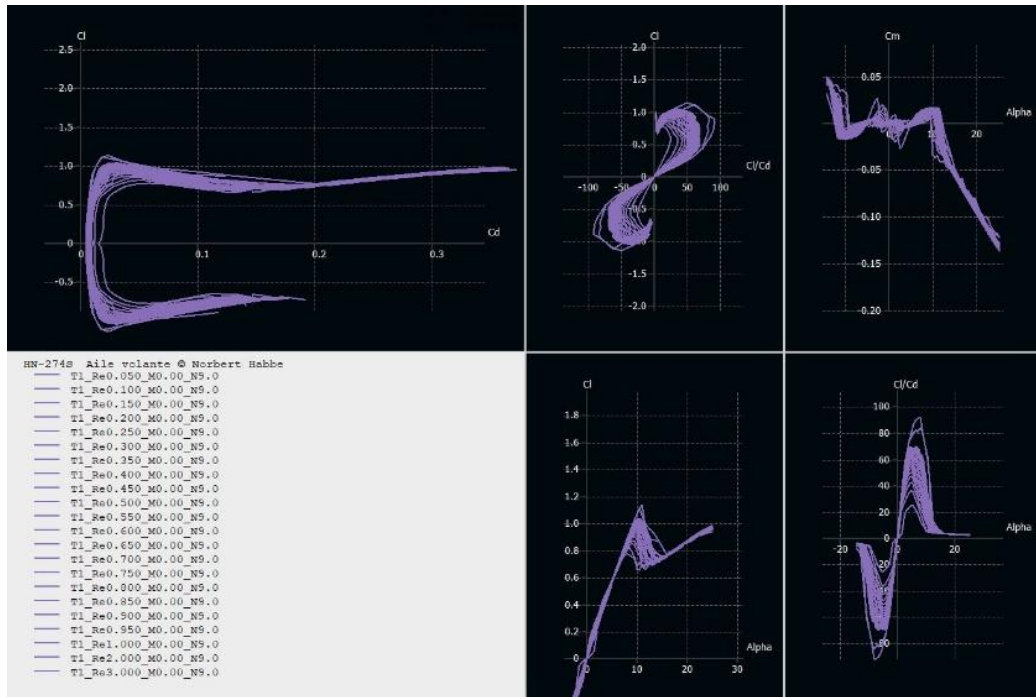


Рисунок 3.9 – аеродинамічні характеристики профіля HN-274S

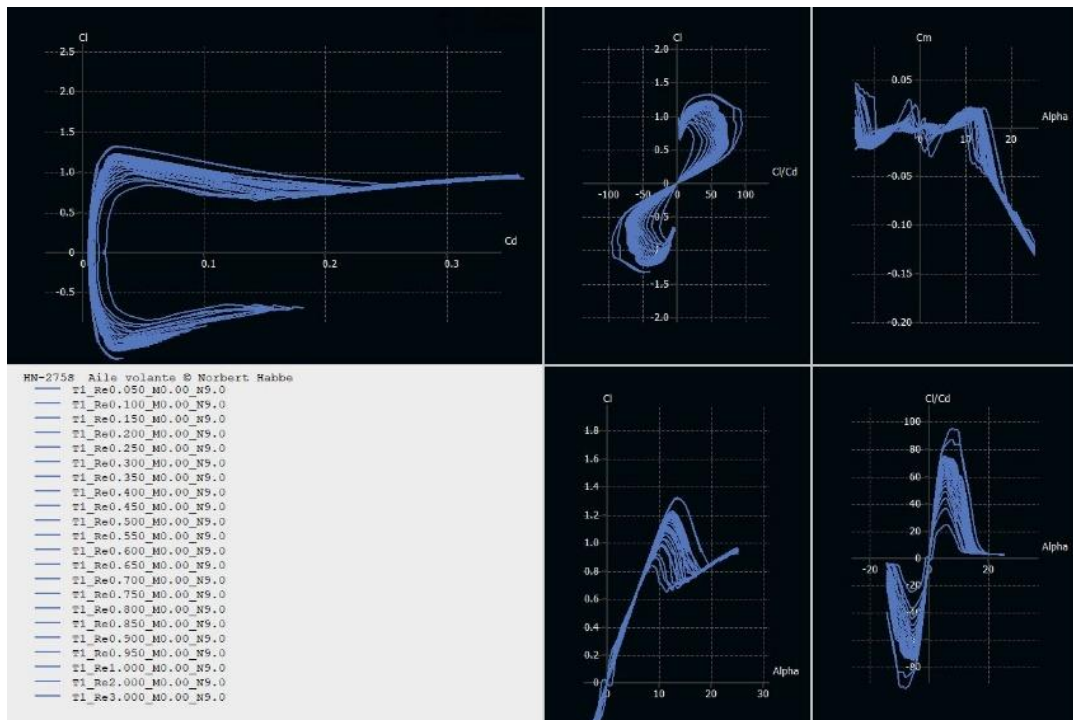


Рисунок 3.10 – аеродинамічні характеристики профіля HN-275S

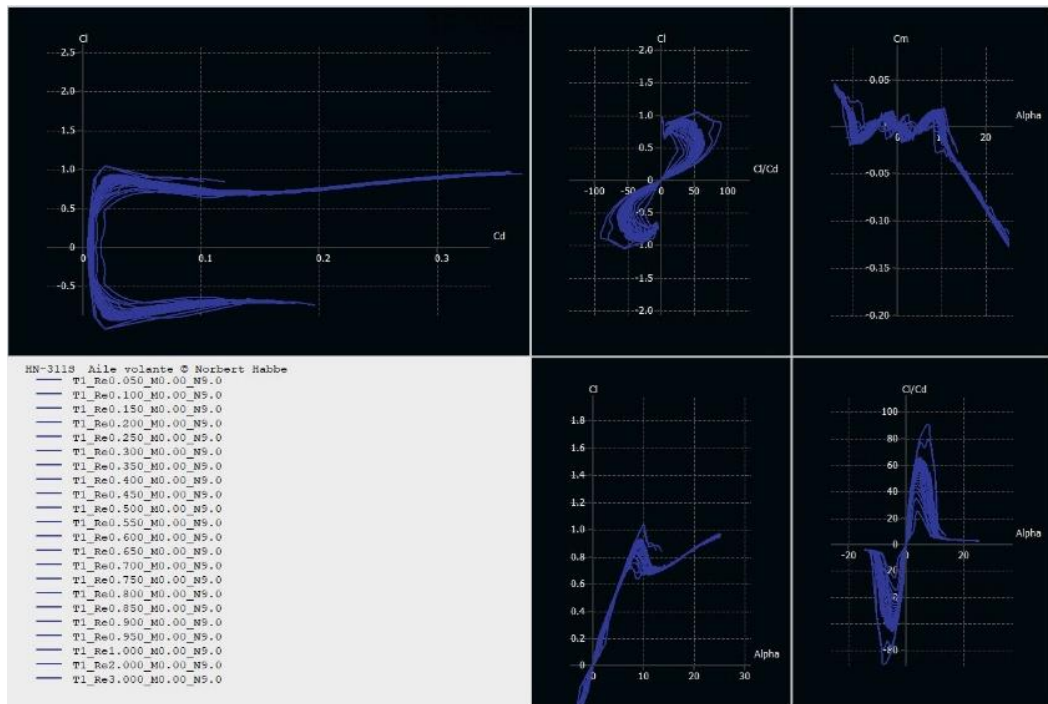


Рисунок 3.11 – аеродинамічні характеристики профіля HN-311S

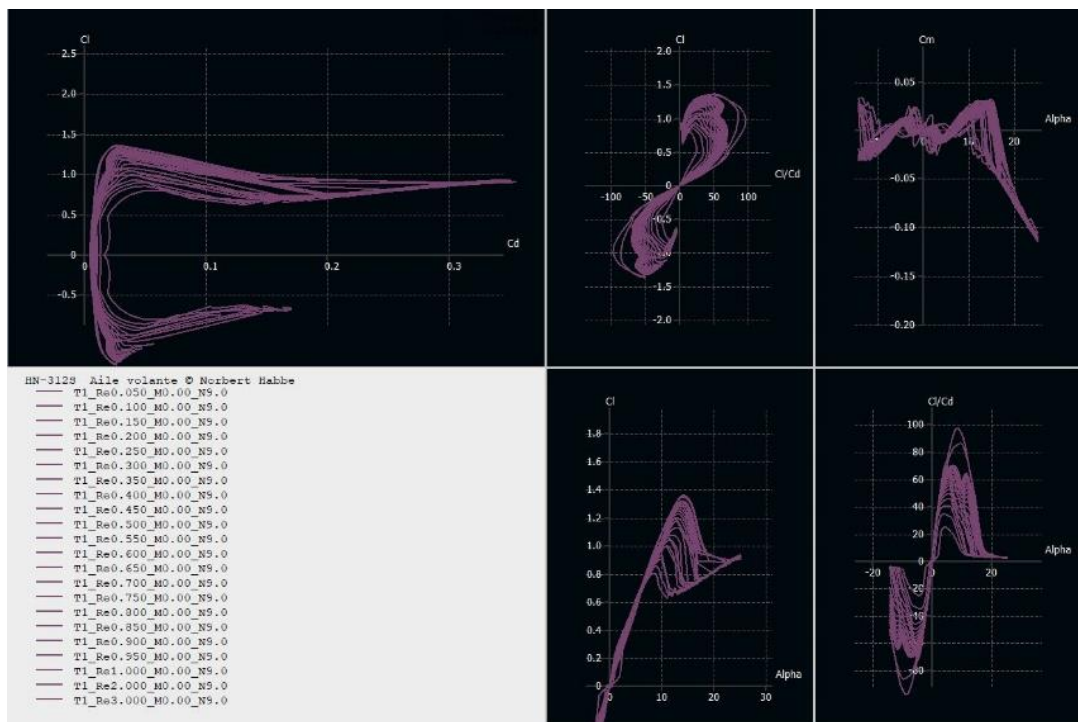


Рисунок 3.12 – аеродинамічні характеристики профіля HN-312S

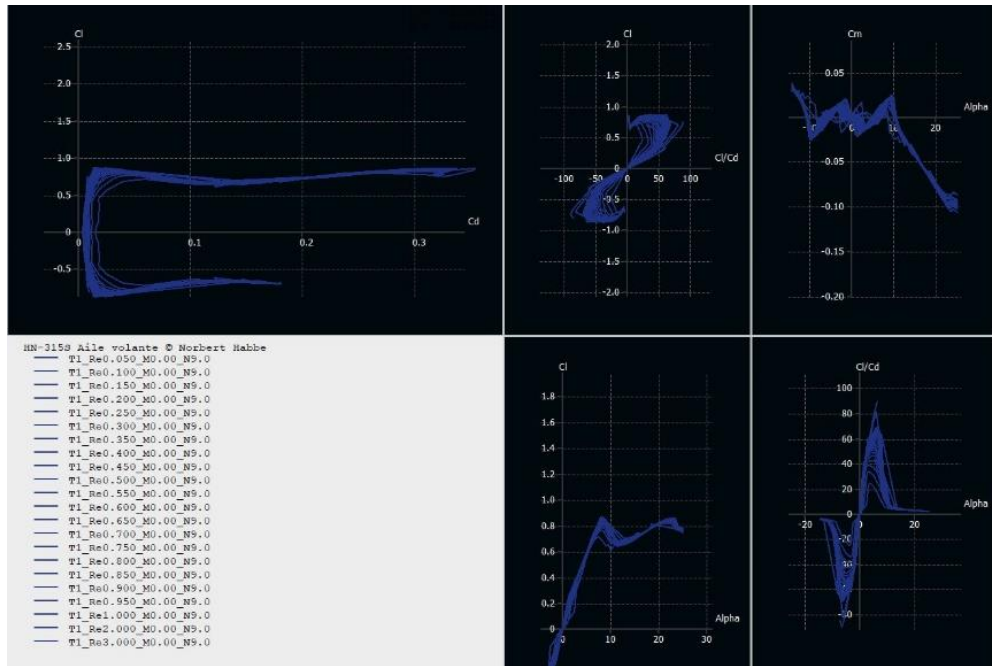


Рисунок 3.13 – аеродинамічні характеристики профіля HN-315S

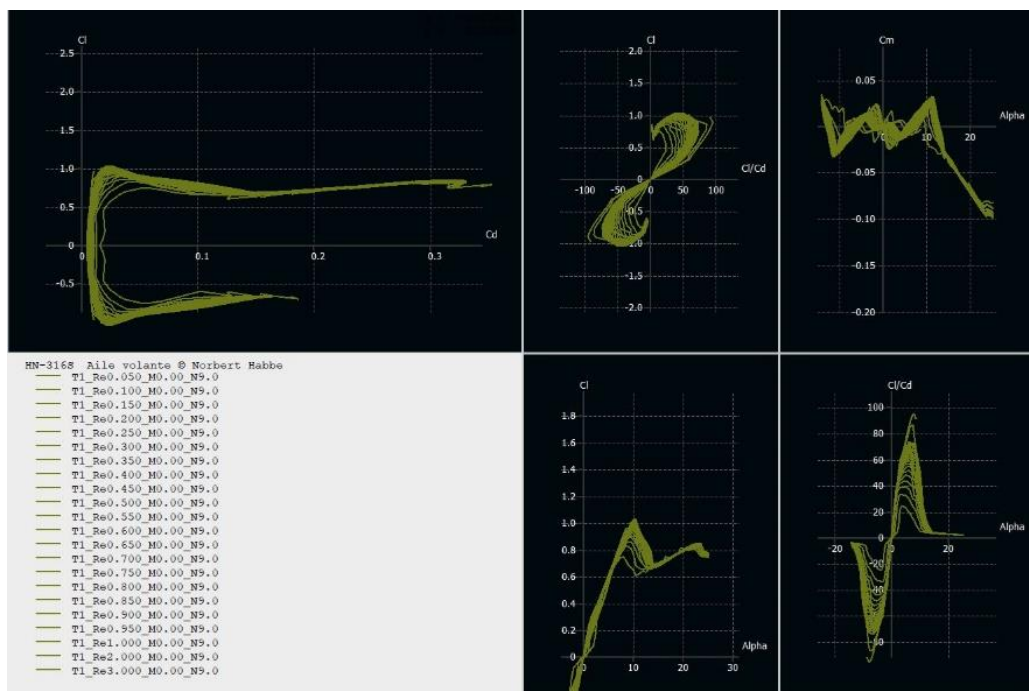


Рисунок 3.14 – аеродинамічні характеристики профіля HN-316S

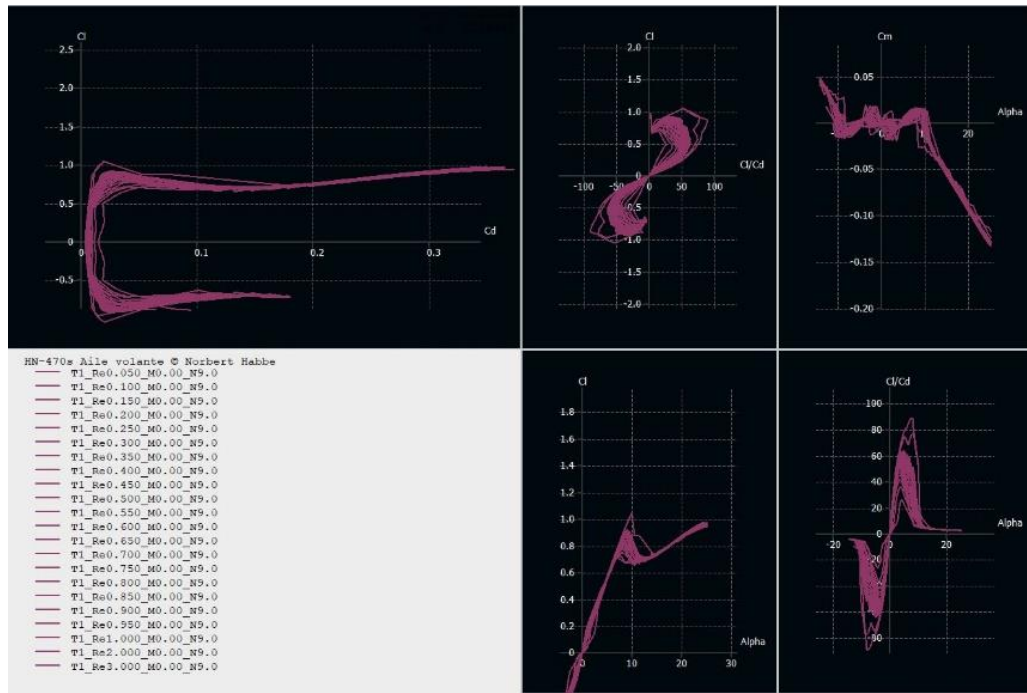


Рисунок 3.15 – аеродинамічні характеристики профіля HN-470S

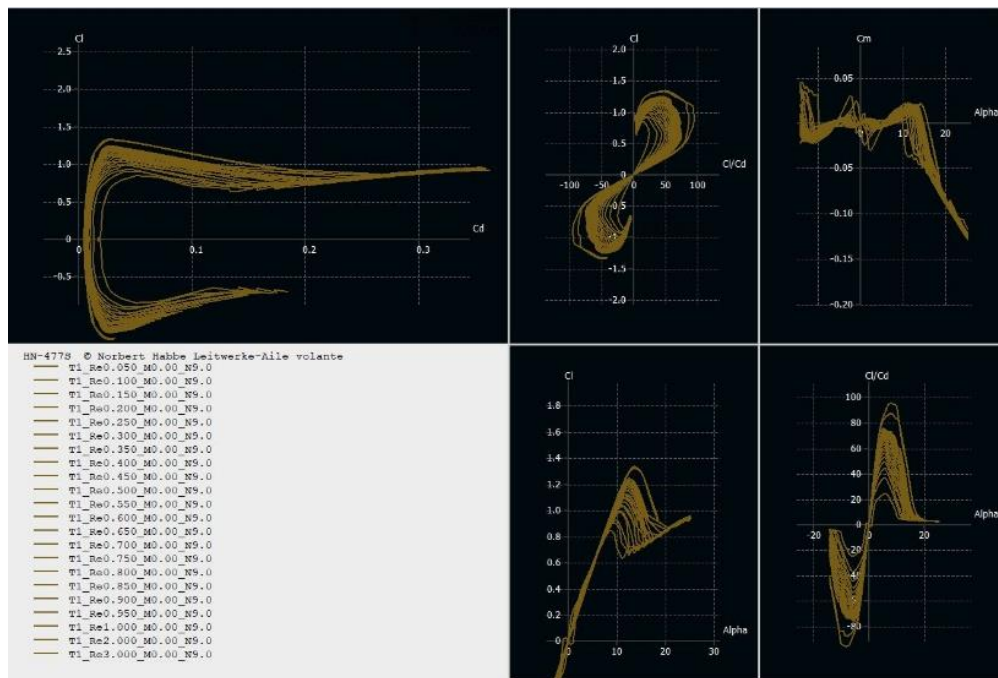


Рисунок 3.16 – аеродинамічні характеристики профіля HN-477S

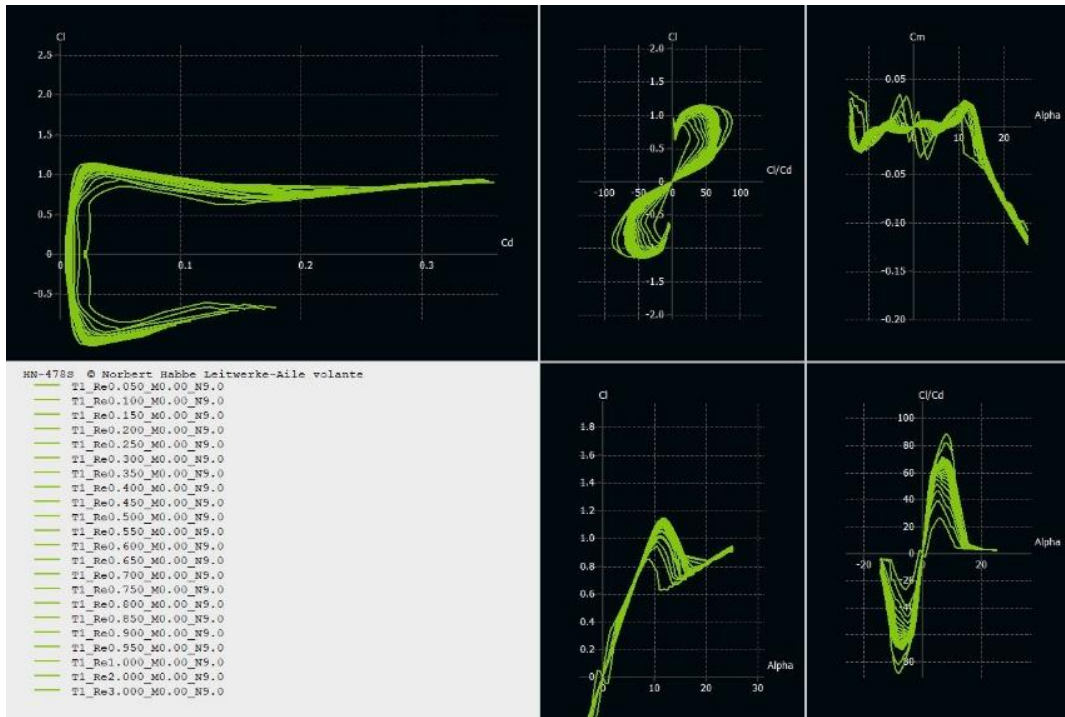


Рисунок 3.17 – аеродинамічні характеристики профіля HN-478S

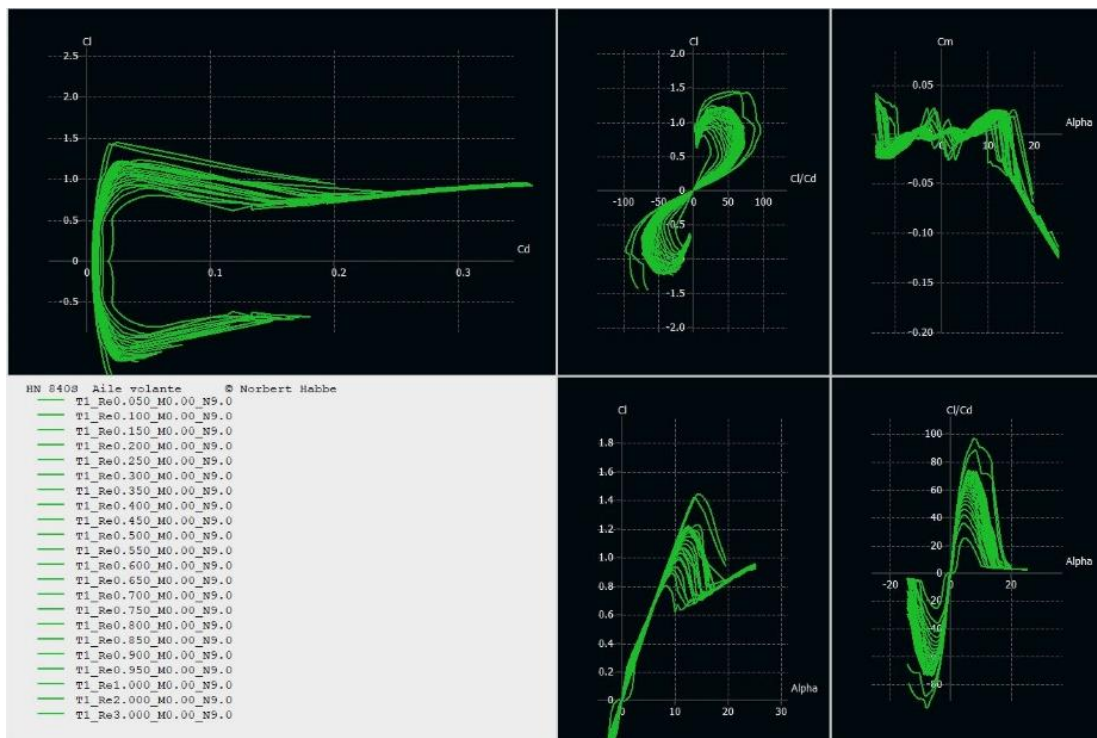


Рисунок 3.18 – аеродинамічні характеристики профіля HN-840S

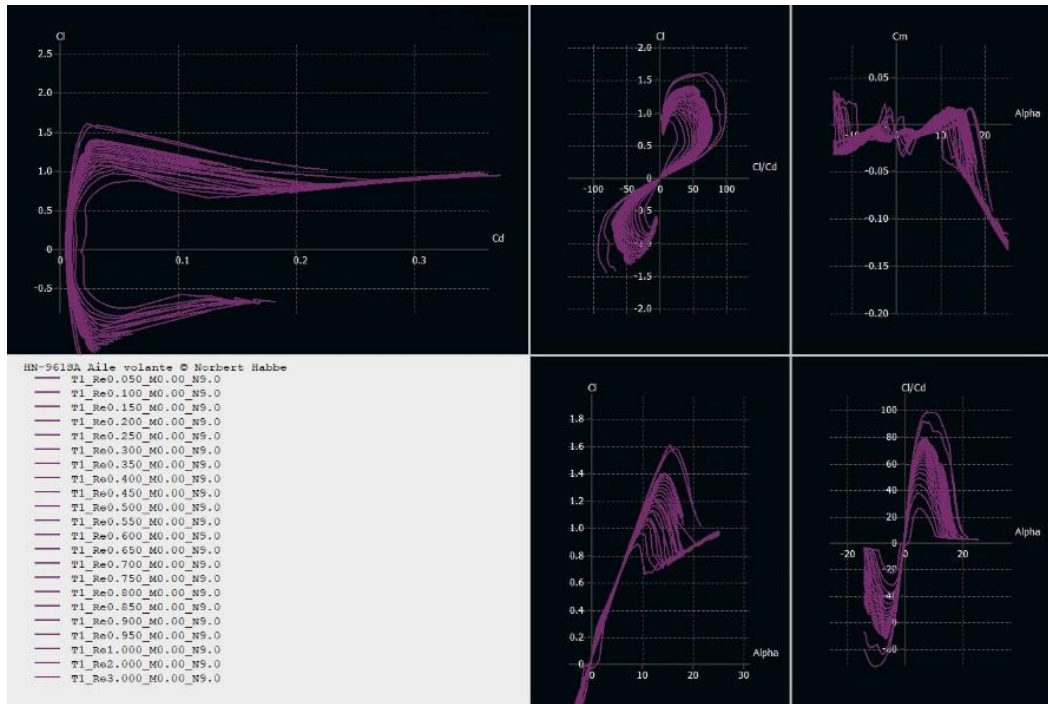


Рисунок 3.19 – аеродинамічні характеристики профіля HN-961SA

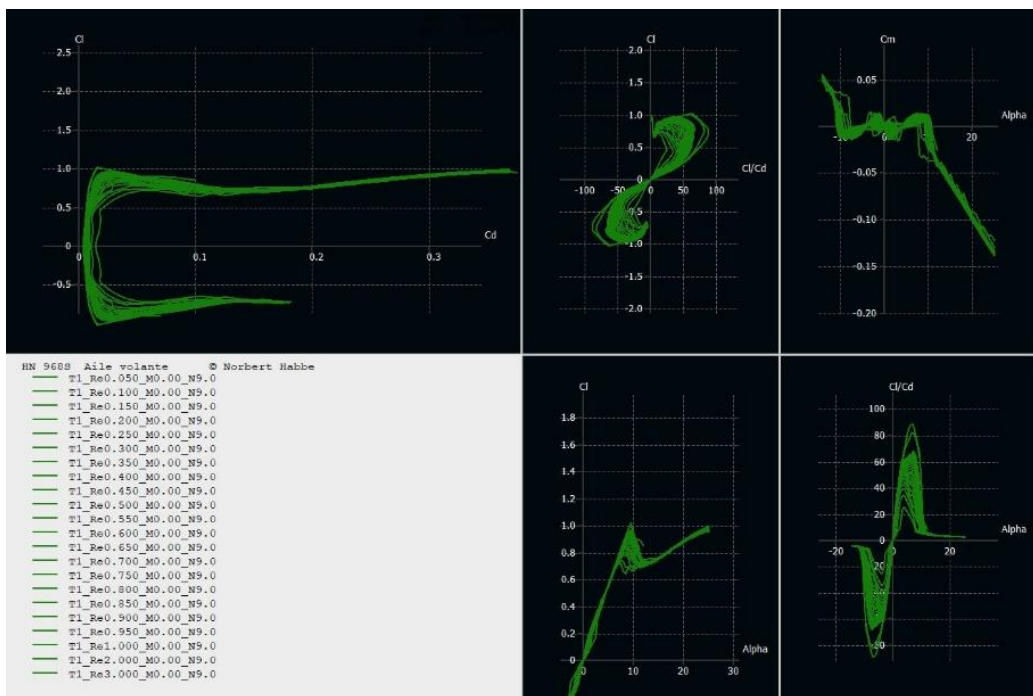


Рисунок 3.20 – аеродинамічні характеристики профіля HN-968S

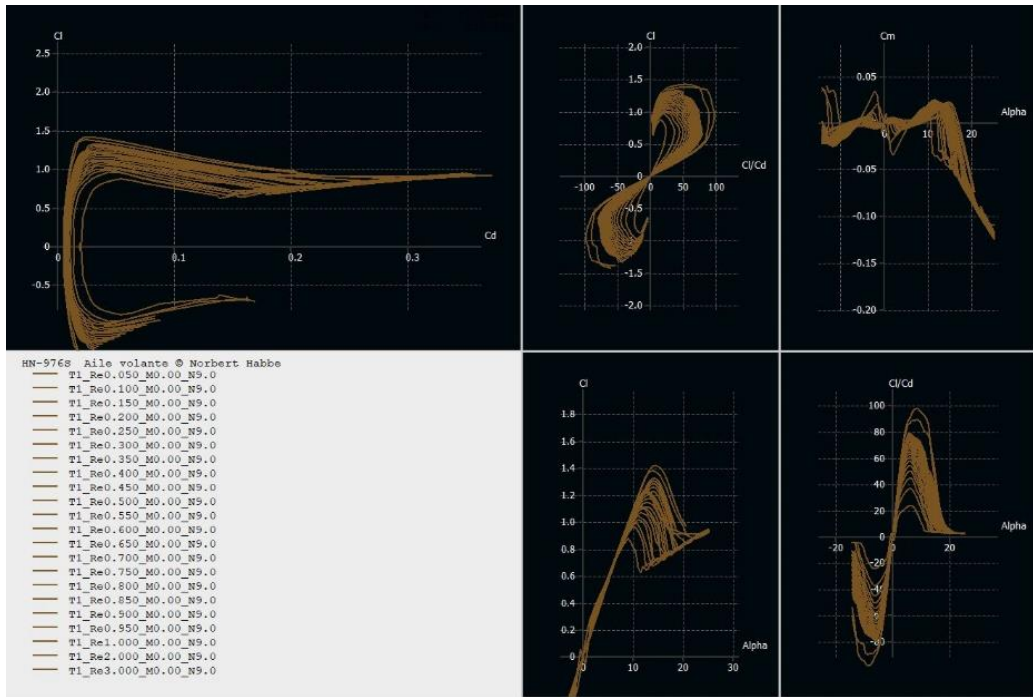


Рисунок 3.21 – аеродинамічні характеристики профіля HN-976S

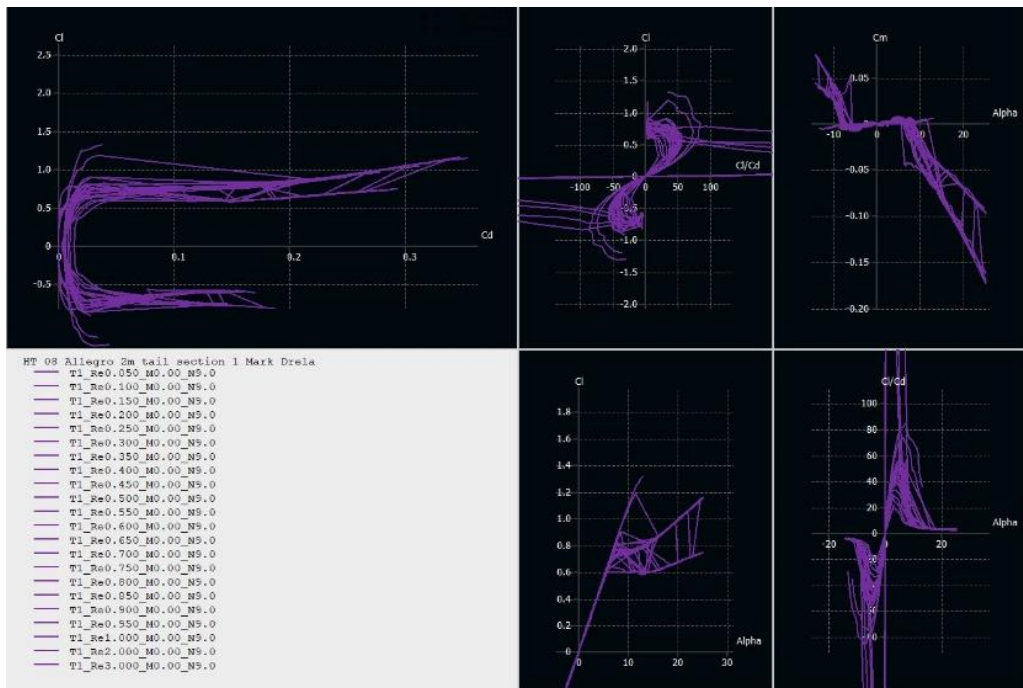


Рисунок 3.22 – аеродинамічні характеристики профіля HT 08

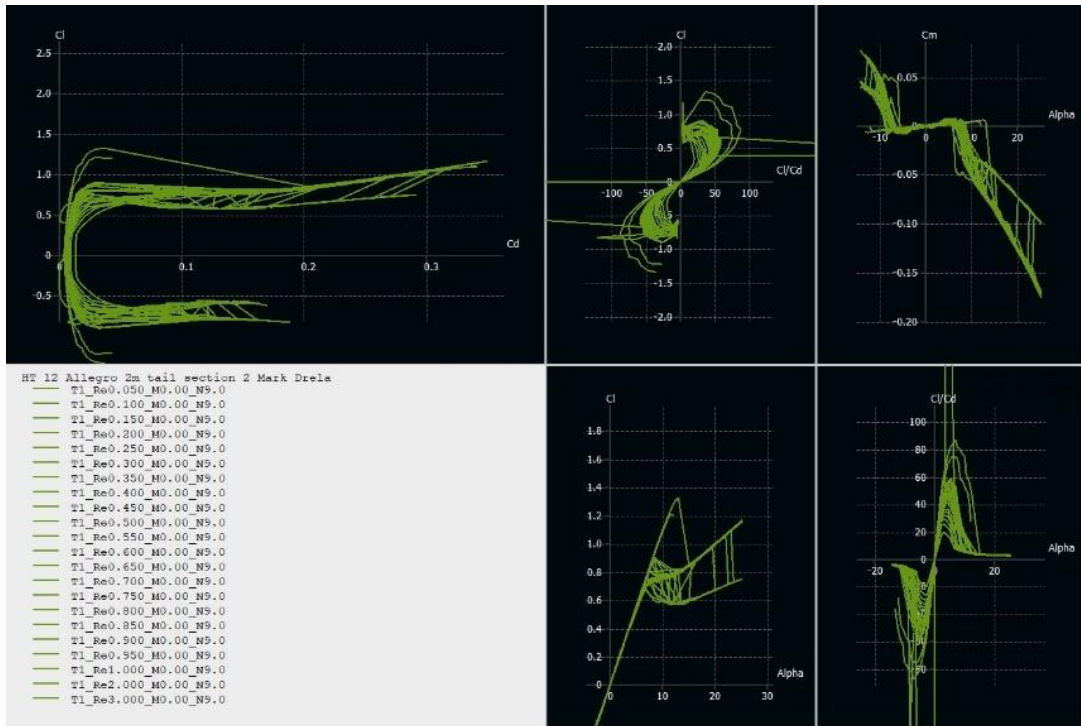


Рисунок 3.23 – аеродинамічні характеристики профіля НТ 12

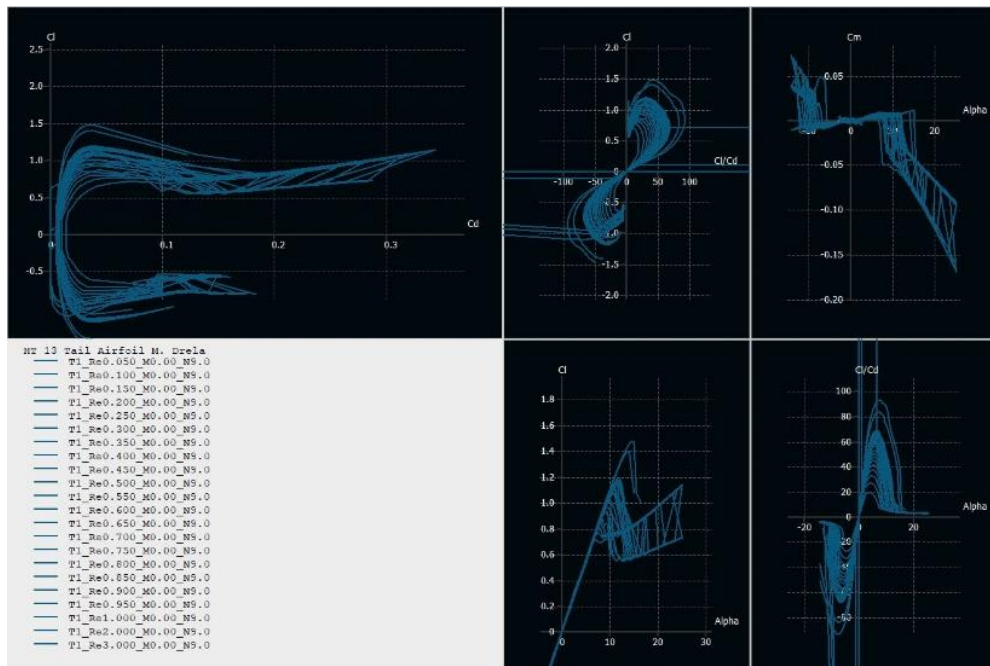


Рисунок 3.24 – аеродинамічні характеристики профіля НТ 13

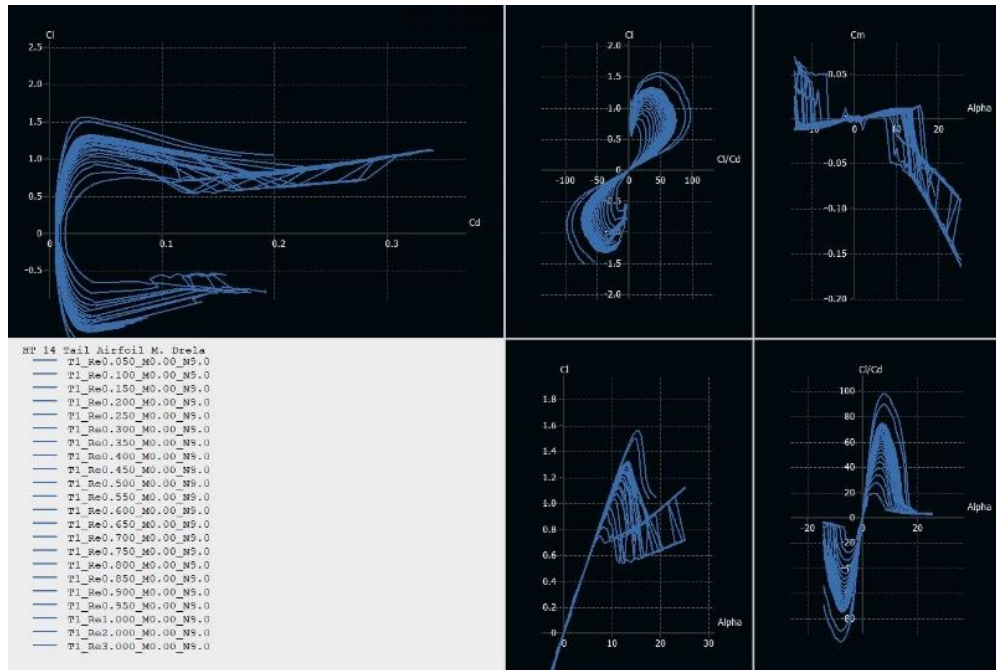


Рисунок 3.25 – аеродинамічні характеристики профіля НТ 14

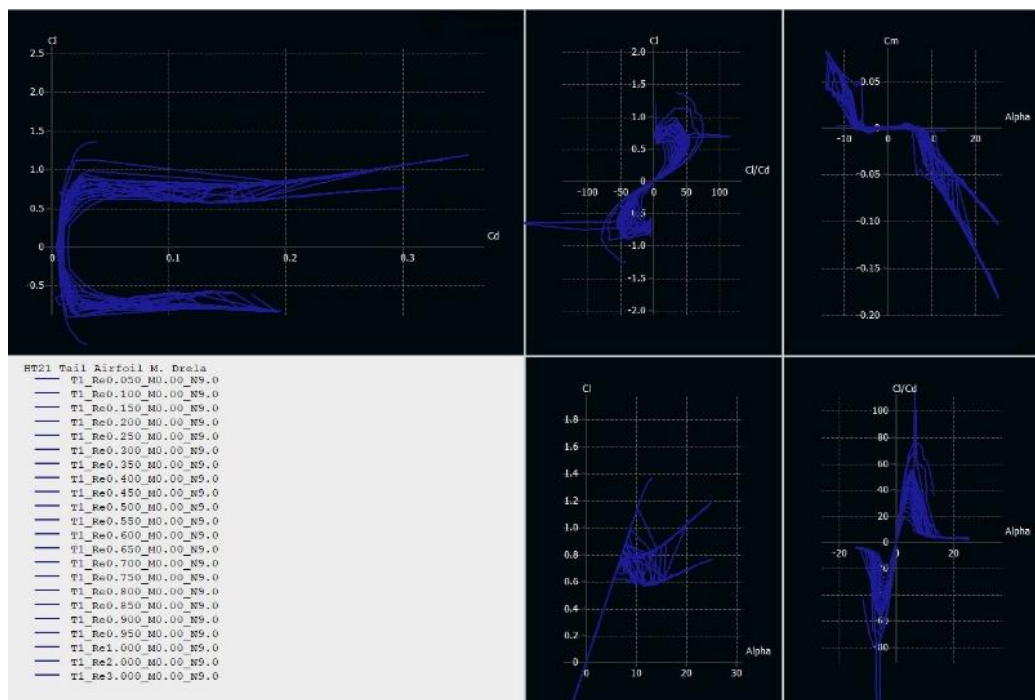


Рисунок 3.26 – аеродинамічні характеристики профіля НТ 21

Опираючись на дані графіки, найкращі аеродинамічні характеристики у шістьох профілів HN-275S, HN-477S, HN-840S, HN-961SA, HN-976S, НТ14. Але для розгляду нам потрібні профіля (6-10)% відносної товщини. Тому нам краще підходять 2 профіля НТ14 та HN-840S.

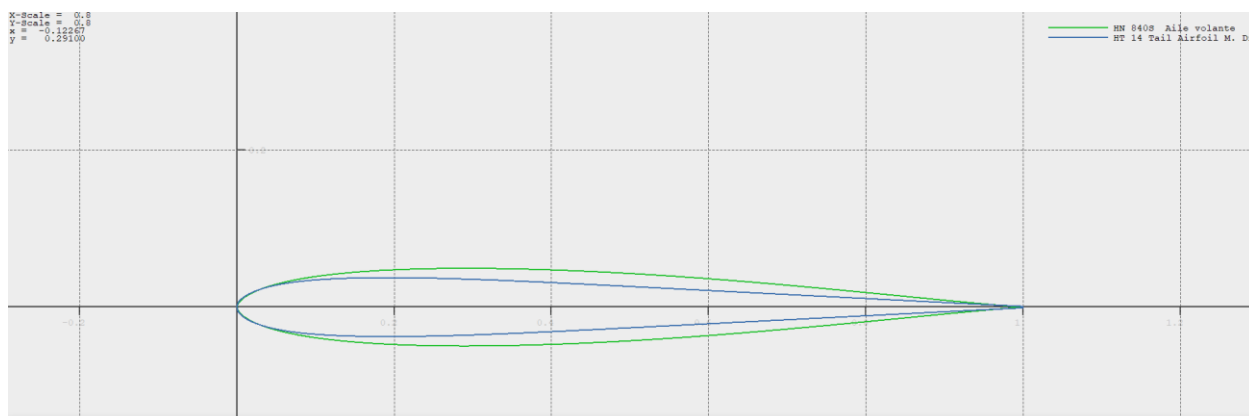


Рисунок 3.27 – обрані профіля для оперення

Аналіз профілей крила

Далі аналізуємо аеродинамічні параметри для профіля крила при Re [50000;3000000] та при куті атаці [-14°;25°].

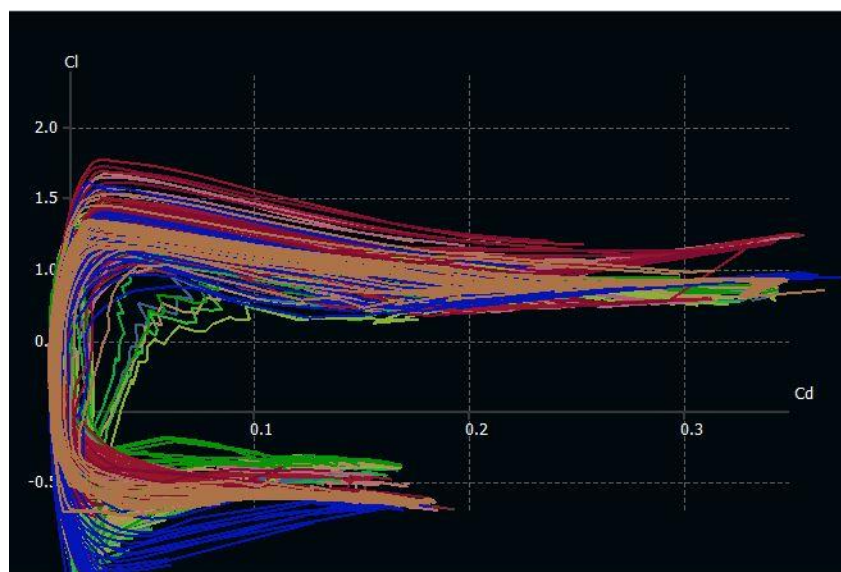


Рисунок 3.28– Поляра для профілей крила

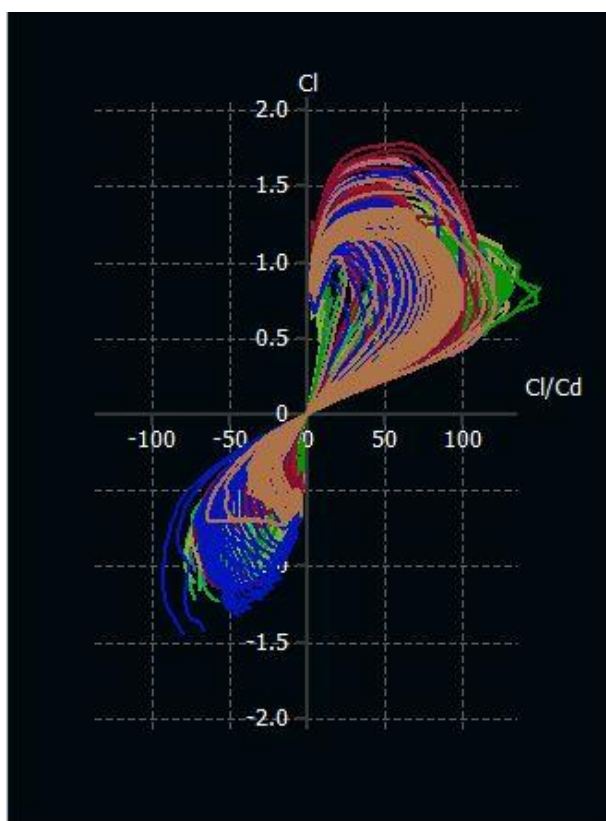


Рисунок 3.29 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від аеродинамічної якості для профілей крила

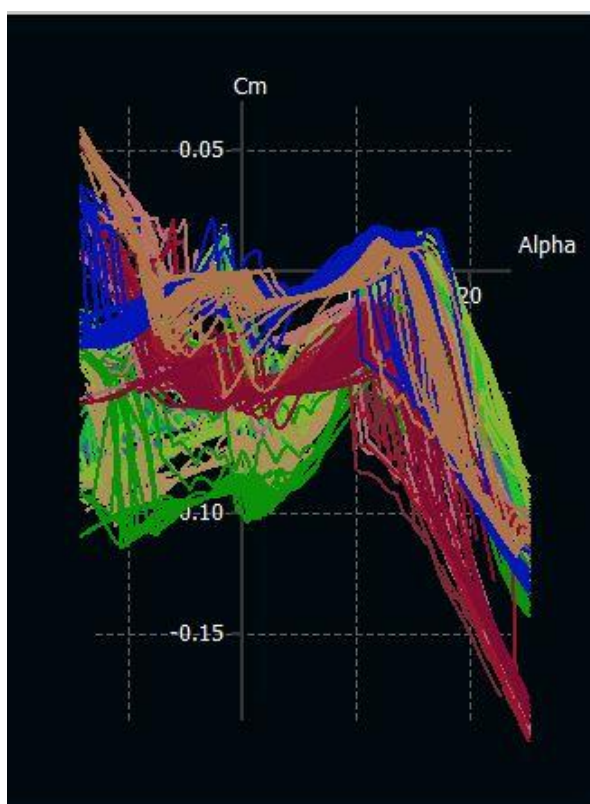


Рисунок 3.30 – Залежність коефіцієнта моменту від кута атаки для профілей крила

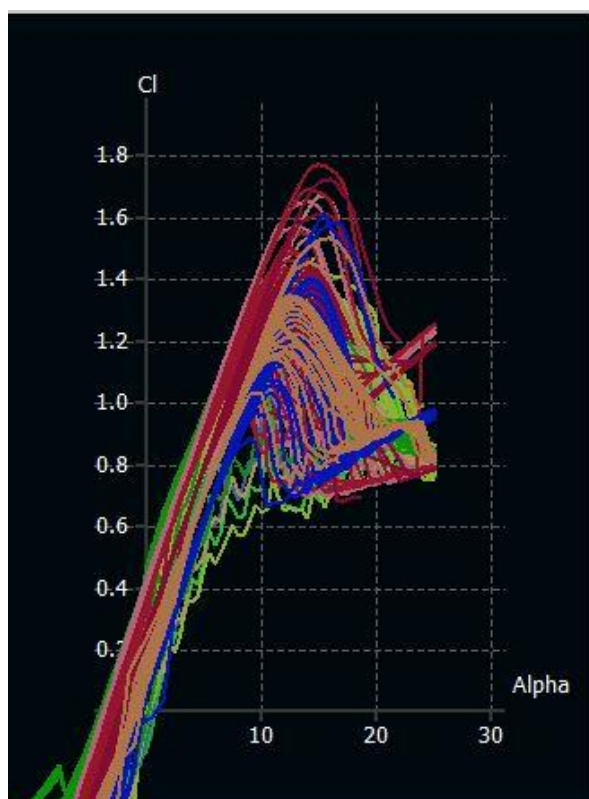


Рисунок 3.31– Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для профілей крила

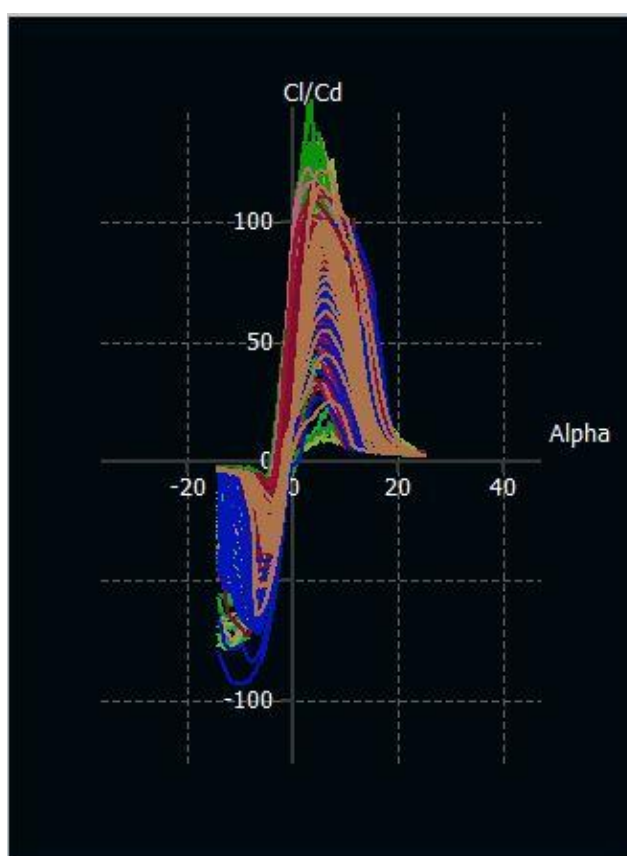


Рисунок 3.32 – Залежність аеродинамічної якості від кута атаки для профілей крила

Тепер детальніше розглянемо кожен профіль окремо

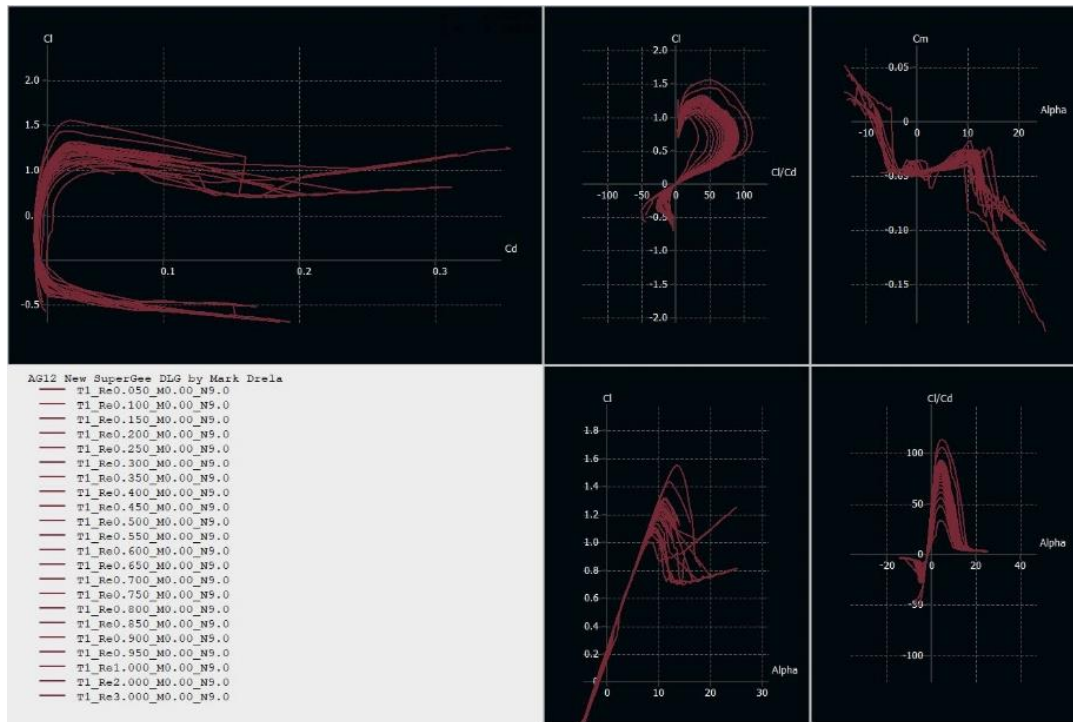


Рисунок 3.33— аеродинамічні характеристики профіля AG12

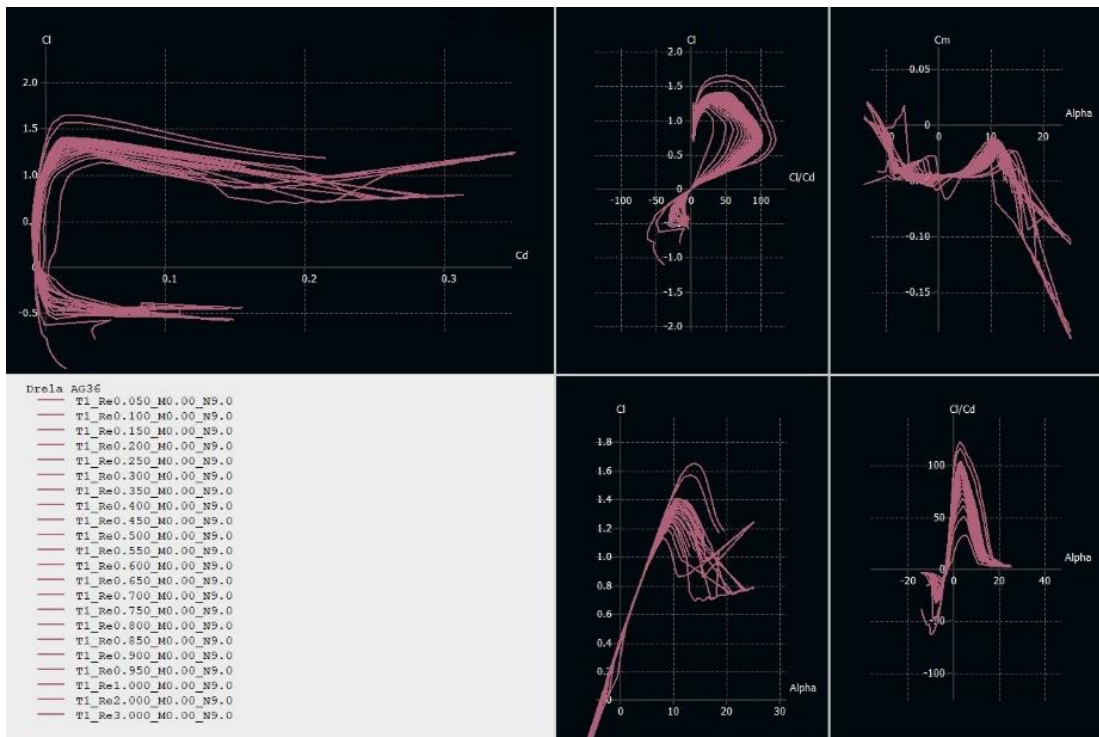


Рисунок 3.34— аеродинамічні характеристики профіля AG36

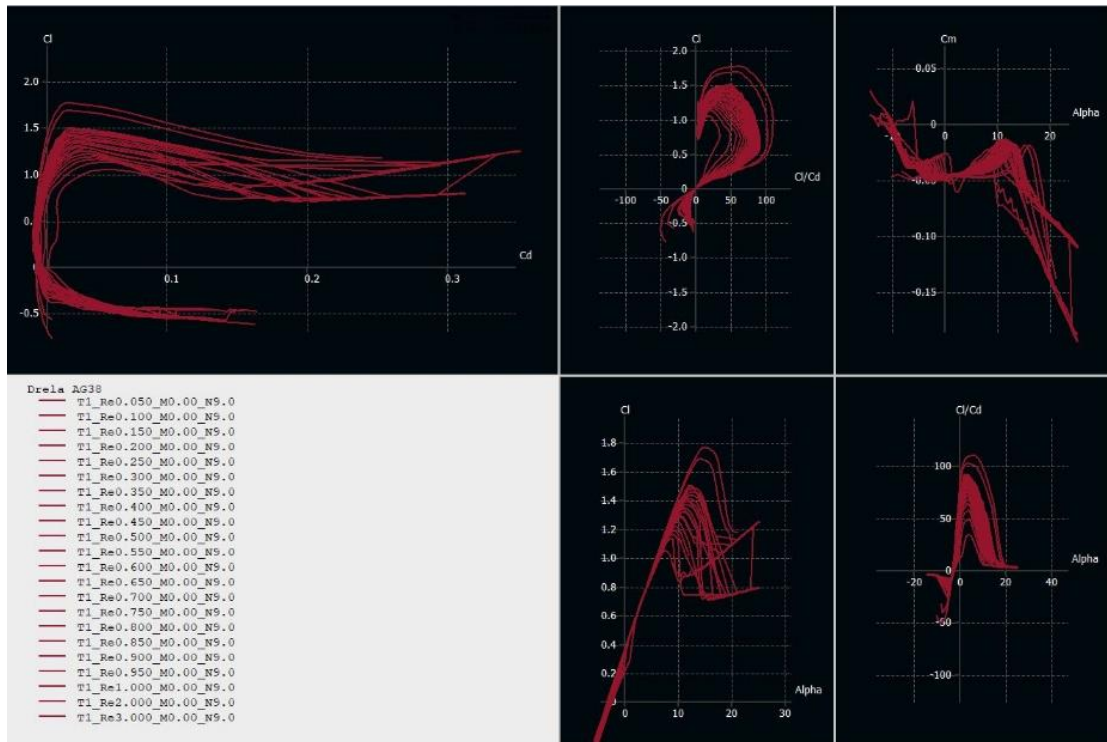


Рисунок 3.35— аеродинамічні характеристики профіля AG38

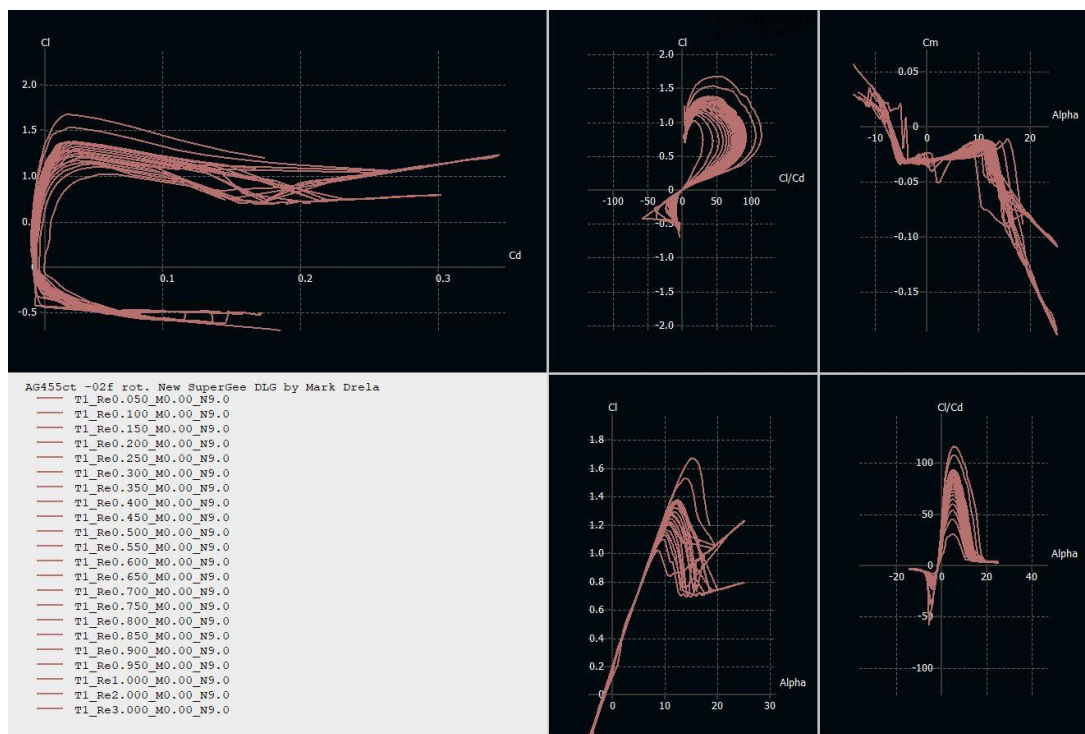


Рисунок 3.36— аеродинамічні характеристики профіля AG455

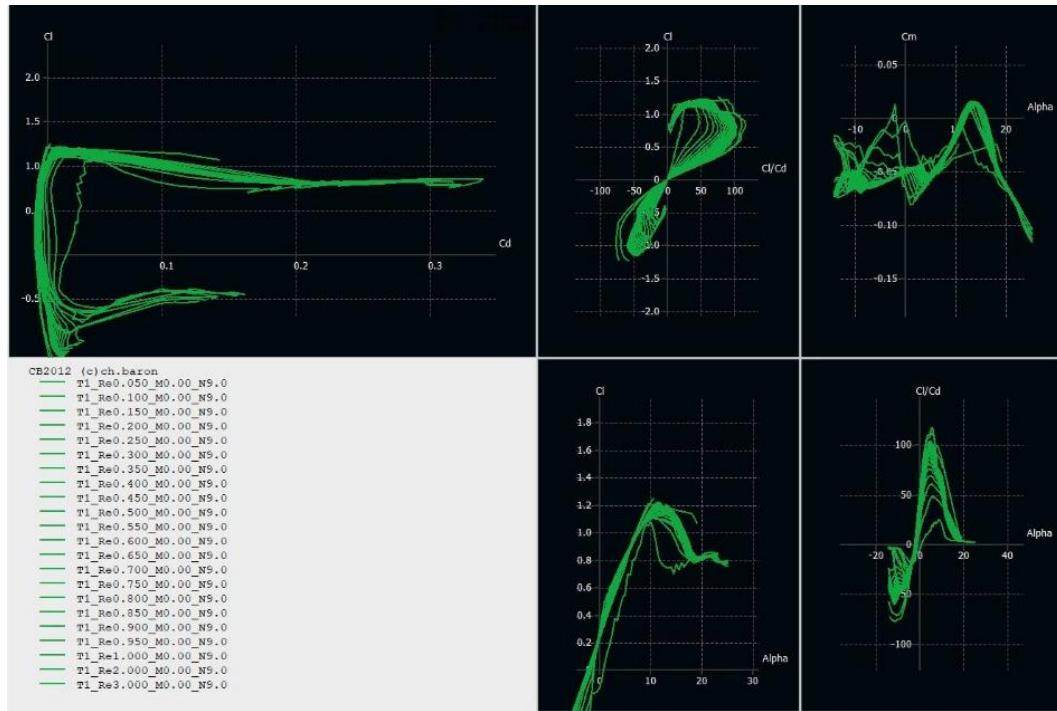


Рисунок 3.37— аеродинамічні характеристики профіля СВ2012

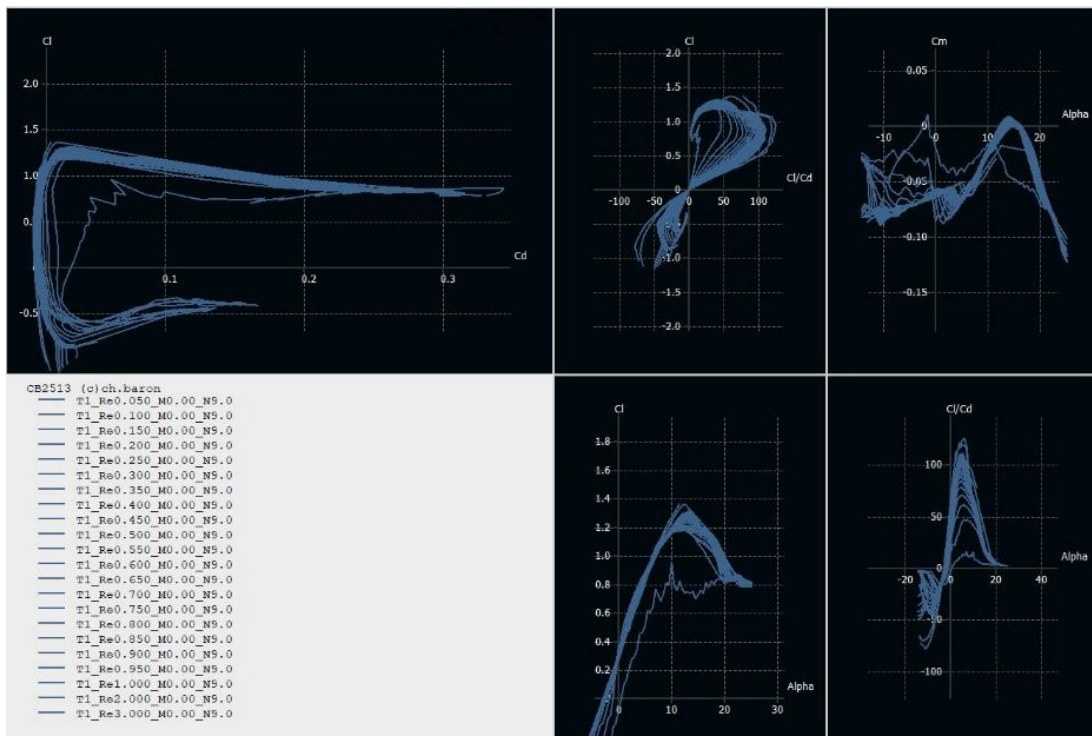


Рисунок 3.38— аеродинамічні характеристики профіля СВ2513

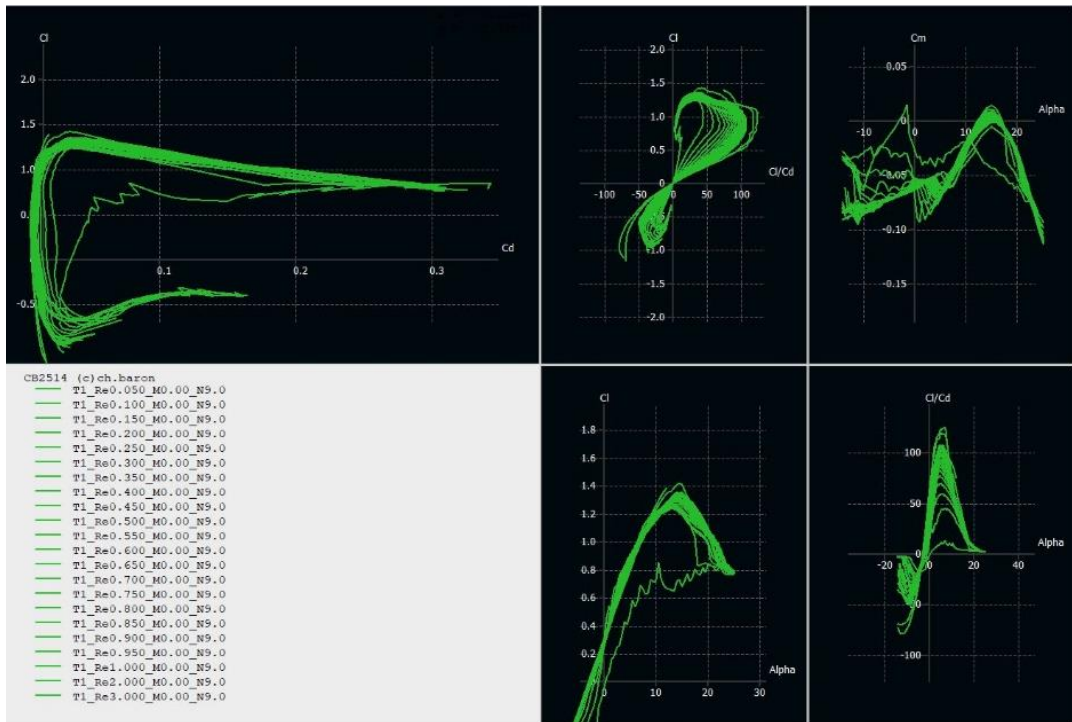


Рисунок 3.39— аеродинамічні характеристики профіля CB2514

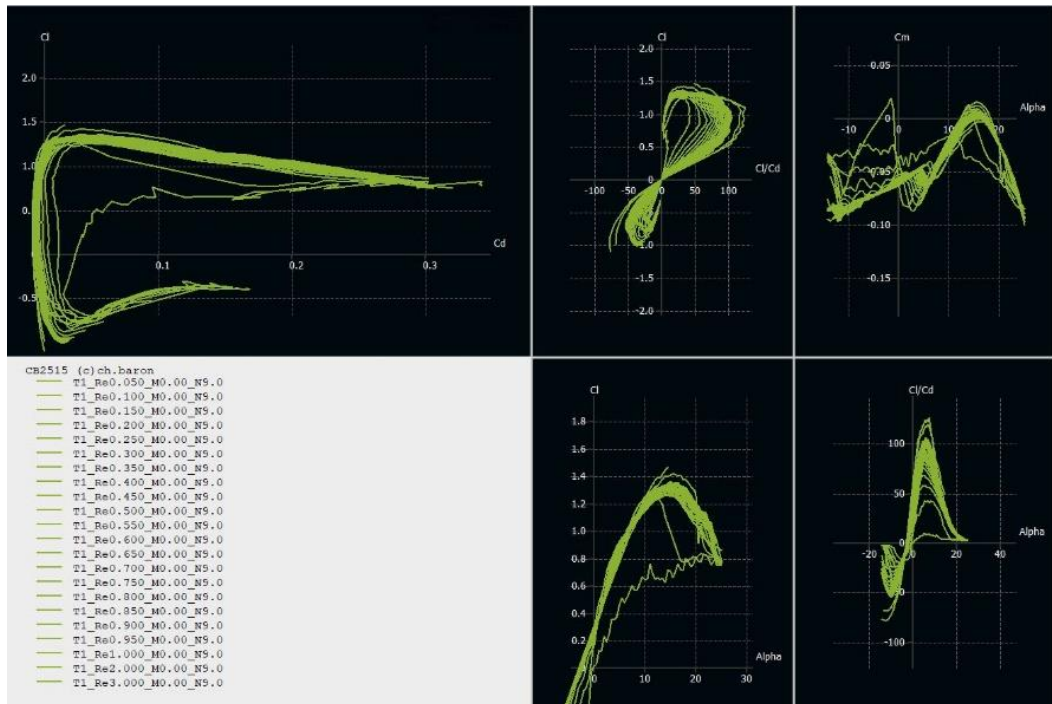


Рисунок 3.40— аеродинамічні характеристики профіля CB2515

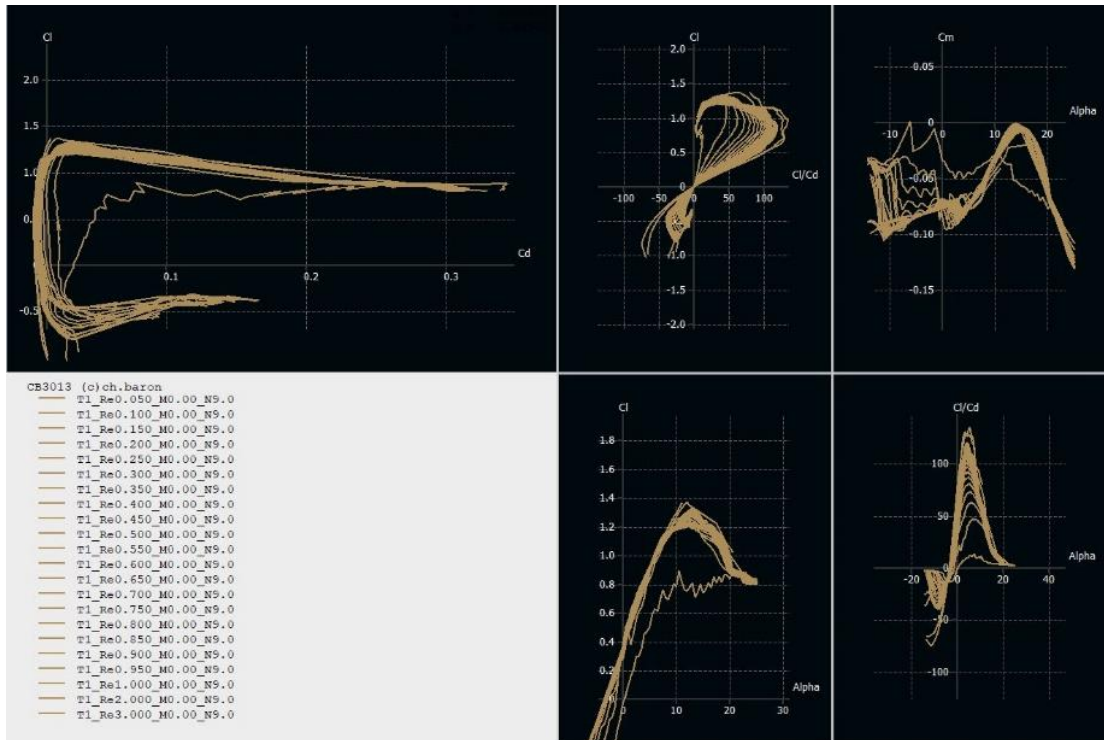


Рисунок 3.41— аеродинамічні характеристики профіля СВ3013

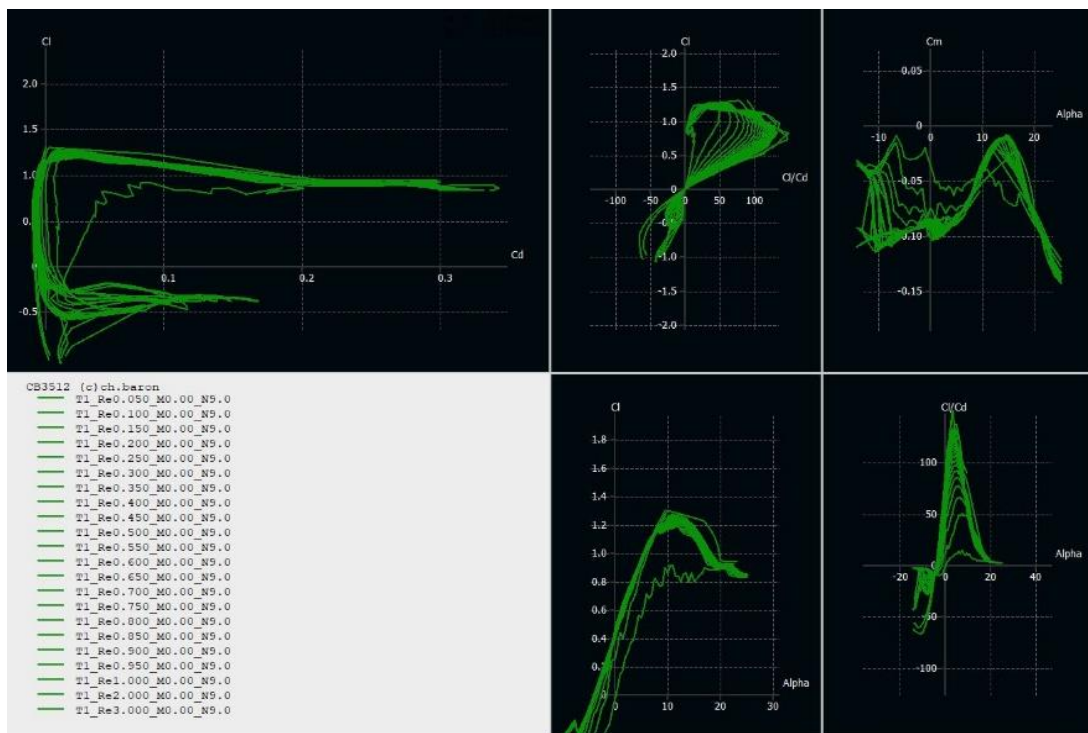


Рисунок 3.42— аеродинамічні характеристики профіля СВ3512

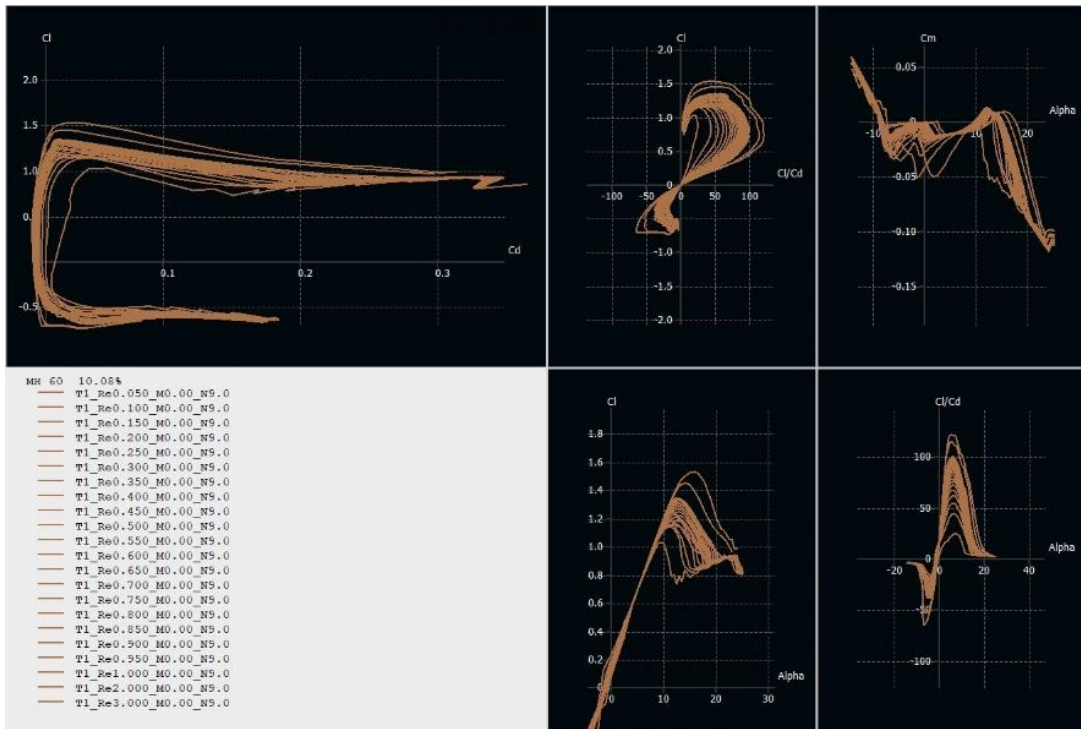


Рисунок 3.43— аеродинамічні характеристики профіля MN60

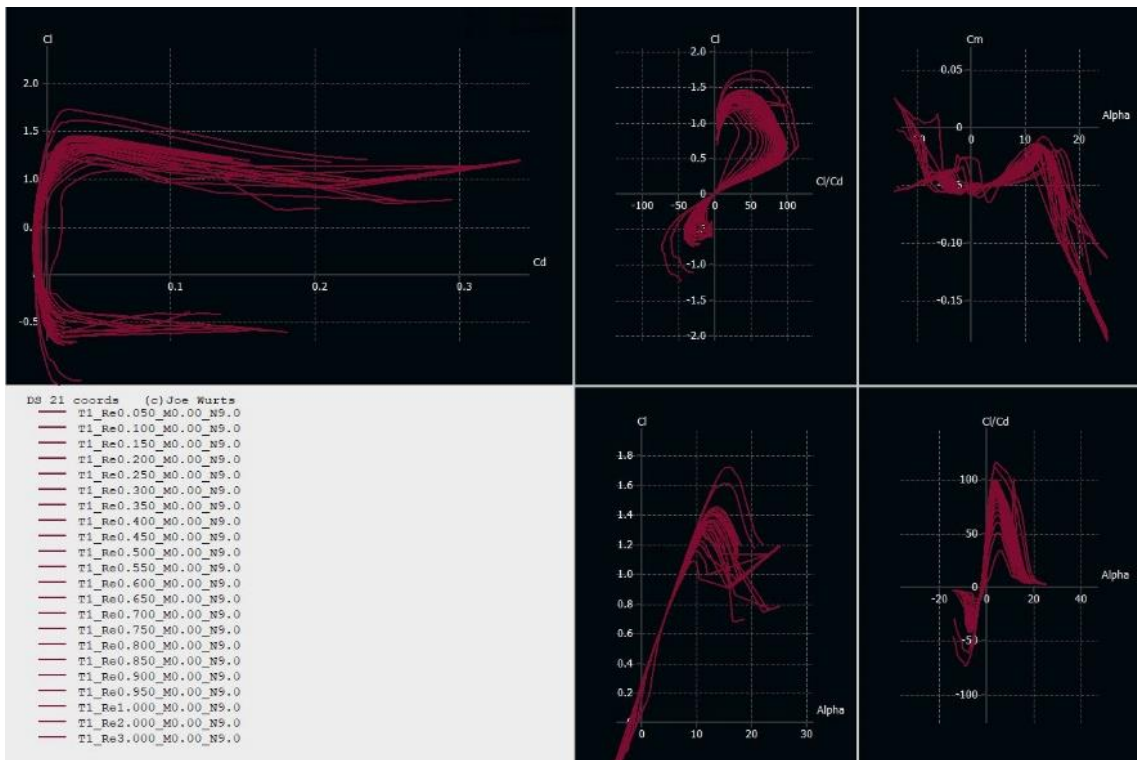


Рисунок 3.44— аеродинамічні характеристики профіля DS 21

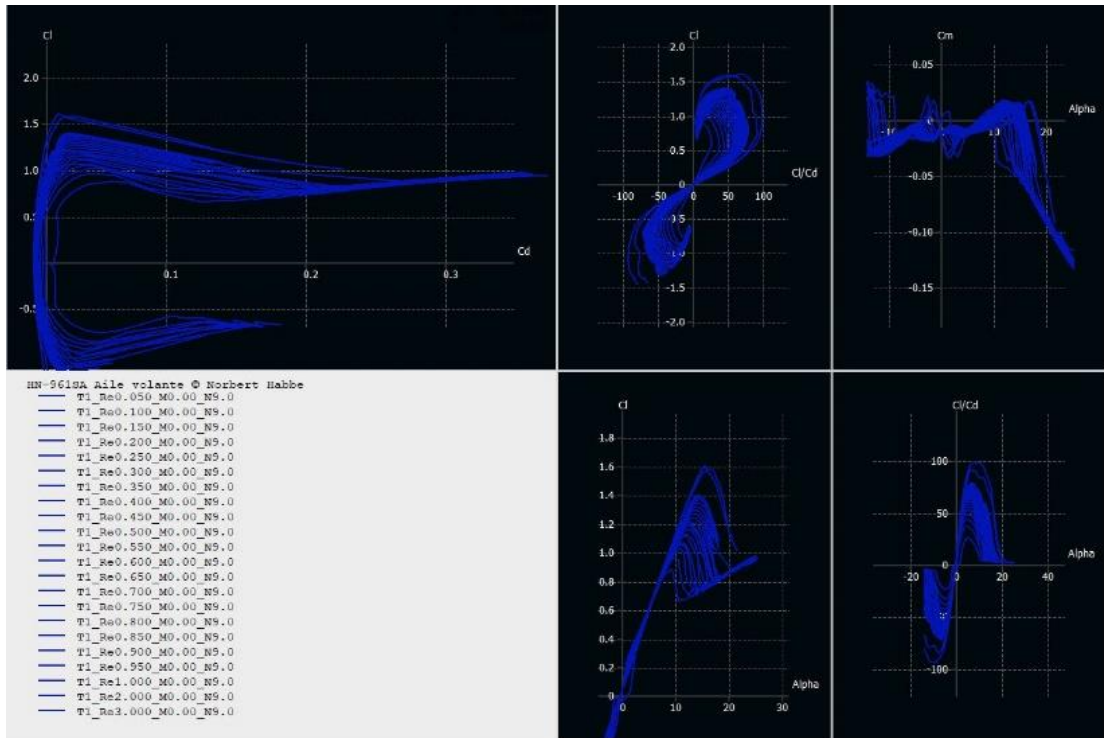


Рисунок 3.45– аеродинамічні характеристики профіля HN-961SA

Опираючись на дані графіки, для подальшого дослідження вибираємо 6 профілів за принципом максимальних показників: AG12, AG455, AG36, AG38, DS21, MH60.

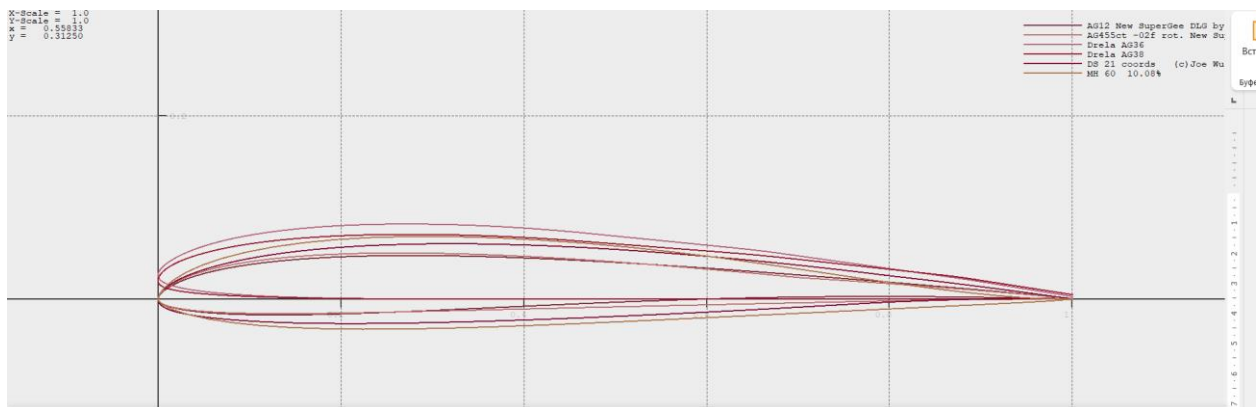


Рисунок 3.46– обрані профіля для крила

Для подальшого дослідження в трьох обраних перерізах крила вибираємо профіля, які встановлюватимемо про зменшенню відносної товщини профіля.

Аеродинамічна крутка - застосування за розмахом крила різних аеродинамічних профілів.

Таблиця 3.4 – вибір профіля по перерізу

Переріз крила	b_0	b_a	b_k
Профіль варіант 1	MN 60	AG36	AG455
Профіль варіант 2	DS21	AG38	AG12

Для оперення ставимо однакові профіля по всіх перерізах та для варіанту 1 це - HN-840S, для варіанту 2 - NT14.

Продування крила та оперення безпілотного літального апарата (БПЛА) на симуляторі - це важлива частина процесу випробувань та валідації дизайну перед реальними польотами. Цей процес дозволяє визначити аеродинамічні характеристики апарата, такі як підйомна сила, опір повітря, коефіцієнт моменту та інші параметри.

Для продування крила та оперення на симуляторі зазвичай використовують комп'ютерні програми, які моделюють аеродинамічні властивості крила або оперення при різних умовах польоту. Ці програми можуть використовувати методи обчислення турбулентного потоку повітря навколо моделі крила для аналізу його характеристик.

Процес продування на симуляторі може включати:

- 1. Створення моделі:** Розробка 3D-моделі крила або оперення для використання в програмному забезпеченні.
- 2. Налаштування умов:** Визначення умов польоту, таких як швидкість, кут атаки, альтитуда, температура тощо.
- 3. Виконання симуляцій:** Запуск симуляцій, де програмне забезпечення моделює аеродинамічні властивості крила або оперення при визначених умовах.
- 4. Аналіз результатів:** Оцінка отриманих даних щодо підйомної сили, опору повітря, моменту тощо.
- 5. Покращення дизайну:** Виправлення або оптимізація дизайну на основі отриманих результатів для поліпшення аеродинамічних характеристик.

Такий процес дозволяє інженерам вдосконалювати дизайн БПЛА до фази реальних випробувань, зменшуючи час та витрати на виробництво прототипів та польотів для аналізу аеродинамічних характеристик.

Далі продуваємо наші обидва варіанти

Коефіцієнт тиску на крило при нульовому куті атаки визначає ступінь, до якого аеродинамічний тиск знижується на поверхні крила. Це важливий параметр, який характеризує аеродинамічні властивості профілю крила.

У випадку ідеального профілю при нульовому куті атаки C_p зазвичай має значення близько до 1.0 на верхній поверхні крила (де тиск знижений через ефект Бернуллі) та близько до -1.0 на нижній поверхні (де тиск збільшується). Такий розподіл тиску є характерним для літальних апаратів з високою аеродинамічною ефективністю.

Проте, коефіцієнт тиску може варіюватися відповідно до конкретної форми та конфігурації крила, тому точне значення C_p залежить від профілю крила та його параметрів.

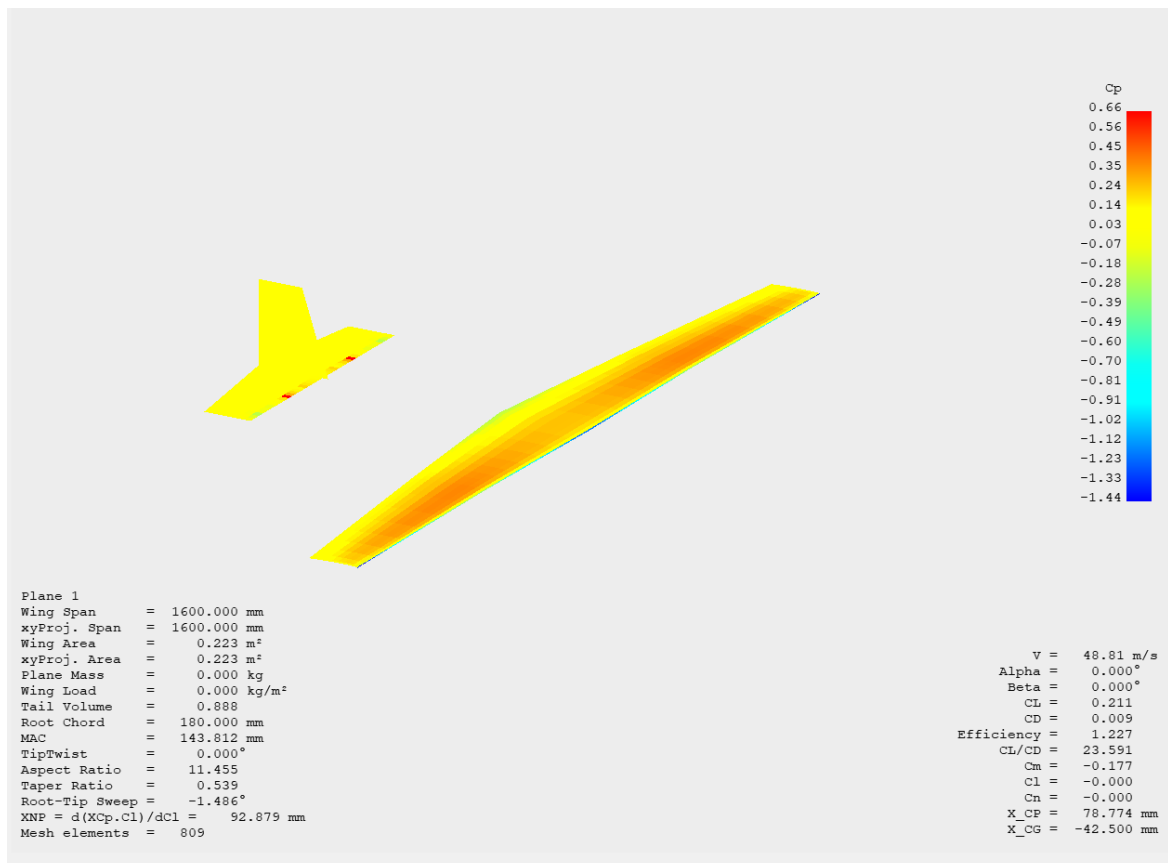


Рисунок 3.47– варіант 1 при нульовому куті атаки

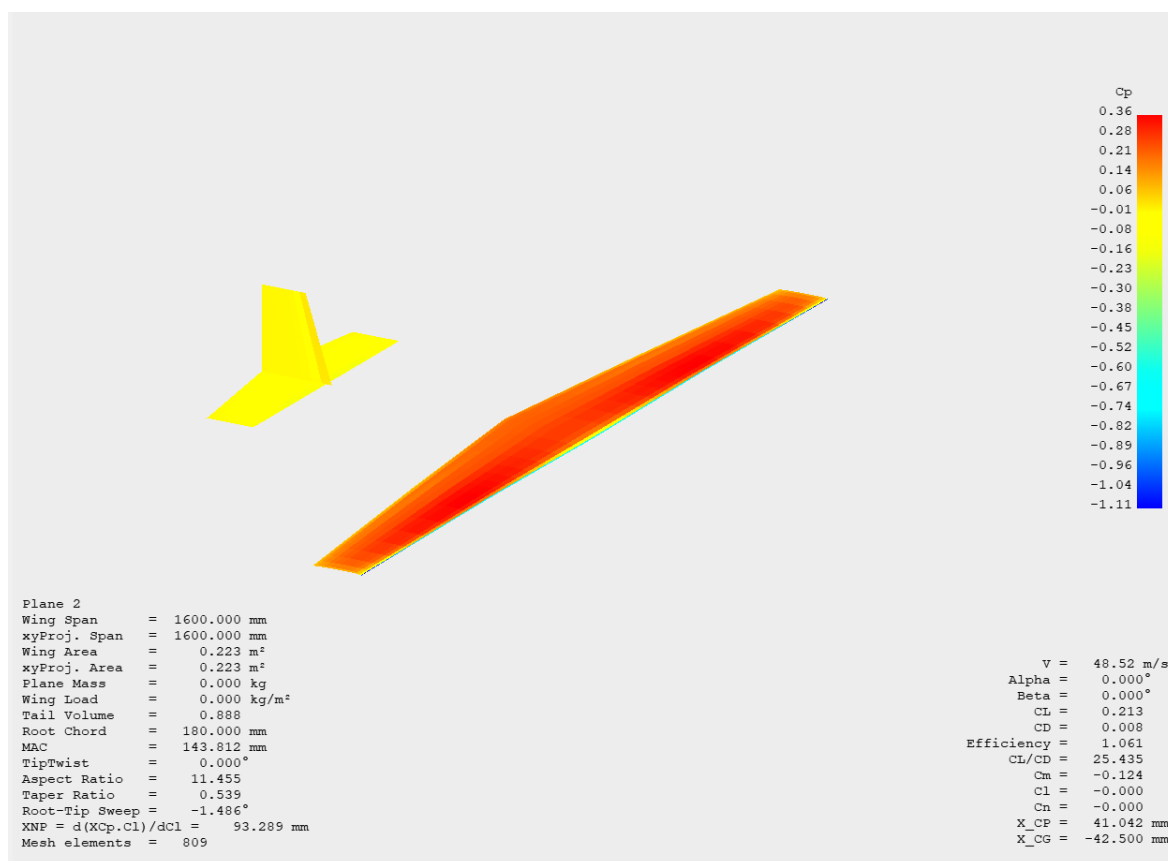


Рисунок 3.48– варіант 2 при нульовому куті атаки

Для покращання характеристик звалювання крило установимо під кутом 1° , та прокрутимо крило

Таблиця 3.5 – кути, під якими встановлено кожен профіль у відповідальному перерізі

	b_0	b_a	b_k
Варіант 1	0°	-1°	-2°
Варіант 2	0°	-1°	-2°

Звалювані характеристики крила визначають його поведінку при великих кутах атаки, коли аеродинамічний потік розділяється від поверхні крила. Це становище може спричинити втрату підйомної сили та контролю над літальним апаратом.

Кут звалювання - це кут атаки, при якому відбувається звалювання крила. Звалювання виникає, коли потік повітря над поверхнею крила розділяється та втрачає ламінарну структуру, що призводить до зменшення підйомної сили.

Стан звалювання - це стан, коли кут атаки перевищує критичне значення, і аеродинамічний потік втрачає контакт з поверхнею крила. Це може призвести до втрати контролю над апаратом, втрати підйомної сили та зростання опору повітря.

Поведінка при звалюванні: Під час звалювання крило може мати нестабільне аеродинамічне поведінка, що виявляється у великих коливаннях підйомної сили та моменту, які можуть бути важкими для контролю.

Методи контролю звалювання: Різноманітні системи, такі як зовнішні аеродинамічні клапани (спойлери, висотні кермові пристрої тощо) або внутрішні системи керування потоком повітря, використовуються для попередження або управління звалюванням.

Для безпечного та ефективного управління літальним апаратом важливо розуміти та враховувати звалювані характеристики крила, спроектувати системи контролю та реагувати на ці явища під час польоту.

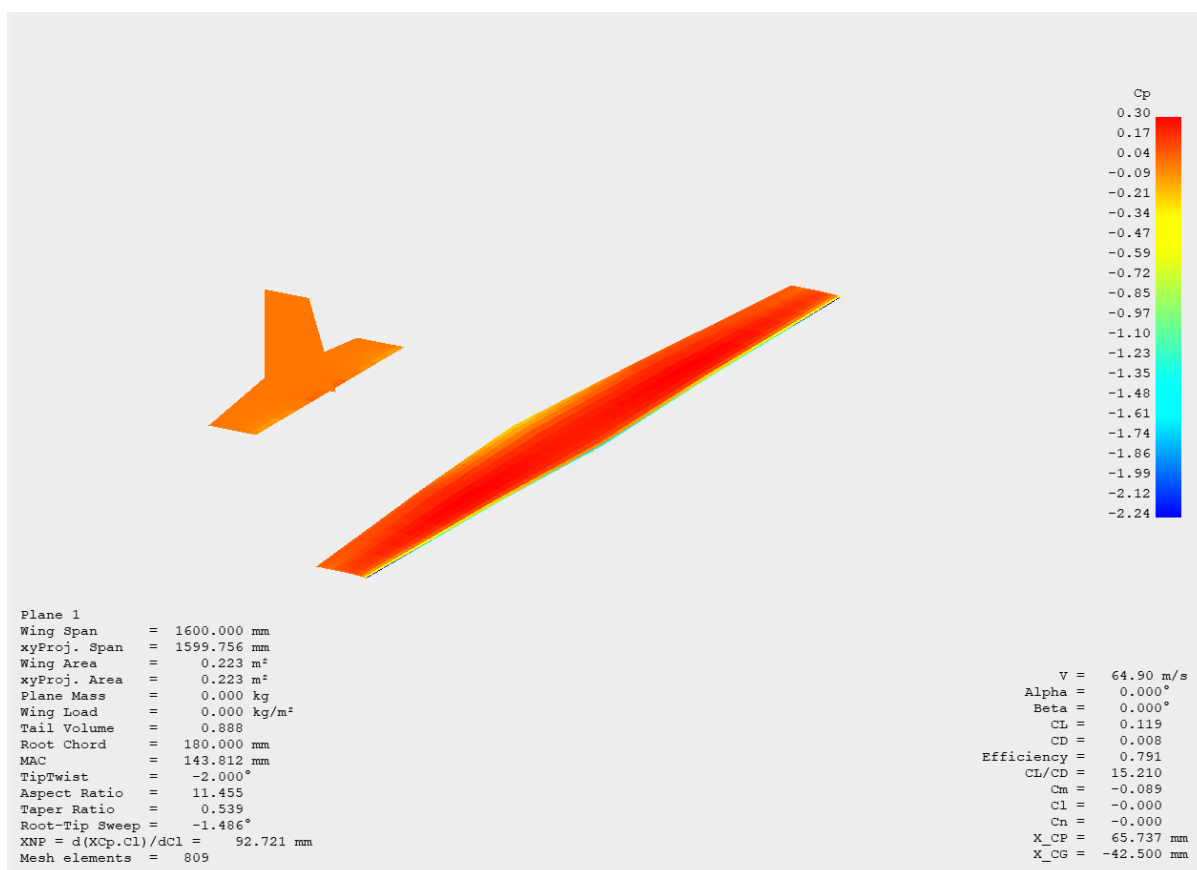


Рисунок 3.49– варіант 1 зі зміненнями при нульовому куті атаці

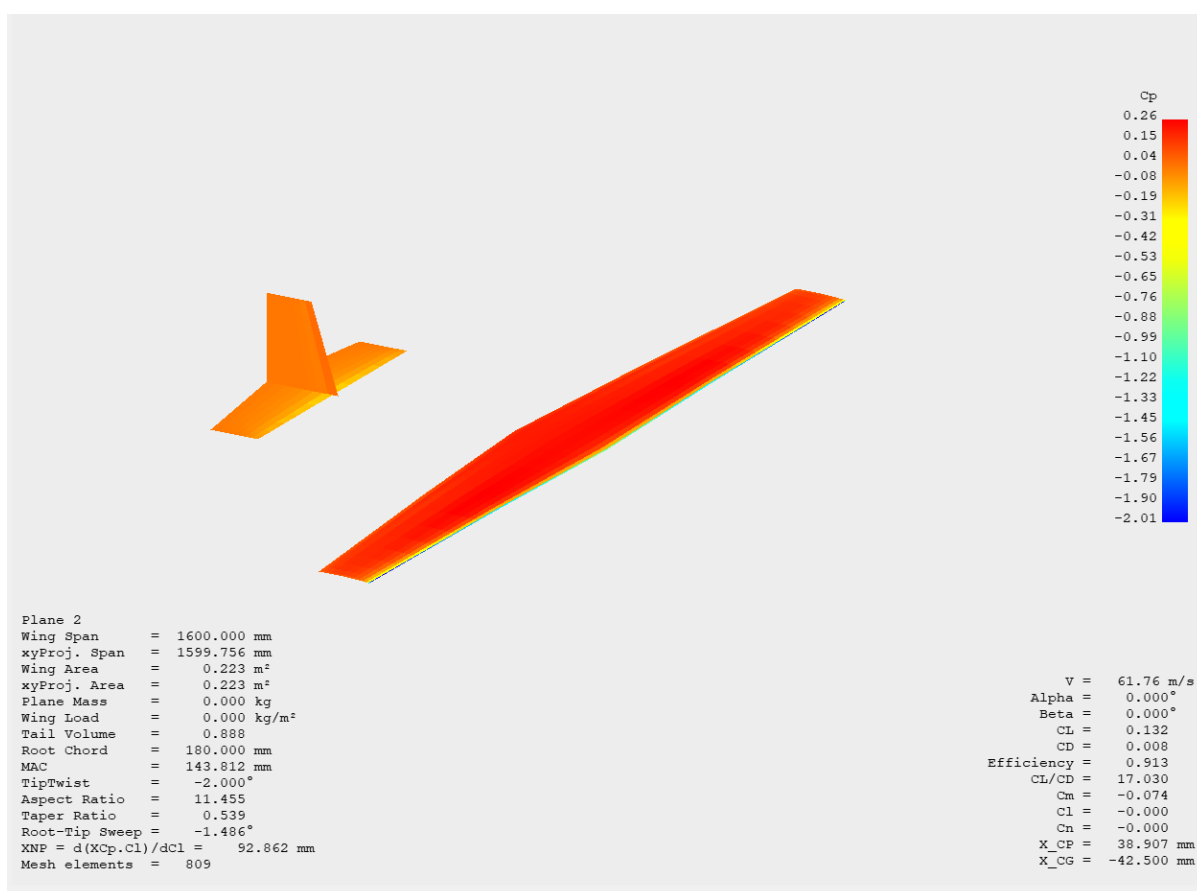


Рисунок 3.50– варіант 2 зі зміненнями при нульовому куті атаці

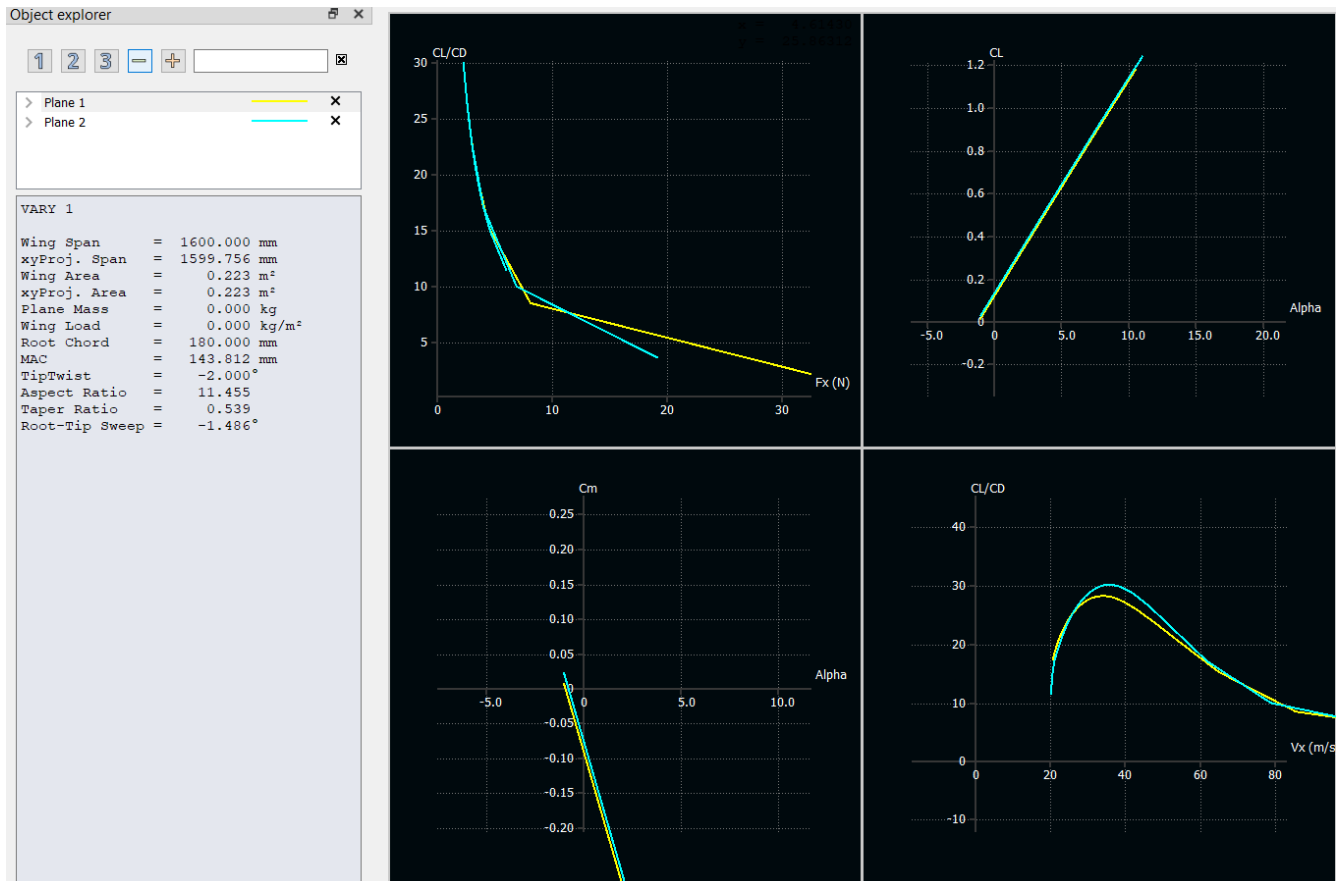


Рисунок 3.51– аеродинамічні характеристики двох варіантів

Обираємо 1 варіант тому що, хоч і в нього трохи менше аеродинамічна якість, але краще розподіл тиску по крилу та оперенню та інші аеродинамічні характеристики.

3.2 Висновки

В цьому розділі було розглянуто ряд профілей для крила та оперення. Для кожного профіля в програмі XFLR було визначено основні аеродинамічні параметри: поляра, залежність коефіцієнта підйомної сили від аеродинамічної якості, залежність коефіцієнта моменту від кута атаки, залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки та залежність аеродинамічної якості від кута атаки.

На основі цих даних було вибрано кращі профіля для трьох перерізів крила та оперення у двох варіантах. Далі було продуте крило та оперення з вибраними варіантами профілей та підібран кращий варіант на основі коефіцієнту розподілу тиску та основних аеродинамічних показників.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Основы аэрокосмической техники / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика»). Ч.2. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2003.- 901 с.
2. Разработка аванпроекта самолета: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2010. – 233 с.
3. Конструкция самолётов и вертолётов: учебник / В.С. Кривцов, Л.А. Малашенко, В.Л. Малашенко, С.В. Трубаев. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2010 – 367 с.
4. <https://www.ecalc.ch/setupfinder.php?ushacker&elevation=300#>
5. Экспериментальная аэродинамика / П.Н. Соляник, М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж. – Учеб. пособие по лабораторному практикуму. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2007. – 96 с
6. Разработка технологии изготовления планера двухсредного беспилотного летательного аппарата / В.В. Куриный, М.В. Нюняйкина – Учебное пособие. -Харьков, 2020 – 90 с.
7. Расчёт, проектирование и постройка сверхлёгких самолётов / П.И. Чумак, В.Ф. Крысенко. – Учебное пособие. – Москва, 1991 – 121 с.
8. Двухшнуровая резиновая катапульта для запуска в полет беспилотного летательного аппарата. / И.В. Калужин, В.А. Яценко – Статья. - Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2011. – 8 с.
9. Основы аэродинамики и динамики полета: учебник. – Институт транспорта и связи, Рига, 2010 – 105 с.
10. Проектирование частей самолёта / Л.И. Суругин. – Учебное пособие, Москва, 1947. – 657 с.
11. Бабушкин А. И. Техничко-экономическое обоснование конструкций самолетов и двигателей А.И. Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик, А.И.

Лысенко, Я. В. Сафронов. - Учеб, пособие по дипломному проектированию. Харьков: Нац аэрокосмический ун-і «Харьк. авиац. ин-т», 2000. - 51 с.

12. <http://airfoiltools.com/search/list?page=m&no=0>

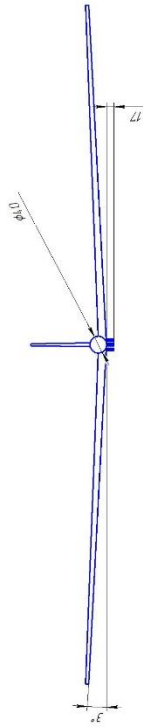
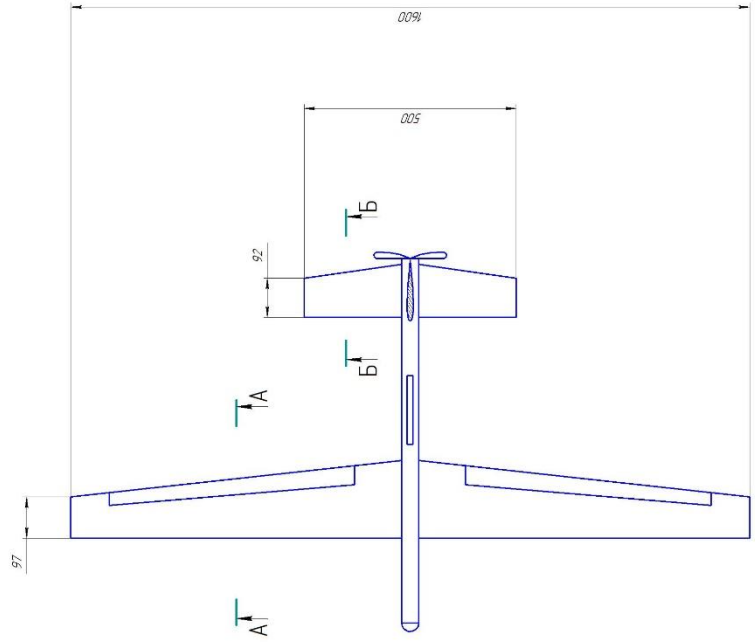
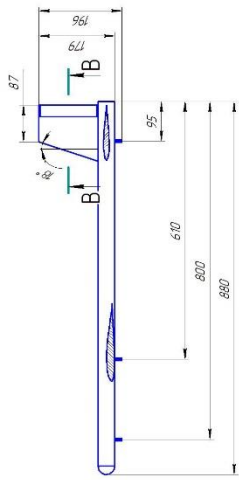
13. Учебно-методическое пособие по использованию беспилотных летательных аппаратов: г. Алматы, 2020 год, – 64 с.

14 Fast Airfoil Selection Methodology for Small Unmanned Aerial / Vehicles K. Kapoulas 1 , J. C. Statharas 1,* , Antonios Hatziefremidis and A. K. Baldoukas: Article, General Department, National and Kapodistrian University of Athens, GR 34400 Psachna, Greece, 2022, – 18 с.

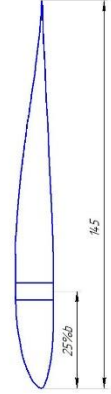
15 Summary of Low-Speed Airfoil Data Gregory / A. Williamson, Bryan D. McGranahan, Benjamin A. Broughton, Robert W. Deters, John B. Brandt, and Michael S. Selig. Article, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2012, – 363 с.

ДОДАТОК А - ЗАГАЛЬНИЙ ВИД БІЛА

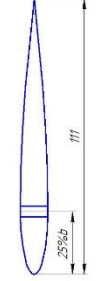
ХАІ 103.160Н.24.В.ІЗ.1601019СК



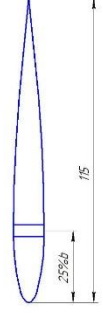
A-A



B-B



B-B

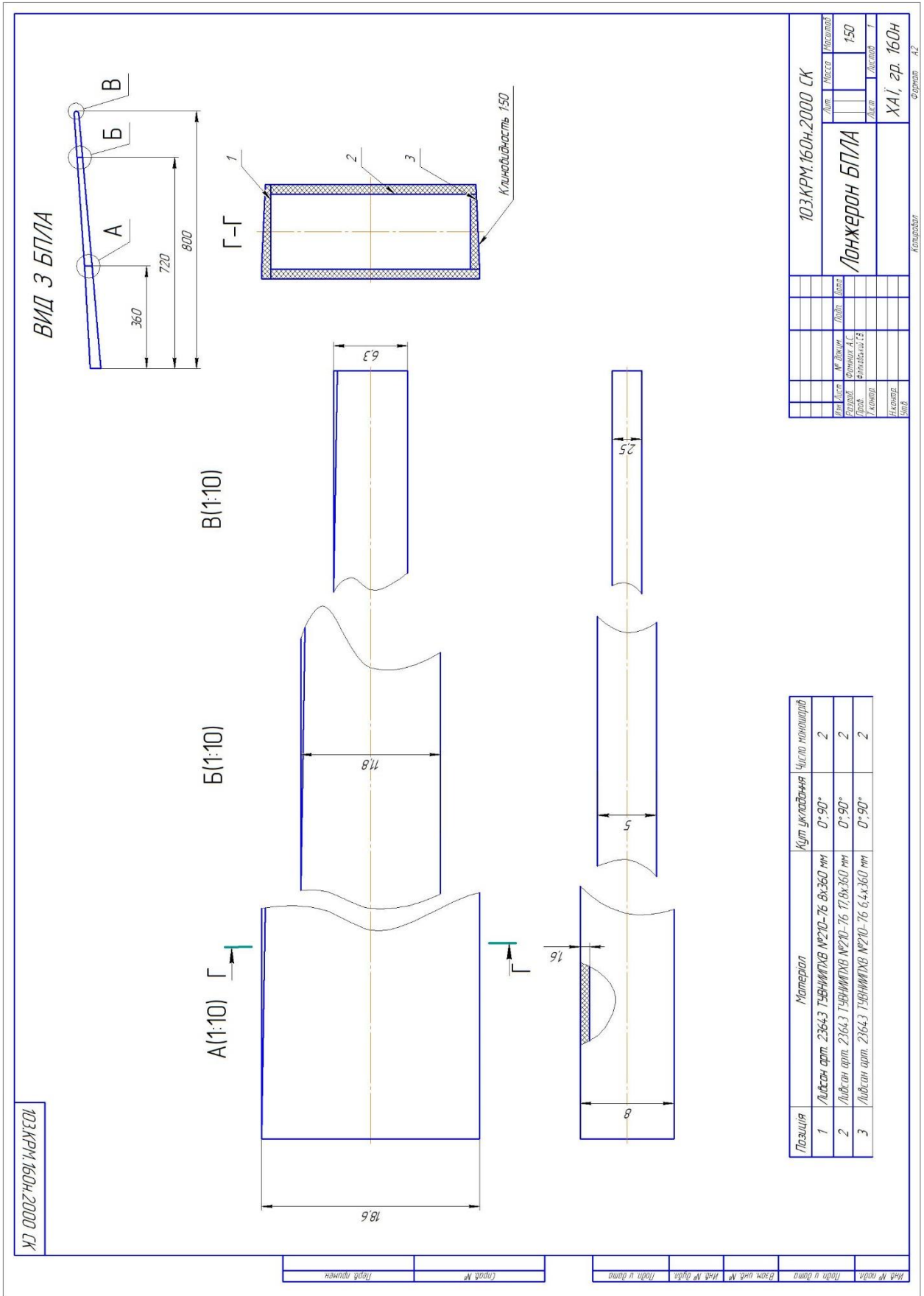


ХАІ 103.160Н.24.В.ІЗ.1601019СК		Лист № 15	
Загальний вигляд		15	
БІЛА			
ХАІ, зр. 160Н			

Лист № 15	Місце в ділянці	Контр. № 15	Місце в ділянці
Лист № 15	Місце в ділянці	Лист № 15	Місце в ділянці
Лист № 15	Місце в ділянці	Лист № 15	Місце в ділянці
Лист № 15	Місце в ділянці	Лист № 15	Місце в ділянці

1601019СК

ДОДАТОК Б - СКЛАДАЛЬНЕ КРЕСЛЕННЯ ЛОНЖЕРОНА



103.КРМ.160Н.2000 СК

Позиция	Материал	Угол складання	Число мінімалів
1	Листов арт. 2364.3 ТУВНИИТХВ №210-76 8х360 мм	0°-90°	2
2	Листов арт. 2364.3 ТУВНИИТХВ №210-76 17,8х360 мм	0°-90°	2
3	Листов арт. 2364.3 ТУВНИИТХВ №210-76 6,4х360 мм	0°-90°	2

103.КРМ.160Н.2000 СК			
Лист	Листа	Масштаб	
		1:50	
Лонжерон БПЛА			
Вн. Лист	М. Данил	Лист	
Розроб.	Филипп А.С.	Лист	
Дроб.	Филипп А.С.	Лист	
З. Контур		Лист	
В. Контур		Лист	
Вн. Лист		Лист	
ХАІ, зр. 160Н		Формат А2	

Мат. № розр.	Лист. у вим.	Взам. шиб. №	Мат. № дубл.	Лист. у вим.
Лист. №	Стор. №	Лист. номер		