

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

Інститут аерокосмічних технологій

Катедра космічної інженерії

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра
за освітньо-професійною програмою «Інженерія авіаційних та ракетно-
космічних систем»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Проектування елементів планера з оптимальними
параметрами»**

Виконав:

студентка 4 курсу, групи АК-91

_____ Кузьміна Маргарита Валеріївна

Керівник:

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

_____ Гишанова Ірина Аркадіївна

До захисту допущено:

«__» _____ 2023

Залікова книжка

№ АК9112

Захищено з оцінкою:

_____ (____) балів

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Інститут аерокосмічних технологій

Катедра космічної інженерії

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр МАРИНОШЕНКО

« » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проект студентці

Кузьміновій Маргариті Валеріївни

1. Тема проекту «Проектування елементів планера з оптимальними параметрами», керівниця проекту Гишанова Ірина Аркадіївна, к.т.н, с.н.с, затверджені наказом по університету від « ___ » _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом проекту 06 червня 2023 р.

3. Вихідні дані до проекту:

3.1. Швидкість потоку 100 км/год

3.2. Властивості робочого тіла:

- Густина 1,204 кг/м³
- Динамічна в'язкість 1,81 E-5 Н·с/м²
- Кінематична в'язкість 1,51 E-5 м²/с
- Швидкість звуку 343,3 м/с

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1. Аналіз стану та перспектив розвитку

- 4.2. Теоретичне підґрунтя
- 4.3. Вибір засобів дослідження елементів планера
- 4.4. Дослідження профілю крила
- 4.5. Оптимізація профілю крила
- 4.6 Застосування отриманих результатів до крила
5. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу:
 - 5.1. Аналіз існуючих аналогів
 - 5.2. Обчислювальна гідрогазодинаміка в авіабудуванні
 - 5.3. Результати дослідження профілю крила
 - 5.4. Результати оптимізації профілю крила
 - 5.5. Застосування оптимізації до крила

6. Дата видачі завдання: _____ 10.04.2023 _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

| № з/п | Назва етапів виконання дипломного проєкту | Термін виконання етапів проєкту | Примітка |
|-------|---|--------------------------------------|----------|
| 1. | Підбір та аналіз літератури | до 15.03.2023 р. | |
| 2. | Аналіз стану та перспектив розвитку | до 30.03.2023 р. | |
| 3. | Підбір методики моделювання та оптимізації | до 10.04.2023 р. | |
| 4. | Побудова геометрії | до 25.04.2023 р. | |
| 5. | Розрахунок умов моделювання | до 05.05.2023 р. | |
| 6. | Проведення моделювання | до 15.05.2023 р. | |
| 7. | Оцінка результатів | до 25.05.2023 р. | |
| 8. | Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Відгук керівника ДП | до 31.05.2023 р. | |
| 9. | Перевірка на плагіат, рецензування | до 01.06.2023 р. | |
| 10. | Захист | із 19.06.2023 р. до 22.06.2023 р. | |

Студентка

Кузьміна М.В.

Керівник

Гришанова І.А.

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Проектування елементів планера з оптимальними параметрами»

Анотація

В даному дипломному проєкті було проведено дослідження та оптимізацію елементів планера.

Дослідження втілено за допомогою обчислювальної гідрогазодинаміки, методом кінцевих об'ємів. Основний інструмент дослідження – застосунок Fluent програмного середовища ANSYS.

Дослідження розділене на 2 частини: 2D дослідження профілю крила Wortmann FX 61-163 та його оптимізація, та 3D крила з вихідним профілем та оптимізованим.

Основною метою роботи є покращення аеродинамічних характеристик об'єкту, таких як підйомна сила, лобовий опір та аеродинамічна якість.

Ключові слова: планер, CFD, обчислювальна гідрогазодинаміка, профіль крила, крило, аеродинамічна якість, відносна дальність польоту, оптимізація

Abstract

In this project, the research and optimization of glider elements was carried out.

The research was carried out using computational fluid dynamics, using the method of finite volumes. The main research tool is the Fluent application of the ANSYS software environment.

The study is divided into 2 parts: a 2D study of the Wortmann FX 61-163 wing profile and its optimization, and a 3D wing with the original and optimized profile.

The main goal of the work is to improve the aerodynamic characteristics of the object, such as lift, drag and ratio between them.

Key words: CFD, glider, airfoil, wing, lift-to-drag ratio, gliding ratio, optimization

ЗМІСТ

| | |
|--|-----------|
| Перелік умовних позначень | 6 |
| ВСТУП | 7 |
| 1. АНАЛІЗ СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ | 8 |
| 1.1. Вплив планерів на аерокосмічну галузь | 8 |
| 1.2. Огляд аналогів | 12 |
| Висновки до розділу | 17 |
| 2. ТЕОРЕТИЧНЕ ПІДґРУНТЯ | 19 |
| Висновки до розділу | 22 |
| 3. ВИБІР ЗАСОБІВ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА | 23 |
| 3.1. Застосування обчислювальної гідродинаміки в авіації | 23 |
| 3.2. Число Рейнольдса | 26 |
| 3.3. Моделі турбулентності | 28 |
| 3.4. Програмне забезпечення | 29 |
| Висновки до розділу | 30 |
| 4. ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОФІЛЮ КРИЛА | 31 |
| 4.1. Геометрія та дискретизація | 31 |
| 4.2. Дослідження незалежності сітки | 36 |
| 4.3. Розв'язок та обробка результатів | 40 |
| Висновки до розділу | 47 |
| 5. ОПТИМІЗАЦІЯ ФОРМИ ПРФІЛЮ | 48 |
| 5.1. Налаштування модуля | 48 |
| 5.2. Розв'язок та обробка результатів | 51 |

| | | | | | | | | |
|------------------|-------------|------------------------|---------------|-------------|--|--|-------------|----------------|
| | | | | | <i>AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ</i> | | | |
| | | | | | <i>Проектування елементів планера з оптимальними параметрами</i> | <i>Арк.</i> | <i>Маса</i> | <i>Масштаб</i> |
| <i>Зм.</i> | <i>Арк.</i> | <i>№ докум.</i> | <i>Підпис</i> | <i>Дата</i> | | 4 | | |
| <i>Розроб.</i> | | <i>Кузьміна М.В.</i> | | | | | | |
| <i>Перевір.</i> | | <i>Гришанова І.А.</i> | | | | | | |
| <i>Т. Контр.</i> | | | | | | | | |
| <i>Реценз.</i> | | <i>Ларьков С.М.</i> | | | | <i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-91</i> | | |
| <i>Н. Контр.</i> | | | | | | | | |
| <i>Затверд.</i> | | <i>Мариношенко О.П</i> | | | | | | |

| | |
|---|-----------|
| Висновки до розділу | 55 |
| 6. ЗАСТОСУВАННЯ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ ДО КРИЛА | 56 |
| 6.1. Побудова геометрії та сітки | 56 |
| 6.2. Моделювання та обробка результатів | 58 |
| Висновки до розділу | 60 |
| ВИСНОВОК | 61 |
| Список використаних джерел..... | 62 |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 5 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Перелік умовних позначень

АХ – аеродинамічні характеристики

ЛА – літальний апарат

ПС – підйомна сила

ЛО – лобовий опір

ПЗ – програмне забезпечення

КА – кут атаки

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 6 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

ВСТУП

Планери посідають доволі особливе місце в аерокосмічній галузі від її самого зародження. Починаючи з експериментів братів Райт, до імплементації композиційних матеріалів, проєктування Space Shuttle та розробки ламінарних профілів крила, що тривають і сьогодні, планери відіграють велику роль у розвитку техніки та науки. Планери варіюються від найпростішого - паперового літачка, до таких досконалих пілотованих літальних апаратів як Pilatus B4.

Найцікавішим в планерах є аеродинамічні характеристики, що мають відповідати високим вимогам планерування.

Найпоширенішим методом аеродинамічних досліджень в наш час є комп'ютерне моделювання на основі обчислювальної гідрогазодинаміки. З кожним роком його можливості розширюються та удосконалюються і стають більш доступними. І нехай цей метод ще не є ідеально точним, він є зручним та відносно швидким, тож для низки досліджень та на певних етапах проєктування літальних апаратів він є дуже ефективним.

Цей дипломний проєкт це спроба покращити аеродинамічну якість профілю та крила планера за допомогою обчислювальної гідрогазодинаміки шляхом оптимізації форми.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 7 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

1. АНАЛІЗ СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ

1.1. Вплив планерів на аерокосмічну галузь

Дослідження та випробовування планерів має великий вплив на розвиток аерокосмічної галузі.

Планери є відносно простими літальними апаратами, тому вони є ідеальним об'єктом для аеродинамічних досліджень та експериментів. Втім відсутність рушійної установки робить планер більш вимогливим до аеродинамічних характеристик, що в свою чергу спонукає дослідників та конструкторів концентруватися саме на цій компоненті.

З перших років авіації планери широко використовувались. Олвілл та Вілбур Райти, на відміну від своїх сучасників, спершу досліджували аеродинаміку прототипів за допомогою планерів, і тільки пізніше, досягнувши задовільних результатів, додали до конструкції двигун і здійснили перший в світі політ на моторному аероплані Wright Flyer 17 грудня 1903 року. [1]

На сьогоднішній день комерційні літаки приблизно на 60% маси складаються з композиційних матеріалів [2]. Ця технологія втім походить від розробки планерів. Для ефективного польоту планер має мати доволі велике відносне подовження крила, при тому ЛА має зберігати структурну міцність та бути легким. Після перших невдач з використанням бальзового дерева конструктори Геррман Нагель та Ріхард Епплер в 1964 році створили Akaflieg Stuttgart fs 24 Phönix, для якого використали новітню на той час розробку – композиційний матеріал скловолокно[3]. З того моменту майже всі планери роблять з тих чи інших композиційних матеріалів, а пізніше це перейняли і в інші авіаційні напрямки.

Розвиток планерів дав поштовх до подальших досліджень ламінарного потоку а також рішень для ламінаризації потоку навколо профілю крила. Було створено ряд профілів крила, наприклад НАСА 6-серія, що була застосована конструкторами Haase, Kensch та Schmetz до планера HKS-1 в 1953 році [2]. Подальші спроби максимізації ламінарного потоку навколо профілю призвели

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 8 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

до розробки серії НАСА 7-, в яких окремо виявлені зони низького тиску на нижній та верхній поверхнях профілю, та НАСА 8-, що відноситься до суперкритичних профілів крила, що створені таким чином, щоб максимально відкласти появу хвильового опору та від'єднання примежового шару[9].

Також були розроблені технології контролю примежового шару. Основна мета контролю ПШ профілю крила це збільшення ПС та зменшення ЛО, і, як результат, збільшення аеродинамічної якості та відтермінування зриву потоку. До таких методів відносять обдування, висмоктування та синтетичний струмінь [10]. Саме синтетичний струмінь найчастіше стає предметом дослідження зараз. Наприклад Montazer в своєму обчислювальному дослідженні з застосуванням поверхонь відгуку для оптимізації визначив, що синтетичний струмінь може підвищити аеродинамічну якість до 66%.

Перенесення аеродинамічних досягнень планерів на комерційну авіацію є дуже складною задачею через різницю в числах Рейнольдса та Маха в цих галузях. Проте зважаючи на економічну та екологічну складову, літаки майбутнього мають стати більш ефективними в споживанні пального, тож є вірогідність, що вони ставатимуть все більш і більш подібними до планерів. Такі приклади існують і вже, як от розробки конструктора Бьорта Рутана, Voyager [7] (Рис.1.1.а), розроблений в 1984 році, що став першим літаком, що пролетів навколо Землі без зупинки чи дозаправки, та Proteus [8] (Рис.1.1.б), розроблений в 1998, що має надзвичайно ефективний дизайн і може знаходитись на висоті понад 19 800 м протягом більше 18 годин.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 9 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



а)

б)

Рис 1.1. Нестандартні ЛА Бьорта Рутана: а) Voyager, б) Proteus

Концепція планерів не обмежується авіаційною галуззю. Спејс Шаттл Орбітер, що є орбітальним літаком-космопланом, частково оперує як планер [4]. Це відбувається під час повернення на орбіту Землі та посадки (Рис.1.2). Проте, на відміну від традиційних планерів, коли ціллю є досягти якомога вищої аеродинамічної якості, цей показник в Спејс Шаттла приблизно дорівнює одиниці. Це обґрунтовано тим, що при зниженні апарат має бути сповільненим з 17 300 миль на годину до близько 250 миль на годину при посадці. Boeing X-37 також використовує принципи планерування на певних стадіях своїх місій.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 10 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



Рис 1.2. Space Shuttle Atlantis планерує та наближується до посадки 27 листопада 2009 р.

Планери також розглядаються як потенційний засіб для досліджень Марсу[5]. В 2022 році група вчених та конструкторів Adrien Bouskela, Alexandre Kling, Tristan Schuler, Sergey Shkarayev, Himangshu Kalita та Jekan Thangavelautham представили початковий дизайн планерів для дослідження Марса. Планери зменшують обмеження ваги та накопичення енергії, які традиційно пов'язані з польотом апарата, що має двигун, натомість використовують градієнти атмосферного вітру для динамічного ковзання та набору висоти по тангажу/нагріву для статичного ковзання. Рівняння руху планера були об'єднані з профілями вітру з Регіональної системи моделювання атмосфери Марса (MRAMS) для двох репрезентативних місць: кратера Єзеро, місця посадки Perseverance і над частиною ущелини Валлес-Марінеріс. Оптимальні траєкторії були знайдені із задачі оптимізації з обмеженнями, використовуючи коефіцієнт підйому та кут крену як контрольні параметри. Чисельні результати для повних динамічних циклів набору висоти показали, що загальна енергія планера збільшується на 6,8-11% в кінці циклу набору висоти. Відсутність силової установки, що забезпечує компактність, означає, що планери можуть бути упаковані в CubeSats і розгорнуті як додаткове корисне навантаження за відносно низьку вартість; надаючи наукові дані про місця, недоступні для сучасних посадкових апаратів і марсоходів. і вони

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 11 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

потенційно зможуть допомогти заповнити картографічні прогалини, що існують на даний момент.

1.2. Огляд аналогів

Як ми переконались з попереднього розділу, існує варіативність планерів, проте основні конструктивні особливості більшості планерів подібні. Далі буде розглянуто три планери з порівнянням їхніх характеристик.

Schleicher ASW 12

ASW 12 (Рис. 1.3) це одномісний планер, побудований в 1965 році. [12] Його конструктором був Герхард Вайбел. На свій час фюзеляж ASW 12 був дуже вузьким. Він оснащений випускним шасі та ліхтарем з двох частин.

Крило планера складається з двох профілів крила: Wortmann FX 62-K-131 на центроплані, та Wortmann FX 60-126 на кінці. Крило зроблене з сендвічевої конструкції за склотекстоліта та бальзового дерева та виготовлене за допомогою традиційної вигнутої форми. В таблиці 1.1. Зазначені загальні характеристики планера.

Таблиця 1.1.

Загальні характеристики ASW 12

| | |
|--|-------|
| Довжина, м | 7,35 |
| Розмах крила, м | 18,30 |
| Висота, м | 1,50 |
| Площа крила, м ² | 13,0 |
| Вага, кг | 324 |
| Максимальна відносна дальність польоту | 46 |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 12 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



Рис. 1.3. Планер ASW 12 в польоті

Schempp-Hirth Cirrus

Schempp-Hirth Cirrus (Рис. 1.4) це планер, створений в 1967 році компанією Schempp-Hirth [13]. Його розробником був Klaus Holighaus. Навідміну від своїх попередніх робіт, для цього планера Holighaus обрав товщий профіль крила Wortmann FX 66-196/161, що мав відносно низький лобовий опір та використавши PVC піну для його наповнення. Cirrus має середньорозташоване консольне крило з розмахом 17,74 метрів та і звичайне низькорозташоване хрестоподібне оперення. Він не має закрилків.

Розмах і профіль оптимізовані для центрально-європейської погоди.

В таблиці 1.2. Зазначені загальні характеристики планера.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 13 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Загальні характеристики Schempp-Hirth Cirrus

| | |
|--|-------|
| Довжина, м | 7,20 |
| Розмах крила, м | 17,74 |
| Висота, м | 1,70 |
| Площа крила, м ² | 12,6 |
| Вага, кг | 276 |
| Максимальна відносна дальність польоту | 44 |



Рис 1.4. Планер Schempp-Hirth Cirrus

DG-1000

DG Flugzeugbau DG-1000 (Рис. 1.5) — це двомісний планер створений компанією DG Flugzeugbau. Перший політ він здійснив у липні 2000 року в Шпаєрі в Німеччині. Є чотири моделі, з 18- і 20-метровими крилами профілю НQК-51.

Ламінарний профіль НQК-51 був розроблений доктором Карлом-Хайнцом Хорстманном (DLR Braunschweig) спеціально для крила DG-1000.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 14 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Крило, а також оптимізоване перетин крила та фюзеляжу були розроблені професором Л.М.М. Воєрманс (ТУ Делфт, Нідерланди).

Загалом було створено планер із чудовими характеристиками, м'якими характеристиками звалювання та дуже низькою чутливістю до жуків та дощу.

В таблиці 1.3. Зазначені загальні характеристики планера.



Рис. 1.5. Планер DG-1000

Таблиця 1.3.

Загальні характеристики DG-1000

| | |
|--|-------|
| Довжина, м | 8,57 |
| Розмах крила, м | 18 |
| Висота, м | 1,6 |
| Площа крила, м ² | 18,24 |
| Вага, кг | 415 |
| Максимальна відносна дальність польоту | 46,5 |

ICA IS-28

ICA IS-28 (Рис. 1.6) – двомісний планер, що був створений в Румунії в 1970 році, його конструктором виступив Iosif Şilimon [14]. Це

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 15 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

суцільнометалевий планер конвенційної конструкції, оперення якого є Т-подібним. Спочатку його випускали з 15-метровими крилами, але в 1973 році виробництво перевели на IS-28B з 17-метровими крилами та численними аеродинамічними вдосконаленнями. Це включало менше хвостове оперення зі зменшеним двограним оперенням, зменшений кут поперечного V на крилах і вдосконалені контури фюзеляжу.

Том Кнауф і Р. Тоуз 7 квітня 1979 року, подолавши відстань у 829 кілометрів за заздалегідь визначеним курсом із планерного порту Ridge Soaring у Джуліані, штат Пенсільванія, встановили світовий рекорд на планері IS-28 B2.

В таблиці 1.4. Зазначені загальні характеристики планера.

Таблиця 1.4.

Загальні характеристики IS-28

| | |
|--|-------|
| Довжина, м | 8,45 |
| Розмах крила, м | 17 |
| Висота, м | 1,87 |
| Площа крила, м ² | 18,24 |
| Вага, кг | 375 |
| Максимальна відносна дальність польоту | 34 |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 16 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



Рис. 1.6. Планер IS-28 в польоті

Розглянуті планери мають подібні конфігурації, габарити та вагу. Тим не менш є параметр, в якому вони доволі сильно розходяться. Це максимальна відносна дальність польоту. IS-28 програє в цьому параметрі на близько 30%, з величиною 34, коли ASW 12, Schempp-Hirth Cirrus та DG-1000 мають 46, 44 та 46,5 відповідно. Як вже було зазначено раніше відносна дальність польоту є однією з характеристик ефективності планера. Тому було прийнято рішення зробити спробу оптимізації крила цього планера з перспективою вплинути на цей параметр.

Висновки до розділу

В цьому розділі:

1. Як свідчить аналіз літературних джерел, розвиток та покращення аеродинамічних характеристик планерів залишається одним з головних напрямків досліджень, оскільки суттєво впливає на конфігурацію майбутніх літаків
2. Було розглянуто конструкції та особливості трьох планерів, що мають схожі конфігурації та габарити:
 - Schleicher ASW 12

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 17 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

- Schempp-Hirth Cirrus
 - DG Flugzeugbau DG-1000
 - ICA IS-28
3. Було виявлено, що ICA IS-28 має значно нижче значення відносної дальності планерування. В наступних розділах буде здійснена спроба покращити характеристики крила цього планера, щоб в результаті збільшити його відносну дальність планерування.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 18 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

2. Теоретичне підґрунтя

Планер можна визначити як важчий за повітря літальний апарат, що тримається в польоті за рахунок реакції повітря на його поверхні, і політ якого не залежить принципово від рушійної установки [1]. І хоча існують такі планери, які устатковані невеликими двигунами або пропелерами, їх функція є допоміжною при зльоті або періодичній підтримці в повітрі, але не є основним забезпеченням польоту.

Після запуску планера, буксирування або лебідки тяга від зовнішнього джерела зникає. Планер здатний підтримувати швидкість, необхідну для стабільного польоту, перетворюючи накопичену ним потенціальну енергію в кінетичну, коли він ковзає вниз у неприскореному зниженні, міняючи висоту на відстань. Незважаючи на це, характеристики підйомної сили, лобового опору та коефіцієнта ковзання планера визначаються виключно його конструкцією та визначаються до зльоту [17].

На планер в польоті діє три сили – підйомна сила L , лобовий опір D та вага W . Рух планера визначається від величини та напрямку цих сил. Підйомна сила та лобовий опір залежать від форми та розміру ЛА, швидкості польоту та характеристик середовища. Лобовий опір напрямлений за траєкторією руху, підйомна сила – перпендикулярно до неї [6], що можна роздивитись на Рис. 2.1.

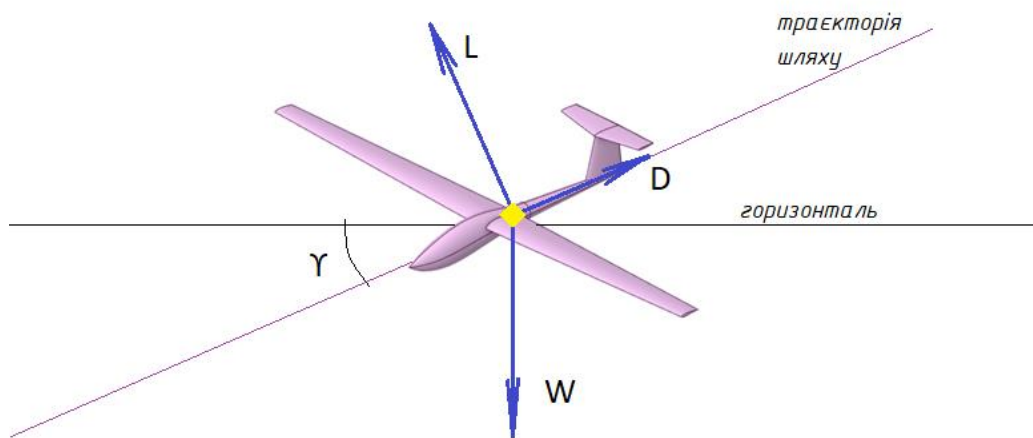


Рис.2.1. Сили, що діють на планер при польоті

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 19 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Відсутність тяги обумовлює постійний рух планера з втратою висоти.

Кут зниження називається кутом глісади Υ .

Баланс цих сил можна описати наступними рівняннями:

$$L \cdot \cos \Upsilon + D \cdot \sin \Upsilon = W \quad (2.1)$$

$$L \cdot \sin \Upsilon = D \cdot \cos \Upsilon, \quad (2.2)$$

де L – підйомна сила, D – лобовий опір, W – вага планера, Υ – кут глісади

Або еквівалентно:

$$L = W \cdot \cos \Upsilon = m \cdot g \cdot \cos \Upsilon \quad (2.3)$$

$$D = W \cdot \sin \Upsilon, \quad (2.4)$$

де m – маса планера, g – прискорення вільного падіння $\approx 9,8 \text{ м/с}^2$.

Таким чином коефіцієнт підйомної сили можна обчислити наступним чином:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S} = \frac{m \cdot g \cdot \cos \Upsilon}{q_\infty \cdot S}, \quad (2.5)$$

А коефіцієнт лобового опору можна виразити так:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S}, \quad (2.6)$$

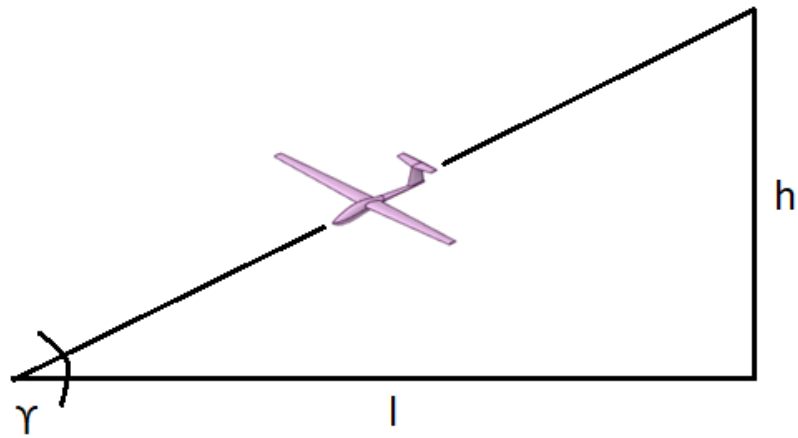
де C_L – коефіцієнт підйомної сили, C_D – коефіцієнт лобового опору, S – контрольна площа q_∞ - динамічний тиск, що можна виразити наступним чином:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty \cdot V_\infty^2, \quad (2.7)$$

де ρ – густина повітря, V – швидкість вільного потоку.

Інша характеристика планера це відносна дальність планерування, що є співвідношенням подоланої відстані Δl до зміни висоти Δh . Воно описане в формулі 2.8. та проілюстроване на Рис. 2.2.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 20 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



2.2. Відносна дальність планерування та кут глісади

Важчий планер знижується швидше, ніж легкий. Однак вага не впливає на відносну дальність польоту, тому що хоча важчий планер знижується швидше, він робитиме це на вищій швидкості. Літак знизиться швидше, але подолає таку ж відстань (з вищою швидкістю), що й легший планер із тим самим коефіцієнтом планування та стартовою висотою.

Важливим параметром є також аеродинамічна якість, що є співвідношенням підйомної L сили до лобового опору D . Як для літального апарату, що не має двигунів, для планера висока аеродинамічна якість є запорукою високої дальності польоту за рахунок зменшення кута глісади [6]. І в результаті покращується відносна дальність планерування. Справедлива така залежність:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{\Delta l}{\Delta h} = \tan \gamma, \quad (2.8)$$

де Δl – подолана відстань, Δh – зміна висоти.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 21 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Висновки до розділу

1. Були розглянуті основні принципи польоту планера. Коли повітря протікає навколо крила планера, виникає підйомна сила, яка дозволяє літальному апарату залишатися в повітрі. Крило планера створене для генерування максимальної підйомної сили з мінімальним опором.
2. Планер постійно рухається з втратою висоти через відсутність рушійної установки. Тому відносна дальність польоту, співвідношення подоланої відстані до одиниці зниження, є мірою його ефективності.
3. Відносна дальність польоту прямо пропорційна аеродинамічній якості, як наведено в рівнянні 2.8, це співвідношення взято за основу для цього дипломного проєкту для втілення спроби оптимізувати значення підйомної сили та лобового опору, щоб покращити аеродинамічну якість шляхом модифікації крила планера.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 22 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

3. ВИБІР ЗАСОБІВ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА

3.1. Застосування обчислювальної гідродинаміки в авіації

Експериментальні аеродинамічні випробування є складними та вартісними. До них можна віднести випробування в аеродинамічній трубі та льотні випробування. Для їх проведення необхідне спеціальне обладнання, як от аеродинамічна труба та датчики, багаторівнева підготовка, виготовлення низки прототипів. Вони потребують багато часу на підготовку та втілення. І хоча експериментальні випробування є необхідним кроком для повноцінної реалізації проєкту, на перших етапах проєктування вони не є доцільними.

Інший метод визначення аеродинамічних характеристик та аналізу і вирішення проблем пов'язаних з потоком навколо тіла – це обчислювальна гідрогазодинаміка. Цей підхід є гнучким. За його допомогою ми можемо провести попередню оцінку властивостей об'єкту та кількісно визначити зміни при внесенні модифікацій.

Складність гідрогазодинаміки полягає в тому, що вона базується на керівних рівняннях маси, імпульсу та енергії. Вони є рівняннями з частинними похідними, розв'язати аналітично які неможливо. Чисельні методи є надзвичайно важливими в гідрогазодинаміці, тому що на сьогоднішній день це єдиний спосіб точно розв'язати керівні рівняння для складних задач.

Найбільш поширеним чисельним методом гідрогазодинаміки є метод кінцевих об'ємів.

Звичайний теоретичний підхід до розв'язку таких задач є дуже складним та вимогливим, з високою вірогідністю помилок та похибок, з урахуванням людського фактору. Тому були розроблені спеціалізовані коди-розв'язувачі, які спроможні використовувати числові методи з дуже високою точністю.

Напочатку такі програми використовували виключно для дослідницьких цілей через високі обчислювальні витрати та, відповідно, часовитратність. Проте зі стрімким зростанням обчислювальної потужності, використання

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 23 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

впускний отвір і повітропроводи АPU, охолодження авіоніки, флаттер, конструкція для навантажень, розміщення вихрового генератора , громадський шум, послаблення вихрового сліду; червоним – майбутні можливості, до яких відносять сертифікація повітрозбирача, контрольні поверхні крила, конструкція для стабільності та контролю та конструкція для уникнення пошкоджень від зовнішніх джерел.

Подібна тенденція є і в компанії Airbus, що можна побачити на малюнку Рис.3.2.



Рис. 3.2. Використання обчислювальної гідрогазодинаміки для Airbus A380 [16], де синім кольором позначені зони використання у великій мірі: конструкція високошвидкісного крила, конструкція фюзеляжу, прогноз продуктивності, конструкція хвостового оперення, обробка даних про якість, конструкція червонного обтічника, дані про аеронавантаження, конструкція кінця крила, конструкція впускного отвору, конструкція гондоли, інтеграція силової установки; зеленим – помірного: спойлер/поверхні управління, передбачення флаттера, конструкція низькошвидкісного крила, вентиляція кабіни/авіоніки, компонент двигуна, конструкція сопла, термічний аналіз відсіку, статична деформація; червоним – зростає: прогнозування льоду, пристрої контролю потоку, ніс кабіни, вентиляція кабіни, конструкція реверсу

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 25 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

тяги, конструкція входу/виходу, ефект ґрунту, зовнішні джерела шуму, конструкція паливної системи.

Дедалі більше обчислювальна гідрогазодинаміка використовується в міждисциплінарному проектуванні та аналізі аерокосмічної продукції. Приклади цього включають високошвидкісну аеродинамічну конструкцію з урахуванням гнучкості крила (аеропружність), моделі обледеніння, моделі поширення шуму в дальній зоні та пов'язану теплопередачу. Використання ряду інструментів для розрахунку переваг формування польоту для великих літаків має великий потенціал. Результати обчислювальної гідрогазодинаміки рідини все частіше порівнюють безпосередньо з льотними випробуваннями, оминаючи випробування в аеродинамічній трубі, і статус двох джерел інформації в процесі проектування та корпоративній культурі поступово змінюється, і організації успішно використовують обидва.

3.2. Число Рейнольдса

Цей дипломний проєкт застосовує обчислювальну гідрогазодинаміку для моделювання потоку навколо тіла (профіль крила, крило). Говорячи про течію газу або рідини, варто зважати на режими цієї течії. Такими режимами є ламінарна та турбулентна течія.

Ламінарний потік виражений плавним рухом часточок газу або рідини, що створюють шари, які не змішуються. Для турбулентного ж потоку характерний нестійкий рух часточок, що результує у молекулярне та швидкісне змішування, створюючи нескінченно малі вихорі і більші структури, що робить дослідження потоку вкрай складним. Ці типи дуже різні, проте головна їх відмінність простежується в примежовому шарі [18]. Це область в якій швидкість вільного потоку дуже сильно варіюється при контакті потоку з поверхнею, нульова швидкість фіксується в зоні, що розташована безпосередньо біля стінки. Вплив турбулентного та ламінарного ПШ є різним на потік. Через напругу зсуву, що виникає між поверхнею та рідиною чи газом а також через несприятливі градієнти тиску, створювані на аеродинамічному

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 26 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

профілі через зміни швидкості вздовж його хорди іноді втрачається швидкість течії, що призводить до такого явища як відрив потоку, коли потік від'єднується від стінки. Це явище пов'язане з ламінарною течією і часто при виникненні турбулентності він приєднується назад, через більшу енергію притаманну такому типу потоку.

На цьому етапі варто звернутись до числа Рейнольдса. Це безрозмірна величина, що виражає співвідношення між інерційними та в'язкісними силами в рідині або газі.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}, \quad (3.1)$$

де ρ – густина потоку; V – швидкість течії; L – характеристична довжина, яка залежить від задачі, це може бути наприклад хорда крила; μ – динамічна в'язкість потоку.

Критичне число Рейнольдса варіюється в залежності від властивостей потоку та дає можливість його зрозуміти. Цей параметр може бути виражений глобально для всього потоку, або локально для його певної частини.

Використовуючи локальні змінні можна оцінити стан окремих ділянок.

Базуючись на тому, що число Рейнольдса може слугувати індикатором типу потоку, його можна застосувати для визначення чи течія є ламінарною чи турбулентною, і де відбувається перехід між цими станами. Варто також зазначити, що коли потік вступає в контакт з поверхнею, він спершу має ламінарні властивості. Коли ж він досягає критичного числа Рейнольдса, починається турбулентний перехід, коли течія варіюється між двома станами, а пізніше переходить в турбулентну. Для потоку навколо пласкої пластини критичне число Рейнольдса може варіюватись від $3E+05$ до $1E+06$, для профілів крила воно також варіюється від форми, проте також знаходиться приблизно в тому ж діапазоні.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 27 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

3.3. Моделі турбулентності

Турбулентність в цілому є доволі складним процесом для обчислювальної гідрогазодинаміки, відповідно і область переходу викликає труднощі при симуляції. Тим не менш були розроблені моделі розв'язку, які дозволяють отримувати хороші результати.

До цих моделей відносяться $k - \omega$ SST та Transition SST ($\gamma - Re\theta$).

Модель $k - \omega$ SST стала по суті поєднанням двох попередніх моделей $k - \omega$ та $k - \epsilon$. $k - \epsilon$ вирізняється хорошими результатами обрахунку вільного потоку, тобто потоку поза примежовим шаром, в той час як $k - \omega$ добре проявляється застосуванням для самого примежового шару близько до стінки. Модель SST використовує рівняння k моделі $k - \omega$, та переписує рівняння ω як $\omega = k * \epsilon$, поєднуючи таким чином обидві моделі і отримуючи їх переваги як для вільного потоку, так і для примежового шару.

Моделі турбулентного переходу, як Transition, SST ($\gamma - Re\theta$) в аеродинаміці використовуються здебільшого для коректного передбачення поведінки примежового шару. Модель переходу є підходом до вирішення проблем уникнення нелокальної інформації в моделях на основі кореляції. Метою цієї моделі є уникнення недоліків вихідної формули турбулентності та калібрування більшого спектру умов потоку. Нова форма використовує два рівняння переносу, які є переривчастістю, яка використовується для початку процесу переходу, і рівняння, сформульоване для уникнення нелокальних операцій, введених величинами, що використовуються в експериментальних кореляціях, таких як $\gamma Re\theta$. Друге рівняння в цьому випадку є рівнянням для локальної товщини імпульсу числа Рейнольдса, яке використовується для ініціювання переходу з локальними умовами.

Для всіх згаданих турбулентних моделей необхідно контролювати відстань від стінки до першого центроїда комірки в сітці (встановивши відповідну висоту першого шару), щоб гарантувати, що примежовий шар буде коректно обчислено турбулентною моделлю. Ця відстань визначається

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 28 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

значенням y^+ . Значення y^+ — це безрозмірна висота сітки і є функцією властивостей рідини та коефіцієнта поверхневого тертя, як показано в рівнянні 3.2.

$$y^+ = \frac{y \cdot u_t}{\nu}, \quad (3.2)$$

де

$$y^+ = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad (3.3)$$

де y - нормальна відстань від стінки до першої комірки-центроїда, u_t – швидкість тертя біля найближчої стінки, ν – кінематична в'язкість, τ_w – напруга зсуву стінки.

Щоб моделі могли досягти збіжності, значення y^+ повинні бути в діапазоні від 0,1 до 1, з відносно низьким темпом зростання та проміжним інтервалом сітки в області переходу.

3.4. Програмне забезпечення

На сьогоднішній день найбільш поширеним програмним забезпеченням для промислового застосування обчислювальної гідрогазодинаміки, є застосунки Fluent та CFX компанії ANSYS [19] і STAR CCM+ [20]

Виходячи з мети цього дипломного проєкту, попереднього досвіду та доступності засобів було прийнято рішення провести дослідження за допомогою обчислювальної гідрогазодинаміки в застосунку Fluent.

Програмне забезпечення Fluent ANSYS це комерційна програма для моделювання рідинних та газових потоків, турбулентності та інших пов'язаних фізичних явищ. Воно дозволяє отримувати доволі точні та швидкі результати, базуючись на обчислювальній гідрогазодинаміці. Також варто відзначити його зручність, адже в одному застосунку присутні ряд інструментів для аналізу, налаштування роз'язувача, пост-обробки та оптимізації. Fluent може використовуватись як окремий застосунок, або поєднуватись з іншими застосунками ANSYS на сторінці проєкту Workbench.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 29 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Висновки до розділу

В цьому розділі було досягнуто таких результатів:

1. Розглянуті застосування комп'ютерного моделювання на основі обчислювальної гідрогазодинаміки. На сьогодні обчислювальна гідрогазодинаміка є одним з основних інструментів як в наукових дослідженнях, так і в промисловості.
2. Розглянуто та затверджено для дослідження 2 моделі турбулентності: $k - \omega$ SST та Transition SST ($\gamma - Re\theta$)
3. В якості програмного забезпечення було обрано застосунок Fluent, ANSYS.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 30 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

4. ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОФІЛЮ КРИЛА

Для двовимірного дослідження було взято профіль крила Wortmann FX-61-163. В цьому розділі буде побудована геометрія профілю, втілена побудова сітки для обчислень, проведено дослідження сітки на незалежність, моделювання потоку навколо профілю та валідація результатів.

4.1. Геометрія та дискретизація

Для побудови геометрії був використаний ресурс Airfoiltools [22], з якого було взято координати профілю.

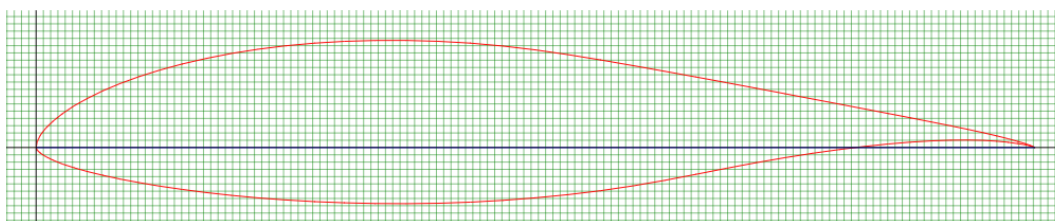


Рис. 4.1. Профіль крила FX-61-163

Алгоритм побудови обчислювального домену:

1. З сайту Airfoiltools був завантажений файл з координатами профілю крила FX-61-163 в форматі .csv
2. В застосунку Design Modeler обрано інструмент побудови кривої і був завантажений файл з попереднього пункту
3. Крива була візуально перевірена на цілісність і відповідність.
4. Для цього випадку був побудований С-подібний домен (Рис 4.1.2.).

Така форма є більш гнучкою, бо дозволить нам змінювати кут атаки при завданні параметрів для розв'язку. Також розглядався О-подібний домен, проте з ним гірше досягається конвергенція, тож для цілей цього дослідження було надано перевагу С-подібному.

Радіус півкола дорівнюватиме 7,5 хордам крила, тобто 7,5 м; прямокутник – 15 хордам, тобто 15м , щоб охопити всю поверхню профілю.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 31 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

5. Для зручності побудови структурованої сітки було додано ще 2 прями – одну на відстані 0,25м від передньої кромки, другу, що відповідає задній.
6. Лінії, що окреслюють домен, були перетворені на поверхню. Поверхня типу fluid.
7. За допомогою інструменту Boolean з домену відняли поверхню профіля крила.
8. Домен розбито на окремі поверхні за вертикальними лініями та за віссю OX.

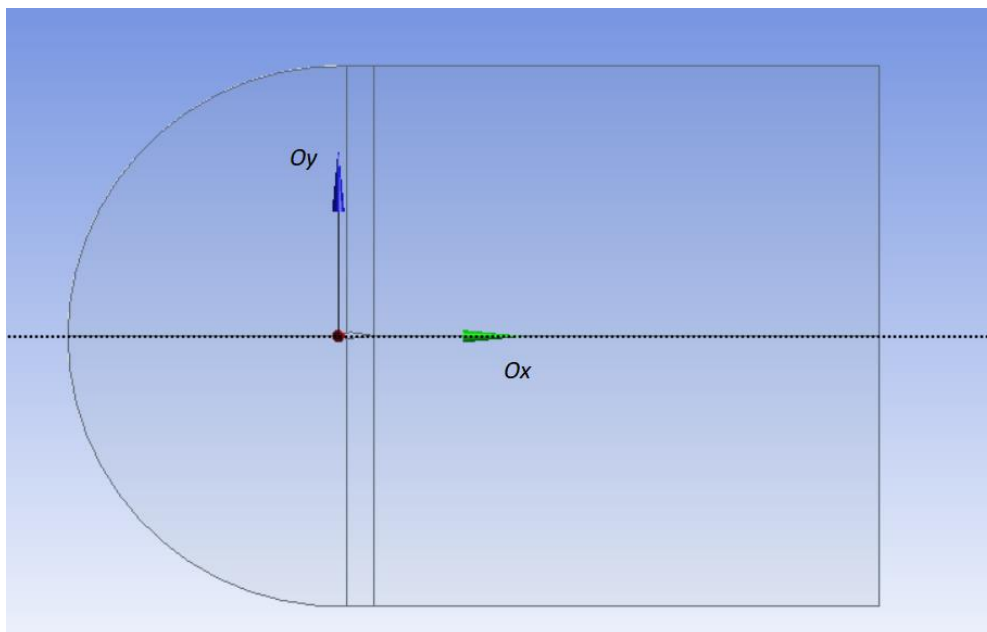


Рис 4.2. Контрольний домен навколо профілю

В застосунку Meshing була побудована структурована сітка з чотирикутними елементами (Рис 4.1.4.).

Алгоритм побудови сітки:

1. Грані домену умовно поділені на групи, як зображено на рис. 4.1.3.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 32 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

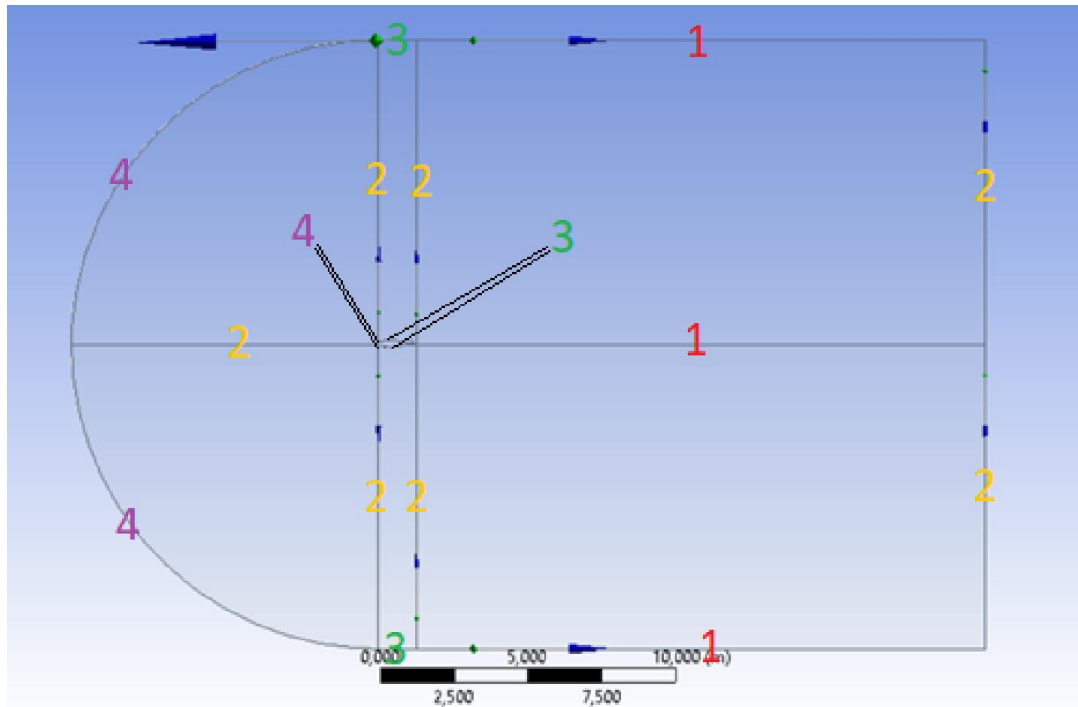


Рис. 4.3. Грані домену, розбиті на групи для побудови сітки

2. Для розбиття граней на елементи був використаний елемент Edge sizing
3. Група 1 була розбита на 130 елементів, зі зменшенням розміру в напрямку профілю
4. Група 2 була розбита на 250 елементів, зі зменшенням розміру в напрямку середини домену
5. Група 3 була розбита на 210 елементів
6. Група 4 була розбита на 90 елементів
7. Було застосовано інструмент Face meshing з вибором чотирикутних елементів до всіх шести поверхонь домену

Кількість елементів розбиття було визначено методом підбору таким чином, щоб безпосередньо поблизу профілю перехід між чарунками був якомога менш помітним.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 33 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

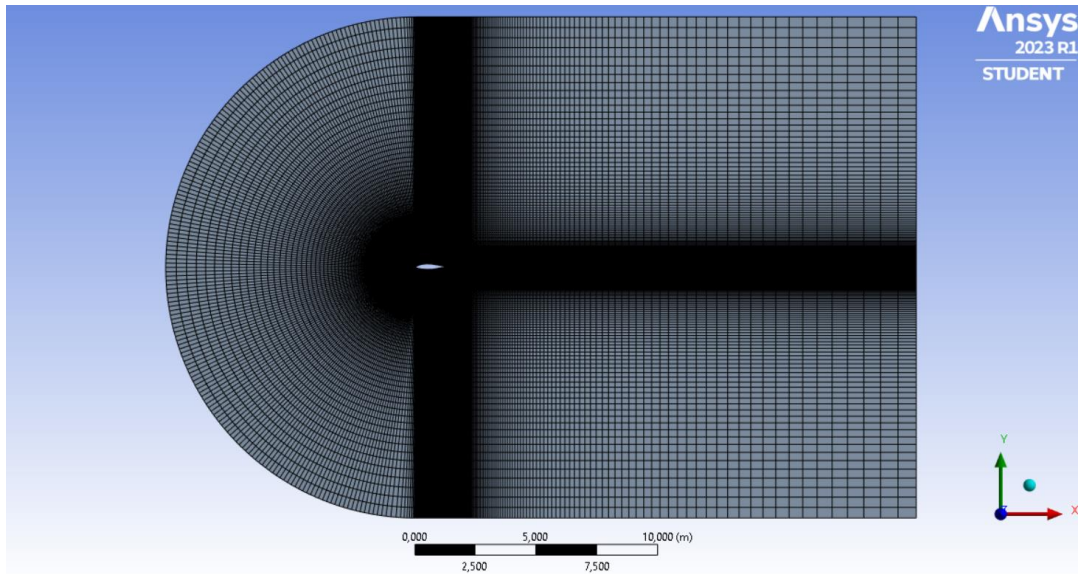


Рис 4.4. Сітка домену навколо профілю крила FX-61-163, побудована в ANSYS Meshing

Кількість чарунок - 219 500. Розмір елементів зменшується в напрямку від зовнішніх країв домену до профілю крила (Рис 4.1.5 – 4.1.6), щоб більш точно та коректно змоделювати процеси, що відбуваються безпосередньо навколо профілю.

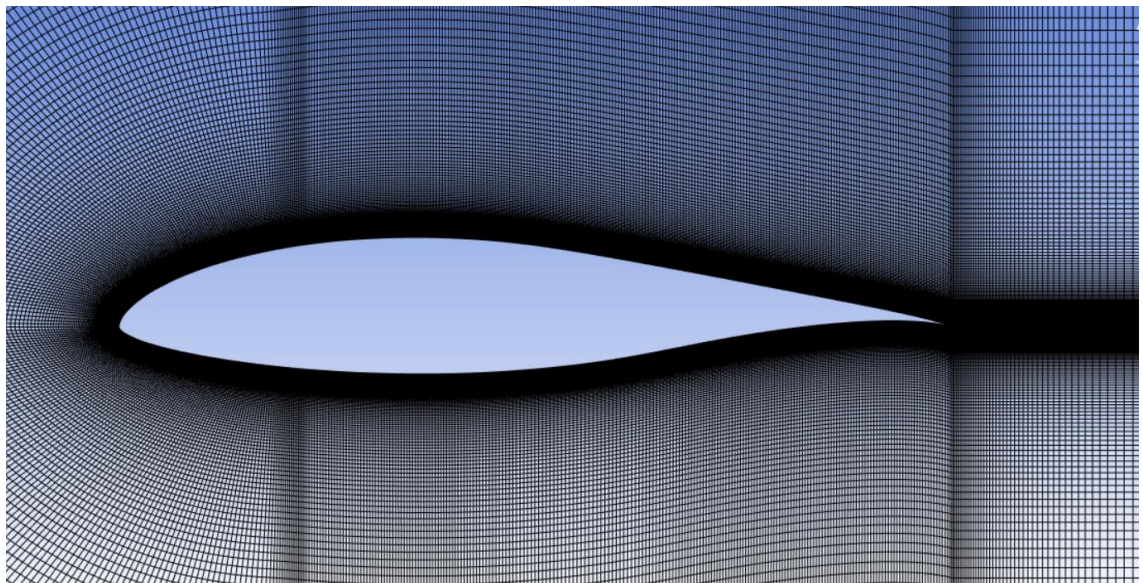


Рис 4.5. Сітка домену навколо профілю крила FX-61-163, побудована в ANSYS Meshing, приближення до профілю

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш 34 |
| | | | | | | |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

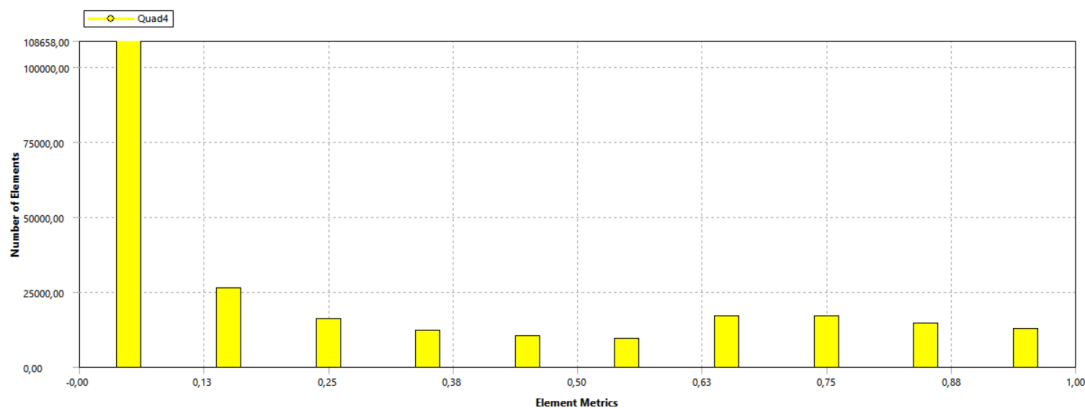


Рис 4.6. Метрика сітки

При побудові сітки переконались, що всі елементи були успішно згенеровані і невдалих елементів немає (Рис 4.1.7)

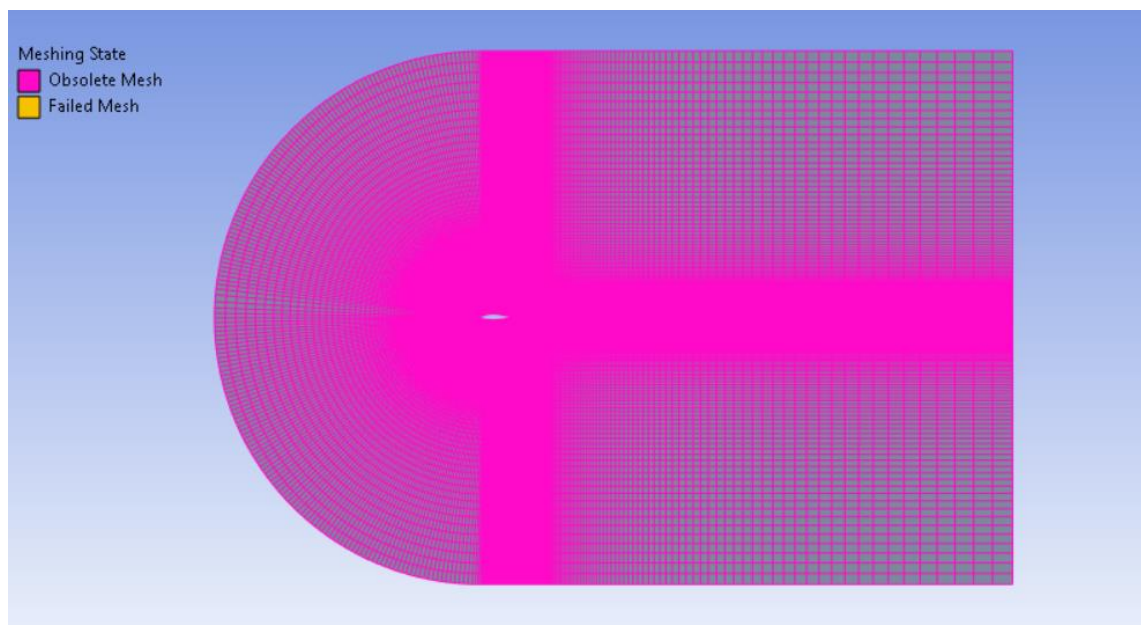


Рис 4.7. Стан сітки, всі елементи успішно згенеровані

Задля перевірки відповідності висоти пристінкового шару сітки біля профілю крила був проведений його попередній розрахунок за допомогою калькулятора $Y+$ [23]. Виходячи з умови, що для точного моделювання має виконуватись умова $Y+ < 1$, параметр $Y+$ в розрахунку зазначено 1,0. Був отриманий розмір висоти 0.00001324 м. За допомогою лінійки в застосунку Meshing виміряли це значення в декількох точках: задня кромка крила, середини нижньої та верхньої поверхонь та передня кромка крила. (рис 4.1.5. а-г). а) 0,00000877 м, б) 0,00000871 м, в) 0,00000865 м, г) 0,00000877 м, всі

виміри менше за попередню обраховану висоту, отже на даному етапі бажаної точності було досягнуто.

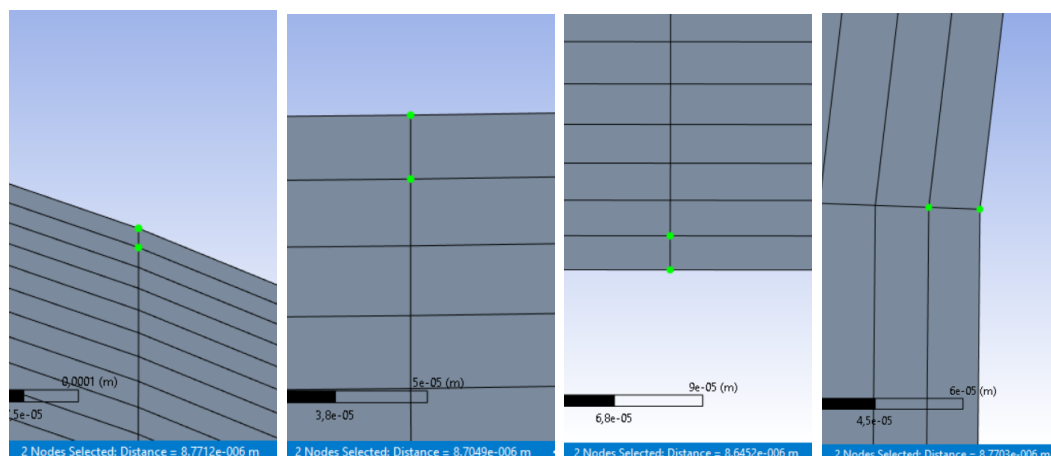


Рис 4.8. Вимірювання висоти першого шару сітки від профілю крила в різних локаціях: а) біля задньої кромки; б) на середині нижньої поверхні; в) середина верхньої поверхні; г) передня кромка крила.

Варто зазначити, що розрахунок висоти першого елементи сітки вище є лише попереднім і справжнє значення Y^+ буде визначено вже під час обробки результатів симуляції.

4.2. Дослідження сітки на незалежність

Задля перевірки впливу сітки на результати моделювання застосуємо метод індексу збіжності сітки. Треба побудувати ще 2 сітки таким самим методом, що й в попередньому розділі: одну більш грубу, другу – більш дрібну.

Цільова зміна сітки – в два рази, при збереженні початкової структури. Так як даний домен це двовимірний об'єкт, індекс перетворення сітки дорівнюватиме $\sqrt{2} = 1,41$. Цей індекс було застосовано до кількості розбиття країв домену.

В дному дослідженні прийнята змінна ϕ_i , що відповідає коефіцієнту підйомної сили та лобового опору, де індекс 1 відповідає дрібній сітці, 2 – середній, 3 – грубій.

Можливі чотири типи поведінки змінної ϕ під час уточнення сітки:

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 36 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

- Монотонна збіжність
- Монотонна розбіжність
- Коливальна збіжність
- Коливальна розбіжність

Позитивним результатом дослідження методом індексу збіжності сітки є монотонна та коливальна збіжності.

Критерієм оцінки є співвідношення:

$$\frac{\epsilon_{21}}{\epsilon_{32}}, \quad (4.1)$$

де

$$\epsilon_{32} = \phi_3 - \phi_2, \epsilon_{21} = \phi_2 - \phi_1 \quad (4.2)$$

- $0 < \frac{\epsilon_{21}}{\epsilon_{32}} < 1$; Монотонна збіжність
- $-1 < \frac{\epsilon_{21}}{\epsilon_{32}} < 0$; Коливальна збіжність
- $\frac{\epsilon_{21}}{\epsilon_{32}} < -1$; Коливальна розбіжність
- $\frac{\epsilon_{21}}{\epsilon_{32}} > 1$; Монотонна розбіжність

Було проведено серію попередніх симуляцій при швидкості $V = 29.5$ м/с, $Re = 2E+06$.

Результати обчислення наведені в таблиці 4.1.

| | | | | | | |
|------------|-------------|-----------------|---------------|-------------|---------------------------------|--------------|
| | | | | | <i>AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ</i> | <i>Аркуш</i> |
| | | | | | | 37 |
| <i>Зм.</i> | <i>Арк.</i> | <i>№ докум.</i> | <i>Підпис</i> | <i>Дата</i> | | |

Результати дослідження сітки

| Параметр | Груба ϕ_3 | Середня ϕ_2 | ϵ_{32} | Дрібна ϕ_1 | ϵ_{21} | $\epsilon_{21}/\epsilon_{32}$ |
|------------------------------|----------------|------------------|-----------------|-----------------|-----------------|-------------------------------|
| Кількість елементів, N | 109 750 | 219500 | - | 419000 | - | - |
| Коефіцієнт підйомної сили C1 | 0,667090 | 0,656709 | 0,010380 | 0,650159 | 0,006551 | 0,631043 |
| Коефіцієнт лобового опору Cd | 0,015116 | 0,015099 | 1,73E-05 | 0,015105 | -5,883E-06 | -0,339940 |

Виходячи з попередніх умов за змінною коефіцієнт підйомної сили було досягнуто монотонної збіжності ($\epsilon_{21}/\epsilon_{32} < 1$). З коефіцієнтом лобового опору – коливальної збіжності ($\epsilon_{21}/\epsilon_{32} < -1$).



Рис 4.9. Збіжність по підйомній силі монотонного характеру

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 38 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



Рис 4.10. Збіжність по лобовому опору коливального характеру

Отже, провівши моделювання з 3 сітками переконались, що вони досягли збіжності: монотонного характеру за підйомною силою, коливального характеру за лобовим опором. Тож можна зробити висновок, що результати дослідження є незалежними від сітки. Побудована сітка є адекватною та може використовуватись в наступному пункті.

Також після завершення обрахунку було перевірене значення Y^+ вздовж кривої профілю. Значення є задовільними.

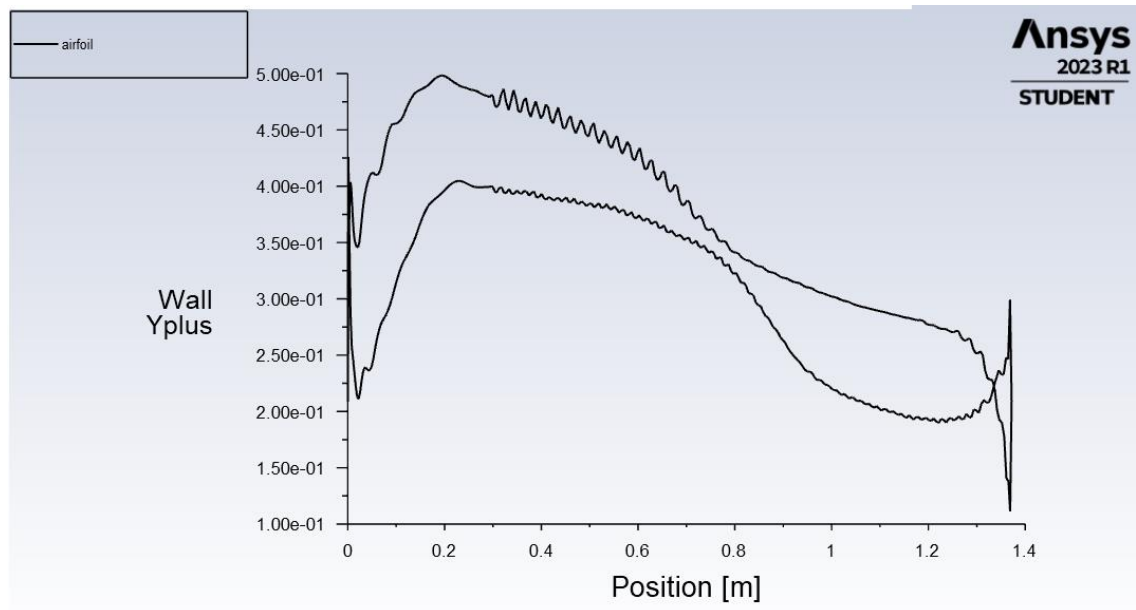


Рис. 4.11. Значення Y^+ вздовж профілю крила

4.3. Розв'язок та обробка результатів

Для початку варто зазначити, що граничні умови це фізичні властивості для визначення задачі, що виражені математично як припущення, які дозволяють втілити симуляцію. Граничні умови використані в цьому проєкті описані в таблиці 4.2. та зображені на рис. 4.12.:

Таблиця 4.2.

Граничні умови для моделювання потоку навколо профілю крила

| | |
|---|---|
| Вхід (Inlet) | Потік повітря з постійною швидкістю, що задається координатами X та Y. |
| Вихід (Outlet) | Вихід статичного тиску з абсолютним тиском, встановленим на 1 атм, щоб показати відсутність збурень |
| Стінка з вільним ковзанням (Free Slip Wall) | Представляє границі обчислювального домену, достатньо віддалена від поверхні профіля, і таким чином не впливає на процеси, що протікають безпосередньо навколо нього. |
| Стінка (Wall) | Представляє поверхню профілю крила. |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 40 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

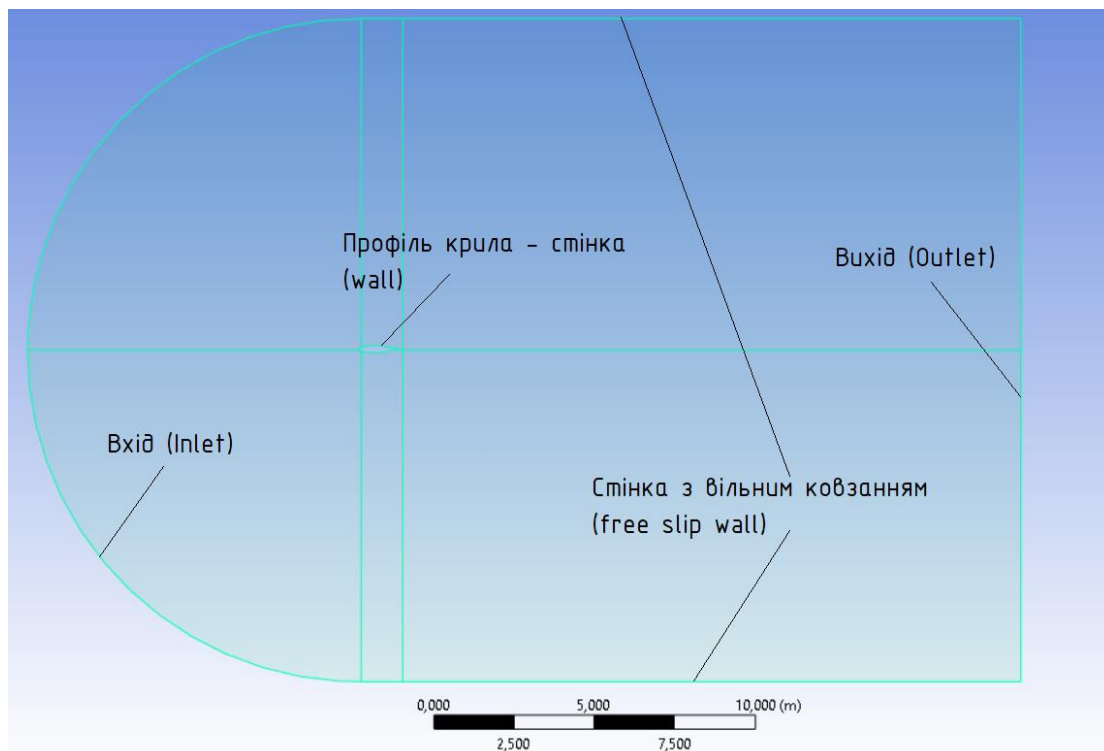


Рис. 4.12. Налаштування границь обчислювального домену

Робоче тіло в цьому дослідженні – повітря. З довідникового матеріалу [24] його фізичні властивості за стандартного атмосферного тиску, при температурі в 20° (293,15К):

- Густина $\rho = 1,204 \text{ кг/м}^3$
- Динамічна в'язкість $\mu = 1,81 \text{ E-5 Н}\cdot\text{с/м}^2$
- Кінематична в'язкість $\nu = 1,51 \text{ E-5 м}^2/\text{с}$
- Швидкість звуку $c = 343,3 \text{ м/с}$
- Газова константа $R = 2,869 \text{ E+2 Дж/кг}\cdot\text{К}$

Швидкість потоку на вході відповідає числу Рейнольдса в 2E+06, та, враховуючи довжину хорди, дорівнює 29.5 м/с.

$$V = \frac{Re \cdot \mu}{\rho \cdot l} = 29.5 \text{ м/с} \quad (4.3)$$

Обрахунок числа Маха для наведених умов

$$Ma = \frac{V}{c} = 0,081 \quad (4.4)$$

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 41 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Обраховане число Маха менше за 0.3 отже потік можна вважати стисливим і як наслідок при моделювання можна використовувати методи, засновані та тиску.

У розв'язувачі було використано дві моделі турбулентності, Transition SST та $k - \omega$ SST, встановлені на основі тиску тому що потік прийняли як нестисливий, використовуючи зв'язане рішення для тиску та швидкості для посилення збіжності, дискретизація другого порядку була використана в нетурбулентних рівняннях.

Так як це двовимірна задача, яка потребує відносно невеликого обчислювального ресурсу, точність залишків налаштовано на $1e-07$, щоб досягти більш високої точності обрахунку. Також додані додаткові умови збіжності, коефіцієнти підйомної сили та лобового опору не повинні змінюватися в п'ятій десятковій комі протягом 30 ітерацій до досягнення збіжності.

В ході проведення серії симуляцій з КА 0° , $3,5^\circ$, $7,5^\circ$ та $9,5^\circ$ отримали та опрацювали результати коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору (Таб.4.3.2- 4.3.9).

Валідація результатів проведена на основі експериментальних даних з дослідження L.M.M. Voermans та H.J.W. Selen [25]

Таблиця 4.3.

Дані дослідження та експериментальні 0° КА

| Змінні | Дані $k-\omega$ | Дані Transition | Експериментальні дані |
|---------------------------|-----------------|-----------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 0,463 | 0,529 | 0,470 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0114 | 0,0056 | 0,007 |

Таблиця 4.4.

Похибки валідації 0° КА

| Змінні | Різниця k- ω , % | Різниця Transition, % |
|---------------------------|-------------------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 1,5% | 11,3% |
| Коефіцієнт лобового опору | 36,4% | 16,7% |

Таблиця 4.5.

Дані дослідження та експериментальні 3,5° КА

| Змінні | Дані k- ω | Дані Transition | Експериментальні дані |
|---------------------------|------------------|-----------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 0,849 | 0,925 | 0,830 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0135 | 0,0077 | 0,0078 |

Таблиця 4.6.

Похибки валідації 3,5° КА

| Змінні | Різниця k- ω , % | Різниця Transition, % |
|---------------------------|-------------------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 2,2% | 10,3% |
| Коефіцієнт лобового опору | 42,2% | 1,3% |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 43 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Таблиця 4.7.

Дані дослідження та експериментальні 7,5° КА

| Змінні | Дані k- ω | Дані Transition | Експериментальні дані |
|---------------------------|------------------|-----------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 1,259 | 1,345 | 1,350 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0181 | 0,0117 | 0,0115 |

Таблиця 4.8.

Похибки валідації 7,5° КА

| Змінні | Різниця k- ω , % | Різниця Transition, % |
|---------------------------|-------------------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 7,1% | 1,8% |
| Коефіцієнт лобового опору | 36,2% | 1,7% |

Таблиця 4.9.

Дані дослідження та експериментальні 9,5° КА

| Змінні | Дані k- ω | Дані Transition | Експериментальні дані |
|---------------------------|------------------|-----------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 1,437 | 1,529 | 1,4 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0220 | 0,0157 | 0,0170 |

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 44 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Похибки валідації 9,5° КА

| Змінні | Різниця k- ω , % | Різниця Transition, % |
|---------------------------|-------------------------|-----------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 2,6% | 8,4% |
| Коефіцієнт лобового опору | 22,7% | 8,3% |

В результаті обрахунку та валідації результатів була виявлена питома для обчислювальної гідрогазодинаміки тенденція – лобовий опір передбачити складніше, ніж підйомну силу. Особливо це справедливо для моделі k – ω SST, похибка цього параметру в якій дорівнювала 36,4%, 42,2%, 36,2% та 22,7%, в той час як для підйомної сили отримали 1,5%, 2,2%, 7,1% та 2,6%. За допомогою моделі Transition SST вдалось отримати набагато точніші результати. Для лобового опору 16,7%, 4%, 1,7% та 8,3%.

Відмінності результатів розв'язку двох моделей та експериментальних даних наочно можна простежити та графіках залежності коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору від кута атаки, та взаємної залежності коефіцієнтів, поляри крила. Рис. 4.13 – 4.15.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 45 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

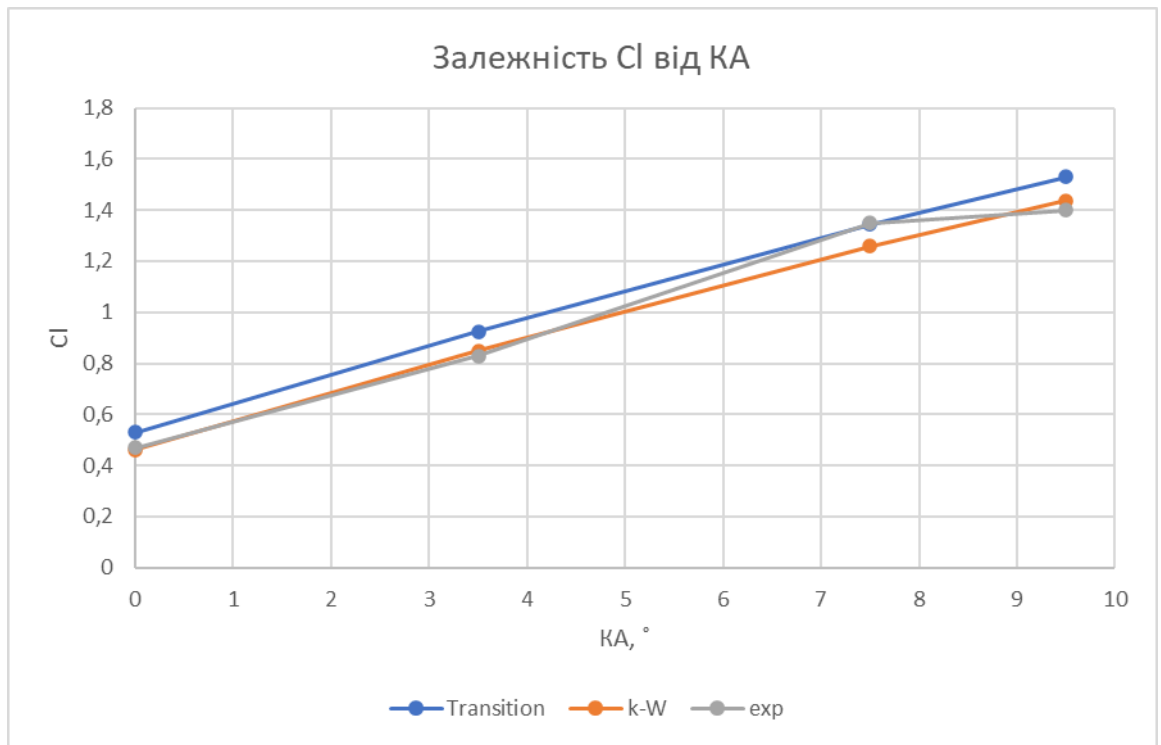


Рис. 4.13. Залежність підйомної сили від КА для трьох комплектів даних

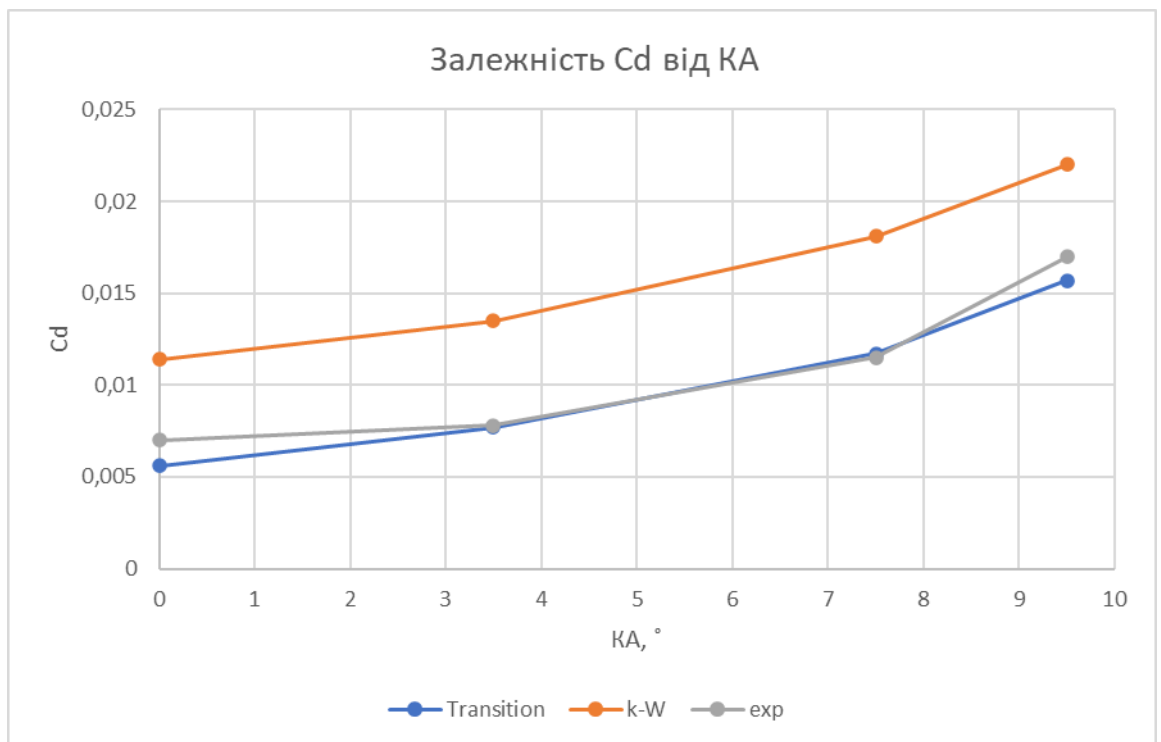


Рис. 4.14. Залежність лобового опору від КА для трьох комплектів даних

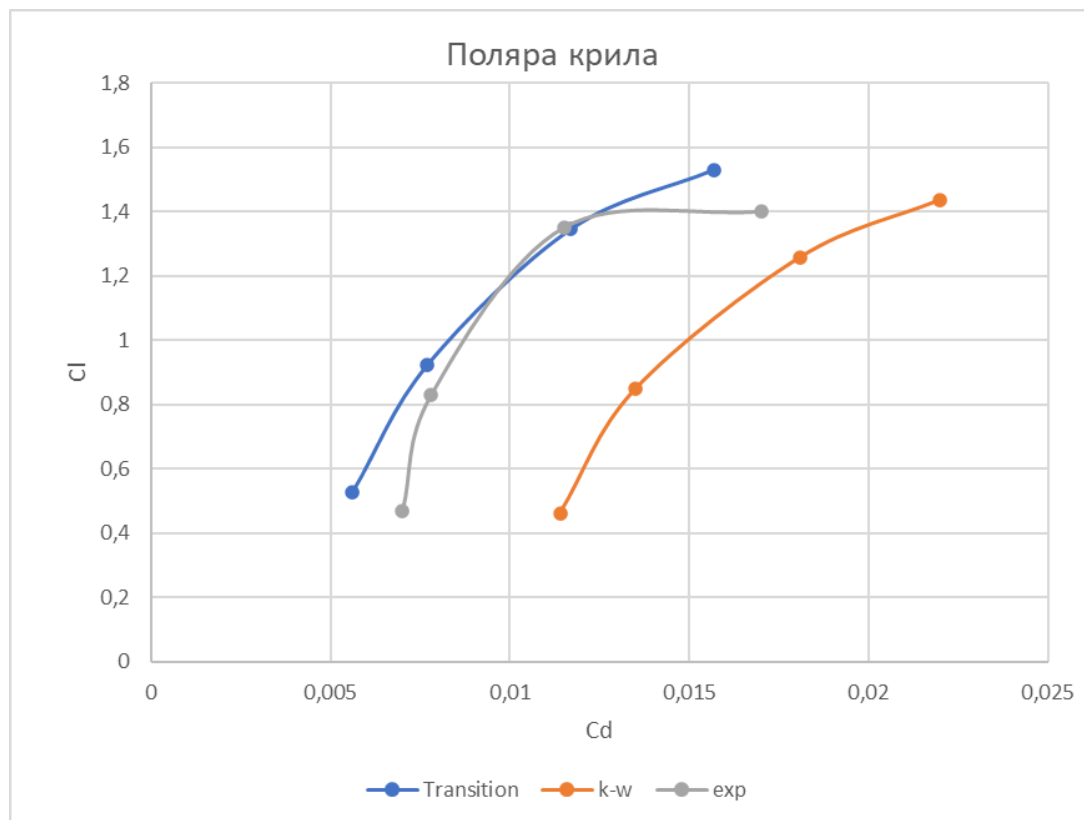


Рис. 4.15. Поляра крила для трьох комплектів даних

Враховуючи результати, було прийнято рішення проводити дослідження з оптимізації на основі моделі Transition SST.

Висновки до розділу

В цьому розділі:

1. Було створено геометрію профілю крила Wortmann FX-61-163 та обчислювальний домен навколо нього. Була побудована структурована сітка з прямокутними елементами.
2. Сітка була досліджена на незалежність з позитивним результатом.
3. Була проведена серія симуляцій при $Re = 2E+06$ з залученням двох моделей турбулентності, що базуються на тиску, Transition SST та $k-\omega$ SST, результати симуляцій були опрацьовані та верифіковані, цільовими параметрами виступили коефіцієнт підйомної сили та лобового опору. Transition SST дала кращі результати, отже при наступних дослідженнях буде використовуватись така конфігурація.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 47 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

5. ОПТИМІЗАЦІЯ ФОРМИ ПРОФІЛЮ

Метою оптимізації буде зміна геометрії профілю задля отримання кращого співвідношення підйомної сили та лобового опору. Буде використано модуль Adjoint Solver [25], що дозволяє оптимізувати форму до бажаних параметрів.

5.1. Налаштування модуля

Інструменти Adjoint Solver не узгоджуються з моделлю Transition SST, тому буде проведена одна симуляція з Transition SST зі збором даних, наступна з Standart $k - \omega$, з нею ж проведена оптимізація, а після цього результуючі зміни оцінені за допомогою Transition SST, так як ця модель є більш точною, і в чому ми змогли переконатись в минулому розділі.

Результати симуляцій з застосуванням таких самих умов, що і в розділі 4.3. наведені в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1.

Результати обчислень до оптимізації

| Змінна | Standart $k - \omega$ | Transition SST |
|----------------------|-----------------------|----------------|
| Підйомна сила, Н | 257,355 | 282,052 |
| Лобовий опір, Н | 6,3746 | 2,9747 |
| Аеродинамічна якість | 40,4 | 94,8 |

Були внесені наступні налаштування. Були створені об'єкти спостереження: підйомна сила (lift) та лобовий опір (drag). Методи розрахунку налаштовані такі ж, як і при попередньому дослідженні.

Область зміни геометрії – навколо профілю крила

Таблиця 5.2.

Координати області зміни геометрії

| | X, м | Y, м |
|-------------|-------|-------|
| Мінімальне | -0,25 | -0,08 |
| Максимальне | 1,25 | 0,13 |

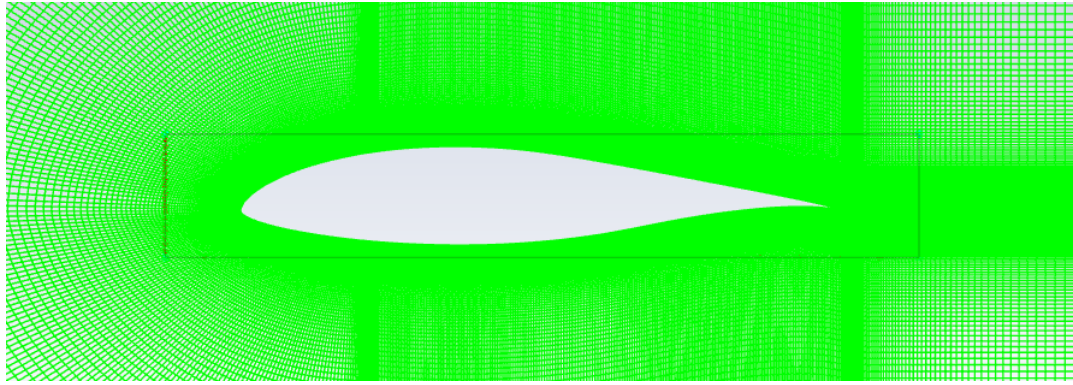


Рис. 5.1. Область цільової зміни геометрії

Цільова зміна об'єктів спостереження

Наступним кроком було налаштування цільової зміни об'єктів спостереження. Буде проведена спроба збільшити підйомну силу на 10%, та зменшити опір на 10%.

Таблиця 5.3.

Налаштування цільової зміни параметрів

| Об'єкт спостереження | Значення до зміни, Н | Цільова зміна, % | Попередня зміна значення, Н |
|----------------------|----------------------|------------------|-----------------------------|
| Підйомна сила | 257,35542 | 15 | 38,603 |
| Лобовий опір | 6,3745911 | -5 | -0,3187 |

На даному етапі варто зазначити, що цільова зміна є лише орієнтиром для роз'язувача. В результаті обрахунку в великою вірогідністю отримані дані будуть меншими.

Попередня форма оптимізованого профілю зображена на Рис. 5.1.2.

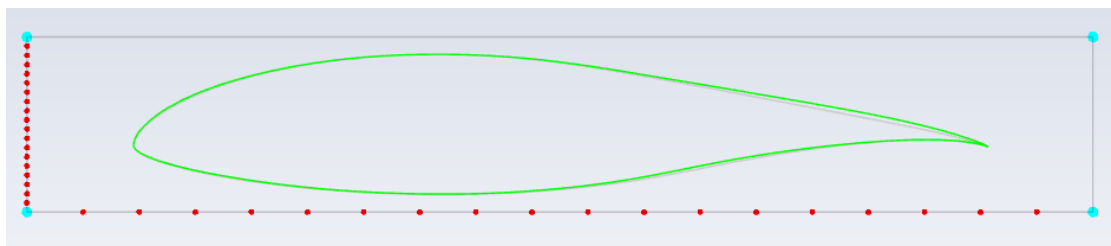


Рис. 5.2. Попередня форма оптимізованого профілю: сірий – вихідна форма, зелений – модифікована

5.2. Обробка та оцінка результатів

Отримали позитивні результати оптимізації. Вдалось збільшити підйомну силу на 8,8%, зменшити опір на 0,013%. Попередній обрахунок аеродинамічної якості показує приріст в 10,1%.

Таблиця 5.4.

Результат оптимізації вимірюваний в різниці в цільових параметрах

| Об'єкт спостереження | Значення до оптимізації | Значення після оптимізації | Зміна значення | Відсоткова зміна значення |
|----------------------|-------------------------|----------------------------|----------------|---------------------------|
| Підйомна сила, Н | 257,355 | 280,051 | 22,696 | 8,8 |
| Лобовий опір, Н | 6,375 | 6,3668 | -0,0078 | 0,13 |
| Аеродинамічна якість | 40,372 | 43,986 | 3,614 | 10,1 |

Були проведені симуляції з оптимізованою геометрією з залученням моделі турбулентності Transition SST задля отримання більш точних результатів, тому що з попереднього досвіду ця модель є більш надійною.

Таблиця 5.5.

Дослідження впливу оптимізації на аеродинамічну якість при $\text{КА } 0^\circ$

| Об'єкт спостереження | Значення до оптимізації | Значення після оптимізації | Зміна значення | Відсоткова зміна значення |
|----------------------|-------------------------|----------------------------|----------------|---------------------------|
| Підйомна сила, Н | 282,052 | 307,830 | 25,778 | 9,14 |
| Лобовий опір, Н | 2,975 | 3,065 | 0,09 | 3,03 |
| Аеродинамічна якість | 94,8 | 100,45 | 5,65 | 5,96 |

В результаті дослідження з застосуванням Transition SST отримані результати зростання підйомної сили на 9,14%, лобового опору на 0,9% і аеродинамічної якості на 5,96%. Зростання лобового опору не вважається позитивним результатом, проте в загальному контексті покращення аеродинамічної якості прийнято допустимим.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 50 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Зміну геометрії в результаті оптимізації можна розглянути на Рис.5.2.1. Найбільш вираженим змінам піддалися перша третина від передньої кромки крила верхньої поверхні профілю та остання третина на нижній поверхні. Проте певні відмінності наявні майже скрізь вздовж кривої профілю за виключенням власне зони передньої та задньої кромки крила.

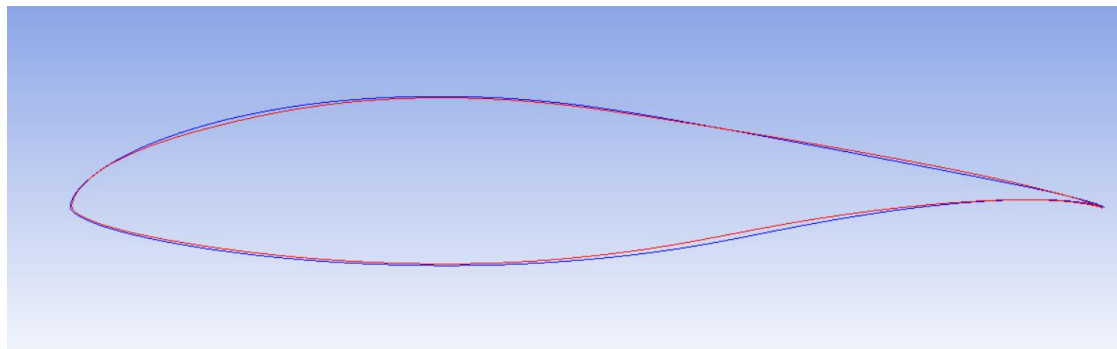
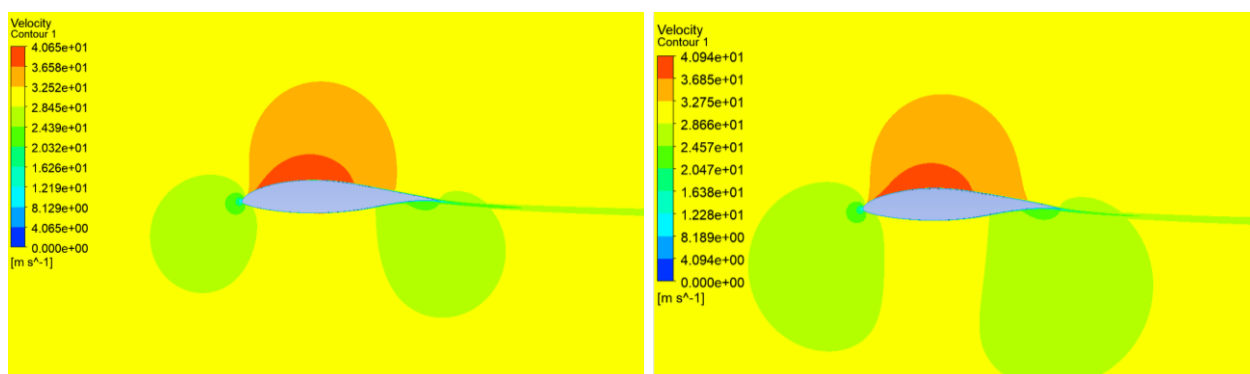


Рис. 5.3. Зміна геометрії профілю в результаті оптимізації. Синім кольором позначена вихідна геометрія, червоним – модифікована

В результаті обробки та порівняння отриманих даних з симуляцій до модифікації та після були побудовані графіки розподілу швидкості потоку та тиску навколо профілю.

Є певні відмінності в швидкості потоку навколо модифікованого профілю. Як можна побачити на контурі розподілу швидкості Рис. 5.4., точка зниження швидкості змістилась далі вздовж профілю, що свідчить про покращення аеродинамічних характеристик об'єкту.



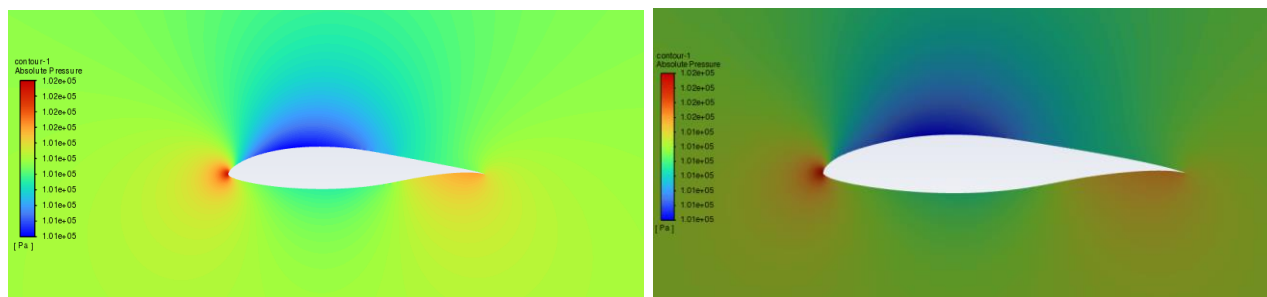
а)

б)

Рис. 5.4. Контур розподілу швидкості потоку навколо профілю крила: а) вихідний профіль, б) модифікований профіль

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 51 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Для контуру розподілу тиску також справедливо сказати, що точка зростання тиску на верхній поверхні профілю змістилась далі вздовж профілю, що як і показали результати симуляції, свідчить про зростання підйомної сили.



а)

б)

Рис. 5.5. Контур розподілу тиску навколо профілю крила: а) вихідний профіль, б) модифікований профіль

Також оцінимо вплив оптимізації через симуляції при КА $3,5^\circ$ та $7,5^\circ$. Всі інші умови та налаштування залишаються незмінними. В цьому випадку оцінка буде проведена на основі коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору замість сил, так як маємо саме такі результати випробувань з минулого розділу. Це є припустимим, тому що при переході від сил до коефіцієнтів та навпаки співвідношення між ними зберігається.

Таблиця 5.6.

Дослідження впливу оптимізації на аеродинамічну якість при КА $3,5^\circ$

| Об'єкт спостереження | Значення до оптимізації | Значення після оптимізації | Зміна значення | Відсоткова зміна значення |
|---------------------------|-------------------------|----------------------------|----------------|---------------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 0,925 | 0,969 | 0,044 | 4,8 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0077 | 0,0078 | 0,0001 | 1,3 |
| L/D | 120,1 | 124,2 | 4,1 | 3,4 |

Дослідження впливу оптимізації на аеродинамічну якість при КА 7,5°

| Об'єкт спостереження | Значення до оптимізації | Значення після оптимізації | Зміна значення | Відсоткова зміна значення |
|---------------------------|-------------------------|----------------------------|----------------|---------------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 1,345 | 1,388 | 0,43 | 3,2 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0117 | 0,0119 | 0,002 | 1,7 |
| L/D | 114,95 | 116,64 | 1,69 | 1,47 |

Наочно результати оптимізації можна розглянути на графіках Рис. 5.6 - 5.8 де показані залежність коефіцієнтів ПС та ЛО від КА, а також поляра для результатів симуляцій та експериментальних даних.

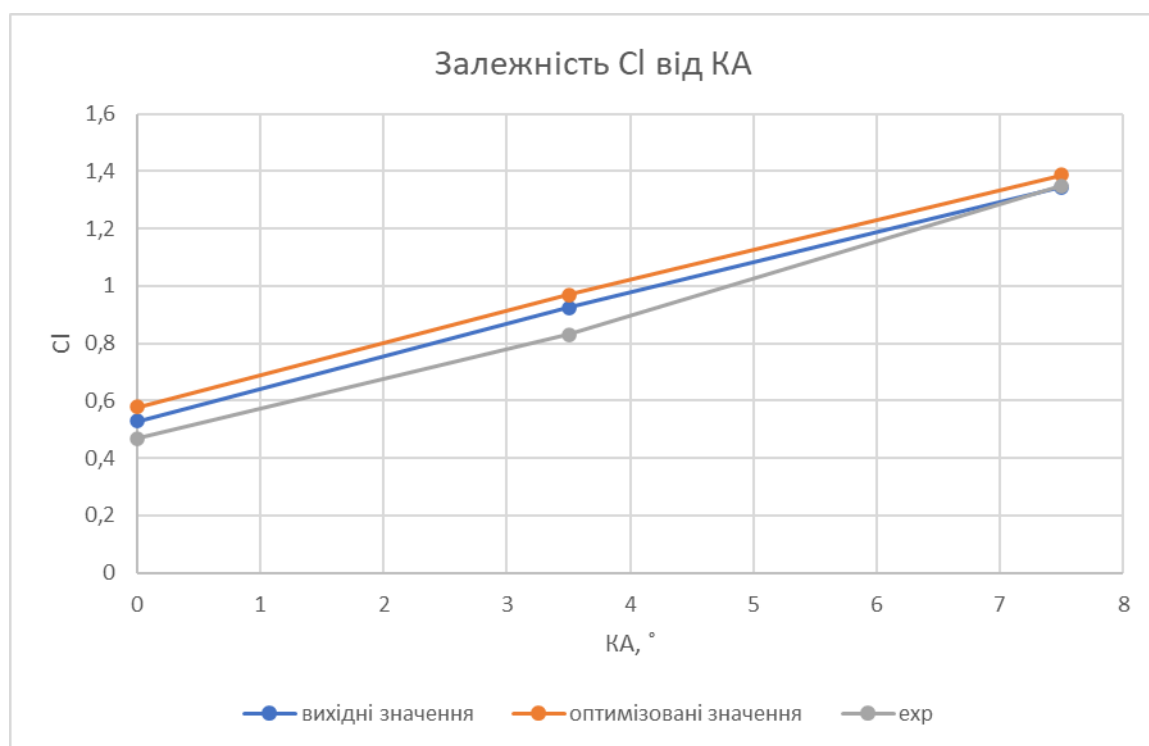


Рис. 5.6. Залежність коефіцієнта підйомної сили від КА для трьох комплектів даних

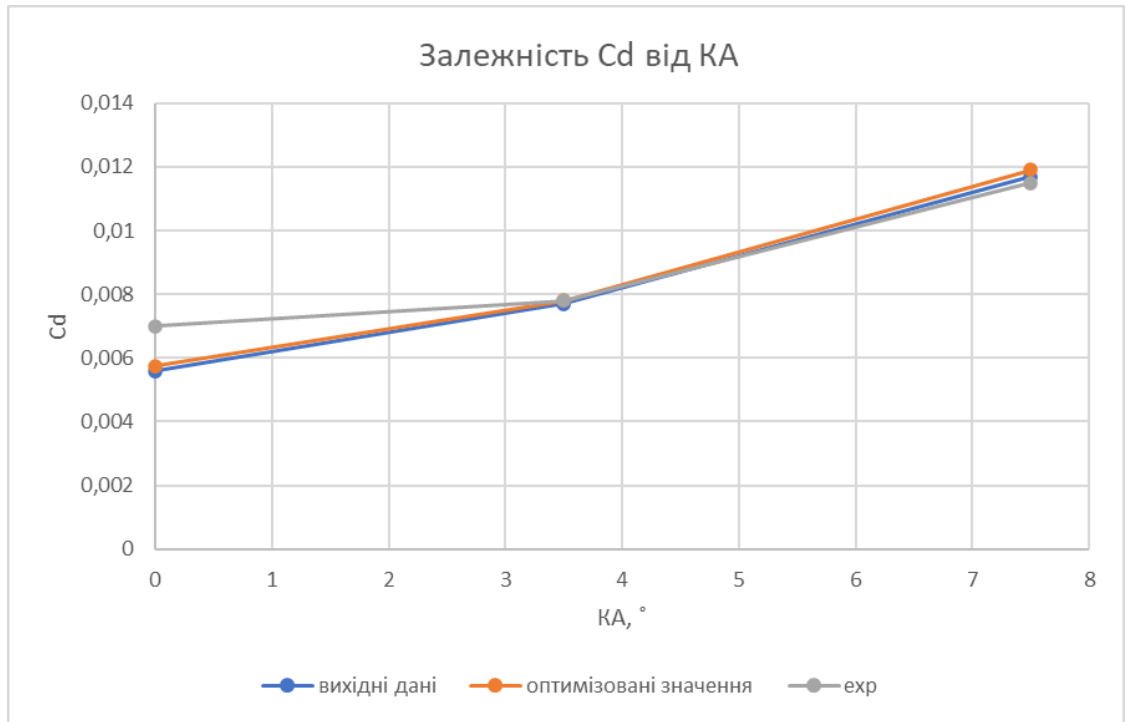


Рис. 5.7. Залежність коефіцієнта лобового опору від КА для трьох комплектів даних

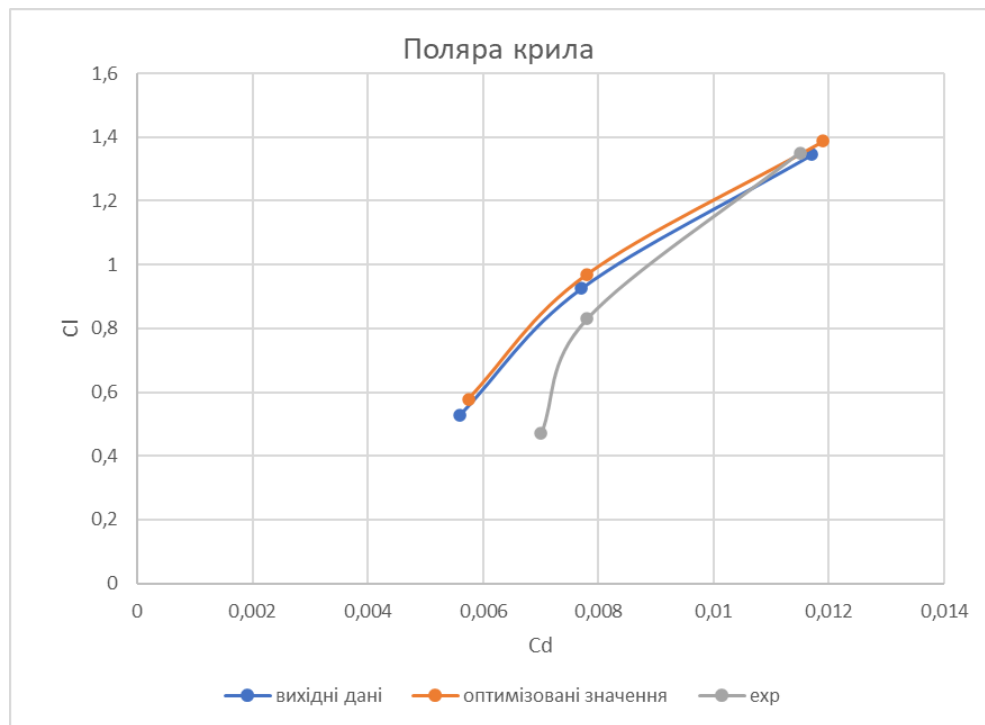


Рис. 5.8. Поляра провілю для трьох комплектів даних

Виходячи з даних можна зробити висновок, що зі зростанням кута атаки вплив оптимізації форми профілю крила слабшає, як можна простежити на рис. 5.8.

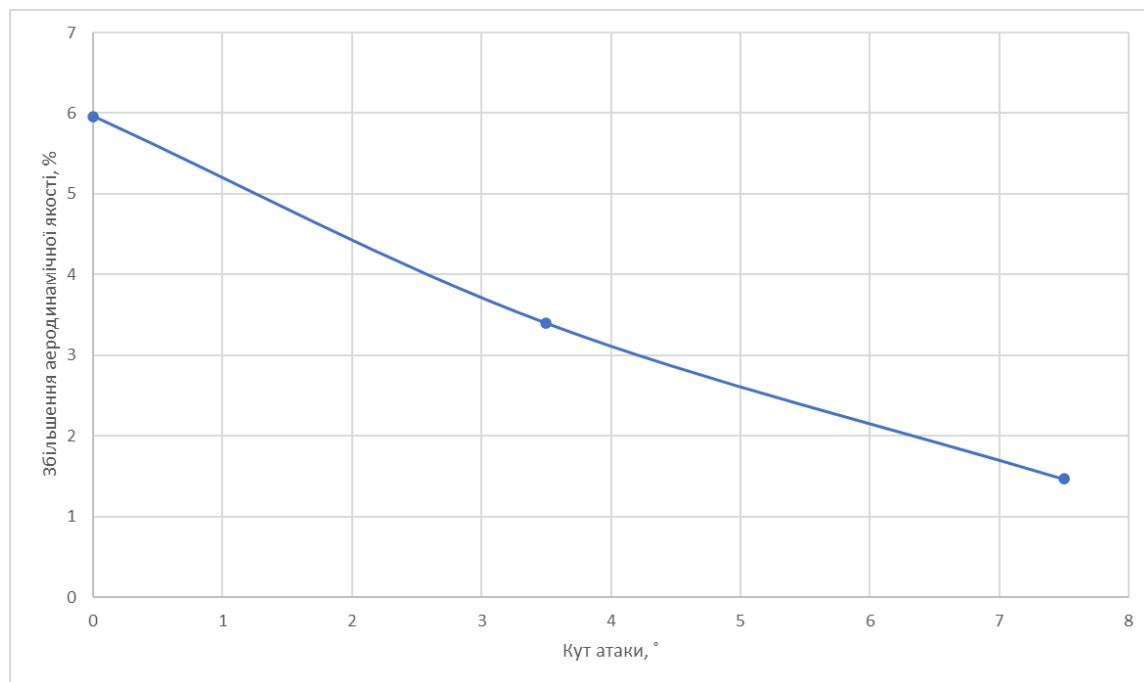


Рис. 5.8. Зв'язок між приростом аеродинамічної якості та кутом атаки для оптимізованого профілю

Висновки до розділу

Отже, в цьому розділі була успішна проведена спроба оптимізації форми профілю крила.

1. Був застосований такий інструмент як Adjoint Solver. Було отримано доволі помітну зміну форми профілю. Цільовими параметрами оптимізації були підйомна сила, лобовий опір та, як наслідок, аеродинамічна якість об'єкту.
2. При КА 0° зафіксовано збільшення аеродинамічної якості на майже 6%. Проте варто відзначити тенденцію зниження впливу оптимізації при збільшенні кута атаки. Так при $3,5^\circ$ цей показник дорівнював вже 3,4%, а при $7,5^\circ$ всього 1,4%. Проте в усіх дослідженнях було отримано позитивний відгук.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | АК-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 55 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

6. ЗАСТОСУВАННЯ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ ДО ТРИВИМІРНОГО КРИЛА

В цьому розділі буде побудовано та досліджено 2 крила – з вихідним профілем та з оптимізованим. Буде проведено порівняння аеродинамічної якості.

6.1. Побудова геометрії та сітки

Було побудовано 2 напівкрила, розміри можна побачити на малюнку 6.1. та 6.2.

Алгоритм побудови геометрії однаковий для обох крил та є наступним:

1. Було побудоване крило Рис 6.1, 6.2.

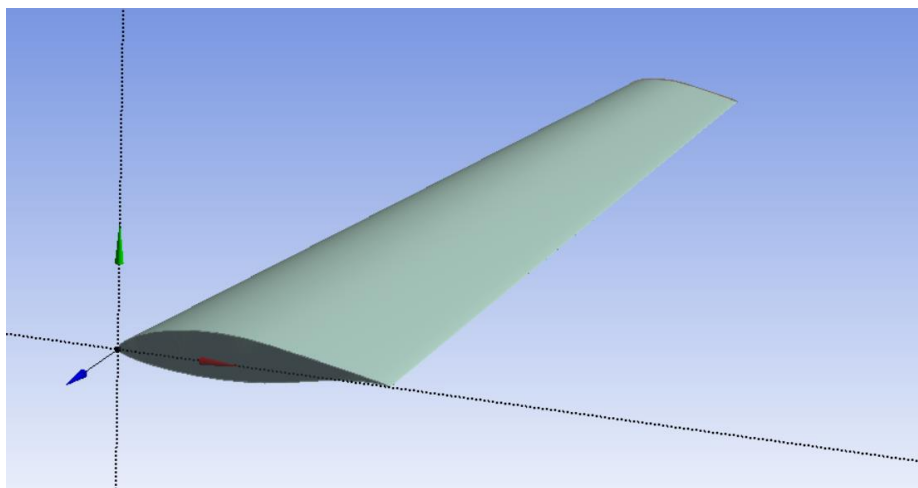


Рис. 6.1. Крило планера з оригінальним профілем крила FX-61-163

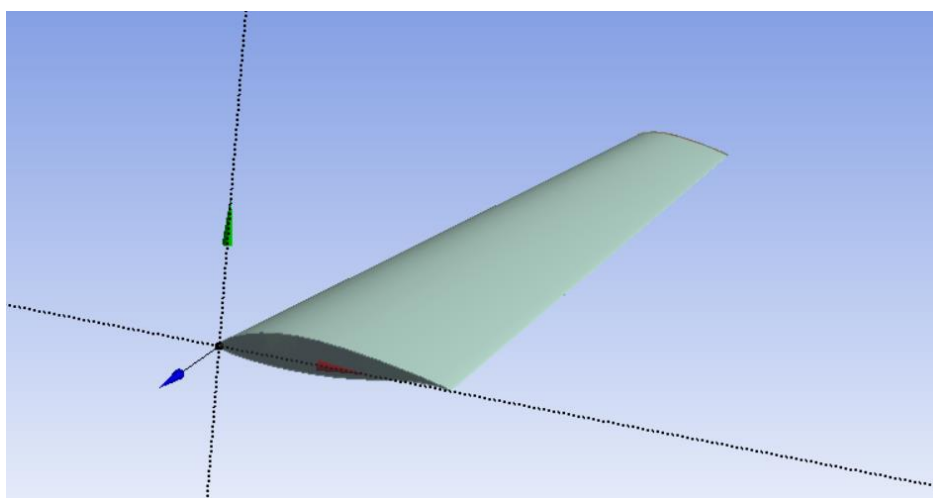


Рис. 6.2. Крило планера з оптимізованим профілем

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 56 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

1.1. З файлів з координатами створені дві криві профілю крила паралельно один до одного на відстані 3.5 м

1.2. Криві перетворені на поверхні

1.3. Задня поверхня зменшена до 0.4 свого оригінального розміру та зміщена назад на пів метра

1.4. Поверхні поєднані, та образоване тіло крила

2. Був побудований обчислювальний домен

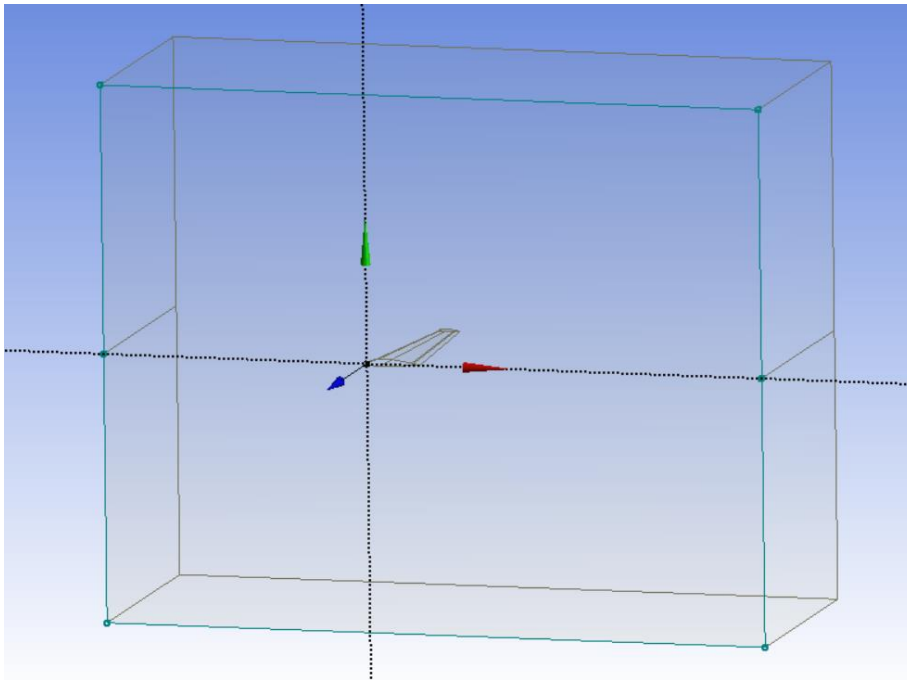


Рис. 6.3. Обчислювальний домен навколо крила

2.1. На одній площині з першою поверхнею профілю створена прямокутна поверхня 10×25

2.2. Ця поверхня видавлена за напрямком крила на 5 метрів, образуючи паралелепіпед

2.3. За допомогою операції Boolean з домену віднято геометрію профілю

2.4. Поверхню, що репрезентує поверхню крила було розбито на 6 частин для уможливлення побудови сітки. Рис. 6.1.4.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 57 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

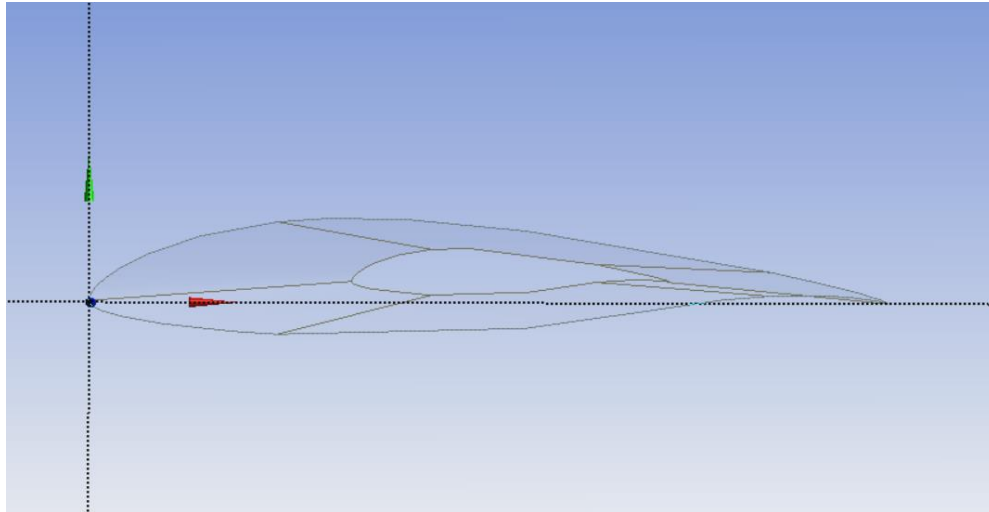
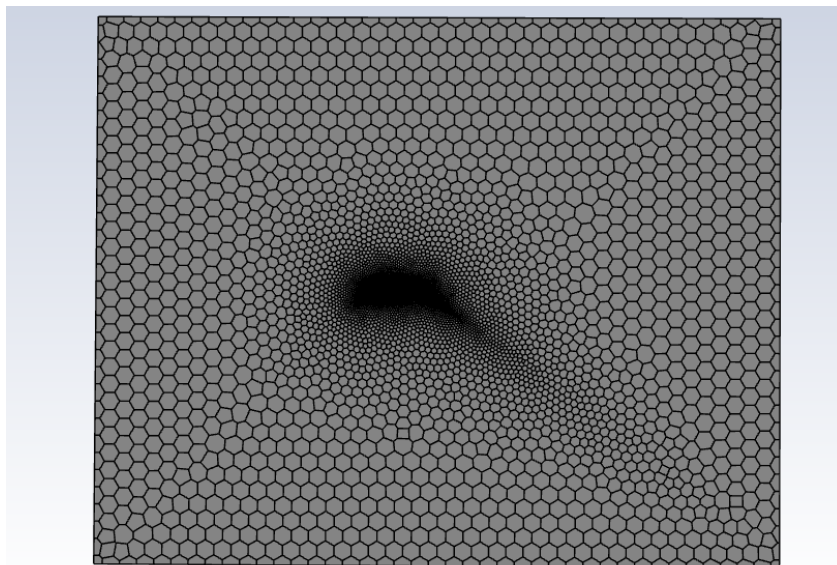


Рис. 6.4. Наближення домену до поверхні крила

Геометрія була побудована в застосунку Design Modeler, а потім перевірена на відсутність недоліків в застосунку SpaceClaim.

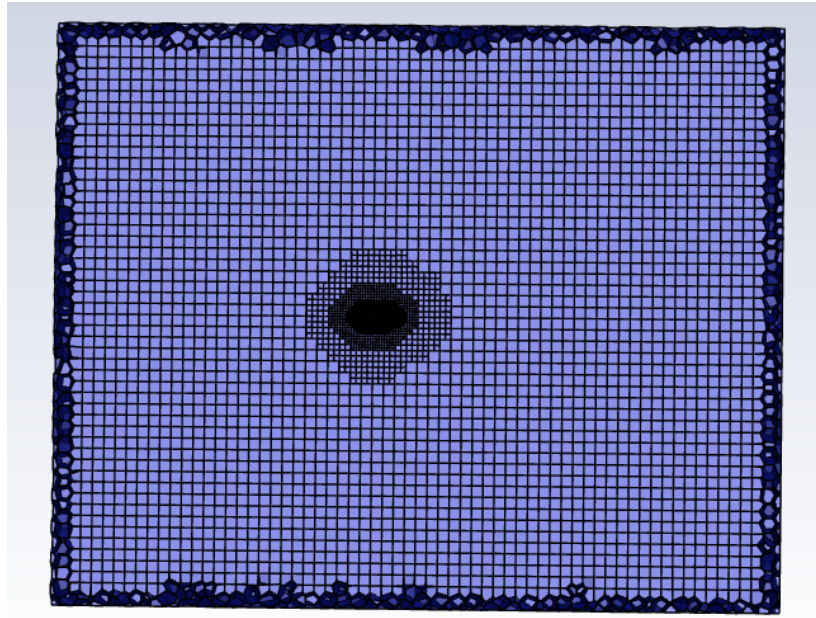
Так як розрахунок проводився в застосунку Fluent та не було мети будувати структуровану сітку, сітка для цих моделювань була зроблена за допомогою Fluent Meshing.

Дана сітка складається з полі-гексагональних елементів. Розмір чарунок подрібнюється в напрямку від зовнішніх граней обчислювального домену до поверхні крила.



а)

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 58 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |



б)

Рис.6.5. Сітка обчислювального домену а) ззовні, б) в розрізі

До області безпосередньо навколо поверхні крила застосовано інструмент inflation.

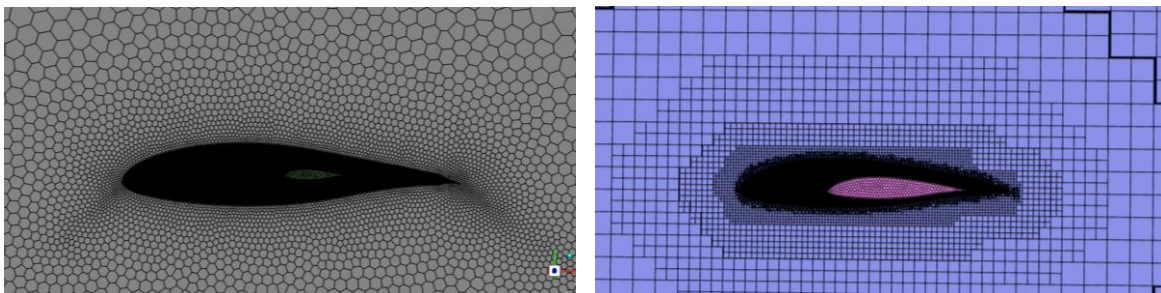


Рис.6.6. Сітка обчислювального домену в наближенні до поверхні крила

а) ззовні, б) в розрізі

6.2. Моделювання та обробка результатів

Були проведені симуляції для обох випадків, було задокументовано значення коефіцієнта підйомної сили, лобового опору та обраховано аеродинамічну якість. Вихідні умови та значення для розв'язувача ідентичні тим, що були наведені в розділі 4.

Результати можна наведені в таблиці 6.1.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 59 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Таблиця 6.1.

Дослідження впливу оптимізації на аеродинамічну якість при КА 0°

| Об'єкт спостереження | Значення до оптимізації | Значення після оптимізації | Зміна значення | Відсоткова зміна значення |
|---------------------------|-------------------------|----------------------------|----------------|---------------------------|
| Коефіцієнт підйомної сили | 0,9804 | 1,0807 | 0,1103 | 10,2 |
| Коефіцієнт лобового опору | 0,0395 | 0,0416 | 0,0021 | 5,3 |
| L/D | 24,8 | 26 | 1,2 | 4,8 |

Висновки до розділу

В цьому розділі була проведена перевірка результативності оптимізації профілю з попереднього розділу. Було досягнуто наступних результатів:

1. Було побудовано 2 крила, з оригінальним та оптимізованим профілями, та обчислювальний домен навколо них.
2. Було проведені симуляції обтікання потоку навколо крила для обох випадків.
3. Отримані результати включають підвищення коефіцієнту підйомної сили на 10,2%, лобового опору на 5,3% та покращення аеродинамічної якості на 4,8%

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 60 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

ВИСНОВОК

1. В цьому дипломному проєкті було успішно втілено оптимізацію геометрії профілю крила задля отримання більш оптимальних характеристик аеродинамічної якості. Вдалося досягти збільшення цього параметра на 6% для профілю крила, та 4,8% для тривимірного крила. Така зміна в свою чергу має позитивно вплинути на таку характеристику планера як відносна дальність польоту, що є одним з показників ефективності такого типу ЛА.
2. Було продемонстровано як за допомогою обчислювальної гідрогазодинаміки можна виміряти та оптимізувати аеродинамічні характеристики крила, такі як підйомна сила, лобовий опір та аеродинамічна якість.
3. Другорядно в цьому проєкті були успішно застосовані методи побудови профілю крила та тривимірного крила, побудови сітки, дослідження сітки на незалежність, проведення симуляцій та верифікації результатів на основі експериментальних даних.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 61 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

Список використаних джерел

1. Glider Flying Handbook. U.S. Department of Transportation, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2013. 268 p.
2. Gliding Research – An Important Incubator for the Entire Aviation. Juergen Thorbeck. e XXIX OSTIV Congress, Lüsse-Berlin, Germany, 6 - 13 August 2008. 10p.
3. <https://boelkow-phoebus.com/geschichte>
4. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/space-shuttle-as-a-glider/#types-of-gliders>
5. Mars Exploration Using Sailplanes/ Adrien Bouskela et. al. Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Arizona, 2022. 21 p
6. Thomas, F., & Milgram, J. Fundamentals of sailplane design (3rd ed). College Park Press, 1999. 189 p.
7. <https://www.eaa.org/eaamuseum/museum-collection/aircraft-collection-folder/scaled-composites-rutan-voyager-partial-replica>
8. <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-069-DFRC.html>
9. Charles D. Harris. NASA supercritical airfoils. Langley Research Center, 1990. 74p.
10. Tohid Moghaddam and Nafiseh Banazadeh Neishabour. On the Active and Passive Flow Separation Control Techniques over Airfoils. IOP Conference, 2017. 7 p.
11. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/>
12. <https://alchetron.com/Schleicher-ASW-12>
13. <https://opencirrus.jimdofree.com/>
14. <http://all-aero.com/index.php/60-gliders/2435-cnlar-iar-is-28-lark-is-28m2-motor-lark-iar-28-iar-34>

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 62 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |

15. P. R. Spalart, V. Venkatakrishnan. On the role and challenges of CFD in the aerospace industry. The Aeronautical Journal January 2016 Volume 120 No 1223. pp 209–232.
16. Sheng, W. A revisit of Navier-Stokes equation. 2019.
17. David Perez Sancha. CFD analysis of a glider aircraft. Linköpings universitet, 2019. 90 p.
18. Hermann Schlichting, Klaus Gersten. Boundary-Layer Theory 9th edition: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2017.
19. <https://www.ansys.com/products/fluids>
20. <https://plm.sw.siemens.com/en-US/simcenter/fluids-thermal-simulation/star-ccm/>
21. ANSYS Inc. “ANSYS FLUENT Theory Guide”. In: Release 18.2 15317. November (2013), pp. 373–464.
22. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx61163-il>
23. https://www.cadence.com/en_US/home/tools/system-analysis/computational-fluid-dynamics/y-plus.html
24. Munson, Young, Okiishi. Fundamentals of Fluid Mechanics. 3rd ed., 1990. 843 p.
25. L.M.M. Boermans, H.J.W. Selen. On the design of some airfoils for sailplane application. Delft University of Technology. Presented at the XVIIth OSTIV Congress at Paderborn, Germany, 1981. 22p.
26. Franklyn J. Kelecny. Adjoint Shape Optimization for Aerospace Applications. Advanced Modeling & Simulation (AMS) Seminar Series NASA Ames Research Center, April 8, 2021.

| | | | | | | |
|-----|------|----------|--------|------|--------------------------|-------|
| | | | | | AK-9112.14.00.00.0000 ПЗ | Аркуш |
| | | | | | | 63 |
| Зм. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | |