

Міністерство освіти і науки України
Національний університет «Києво-Могилянська академія»
Факультет природничих наук
Кафедра фізико-математичних наук

Кваліфікаційна робота

освітній ступінь – бакалавр

на тему: «**ВІЗУАЛІЗАЦІЯ ЛАМІНАРНОЇ/ТУРБУЛЕНТНОЇ ТЕЧІЇ КРИЛА
БПЛА**»

Виконав: студент 4-го року навчання,
Спеціальності 104 Фізика та астрономія
Хоменко Ярослав Євгенович

Науковий керівник

Савкіна Рада Костянтинівна

доктор фізико-математичних наук
старший науковий співробітник
Інституту фізики напівпровідників ім.
В.Є.Лашкарьова НАНУ

Рецензент: Малий Є.В.

Кваліфікаційна робота захищена з
оцінкою _____

Секретар ЕК: _____

« 03 » червня 2025 р.

ЗМІСТ

ВСТУП	4
РОЗДІЛ I ОГЛЯДОВИЙ	6
1.1 Основи аеродинаміки: поняття про ламінарну і турбулентну течію	6
1.1.1. Реальні та ідеальні рідини.	6
1.1.2. В'язкість рідини.	6
1.1.3. Число Рейнольдса.....	7
1.2 Ламінарна та турбулентна течії. Прикордонний шар	9
1.2.1 Ламінарний потік.	9
1.2.2 Турбулентний потік.	10
1.3 Аналіз впливу різних параметрів на аеродинамічні характеристики крил. Підйомна сила та сила лобового опору, їх коефіцієнти. Аеродинамічна ефективність. Кут атаки.	11
1.3.1 Коефіцієнт підйомної сили	13
1.3.2 Коефіцієнт лобового опору.....	13
1.3.3 Аеродинамічна ефективність	14
1.4 Теорія прикордонного шару.	14
1.5 Характеристики крил БПЛА різного типу. Пряме та дельта крила. Профіль крил.	20
1.5.1 Параметри геометрії аеродинамічного профілю.....	20
1.5.2 Параметри геометрії крила	23
РОЗДІЛ II МЕТОДИЧНИЙ	26
2.1 Обчислювальна гідродинаміка.	26
2.1.1 Визначальні рівняння CFD.	27
2.2 Моделі RANS, DNS та LES.	28
2.3 Особливості програмного забезпечення Ansys Fluent.....	31
2.4 Постановка задачі.	34
РОЗДІЛ III МОДЕЛЮВАЛЬНИЙ	36
3.1 2D частина симуляції. Огляд профілю крила NACA4412.	36
3.1.1 Огляд профілю крила NACA4412	36
3.1.2 Аналіз параметрів, отриманих із симуляції потоку довкола профіля крила.	36
3.1.3 Розподіл тиску довкола профілю.	37
3.1.4 Поле швидкості довкола профілю.	39

3.1.5 Порівняння з експериментальними даними (для 0° , 5° та 8° кутів атаки) NASA для профілю крила NASA4412, оцінка похибок.....	41
3.1.6 Додатковий огляд для кутів атаки 14° та 30°	42
3.2 Огляд та аналіз прямого крила.	44
3.2.1 Огляд симуляції потоку довкола прямого крила основаного на профілі NASA4412.	44
3.2.2. Розподіл тиску довкола прямого крила.	45
3.2.3 Поле швидкості довкола прямого крила.....	46
3.2.4 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з теоретичними (для 0° та 5°).....	46
3.2.5 Розподіл тиску довкола прямого крила та поле швидкості довкола прямого крила зі збільшенням швидкості потоку.	48
3.2.6 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з відповідними за меншої швидкості.	49
3.3 Огляд та аналіз дельта-крила.	50
3.3.1 Огляд симуляції потоку довкола дельта-крила основаного на профілі NASA4412.....	50
3.3.2 Розподіл тиску довкола дельта-крила.	51
3.3.3 Поле швидкості довкола дельта-крила.	52
3.3.4 Аналіз даних та порівняння значень симуляції для дельта-крила з прямим.....	53
3.3.5 Розподіл тиску довкола дельт-крила та поле швидкості довкола дельта-крила зі збільшенням швидкості потоку.	53
3.3.6 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з відповідними за меншої швидкості.	55
3.4 Висновки до експерименту.	56
3.4.1 Порівняння значень дельта крила до прямого.	56
3.4.2 Загальні висновки про ефективність симуляції.	56
3.4.3 Висновки стосовно переваг прямого та дельта крил.	57
ВИСНОВКИ	59
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	60

ВСТУП

Із започаткування авіації, для введення нових елементів та інновацій необхідно було витратити велику кількість часу на проектування, будівництво макетів й аналіз їх властивостей, та тестові польоти. Із запровадженням комп'ютерного моделювання процес проектування нових літальних апаратів значно спростився, проте залишився ризик для пілотів-випробувачів, адже результат симуляції може відрізнятись від реальності, і навіть незначні відхилення можуть вплинути на керованість літального апарату. Тому наступний кроком для розвитку авіації стало впровадження БПЛА. На відміну від традиційних літальних апаратів БПЛА має низку переваг за рахунок відсутності необхідності безпосереднього знаходження пілота на борту літака. Це значно спрощує розробку та відкриває нові можливості для використання авіатехніки, наприклад у оборонній промисловості, фермерстві, лісівництві, для геодосліджень та інших галузях де стандартні дизайни мають меншу ефективну робочу зону, або є ризик для пілота.

Враховуючи всі переваги використання БПЛА, наразі вміння проектувати та випробувати їх та їх компоненти є доволі корисним. Для будь-якого літального апарату найважливішим етапом є визначення галузі застосування, вже в залежності від цього буде йти визначення форми та інших технічних параметрів БПЛА. Правильний вибір концепції є ключовим рішенням у розробці успішного літального апарату, тому для того, щоб почати розробляти таку техніку, необхідно вміти розрізнити середовище та спосіб застосування БПЛА.

Актуальність роботи: У сучасному авіабудуванні та розробці БПЛА оптимізація аеродинамічних характеристик є ключовим фактором для підвищення їх ефективності. Одним із важливих аспектів є розуміння та контроль ламінарної та турбулентної течії повітря навколо крила, що безпосередньо впливає на підйомну силу, опір і загальну продуктивність літального апарата.

Мета роботи: Візуалізувати та проаналізувати ламінарну та турбулентну течії навколо крила БПЛА за допомогою чисельного моделювання в Ansys Fluent, визначити основні зони відриву потоку та оцінити вплив різних параметрів (кута атаки, форми профілю, швидкості потоку) на аеродинамічні характеристики крила, визначити переваги конструкції.

Завдання роботи: Побудувати та зобразити ламінарну та турбулентну течії довкола крила БПЛА (профілю NACA4412, прямого крила та дельта-крила заснованих на цьому профілі). Проаналізувати отримані показники підйомної сили, сили лобового опору та їх коефіцієнтів, порівняти значення з експериментальними від NASA. Зробити висновки стосовно переваг конструкції прямого та дельта крил та визначити їх оптимальну область застосування.

Об'єкт дослідження: Профіль крила, пряме та дельта крила.

Предмет дослідження: Ламінарна/турбулентна течії довкола профілю/прямого/дельта-крила.

РОЗДІЛ І ОГЛЯДОВИЙ

1.1 Основи аеродинаміки: поняття про ламінарну і турбулентну течію

1.1.1. Реальні та ідеальні рідини.

У потоці нев'язких рідин між сусідніми шарами не існують дотичні сили (напруження зсуву), існують лише нормальні сили (тиск). Це еквівалентно твердженню, що ідеальна рідина не чинить жодного внутрішнього опору зміні своєї форми. Тому теорія ідеальних рідин марна, коли стикається з проблемою розрахунку опору тіла. Вона передбачає, що тіло, яке рухається рівномірно через нескінченно протяжну рідину, не відчуватиме опору.

Цей неприйнятний результат теорії ідеальних рідин пов'язаний з тим, що в реальній рідині, крім нормальних сил, також виникають дотичні сили як між шарами в рідині, так і між рідиною та стінками. Ці дотичні сили або сили тертя реальних рідин пов'язані з фізичною властивістю, яка називається в'язкістю рідини. [1]

1.1.2. В'язкість рідини.

Маємо елементарний закон тертя рідини у вигляді:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (1.1)$$

Значення μ – це фізична властивість рідини, яка сильно залежить від температури та називається в'язкістю рідини. Закон тертя, заданий рівнянням (1.1), називається законом тертя Ньютона. Рівняння (1.1) можна інтерпретувати як визначальне рівняння для в'язкості. Фізичну одиницю в'язкості можна отримати безпосередньо з рівняння (1.1). Напруження зсуву τ має одиниці вимірювання $\frac{\text{кг}}{\text{м}} \cdot \text{с}^2$, а градієнт швидкості – с^{-1} . Отже, μ має одиниці вимірювання: $[\mu] = \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}} = \text{Па} \cdot \text{с}$

У всіх потоках, де сили тертя діють разом із силами інерції, значне значення надається співвідношенню, утвореному в'язкістю μ та густиною ρ , що позначається як кінематична в'язкість: $\nu = \mu/\rho$, $[\nu] = \frac{\text{м}^2}{\text{с}}$.

В'язкість – це фізична властивість. Оскільки вона встановлює перенос імпульсу перпендикулярно до основного напрямку потоку, її також називають транспортною властивістю рідини. В'язкість загалом є функцією температури та тиску, хоча температурна залежність є домінуючою. Зі збільшенням температури в'язкість газів зазвичай зростає, тоді як в'язкість рідин зменшується. [1]

1.1.3. Число Рейнольдса.

Розглянемо ситуацію, коли потоки з однаковим напрямком повз два тіла геометрично подібні один до одного. Такі потоки, які мають геометрично подібні межі та картини ліній струму, називаються механічно подібними потоками. Для того, щоб потоки повз два геометрично подібні тіла (наприклад, повз дві сфери) були механічно подібними для різних рідин, різних швидкостей та різних розмірів тіла, необхідно виконати умову, щоб сили, що діють на елементи об'єму, розташовані в подібних положеннях, знаходилися в однаковому співвідношенні один до одного.

На елемент об'єму зазвичай діють такі сили: сили тертя (пропорційні в'язкості μ), сили інерції (пропорційні густині ρ), сили тиску та сили об'єму (наприклад, сила тяжіння). Далі розглядається лише відношення сил інерції до сил тертя. Для механічно подібних потоків це має бути рівним для однаково розташованих елементів об'єму. Для руху, який переважно відбувається в напрямку x , сила інерції на одиницю об'єму дорівнює $\rho \, du/dt$, де u – складова швидкості в напрямку x , а d/dt – суттєва похідна. Для стаціонарного потоку це також можна записати як $\rho \, du/dt \cdot dx/dt = \rho \, u \, du/dx$, де du/dx – зміна швидкості з положенням. Таким чином, сила інерції на одиницю об'єму дорівнює $\rho \, u \, du/dx$. Вираз для сили тертя можна легко вивести із закону тертя

Ньютона, рівняння (1.1). Для елемента об'єму, напрямок x якого відповідає напрямку руху, дає наступний вираз для сил зсуву:

$$\left(\tau + \frac{\partial \tau}{\partial y} dy\right) dx dz - \tau dx dz = \frac{\partial \tau}{\partial y} dx dy dz \quad (1.2)$$

Таким чином, сила тертя на одиницю об'єму дорівнює $\partial \tau / \partial y$, що, згідно з рівнянням (1.1), дорівнює $\mu \partial^2 u / \partial^2 y$. Таким чином, ми досягаємо умови механічної подібності, згідно з якою відношення сил інерції до сил тертя має бути однаковим у подібно розташованих точках:

$$\frac{\text{Сила інерції}}{\text{Сила тертя}} = \frac{\rho u \partial u / \partial x}{\mu \partial^2 u / \partial^2 y} = \text{const.}$$

Тепер розглянемо, як ці сили змінюються зі зміною характерних величин потоку. Це густина ρ , в'язкість μ , характерна швидкість, така як швидкість вільного потоку V , та характерний розмір довжини тіла, такий як діаметр сфери d . Швидкість у будь-якій точці поля потоку u пропорційна швидкості вільного потоку V , градієнту швидкості $\partial u / \partial x$ до V/d та аналогічно $\partial^2 u / \partial^2 y$ до V/d^2 . Таким чином, відношення сили інерції до сили тертя стає

$$\frac{\text{Сила інерції}}{\text{Сила тертя}} = \frac{\rho u \partial u / \partial x}{\mu \partial^2 u / \partial^2 y} \sim \frac{\rho V^2 / d}{\mu V / d^2} = \frac{\rho V d}{\mu}$$

Оскільки коефіцієнт пропорційності має бути однаковим у однаково розташованих точках, механічна подібність потоків виконується, коли величина $\rho V d / \mu$ має однакове значення для обох потоків. Використовуючи $\mu / \rho = \nu$, це безрозмірне число можна записати у вигляді $V d / \nu$. Воно називається числом Рейнольдса Re . Отже, механічна подібність потоків існує, якщо число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} = \frac{V d}{\nu} \quad (1.3)$$

однакове для обох потоків. Це співвідношення було відкрито О. Рейнольдсом (1883) під час дослідження потоків у трубах і названо на його честь принципом подібності відносно числа Рейнольдса. Коли різні величини замінюються їхніми одиницями вимірювання, розмірність числа Рейнольдса:

$$[\rho] = \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; [V] = \frac{\text{м}}{\text{с}}; [d] = \text{м}; [\mu] = \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}; \left[\frac{\rho V d}{\mu} \right] = \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \frac{\text{м}}{\text{с}} \cdot \frac{\text{м} \cdot \text{с}}{\text{кг}} = 1$$

Отже число Рейнольдса є безрозмірним. [1]

Експерименти підтверджують, що після певного періоду потоку ламінарний пограничний шар стає нестабільним і турбулентним. Ця нестабільність виникає на різних масштабах і з різними рідинами, зазвичай коли $Re_x \approx 5 \cdot 10^5$ де x – відстань від переднього краю плоскої пластини, а швидкість потоку – швидкість набігання рідини поза пограничним шаром. [2]

1.2 Ламінарна та турбулентна течії. Прикордонний шар

1.2.1 Ламінарний потік.

Ламінарний потік – це режим потоку, в якому частинки в рідині рухаються в гладких, паралельних шарах. Між сусідніми шарами відбувається мінімальне перемішування, а будь-які коливання, що виникають, є нехаотичними.

Ламінарний потік існує, коли сили в'язкості в потоці рідини домінують над внутрішніми кінетичними силами. Це відрізняється від турбулентного потоку, в якому відбувається нерегулярний і хаотичний рух частинок рідини, що видно в завихреннях і вирах, що розвиваються. Ламінарний потік найчастіше зустрічається у в'язких рідинах, що течуть з відносно низькою швидкістю потоку.

В ламінарному потоці відсутність перемішування та відносно стабільний рух рідини впливають на навантаження на тверді об'єкти, навколо яких тече рідина, перемішування, яке відбувається в рідині, та теплообмін.

Прикордонний шар – це шар потоку на твердій поверхні. Якщо тип потоку ламінарний, потік залишається паралельним поверхні в прикордонному шарі. Рідина має нульову швидкість на поверхні, що називається граничною умовою без ковзання, і швидкість монотонно зростає від поверхні, доки не досягне об'ємної швидкості рідини.

На відміну від турбулентного потоку, в якому перехресні течії та вихори домінують у перемішуванні між шарами рідини, обтічна картина ламінарного потоку утримує частинки в одному шарі потоку окремо від інших шарів, а перемішування відбувається через дифузю між сусідніми шарами. При ламінарному потоці частинки рухаються з шару з високою концентрацією даної речовини до сусідніх шарів з нижчою концентрацією.

Оскільки ламінарний потік не є хаотичним, ви можете створити чітке уявлення про те, як швидкість змінюється в залежності від напрямку потоку. Це називається профілем швидкості. Профіль швидкості – це простий спосіб побачити, де існують високі та низькі швидкості, і, коли вносяться зміни до геометрії або входних отворів, як це впливає на швидкість. [3]

1.2.2 Турбулентний потік.

Турбулентний потік. Визначальною характеристикою рідин є те, що вони не є жорсткими, а течуть у твердих об'єктах та навколо них. Турбулентний потік виникає, коли частинки в рідині починають рухатися перпендикулярно до домінуючого або середнього напрямку потоку та демонструють хаотичні зміни напрямку, швидкості потоку та тиску. Цей перпендикулярний, часто круговий рух називається вихором або завихренням. Це відрізняється від ламінарного потоку, в якому частинки рухаються паралельно одна одній.

Ламінарний потік переходить у турбулентний, коли інерційні сили, створені кінетичною енергією рідини або газу, перевищують сили в'язкості рідини. Турбулентний потік є хаотичним і не може бути визначений за допомогою детермінованого набору рівнянь. Натомість використовують статистичні методи для прогнозування дуже нерегулярної поведінки.

Через хаотичну природу турбулентного потоку, наука про механіку рідин використовує статистичні методи для характеристики та прогнозування швидкості рідини, коливань швидкості та коливань тиску, спричинених турбулентним потоком. Цією характеристикою є число Рейнольдса.

Потоки з низькими числами Рейнольдса залишаються ламінарними, оскільки їм бракує кінетичної енергії, необхідної для перетворення будь-яких нестабільностей руху рідини в потік, перпендикулярний до середнього напрямку потоку. Зі збільшенням швидкості або густини потоку відносно в'язкості турбулентність стає більш імовірною.

Важливим показником турбулентного потоку є флуктуація – зміна швидкості за величиною та напрямком від середньої величини та напрямку швидкості. Коли флуктуації демонструють закручений круговий рух, їх називають вихорами. Ці зміни потоку впливають на вектор швидкості, тиск і температуру рідини, а також на кінетичну енергію та перемішування в хімічних реакціях і навантаження зсуву на конструкції. [4]

1.3 Аналіз впливу різних параметрів на аеродинамічні характеристики крил. Підйомна сила та сила лобового опору, їх коефіцієнти. Аеродинамічна ефективність. Кут атаки.

У всіх випадках аеродинамічні сили та моменти на поверхні тіла зумовлені лише двома основними джерелами:

- розподіл тиску по поверхні корпусу
- розподіл напружень зсуву по поверхні корпусу

Незалежно від того, наскільки складною може бути форма тіла, аеродинамічні сили та моменти на поверхні повністю зумовлені двома основними джерелами. Єдиними механізмами, які природа має для передачі сили тілу, що рухається через рідину, є розподіл тиску та напруження зсуву на поверхні корпусу. Як тиск p , так і напруження зсуву τ мають розмірність сили на одиницю площі (H/m^2). Як показано на рисунку 1.1, тиск p діє нормально до поверхні, а напруження зсуву τ діє дотично до поверхні. Напруження зсуву виникає внаслідок «тягової дії» на поверхні, яка викликається тертям між тілом і повітрям. Сумарний ефект розподілів p і τ , інтегрованих по всій поверхні тіла,

є результуючою аеродинамічною силою R і моментом M на тілі, як показано на рисунку 1.2. У свою чергу, результуючу R можна розділити на складові, два набори яких показано на рисунку 1.3. На рисунку 1.3 V_∞ – це відносний вітер, що визначається як швидкість потоку далеко попереду тіла.

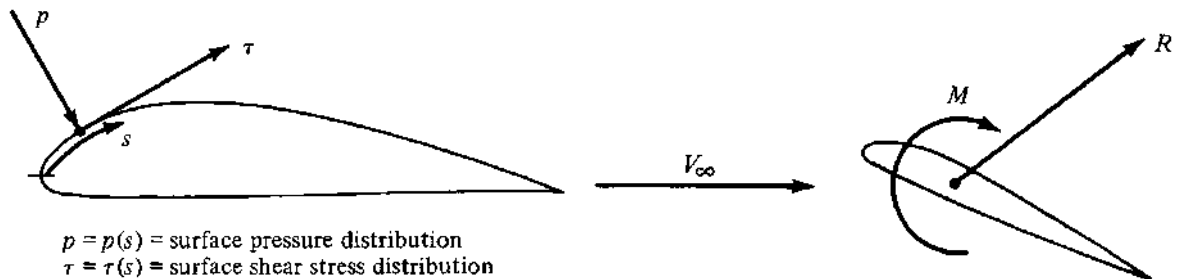


Рис. 1.1 – Ілюстрація тиску та напруги зсуву на аеродинамічній поверхні (зліва). Рис. 1.2 – Результуюча аеродинамічна сила та момент на тілі (справа).

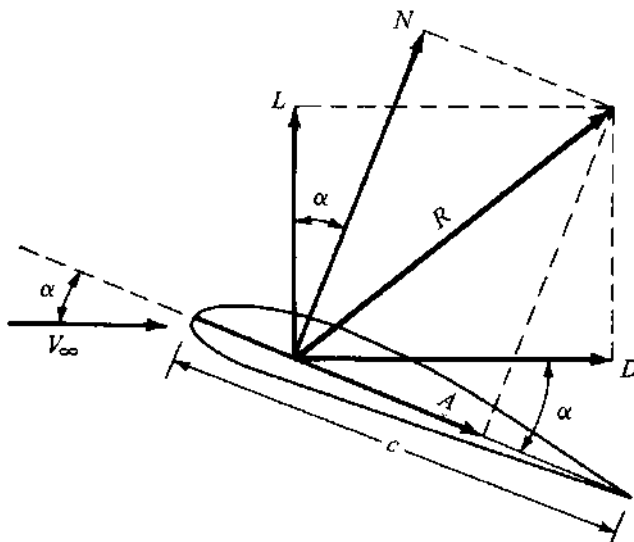


Рис. 1.3 – Результуюча аеродинамічна сила та складові, на які вона розкладається.

Потік далеко від тіла називається набігаючим потоком, а отже, V_∞ також називається швидкістю набігаючого потоку. На рисунку 1.3, за визначенням:

$L \equiv$ Підйомна сила \equiv компонента R перпендикулярна до V_∞

$D \equiv$ Аерогідродинамічний опір \equiv компонента R паралельна до V_∞

Хорда c – це лінійна відстань від передньої кромки до задньої кромки тіла.

Іноді R розбивається на компоненти, перпендикулярні та паралельні хорді, як також показано на рисунку 1.3. за визначенням:

$N \equiv$ Сила нормалі \equiv компонента R перпендикулярна до c

$A \equiv$ Осьова сила \equiv компонента R паралельна до c

Кут атаки α визначається як кут між хордою c та вектором швидкості V_∞ .

Отже, α також є кутом між L та N та між D та A . Геометричне співвідношення між цими двома наборами компонентів, згідно з рисунком 1.3, таке: [5]

$$L = N \cos\alpha - A \sin\alpha$$

$$D = N \sin\alpha + A \cos\alpha$$

1.3.1 Коефіцієнт підйомної сили

У гідродинаміці коефіцієнт підйомної сили (Cl) – це безрозмірна величина, яка пов'язує підйомну силу, що створюється несучим тілом, з густиною рідини навколо тіла, швидкістю рідини та пов'язаною з нею опорною площею. Несуче тіло – це профіль або повністю несуче тіло з профільним елементом, таке як літак з нерухомим крилом. Cl є функцією кута нахилу тіла до потоку та його числа Рейнольдса. Коефіцієнт підйомної сили перерізу Cl стосується динамічних характеристик підйомної сили двовимірного перерізу профілю, де опорна площа замінена хордою профілю.

$$Cl = \frac{2L}{\rho v^2 S} \quad (1.4)$$

Звідси підйомна сила:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S Cl \quad (1.5)$$

Де L – підйомна сила, ρ – густина середовища, v – істинна швидкість, S – проекція крила, Cl – коефіцієнт підйомної сили. [6]

1.3.2 Коефіцієнт лобового опору

У гідродинаміці коефіцієнт опору (Cd) – це безрозмірна величина, яка використовується для кількісної оцінки опору об'єкта в рідкому середовищі, такому як повітря або вода. Коефіцієнт опору завжди пов'язаний з певною площею поверхні. Коефіцієнт опору будь-якого об'єкта включає вплив двох

основних факторів, що впливають на гідродинамічний опір: тертя поверхні та опору форми. Коефіцієнт опору несучого аеродинамічного або гідрокрила також включає вплив опору, викликаного підйомною силою. Коефіцієнт опору цілісної конструкції, такої як літак, також включає вплив опору перешкоди.

$$Cd = \frac{2D}{\rho v^2 S} \quad (1.6)$$

Звідси сила аерогідродинамічний опір:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S Cd \quad (1.7)$$

Де D – сила лобового опору, ρ – густина середовища, v – істинна швидкість, S – проекція крила, Cd – коефіцієнт лобового опору. [7]

1.3.3 Аеродинамічна ефективність

В аеродинаміці аеродинамічна ефективність L/D (відношення підйомної та сили опору, або їх коефіцієнтів Cl/Cd) – це підймальна сила, що створюється аеродинамічним тілом, таким як аеродинамічний профіль або літак, поділена на аеродинамічний опір, спричинений рухом у повітрі. Він описує аеродинамічну ефективність за заданих умов польоту. Коефіцієнт L/D для будь-якого заданого тіла змінюватиметься залежно від цих умов польоту.

Для аеродинамічного крила або літака з двигуном коефіцієнт L/D визначається під час прямолінійного та горизонтального польоту. Для планера він визначає коефіцієнт ковзання, тобто відстань, пройдена відносно втрати висоти. [8]

1.4 Теорія прикордонного шару.

Напруження зсуву τ , існує в будь-якій точці потоку, де є градієнт швидкості поперек ліній течії. Для більшості задач аеродинаміки локальне напруження

зсуву має суттєвий вплив на потік лише там, де градієнти швидкості є суттєвими.

Для великої області поля потоку від тіла градієнти швидкості відносно малі, і тертя практично не відіграє жодної ролі. Однак для тонкої області потоку, що прилягає до поверхні, градієнти швидкості великі, і тертя відіграє визначальну роль.

Теоретичні аналізи більшості аеродинамічних потоків розглядали область від тіла як нев'язкий потік (тобто без дисипативних ефектів через тертя, теплопровідність або масову дифузію), та тонку область, що безпосередньо прилягає до поверхні тіла, де ці дисипативні ефекти включені. Тонка в'язка область, що прилягає до тіла, називається прикордонним шаром. Для більшості аеродинамічних задач, що цікавлять нас, прикордонний шар дуже тонкий порівняно з протяжністю решти потоку. Цей прошарок – джерело опору тертя на аеродинамічному тілі.

Явище відриву потоку пов'язане з наявністю прикордонного шару. Коли потік відривається від поверхні, це різко змінює розподіл тиску по поверхні, що призводить до значного збільшення опору, який називається опором тиску.

Розглянемо чисто нев'язкий потік на аеродинамічному профілі, зображеному на рисунку 1.4. За визначенням, ефект тертя відсутній, тому лінія струму, яка знаходиться прямо на поверхні тіла, ковзає по поверхні. Наприклад, швидкість потоку в точці b на поверхні є скінченним значенням, не піддається впливу тертя. Через тертя, нескінченно тонкий шар молекул повітря, що безпосередньо прилягає до поверхні тіла, прилипає до поверхні, таким чином, що він має нульову швидкість відносно поверхні. Це умова відсутності ковзання, і вона є причиною великих градієнтів швидкості в межах пограничного шару. Щоб зрозуміти, чому, розглянемо потік, проілюстрований на рисунку 1.5; тут пограничний шар показано значно збільшеним по товщині для наочності.

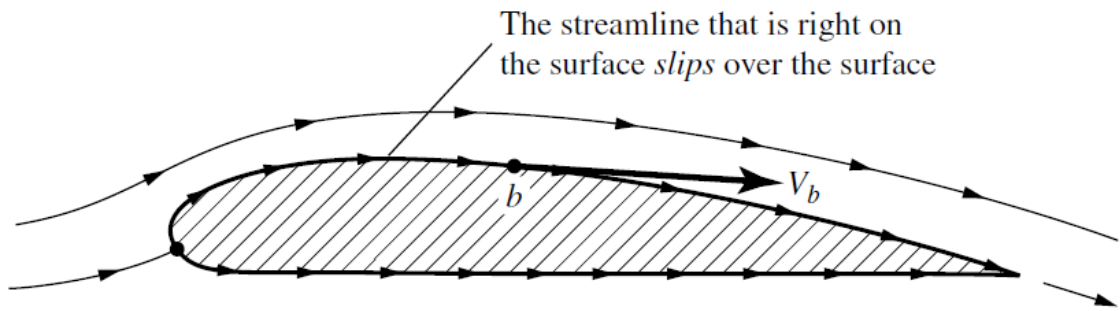


Рис. 1.4 – Нев'язкий потік (без тертя).

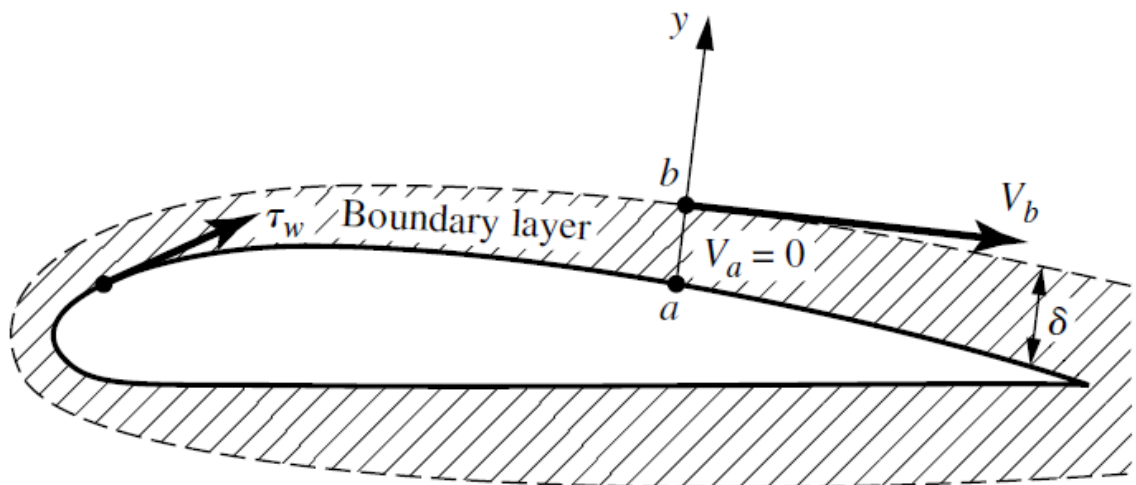


Рис. 1.5 – Потік у реальному житті з тертям. Товщина пограничного шару значно перебільшена для наочності.

Швидкість потоку в точці a на поверхні тіла дорівнює нулю через умову відсутнього ковзання. Вище точки a швидкість зростає, доки не досягне значення V_b у точці b на зовнішньому краю прикордонного шару. Оскільки прикордонний шар дуже тонкий, V_b у точці b на рисунку 1.4 вважається таким самим, як V_b у точці b на тілі в невязкому потоці, показаному на рисунку 1.5. Традиційний аналіз прикордонного шару припускає, що умови потоку на зовнішньому краю прикордонного шару такі ж, як умови поверхневого потоку з аналізу невязкого потоку.

Експериментально та теоретично можна показати, що тиск через прикордонний шар у напрямку, перпендикулярному до поверхні, є постійним. Тобто, якщо вважати p_a та p_b тисками в точках a та b відповідно на рисунку 1.5, де вісь y у перпендикулярна до тіла в точці a , тоді $p_a = p_b$. Розподіл тиску на

поверхні, розрахований для нев'язкого потоку (рисунок 1.4), дає точні результати для реальних тисків на поверхні тому, що розрахунки для нев'язкого потоку дають правильний тиск на зовнішньому краю тонкого прикордонного шару (точка b на рисунку 1.5), і цей тиск без змін діє через прикордонний шар аж до поверхні (точка a). Попередні твердження є доцільними для тонких прикордонних шарів, які залишаються прикріпленими до поверхні тіла. Вони не справедливі для областей відділеного потоку.

Якщо детальніше розглянути прикордонний шар, то на рисунку 1.6 показано профіль швидкості через пограничний шар. Швидкість починається з нуля на поверхні та безперервно зростає до свого значення V_b на зовнішньому краю. Розташуємо осі координат x та y таким чином, щоб x була паралельна поверхні, а y була нормальною до поверхні, як показано на рисунку 1.6. За визначенням, профіль швидкості дає зміну швидкості в прикордонному шарі як функцію від y . Загалом, профілі швидкості на різних станціях x різні.

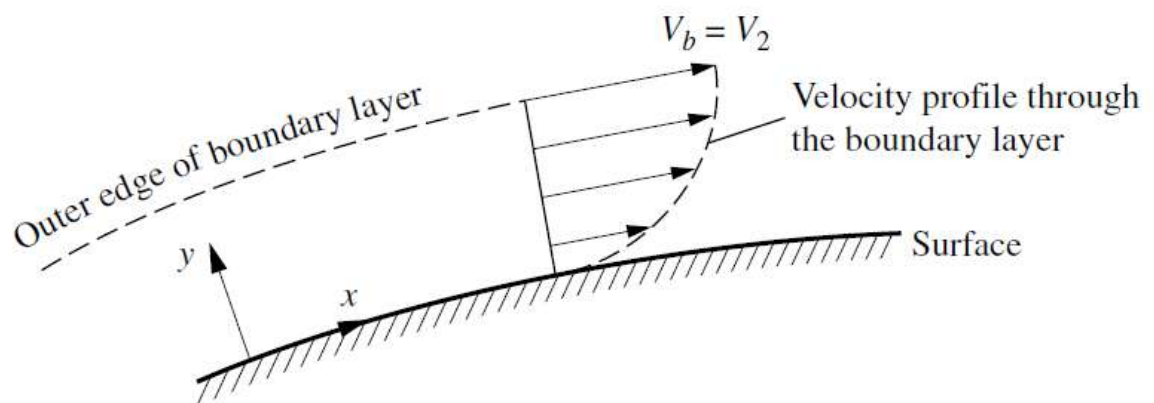


Рис. 1.6 – Профіль швидкості через прикордонний шар.

Нахил профілю швидкості на стінці має особливе значення, оскільки він визначає напруження зсуву на стінці. Нехай $(dV/dy)_{y=0}$ визначається як градієнт швидкості на стінці. Тоді напруження зсуву на стінці визначається як

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0} \quad (1.8)$$

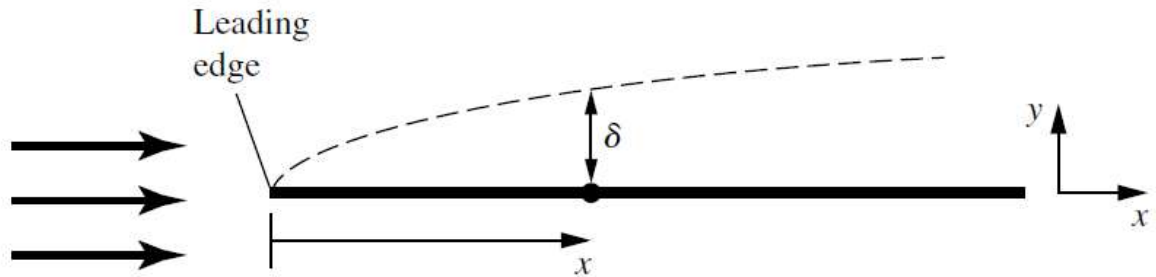


Рис. 1.7 – Зростання товщини прикордонного шару.

Розглянемо розвиток прикордонного шару на поверхні, такій як плоска пластина, зображена на рисунку 1.7. Нехай x вимірюється від переднього краю, тобто від кінця пластини. Нехай V_∞ буде швидкістю потоку далеко вище за течією від пластини. Локальне число Рейнольдса на локальній відстані x від переднього краю визначається як

$$Re_x = \frac{\rho_\infty V_\infty x}{\mu_\infty} \quad (1.9)$$

Де нижній індекс ∞ використовується для позначення умов у вільному потоці перед пластиною. Локальні значення τ_w та δ є функціями Re_x .

Існує два основних типи в'язкого потоку:

1. Ламінарний потік, в якому лінії струму є гладкими та регулярними, а рідинний елемент рухається плавно вздовж лінії струму.
2. Турбулентний потік, в якому лінії струму розриваються, а рідинний елемент рухається хаотично, нерегулярно та звивистою манерою.

Відмінності між ламінарним та турбулентним потоком є разючими, і вони мають значний вплив на аеродинаміку. Наприклад, розглянемо профілі швидкості через пограничний шар, як показано на рисунку 1.8. Профілі відрізняються залежно від того, чи є потік ламінарним чи турбулентним.

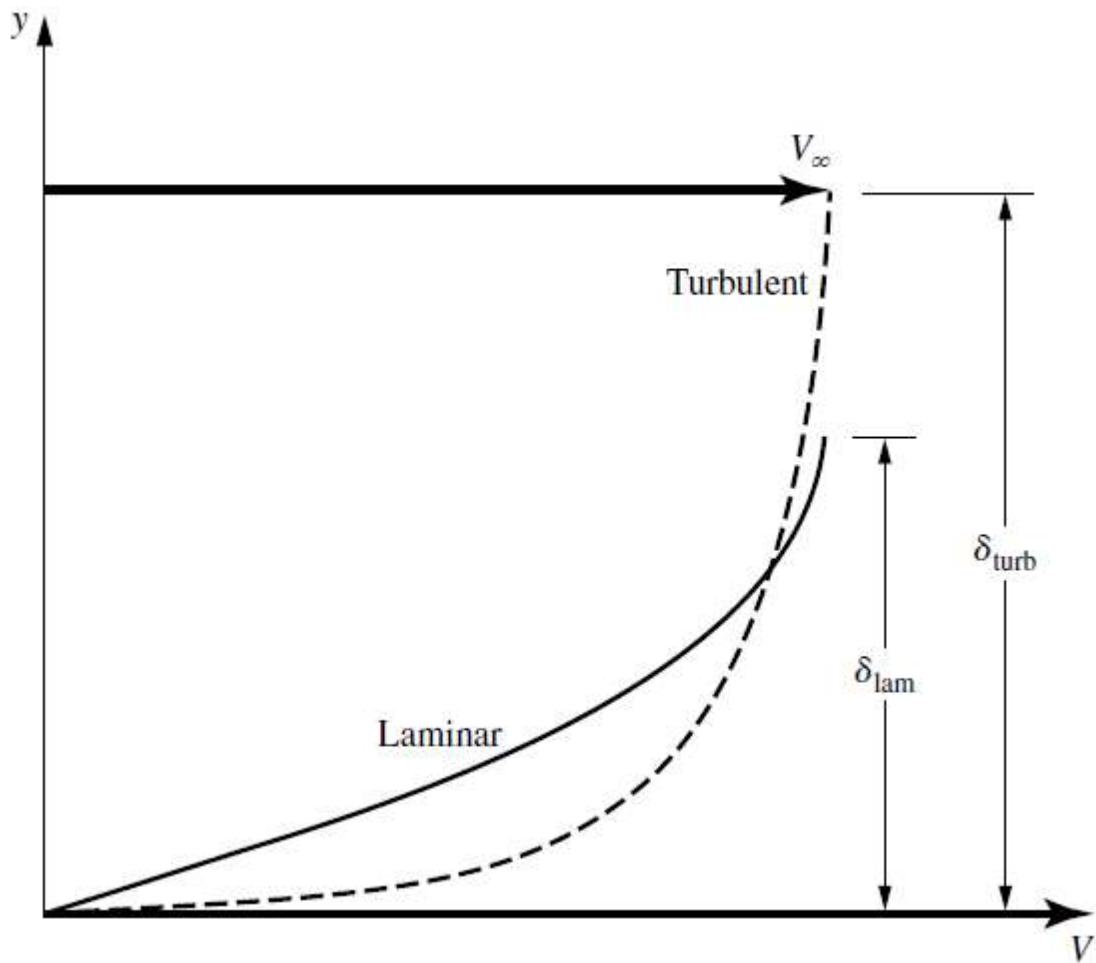


Рис. 1.8 – Профілі швидкості для ламінарного та турбулентного пограничних шарів. Товщина турбулентного пограничного шару більша за товщину ламінарного пограничного шару.

Турбулентний профіль повніший, ніж ламінарний профіль. Для турбулентного профілю від зовнішнього краю до точки поблизу поверхні швидкість залишається досить близькою до швидкості набігаючого потоку, потім вона швидко зменшується до нуля на поверхні. Ламінарний профіль швидкості поступово зменшується до нуля від зовнішнього краю до поверхні. Тепер розглянемо градієнт швидкості на стінці, $(dV/dy)_{y=0}$. З рисунка 1.8 видно

$$\left(\frac{dV}{dy}\right)_{y=0} \text{ для амінарного потоку} < \left(\frac{dV}{dy}\right)_{y=0} \text{ для турбулентного потоку}$$

Ламінарне напруження зсуву менше, ніж турбулентне напруження зсуву, використавши формулу Х.Х:

$$(\tau_{\omega})_{\text{ламiнарне}} < (\tau_{\omega})_{\text{турбулентне}}$$

Також це означає, що тертя поверхні, що діє на крило або корпус літака, залежатиме від того, чи є прикордонний шар на поверхні ламінарним чи турбулентним, причому ламінарний потік призводить до меншого опору тертя поверхні. [5]

1.5 Характеристики крил БПЛА різного типу. Пряме та дельта крила. Профіль крил.

1.5.1 Параметри геометрії аеродинамічного профілю

Якщо горизонтальне крило перетинається вертикальною площиною, паралельною центральній лінії літака, отриманий переріз називається перерізом аеродинамічного профілю. Генерована підйомна сила та характеристики звалювання крила сильно залежать від геометрії перерізів аеродинамічного профілю, з яких воно складається. Геометричні параметри, які мають важливий вплив на аеродинамічні характеристики перерізу аеродинамічного профілю, включають радіус передньої кромки, середню лінію розвалу, максимальну товщину та розподіл товщини профілю, та кут задньої кромки.

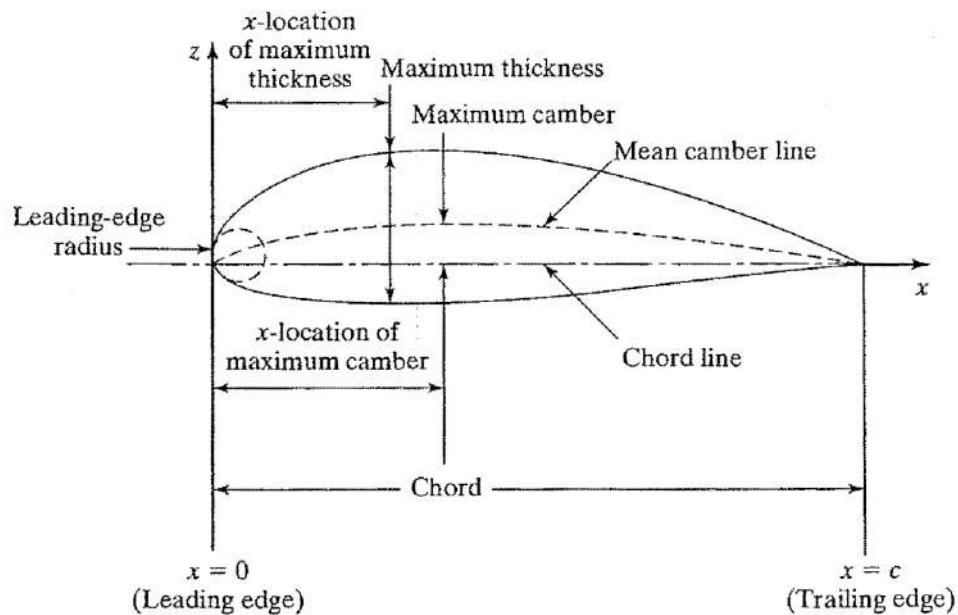


Рис. 1.9 – Геометрія аеродинамічного перерізу.

Геометрія багатьох перерізів аеродинамічного профілю однозначно визначається позначенням *NACA* для аеродинамічного профілю. Існує безліч класифікацій, включаючи чотиризначні перерізи крила *NACA*, п'ятизначні перерізи крила *NACA* та перерізи крила серії *NACA 6*. Як приклад, розглянемо чотиризначні перерізи крила *NACA*. Перше ціле число вказує максимальне значення ординати середньої лінії розвалу (рис. 1.9) у відсотках від хорди. Друге ціле число вказує відстань від передньої кромки до максимального розвалу в десятих частках хорди. Останні два цілі числа вказують максимальну товщину перерізу у відсотках від хорди. Таким чином, *NACA 0010* – це симетричний переріз аеродинамічного профілю, максимальна товщина якого становить 10% хорди. Переріз аеродинамічного профілю *NACA 4412* – це аеродинамічний профіль товщиною 12%, який має максимальний розвал 4%, розташований на 40% хорди.

Радіус передньої кромки та лінія хорди

Лінія хорди визначається як пряма лінія, що з'єднує передню та задню кромки. Передня кромка аеродинамічних профілів, що використовуються в дозвукових застосуваннях, закруглена, з радіусом порядку 1% від довжини хорди. Радіус передньої кромки аеродинамічної секції – це радіус кола з

центром на лінії, дотичній до розгину передньої кромки, що з'єднує точки дотику верхньої та нижньої поверхонь з передньою кромкою. Центр радіуса передньої кромки розташований таким чином, що розгинальна секція трохи виступає вперед від точки передньої кромки. Величина радіуса передньої кромки суттєво впливає на характеристики зриву (або відриву пограничного шару) аеродинамічної секції. Геометричний кут атаки – це кут між лінією хорди та напрямком незбуреного потоку. Для багатьох літаків лінії хорди аеродинамічних секцій нахилені відносно осі літака.

Лінія середнього розвалу

Локальна точка точок посередині між верхньою та нижньою поверхнями, виміряна перпендикулярно до лінії хорди, визначає лінію середнього розвалу. Форма лінії середнього розвалу дуже важлива для визначення аеродинамічних характеристик перерізу аеродинамічного профілю. Вплив розвалу полягає у зміні кута атаки з нульовою підйомною силою. Хоча симетричні перерізи мають нульову підйомну силу при нульовому куті атаки, нульова підйомна сила виникає для перерізів з позитивним розвалом, коли вони знаходяться під негативними кутами атаки. Крім того, розвал позитивно впливає на максимальне значення коефіцієнта підйомної сили перерізу. Якщо максимальний коефіцієнт підйомної сили високий, швидкість зупинки буде низькою, за інших незмінних факторів.

Максимальна товщина та розподіл товщини

Максимальна товщина та розподіл товщини також сильно впливають на аеродинамічні характеристики секції аеродинамічного профілю. Максимальна локальна швидкість, до якої прискорюється частинка рідини, обтікаючи секцію аеродинамічного профілю, збільшується зі збільшенням максимальної товщини. Таким чином, мінімальне значення тиску є найменшим для найтовстішого аеродинамічного профілю. В результаті, несприятливий градієнт тиску, пов'язаний зі сповільненням потоку від місця цього мінімуму тиску до задньої кромки, є найбільшим для найтовстішого аеродинамічного профілю. Зі збільшенням несприятливого градієнта тиску, прикордонний шар стає товщим (і

більш імовірно, що він відокремитися, створюючи відносно великі значення опору форми). Таким чином, корисний вплив збільшення максимальної товщини обмежений. [9]

1.5.2 Параметри геометрії крила

Розміщуючи секції аеродинамічного профілю, в комбінаціях по розмаху, формуються крила, горизонтальне оперення, вертикальне оперення, канарди та/або інші несучі поверхні. При введенні параметрів, що характеризують форму крила в плані, слід звернути увагу на існування компонентів потоку в напрямку по розмаху. Іншими словами, властивості секції аеродинамічного профілю стосуються потоку у двох вимірах, тоді як властивості форми в плані стосуються результуючого потоку в трьох вимірах. Для повного опису форми крила в плані необхідно врахувати кілька термінів. Терміни, що стосуються визначення аеродинамічних характеристик крила, проілюстровано на рис. 1.10.

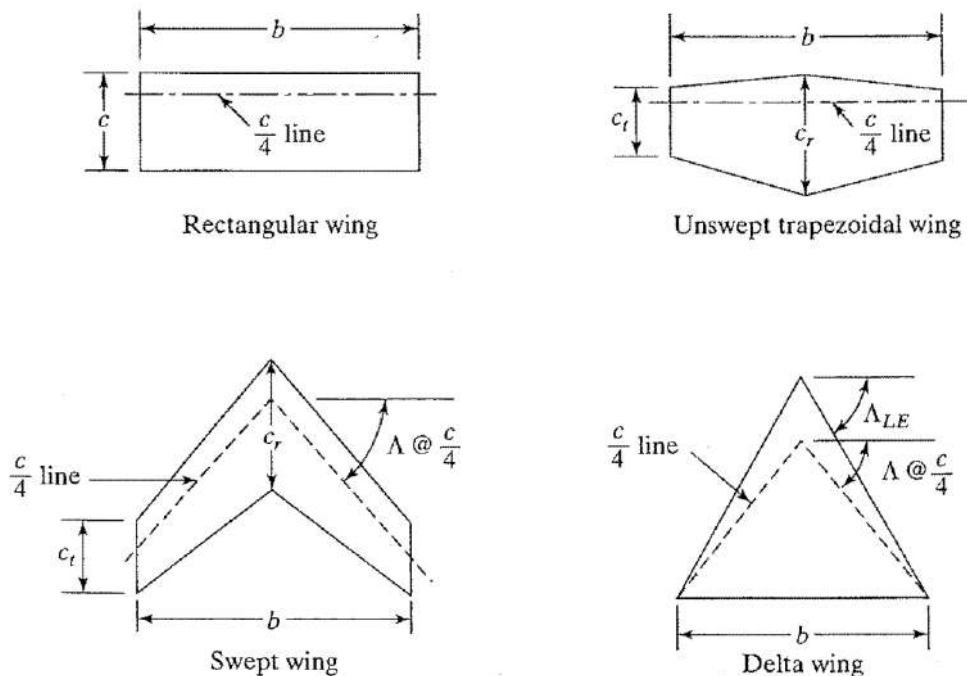


Рис. 1.10 – Геометричні характеристики форми крила.

1. Площа крила S – це просто площа планової поверхні крила. Хоча частина площі може бути покрита фюзеляжем або гондолами, перенесення тиску на ці поверхні дозволяє обґрунтовано враховувати всю планову площу.

2. Розмах крила b вимірюється від кінчика до кінчика.

3. Середня хорда c , визначається з рівняння, що добуток розмаху та середньої хорди – це площа крила ($b \cdot \bar{c} = S$).

4. Співвідношення сторін AR – це співвідношення розмаху та середньої хорди. Для прямокутного крила співвідношення сторін дорівнює просто $AR = b/c$. Для непрямокутного крила $AR = b^2/S$. Співвідношення сторін – це коефіцієнт тонкості крила, який корисний для визначення аеродинамічних характеристик та структурної ваги.

5. Коренева хорда c_r – це хорда на центральній лінії крила, а хорда кінчика, c_t , вимірюється на кінчику.

6. Враховуючи, що форма крила має прямі лінії для передньої та задньої кромки, коефіцієнт конусності λ – це відношення хорди кінчика до корінної хорди: $\lambda = c_t/c_r$. Коефіцієнт конусності впливає на розподіл підйомної сили та конструктивну вагу крила. Прямокутне крило має коефіцієнт конусності 1.0, тоді як крило з загостреним кінчиком має коефіцієнт конусності 0.0.

7. Кут стрілоподібності Λ зазвичай вимірюється як кут між лінією хорди 25% та перпендикуляром до корінної хорди. Кути стрілоподібності передньої або задньої кромки часто представляють з параметрами, оскільки вони становлять інтерес для багатьох застосувань. Стрілоподібність крила викликає певні зміни максимальної підйомної сили, характеристик звалювання та впливу стисливості.

8. Середня аеродинамічна хорда використовується разом з S для знерозмірювання моментів кидання. Таким чином, середня аеродинамічна хорда являє собою середню хорду, яка, помножена на добуток середнього коефіцієнта моменту перерізу, динамічного тиску та площі крила, дає момент для всього крила.

9. Двогранний кут – це кут між горизонтальною площиною, що містить кореневу хорду, та площиною, що знаходиться посередині між верхньою та нижньою поверхнями крила. Якщо крило лежить нижче горизонтальної площини, це називається двогранним кутом. Двогранний кут впливає на характеристики поперечної стійкості літака. [9]

Дельта-крило – це крило, що має форму трикутника. Воно отримало свою назву через схожість форми з грецькою великою літерою дельта. Хоча дельта-крило довго вивчалось, воно не знайшло значного практичного застосування аж до епохи реактивних літаків, коли виявилось придатним для високошвидкісних дозвукових та надзвукових польотів. На іншому кінці шкали швидкостей гнучке крило Рогоалло виявилось практичною конструкцією для дельтапланів та інших надлегких літальних апаратів. Форма дельта-крила має унікальні аеродинамічні характеристики та структурні переваги. [10]

РОЗДІЛ II МЕТОДИЧНИЙ

2.1 Обчислювальна гідродинаміка.

Обчислювальна гідродинаміка (з англ. – Computational Fluid Dynamics [CFD]) – це наука про використання комп'ютерів для прогнозування потоків рідин та газів на основі рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії. Рідини оточують нас і підтримують наше життя нескінченними способами. Вібрації у ваших голосових зв'язках генерують хвилі тиску в повітрі, які роблять можливим мовлення, а також чуття сказаних слів. Без рідин обертання вашого тенісного м'яча було б безглуздом, а літак не створював би підйомної сили. Завдяки CFD можна аналізувати, розуміти та прогнозувати рідини, з яких складається майже кожна частина нашого світу.

Приклади застосування обчислювальної гідродинаміки

CFD використовується скрізь, де потрібно прогнозувати потік рідини та теплопередачу, або розуміти вплив потоку рідини на продукт чи систему. CFD аналізує різні властивості потоку рідини, такі як температура, тиск, швидкість та щільність, і може застосовуватися до широкого кола інженерних проблем у різних галузях промисловості, включаючи:

Аерокосмічну та оборонну промисловість: CFD дозволяє моделювати повітряний потік навколо літака для прогнозування підйомної сили та опору, відомих як зовнішня аеродинаміка. CFD також може моделювати складні системи всередині літака. Ключові застосування включають охолодження авіоніки, аероптику, зовнішню аеродинаміку, опалення, вентиляцію та кондиціонування повітря в салоні та рушійну установку.

Автомобільна промисловість: В електромобілях, де електродвигуни та електрохімія акумуляторів створюють складні перетини між механічною, хімічною та електротехнічною технікою, CFD дозволяє нам проводити детальні теплові дослідження в усій системі. Ключові застосування включають електроліз PEM, виробництво, транспортування, зберігання та споживання водню, а також використання паливних елементів.

Початок роботи з CFD.

Спочатку визначається область потоку рідини (безперервна область, яку потрібно розрахувати) (зазвичай представлена моделлю CAD). Потім застосовується сітка для розбиття області на чітко визначені комірки. Після цього дискретизована версія керівних рівнянь рідини розв'язується комп'ютером у кожній комірці. У контексті високопродуктивних обчислень не обов'язковим кроком є призначення різних груп комірок різним комп'ютерам для паралельної обробки.

1. Визначення області потоку рідини, яку потрібно розв'язати
2. Дискретизація області на потрібний розмір сітки та крок між сітками
3. Призначення процесорів різним областям та застосування відповідних рівнянь математичного аналізу [11]

2.1.1 Визначальні рівняння CFD.

Визначальні рівняння CFD допомагають нам компенсувати довільну форму та непередбачувану природу рідин. Рівняння Нав'є-Стокса, є диференціальними рівняннями з частинними похідними, що описують рух рідин. Вони є основними рівняннями для розуміння механіки рідини та використовуються для моделювання всіх типів потоків рідини. Вони вважаються основними визначальними рівняннями для моделювання поведінки рідини та базуються на рівняннях збереження маси, імпульсу та енергії.

Збереження маси: рівняння неперервності

Це рівняння стверджує, що маса заданого об'єму рідини повинна залишатися постійною, якщо немає припливу або відпливу маси:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0$$

Де ρ – густина рідини, t – час, \mathbf{u} – вектор швидкості, а ∇ – оператор градієнта.

Збереження імпульсу: Другий закон Ньютона

Рівняння імпульсу стверджує, що швидкість зміни імпульсу в об'ємі рідини дорівнює сумі сил, що діють на неї, включаючи тиск і силу тяжіння. Для нестисливої рідини з постійною в'язкістю ми можемо записати це так:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\frac{\nabla p}{\rho} + \nu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f}_b$$

Де p – статичний тиск, ν – в'язкість, а \mathbf{f}_b – сили тіла (зазвичай сила тяжіння).

Збереження енергії: Перший закон термодинаміки

Рівняння енергії стверджує, що зміна повної енергії рідини має дорівнювати енергії, доданої до системи або видаленій з неї (наприклад, шляхом кондуктивної або конвективної теплопередачі).

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \boldsymbol{\tau}) + S_E$$

Де h_{tot} – повна ентальпія, λ – провідність, T – температура, а S_E – зовнішні джерела енергії. Член $\nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \boldsymbol{\tau})$ – це член в'язкої роботи, який представляє роботу, зумовлену в'язкими напруженнями. [11]

2.2 Моделі RANS, DNS та LES.

Пряме числове моделювання (DNS)

Можна безпосередньо розв'язувати керівні рівняння потоків рідини, рівняння Нав'є-Стокса, без використання будь-яких припущень моделювання. Цей підхід називається прямим числовим моделюванням, або скорочено DNS, і він вимагає розв'язання широкого діапазону часових і просторових масштабів турбулентного потоку, від дуже великих до дуже малих. Можна оцінити, що роздільна здатність сітки та часові кроки, необхідні для правильного

розв'язання складності структур рідини, масштабуються приблизно пропорційно кубу числа Рейнольдса. Це робить підхід DNS практично неможливим для інженерних застосувань. DNS майже виключно використовується в академічних колах та дослідницьких установах для моделювання простих потоків, і, поряд з експериментами, він використовується для покращення розуміння турбулентності та розробки спрощених моделей турбулентності, які менш дорогі для розрахунку, але все ще корисні для прогнозування основного внеску турбулентності в потік.

Рівняння Нав'є-Стокса з усередненням за Рейнольдсом (RANS)

Візьмемо як приклад потік навколо тіла. Ми можемо дослідити потік за допомогою експерименту. Якщо число Рейнольдса велике, потік буде турбулентним. Зробивши знімок, ми побачимо, що спочатку організований та впорядкований потік розвиватиме динамічний хаотичний рух з великим діапазоном вихорів. Коли ми збільшуємо область нижче за течією від тіла, ми продовжуватимемо бачити все більш складні та дрібні структури, які змінюються в просторі та часі. Якщо ми повторимо експеримент з тими ж умовами кілька разів, кожного разу ми побачимо різну еволюцію потоку. Однак, якщо ми накладемо різні рішення та обчислимо середнє значення ансамблю, ми почнемо розпізнавати когерентні структури як у просторі, так і в часі. Якщо потік не має часових варіацій або періодичності, ми також можемо усереднити результати з часом, щоб збільшити вибірку середнього значення.

Для розрахунку інженерних величин, що нас цікавлять, цих середніх потоків достатньо. Наприклад, коефіцієнти сили, що діють на літак за певних умов польоту, або на автомобіль за певного положення.

Операцію усереднення можна застосувати до рівнянь Нав'є-Стокса для отримання середніх рівнянь потоків рідини, які називаються рівняннями Нав'є-Стокса з усередненням за Рейнольдсом (RANS). Вони дуже схожі на вихідні рівняння, але містять деякі додаткові члени в рівняннях імпульсу, які

називаються членами напруження Рейнольдса, які є невідомими та потребують моделювання.

Моделі турбулентності мають на меті представити вплив турбулентності через замикання невідомих членів напруження Рейнольдса. Моделі турбулентності зазвичай класифікуються на основі кількості додаткових рівнянь, необхідних для моделювання впливу турбулентності на потік. Моделі варіюються від дуже простих алгебраїчних співвідношень та зростають у точності та складності зі збільшенням кількості використовуваних рівнянь. Моделювання RANS є найпоширенішим підходом у промислових застосуваннях.

Усі моделі RANS мають деякі обмеження через припущення моделювання, що використовуються для виведення математичного формулювання моделі. Для певних застосувань може знадобитися використання більш детальних підходів, які замість моделювання всіх масштабів турбулентності намагаються вирішити структури потоку з найбільшою кількістю енергії. Такий підхід називається моделюванням великих вихорів (LES).

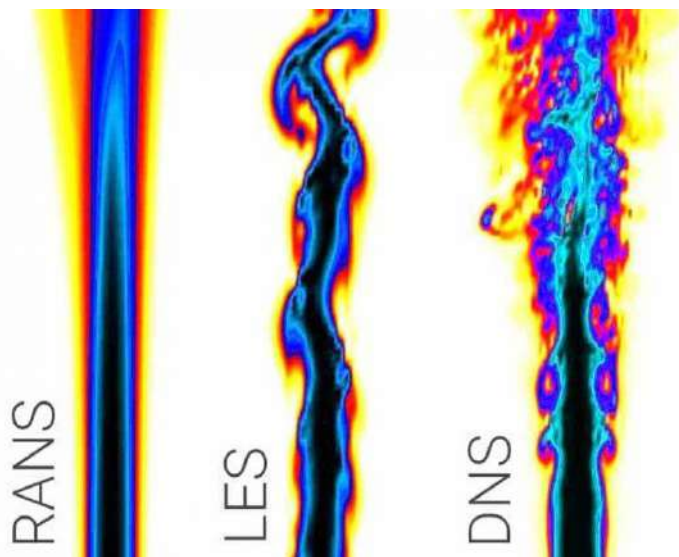
Моделювання великих вихорів (LES)

У LES найменші масштаби турбулентності просторово фільтруються, тоді як найбільші, з найбільшою кількістю енергії, вирішуються безпосередньо. Через природу турбулентності, у дуже малому масштабі структури потоку, як правило, схожі одна на одну навіть у різних застосуваннях. Це дозволяє використовувати простіші моделі турбулентності, які, як правило, є більш універсальними та можуть бути застосовані до кількох застосувань зі зменшеними вимогами до налаштування моделі.

Подібно до моделювання RANS, у LES моделі турбулентності спрямовані на вирішення невідомих членів у відфільтрованих рівняннях Нав'є-Стокса, які називаються напруженнями підсіткового масштабу. Термін походить від того факту, що в більшості моделей LES фільтрація рівнянь здійснюється на рівні

розміру сітки, що зводить моделювання до масштабів потоку, менших за розмір сітки.

Моделювання LES пропонує розширений діапазон застосування та підвищену точність рішення, але все це пов'язано зі збільшенням обчислювальних витрат через вимоги до часового кроку, оскільки ми більше не можемо вважати потік стаціонарним, і збільшенням роздільної здатності сітки, необхідної для отримання більшої кількості деталей потоку.



Зображення CFD-моделювання турбулентного струменя з використанням різних підходів [12]

2.3 Особливості програмного забезпечення Ansys Fluent

Моделі з двома рівняннями

Мотивація для створення моделей з двома рівняннями походить від необхідності отримати дві шкали, необхідні для обчислення вихрової в'язкості. Виходячи з мірних аргументів, для цієї мети потрібні шкала довжини L_t та шкала часу T_t . Зауважимо, що будь-які дві інші шкали еквівалентні, оскільки існує лише дві незалежні механічні шкали. Ці вимоги природно призводять до моделей з двома рівняннями як основи для забезпечення цих шкал. Однак моделі з двома рівняннями також формують основу для всіх подальших розробок, таких як моделі з одним рівнянням, моделі напружень Рейнольдса

(RSM) або явні алгебраїчні моделі напружень Рейнольдса (EARSM). Моделі з двома рівняннями також є оптимальною платформою для включення додаткової фізики, такої як ламінарно-турбулентний перехід, шорсткі стінки, плавучість, а також гібридні концепції RANS-LES.

Моделі з двома рівняннями складаються з таких елементів:

- Рівняння кінетичної енергії турбулентності
- Масштабне рівняння (ε або ω)
- Формулювання вихрової в'язкості
- Обробка біля стінки
- Обмежувачі

Кожен з цих елементів може суттєво впливати на точність та надійність моделювання.

Моделі $k - \omega$. Моделі BSL/SST.

Основна відмінність між моделями $k - \varepsilon$ та $k - \omega$ полягає в перехресному дифузійному члені (CD), який з'являється під час перетворення моделі $k - \varepsilon$ на модель $k - \omega$. Цей член дозволяє уникнути чутливості вільного потоку поблизу краю зсувного/прикордонного шару. Однак, хоча бажано включати член поблизу краю зсувного/прикордонного шару, не бажано активувати його поблизу стінки, оскільки це негативно впливає на несприятливу поведінку градієнта тиску моделі. Тому модель BSL була побудована на функції змішування F_1 , яка базується на відстані до стінки, y . Функція має значення $F_1 = 1$ всередині прикордонного шару стінки та поступово змішується до $F_1 = 0$ у зовнішній частині прикордонного шару та за його межами. Ця функція поєднує член CD з ω -рівнянням, а також поєднує коефіцієнти $k - \varepsilon$ з коефіцієнтами моделі $k - \omega$.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = P_k - C_\mu \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \omega)}{\partial x_j} = C_{\omega 1} \frac{\omega}{k} P_k - C_{\omega 2} \rho \omega^2 + \rho(1 - F_1) CD + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]$$

$$\mu_t = \rho \nu_t = \rho \frac{k}{\max(\omega, F_2 S/a_1)}$$

$$CD = \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

$$Coef = (1 - F_1) Coef_{k-\omega} + F_1 Coef_{k-\varepsilon}$$

Існує два варіанти моделі. BSL (базова модель) та SST (модель перенесення зсувних напружень). Модель SST базується на моделі BSL, але додатково обмежує вихрову в'язкість всередині пограничного шару (використовуючи другу функцію змішування F_2) для досягнення покращеної продуктивності моделі для потоків за несприятливих градієнтів тиску та відриву. Дві функції змішування F_1 та F_2 мають такий вигляд:

$$\arg_1 \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\nu}{\omega y^2} \right); \frac{4\rho\sigma_\omega k}{\max(CD, 10^{-20})y^2} \right]$$

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4)$$

$$\arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\nu}{\omega y^2} \right)$$

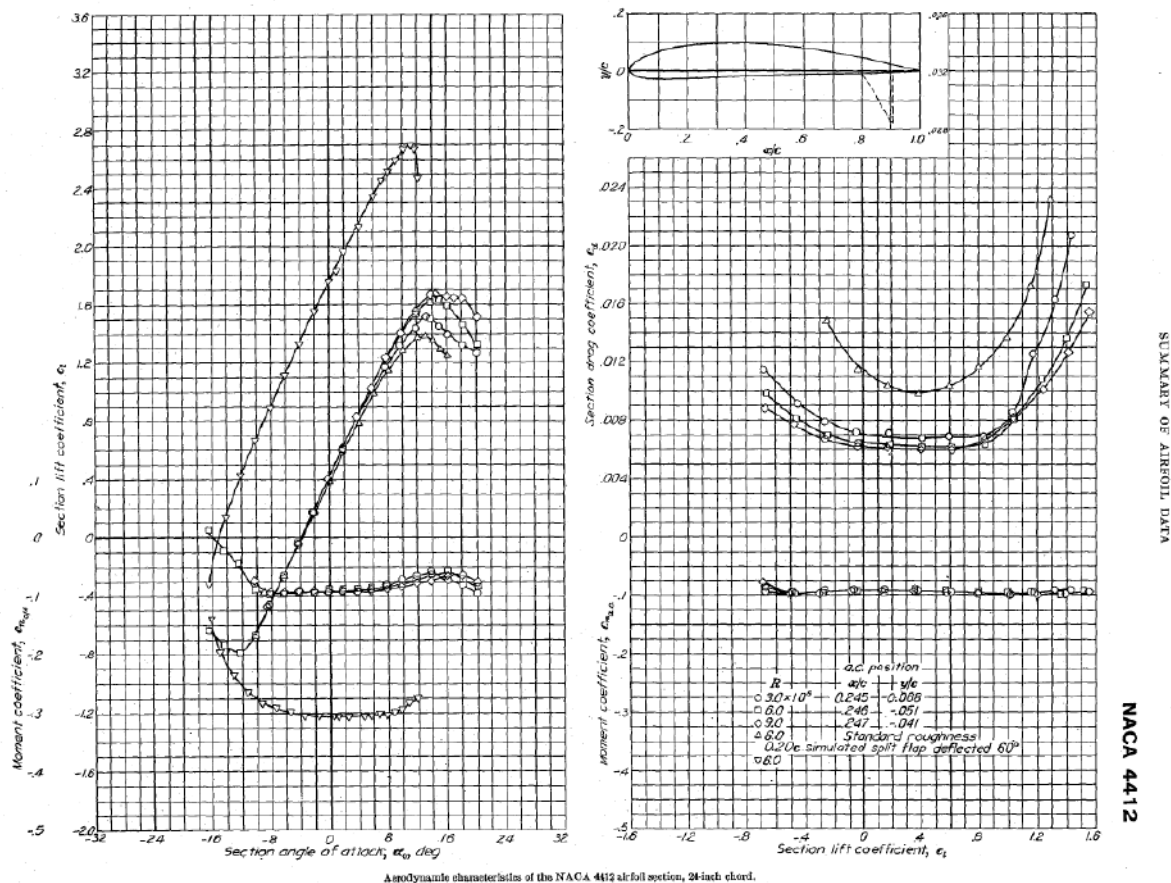
$$F_2 = \tanh(\arg_2^2)$$

Модель BSL також може бути використана як основа для поєднання з моделями EARSM та RSM, де обмежувач вихрової в'язкості не потрібен, оскільки покращене прогнозування напружень досягається завдяки формулюванню EARSM/RSM. Модель SST, з іншого боку, калібрується для точного прогнозування відривних та аеродинамічних потоків при використанні як моделі вихрової в'язкості.

Модель SST дозволяє змінювати коефіцієнт a_1 без впливу на калібрування логарифмічного шару. Його значення можна збільшити, тим самим зменшуючи чутливість до несприятливих градієнтних потоків тиску та затримуючи/зменшуючи відрив потоку. Однак значення не можна зменшити, оскільки це завадить логарифмічній поведінці та негативно вплине на калібрування плоскої платформи. [13]

2.4 Постановка задачі.

Робота в середовищі Ansys Fluent дозволяє для модуляції ламінарних та турбулентних потоків рідини або газів. Для кращого розуміння впливу параметрів крила на потік довкола нього, необхідно мати співвідношення з експериментальними даними. Тому треба вибрати параметри системи, які будуть подібними до отриманих експериментально. Розглянемо профіль крила НАСА4412 з хордою 1 м в зведенні даних щодо аеродинамічного профілю Національного консультативного комітету з авіації.



Графік експериментальних даних для коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору для профілю НАСА4412 отриманих в NASA. [14]

Виберемо значення для числа Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6$. Оскільки довжина профілю крила 1 м – значення швидкості буде дорівнювати: $v = \frac{Re \cdot \mu}{l \cdot \rho} =$

$$\frac{3 \cdot 10^6 \cdot 1,802 \cdot 10^{-5}}{1 \cdot 1,225} \frac{\text{М}}{\text{с}} \approx 45,6 \frac{\text{М}}{\text{с}}, \text{ де } \mu = 1,802 \cdot 10^{-5} \frac{\text{КГ}}{\text{М} \cdot \text{С}} \text{ за умови } T = 288 \text{ К (ця}$$

температура буде на висоті 800 м над поверхнею за умови, що температура на поверхні 293 К).

Оскільки число Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6$ – потік в системі буде турбулентним, отже варто обрати модель симуляції $k - \omega SST$.

Розглянемо потік довкола профіля крила NACA4412 та довкола прямого та дельта крила заснованого на цьому профілі.

РОЗДІЛ III МОДЕЛЮВАЛЬНИЙ

3.1 2D частина симуляції. Огляд профілю крила NASA4412.

3.1.1 Огляд профілю крила NASA4412

Серія аеродинамічних профілів NASA – це набір стандартизованих форм аеродинамічних профілів, розроблених цим агентством, які широко використовуються в конструкції крил літаків. Чотиризначні перерізи крила NASA визначають профіль за допомогою:

- перша цифра описує максимальну кривизну у відсотках від хорди;
- друга цифра описує відстань максимального розвалу від передньої кромки аеродинамічного профілю в десятих частках хорди;
- останні дві цифри описують максимальну товщину аеродинамічного профілю у відсотках від хорди.

У випадку NASA4412 (рис. 3.1) аеродинамічний профіль має максимальну кривизну 4%, розташовану на відстані 40% (0,4 хорди) від передньої кромки з максимальною товщиною хорди 12%.

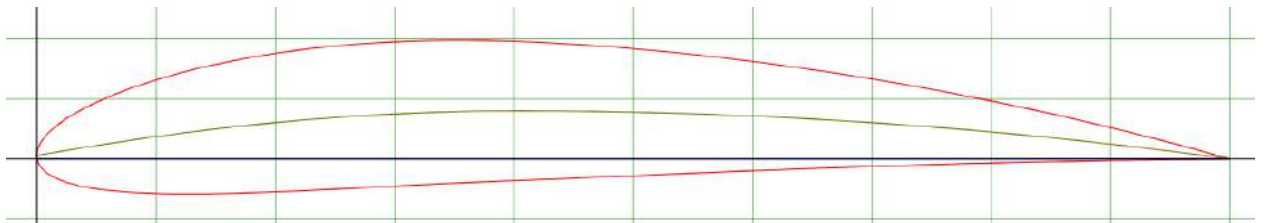


Рис. 3.1 – Вигляд профілю NASA4412 на сайті архіву профілів крил формату NASA [15]

3.1.2 Аналіз параметрів, отриманих із симуляції потоку довкола профіля крила.

Використовуючи параметри задані в постановці задачі, виконаємо симуляцію для профіля крила NASA4412. Загальні параметри для всіх симуляцій профілю: довжина хорди – 1 м, швидкість потоку – 45.6 м/с, в'язкість

повітря – $1,802 \cdot 10^{-5} \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, температура – 288 К. Отримаємо результат для 0° , 5° , 8° кутів атаки крила.

Таблиця 3.1 коефіцієнтів підйомної сили (Cl) та коефіцієнтів лобового опору (Cd) профілю крила NACA4412 для 0° , 5° , 8° кутів атаки крила.

Кут атаки крила	0°	5°	8°
Cl	0.427	0.948	1.239
Cd	0.0099	0.0129	0.0162

Коефіцієнт підйомної сили (Cl) для 0° кута атаки не дорівнює нулю, а має позитивне значення. Це типова поведінка для профілю NACA4412 та подібних, де навіть при нульовому куті атаки виникає асиметрія тиску через геометричну кривизну, що створює початкову підйомну силу. У випадку 5° та 8° спостерігається збільшення значення коефіцієнту підйомної сили зі збільшенням кута атаки.

Коефіцієнти лобового опору (Cd) має відносно низьке значення, що є ознакою ламінарного або слабо-турбулентного обтікання. Це свідчить про ефективну аеродинамічну форму профілю за даних умов симуляції. Так само як і у випадку для коефіцієнту підйомної сили, зі збільшенням кута атаки збільшується коефіцієнт лобового супротиву.

3.1.3 Розподіл тиску довкола профілю.

На графіку (Рис. 3.2) показано розподіл тиску навколо профілю з кутом атаки 0° . Видно область зниженого тиску на верхній поверхні, що є джерелом підйомної сили. Нижня частина має вищий тиск, що підсилює цей ефект. Також є чітко виражена зона високого тиску на передній кромці. Загальний характер поля відповідає очікуваному для кута 0° .

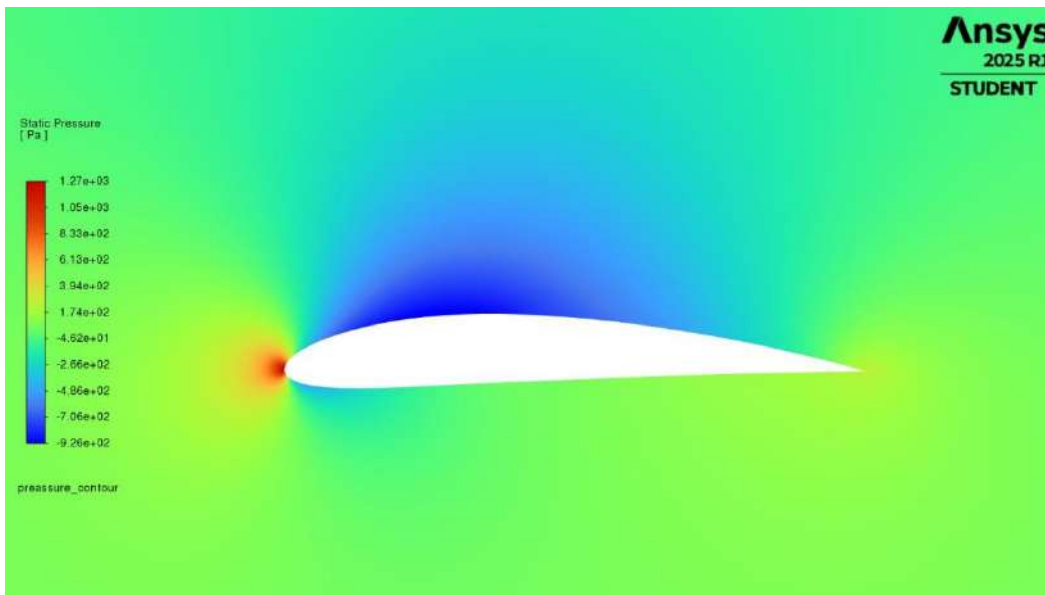


Рис. 3.2 – Графік розподілу тиску навколо профілю крила NASA4412 для кута атаки 0° .

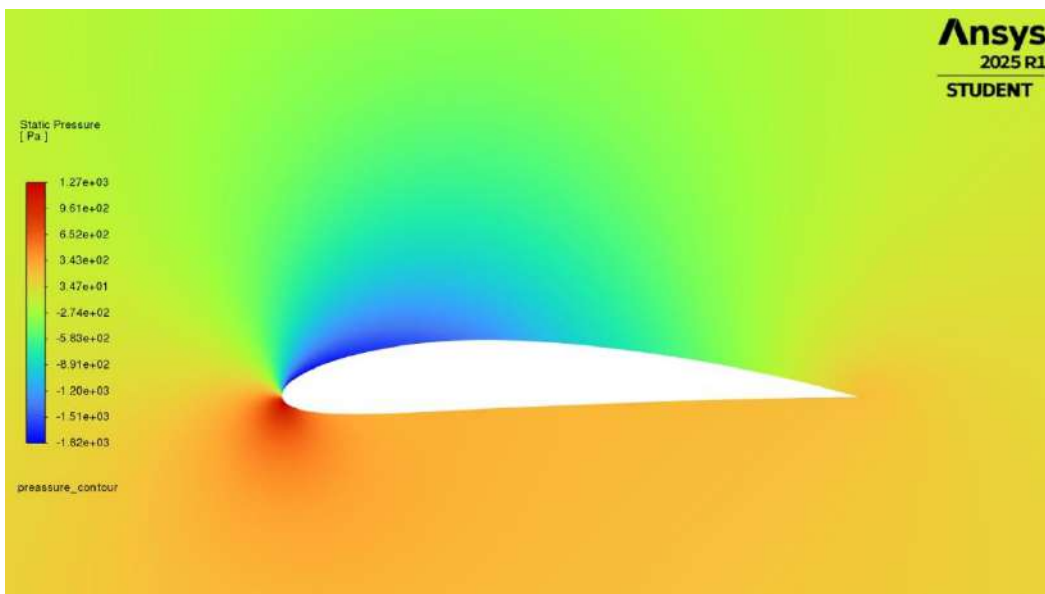


Рис. 3.3 – Графік розподілу тиску навколо профілю крила NASA4412 для кута атаки 5° .

На графіку (рис. 3.3) показано розподіл тиску навколо профілю з кутом атаки 5° . Видно область зниженого тиску на верхній поверхні, проте порівняно з 0° вона зсунута вперед та має більшу зону та діапазон значень, що дає більшу підйомну силу та коефіцієнт підйомної сили. Нижня частина високого тиску також має більшу зону, проте область високого тиску на передній кромці, перемістилася вниз та почала розсіюватися. На графіку (рис. 3.4) показано

розподіл тиску навколо профілю з кутом атаки 8° . Область зниженого тиску на верхній поверхні зсунута вперед ще більше, але при цьому зникає чітка вираженість. Нижня частина починає втрачати центр інтенсивності високого тиску.

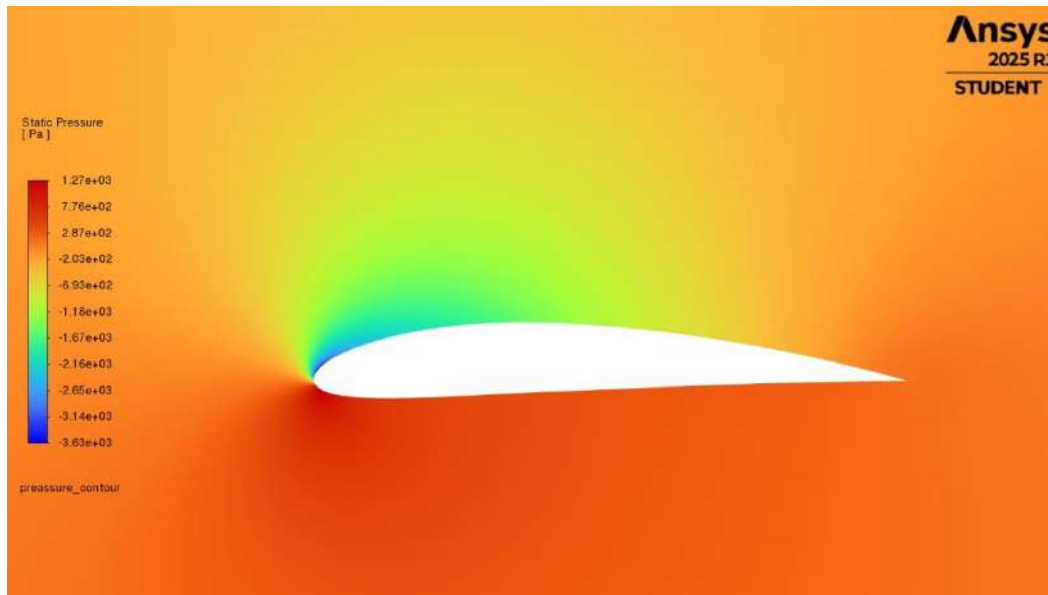


Рис 3.4 – Графік розподілу тиску навколо профілю крила NACA4412 для кута атаки 8° .

3.1.4 Поле швидкості довкола профілю.

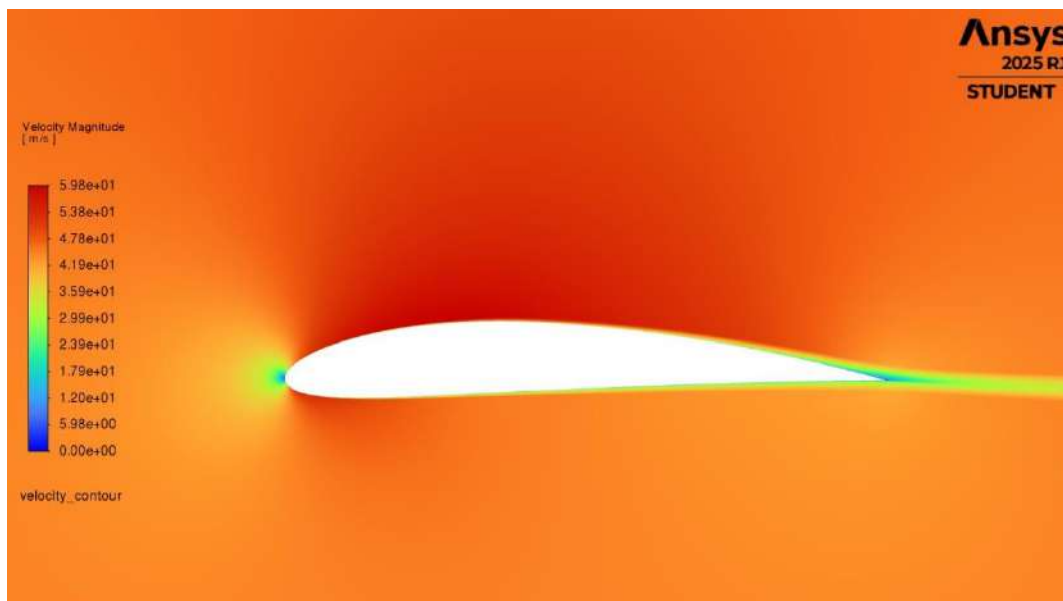


Рис. 3.5 – Графік поля швидкості довкола профілю крила NACA4412 при куті атаки 0° .

На графіку (рис. 3.5) спостерігається симетричний, але прискорений потік над верхньою поверхнею, що корелює з низьким тиском. Видимих слідів відриву потоку або стагнації не спостерігається. У випадку для кута атаки в 5° (рис. 3.6) спостерігається загальне прискорення потоку над крилом порівняно з 0° . Також починає проявлятися відрив потоку. Для кута атаки 8° (рис. 3.7) ситуація посилюється. Відрив потоку стає більш виродженим.

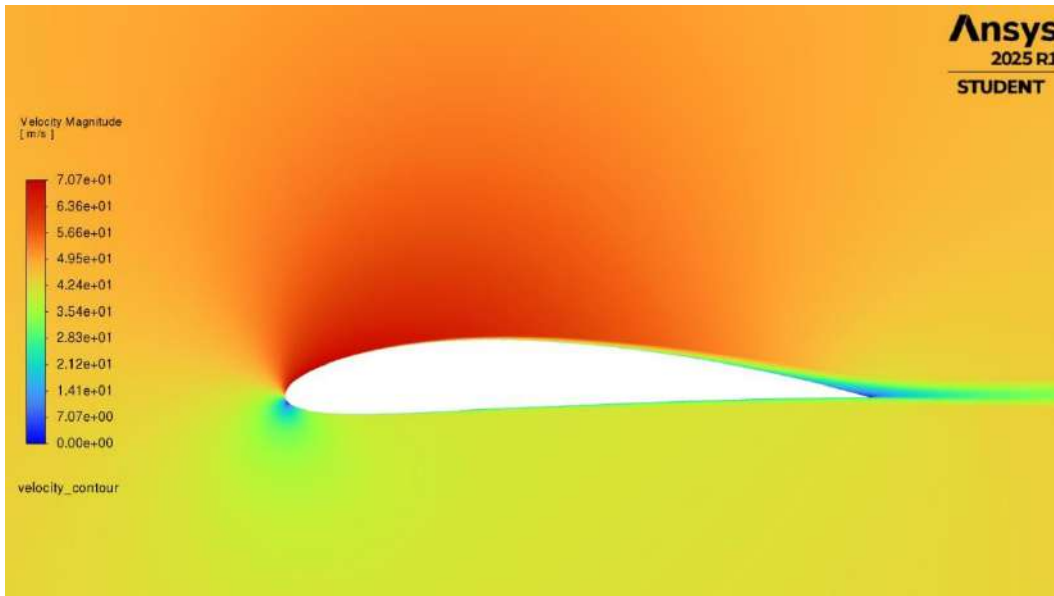


Рис. 3.6 – Графік поля швидкості довкола профілю крила NACA4412 при куті атаки 5° .

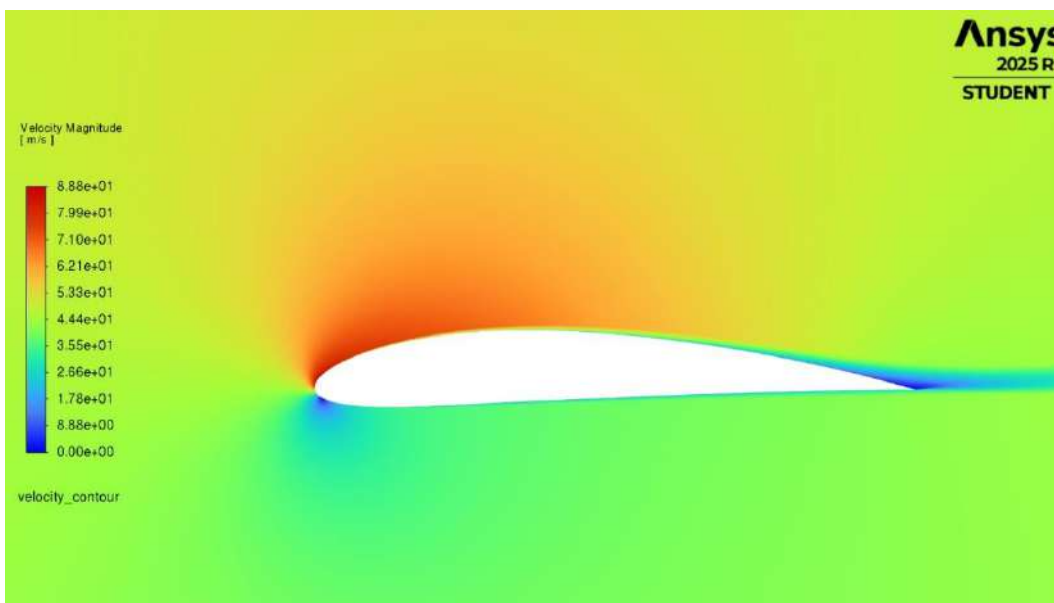


Рис. 3.7 – Графік поля швидкості довкола профілю крила NACA4412 при куті атаки 8° .

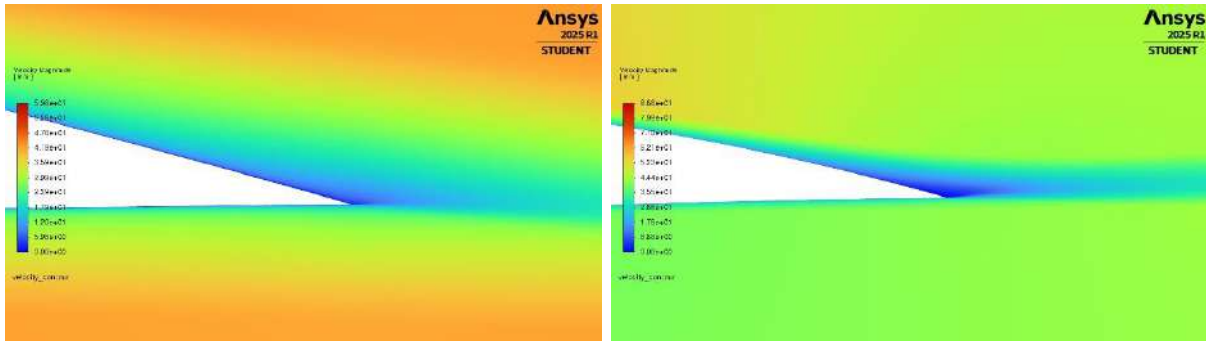


Рис. 3.8, 3.9 – Графіки поля швидкості довкола задньої кромки профілю крила NASA4412 при куті атаки – 5° (ліве зображення), 8° (праве зображення).

При більш детальному розгляді хвостової частини профілю можна помітити як для кута атаки в 8° (рис. 3.9) на контурній карті швидкості чітко видно шар відриву повітряного потоку. Варто зазначити що наближення зображення для 5° (рис. 3.8) більше ніж для 8° в 2 рази. Потік в зоні відриву сповільнюється – видно синьо-блакитну область із низькою швидкістю ($0 - 18$ м/с), яка контрастує з жовто-зеленою над профілем, де швидкість досягає $70 - 88$ м/с. Це свідчить про утворення зони рециркуляції, де повітря частково тече назад. Відрив призводить до зростання лобового опору, зменшення підйомної сили, нестабільності потоку за профілем, можливого збурення потоку та початку стадії обриву підйому (звалювання). При куті атаки 8° це не буде спричиняти суттєвих перешкод руху проте при збільшенню кута може призвести до вище вказаних наслідків.

3.1.5 Порівняння з експериментальними даними (для 0° , 5° та 8° кутів атаки) NASA для профілю крила NASA4412, оцінка похибок.

Проведемо порівняння коефіцієнтів підйомної сили (C_l) та лобового опору (C_d), отриманих у симуляції, з експериментальними значеннями NASA для профілю NASA4412.

Таблиця 3.2 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору профілю крила NASA4412 для 0° , 5° , 8° кутів атаки крила отриманих з симуляції та експериментальні значення отримані NASA.

Кут атаки крила	0°	5°	8°
Cl	0.427	0.948	1.239
Cl (NASA)	0.4	0.95	1.15
Cd	0.0099	0.0129	0.0162
Cd (NASA)	0.007	0.0075	0.012
Похибка Cl (%)	6.75%	0.21%	7.77%
Похибка Cd (%)	41.43%	72%	35%

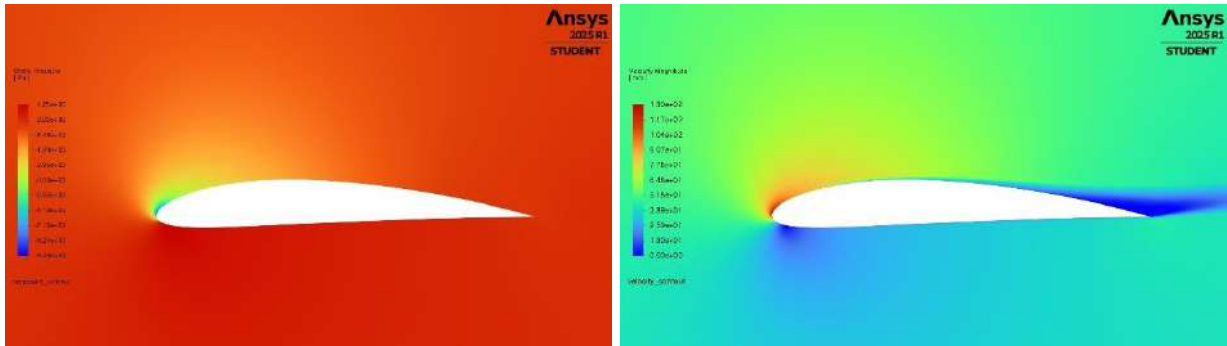
Значення коефіцієнту підйомної сили (Cl) дуже добре узгоджуються з експериментом: похибка не перевищує 8%, що є прийнятним для CFD-моделювання без адаптивної сітки чи спеціального калібрування моделей турбулентності.

Значення коефіцієнту лобового опору (Cd) систематично перевищують експериментальні дані. Найбільше це помітно при 5° (до 72%). Це може бути спричинено: надмірним впливом турбулентності у моделі, обмеженнями точності сітки в області відриву потоку, різницею у фізичних сталих заданих в моделі порівняно з експериментом.

Симуляція добре відтворює коефіцієнт підйомної сили, але має тенденцію до перевищення лобового опору. Незважаючи на це, загальний аеродинамічний характер профілю моделюється коректно. Надалі ці особливості можна враховувати при оцінці ефективності інших типів крил (прямого, дельта).

3.1.6 Додатковий огляд для кутів атаки 14° та 30° .

Рис. 3.10, 3.11 – Графік розподілу тиску (зображення зліва) та поля швидкості (зображення справа) навколо профілю крила NASA4412 для кута атаки – 14° .



Параметри симуляції Отримані значення симуляції коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору за кута атаки 14° – $C_l = 1.681$, $C_d = 0.0301$.

Зона підвищеного тиску (рис. 3.10) концентрується у передній нижній частині профілю, тоді як на верхньому носі спостерігається інтенсивне зниження тиску, що генерує високий підйом. Відрив потоку (рис. 3.11) починається у верхній хвостовій частині профілю. Його інтенсивність у 3 рази більша за ту, що спостерігалась при куті атаки 8° .

Потік все ще частково прикріплений, проте починаються ознаки зниження ефективності обтікання. Значення C_l є дуже високим, що свідчить про близькість до максимального коефіцієнта підйомної сили. Значне зростання C_d (удвічі більше, ніж при 8°) сигналізує про збільшення опору через розвиток турбулентного відриву.

Для кута атаки 30° (рис. 3.12) зона низького тиску над профілем значно збільшена (в 5 разів більша порівняно з кутом атаки 14°). Відрив потоку (рис. 3.13) повний, охоплює всю верхню поверхню профілю, за інтенсивністю приблизно в 10 разів більший, ніж при 14° . За таких параметрів крило перебуває в режимі глибокого зриву (звалювання).

Потік практично не прикріплений до поверхні профілю, а підйомна сила швидко втрачається, опір зростає. Подальше збільшення кута атаки лише погіршує аеродинамічні властивості.

Симуляція при високих кутах атаки (14° і 30°) підтверджує реалістичну поведінку профілю NACA4412: зростання підйомної сили до критичної межі, після чого настає відрив і стрімке падіння ефективності. Модель достатньо точно відтворює початок і розвиток зриву потоку.

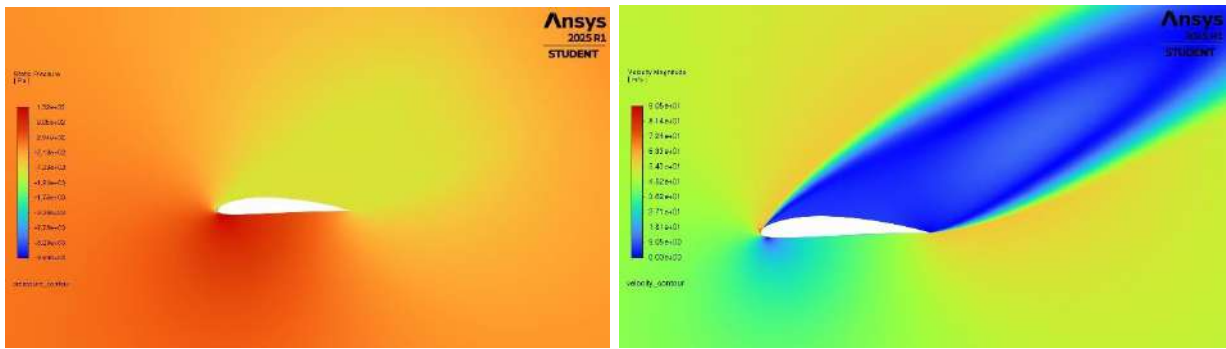


Рис. 3.12, 3.13 – Графік розподілу тиску (зображення зліва) та поля швидкості (зображення справа) навколо профілю крила NACA4412 для кута атаки – 30° .

3.2 Огляд та аналіз прямого крила.

3.2.1 Огляд симуляції потоку довкола прямого крила основаного на профілі NACA4412.

Для подальшого аналізу побудуємо 3D-модель прямого крила з довжиною крила – 3 м та хордою – 1 м заснованого на профілі NACA4412.

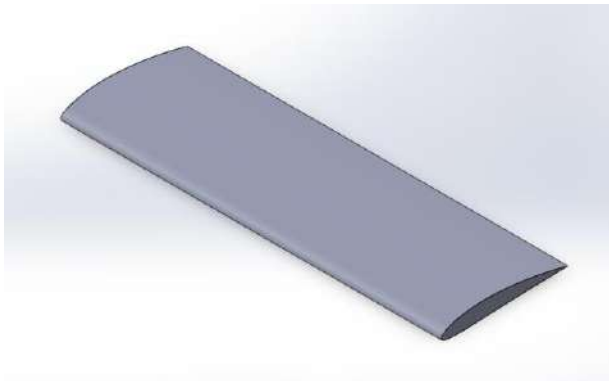


Рис. 3.14 – Зображення 3D-моделі прямого крила в інтерфейсі програми SolidWorks.

3.2.2. Розподіл тиску довкола прямого крила.

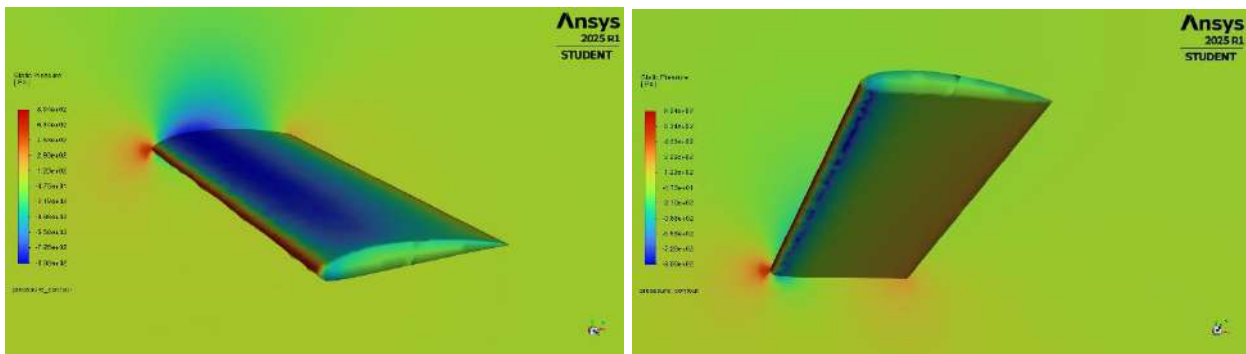


Рис. 3.15, 3.16 – Зображення розподілу тиску навколо прямого крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 0° (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

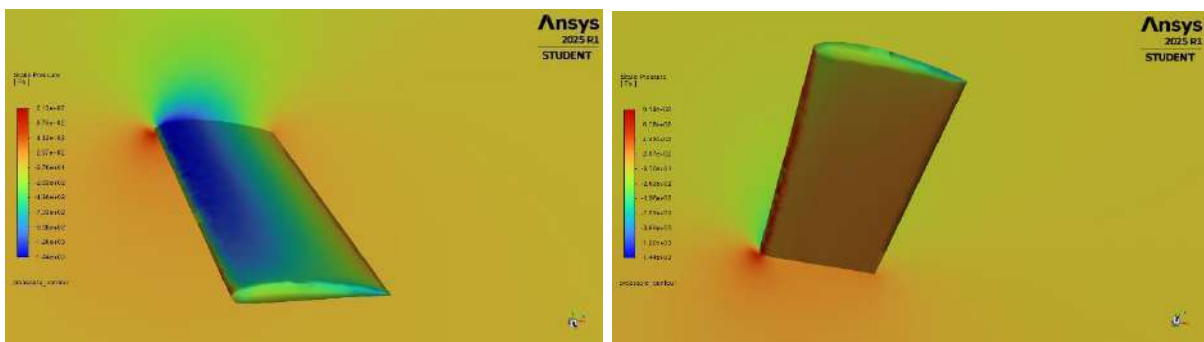


Рис. 3.17, 3.18 – Зображення розподілу тиску навколо прямого крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 5° (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

Побудована сітка має обмежену якість, що може вплинути на точність локальних параметрів, особливо поблизу поверхні крила, проте для огляду та обчислень цього повинно бути достатньо. На отриманих візуалізаціях видно характерні особливості обтікання: При 0° атаки (рис. 3.15, 3.16) потік симетричний, відриву не спостерігається. При 5° атаки (рис. 3.17, 3.18) формується зона зниженого тиску на верхній поверхні крила, яка відповідає збільшенню підйомної сили. На проекціях тиску на площину XY та безпосередньо на крило, можна спостерігати гладкий розподіл тиску, подібний до того, що спостерігався в 2D-профілі. Але варто зазначити, що з боку кінців крила тиск нормалізується, що характерно для тривимірного розподілу.

3.2.3 Поле швидкості довкола прямого крила.

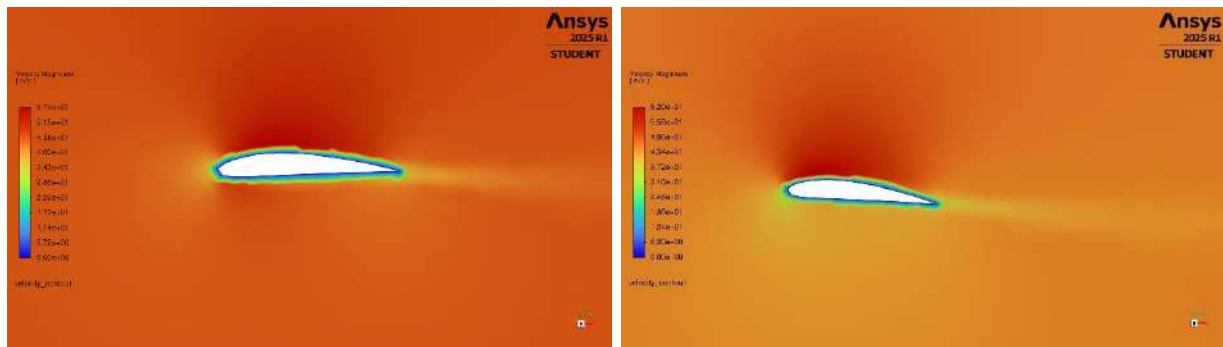


Рис. 3.19, 3.20 – Зображення поля швидкості потоку навколо прямого крила з профілем NASA4412 (для кута атаки 0° – зліва, для кута атаки 5° – справа).

При розгляді полів швидкості (рис. 3.19, 3.20) чітко видно низьку якість сітки, проте для загального аналізу це не повинно завадити, також за таких кутів атаки потік залишається достатньо прикріпленим, щоб не викликати суттєвих змін у отриманих значеннях. Загальна поведінка потоку подібна до отриманої для профіля.

3.2.4 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з теоретичними (для 0° та 5°).

Таблиця 3.3 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору прямого крила заснованого на профілі NASA4412 для 0° , 5° кутів атаки крила та значення профілю отриманих з симуляції.

Кут атаки	C_l	C_d	C_l (профіль)	C_d (профіль)
0°	0.353	0.0266	0.427	0.0099
5°	0.722	0.0462	0.948	0.0129

З таблиці 3.3 можна помітити що значення коефіцієнтів підйомної сили для прямого крила менші ніж для профілю, це може бути пов'язаним з гіршою сіткою для 3D-симуляції та узагальненням значення. З огляду розподілу тиску

було видно що ближче до краю крила різниця тисків менше, отже підйомна сила менше. Для коефіцієнтів лобового опору складається подібна ситуація.

Зробимо обрахунки для підйомної сили та сили опору для профілю та порівняємо з отриманим значенням у програмі.

$$\text{Для } 0^\circ \text{ підйомна сила: } L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_l = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 45,6^2 \frac{\text{м}^2}{\text{с}^2} \cdot 3 \text{ м}^2 \cdot 0,427 \approx 1631.49 \text{ Н};$$

$$\text{Для } 0^\circ \text{ сила опору: } D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 45,6^2 \frac{\text{м}^2}{\text{с}^2} \cdot 3 \text{ м}^2 \cdot 0,0099 \approx 37.82 \text{ Н}$$

$$\text{Для } 5^\circ \text{ підйомна сила: } L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_l = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 45,6^2 \frac{\text{м}^2}{\text{с}^2} \cdot 3 \text{ м}^2 \cdot 0,948 \approx 3622.14 \text{ Н};$$

$$\text{Для } 5^\circ \text{ сила опору: } D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot 45,6^2 \frac{\text{м}^2}{\text{с}^2} \cdot 3 \text{ м}^2 \cdot 0,0129 \approx 49.29 \text{ Н}$$

Таблиця 3.4 значень підйомної сили та сили лобового опору прямого крила заснованого на профілі НАСА4412 для 0° , 5° кутів атаки крила та значення профілю отриманих з симуляції.

Кут атаки	L	D	L (за профілем)	D (профілем)
0°	1346.48 Н	101.41 Н	1631.49 Н	37.82 Н
5°	2750.01 Н	175.99 Н	3622.14 Н	49.29 Н

При порівнянні, можна помітити, що значення отримані при симуляції крила мають таке ж співвідношення як і коефіцієнти (табл. 3.4). Також значення сили при симуляції крила співпадатимуть якщо підставити відповідні значення у формулу. Оскільки програма вираховує коефіцієнти з визначення сили прикладеної до крила – це очікуваний результат. Враховуючи недоліки сітки довкола крила, отримані значення є задовільними для подальшого аналізу.

3.2.5 Розподіл тиску довкола прямого крила та поле швидкості довкола прямого крила зі збільшенням швидкості потоку.

Для додаткового аналізу збільшимо швидкість в 1.5 рази (68.2 м/с). На отриманих візуалізаціях видно (рис. 3.21-3.26), що характерні особливості обтікання не зазнали суттєвих змін у своїй формі, проте показники зросли як для тиску так і для поля швидкості. Для потоку швидкості тенденція зберігається, проте хвіст утворений сповільненим потоком стає більш чітко вираженим.

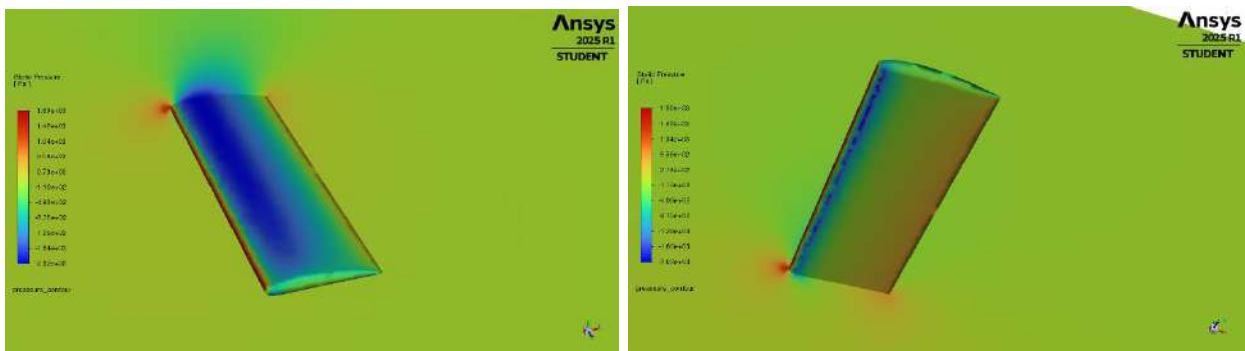


Рис. 3.21, 3.22 – Зображення розподілу тиску навколо прямого крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 0° зі збільшеною швидкістю (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

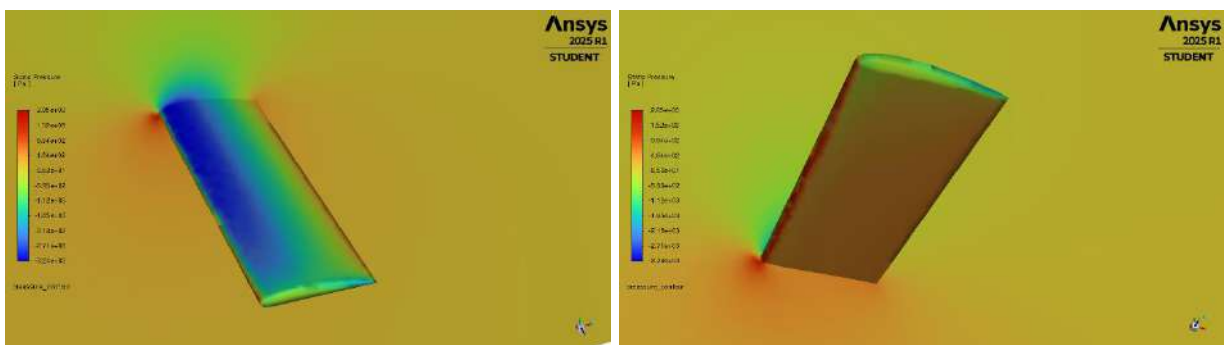


Рис. 3.23, 3.24 – Зображення розподілу тиску навколо прямого крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 5° зі збільшеною швидкістю (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

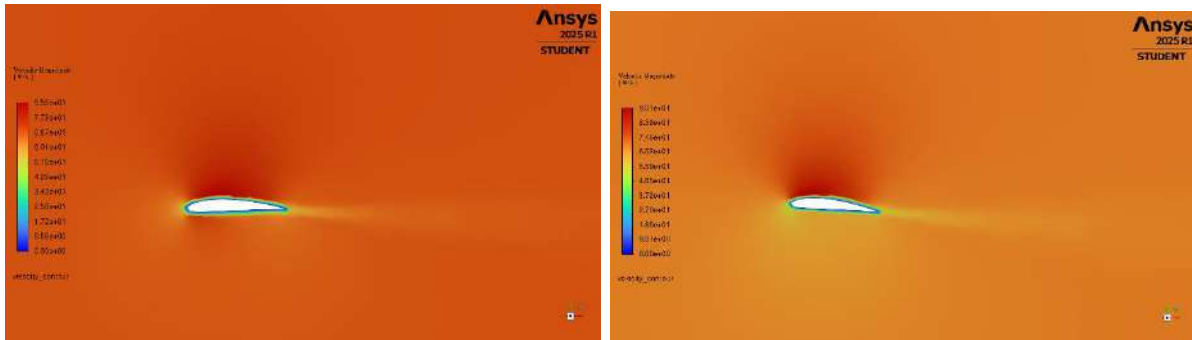


Рис. 3.25, 3.26 – Зображення поля швидкості потоку навколо прямого крила з профілем NASA4412 зі збільшеною швидкістю (для кута атаки 0° – зліва, для кута атаки 5° – справа)

3.2.6 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з відповідними за меншої швидкості.

Таблиця 3.5 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору прямого крила для 0° , 5° кутів атаки крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	C_l (45.6)	C_d (45.6)	C_l (68.2)	C_d (68.2)
0°	0.353	0.0266	0.354	0.0262
5°	0.722	0.0462	0.723	0.0457

Таблиця 3.6 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору прямого крила для 0° , 5° кутів атаки крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	L (45.6)	D (45.6)	L (68.2)	D (68.2)
0°	1346.48 Н	101.41 Н	3036.73 Н	224.36 Н
5°	2750.01 Н	175.99 Н	6198.16 Н	392.38 Н

Таблиця 3.7 аеродинамічної ефективності для 0° , 5° кутів атаки крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	Cl/Cd (45.6)	Cl/Cd (68.2)	L/D (45.6)	L/D (68.2)
0°	13.27	13.51	13.27	13.53
5°	15.63	15.82	15.62	15.79

Коефіцієнти Cl і Cd (табл. 3.5) залишаються майже сталими, оскільки вони є безрозмірними і залежать від геометрії та кута атаки, а не від абсолютної швидкості. Підйомна сила та сила опору (табл. 3.6) зростають квадратично з ростом швидкості, що відповідає формулі. Проте загальна аеродинамічна ефективність (табл. 3.7) залишається сталою та залежить лише від кута атаки.

3.3 Огляд та аналіз дельта-крила.

3.3.1 Огляд симуляції потоку довкола дельта-крила основаного на профілі NACA4412.

Для подальшого аналізу побудуємо 3D-модель дельта-крила з довжиною крила – 3 м та хордою – 2 м заснованого на профілі NACA4412, кут стріловидності крила – 43° .

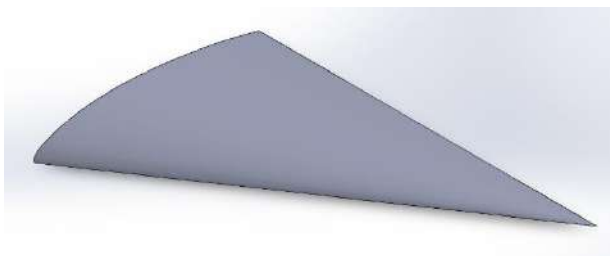


Рис. 3.27 – Зображення 3D-моделі дельта-крила в інтерфейсі програми SolidWorks.

3.3.2 Розподіл тиску довкола дельта-крила.

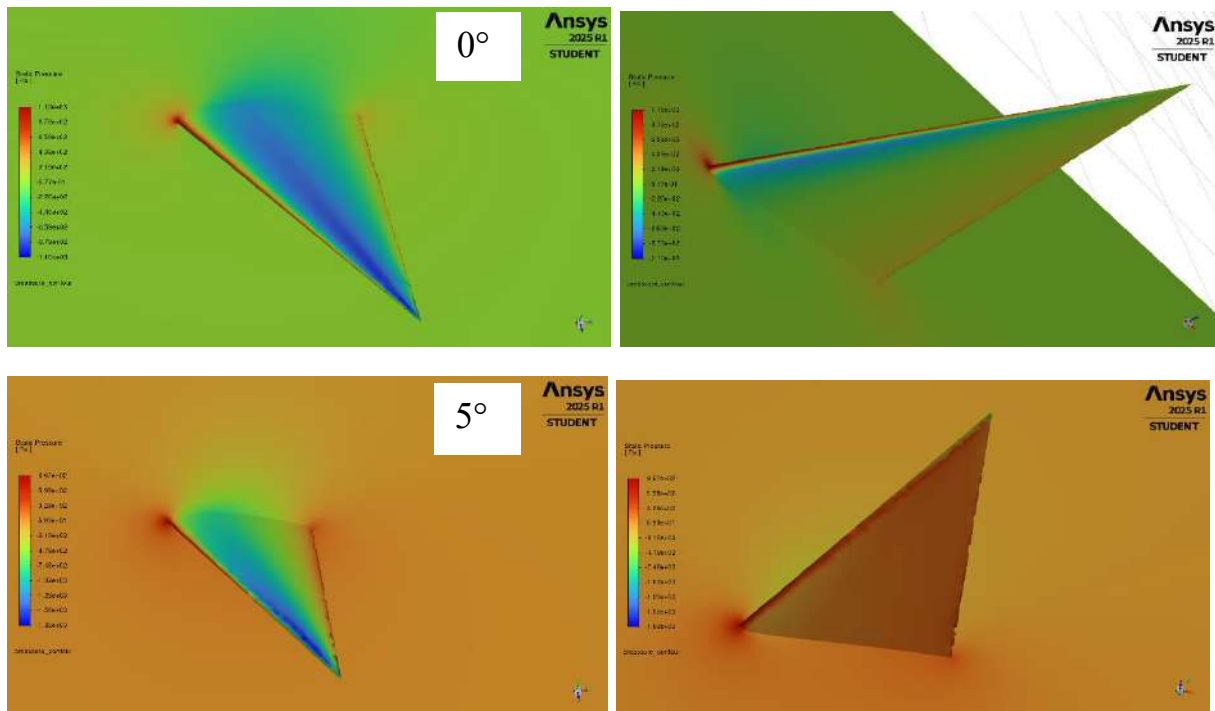


Рис. 3.28, 3.29, 3.30, 3.31 – Зображення розподілу тиску навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 (верхня частина крила зліва, нижня – справа) для кута атаки – 0° (верхній ряд) та 5° (нижній ряд).

Подібно до прямого крила, дельта-крило має сітку з обмеженою якістю. На отриманих візуалізаціях видно характерні особливості обтікання, тенденції яких подібні до прямого крила. Проте порівняно з прямим крилом основні аеродинамічні ефекти дельта-крила зміщуються ближче до кореня крила, а через стріловидну форму спостерігаються характерні вихрові структури у верхній частині крила навіть при малих кутах атаки. Також зона низького тиску в дельта-крила дещо менша ніж в прямого, що може вплинути на подальші результати.

3.3.3 Поле швидкості довкола дельта-крила.

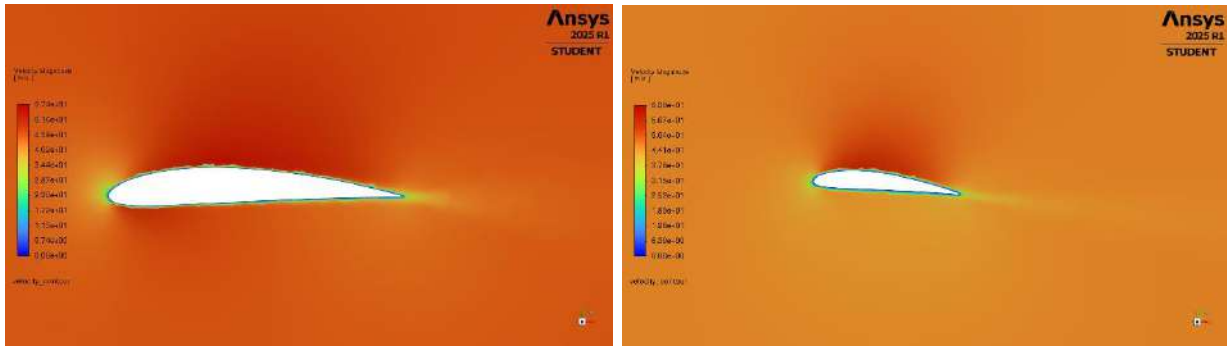


Рис. 3.32, 3.33 – Зображення поля швидкості потоку навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 (для кута атаки 0° – зліва, для кута атаки 5° – справа).

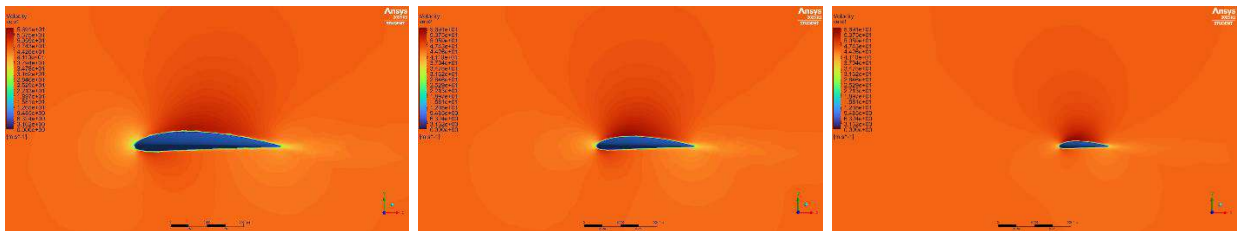


Рис. 3.34, 3.35, 3.36 – Зображення поля швидкості потоку навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 для кута атаки 0° (на відстані 0 м від центру симетрії зліва, 1 м в центрі, 2 м справа).

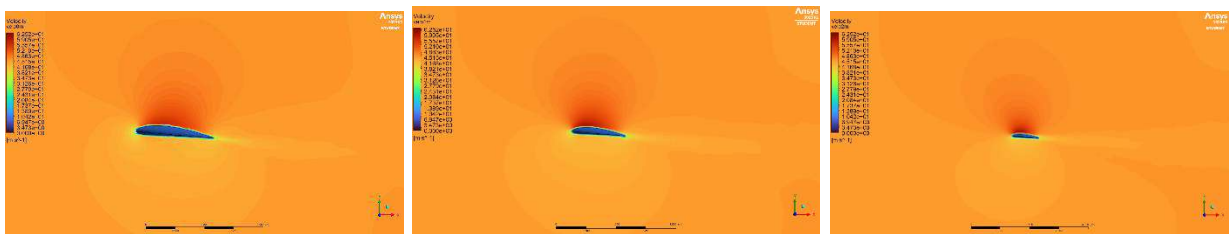


Рис. 3.37, 3.38, 3.39 – Зображення поля швидкості потоку навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 для кута атаки 5° (на відстані 0 м від центру симетрії зліва, 1 м в центрі, 2 м справа).

Поле швидкості в дельта-крила має подібну поведінку до профільного з масштабуванням, що і повинно відбуватися враховуючи будову дельта-крила.

3.3.4 Аналіз даних та порівняння значень симуляції для дельта-крила з прямим.

Таблиця 3.8 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору дельта-крила та прямого крила для 0° , 5° кутів атаки крила.

Кут атаки	C_l (дельта)	C_d (дельта)	C_l (пряме)	C_d (пряме)
0°	0.265	0.0143	0.353	0.0266
5°	0.565	0.0357	0.722	0.0462

Коефіцієнти підйомної сили та лобового опору (табл. 3.8) для дельта-крила менші ніж для прямого крила, що можна пояснити меншою областю низького тиску над дельта-крилом порівняно з прямим. Незважаючи на однакову площу пряме крило буде мати більше підйомної сили, але і більше сили опору.

Таблиця 3.9 значень підйомної сили та сили лобового опору дельта-крила та прямого крила для 0° , 5° кутів атаки крила.

Кут атаки	L (дельта)	D (дельта)	L (пряме)	D (пряме)
0°	1192.54 Н	64.32 Н	1346.48 Н	101.41 Н
5°	2526.07 Н	159.79 Н	2750.01 Н	175.99 Н

Значення підйомної сили та лобового опору (табл. 3.9) для дельта-крила очікувано нижчі за значення отримані для прямого крила.

3.3.5 Розподіл тиску довкола дельта-крила та поле швидкості довкола дельта-крила зі збільшенням швидкості потоку.

Для додаткового аналізу збільшимо швидкість в 1.5 рази (68.2 м/с)

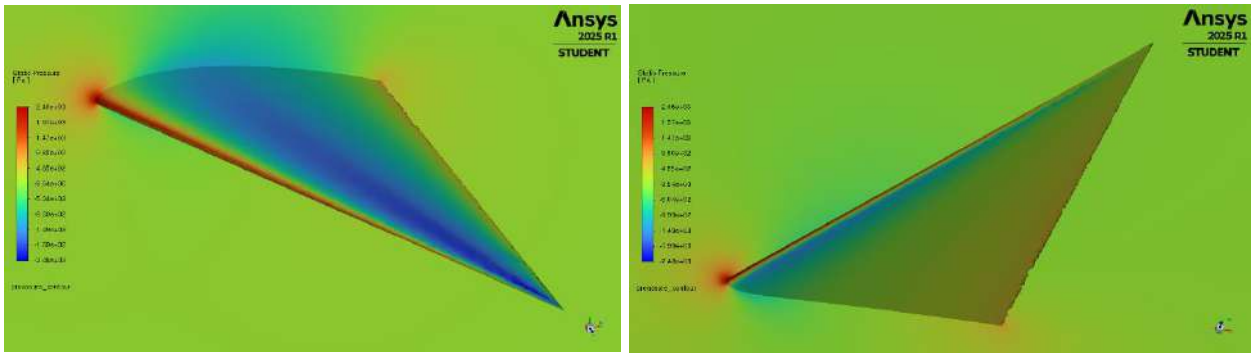


Рис. 3.37, 3.38 – Зображення розподілу тиску навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 0° зі збільшеною швидкістю (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

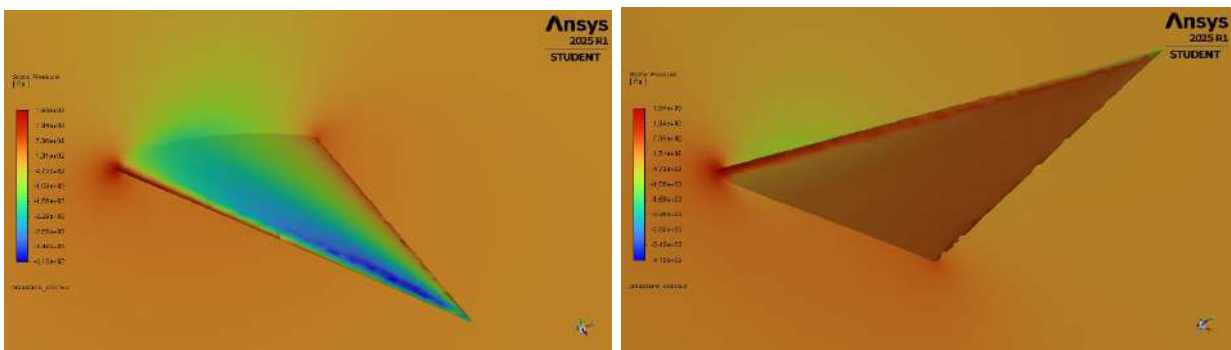


Рис. 3.39, 3.40 – Зображення розподілу тиску навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 для кута атаки – 5° зі збільшеною швидкістю (верхня частина крила зліва, нижня – справа).

На отриманих візуалізаціях видно, що характерні особливості обтікання не зазнали суттєвих змін у своїй формі, проте показники зросли як для тиску так і для поля швидкості, подібно до прямого крила.

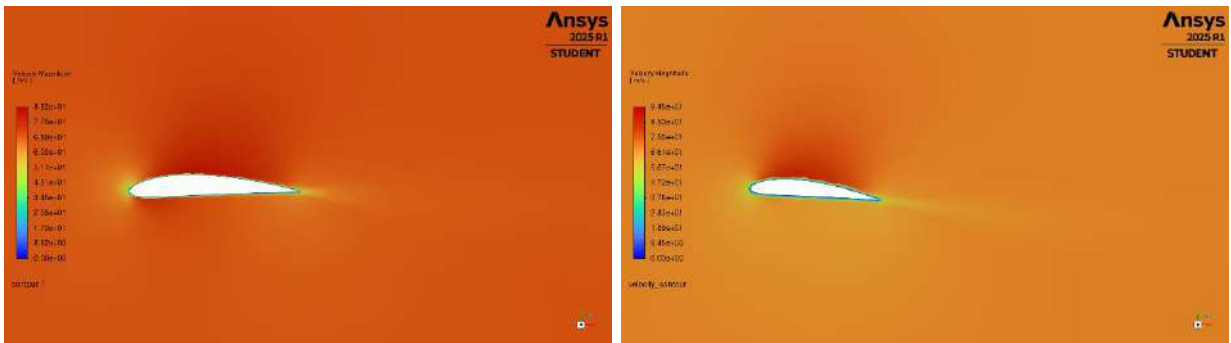


Рис. 3.41, 3.42 – Зображення поля швидкості потоку навколо дельта-крила з профілем НАСА4412 зі збільшеною швидкістю (для кута атаки 0° – зліва, для кута атаки 5° – справа)

Потік швидкості довкола дельта-крила зі збільшенням швидкості зберігає загальний вигляд, проте хвіст утворений сповільненим потоком на відміну від прямого крила більш виродженим не стає, що пов'язано з формою крила.

3.3.6 Аналіз даних та порівняння значень симуляції з відповідними за меншої швидкості.

Таблиця 3.10 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору дельта-крила для 0° , 5° кутів атаки крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	C_l (45.6)	C_d (45.6)	C_l (68.2)	C_d (68.2)
0°	0.265	0.0143	0.267	0.0138
5°	0.565	0.0357	0.566	0.0353

Таблиця 3.11 значень коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору дельта-крила для 0° , 5° кутів атаки крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	L (45.6)	D (45.6)	L (68.2)	D (68.2)
0°	1192.54 Н	64.32 Н	2695.62 Н	139.36 Н
5°	2526.07 Н	159.79 Н	5691.14 Н	355.43 Н

Таблиця 3.12 аеродинамічної ефективності для 0° , 5° кутів атаки дельта-крила за швидкості 45.6 м/с та за швидкості 68.2 м/с.

Кут атаки	C_l/C_d (45.6)	C_l/C_d (68.2)	L/D (45.6)	L/D (68.2)
0°	18.53	19.35	18.54	19.34
5°	15.83	16.03	15.81	16.01

Ситуація з коефіцієнтами C_l і C_d та підйомною силою з силою лобового опору залишається така сама як і в ситуації з прями крилом, відношення між

коефіцієнтами та силою залишається відносно незмінною. Проте спостерігається феномен, що за кута атаки 0° дельта-крило матиме кращу аеродинамічну ефективність ніж за кут атаки 5° . Також видно, що порівняно з прямим крилом, дельта-крило має загалом вищу ефективність, і на відміну втрачає її зі збільшенням кута атаки. Також збільшення швидкості потоку позитивно вплинуло на аеродинамічну ефективність крила.

3.4 Висновки до експерименту.

3.4.1 Порівняння значень дельта крила до прямого.

Таблиця 3.13 Порівняння аеродинамічної ефективності для прямого та дельта крил.

Кут атаки	L/D (пряме)	L/D (дельта)
0°	13.27	18.54
5°	15.62	15.81

Як було зазначено дельта-крило має помітно кращу аеродинамічну ефективність при нульовому куті атаки, проте загальна підйомна сила дещо менша, що обмежує споряджену масу БПЛА, але менша сила опору спрощує роботу двигуну. При збільшенні кута атаки ефективність прямого та дельта крил вирівнюється бо дельта-крило генерує більше опору через завихрення.

3.4.2 Загальні висновки про ефективність симуляції.

Проведена CFD-симуляція обтікання крил із профілем NACA4412 у середовищі ANSYS Fluent дозволила отримати якісні та кількісні результати, які достатньо добре узгоджуються з теоретичними та експериментальними даними. Використання моделі турбулентності k- ω SST дозволило з достатнім

рівнем точності передати поведінку прикордонного шару та зони відриву для випадку профіля крила. Вибір профілю NASA4412 дав змогу порівняти результати симуляції з експериментальними даними NASA. Результати C_l та C_d для 2D-профілю близькі до експериментальних значень, з похибкою в межах прийняттого рівня (до 7% для C_l , хоча похибка для C_d була значно вище).

3D-симуляції демонструють характерні аеродинамічні ефекти: відрив, генерацію вихорів, зміну тиску по довжині крила. При зміні швидкості результати зберігають фізичну послідовність, сили зростають в той час C_l та C_d залишаються сталими. Якість сітки для 3D моделей була помірною, що могло вплинути на точність результатів. В деяких випадках відсутня згущена сітка біля стінок, зменшує точність прогнозування відриву.

Моделювання було загалом ефективним, результати демонструють логічну поведінку потоку, та в більшості випадків підтверджують очікувані аеродинамічні ефекти. Похибки, що спостерігалися, є типовими для інженерних CFD-оцінок при використанні спрощених сіток. В цілому, симуляція досягла поставленої мети.

3.4.3 Висновки стосовно переваг прямого та дельта крил.

Аналіз симуляцій дозволив визначити ключові аеродинамічні переваги й недоліки прямого та дельта крил при різних кутах атаки та швидкостях. Обидва типи конструкцій мають свої характерні області ефективності.

Пряме крило краще підходить для літаків загального призначення, планерів, БПЛА з довготривалим польотом. Дельта-крило – вибір для швидкісних, маневрових або надзвукових літаків (винищувачі, дрони-перехоплювачі), де важливі стабільність на великих швидкостях, подібно до крил надзвукових винищувачів.

Тип крила	переваги	недоліки
Пряме крило	<ul style="list-style-type: none"> - вищий СІ на одиницю площі, що свідчить про кращу ефективність у крейсерському режимі. - просте проектування та прогнозована поведінка потоку – перевага для малошвидкісної авіації. - простіша форма полегшує виробництво 	<ul style="list-style-type: none"> - гірша ефективність на великих кутах атаки – швидший відрив потоку, зниження підйомної сили. - менша стійкість при маневруванні – відсутність стабілізуючих вихорів
Дельта-крило	<ul style="list-style-type: none"> - вища загальна аеродинамічна ефективність. - стійка робота при більших кутах атаки - ефективне формування вихорів запобігає передчасному зриву. - перевага на великих швидкостях - вихори залишаються стабільними, що забезпечує додаткову підйомну силу. - краща міцність конструкції 	<ul style="list-style-type: none"> - менша підйомна сила. - менша ефективність у крейсерському режимі порівняно з прямим крилом

ВИСНОВКИ

Отримані в ході симуляції результати мають прикладне значення для подальших етапів проектування БПЛА. Проаналізувавши потік довкола прямого та дельта крил, можна зробити висновки стосовно їх ефективності, вирішити яка конфігурація краще підходить для конкретної ситуації та отримати попередньо числові обрахунки можливостей цих крил без використання повноцінних прототипів. Результати можуть бути використані як базові дані на етапах концептуального проектування та оптимізації БПЛА, з урахуванням його задач: розвідка, маневрування, тривалий політ чи швидкісні перехоплення.

Враховуючи показники БПЛА з прямим крилом буде ефективнішим за умови застосування в спокійному середовищі, на низьких швидкостях. Також процес виробництва та загальної розробки подібного БПЛА доволі прямолінійний, що зменшує загальну вартість. Подібна конфігурація рекомендована для громадянської та комерційної галузі, для БПЛА-планерів, відносно простих або повільних дронів.

БПЛА з дельта-конфігурацією, має кращі показники на високих швидкостях, кращу загальну ефективність, проте гірші показники на площу крила, поєднано з більш складним процесом виробництва та розробки, така конфігурація краще підходить для військової галузі, або для одиничних екземплярів, розроблених для конкретних задач, де це матиме значну перевагу порівняно з прямим крилом.

Ця робота підтверджує необхідність попереднього аналізу характеристик крила та детального моделювання, щоб мати краще розуміння можливостей та області застосування БПЛА, його обмежень та переваг, перед етапом будування тестувального зразка.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. H.Schlichting, K.Gersten – «Boundary-Layer Theory» – 9-те видання 2017 – 814 с.
2. https://en.wikipedia.org/wiki/Reynolds_number
3. <https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-laminar-flow>
4. <https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-turbulent-flow>
5. J.D.Anderson Jr. – «Fundamentals of Aerodynamics» – 5-те видання 2007 – 1131 с.
6. https://en.wikipedia.org/wiki/Lift_coefficient
7. https://en.wikipedia.org/wiki/Drag_coefficient
8. https://en.wikipedia.org/wiki/Lift-to-drag_ratio
9. J.J.Bertin, R.M.Cummings – «Aerodynamics for engineers» – 5-те видання 2009 – 754 с.
10. https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing
11. <https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-computational-fluid-dynamics>
12. <https://www.idealsimulations.com/resources/turbulence-models-in-cfd/>
13. F.R.Menter, R.Lechner Best Practice – «RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD Version 1.0» – 95 с.
14. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>
15. I.H.Abbott, A.E. Von Doenhoff, L.S.STIVERS Jr. – «National Advisory Committee for Aeronautics report No. 824 summary of airfoil data» – 141 с.