

ВСТУП

У зв'язку з постійним розвитком все більш критично стає проблема вирішення логістичної задачі. Наземний транспорт працює на межі своїх можливостей і проблема тут не тільки у ефективності самого транспорту, а й у наявній інфраструктурі. На жаль, сучасний автотранспорт вже не в змозі забезпечувати швидке перевезення сировини, товарів та пасажирів у зв'язку з обмеженнями пропускну здатності автодоріг, що особливо сильно проявляється у великих мегаполісах та їх околицях. Залізниця має свої обмеження через необхідність наявності прокладених колій, що унеможлиблює доставку вантажів у будь-яку точку країни та потребує певної інфраструктури для завантаження/розвантаження та подальшого використання іншого транспорту для доставки вантажу у місце призначення. Авіатранспорт у тому вигляді, у якому ми звикли його бачити вимагає не стільки розвинутої інфраструктури, скільки наявності відносно рівної та досить великої зони для здійснення зльоту та посадки.

Наразі, активно розвиваються ЛА, що у майбутньому мають зайняти нову нішу у авіаційній галузі, під назвою «аеротаксі». За концепцією, це невеликі ЛА вертикального зльоту-посадки, що можуть перевозити від одного до п'яти пасажирів, більшість з них розраховані на відсутність керування з боку людини і повний контроль ЛА системою автоматичного керування. Основною перевагою таких ЛА є можливість їх експлуатації в умовах міста без необхідності в облаштуванні серйозної інфраструктури, якої на сьогоднішній день потребують більшість пасажирських літаків. Такі ЛА можуть виконувати рейси між сусідніми містами та курсувати у самому місті, оминаючи затори.

Саме тому розробка подібних апаратів є дуже актуальною задачею, зважаючи на їх можливість не тільки перевозити пасажирів, а й займатися доставкою вантажів, невеликих партій сировини, тощо. Завдяки можливості здійснювати вертикальний зліт та посадку а також невеликим габаритам, дані ЛА є підходящими для використання у місцях, де зона для посадки є дуже обмеженою. Такі ЛА можуть займатися доставкою людей та вантажів у віддалені села незважаючи на стан доріг, займатися доставкою вантажів з кар'єрів та інших важкодоступних зон та проводити рятувально-пошукові операції.

Більшість сучасних апаратів на сьогоднішній день є експериментальними і немає чіткого розуміння, яка з конструкцій є найбільш оптимальною для подібних ЛА саме тому можна зустріти апарати найрізноманітніших компонувань. А розвиток систем автоматичного керування, штучного інтелекту, тощо відкривають все більше можливостей для безпілотних систем.

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ПРОЕКТІВ КОНВЕРТОПЛАНІВ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ЇХ ОСОБЛИВОСТЕЙ КОМПОНУВАННЯ

У даному розділі розглянемо літальні апарати створені за схемою «конвертоплан», визначимо їх особливості загального компоунвання та зв'язок з специфікою експлуатації. А також детально розберемо переваги та недоліки компоунвання крила та СУ, що використовуються на даних ЛА.

1.1 Lilium Jet

Lilium Jet – експериментальний ЛА вертикального зльоту та посадки. Розроблений німецьким стартапом Lilium у якості автономного аеротаксі. ЛА можна класифікувати як конвертоплан з поворотною СУ. Компоунка виконана за аеродинамічною схемою «качка» без вертикального оперення. Силовою установкою виступають 36 електричних вентиляторних двигунів (24 на крилі, 12 на ПГО) що розділені на модулі по 3 штуки. Кожен з модулів може відхилятися, змінюючи вектор тяги. Будь-які інші засоби керування відсутні. Технічні характеристики ЛА наведено у таблиці 1.1.1

Таблиця 1.1.1

Технічні характеристики Lilium Jet

| Параметр | Значення |
|---|----------|
| Розмах крила, м | 11 |
| Довжина, м | 5 |
| Максимальна злітна маса, кг | 640 |
| Площа крила, м ² | 6.25 |
| Питоме навантаження на крило, кг/м ³ | 102 |
| Крейсерська швидкість, км/год | 300 |
| Максимальна дальність, км | 300 |
| Кількість пасажирів, чол. | 2 |

Шляхом відхилення усіх модулів вниз (рис1.1.1) забезпечується можливість вертикального зльоту та посадки. Після зльоту, проводиться поступове повернення двигунів у початкове горизонтальне положення та перехід до горизонтального польоту(рис.1.1.2), що здійснюється завдяки аеродинамічним силам на крилі та ПГО. Крім того, ЛА розрахований на повністю автономний політ з 2 пасажирами або 1 пасажиром та 1 пілотом, що контролює параметри ЛА. На даний момент побудовано 2 екземпляри ЛА, які знаходяться на стадії наземних випробувань систем та льотних випробувань в автономному режимі

Очевидною перевагою даного компоунвання є наявність багатоступеневого резервування двигунів, оскільки відмова одного або

декількох двигунів на стадії вертикального злету чи посадки дозволяє перерозподілити навантаження на інші двигуни та безпечно посадити ЛА. Двигуни та вентилятори сховані у кожух, що збільшує їх ефективність та захищає оточуючих від можливих уражень під час роботи двигунів. Спеціальна хвиляста форма крайки сопла зменшує шум, що дуже важливо при експлуатації у містах. Також варто зазначити, що використання електричної СУ робить літальний апарат екологічно чистим транспортом. Розташування двигунів на крилі дозволяє звільнити простір під корисне навантаження у фюзеляжі, а також за допомогою ваги двигунів розвантажити крило та, як результат, зробити його легшим. Враховуючи необхідність керування по крену у даному режимі, що потребує винесення СУ на деяке плече від ЦМ, розташування її на крилі виключає необхідність встановлення додаткових силових елементів для кріплення СУ.



Рис.1.1.1. Конфігурація для вертикального злету-посадки



Рис.1.1.2. Конфігурація ЛА для горизонтального польоту

До недоліків варто віднести те, що двигуни у кожухах над крилом у випадку часткової або повної відмови електроніки в горизонтальному польоті працюють як інтерцептори, збільшуючи супротив та погіршуючи обтікання профілю крила. У випадку відмови системи керування чи заклинювання механізму відхилення модулів з двигунами погіршується керованість у зв'язку з відсутністю класичних аеродинамічних органів керування, таких як елерони, руль висоти та напрямку, що суттєво ускладнює здійснення аварійної посадки.

Крило даного ЛА має аеродинамічний профіль невеликої максимальної товщини, що є неоптимальним з точки зору міцності конструкції, оскільки

через зменшення будівельної висоти для забезпечення міцності, силові елементи мають збільшену масу.

Електрична силова установка, незважаючи на свою ефективність, має ряд недоліків у порівнянні з поршневыми двигунами чи ТРД. Недосконалість сучасних АКБ призводить до їх низької питомої потужності, що позначається на відносно невеликому запасі ходу. Крім того маса ЛА не зменшується в процесі розряджання батарей, як це відбувається при виробітку палива, що зменшує ефективність використання ЛА. Також, до суттєвих недоліків варто віднести наявність великої кількості високонавантажених рухомих елементів у конструкції (двигуни на механізми відхилення модулів з двигунами), що ускладнює технічне обслуговування ЛА.

1.2. Airbus Vahana

Vahana – експериментальний безпілотний апарат вертикального зльоту та посадки від компанії Airbus (рис.1.2.1). ЛА є прототипом для опрацювання технологій пов'язаних з напрямком розробки безпілотних аеротаксі, що активно розвивається на сьогоднішній день. ЛА виконано у вигляді конвертоплану з поворотним крилом за аеродинамічною схемою «тандем» з низькорозташованим переднім та високорозташованим заднім крилом. Вертикальне оперення являє собою дві шайби на закінцівках заднього крила. СУ складається з восьми безколекторних моторів потужністю 45кВт кожний та оснащених трьохлопасними гвинтами змінного кроку. Для зльоту та посадки крило орієнтується вертикально, рух вздовж вертикальної осі відбувається за допомогою тяги двигунів. Керування кутами крену та тангажу відбувається за допомогою диференціалу тяги, а керування по курсу - відхиленням аеродинамічних поверхонь на крилі, що знаходяться у струмені від гвинта. Для переходу в режим горизонтального польоту крило поступово повертається у горизонтальне положення. Основні характеристики ЛА наведено у таблиці 1.2.1.



Рис.1.2.1. Загальний вигляд конвертоплану Vahana

Таблиця 1.2.1

Технічні характеристики Vahana

| Параметр | Значення |
|---|----------|
| Розмах крила, м | 6.25 |
| Довжина, м | 7.5 |
| Максимальна злітна маса, кг | 726 |
| Площа крила, м ² | 8.37 |
| Питоме навантаження на крило, кг/м ³ | 86.7 |
| Крейсерська швидкість, км/год | 190 |
| Максимальна дальність, км | 50 |
| Кількість пасажирів, чол | 1 |

Розглянемо переваги та недоліки даного ЛА. До переваг варто віднести те, що схема конвертоплану с поворотним крилом не є новою. ЛА такої компоновки розробляються з 50х років ХХ-го сторіччя. Тому є готові технічні рішення, що спрощують проектування. Використання електричної СУ є екологічно-чистим рішенням, крім того це знижує шум, у порівнянні з ДВЗ та іншими “класичними” двигунами, що застосовуються у авіаційній галузі. Розподілення тяги між багатьма двигунами забезпечує резервування системи. Оскільки у випадку відмови одного з двигунів, навантаження перерозподілиться між працюючими. Схема тандем дозволяє зменшити розмах крила та, як результат, спрощує вимоги до інфраструктури міста,

оскільки даний апарат розрахований саме на міську експлуатацію в першу чергу.

Розглянемо недоліки даного ЛА. До них можна віднести малу вмістимість апарату, оскільки Airbus Vahana вміщає лише одну особу. При цьому габарити та маса апарату не сильно відрізняється від розмірів та маси інших апаратів у даному класі. Розташування гвинтів без захисту на рівні людського росту та нижче може бути небезпечним для людей що знаходяться у зоні зльоту/посадки.

1.3. V-280 Valor

V-280 Valor - військовий конвертоплан(рис. 1.3.1), розроблений компанією Bell спільно з Lockheed Martin. Даний ЛА спроектовано за схемою з поворотною СУ та нормальною аеродинамічною схемою з V-подібним оперенням. СУ складається з двох турбовальних двигунів, що з'єднані синхронізуючим валом. Керування відбувається за допомогою автомату перекосу на кожному з гвинтів. Крило оснащено відхиляємим флапероном, що може відхилитися на кут до 90 градусів. Технічні характеристики даного конвертоплану наведено у таблиці 1.3.1.



Рис.1.3.1. Загальний вигляд V-280 Valor

Таблиця 1.3.1.

Технічні характеристики V-280

| Параметр | Значення |
|---|----------|
| Розмах крила , м | 14.9 |
| Довжина, м | 15.4 |
| Діаметр гвинта, м | 10,7 |
| Максимальна злітна маса, кг | 13 000 |
| Площа крила, м ² | 28.31 |
| Питоме навантаження на крило, кг/м ³ | 459.2 |
| Крейсерська швидкість, км/год | 520 |
| Максимальна дальність, км | 3900 |
| Корисне навантаження | |

| | |
|--------------------------|------|
| Кількість пасажирів, чол | 14 |
| Вантаж, кг | 4600 |

Даний ЛА – найбільший з ЛА, представлених у даному порівнянні. До переваг варто віднести простоту конструкції (за виключенням поворотного механізму СУ), оскільки поєднано типову конструкцію літака та гелікоптера. Відомі та перевірені принципи керування у процесі зльоту, посадки та висіння за допомогою автомату перекосу гвинтів та керування аеродинамічними поверхнями: кермо висоти та напрямку на V-подібному оперенні та елерони на крилі. Розміщення СУ вище росту людини забезпечує безпечне завантаження та розвантаження ЛА а також можливість діяльності людини навколо апарату при запущених двигунах. Також до переваг варто віднести можливість аварійної посадки на авторотації у випадку відмови двох двигунів чи здійснення посадки на одному працюючому двигуні, оскільки дві СУ з'єднані синхронізуючим валом.

Але незважаючи на усі переваги, ЛА має ряд недоліків. По-перше, основним недоліком є поворотний механізм. Хоча усі з вищеописаних ЛА також мають забезпечувати поворот СУ або крила разом з СУ, на V-280 цей механізм є найбільш навантаженим, оскільки, як силова установка є більш потужною, так і сам гвинт є набагато більшим, а його площа обертання суттєво віддалена від осі повороту, що є причиною великих значень гіроскопічних моментів, що діють на механізм. По-друге, через великий діаметр гвинта виникає необхідність рознесення СУ на більшу відстань, що вимагає посилення конструкції крила для сприйняття надлишкового моменту згину, у той же час при горизонтальному польоті згинальне навантаження зменшується, а отже конструкція має надлишкову масу. Також суттєвим недоліком є чутливість такої схеми до положення ЦМ. при вертикальному зльоті та посадці.

1.4. Boeing NeXt

Boeing NeXt – експериментальний двомісний апарат вертикального зльоту та посадки (рис.1.4.1) розроблений компанією Boeing. ЛА спроектовано за схемою тандем, з середньо-розташованим переднім крилом та низько-розташованим заднім. Крім того на ЛА присутні дві повздовжні балки, на яких встановлені двигуни вертикальної тяги. Крім того, у передній частині ЛА присутнє додаткове кріплення повздовжніх балок до фюзеляжу, що закрито обтікачем, який перетворює кріплення на ПГО. ЛА оснащено вісьмома електродвигунами вертикальної тяги з дволопатевиими гвинтами та одним маршевим електродвигуном с шестилопатевиим гвинтом. Апарат візуально можна розділити на власне літак та платформу для вертикального зльоту та посадки. Технічні характеристики даного конвертоплану наведено у таблиці 1.4.1.



Рис.1.4.1 Загальний вигляд ЛА Boeing NeXt

Таблиця 1.4.1

Технічні характеристики Boeing NeXt

| Параметр | Значення |
|---|-----------------|
| Розмах крила , м | 8.53 |
| Довжина, м | 9.14 |
| Максимальна злітна маса, кг | 1300 |
| Площа крила, м ² | 9.17 |
| Питоме навантаження на крило, кг/м ³ | 141.7 |
| Максимальна дальність, км | 80 |
| Кількість пасажирів, чол | 2 |

До переваг варто віднести простоту системи, що досягається чітким розділенням функціоналу між різними компонентами системи. Відсутність великої кількості рухомих елементів, що мають повертати двигуни чи агрегати ЛА, подібно до тих, що застосовуються у аналогах вище.

Але даний апарат має досить багато вагомих недоліків. Система вертикального зльоту та посадки використовується лише для вказаної фази польоту. Увесь інший час мотори вертикальної тяги вимкнені. Таким чином, система вертикального зльоту та посадки зменшує ефективність ЛА в горизонтальному польоті. Положення гвинтів вертикальної тяги по периметру ЛА у нижній його частині, та відсутність захисних кожухів створює небезпеку для людей у зоні зльоту та посадки та унеможливує аварійного покидання ЛА екіпажем без попереднього вимкнення моторів.

Висновок по розділу

За результатами огляду ЛА аналогів, визначення їх особливостей експлуатації, аналізу компонування крила і СУ з точки зору безпеки, надійності, аеродинаміки та конструкції, можемо зробити висновок, що незважаючи на різноманіття компонувань, більшість з них мають схожі переваги та недоліки.

До вагомих переваг даних ЛА можна віднести:

- Розподілення необхідної тяги між великою кількістю двигунів забезпечує резервування системи та можливість безпечної посадки у випадку відмови одного або декількох двигунів.
- Використання гвинтів чи вентиляторів, що сховані у кожух збільшує їх ефективність за рахунок зменшення кінцевого вихору на лопаті та зменшує ймовірність травмування людей у зоні зльоту/посадки чи потрапляння сторонніх предметів.
- Розподілення СУ по розмаху крила дозволяє забезпечити керованість по крену у режимі ВЗП при цьому зменшити згинальний момент у порівнянні з крилом, де СУ встановлена на закінцівках, та максимально наблизити розподіл перерізуючої сили та згинального моменту до того, що діє на крило у горизонтальному польоті під дією аеродинамічних сил.
- Використання електричної СУ є екологічно-чистим рішенням та забезпечує нижчий рівень шуму у порівнянні з ДВЗ чи ТРД.
- Використання аеродинамічних поверхонь для керування ЛА у горизонтальному польоті є більш доцільним, аніж зміна вектору тяги чи перебалансування всього ЛА.
- Використання єдиної СУ, як для ВЗП так і для горизонтального польоту.

У той же час основними недоліками існуючих апаратів є:

- Наявність у конструкції агрегатів, що використовуються лише для ВЗП, і не задіяні при горизонтальному польоті.
- Розміщення незахищених кожухами гвинтів на рівні людського росту або нижче, що є небезпечним для пасажирів та обслуговуючого персоналу що знаходяться біля ЛА. Крім того, на деяких ЛА неможлива евакуація пасажирів та екіпажу без попереднього вимкнення СУ.
- Механізми повороту СУ чи крила з СУ сприймають великі навантаження від сили тяги та гіроскопічного моменту, що може призвести до відмови цього механізму.
- Високорозміщена СУ та відсутність прямого доступу до основних елементів ЛА ускладнюють процес ТО ЛА, та висувають більш жорсткі вимоги до інфраструктури, що ускладнює експлуатацію та доступність ЛА.

2. АНАЛІЗ ЗАСОБІВ ТА МЕТОДИК РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА З ІНТЕГРОВАНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ

У даному розділі наведено опис та аналіз літератури та наукових публікацій, тематика яких пов'язана з методиками аеродинамічного розрахунку крила крила в цілому та розрахунку крила з системами керування примежевим шаром та циркуляцією. Крім того було опрацьовано джерела, інформація у яких стосується компонування та перспектив розвитку ЛА, побудованих за схемою «конвертоплан».

Розгляд літератури, що стосується аеродинамічного проектування та розрахунку було проведено шляхом аналізу наступних джерел:

- Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. «Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов»[1].
- «Руководство для конструкторов авиационных КБ», том 1, 1943г[2].

У вищенаведеній літературі докладно описано процес проектування крила та розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА. Дані книжки є досить відомими, і активно використовуються студентами при виконанні дипломних робіт, а тому детально розглядатися у даному розділі не будуть.

- Snorri Gundmundsson «General aviation aircraft design: applied methods and procedures»[3]. Дана книжка досить детально описує «закордонні» методики ескізного проектування ЛА. Більшість з них ґрунтуються на побудові «діаграм обмежень», що задають так звану зону існування ЛА зважаючи на ті обмеження, що були вказані у ТЗ.
- У книжці «Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen - III. Lieferung»[4] Людвіга Прандтля описано процес продувки відсіків крила у аеродинамічній трубі та аналіз отриманих аеродинамічних характеристик даних профілів. Дані, щоб наведені у книжці було застосовано при верифікації розрахунків, що були виконані у даному дипломному проекті з використанням пакету Ansys та програми Xflr5.

Огляд розрахунку систем керування примежевим шаром та циркуляцією було проведено спираючись на дані, що наведено у наступній літературі:

- Петров А.В. «Энергетические методы управления подъемной силы крыла»[5]. У даній книжці наведено математичні моделі для розрахунку параметрів обтікання та аеродинамічних характеристик крила при використанні систем керування примежевим шаром та циркуляцією. Кожна математична модель підкріплена результатами експериментів у аеродинамічній трубі ЦАГІ, що дає змогу побачити підтвердження правильності розрахунків, а також на окремих прикладах впевнитися у можливості практичного застосування того чи іншого типу системи.

- Дисертація Губского В.В. «Интерференция воздушных винтов с элементами планера и механизацией крыла легкого транспортного самолета на режимах взлета и посадки»[6]. розкриває деякі питання, що є цікавими в рамках дипломного проекту, а саме: вплив обдуву крила на аеродинамічні коефіцієнти, та вплив струменю гвинта на ефективність механізації задньої крайки крила.

Теоретичні дані та математичні моделі, що наведено у даній літературі є досить специфічними інструментами, що дозволяють вийти за рамки та обмеження, які є досить суттєвими при проектуванні класичного крила без засобів активного керування примежевим шаром та циркуляцією. З іншого боку, інформація, що наведена у даній літературі знаходить застосування лише при наявності набігаючого потоку. У той же час при розробці крила конвертоплану з ІСУ характерним режимом є обтікання крила струменем від вентилятору при відсутності набігаючого потоку, а тому описані методики розрахунку можуть бути використані лише при дослідженні крейсерського польоту та перехідних процесів.

Що стосується опрацьованих джерел про компоновання та перспективи розвитку конвертопланів то за цією тематикою було опрацьовано статтю «Аналіз схем конвертопланів»[7] викладачів та аспірантів Харківського аерокосмічного університету та презентацію «Авиационная мобильность и авиационные технологии»[8] що була представлена Асоціацією «Технологічна платформа». Як вже було сказано на початку розділу, отримана інформація є корисною при виборі компоновання конвертоплану та аналізу перспективності концепції.

Висновок по розділу

В рамках даного розділу дипломного проекту було проведено аналіз засобів та методик розрахунку аеродинамічних характеристик крила з ІСУ. Загалом було проаналізовано 7 книжок та наукових публікацій а також одну презентацію. В ході вивчення інформації, що наведено у вищевказаних джерелах було проведено ознайомлення з методиками та математичними моделями, що використовуються при аеродинамічному проектуванні крила. Також було отримано результати експериментальних досліджень характеристик аеродинамічних профілів, що у подальшому будуть використані для верифікації результатів, що отримані шляхом комп'ютерного моделювання.

Незважаючи на великий обсяг наявної інформації, у даній літературі не було знайдено рекомендацій щодо розрахунку аеродинамічних характеристик крила при видуві на верхню поверхню через щільове сопло чи обдуві крила струменем від гвинта та відсутності набігаючого потоку. Цей факт ускладнює виконання дипломного проекту, оскільки такий режим є одним з основних режимів роботи крила конвертоплану, що проектується.

3. ФОРМУЛЮВАННЯ ВИМОГ ДО ПАРАМЕТРІВ КРИЛА КОНВЕРТОПЛАНУ

У даному розділі проведемо детальний аналіз можливих компоновок крила та СУ використовуючи інформацію, що було отримано в процесі аналізу аналогів ЛА у попередньому розділі. Крім того, у даному розділі буде розглянуто переваги та недоліки компоновки крила конвертоплану, при якій СУ інтегрована в крило та остаточно сформульоване завдання до проектування в рамках дипломного проекту.

3.1. Загальні вимоги до крила конвертоплану

Відповідно до результатів дослідження аналогів ЛА в рамках попереднього розділу було отримано ряд особливостей компоновання ЛА, що характеризують дані апарати з точки зору експлуатаційної технологічності та безпеки. Вимоги безпеки є надзвичайно важливими, оскільки даний тип ЛА є відносно новим і наразі відсутній суттєвий досвід експлуатації подібних апаратів в умовах міської забудови. Сформулюємо список вимог до компоновки крила та СУ конвертоплану, проектування якого буде проведено у даному дипломному проекті.

З точки зору безпеки необхідно, щоб вентилятори чи повітряні гвинти та інші компоненти ЛА, що швидко обертаються і несуть загрозу для наземного персоналу, екіпажу та пасажирів у зоні зльоту-посадки були захищені кожухами для зменшення ймовірності травмування людей. Крім того, розміщення СУ та рухомих елементів ЛА має забезпечувати можливість евакуації пасажирів та екіпажу ЛА у випадку виникнення аварійної ситуації на землі чи у повітрі, без необхідності вимкнення СУ чи будь-яких систем.

З точки зору надійності компоновання має бути таким, щоб у разі відмови окремих систем у горизонтальному польоті, таких як система автоматичного керування, СУ чи відмова певних органів керування, або комбінованих відмов, ЛА міг продовжувати політ або здійснити аварійну посадку під парашутом системи порятунку. А у випадку відмови у режимі ВЗП здійснити аварійну посадку.

З точки зору аеродинаміки, у разі відмови СУ, вона має створювати мінімальний опір. Відмова системи управління та СУ не має створювати суттєвих проблем для пілота. Крім того, за нормальної експлуатації ЛА повинен мати високі показники ефективності.

З точки зору конструкції, бажано, щоб високонавантажені поворотні механізми були відсутні. Конструкція крила має бути максимально типовою для полегшення процесу проектування. Крім того, бажано розподіл сили по крилу у режимі ВЗП для того, щоб максимально наблизити розподілення навантаження до того, що має місце у режимі горизонтального польоту з метою підвищення масової ефективності крила. Функціонал, необхідний для

ВЗП, має бути інтегровано у конструкцію планера ЛА та СУ, а кількість конструктивних елементів, що не використовуються у горизонтальному польоті має бути зведена до мінімуму

3.2. Принцип роботи та обґрунтування доцільності використання крила з інтегрованою силовою установкою

Розглянемо особливості та принципи роботи компонування, що буде опрацьоване в рамках даного дипломного проекту, а саме конвертоплан з СУ інтегрованою у крило. Даний концепт об'єднує більшість переваг аналогів, при цьому недоліки, що були виявлені у вищенаведених ЛА, у даній компоновці зведено до мінімуму.

Крило прямокутної форми у плані або трапецевидної форми з малим звуженням. Нульовим або дуже малим значенням стріловидності по лінії 1/4 хорд. По всьому розмаху крила у точці максимальної товщини профілю або близько до цієї точки встановлено імпеллери. На верхній поверхні або на задній кромці розташовано сопло у вигляді щілини. Крило оснащено флапероном, що складається з декількох секцій та може відхилятися на кути близькі до 90 або навіть більші.

Видуваючи створену імперллером струю повітря на верхню поверхню крила планується досягнення розрідження та, як результат, різниці тисків між нижньою та верхньою поверхнями. Крім того, відхиляючи флаперон на великі кути, використовуючи ефект Коанда буде відхилено струю донизу, що забезпечить додаткову реактивну складову підйомної сили. Після досягнення необхідної висоти буде здійснено перехідний маневр, при якому кут відхилення поступово зменшується, вектор тяги збільшує свою проекцію на повздовжню вісь ЛА, в свою чергу конвертоплан набирає швидкість і переходить у режим горизонтального польоту. Перехід з горизонтального польоту до режиму висіння та вертикальної посадки здійснюється у зворотньому порядку.

Розглянемо принципи керування ЛА, що закладено у подібне компонування. У режимі ВЗП регулювання вертикальної швидкості відбувається зміною потужності імпеллерів на правій та лівій консолі або на обох консолях одночасно. Рух навколо повздовжньої та вертикальної осі забезпечується зменшенням чи збільшенням кута відхилення флаперону та збільшенням потужності на імпеллерах. Швидкість руху вздовж повздовжньої осі забезпечується однаковою зміною кута відхилення флаперону на правій та лівій консолі та однаковою зміною потужності СУ на правому та лівому крилі.

Перевіримо наявність переваг, представлених у ЛА - аналогів, у конвертоплані з крилом з інтегрованою СУ та відповідність даного компонування вимогам, що наведено вище.

Імпеллери сховані всередині крила, тому пасажери та персонал може безпечно переміщуватися навколо ЛА. Це означає, що пасажери та екіпаж

можуть безпечно провести евакуацію навіть при працюючій СУ. Отже, дана схема задовольняє вимоги безпеки.

Вимоги надійності задовільняються шляхом використання СУ, що складається з багатьох імпеллерів, що задовольняє вимоги до резервування СУ, оскільки при відмові одного або декількох імпеллерів на одному напівкрилі, справні імпелери перерозподілять навантаження між собою та дозволить здійснити аварійну посадку. До того ж, багатосекційний флаперон дозволяє не тільки забезпечити кращу керуваність, а й, у випадку заклинювання окремих секцій, продовжити політ. У випадку відмови САК, пілот може продовжувати керування ЛА у ручному режимі, використовуючи ті ж принципи керування по крену, що і типовий літак (керування по тангажу та ризику у горизонтальному польоті у даному дипломному проекті не розглядається оскільки не розглядається компоновання хвостового оперення).

Оскільки СУ інтегрована в крило, то у випадку її відмови приріст супротиву буде мінімальним. Крім того, конструкція крила грає роль кожуху, що збільшує ефективність вентилятору у порівнянні з аналогічним вентилятором або гвинтом, розташованим у відкритій зоні. Більш детальне дослідження аеродинамічних характеристик крила на різних режимах буде проведено у розділі 6.

Також варто сказати, що у конструкції крила відсутні високонавантажені поворотні механізми. Імпелери нерухомі відносно конструкції крила і єдиним рухомим елементом є флаперон, вузли навіски якого не мають у режимі ВЗП сприймати навантаження, що є суттєво більшими за ті, що виникають у горизонтальному польоті. Більше того, регулюючи потужність на кожному з імпеллерів вздовж розмаху можна впливати на розподіл циркуляції, що не тільки є ефективним з точки зору аеродинаміки, а також дозволяє регулювати розподіл навантаження на крило. Увесь функціонал, що необхідний для виконання ВЗП інтегровано у відносно типову конструкцію, крім того, усі елементи що використовуються у режимі ВЗП також виконують відповідні функції і для горизонтального польоту. Таким чином вимоги з точки зору конструкції, що були висунуті вище, також задоволено.

Підсумовуючи вищесказане можемо сказати, що компоновка конвертоплану з СУ, що інтегрована у крило, є дуже перспективною, оскільки вона поєднує переваги аналогічних ЛА, уникаючи недоліків існуючих компоновок, що були описані у попередньому розділі

3.3. Постановка завдання

Маючи уявлення про доцільність застосування даного компоновання крила та СУ при проектуванні конвертоплану чи окремих його агрегатів, можливі перспективи застосування ЛА виконаних за подібною схемою сформулюємо завдання для подальшого аеродинамічного розрахунку крила з врахуванням вимог, що наведено вище. Розрахунок має бути проведено для різних положень щільового сопла та різних кутах відхилення флаперону.

Аеродинамічні характеристики крила з інтегрованою силовою установкою мають бути визначеними для ряду характерних режимів польоту. Відповідно до ТЗ максимальна злітна маса складає 500кг, а крейсерська швидкість має бути не меншою 150 км/год. Дослідження перехідних процесів не буде проведено, оскільки це виходить за рамки бакалаврського дипломного проекту. Маючи результати розрахунку аеродинамічних сил та моментів, що діють на крило на різних режимах, необхідно розрахувати зовнішні навантаження на крило, а саме перерізуючу силу, крутний та згинальний моменти.

Висновки по розділу

У даному розділі було проведено формулювання основних вимог до ЛА. Усі вимоги було сформовано на основі аналізу переваг та недоліків існуючих ЛА подібного типу, а також враховуючи особливості умов їх експлуатації. Відповідно до цих вимог було проведено аналіз компонування крила з інтегрованою СУ для ЛА типу конвертоплан. Відповідно до співставлення особливостей компонування та представлених вимог було зроблено наступні висновки:

Компонування крила з інтегрованою СУ є перспективним на сьогоднішній день, оскільки об'єднує більшість переваг аналогів, у той же час даний концепт позбавлений основних недоліків, що присутні у існуючих ЛА. Особливо це стосується вимог безпеки експлуатації в умовах міста.

Відносна простота конструкції та універсальність функціоналу кожного з компонентів є безумовним плюсом. Крім того відсутні високонавантажені рухомі вузли, що спрощує процес проектування конструкції та полегшує планер ЛА.

Багатоступеневе резервування елементів системи керування та СУ підвищує надійність ЛА та полегшує керування у випадку виникнення аварійних ситуацій.

Наприкінці розділу було остаточно сформовано завдання до аеродинамічного розрахунку крила з СУ та уточнено вихідні дані до даного розрахунку.

4. ВИБІР ТА ВЕРИФІКАЦІЯ ЗАСОБІВ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА З ІНТЕГРОВАНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ

4.1. Комп'ютерне моделювання

На сьогоднішній день, основними методами, що використовуються для розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА є метод скінченних елементів та панельно-вихоровий метод. Верифікацію розрахунків пакету Ansys[9] будемо проводити шляхом співставлення результатів продувки що наведено у спеціалізованій літературі [4] та результатів розрахунку СЕМ. Для порівняння візьмемо характеристики профілю GOE 533. У таблиці 4.1.1 наведено параметри потоку, при яких відбувалась продувка відсіку крила та геометричні характеристики моделі відсіку крила

Таблиця 4.1.1

Параметри потоку

| Характеристика | Позначення | Значення |
|-----------------------------------|------------|----------|
| Хорда, мм | b | 200 |
| Розмах, мм | L | 1000 |
| Швидкість набігаючого потоку, м/с | V | 30 |
| Число Рейнольдса | Re | 414 000 |
| Число Маха | M | 0.08 |

КЕМ для верифікації створена для режиму 2D продувки. Геометричні характеристики моделі наведено на рис 4.1.1 .

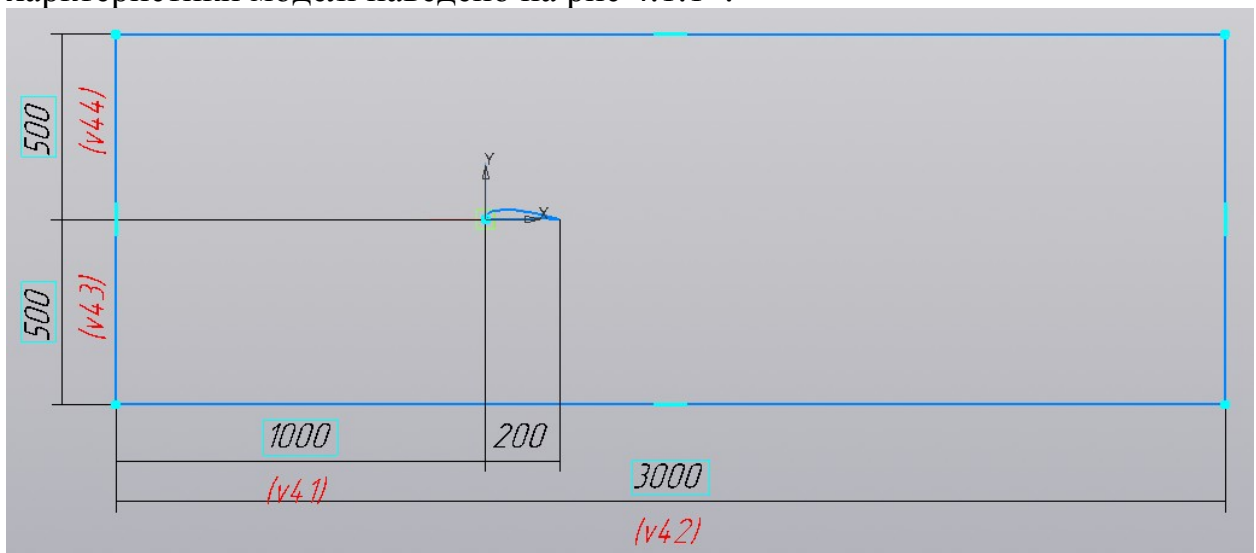


Рис.4.1.1 Геометричні параметри СЕМ

Розміри комірки були обрані 20мм, методом “sizing” розміри комірок поблизу поверхні профілю були зменшені поділом верхньої та нижньої поверхні на 300 комірок кожна, що приблизно дорівнює розміру елемента 0,6-1 мм, а також методом “inflation” уточнено та структуровано

розрахункову сітку у примежевому шарі: товщина зони 5мм , що розділена на 7 шарів. Отримана СЕМ зображена на рис 4.1.2 – 4.1.3.

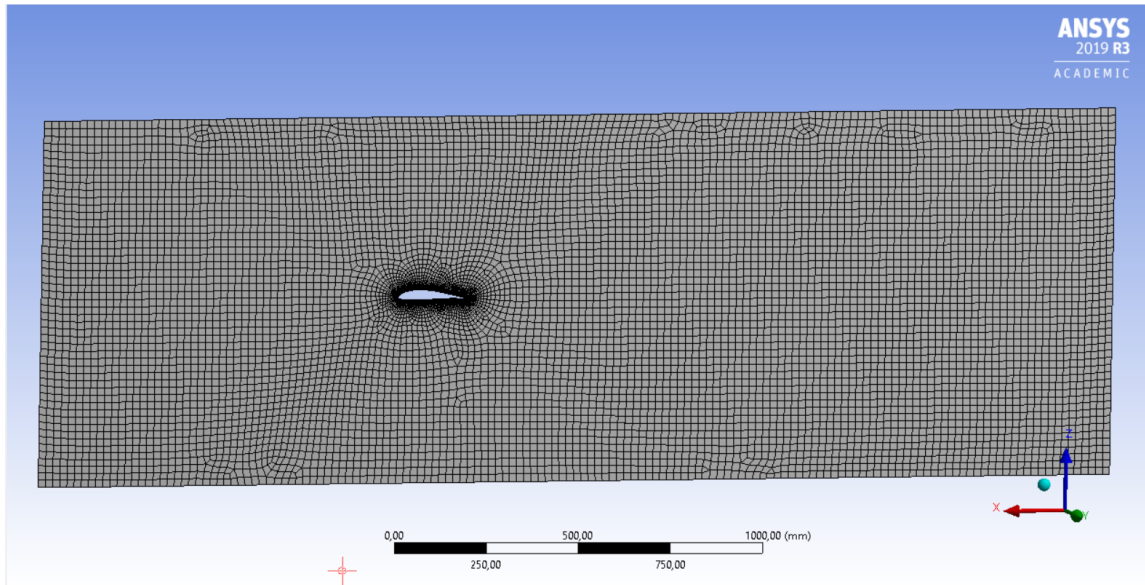


Рис.4.1.2. Розрахункова сітка СЕМ (загальний вигляд)

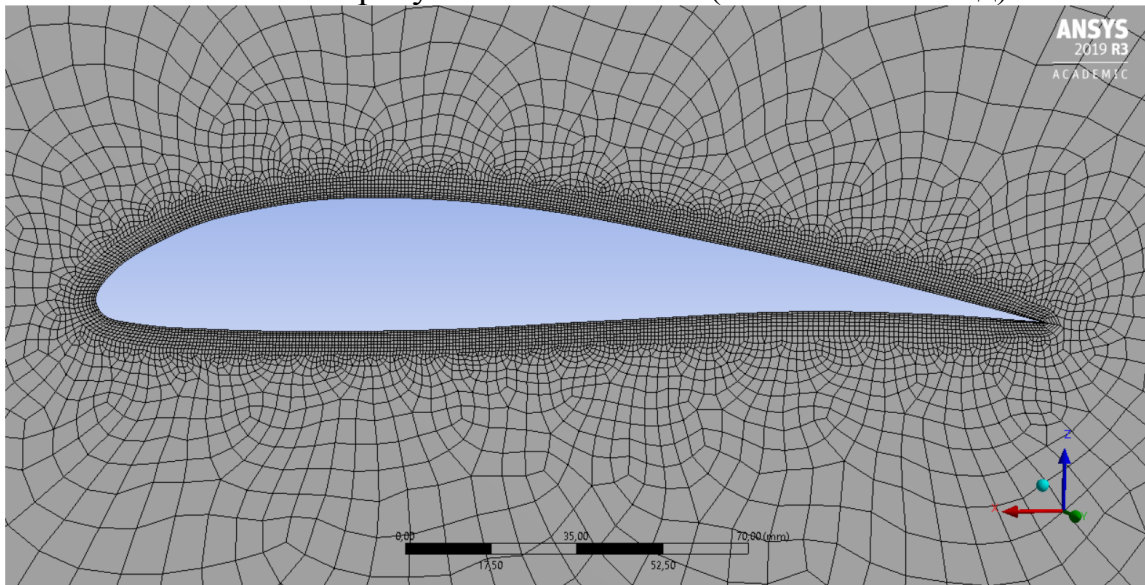


Рис.4.1.3. Розрахункова сітка СЕМ (навколо розрахункового профілю)

В ході розрахунку була використана модель турбулентності “k-omega SST”, оскільки, вона дала найбільш точні результати у порівнянні з “k-epsilon” та “Transition SST” при попередніх продувках та налаштуванні ПЗ відповідно до рекомендацій, наведених у [9]. Характеристики середовища та умови обтікання було задано відповідно до вказаних у [4]. У результаті проведення моделювання обтікання профілю в діапазоні кутів атаки $\alpha = [-8; 10]$ з кроком $\Delta\alpha = 2^\circ$, було отримано поле швидкостей навколо профілю (рис.4.1.4) для кожного з розрахункових кутів атаки та значення аеродинамічних коефіцієнтів C_{y_a} , C_{x_a} , C_{m_a} . Дані параметри зображено у вигляді діаграм (рис 4.1.5-4.1.7)

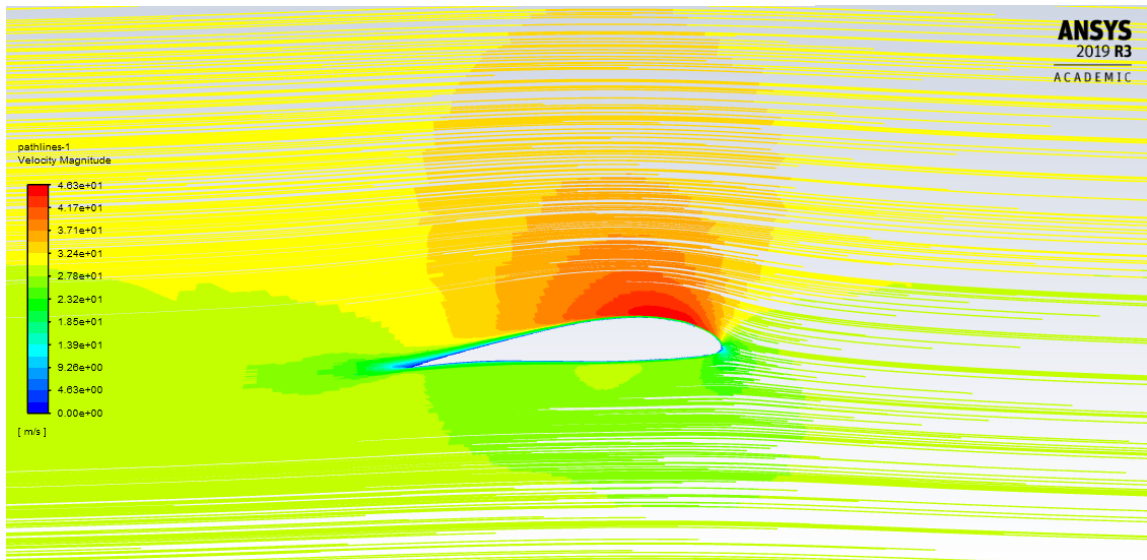


Рис.4.1.4. Поле швидкостей отримане при моделюванні

Верифікацію результатів розрахунку у програмі XFLR5 будемо проводити, використовуючи той самий аеродинамічний профіль та параметри, що наведено у таблиці 4.1.1, що представлена вище. Але на відміну від МСЕ, панельно-вихоровий метод не вимагає великих потужностей для розрахунку, а тому розрахунок проведемо в діапазоні кутів атаки $\alpha = [-8; 10]$ з кроком $\Delta\alpha = 0.5^\circ$. У результаті розрахунку було отримано аеродинамічні характеристики профілю, що наведено на рис.4.1.5-4.1.7.

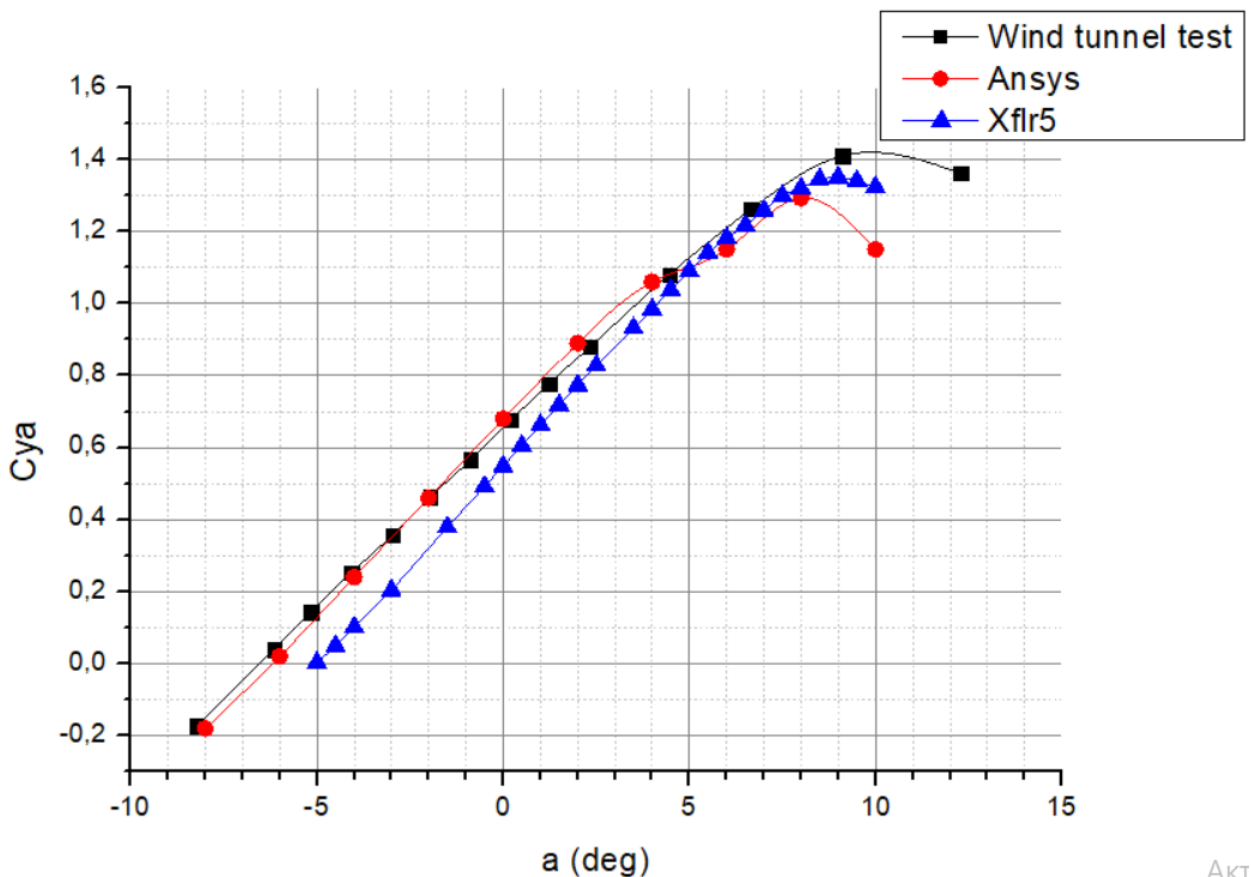


Рис.4.1.5. Діаграма залежності $C_{y\alpha}(\alpha)$

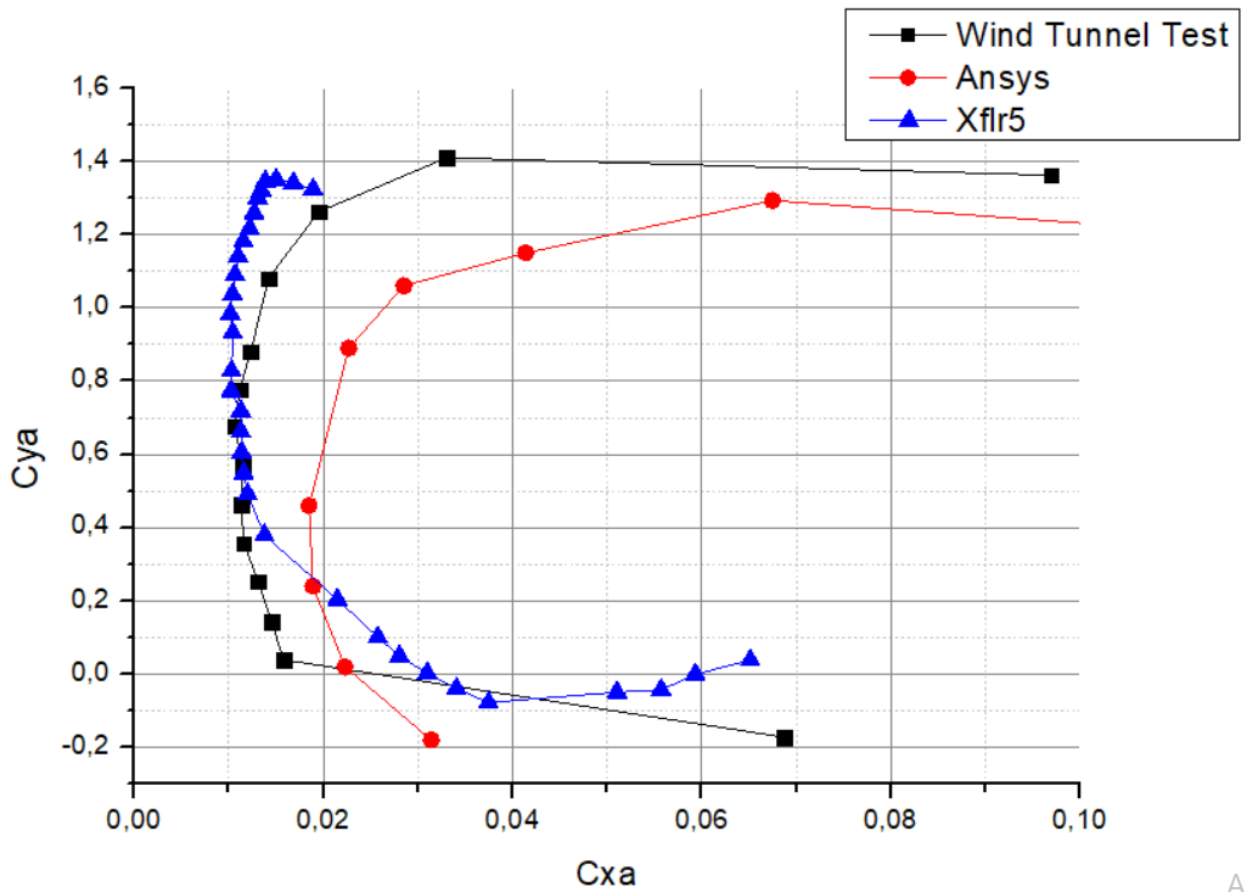


Рис.4.1.6. Діаграма залежності $C_{x_a}(C_{y_a})$

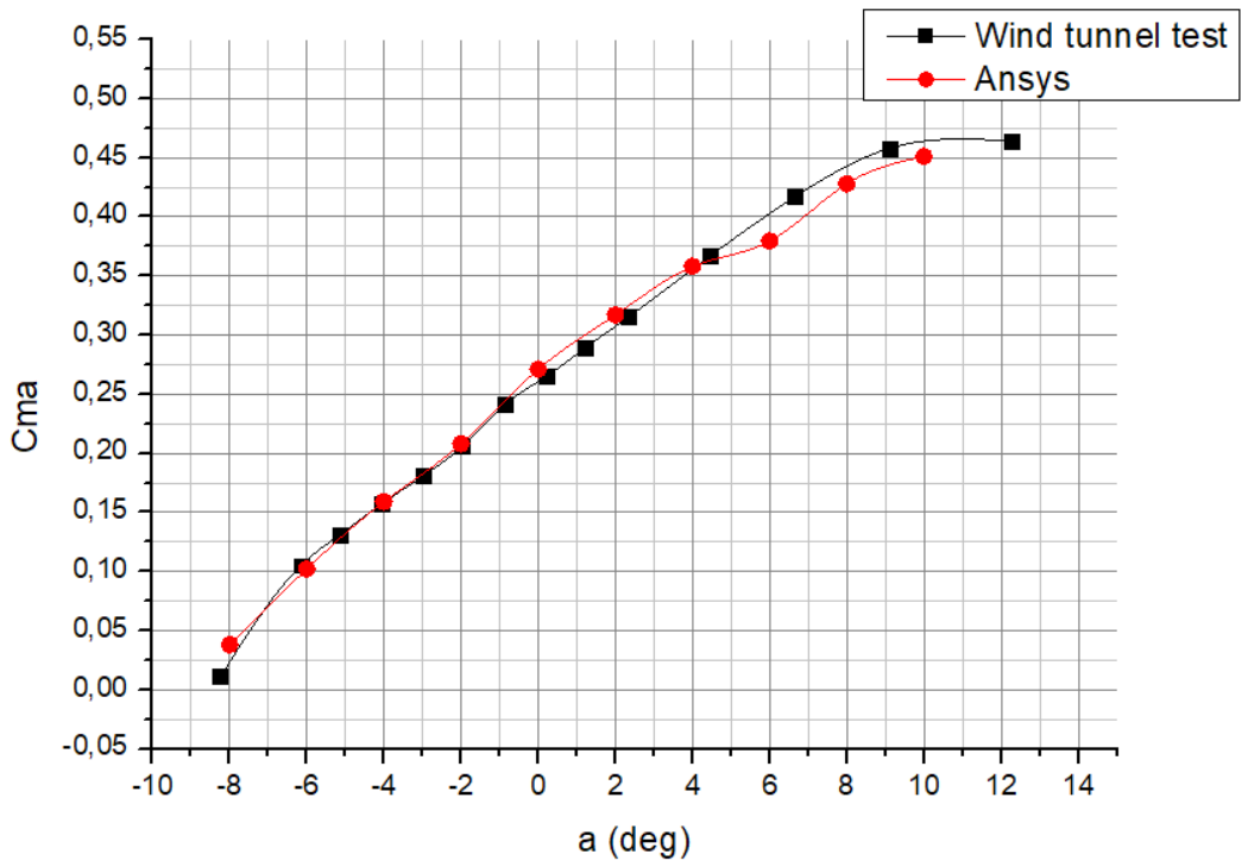


Рис.4.1.7. Діаграма залежності $C_{m_a}(\alpha)$

4.2. Експериментальна установка

Для верифікації розрахунків СЕМ крила з видувом у примежевий шар зі щільового сопла, було проведено натурний експеримент, в ході якого було отримано приріст підйомної сили в залежності від кута встановлення аеродинамічного профілю відносно зрізу сопла. Для проведення досліду було побудовано випробувальний стенд, що зображено на рис.4.2.1. Схема стенду зображено нижче на рис.4.2.2.



Рис.4.2.1. Стенд для натурних випробувань

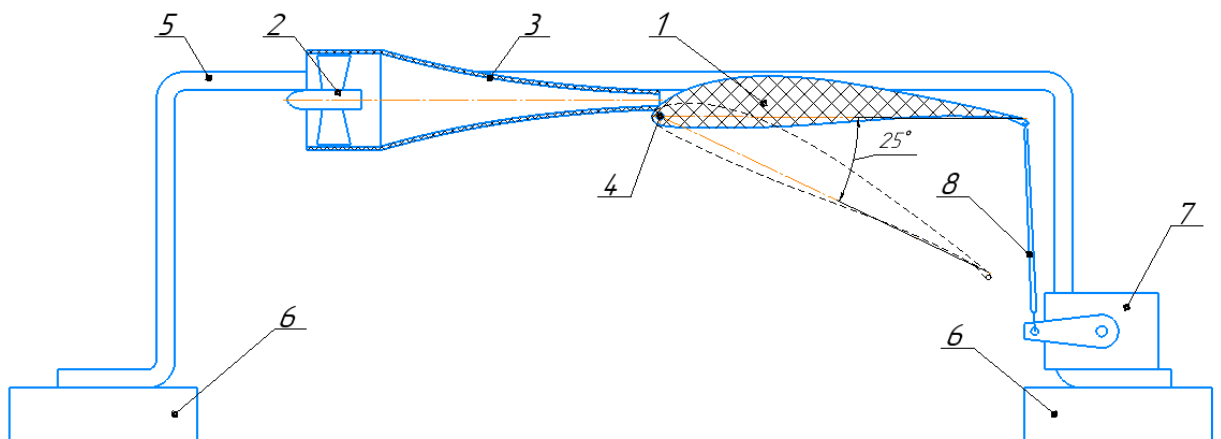


Рис.4.2.2. Схема стенду.

1-відсік крила; 2-імпеллер; 3- щільове сопло; 4-вісь обертання крила; 5-рама; 6-ювелірні ваги; 7- сервоагрегат ; 8- тяга

Схему дії сил у даній установці зображено на рис.4.2.3. Склавши рівняння суми сил на кожному з осей суми сил отримуємо, що силу тяги P

компенсують реакції $R1_x$ та $R2_x$. А різниця сил $R1_y$ та $R2_y$, що являють собою покази вагів, відповідає підйомній силі Y .

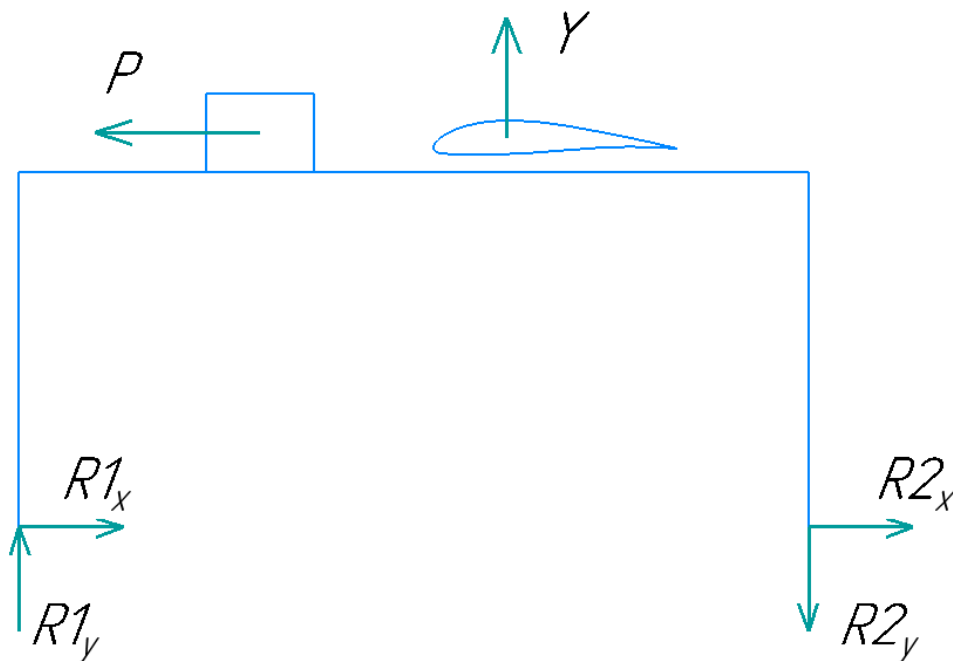


Рис.4.2.3. Схема дії сил на експериментальній установці.

Перед початком експерименту було визначено параметри потоку на виході з сопла за допомогою трубки Піто-Прандтля, а також відрегульовано орієнтацію щільового сопла для виключення з показів вагів складової тяги сопла, при цьому відсік крила було демонтовано зі стенду.

Експеримент крім вагових випробувань також мав на меті проаналізувати відхилення потоку, що видувається зі щільового сопла за рахунок ефекту Коанда. В ході випробувань було визначено, що потік дуже гарно прилипає до поверхні і при повороті крила на певний кут, повертається разом із ним. Результати експерименту при швидкості потоку на зрізі сопла $V_c=20\text{м/с}$ наведено у таблиці 4.2.1

Таблиця 4.2.1

Результати вагових випробувань при $V_c=20\text{м/с}$

| № положення | Відповідний кут встановлення, град | Задні ваги, г | Передні ваги, г | Підйомна сила, г |
|-------------|------------------------------------|---------------|-----------------|------------------|
| -3 | 2,8 | -72 | 57 | 15 |
| -2 | 6,5 | -71 | 53 | 18 |
| -1 | 10,2 | -84 | 49,5 | 34,5 |
| 0 | 13,8 | -90 | 48 | 42 |
| +1 | 17,5 | -97 | 43 | 54 |
| +2 | 20,4 | -98 | 41,5 | 56,5 |
| +3 | 23,8 | -93 | 34,5 | 58,5 |
| +4 | 26,8 | -91 | 31 | 60 |

За результатами даного експерименту було побудовано діаграму залежності тяги від кута встановлення крила(рис. 4.2.4)

Результати вагових випробувань при швидкості потоку на зрізі сопла $V_c=38\text{м/с}$ наведено у таблиці 4.2.2

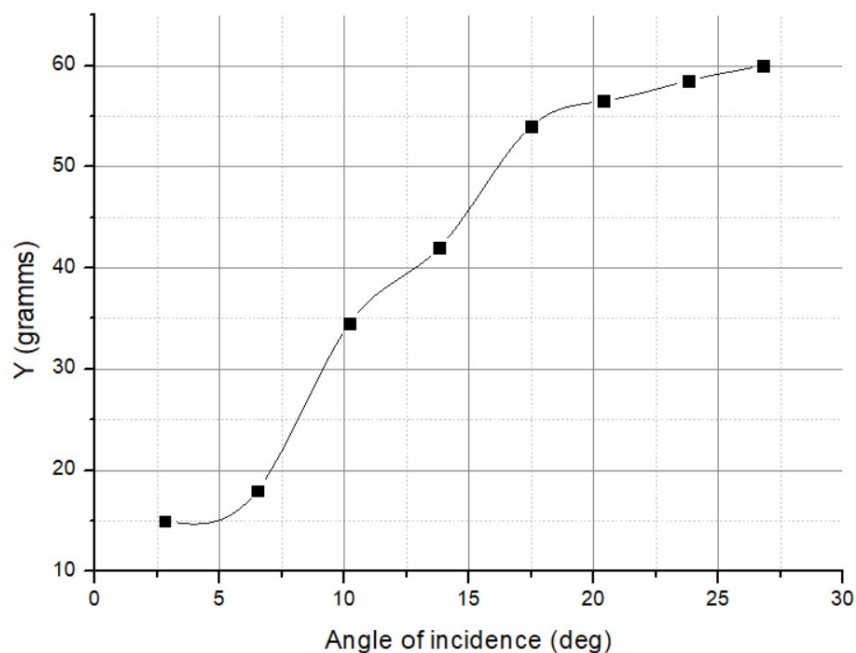


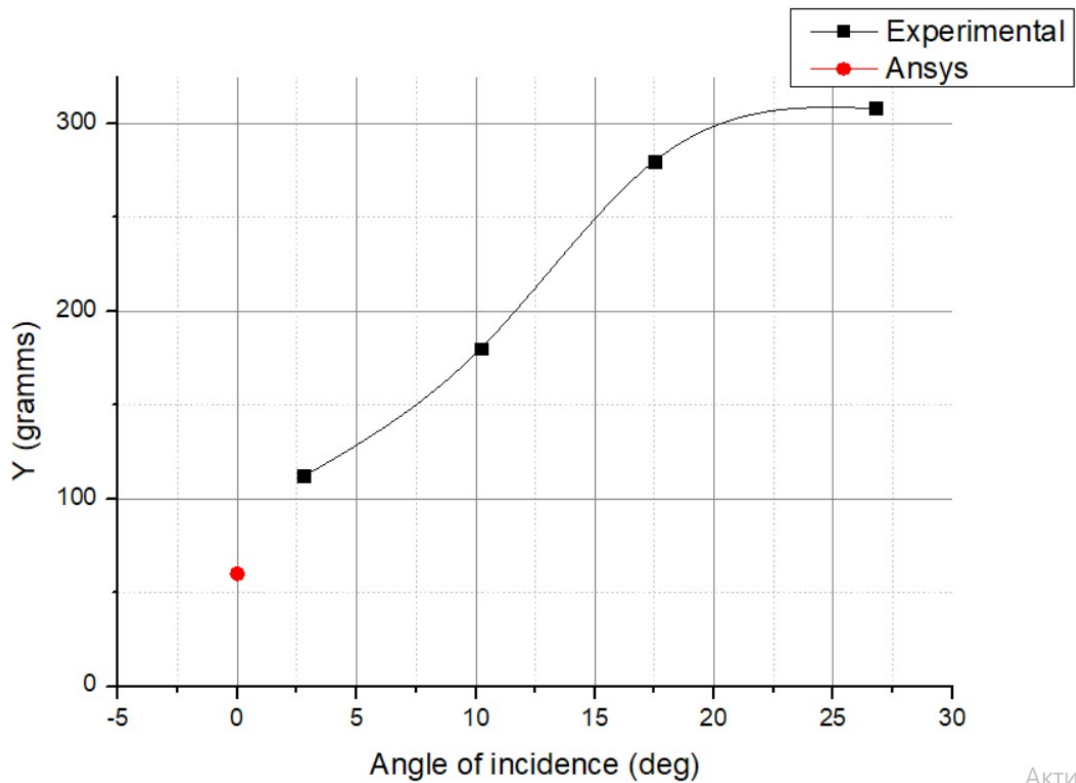
Рис.4.2.4. Залежність підйомної сили від кута встановлення крила, що отримана в ході експерименту при $V_c=38\text{м/с}$

Таблиця 4.2.2.

Результати вагових випробувань при $V_c=38\text{м/с}$

| № положення | Відповідний кут встановлення, град | Задні ваги, г | Передні ваги, г | Підйомна сила, г |
|-------------|------------------------------------|---------------|-----------------|------------------|
| -3 | 2,8 | -302 | 190 | 112 |
| -1 | 10,2 | -360 | 180 | 180 |
| +1 | 17,5 | -380 | 100 | 280 |
| +4 | 26,8 | -398 | 90 | 308 |

На рис.4.2.5. зображено залежність підйомної сили від кута встановлення крила при швидкості потоку $V_c=38\text{м/с}$ та отримане розрахункове значення за допомогою пакету Ansys. Як можемо бачити, розрахункове значення цілком відповідає тенденціям, що отримані в ході експерименту, а отже можемо вважати розрахунки Ansys, що будуть проведені у подальшому, достовірними.



АКТИЕ

Рис.4.2.5. Залежність підйомної сили від кута встановлення крила при $V_c=38\text{м/с}$

Висновки по розділу

Аналізуючи результати моделювання, можемо зробити висновок, що дана КЕМ дозволяє досить точно розраховувати значення коефіцієнтів підйомної сили C_{y_a} та повздовжнього моменту C_{m_a} за даних значень числа Рейнольдса та роздільної здатності розрахункової сітки. Значення максимального коефіцієнту підйомної сили $C_{y_{a \max}}$ отримане заниженим на 0,1 одиницю, що створює додатковий запас по C_{y_a} при спробі вийти за межі режимів, що дозволені для пілотування. Значення коефіцієнту супротиву C_{x_a} отримане з певною похибкою, значення якої коливається біля 0,01 одиниці в більшу сторону на невеликих кутах атаки, де відсутній яскраво-виражений відрив потоку. Отже, можемо вважати точність розрахунків КЕМ у пакеті Ansys достатньою для проведення аеродинамічного проектування у рамках бакалаврського дипломного проекту.

З іншого боку, отримані результати розрахунку у програмі XFRL5 є досить близькими до випробувань у аеродинамічній трубі лише на досить високих значеннях C_{y_a} , що дозволяє використовувати ПЗ для якісного порівняння профілів при їх підборі, а подальший розрахунок необхідно проводити вже у пакеті Ansys.

Також в ході експерименту було отримано підтвердження можливості повороту потоку на суттєвий кут за допомогою ефекту Коанда, а також експериментальні дані щодо залежності підйомної сили від швидкості потоку та кута встановлення крила. А також було підтверджено вірність розрахунків, отриманих за допомогою пакету Ansys.

5. ВИБІР ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА ТА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Розглянемо аналоги, що наведено у розділі 1, а саме Lilium Jet та Airbus Vahana, як ЛА, що мають характеристики, найближчі до ЛА, крило якого проектується. Питоме навантаження на крило даних апаратів близьке до 100 кг/м^2 . розглянемо надлегкі ЛА, максимальна злітна маса яких за правилами FAA складає 450кг, для прикладу візьмемо Aeroprakt A22 та Kitfox, як одні з найбільш популярних ЛА у цьому класі. Навантаження на крило у даних ЛА складає 32.8 кг/м^2 та 44.3 кг/м^2 відповідно, що приблизно у два рази нижче ніж у аналогів конвертопланів, що розглядаються. Це обумовлено наявністю у перших системи ВЗП, що дозволяє зменшити площу крила у зв'язку з відсутністю необхідності зльоту та посадки на майданчиках обмежених розмірів.

Проаналізувавши за допомогою спеціалізованого ПЗ «FoxFlight» залежність коефіцієнту масової віддачі (КМВ) по повному навантаженню від видовження крила (рис. 5.1) у літаків близьких за параметрами максимальної злітної маси, бачимо, що найвище значення коефіцієнту масової віддачі відповідає видовженню крила 8 одиниць. Саме тому у першому наближенні обираємо видовження крила, що проектується $\lambda = 8$.

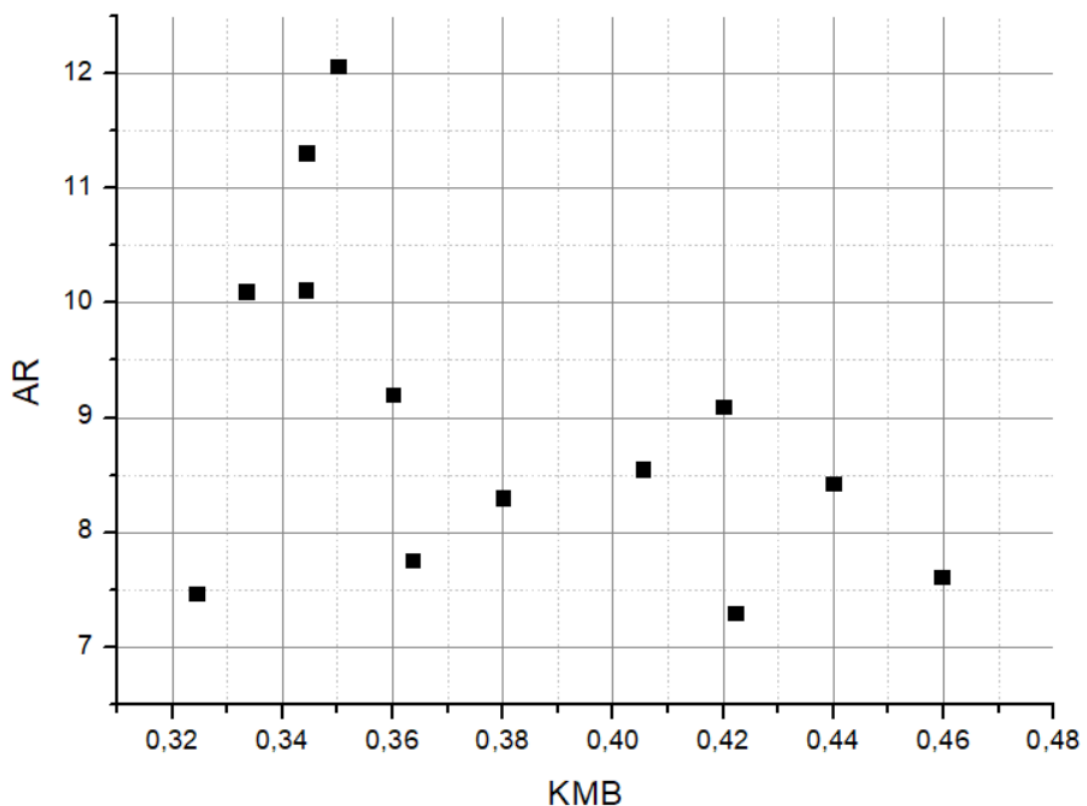


Рис 5.1. Залежність КМВ від видовження крила

Відповідно до ТЗ, крейсерська швидкість має бути не меншою за $V_{\text{крейс}}=150$ км/год. Як ми знаємо, крейсерська швидкість напряму залежить від навантаження на крило, чим більше навантаження на крило, тим більша крейсерська швидкість. Але в той же час росте і швидкість звалювання, що спричинює збільшення мінімальної посадкової швидкості. Але, оскільки, для конвертоплану, що проектується, зліт та посадка здійснюється за допомогою системи ВЗП, дані обмеження не є актуальними. Крім того, при збільшенні швидкості складова індуктивного супротиву зменшується, а складова шкідливого опору збільшується. З метою зменшення величини шкідливого опору варто зменшувати площу крила, тобто збільшувати питоми навантаження на крило. Зважаючи на крейсерські швидкості аналогів прийємо у першому наближенні крейсерську швидкість рівну $V_{\text{крейс}} = 220$ км/год. У подальшому дана величина буде уточнена відповідно до результатів розрахунку. Також для подальших розрахунків прийємо нормальну злітну масу 450кг. Зведемо вихідні дані до подальшого розрахунку до таблиці 5.1.

Таблиця 5.1.

Вихідні дані до розрахунку

| Параметр | Позначення | Значення |
|---------------------------------|--------------------|----------|
| Максимальна злітна маса, кг | m_{max} | 500 |
| Нормальна злітна маса, кг | m_0 | 450 |
| Крейсерська швидкість, км/год | $V_{\text{крейс}}$ | 220 |
| Висота крейсерського польоту, м | H | 500 |

Розрахуємо залежність питомої тяги від питомого навантаження на крило відповідно до [3] для польоту на заданій крейсерській швидкості на висоті 500м. За цими даними розрахуємо значення потрібної тяги та, як результат, побудуємо залежність аеродинамічної досконалості від питомого навантаження на крило (рис.5.2). Дані, що отримані в ході розрахунку було зведено до таблиці 5.2..

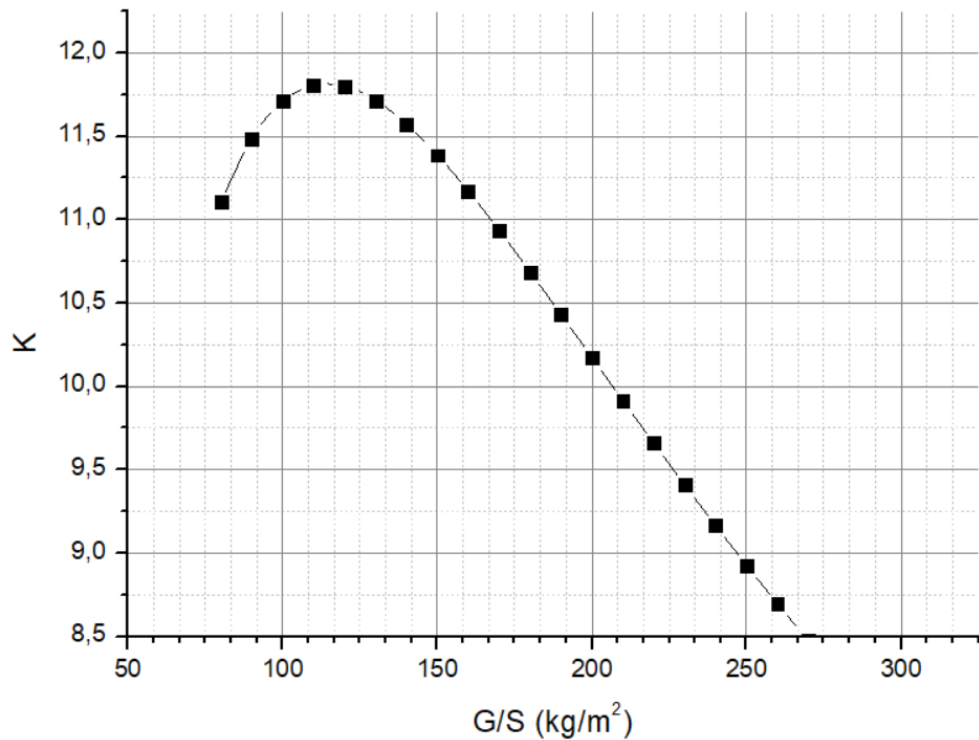


Рис.5.2. Залежність аеродинамічної досконалості від питомого навантаження на крило

Таблиця 5.2.

Результати розрахунку аеродинамічної досконалості

| ρ_0 , кг/м ² | ρ_0 , Н/м ² | P/G | P, кг | К |
|------------------------------|-----------------------------|----------|----------|----------|
| 80 | 784 | 0,073577 | 40,52512 | 11,10422 |
| 90 | 882 | 0,068514 | 39,17392 | 11,48724 |
| 100 | 980 | 0,064794 | 38,42665 | 11,71062 |
| 110 | 1078 | 0,06205 | 38,11861 | 11,80526 |
| 120 | 1176 | 0,060037 | 38,13999 | 11,79864 |
| 130 | 1274 | 0,058588 | 38,41478 | 11,71424 |
| 140 | 1372 | 0,057581 | 38,88866 | 11,5715 |
| 150 | 1470 | 0,056928 | 39,52182 | 11,38611 |
| 160 | 1568 | 0,056563 | 40,2844 | 11,17058 |
| 170 | 1666 | 0,056435 | 41,15356 | 10,93466 |
| 180 | 1764 | 0,056504 | 42,11153 | 10,68591 |
| 190 | 1862 | 0,056739 | 43,14429 | 10,43012 |
| 200 | 1960 | 0,057115 | 44,24063 | 10,17165 |
| 210 | 2058 | 0,057613 | 45,39145 | 9,91376 |
| 220 | 2156 | 0,058215 | 46,58934 | 9,658862 |
| 230 | 2254 | 0,058908 | 47,82815 | 9,408686 |
| 240 | 2352 | 0,059681 | 49,10276 | 9,164454 |
| 250 | 2450 | 0,060523 | 50,40889 | 8,926998 |

Як можемо бачити з цієї залежності, оптимальним у першому наближенні є питоме навантаження на крило, що рівне $\rho_0 = 110$ кг/м². Звідси можемо розрахувати необхідну площу крила:

$$S = \frac{m_0}{\rho_0} = 4.09 \text{ м}^2$$

Знаючи величину видовження крила та його площу, розрахуємо розмах крила:

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} = 5.72 \text{ м}$$

Середня геометрична хорда, у такому випадку, рівна:

$$b_{cp} = \frac{S}{L} = 0.71 \text{ м}^2$$

Враховуючи, що верхня поверхня хвостика профілю буде обдуватися струменем від СУ у крейсерському режимі польоту, для крила можемо використовувати аеродинамічні профілі, що мають відносну товщину $\delta = 18 - 20\%$, оскільки відрив потоку, що має місце через великі градієнти тиску, виникати не буде.

У першому наближенні приймаємо, що відносна товщина профілю складатиме приблизно 19%, звідки отримуємо будівельну висоту профілю $h = 140 \text{ мм}$, а враховуючи, що СУ буде розміщена трохи ближче до задньої кромки крила ніж лонжерон, то обираємо СУ у вигляді імпеллера діаметром 120 мм. Відповідно до характеристик імпеллерів подібного типорозміру[11] значення їх масової витрати повітря на режимі максимальної статичної тяги складає $\dot{m} = 1.12 \text{ кг/с}$. Враховуючи, що тяга розраховується як

$$P = \dot{m} \cdot V_c$$

де V_c – швидкість потоку на зрізі сопла. Приймаємо, що у крилі розміщено $N = 30$ таких імпеллерів. Враховуючи можливу часткову відмову СУ, необхідно закласти запас по тязі, достатній для стабілізації ЛА, витримування позиції та висоти та подальше здійснення посадки. У кожному напівкрилі розміщено по 15 імпеллерів. Розглянемо одночасну відмову 5 імпеллерів (що складає 16,6% від усієї кількості), що знаходяться в одному напівкрилі, ближче до закінцівки (рис.5.3). Така відмова створить максимальний момент крену, компенсація якого має бути врахована при розрахунках СУ.

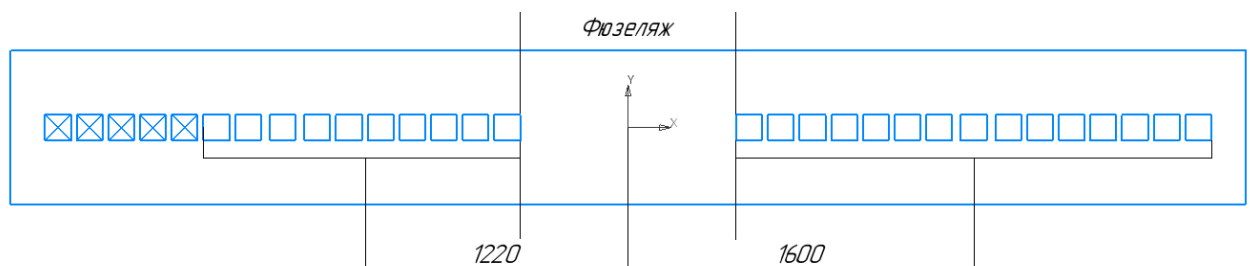


Рис.5.3. Схема відмови імпеллерів (імпеллери, що відмовили позначені хрестиком)

Запас по тязі має забезпечувати збереження сумарної максимальної тяги на рівні 120% від ваги ЛА, для забезпечення маневрування та компенсації поривів у аварійному режимі. Крім того, як вже було зазначено вище, запас по тязі моторів, що залишилися, мають компенсувати момент крену, що виникне у випадку відмови частини імпеллерів. Розрахуємо запас тяги для такого випадку, складемо систему рівнянь, де P_L – сумарна тяга лівої

консолі, де розташовані імпеллери, що відмовили, а P_{np} – сумарна тяга правої консолі, тоді система рівнянь набуде вигляду:

$$\begin{cases} P_{л} + P_{np} = 1,2 m_{max} \\ 1,22 \cdot P_{л} = 1,6 \cdot P_{np} \end{cases}$$

Розв'язавши систему рівнянь, отримуємо сумарну тягу лівої та правої консолі відповідно:

$$\begin{cases} P_{л} = 340 \text{ кг} \\ P_{np} = 259 \text{ кг} \end{cases}$$

Враховуючи, що за даної відмови ліва консоль має більше потрібне значення тяги та меншу кількість імпеллерів, отримуємо значення максимальної тяги одного імпеллера $P_0 = 34 \text{ кг}$.

Розглянемо інший варіант реакції САК на дану відмову, а саме симетричне вимкнення імпеллерів на іншій консолі. У такому випадку відпадає необхідність у компенсуванні моменту крену. Таким чином, при відмові 5 імпеллерів на лівій консолі, відбувається вимкнення 5 відповідних імпеллерів на правій консолі. У такому випадку вага ЛА перерозподіляється між 20 імпеллерами, що залишилися і кожний імпеллер має створювати тягу:

$$P_0 = \frac{1,2 m_{max}}{20} = 30 \text{ кг}$$

Таким чином, бачимо, що вимкнення імпеллерів, що симетричні відносно площини ХОУ ЛА більш ефективним у разі відмови частини імпеллерів однієї з консолей.

Знаходимо швидкість потоку на зрізі сопла, необхідну для забезпечення необхідної тяги у разі відмови 5 імпеллерів та відповідного вимкнення 5 симетричних імпеллерів:

$$V_c = \frac{1,2 \cdot m_{max} \cdot g}{(N - 10) \cdot \dot{m}} = 262 \text{ м/с}$$

Орієнтовно приймаємо ширину фюзеляжу у місці стиковки з крилом 1м, що є достатнім для розміщення однієї людини. У такому випадку довжину щільового сопла $l_c = 4,8\text{м}$, оскільки частину розмаху буде займати фюзеляж та закінцівки. З означення масової витрати повітря, знайдемо необхідну площу, та, як результат, висоту щільового сопла.

$$h_c = \frac{(N - 10) \cdot \dot{m}}{\rho \cdot V_c \cdot l_c} = 0,014 \text{ м}$$

У той же час за штатної роботи імпеллерів, це дозволить отримати наступне значення тягоозброєності:

$$\frac{P}{m_{max}} = \frac{V_c \cdot N \cdot \dot{m}}{m_{max} \cdot g} = 1,79$$

Таким чином отримуємо геометрію крила першого наближення, що наведено у таблиці 5.3.

Таблиця 5.3.

Геометричні характеристики крила

| Параметр | Позначення | Значення |
|-----------------------|------------|----------|
| Розмах, м | L | 5.72 |
| Площа, м ² | S | 4.09 |

| | | |
|------------------------------------|-----------|------|
| Видовження, од | λ | 8 |
| Звуження, од | η | 1 |
| Середня геометрична хорда, м | b_{cp} | 0.71 |
| Сумарна довжина щільового сопла, м | l_c | 4.4 |
| Висота щільового сопла, мм | h_c | 14 |

Розрахуємо приблизне значення швидкості потоку на зрізі щільового сопла для крейсерського польоту. Оскільки, отримане значення аеродинамічної досконалості буде меншим за отримане вище (див.табл.5.2.), приймаємо для попереднього розрахунку значення аеродинамічної досконалості у крейсерському польоті $K = 10$. Тоді значення потрібної тяги розраховується як:

$$P_{крейс} = \frac{m_0}{K} = 45 \text{ кз}$$

Як вже було сказано вище, тяга є добутком швидкості на зрізі сопла на масову витрату повітря, тоді, враховуючи, що масова витрата повітря знаходиться як:

$$\dot{m} = V_c \cdot \rho_H \cdot S_c$$

Отримуємо рівняння для знаходження тяги:

$$P_{крейс} = V_c^2 \cdot \rho_H \cdot l_c \cdot h_c$$

Звідки знайдемо орієнтовну швидкість на зрізі сопла для підтримання крейсерського режиму польоту

$$V_c = \sqrt{\frac{P_{крейс}}{\rho_H \cdot l_c \cdot h_c}} = 75 \text{ м/с}$$

Висновки по розділу

У даному розділі було обрано геометрію крила та характеристики СУ у першому наближенні, що будуть використані у подальшому для аеродинамічного проектування крила.

На основі аналізу КМВ надлегких та легких літаків було обрано оптимальне видовження крила, що має забезпечувати найбільший КМВ. Аналізуючи характеристики ЛА в залежності від значення питомого навантаження на крило було обрано площу та розмах крила, що мають забезпечити максимальне значення аеродинамічної досконалості.

Виходячи з умов часткової відмови СУ було визначено, що більш ефективним способом реагування на відмову 5 імпеллерів, що розташовані на кінцевій частині однієї з консолей є вимкнення імпеллерів, що розташовані симетрично вертикальній площині симетрії ЛА. Дана схема відмови є найбільш критичною, оскільки крім необхідності компенсувати тягу імпеллерів, що відмовили, необхідно також компенсувати момент крену, що виникає внаслідок асиметричної тяги. Розрахунок висоти щільового сопла також було проведено, враховуючи дану відмову.

Геометрію крила, що отримано в результаті розрахунку було зведено до таблиці(див. табл.5.3.)

6. АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА ЗАСОБАМИ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

6.1. Вибір аеродинамічного профілю

Проектування почнемо з підбору аеродинамічного профілю. Відповідно до [5, розділ 2.6.] при видуві зі щільового сопла, форма поляри $C_{x_a}(C_{y_a})$ на діапазоні $C_{y_a} = [0, 1]$, що відповідає польотним значенням, змінюється не суттєво, а відбувається лише її зсув вздовж осі C_{x_a} . Тому підбір профілю будемо проводити базуючись на результатах моделювання обтікання профілю набігаючим потоком. Моделювання будемо проводити у програмі XFLR.

Враховуючи, що крейсерська швидкість $V_{\text{крейс}} = 220$ км/год, а хорда $b = 0,71$ м, отримуємо числа Рейнольдса для крейсерського польоту на висоті 500 м:

$$R = \frac{V_{\text{cruise}} \cdot b}{\nu} = 2.8 \cdot 10^6$$

, де $\nu = 1,52 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ – кінематична в'язкість повітря на висоті 500 м, $V_{\text{крейс}} = 61,1 \text{ м/с}$, $b = 0,71 \text{ м}$. Число Маха для цього режиму польоту складає $M = 0,18$. Відповідно до цих режимів польоту у ПЗ XFLR5 проаналізуємо аеродинамічні профілі. Профілі до розрахунку підбиралися здебільшого базуючись на вимогах до конструкції, а саме відносна товщина профілю мала складати від 18% до 20%, при цьому зона максимальної товщини мала бути досить затягнутою для можливості встановлення як поясів лонжерону, так і імпеллерів.

Визначимо розрахунковий C_{y_a} для крейсерського польоту:

$$C_{y_a} = \frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho_H \cdot V_{\text{крейс}}^2 \cdot S} = 0.49$$

Аналізуючи набір з 18 профілів (повний список яких наведено у додатку 1), що були попередньо обрані на спеціалізованому ресурсі [10] було вибрано 8, що мають найменше значення коефіцієнту супротиву C_{x_a} на діапазоні $C_{y_a} = [0.3; 0.7]$ (рис. 6.1.1):

- Wortmann FX 05-191 (рис.6.2.2);
- Eppler E549 (рис.6.2.3.);
- Eppler E550 (рис.6.2.4);
- Eppler E552 (рис.6.2.5);
- Eppler E603 (рис.6.2.6);
- Eppler E856 (рис.6.2.7);
- Eppler E1098 (рис.6.2.8);

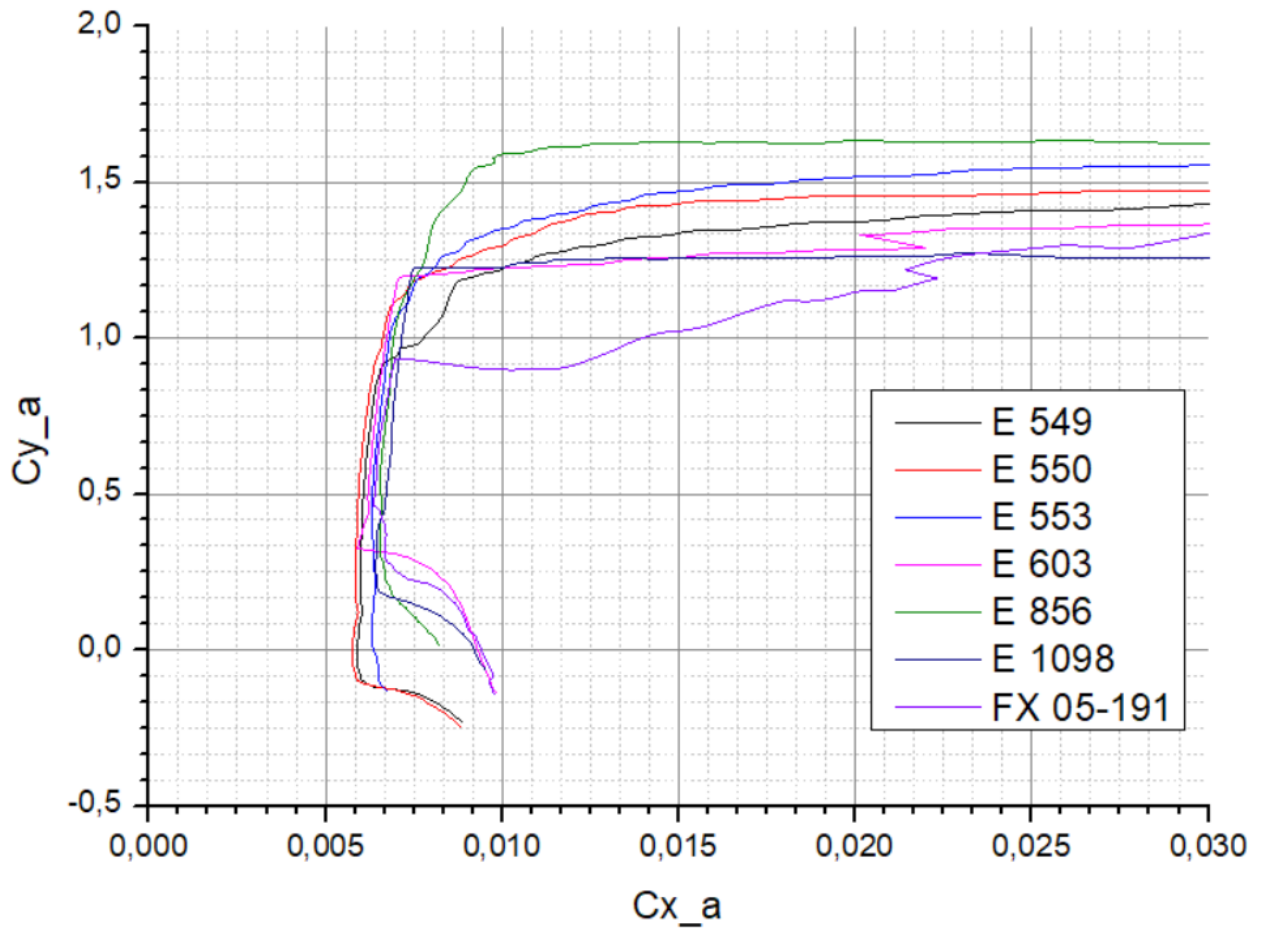


Рис. 6.1.1. Поляри $C_{x_a}(C_{y_a})$ для обраних профілів

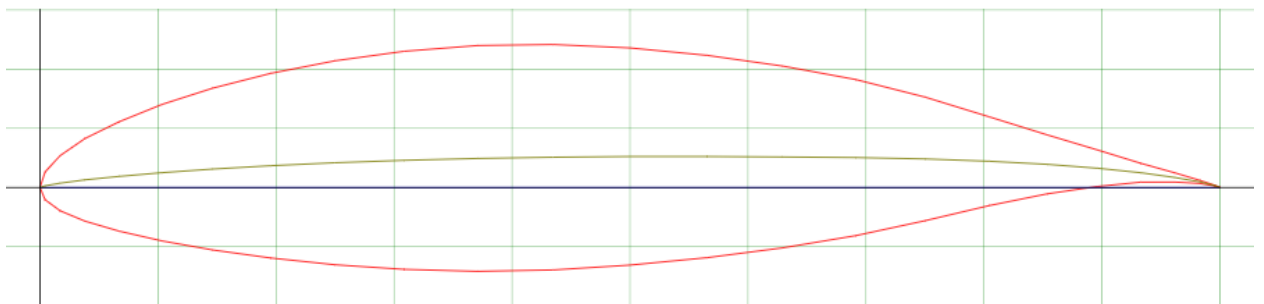


Рис.6.1.2. ТК аеродинамічного профілю Wortmann FX 05-191

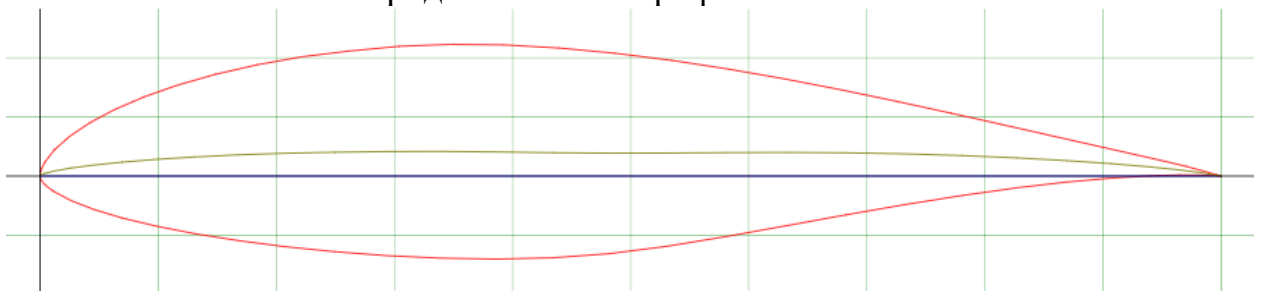


Рис.6.1.3. ТК аеродинамічного профілю E549

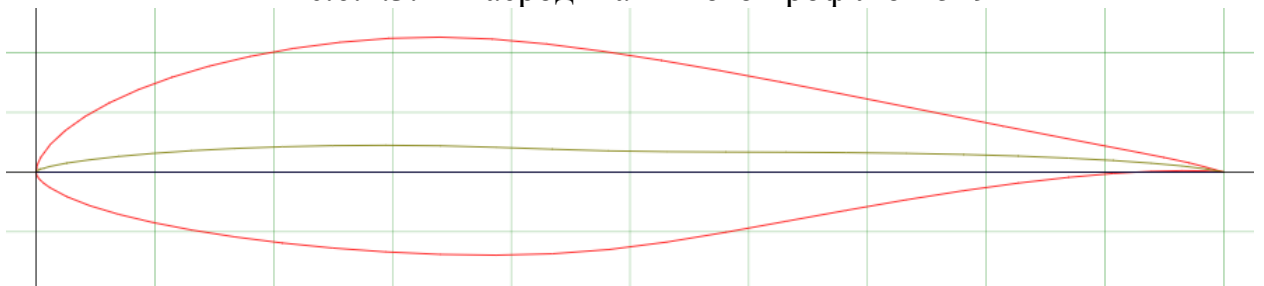


Рис.6.1.4. ТК аеродинамічного профілю E550

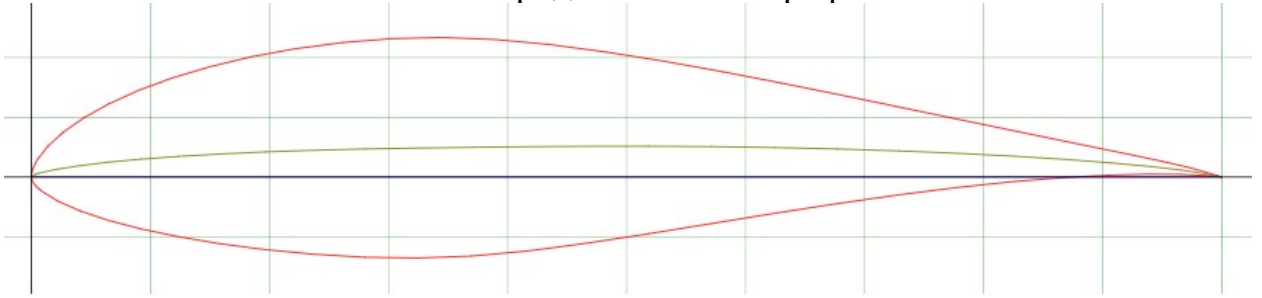


Рис.6.1.5. ТК аеродинамічного профілю E 553

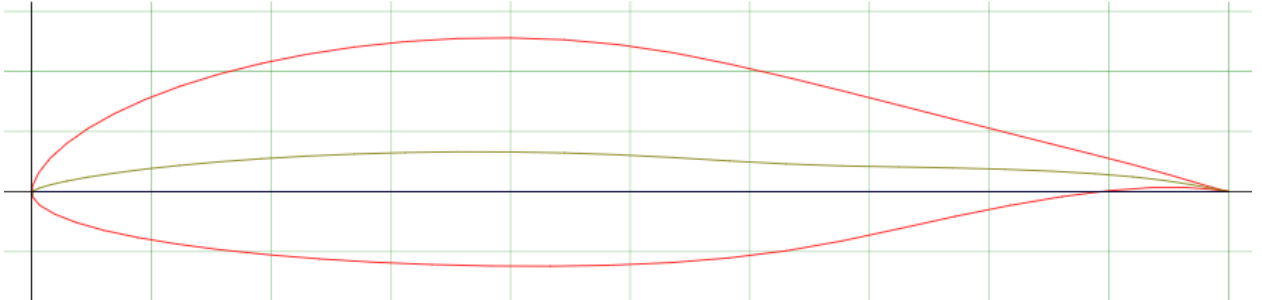


Рис.6.1.6. ТК аеродинамічного профілю E603

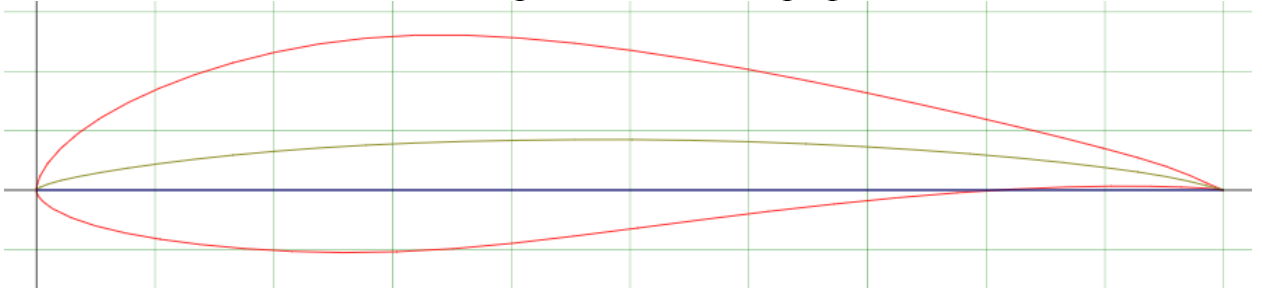


Рис.6.1.7. ТК аеродинамічного профілю E856

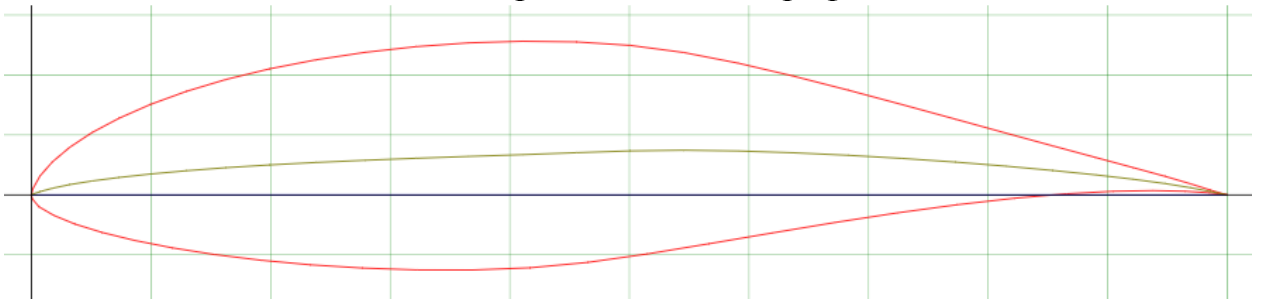


Рис.6.1.8. ТК аеродинамічного профілю E1098

Аналіз вищенаведених профілів проводився беручи до уваги вимоги до конструкції та, власне, аеродинамічні характеристики профілів. До уваги бралися максимальне значення товщини профілю та його положення, а також значення аеродинамічного супротиву профілю при $C_{y_a} = 0.45$ та поведінка на великих кутах атаки (рис.6.1.9). Але характер зриву потоку та його вплив на аеродинамічні характеристики профілю не є показовими, оскільки дані параметри будуть суттєво змінені під впливом струменю зі щільового сопла.

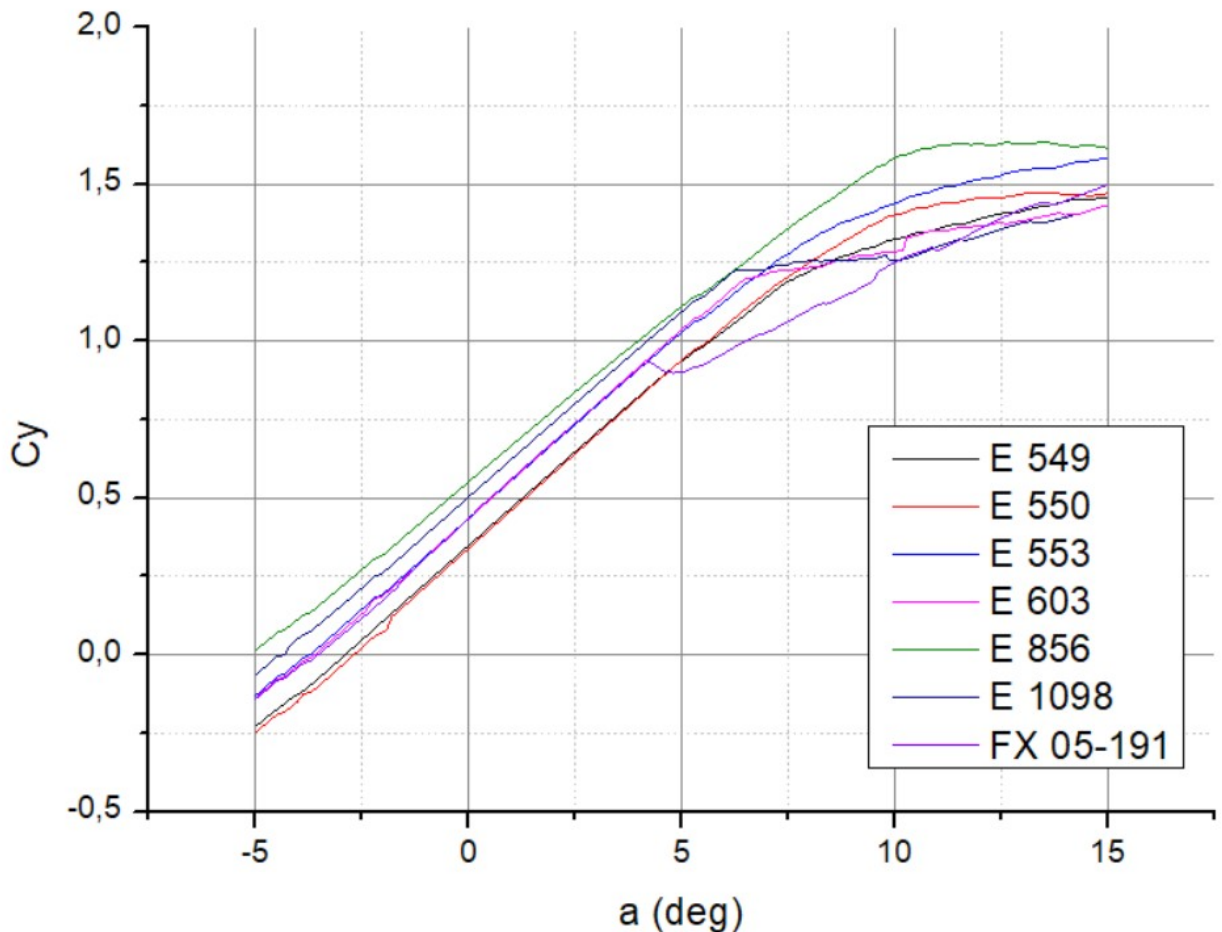


Рис.6.1.9. Залежність $C_{y_a}(\alpha)$ обраних профілів

Враховуючи усі вищеописані параметри приймаємо до подальшого розрахунку профіль E 1098. Такий вибір пов'язаний з доволі затягнутою зоною максимальною товщини, та досить плавним зривом потоку без видуву. Крім того, на відміну від деяких інших профілів, E 1098 має досить великий діапазон C_{y_a} , при яких профіль знаходиться у ламінарній ложці відповідно до рис., що наведено вище.

6.2. Аналіз впливу положення щільового сопла та кута відхилення закрилків на аеродинамічні характеристики

Маючи розрахунковий аеродинамічний профіль і геометричні характеристики крила та щільового сопла, а також визначені режими польоту, за допомогою моделювання у пакеті Ansys. Моделювання проводиться у режимі 2D, оскільки це дозволяє підвищити роздільну здатність розрахункової сітки поблизу профілю та пришвидшити процес розрахунку. Буде проведено дві основні групи симуляцій.

- Режим ВЗП, де буде визначено характеристики крила та картина обтікання при відсутності набігаючого потоку, лише при наявності потоку зі щільового сопла.
- Режим крейсерського польоту

Дане моделювання проводиться з метою отримання залежності підйомної сили та супротиву від положення щільового сопла і кута

відхилення закрилків та їх хорди. Варто також зазначити, що у зв'язку з великими швидкостями видуву потоку із сопла, через особливості розрахунку СЕМ та граничних умов, необхідно було суттєво збільшити розрахункову зону у порівнянні з тією, що використовувалася у розділі 4. Геометричні параметри СЕМ наведено у додатку 2.

Моделювання обтікання профілю для визначення аеродинамічних характеристик у крейсерському польоті від положення щільового сопла проводилося з параметрами, що наведено у таблиці 6.1.1.

Таблиця 6.1.1

Параметри розрахунку

| Параметр | Позначення | Значення |
|---|---------------|------------|
| Швидкість потоку на зрізі сопла при наявності набігаючого потоку, м/с | V_c | 75 |
| Швидкість набігаючого потоку, м/с | V | 61 |
| Кут відхилення закрилку, град | δ | 0 |
| Положення щільового сопла на верхній поверхні профілю, % хорди | \tilde{x}_c | 15, 30, 60 |

Для кожного з положень щільового сопла було проведено розрахунок на кутах атаки $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ та 10° . Крім того було проведено продувку чистого профілю без щільового сопла на крейсерському режимі польоту, що дозволить краще проаналізувати зміну характеристик профілю. Отримані діаграми аеродинамічних характеристик наведено на рис.6.2.1. Числові значення, що отримані в ході розрахунку і не наведені у таблицях нижче зведено до таблиць у додатку 3.

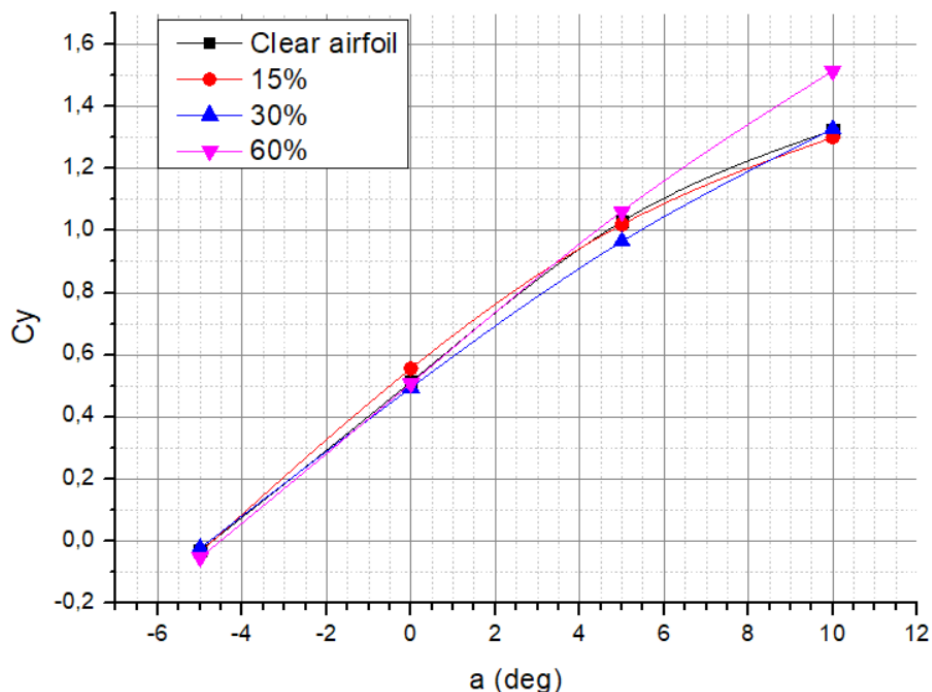


Рис 6.2.1. Залежність $C_{y_a}(a)$ при відповідних положеннях щільового сопла

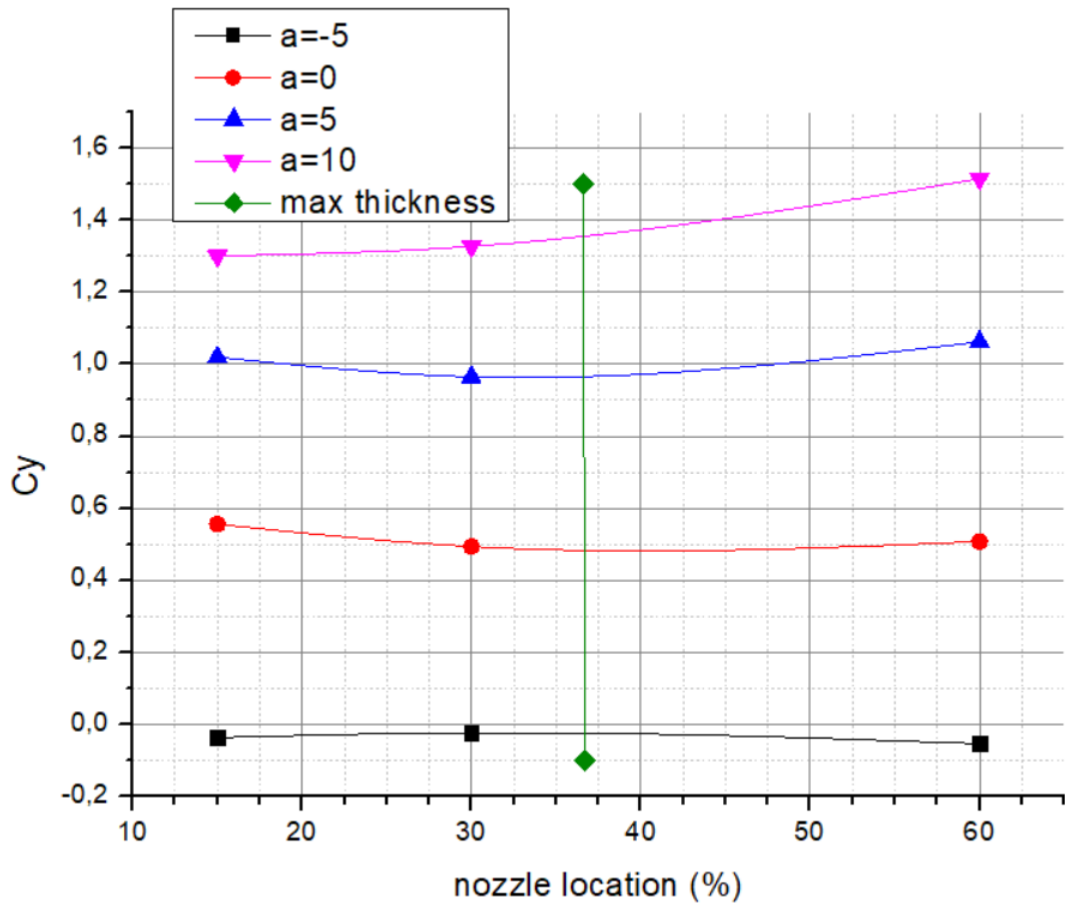


Рис.6.2.2. Залежність C_{y_a} від положення щільового сопла на кожному з розрахункових кутів атаки

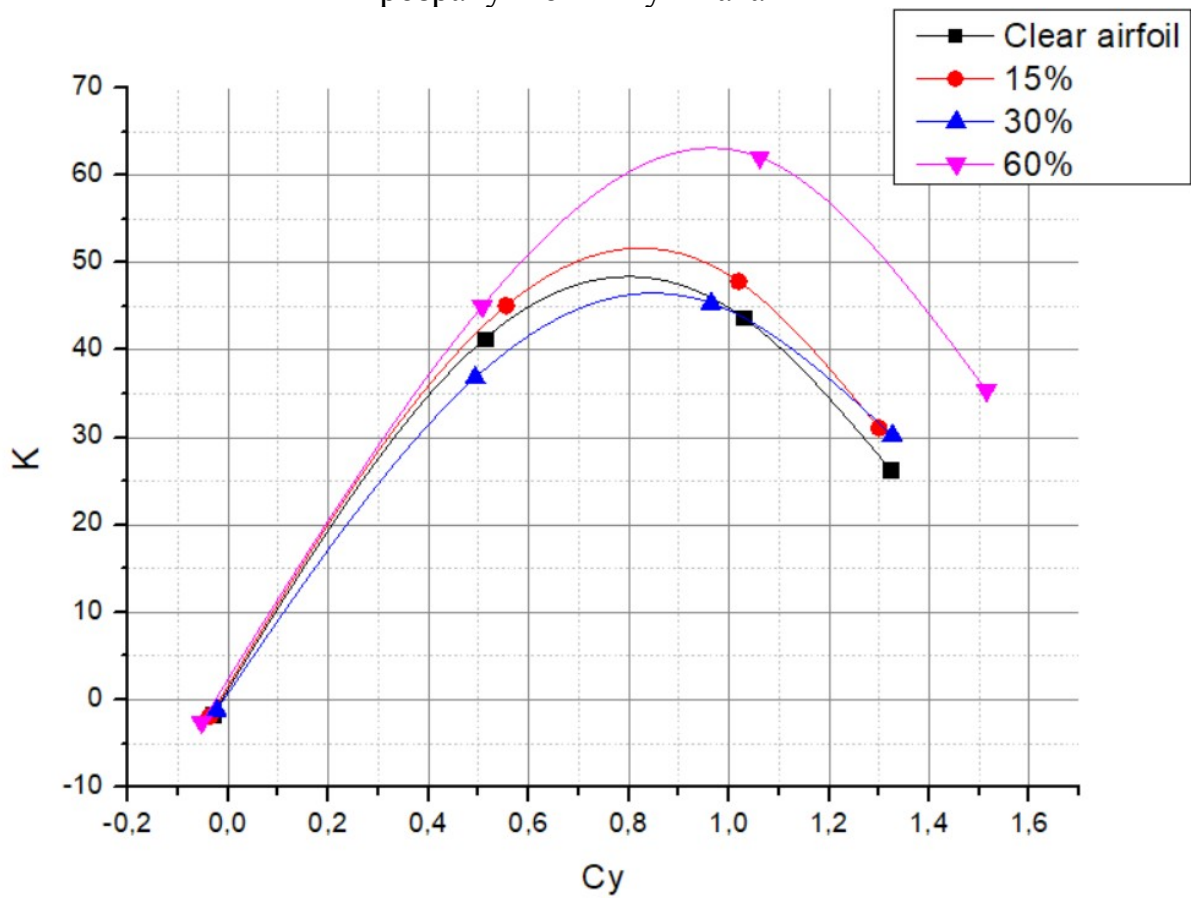


Рис.6.2.3. Аеродинамічна досконалість на кожному значенні C_{y_a}

Із залежностей, що наведені вище можемо побачити, що для крейсерського режиму польоту вигідніше розташовувати щільове сопло ближче до передньої кромки або ближче до задньої кромки та закрилка. Найменш ефективним є розміщення сопла близько то положення максимальної товщини. Пояснити це явище можна поглянувши на картину обтікання, що зображено на рис.6.2.4.. У зв'язку з тим, що швидкість потоку у даній точці є найвищою, жодного додаткового розрідження при видуві потоку в даній зоні ми не отримуємо, а але при цьому опір тертя збільшується у зв'язку з тим, що потік з сопла видувається прямо у примежевий шар. На великих значеннях C_{u_a} дане розміщення сопла починає давати переваги, але перевага ця не суттєва і дані режими не є основними для ЛА, що проектується.

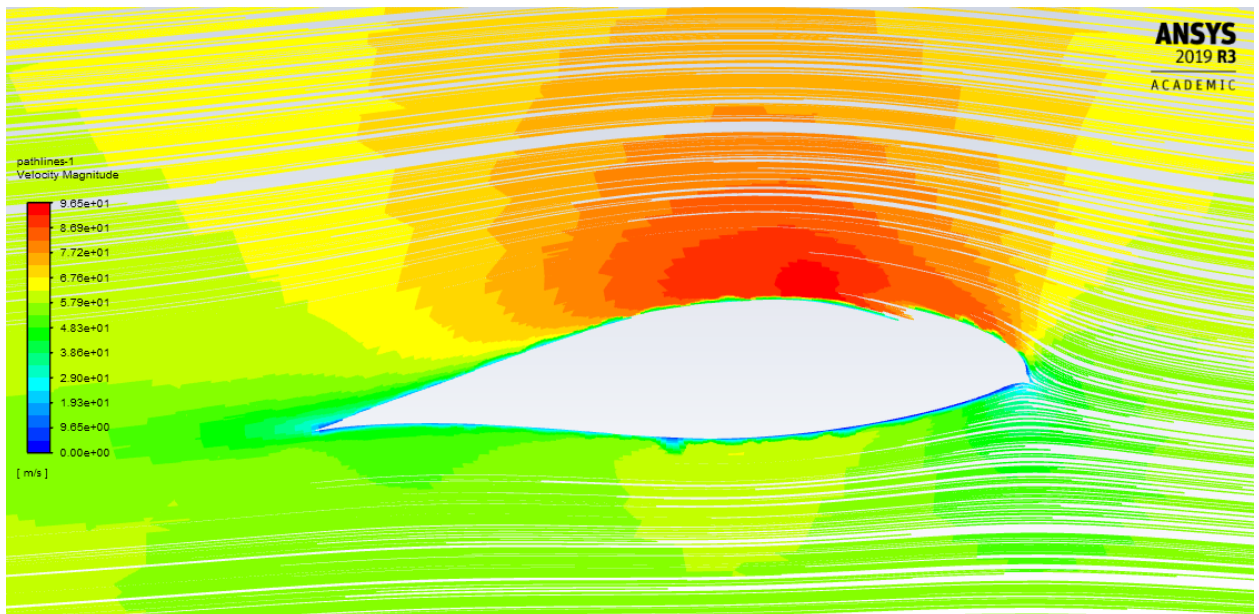


Рис 6.2.4. Картина обтікання профілю на куті атаки $\alpha = 5^\circ$ з положенням щільового сопла на 15% хорди

Залежність аеродинамічних характеристик у режимі ВЗП від положення щільового сопла та відносної хорди закрилка була визначена за параметрів, що наведені у таблиці 6.2.1

Таблиця 6.2.1

Параметри розрахунку

| Параметр | Позначення | Значення |
|---|------------|------------|
| Швидкість потоку на зрізі сопла при наявності набігаючого потоку, м/с | V_c | 262 |
| Швидкість набігаючого потоку, м/с | V | 0 |
| Кут відхилення закрилку, град | δ | 75 |
| Положення щільового сопла на верхній поверхні профілю, % хорди | x_c | 15, 30, 60 |

Оскільки, при відсутності набігаючого потоку, неможливо звести величину підйомної сили та супротиву до коефіцієнтів C_{u_a} та C_{x_a} , то для

режиму ВЗП аналізувати результати будемо шляхом приведення результатів розрахунку до величини відповідного силового фактору, що діє на секцію крила нескінченного видовження довжиною 1м. Для кожного з положень щільового сопла було проведено розрахунок аеродинамічних сила та моментів на куті атаки $\alpha = 0^\circ$. Також на кожному з розрахункових випадків було проведено моделювання профілю з закрилком відносної хорди 20% та 30% від хорди профілю. Залежність аеродинамічних характеристик наведено на рис.6.2.5. та рис.6.2.6.

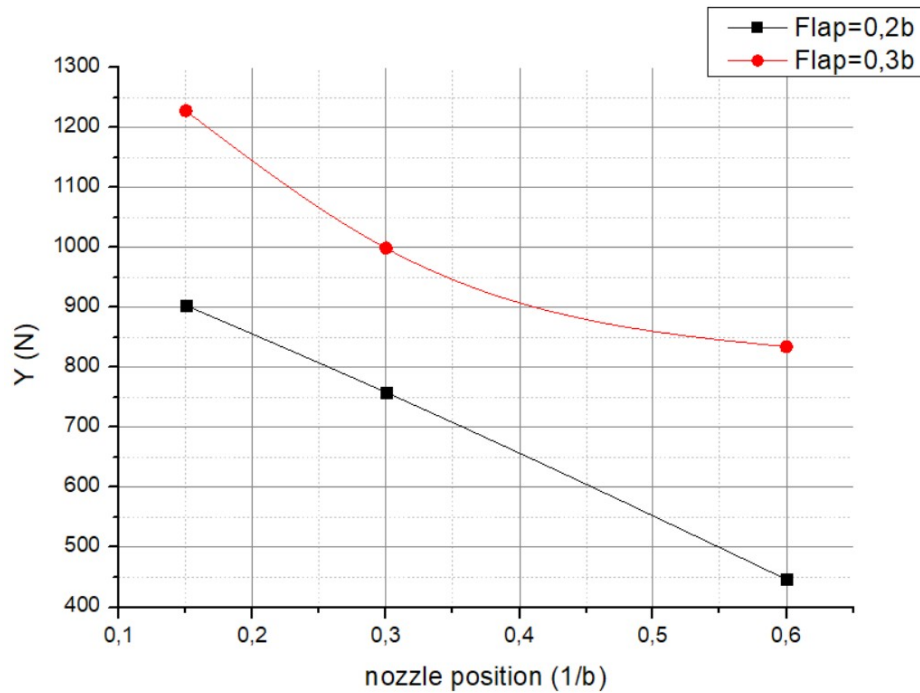


Рис.6.2.5. Залежність підйомної сили від положення щільового сопла при відносній хорді закрилка 20% та 20 відсотків

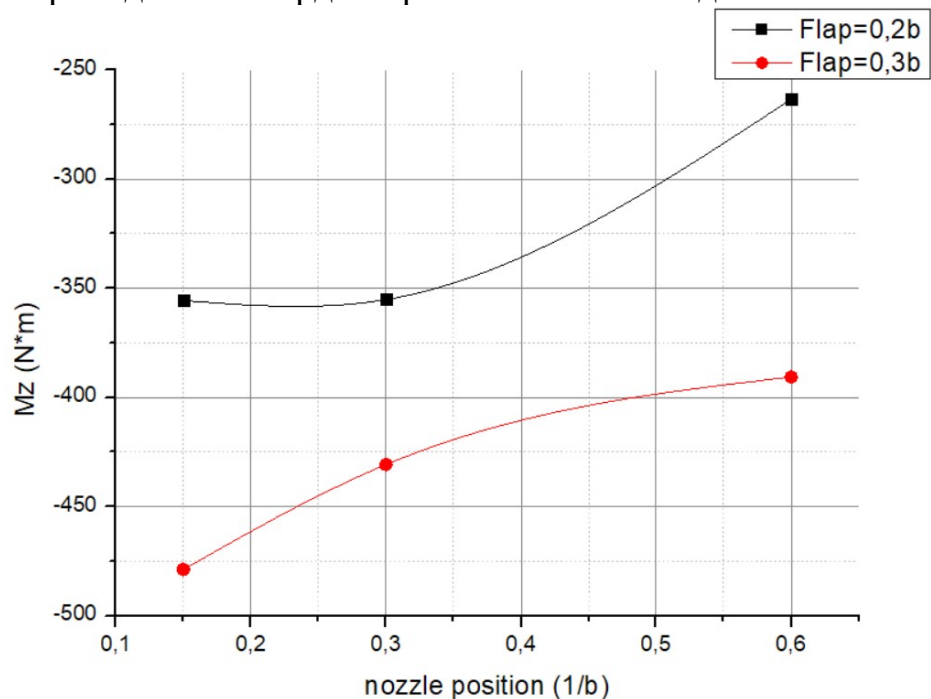


Рис.6.2.6. Залежність повздовжнього моменту від положення щільового сопла при відносній хорді закрилка 20% та 20 відсотків

Аналізуючи результати розрахунків можемо досить однозначно зробити висновок, що положення щільового сопла на 15% хорди разом з відхиляємим закрилком, хорда якого складає 30% хорди профілю є найбільш оптимальним з точки зору його використання як на крейсерських режимах, так і на режимах ВЗП. Оскільки таке розміщення забезпечує приріст підйомної сили за рахунок більшої площі розрідження у режимі ВЗП та не тільки не погіршує, а навіть трохи покращує характеристики профілю на крейсерських режимах (див. рис.6.2.3).

6.3. Просторова модель теоретичної поверхні крила

Відповідно до геометричних характеристик крила, що наведено вище у таблиці 5.3. та отриманого розміщення щільового сопла і хорди флаперону, побудуємо просторову модель крила засобами САПР Catia V5 та Compas 3D.

У програмі Compass 3D побудуємо ескіз крила при вигляді у плані (рис.6.3.1). Сопло для видуву займає по 2.2м на кожній консолі, воно зміщене від закінцівки та роз'ємом стику консолі крила та фюзеляжу з конструктивних сіркувань для можливості розташування вузлів кріплення закінцівки та вузла кріплення консолі крила до центроплану. Флаперон розташовано по всьому розмаху консольної частини крила та розділено на 3 однакові секції.

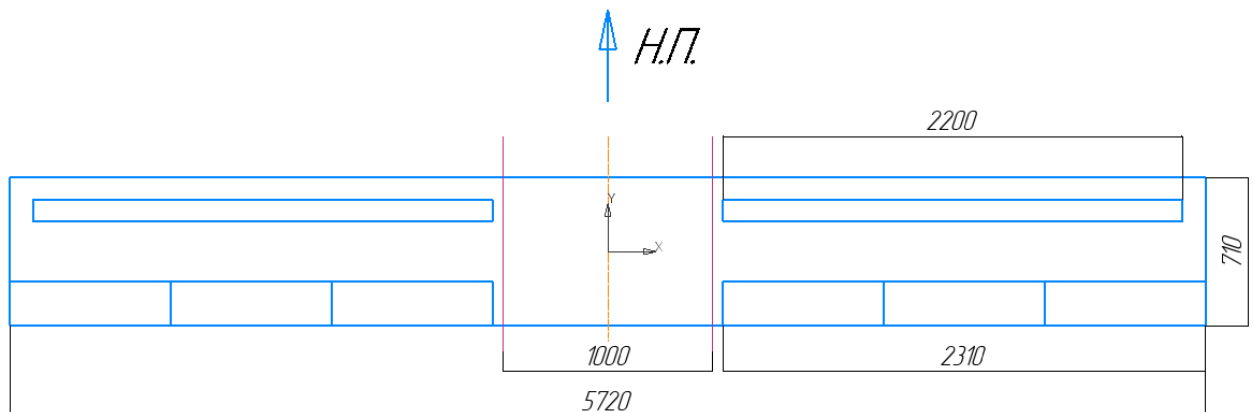


Рис. 6.3.1. Ескіз крила при вигляді у плані

Для забезпечення керованості флаперон може відхилятися в діапазоні кутів $\delta = 105^\circ \dots -20^\circ$ (рис. 6.3.2).

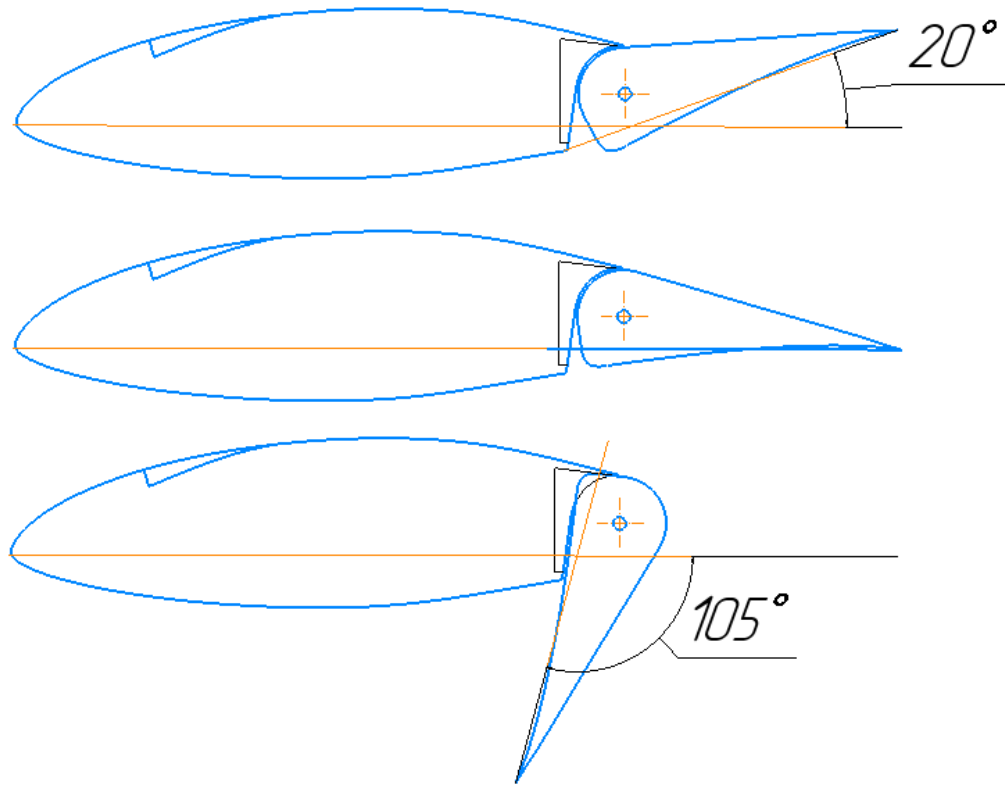


Рис.6.3.2. ТК профілю крила з відхиленими флаперонами

Побудуємо просторову модель крила у САПР Catia V5. Отримана модель зображена на рис. 6.3.3. (крейсерська конфігурація) та на рис. 6.3.4. (конфігурація для ВЗП).

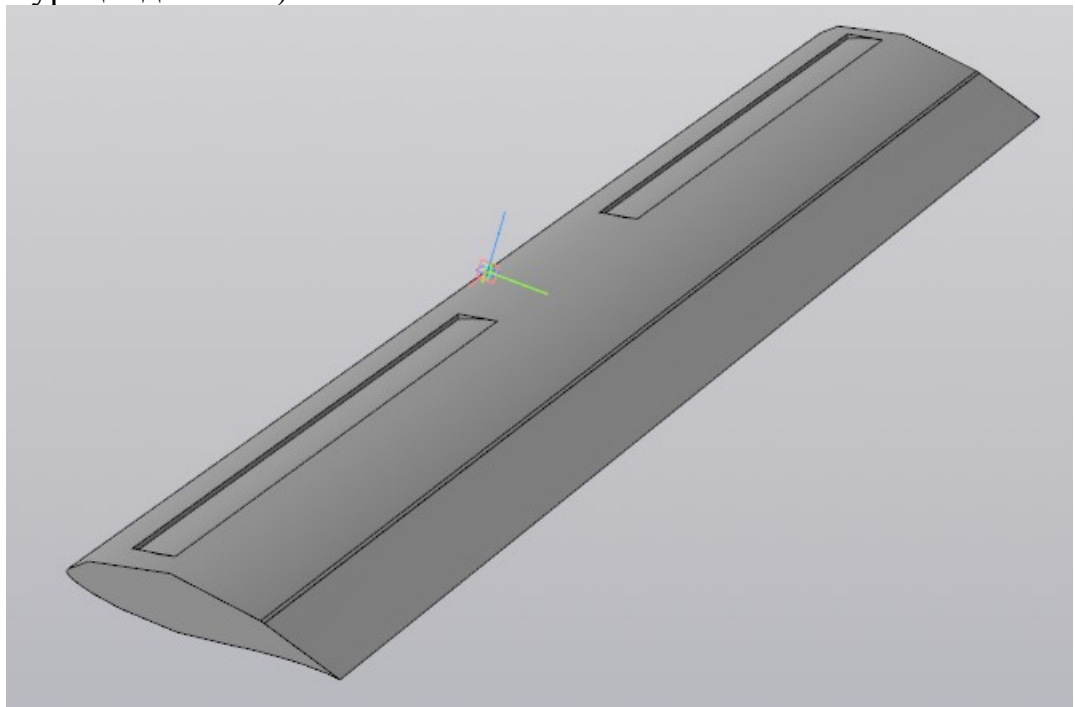


Рис.6.3.3. Просторова модель крила у крейсерській конфігурації

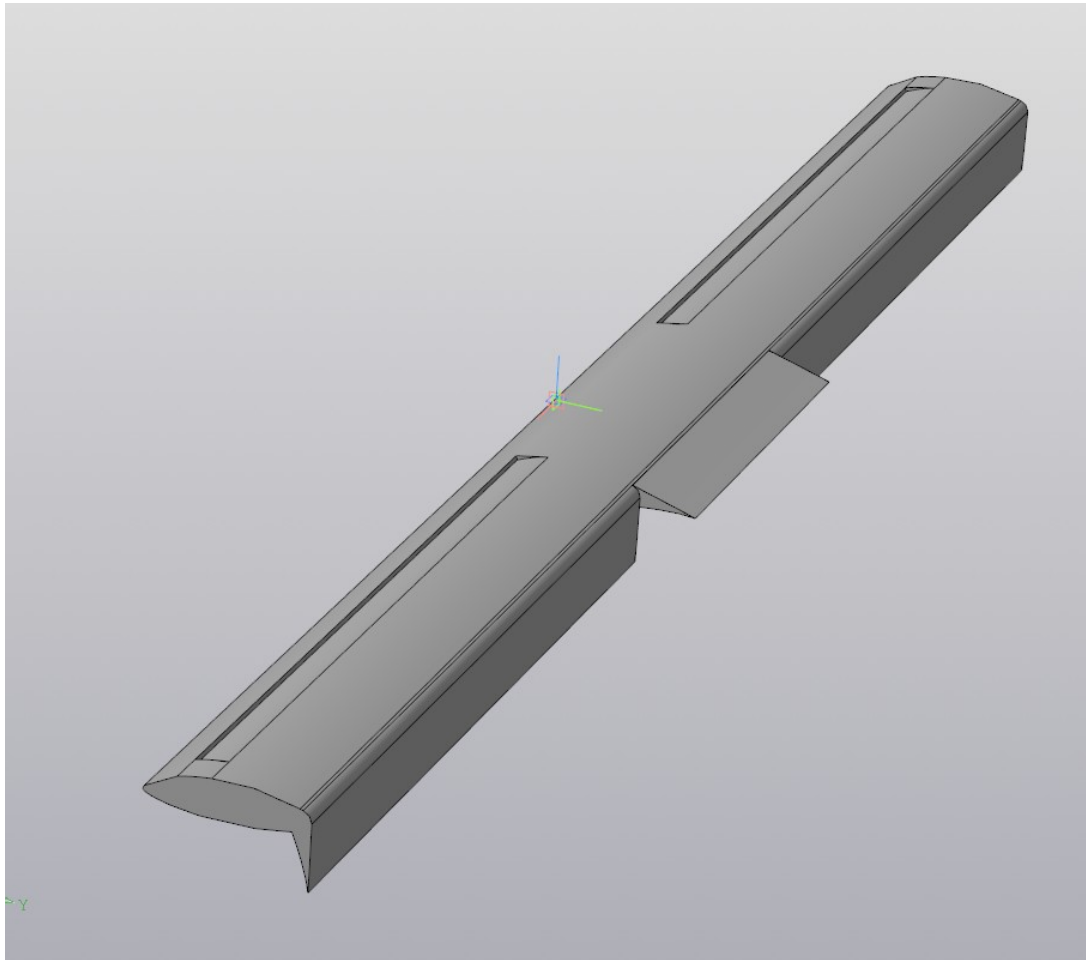


Рис.6.3.4 Просторова модель крила у конфігурації для ВЗП

6.4. Визначення кута відхилення флаперону у крейсерському режимі польоту

Аналізуючи залежність аеродинамічної досконалості від значення C_{y_a} (див. рис. 6.2.3) можемо побачити, що значення C_{y_a} при якому досягається найбільша аеродинамічна досконалість є більшим за значення C_{y_a} , що необхідний для крейсерського польоту. Тому проаналізуємо поведінку аеродинамічних характеристик профілю в залежності від малих кутів відхилень флаперонів. Мета даного аналізу – визначити чи є можливим змістити екстремум графіку $K(C_{y_a})$ ближче до крейсерських значень C_{y_a} шляхом відхилення флаперонів вгору та зменшення кривини профілю.

Аналіз проводився на кутах атаки $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ та 10° при кутах відхилення флаперонів $\delta = -5^\circ, 0^\circ$ та $+5^\circ$. Параметри потоку наведені вище (див.табл. 6.1.1.) при положенні щільового сопла на відстані 15% хорди від передньої кромки. За результатами розрахунку побудована залежність $K(C_{y_a})$ що зображено на рис.6.4.1.

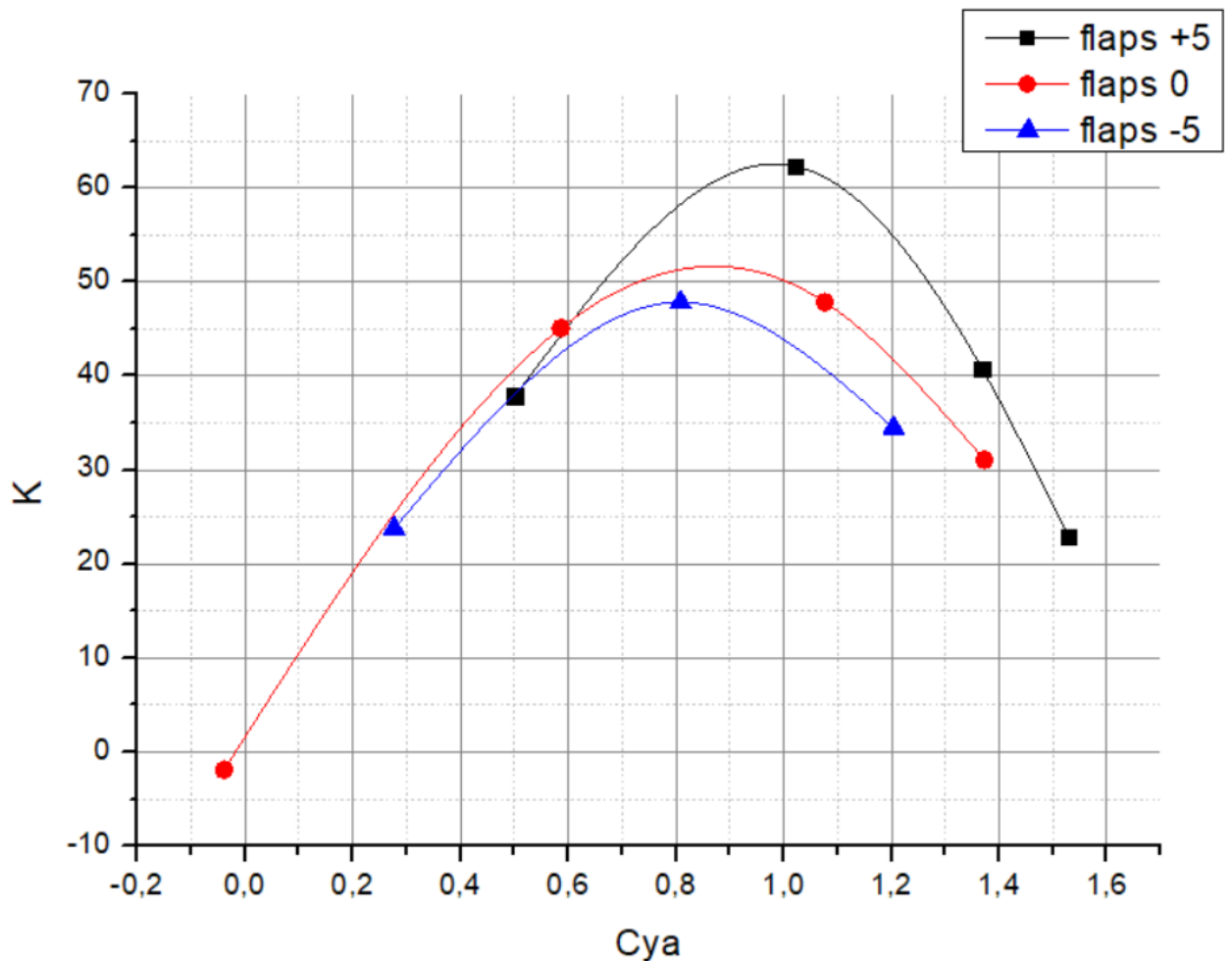


Рис.6.4.1. Залежність $K(C_{ya})$ для невеликих відхилень флаперона.

З діаграми можемо бачити, що при відхиленні флаперону вгору екстремум дійсно рухається лівіше, до менших значень C_{ya} , але при цьому зменшується і аеродинамічна досконалість. При подальшому зміщенні максимальної аеродинамічної якості лівіше буде зменшуватися значення K . До того ж значення аеродинамічної досконалісті при куті відхилення флаперону $\delta = 0^\circ$ є більшим за відповідне значення при відхиленому флапероні, приймаємо рішення залишити у крейсерській конфігурації флаперон у нейтральному положенні.

6.5. Розрахунок аеродинамічних характеристик крила скінченного розмаху

Використовуючи створену просторову модель, було проведено розрахунок МСЕ даного крила скінченного розмаху. Розрахунок проводився для крейсерського режиму польоту та режиму ВЗП.

На крейсерському режимі польоту було проведено розрахунок на кутах атаки $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ та 15° . Параметри розрахунку зведено до таблиці 6.5.1.

Таблиця 6.5.1

Параметри розрахунку у режимі крейсерського польоту

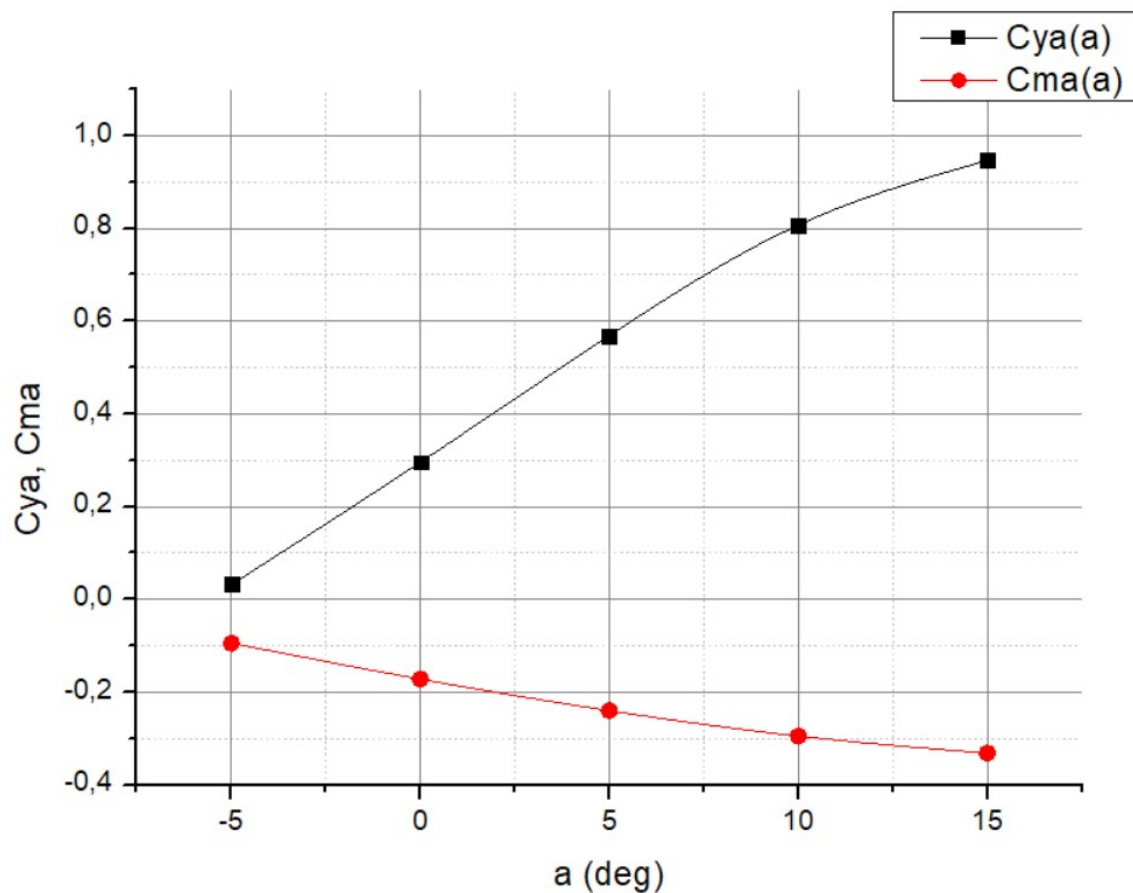
| Параметр | Позначення | Значення |
|---|------------|----------|
| Швидкість потоку на зрізі сопла при наявності набігаючого потоку, м/с | V_c | 75 |
| Швидкість набігаючого потоку, м/с | V | 61 |
| Кут відхилення закрилку, град | δ | 0 |
| Положення щільового сопла на верхній поверхні профілю, % хорди | x_c | 15 |

Отримані аеродинамічні характеристики крила наведено у таблиці 6.5.2. та на діаграмах (рис.6.5.1.-6.5.2)

Таблиця 6.5.2

Результати розрахунку крейсерської конфігурації

| α , град. | C_{y_a} | C_{x_a} | C_{m_a} | K |
|------------------|-----------|-----------|-----------|-------|
| -5 | 0.032 | 0.0143 | 0.095 | 2.29 |
| 0 | 0.296 | 0.022 | -0.172 | 13.45 |
| 5 | 0.569 | 0.0384 | 0.24 | 14.81 |
| 10 | 0.807 | 0.0690 | 0.295 | 11.68 |
| 15 | 0.947 | 0.1108 | 0.332 | 8.54 |

Рис. 6.5.1. Залежність $C_{y_a}(\alpha)$ та $C_{m_a}(\alpha)$ крила у крейсерському польоті.

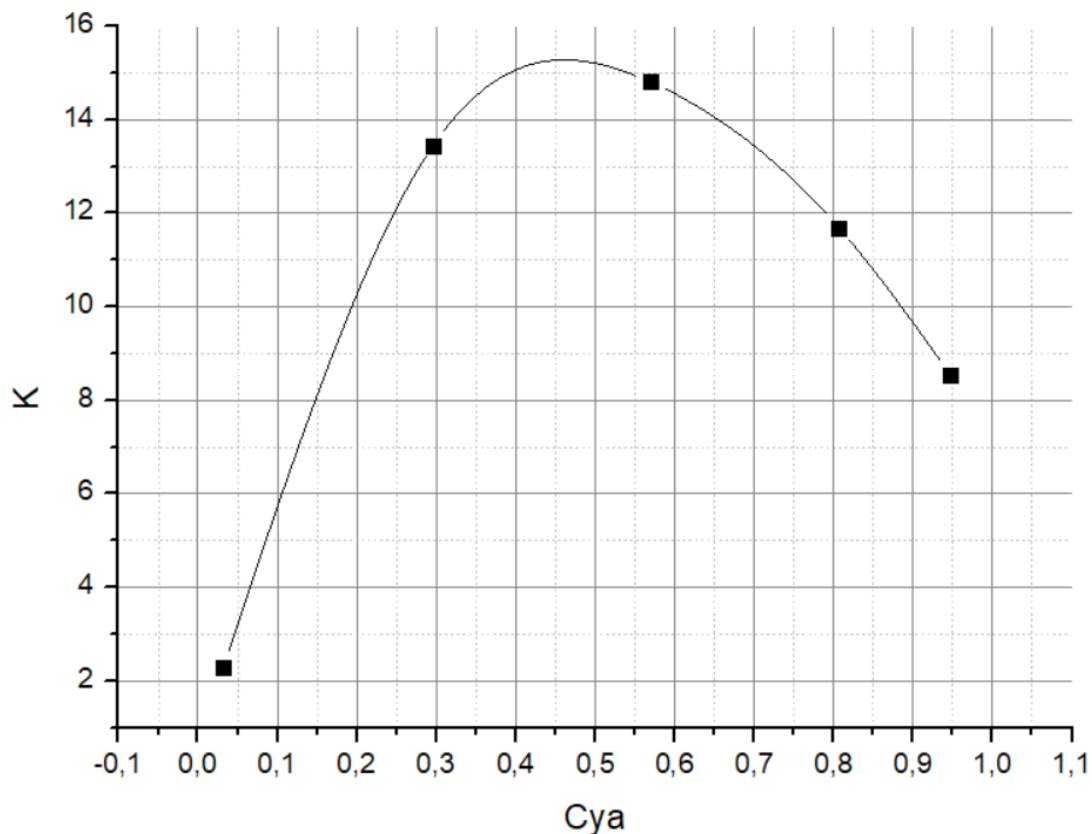


Рис.6.5.2. Залежність $K(C_{y_a})$ крила у крейсерському польоті

Як можемо бачити, найвище значення аеродинамічної досконалості $K = 15$ досягається при значенні $C_{y_a} = 0.47$, що є близьким до значення крейсерського $C_{y_a} = 0.45$ для нормальної злітної маси. Враховуючи зменшення аеродинамічної досконалості при додаванні супротиву фюзеляжу та оперення, що відповідно до [1] складає приблизно $\Delta C_{x_a} = 0.04$, отримуємо значення аеродинамічної досконалості ЛА приблизно $K = 7$.

У режимі ВЗП розрахунок проводився відповідно до параметрів, що наведено у таблиці 6.5.3.

Таблиця 6.5.3

Параметри розрахунку у режимі ВЗП

| Параметр | Позначення | Значення |
|--|---------------|----------|
| Швидкість потоку на зрізі сопла, м/с | V_c | 306 |
| Швидкість набігаючого потоку, м/с | V | 0 |
| Кут атаки, град | α | 0 |
| Положення щільового сопла на верхній поверхні профілю, % хорди | \tilde{x}_c | 15 |

Розрахунок проводився для трьох кутів відхилення закрилку: $\delta = 105^\circ$, 75° та 45° . Результати розрахунку наведено у таблиці 6.5.4.

Таблиця 6.5.2

Результати розрахунку конфігурації ВЗП

| δ , град. | Y_a , кгс | M_z , кгс·м |
|------------------|-------------|---------------|
| 105 | 736.9 | 272 |
| 75 | 874.8 | 338.8 |

Виходячи з отриманих значень розрахуємо тягоозброєність для ЛА максимальної злітної маси:

$$\frac{P}{G} = 1.749$$

Варто зазначити, що розрахунок для штатного режиму ВЗП проводився при швидкості потоку на зрізі щільового осопла, що не перевищує 0,9М, що еквівалентно швидкості $V_c = 306\text{м/с}$. Потужність імпелерів дозволяє досягати вищих значень масової витрати повітря, але у такому випадку, необхідно враховувати ефекти, що виникають при наближенні швидкості руху газу до швидкості звуку, але це виходить за рамки даного дипломного проекту.

На рисунку 6.5.3. та 6.5.4. зображено розподіл тиску на крилі у крейсерському режимі з кутом атаки $\alpha = 5^\circ$ та розподіл швидкостей у режимі ВЗП з кутом відхилення флаперонів $\delta = 75^\circ$ відповідно.

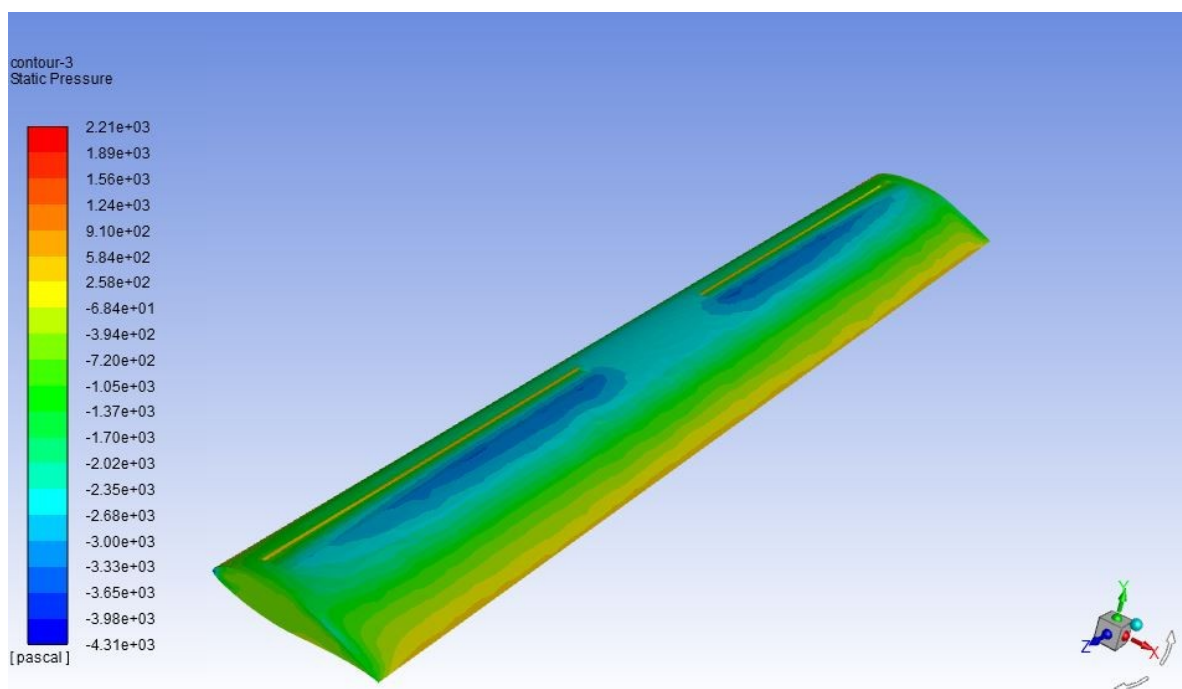


Рис.6.5.3. Розподіл тиску на крилі у крейсерському режимі польоту.

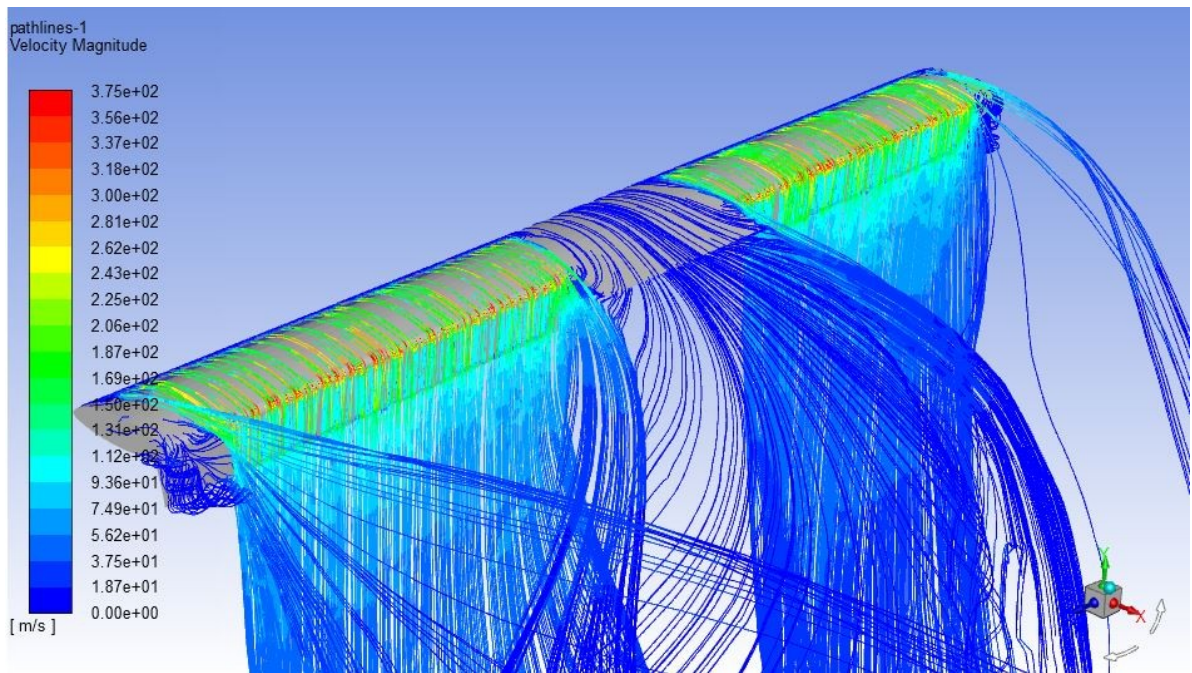


Рис. 6.5.4. Лінії току навколо крила у режимі ВЗП.

Також варто зазначити, що розміщення великої кількості імпелерів вздовж розмаху крила, дозволяють регулювати розподіл циркуляції по крилу шляхом регулювання масової витрати повітря через кожний імпелер. Таким чином САК, може оптимізувати роботу імпелерів у крейсерському польоті та підвищувати ефективність ЛА шляхом керування розподілом циркуляції крила вздовж розмаху.

Відповідно до ТЗ, дальність польоту ЛА має складати 200км при швидкості вітру 10м/с. Приймаючи, що зустрічний вітер 10м/с, а крейсерська швидкість складає 61м/с, час польоту для подолання заявлених 200км складає 65хв. Враховуючи, що потрібна потужність для польоту складає:

$$N = P \cdot V = \frac{m_0 \cdot g \cdot V}{K} = 38.4 \text{ кВт}$$

Для польоту впродовж 65хв та, враховуючи запас, подібний до аеронавігаційного запасу палива, для польоту впродовж додаткових 15 хвилин, необхідно мати ємність батарей 50 кВт·год. Враховуючи потужність необхідну для зльоту та розгону до крейсерської швидкості додамо ще 20% до необхідної ємності АКБ. Таким чином отримаємо необхідну потужність АКБ 60кВт·год. Враховуючи питому потужність літій-полімерних АКБ, що приблизно дорівнює 400 Вт·год/кг, отримуємо масу АКБ $m_{\text{АКБ}} = 150\text{кг}$. Таким чином маса корисного навантаження з одним пасажиром складає орієнтовно 230кг. Тоді коефіцієнт масової віддачі по повному навантаженню складає 0.46, що означає, що ЛА знаходиться на рівні з найкращими літаками легкої та надлегкої авіації.

Висновки по розділу

В ході виконання аеродинамічного проектування крила згідно до вимог, що наведено у ТЗ та розділі 3 було проведено підбір аеродинамічного профілю на основі даних геометрії крила, розрахункових режимів польоту та деяких конструктивних особливостей крила. Застосовуючи засоби

комп'ютерного моделювання було проведено аналіз оптимального положення щільового сопла, відносної хорди закрилку та його кутів відхилення для отримання найкращого співвідношення аеродинамічних характеристик на кожному з розрахункових режимів експлуатації ЛА.

Після визначення з кінцевою геометрією профілю та крила було створено просторову модель поверхні крила та проведено перевірочний аеродинамічний розрахунок для отримання кінцевих характеристик крила, що було спроектовано.

Аналізуючи отримані аеродинамічні характеристики, можемо зробити висновок, що крило відповідає усім вимогам що наведені у ТЗ та розділі 3.

Режими роботи крила у горизонтальному польоті що мають найвищу ефективність є близькими до розрахункових, що свідчить про правильний вибір геометрії та аеродинамічного профілю.

7. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО НА ХАРАКТЕРНИХ РЕЖИМАХ ПОЛЬОТУ

У даному розділі проведемо розрахунок навантажень, що діють на крило у польоті. Розрахунок будемо проводити для двох основних режимів:

- Режим вертикального зльоту та посадки
- Режим горизонтального польоту

Як вже було сказано вище, перехідні режими у даній роботі розглядатися не будуть. Окремий розрахунок для кожного з режимів необхідний зважаючи на те, що на кожному з цих режимів розподіл силових факторів є різним, а тому є необхідність формування епюри максимальних навантажень, що діють на кожен зону крила.

Відповідно до статистичних даних, що наведено у [1], для ЛА подібного класу, маса крила складає 20% злітної маси самого ЛА. У даному випадку, маса крила складає 100кг. Оскільки крило прямокутної форми, вважатимемо, що маса рівномірно розподілена вздовж усього розмаху., таким чином отримуємо погонну масу крила $q_m = 17.5$ кгс/м. Також необхідно врахувати, що починаючи з координати $x = 0,55$ м і закінчуючи координатою $x = 2,75$ м піврозмаху крила, встановлено імпеллери. Зважаючи, що вони встановлені досить близько один до одного, їх також можемо вважати розподіленим навантаженням. Маса одного імпеллера складає 0.7 кг, а у кожній консолі розташовано по 15 таких СУ. У такому випадку, розподілена маса імпеллерів складає $q_{iмп} = 4,77$ кгс/м. Таким чином, отримуємо розподіл погонних масових навантажень, що наведено на рис.7.1.

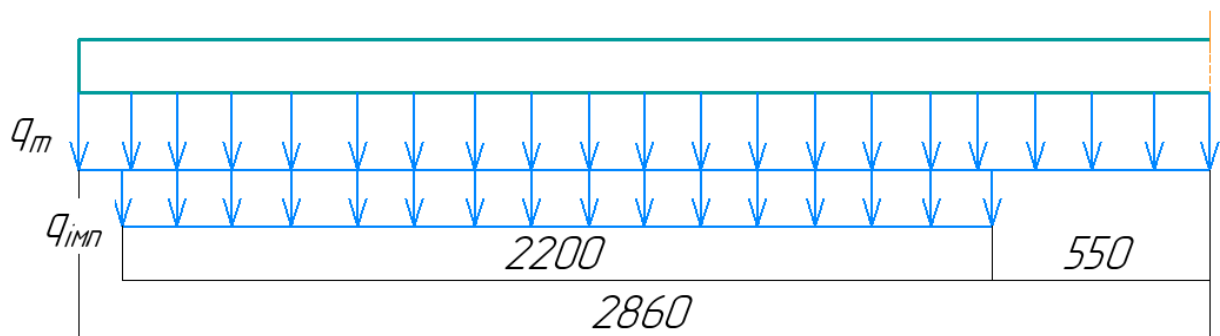


Рис. 7.1. Розподіл масових навантажень по піврозмаху

7.1. Навантаження у режимі вертикального зльоту та посадки

Оскільки при аналізі джерел не було знайдено рекомендацій щодо значень максимального експлуатаційного перевантаження для ЛА, обладнаних системою вертикального зльоту та посадки, розрахуємо це значення самостійно, приймаючи до уваги наступні фактори:

Максимальне перевантаження, що може виникнути під час вертикального зльоту відповідає тягоозброєності і складає $n_{max}^z = 1.75$.

З результатів розрахунку у пакеті Ansys (див.табл.6.5.2, рис.6.5.4.) проаналізуємо розподіл тиску (рис.7.1.1)

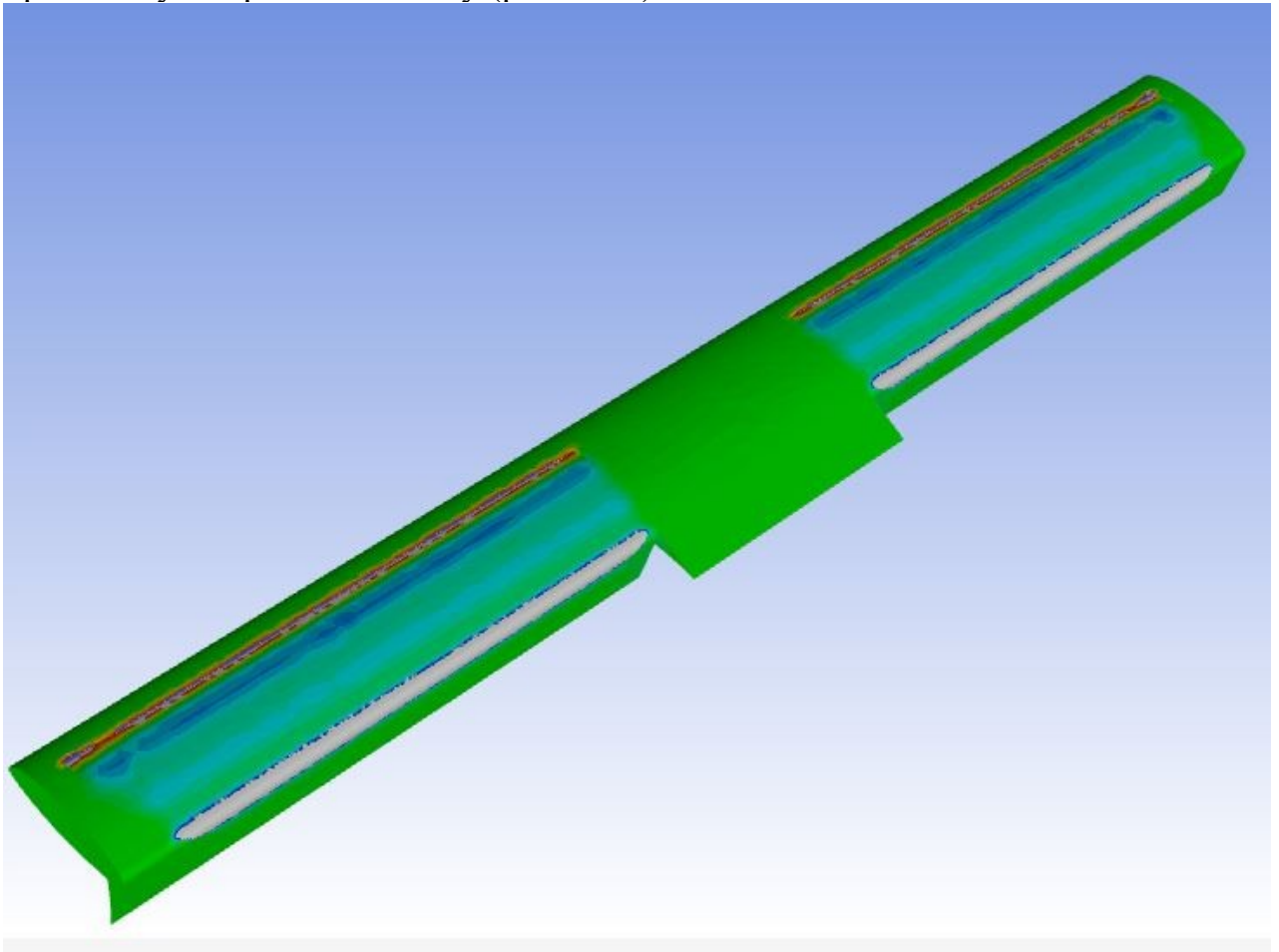


Рис.7.1.1. Розподіл тиску по крилу у режимі ВЗП.

Як можемо бачити з рисунку, що наведено вище, усе розрідження розташоване у зоні обдуву щільового сопла і є досить рівномірним, а тому приймаємо до розрахунку прямокутний розподіл аеродинамічних сил вздовж даної зони. Враховуючи, що довжина щільового сопла складає $l_c = 4.4$ м, то погонне навантаження складає $q_a = 199$ кгс/м. Таким чином отримуємо розрахункову схему навантажень, що наведена на рис. 7.1.2.

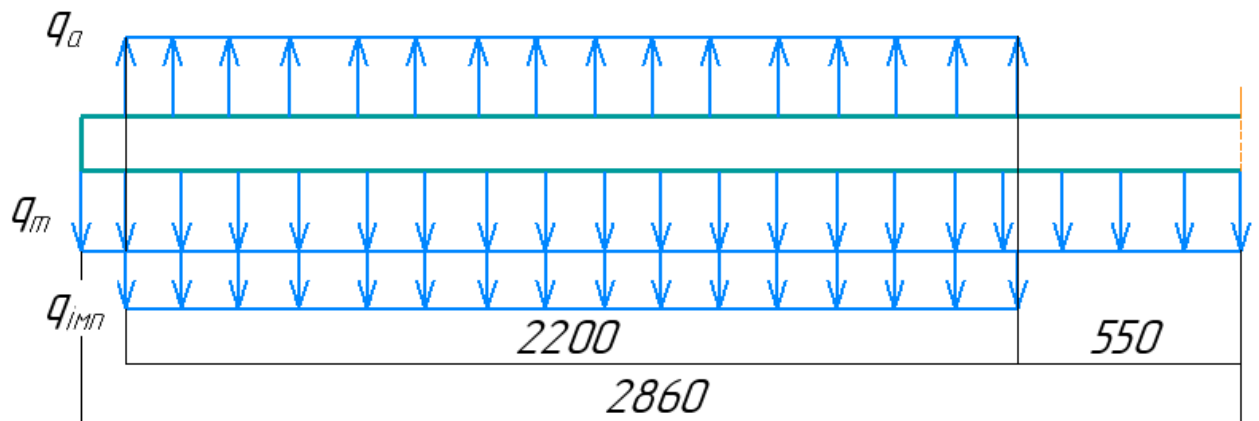


Рис.7.1.2. Розрахункова схема навантаження крила у режимі ВЗП

Для подальшого розрахунку навантажень визначимо результуюче значення погонного навантаження. Також врахуємо, що максимальне експлуатаційне навантаження складає $n_{max}^3 = 1.75$, а коефіцієнт безпеки $f=1.5$. Для розрахунку крутного моменту необхідно знати положення центру жорсткості. Відповідно до [12] центр прикладення масових сил розташований на $\dot{x}_m = 0,45$ хорди, а центр жорсткості знаходиться на $\dot{x}_ж = 0,3$ хорди. Відповідно до результатів розрахунку, центр тиску розташований на $\dot{x}_д = 0,38$.

Розрахуємо навантаження в 11 точках вздовж розмаху крила з кроком 0.286м, початок системи координат розташуємо на закінцівці крила, результати розрахунку зведемо до таблиці 7.1.1. Епюри зовнішніх навантажень зображено на рис.7.1.3.

Таблиця 7.1.1

Навантаження на режимі ВЗП

| № перерізу | z_i , м | $q_{сумарне}$, кгс/м | Q , кгс | $M_{згин.}$, кгс·м | $M_{кр.}$, кгс·м |
|------------|-----------|-----------------------|-----------|---------------------|-------------------|
| 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 0.286 | 177 | 76,6 | 6,0 | -1,82 |
| 3 | 0.554 | 177 | 209,4 | 43,3 | -5,04 |
| 4 | 0.840 | 177 | 342,2 | 119,8 | -8,26 |
| 5 | 1.126 | 177 | 475,0 | 234,4 | -11,49 |
| 6 | 1.412 | 177 | 607,8 | 386,9 | -14,71 |
| 7 | 1.698 | 177 | 740,6 | 577,5 | -17,93 |
| 8 | 1.984 | 177 | 823,4 | 806,1 | -21,15 |
| 9 | 2.270 | 177 | 1006,2 | 1072,6 | -24,37 |
| 10 | 2.556 | -45.9 | 993,3 | 1361 | -26,14 |
| 11 | 2.860 | -45.9 | 980,4 | 1665 | -28,11 |

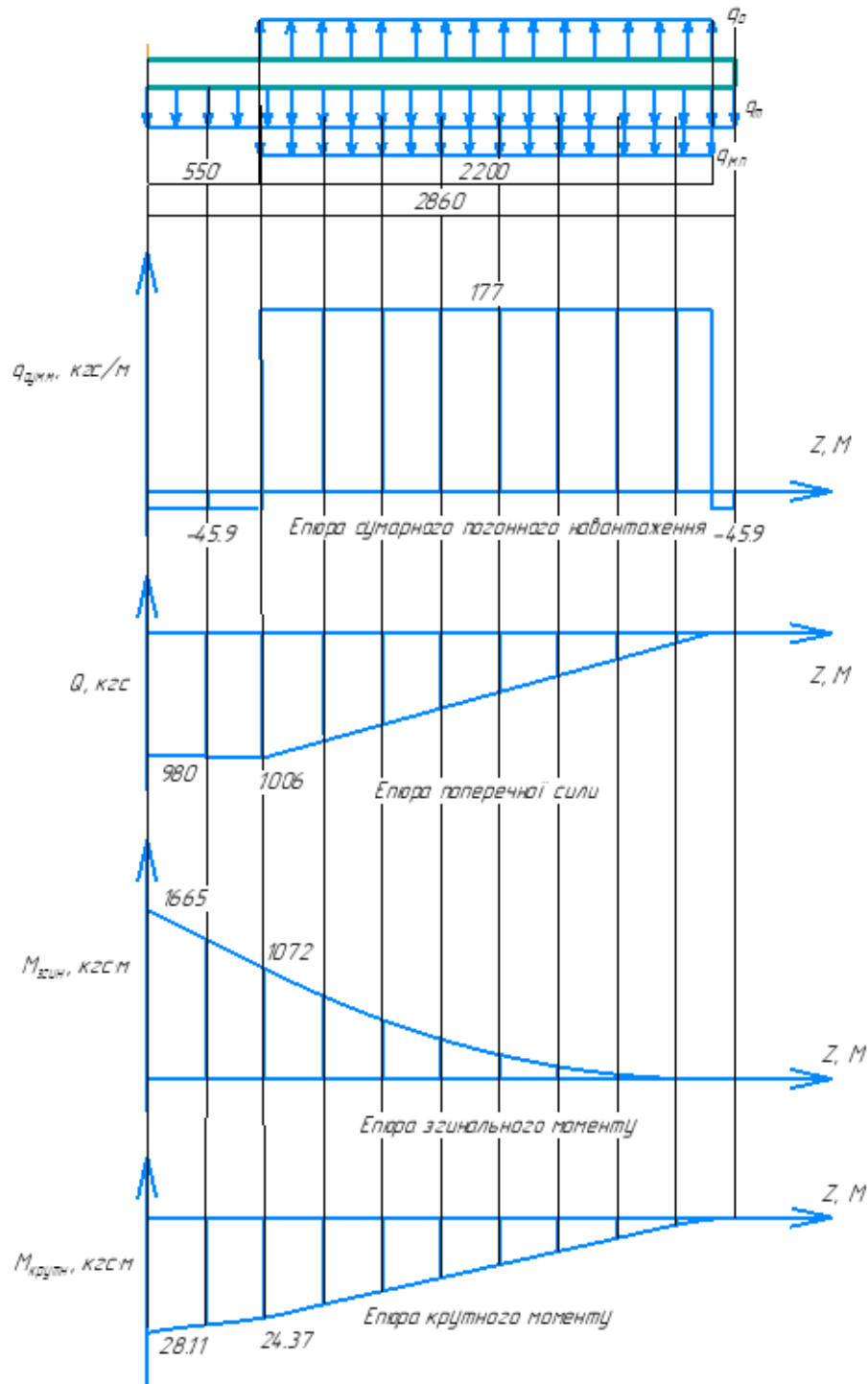


Рис. 7.1.3. Епюри зовнішніх навантажень у режимі ВЗП

7.2. Навантаження у режимі горизонтального польоту

При розрахунку навантажень у горизонтальному польоті будемо проводити розрахунок відповідно до АП-23[13], оскільки за усіма параметрами ЛА, крило до якого проектується, підпадає саме під категорію легких літаків нормальної категорії. Максимальне експлуатаційне маневрове перевантаження відповідно до АП-23 знаходиться як:

$$n_{\text{max}}^{\text{э}} = 2.1 + \frac{10890}{G + 4540}$$

де G – максимальна розрахункова злітна вага ЛА у кгс. Враховуючи, що відповідно до ТЗ, $G = 500$ кгс, отримуємо значення максимального експлуатаційного маневрового перевантаження $n_{max}^3 = 4.26$. Але враховуючи рекомендації АП, відповідно до яких не варто брати значення $n_{max}^3 > 3.8$, приймаємо до подальшого розрахунку $n_{max}^3 = 3.8$.

Проведемо експорт результатів розрахунку Ansys на крейсерському режимі польоту для отримання розподілу тиску по розмаху крила (рис.7.2.1.)

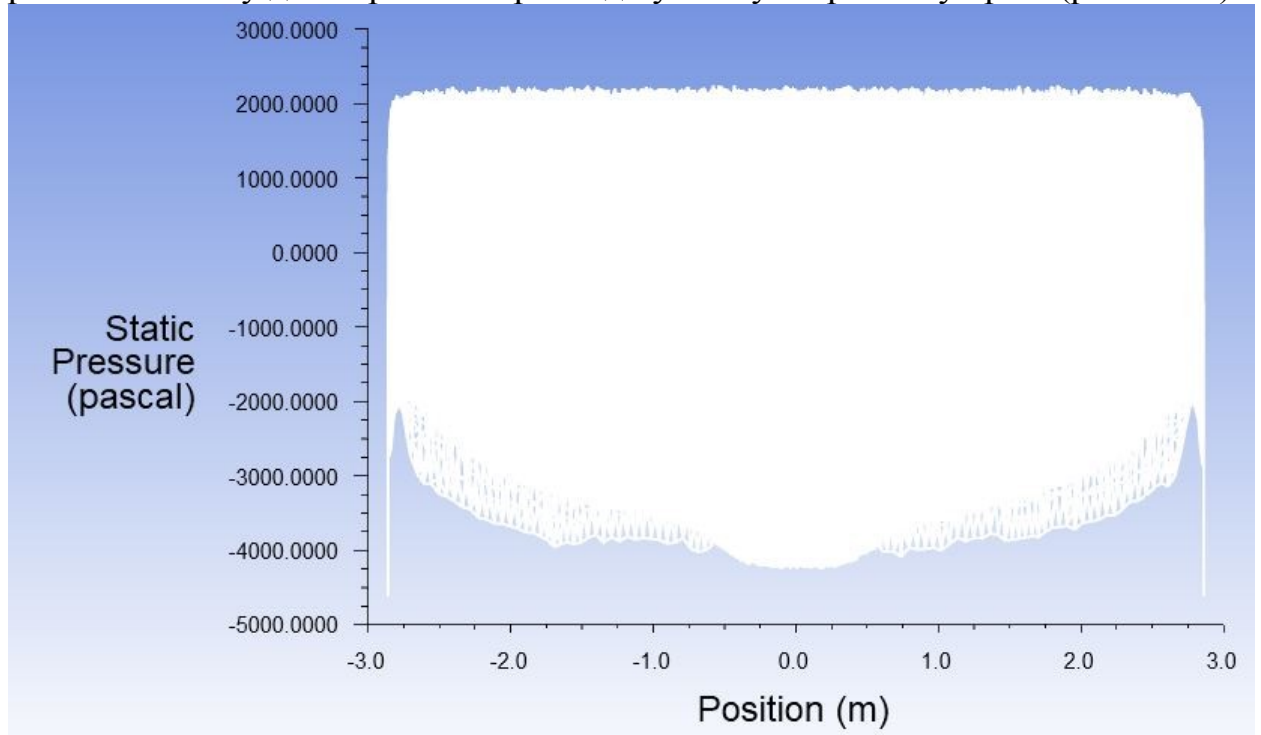


Рис. 7.2.1. Розподіл тиску вздовж розмаху крила на крейсерському режимі польоту

Знаючи розподіл тиску, отримаємо розподіл сил тиску вздовж розмаху крила. Побудуємо розрахункову схему навантаження крила (рис.7.2.2). Як вже було вказано вище, центр прикладення масових сил розташований на $x_m = 0,45$ хорди, а центр жорсткості знаходиться на $x_x = 0,3$ хорди. Відповідно до результатів розрахунку Ansys, центр тиску розташований на $x_s = 0,42$.

Результати розрахунків наведено у таблиці 7.2.1. Епюри зовнішніх навантажень зображено на рис.7.2.3.

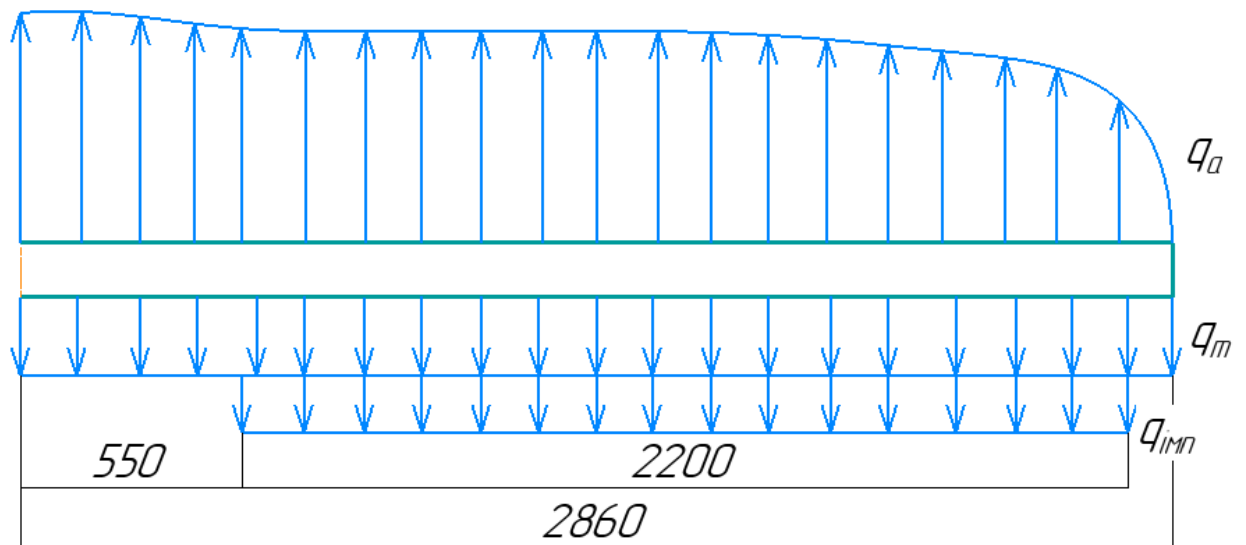


Рис. 7.2.2. Розрахункова схема навантаження на крило у режимі горизонтального польоту

Таблиця 7.2.1

Навантаження на режимі горизонтального польоту

| № перерізу | Z_i , м | $q_{\text{сумарне}}$, кгс/м | Q , кгс | $M_{\text{згин.}}$, кгс·м | $M_{\text{кр.}}$, кгс·м |
|------------|-----------|------------------------------|-----------|----------------------------|--------------------------|
| 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 0.286 | 319.5 | 48.5 | 3.7 | -10.67 |
| 3 | 0.554 | 348.5 | 114.1 | 08 | -32.7 |
| 4 | 0.840 | 378 | 248 | 85.8 | -57.2 |
| 5 | 1.126 | 395 | 358 | 176 | -84.6 |
| 6 | 1.412 | 400 | 472 | 300 | -113.2 |
| 7 | 1.698 | 400 | 568 | 458 | -142.2 |
| 8 | 1.984 | 400 | 700 | 649 | -171 |
| 9 | 2.270 | 404 | 815 | 874 | -200 |
| 10 | 2.556 | 461 | 931 | 1124 | -235 |
| 11 | 2.860 | 469 | 1064 | 1427 | -276 |

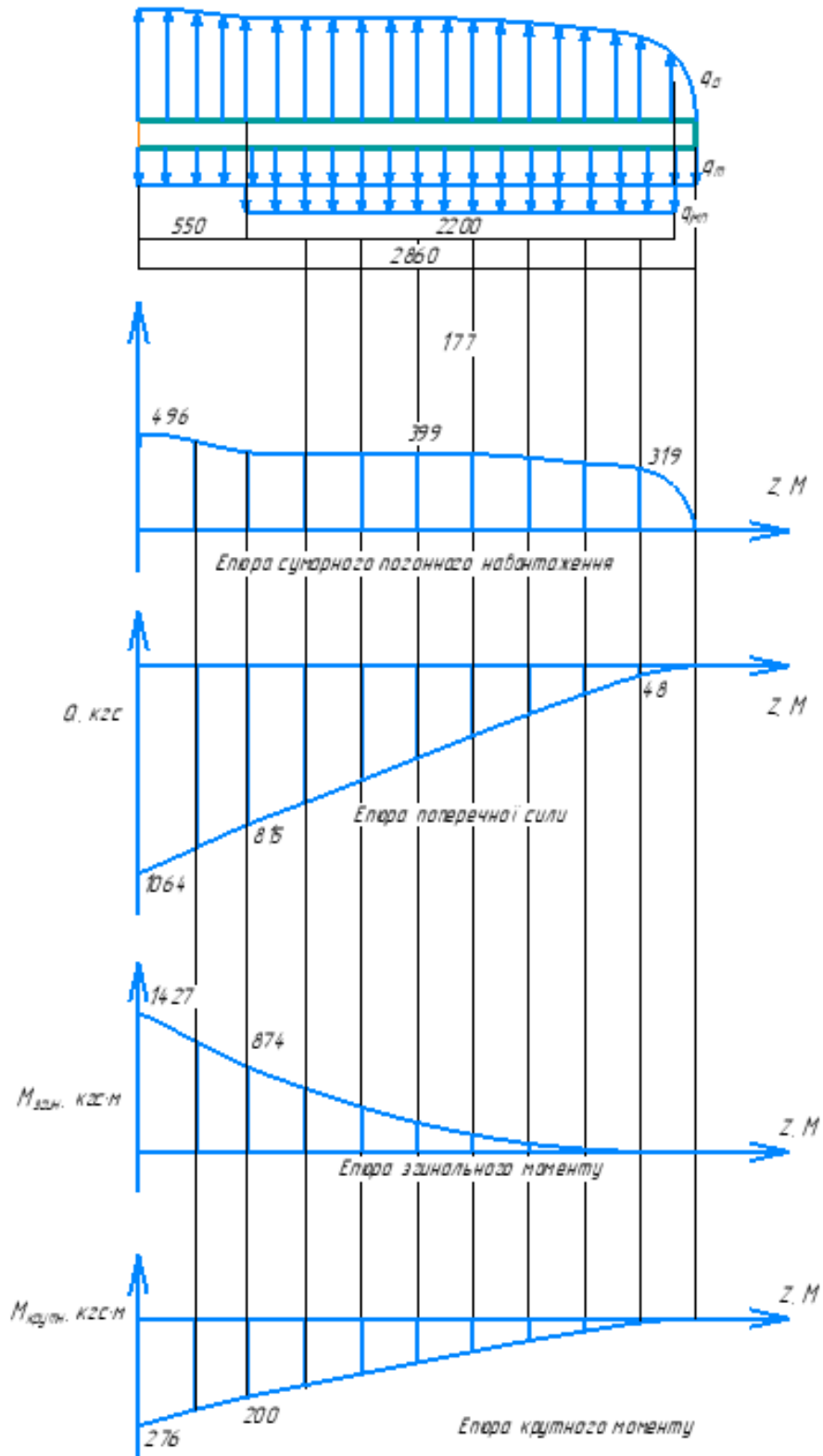


Рис.7.2.3. Еюри зовнішніх навантажень у горизонтальному польоті

Для отримання навантажень, що будуть використовуватися для подальшого проектувального розрахунку силового набору накладемо відповідні еюри горизонтального польоту (тонка пурпурна лінія) та режиму ВЗП (товста синя лінія), для отримання еюри максимальних навантажень (рис.7.2.7). Результат накладання зображено на рис.7.2.4-7.2.6.

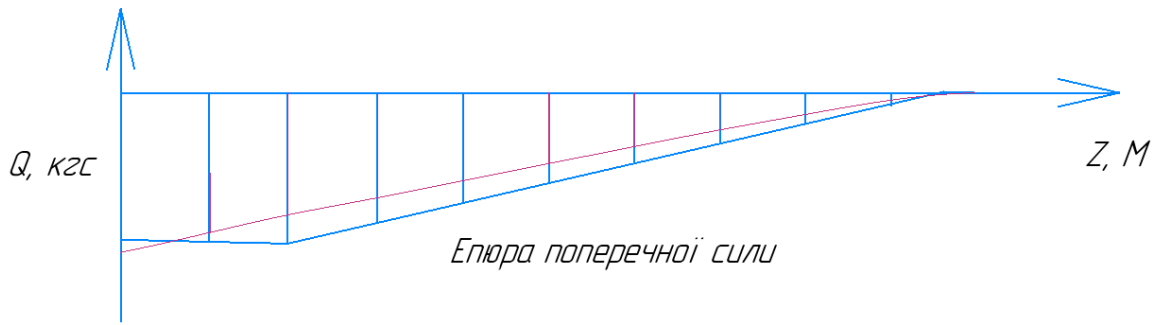


Рис.7.2.4. Еюра поперечної сили

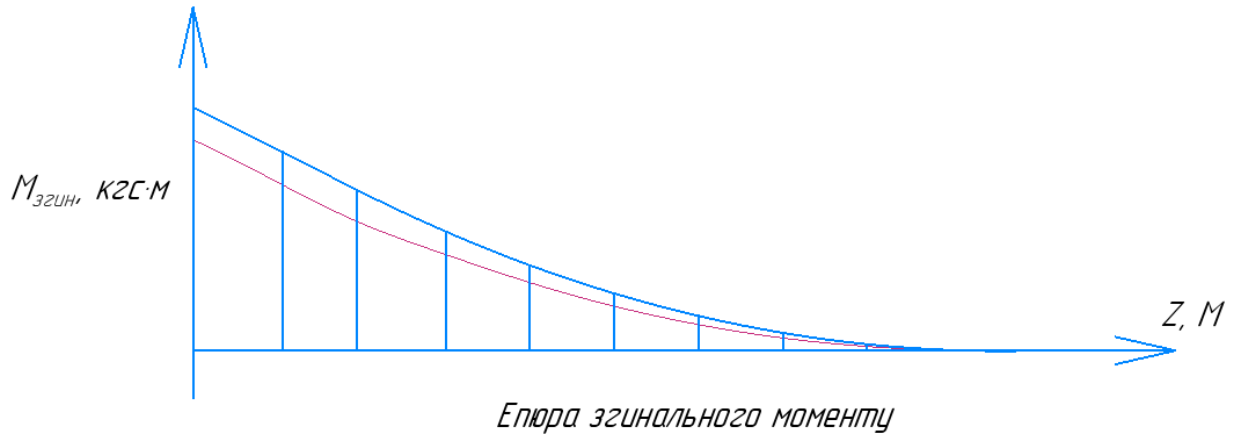


Рис.7.2.5. Еюра згинального моменту

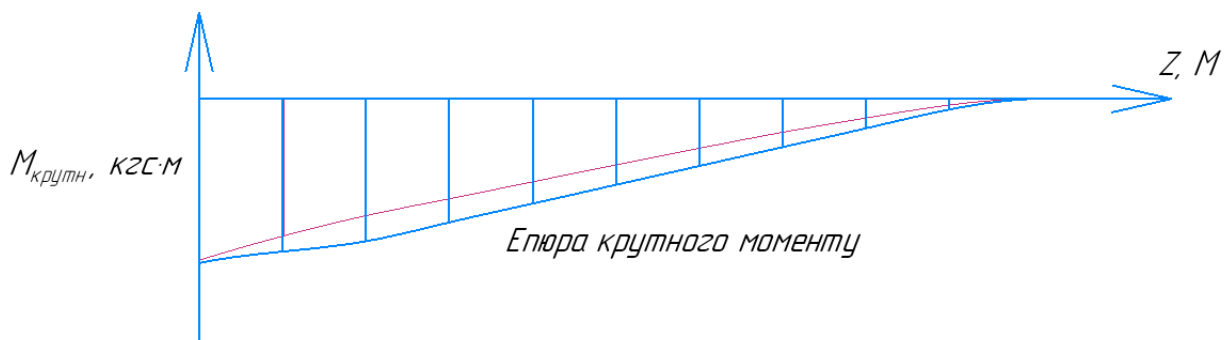


Рис.7.2.6. Еюра крутного моменту

Як можемо бачити з вищенаведених еюр, максимальні навантаження на крило відповідають режиму ВЗП у всіх випадків, крім невеликої кореневої частини крила, де навантаження від поперечної сили у горизонтальному польоті зовсім трохи більші від відповідного значення у режимі ВЗМ. Це пов'язано з тим, що підйомна сила у режимі ВЗП сконцентрована на ділянці всередині крила, у той час, коли у горизонтальному польоті вона розподілена вздовж крила із тенденцією зменшення ближче до закінцівок, що зменшує момент згину. Нижче наведено еюру максимальних навантажень.

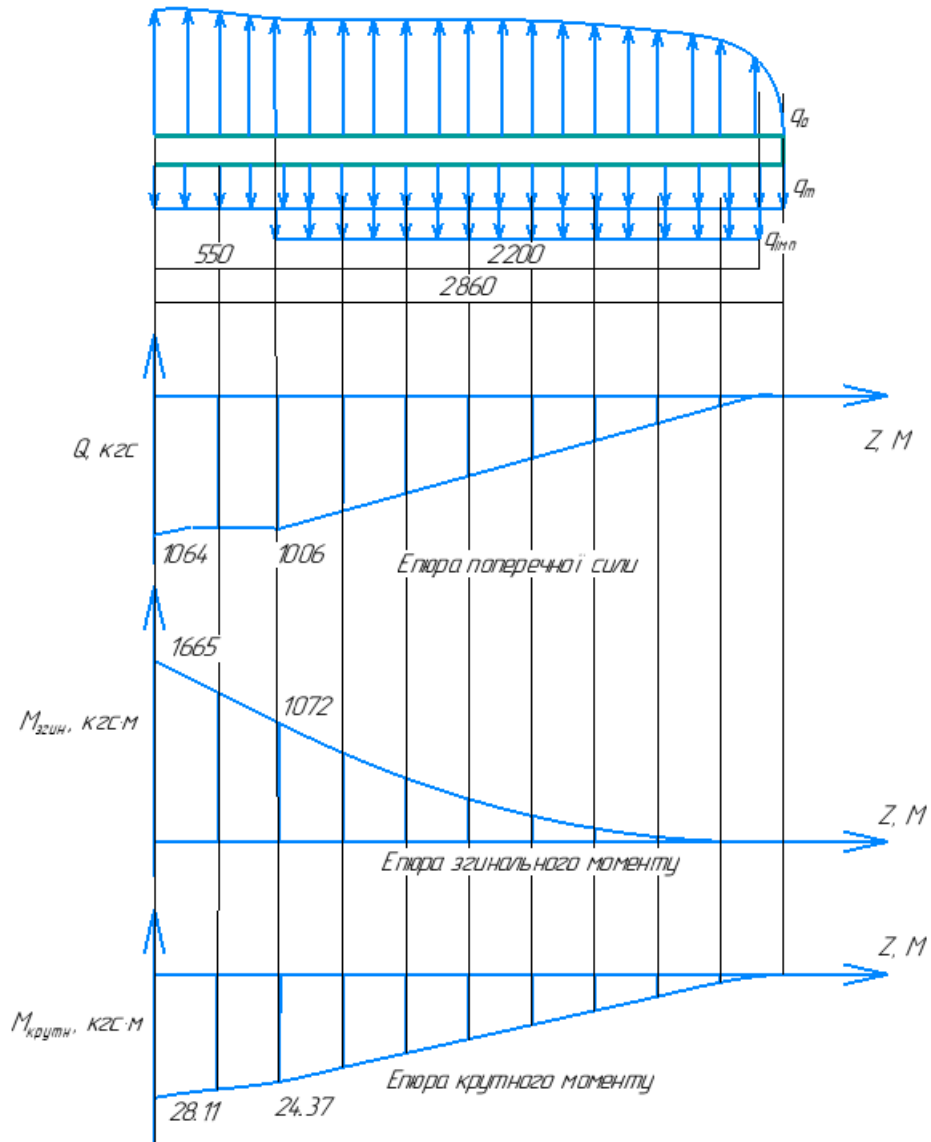


Рис.7.2.7. Епюра максимальних навантажень на крило

Висновки по розділу

В ході виконання розрахунків зовнішніх навантажень було визначено основні експлуатаційні перевантаження ЛА на кожному з режимів. Відповідно до отриманих перевантажень, інформації про аеродинамічні характеристики крила, що була отримана у розділі 6 та даних про масові навантаження на крило було проведено розрахунок зовнішніх навантажень на крило у режимі ВЗП та крейсерського польоту.

Для кожного з режимів було побудовано епюри силових факторів, а саме перерізуючої сили, моменту згину та кручення. Співставивши дані епюри була отримана епюра максимального значення силового фактору, що діє на кожную точку вздовж розмаху крила.

8. ТЕХНОЛОГІЯ ВИРОБНИЦТВА СЕКЦІЇ ЗАКРИЛКА

Розглянемо технологію виробництва секції закрилка для спроектованого крила. Секція закрилку невеликих розмірів, простої форми у плані. З метою зниження маси конструкції, застосуємо композиційні матеріали для виготовлення закрилку. Для виготовлення секції закрилку застосуємо метод вакуумної інфузії. Суть методу полягає у тому, що просочене смолою волокно притискається до матриці за допомогою герметичної оболонки. Відбувається це через відсос повітря між волокном та оболонкою та створенням вакууму. В результаті даної операції зв'язуюче рівномірно розподіляється по волокну, а саме волокно щільно прилягає до матриці.

Технологічний пакет, що використовується для виробництва, та його шари зображені на рис.8.1.

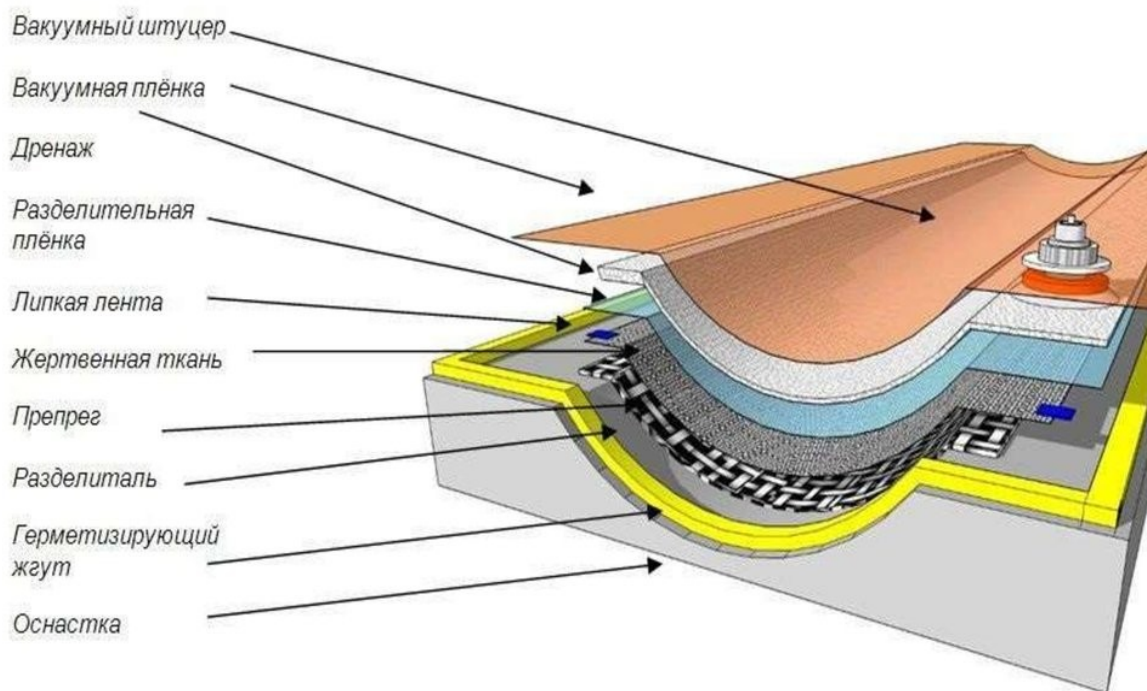


Рис.8.1.Технологічний пакет для вакуумної інфузії.

Послідовність виконання технологічних операцій для формування закрилку наступна:

1. На матрицях відповідно до технології вакуумної інфузії формуємо верхню та нижню панелі закрилку. Кожна з панелей складається з 4 шарів скловолокна, що розташовуються по чергово під 45 градусів одне відносно одного та стрічок препрегу з вуглеволокна, що розташовані вздовж розмаху секції..
2. Після отримання панелей у складальному пристосуванні відбувається встановлення силового набору, що складається з

рамних нервюр, стрингерів та лонжерону. Силві елементи вклеюються на епоксидній смолі.

3. Проводиться виконання вирізу у панелях під кронштейни навіски та качалки для тяг. Після виконання вирізи та отвори промазуються смолою.
4. Встановлення кронштейнів, що попередньо покриті ґрунтовкою у місці контакту з композитом.
5. Складання верхньої та нижньої половини закрилки та склеювання.
6. Нанесення захисного покриття для ізоляції композиту від оточуючого середовища.

Матриця для формування верхньої панелі закрилки зображена на рис. 8.2.

Рис.8.2. Модель матриці для вакувної інфузії

Висновки по розділу

В даному розділі було опрацьовано узагальнену технологію виробництва секції закрилки для спроектованого крила. Для виробництва було обрано метод вакувної інфузії, оскільки він є досить простим, при цьому дозволяє отримати якісну поверхню та рівномірний розподіл зв'язуючого. Також було пропрацьовано загальні етапи виробництва закрилки та змодельовано матрицю для формування верхньої панелі закрилки методом вакувної інфузії.

ВИСНОВКИ

В процесі виконання дипломного проекту було проведено аеродинамічне проектування крила з інтегрованою силовою установкою.

Аналіз існуючих проектів конвертопланів, що наведено у розділі 1 показав, що даний тип ЛА вирізняється різноманітністю компонувань, що застосовуються. Кожний з представлених аналогів конвертопланів побудований за своєю унікальною схемою, що має як переваги так і недоліки. Результатом аналізу даних ЛА стала порівняльна характеристики переваг та недоліків компонування крила та СУ для конвертоплану, а такої формулювання вимог безпеки, надійності до ЛА даного типу та вимог до аеродинаміки, конструкції та експлуатаційної технологічності.

Перед початком проектування було проведено вивчення наукових джерел та публікацій, тематика яких пов'язана з темою даного дипломного проекту та також сформовано остаточні вимоги до компонування крила і, базуючись на цих вимогах, обгруновано доцільність використання крила з інтегрованою СУ.

Проектування планувалося проводити з використанням засобів комп'ютерного моделювання, а саме програми XFRLR5 та пакету Ansys, що дозволяє проводити моделювання обтікання тіла потоком рідини або газу методами скінченно-елементного моделювання. Для подальшого використання даного програмного забезпечення було проведено верифікацію даних методів розрахунку, шляхом порівняння результатів аеродинамічних продувок у аеродинамічній трубі та результатів моделювання. Також було проведено натурний експеримент та порівняно експериментальні дані з даними комп'ютерного моделювання

Проектування було розпочато з визначення основних режимів польоту ЛА та визначення геометрії крила у першому наближенні, після чого було проведено підбір аеродинамічного профілю та уточнено геометрію крила. На основі отриманих даних було створено просторову модель поверхні крила та проведено перевірочний розрахунок для отримання кінцевих аеродинамічних характеристик крила та перевірки їх відповідності ТЗ та вимогам, що були сформульовані у дипломному проекті.

За результатами аеродинамічного розрахунку було отримано розподіл зовнішніх навантажень на крило. За отриманим розподілом було побудовано епюри зовнішніх навантажень

Підсумовуючи результати, що були отримані в ході виконання дипломного проекту, можна зробити висновок, що спроектоване крило є досить вдалим з точки зору аеродинаміки і воно цілком відповідає вимогам, що висувалися.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Чумак Я.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. - М.: Патриот, 1991. — 238 с. — ISBN 5-7030-0224-9.
2. РДК-43. Руководство для конструкторов авиационных КБ, том 1, Аэродинамика. Гидромеханика. Прочность.. Изд-во Бюро новой техники НКАП, 1053стр. 1943г.
3. Snorri Gudmundsson. General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures. Butterworth-Heinemann, 2013.- ISBN: 978-0-1239-7329-0
4. Prandtl, Ludwig und Albert Betz, Hrsg. 2009. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen - III. Lieferung, 2009, ISBN 978-3-941875-41-8, ISSN 1863-1088[Nachdr.der Ausg.Munchen, Berlin, Oldenbourg, 1927]
5. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла.- М.: ФИЗМАЛИТ, 2011. – 404с. – ISBN 978-5-9221-1343-4
6. Губский Виталий Валентинович. Интерференция воздушных винтов с элементами планера и механизацией крыла легкого транспортного самолета на режимах взлета и посадки: диссертация кандидата Технические наук: 05.07.01 / Губский Виталий Валентинович;[Место защиты: ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского], 2017
7. Анализ схем конвертопланов[Текст]/ А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, В. А. Урбанович, Л. Ю. Буйвал// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 73, 2016 - Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»
8. Авиационная мобильность и авиационные технологии[Презентація]/ Асоціація «Технологічна платформа» //Іноваційний центр Сколково.
9. ANSYS Fluent theory guide. Release 17.1. ANSYS, Inc. April 2016., www.ansys.com
10. База даних аеродинамічних профілів[Електронний ресурс] – <http://www.airfoiltools.com/>
11. Характеристики імпеллера 120мм[Електронний ресурс] - <https://www.turbines-rc.com/en/jp-hobby/1620-edf-ducted-fan-jp-hobby-120mm-12s-motor-760kv.html>

12. Методические указания к выполнению курсового проекта по дисциплине "Конструкция летательных аппаратов" для студентов специальности 6.100101 квалификации «Бакалавр» кафедры приборов и систем управления летательными аппаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПИ», 2010. – 67 с.

Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов.