

Національний Технічний Інститут України
“Київський Політехнічний Інститут ім. Ігоря Сікорського”
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Допущено до захисту

Виконуючий обов'язки завідуючого
кафедри

_____ О.М.БОНДАРЕНКО
(підпис) (ініціали, прізвище)

" ____ " _____ 2023 року

ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ
на отримання ступеня бакалавра

В рамках освітньої програми "Літаки і вертольоти"
спеціальності 134 "Авіаційна та ракетно-космічна техніка"

на тему: _____
”Легкий багатоцільовий літак. Загальне проектування
літака, аеродинамічний розрахунок”_____

Виконав: студент 4 курсу, група АЛ-91
(номер групи)

_____ **Тітов Генріх Володимирович** _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

керівник асистент, Поваров Сергій Анатолійович
(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент _____
(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

Я підтверджую що цей
дипломний проєкт не
містить запозичень з робіт
інших авторів без належних
посилань

Студент _____
(підпис)

Київ 2023

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

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)
Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

« ____ » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Тітову Генріху Володимировичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1 Тема проєкту «**Легкий багатоцільовий літак. Загальне проектування літака, аеродинамічний розрахунок**», керівник проєкту Поваров Сергій Анатолійович, асистент, затверджені наказом по університету від 31.05.2023р. №2085-с

2 Термін подання студентом проєкту 6 червня 2023 р.

3 Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Максимальне корисне навантаження $m_{кор} = 1000$ кг

3.2 Крейсерська швидкість польоту $V_{кр} = 340$ км/год

3.3 Крейсерська висота польоту $H_{кр} = 5000$ м

3.4 Максимальна дальність польоту $L_{max} = 700$ км

4 Зміст пояснювальної записки: _____

4.1 Визначення технічних вимог до літака

4.2 Огляд аналогів

4.3 Вибір схеми літака

4.4 Визначення основних геометричних параметрів в першому наближенні

4.5 Створення моделі загального виду літака

4.6 Визначення основних аеродинамічних характеристик

4.7 Аеродинамічна оптимізація

4.8 Визначення льотно-технічних характеристик

5 Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Структурна схема проекту

5.2 Формування загальної схеми літака

5.3. Аеродинамічне проектування

5.4 Результати розрахунків

6 Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7 Дата видачі завдання: 19 лютого 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
<i>1</i>	<i>Підбір та аналіз літератури та програмного забезпечення.</i>	<i>до 15.03.2023 р.</i>	
<i>2</i>	<i>Огляд та аналіз аналогів. Вибір аеродинамічної схеми літака.</i>	<i>до 25.03.2023 р.</i>	
<i>3</i>	<i>Створення ескізу та моделі загального виду</i>	<i>до 10.04.2023 р.</i>	
<i>4</i>	<i>Визначення аеродинамічних характеристик літака в крейсерській конфігурації.</i>	<i>до 20.04.2023 р.</i>	
<i>5</i>	<i>Проектування механізації</i>	<i>до 5.05.2023 р.</i>	
<i>6</i>	<i>Аеродинамічна оптимізація</i>	<i>до 15.05.2023 р.</i>	
<i>7</i>	<i>Визначення льотно-технічних характеристик</i>	<i>до 24.05.2023 р.</i>	
<i>8</i>	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 27.05.2023 р.</i>	
<i>9</i>	<i>Перевірка оформленого дипломного проекту керівником та надання ним відгуку</i>	<i>до 01.06.2023 р.</i>	
<i>10</i>	<i>Подання дипломного проекту на рецензування</i>	<i>до 09.06.2023 р.</i>	
<i>11</i>	<i>Перевірка ПЗ до дипломного проекту на академічну доброчесність (плагіат)</i>	<i>до 07.06.2023 р.</i>	
<i>12</i>	<i>Захист дипломного проекту</i>	<i>з 20.06.2023 р. по 21.06.2023 р</i>	

Студент _____

Генріх ТІТОВ

Керівник _____

Сергій ПОВАРОВ

Анотація

Метою роботи «Легкий багатоцільовий літак. Загальне проектування літака, аеродинамічний розрахунок» є загальне і аеродинамічне проектування легкого літака короткого зльоту і посадки.

У дипломному проекті представлені результати визначення основних параметрів літака, проектування його 3д-моделі загального виду, а також результати аеродинамічних розрахунків.

В процесі виконання роботи використано програмне забезпечення: Autocad для 2D-проектування, побудови схем, Creo Parametric і FEMAP для 3D-проектування і підготовки аеродинамічних моделей, EXCEL та Mathcad - для здійснення розрахунків та побудови графіків, PANSYM, APAME і ANSYS для аеродинамічних розрахунків.

Дипломний проєкт складається з 89 сторінок, 65 рисунків, 6 таблиць, 11 бібліографічних джерел.

Ключові слова: літак, мала авіація, місцеві авіалінії, STOL, аеродинаміка

Abstract

The goal of the work "Light multipurpose aircraft. General design of the aircraft and aerodynamical evaluation" is the preliminary and aerodynamic design of a short take-off and landing light aircraft.

The diploma project presents the results of the design of the main parameters of the aircraft, the design of its 3D model, as well as the results of aerodynamic evaluation.

In this work the following software was used: Autocad for 2D design, schemes, Creo Parametric and FEMAP for 3D design and preparation of aerodynamic models, EXCEL and Mathcad - for calculations and graphs, PANSYM, APAME and ANSYS for aerodynamic calculations.

The project is composed of 89 pages, 65 drawings, 6 tables, 11 bibliographic columns.

Key words: light aircraft, small aircraft, short-range airlines, STOL, aerodynamics

ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНИХ ВИМОГ ДО ЛІТАКА...15	
РОЗДІЛ 2. ОГЛЯД АНАЛОГІВ.....	17
РОЗДІЛ 3. ВИБІР СХЕМИ ЛІТАКА.....	22
3.1 Вибір аеродинамічної схеми літака.....	22
3.2 Вибір схеми оперення.....	27
РОЗДІЛ 4. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ.....	30
4.1 Визначення максимальної злітної маси.....	30
4.2 Визначення параметрів крила.....	30
4.3 Визначення параметрів оперення.....	31
РОЗДІЛ 5. СТВОРЕННЯ МОДЕЛІ ЗАГАЛЬНОГО ВИДУ ЛІТАКА.....	36
РОЗДІЛ 6. ПОЧАТКОВЕ АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКА.....	45
6.1 Підбір програмного забезпечення для аеродинамічного моделювання.....	45
6.2. Визначення аеродинамічних характеристик проекту літака.....	50
РОЗДІЛ 7. АЕРОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ.....	57
Розділ 8. ВИЗНАЧЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	80
ВИСНОВОК.....	85
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	86

ВСТУП

Літаки короткого зльоту-посадки (КВП, STOL – Short Take-Off and Landing) – клас літаків, які пристосовані для зльоту і посадки з коротких смуг чи площадок.

Історично всі літаки на ранніх етапах розвитку авіації мали малі дистанції пробігу/розбігу через малі навантаження на крило, нерозвинену інфраструктуру (малі розміри аеродромів). З розвитком авіації, будівництвом ґрунтових і асфальтованих аеродромів, з'явилися можливості для створення літаків з більшою масою, більшим навантаженням на крило та більшими дистанціями розбігу/пробігу. З'явилася потреба у терміні, який описує літаки, спеціально обладнані для роботи з невеликих аеродромів, непідготовлених площадок, розроблені для якомога менших дистанцій для зльоту/посадки.

Термін STOL/КВП не має чіткого загальновизнаного визначення – в різних джерелах STOL–літаком вважається літак, що

- Може перелетіти перешкоду висотою 15 м на відстані в 450 м від точки початку розгону для зльоту або точки закінчення розбігу при посадці (НАТО)

- Літальний апарат важче за повітря, що не обладнаний для вертикального зльоту і посадки, але здатний злітати і приземлятися на площадки, набагато менші, ніж ті, що зазвичай використовуються літаками порівняних розмірів

Проте можна виділити деякі риси літаків цієї категорії:

- Мале навантаження на крило
- Розвинута механізація крила та інші спеціальні пристрої для збільшення підйомної сили (наприклад, вихорегенератори)
- Зміцнене шасі з шинами збільшеного діаметру

- Високе відношення тяги до маси
- Потужні гальма та/або пристрої реверсу тяги

Для літаків короткого зльоту і посадки (КВП/STOL) важливе забезпечення високих злітно-посадкових якостей.

Для зменшення дистанції зльоту потрібно

- 1) Зменшення зльотної швидкості
- 2) Зменшення часу розгону до цієї швидкості

Перше досягається за рахунок використання розвиненої механізації крила, малого навантаження на крило, профілів крила з великими значеннями коефіцієнту підйомної сили. В якості допоміжних засобів збільшення підйомної сили використовуються вихорегенератори.

Зменшення часу розбігу досягається шляхом збільшення потужності двигуна та швидкості зміни режимів двигуна (прийомистості). Також цьому допомагає зменшення аеродинамічного опору літака, правильне компонування шасі для спрощення зльоту, високі керуючі зусилля по тангажу.

Для зменшення дистанції пробігу при посадці застосовуються гальма, пристрої реверсу, пристрої для збільшення аеродинамічного опору (аеродинамічні гальма і спойлери).

Ці літаки використовуються на місцевих авіалініях, для навчання пілотів, як персональний транспорт, для нерегулярних і регулярних комерційних перевезень, в т.ч. з посадкою на непідготовлені площадки, у пошуково-рятувальних операціях, авіахімроботах. Більшість літаків КВП є багатоцільовими і можуть бути обладнані для виконання кожної з вищезазначених задач.

Літаки КВП є багатоцільовими, оскільки їх оператори, особливо у віддалених регіонах, мають невелику кількість літаків, а задачі, які вони

виконують, не завжди є регулярними і постійними. Пасажиропотік і вантажопотік на місцевих авіалініях може бути нерегулярним, сильно залежати від економічних і природних умов. Літаки КЗП також можуть виконувати такі роботи, як пошуково-рятувальні і авіахімроботи, які не є регулярними протягом року (відповідно відбуваються неочікувано або лише в певний період року). Тому можливість використовувати один або малу кількість типів літаків для виконання багатьох типів робіт для операторів дуже важлива.

Для простоти переобладнання можуть використовуватись швидкоз'ємні сидіння або сидіння, що складаються, швидкоз'ємне обладнання. З одного боку такі рішення зменшують комфорт та додають додаткової ваги (наприклад, за наявності складеного обладнання або кріплень для обладнання, що в даний момент не використовується), але це зменшує витрати часу і вартість переобладнання літака в разі потреби, зменшує кількість необхідних типів/модифікацій літака. Це також дозволяє змінювати конфігурацію літака (наприклад пасажирський/вантажно-пасажирський/вантажний) в залежності від потреб ринку в певному виді транспортних послуг на даний момент, що допомагає найповніше використати транспортні можливості літака.

Важливими є не тільки польотні якості, але й можливість і зручність завантаження певних типових вантажів (палети, бочки), висока міцність конструкції, простота ремонту і обслуговування, причому заради цих якостей допустимо жертвувати польотними характеристиками.

Можливість зльоту і посадки з непередбачених площадок та невеликих аеродромів дозволяє використовувати такі літаки у віддалених регіонах. З іншого боку, наявність таких регіонів і відсутність в них інфраструктури для надійної роботи іншого транспорту створює потребу для використання літаків КЗП. Однак використання таких літаків має місце і на місцевих рейсах у регіонах з розвинутою інфраструктурою. Їх низька швидкість не є

серйозною проблемою, оскільки для польотів тривалістю 30-60 хв більшість витрат часу пов'язані зі зльотом, посадкою, реєстрацією, посадкою і висадкою пасажирів.

У більшості частин конструкції використовуються метали, композиційні матеріали використовуються переважно у несилкових елементах, таких як обтікачі, капоти. Обшивка може бути частково полотняною, виконаною з сучасних полімерних плівок.

Значна частина літаків КЗП засновані на конструкціях 1950-1960х років, виготовлені за відносно простими технологіями, що забезпечує малу вартість виготовлення, високу ремонтпридатність. Прогрес в цій галузі відбувається в основному завдяки використанню нових або модернізованих силових установок, вдосконаленню місцевої і загальної аеродинаміки (напр. завдяки використанню вихорегенераторів)

В Україні існує потреба в місцевих авіалініях.

Система місцевих авіаліній, запроваджена за часів СРСР, наразі не функціонує. Основними її проблемами є застаріння льотного парку (основну частину складають літаки АН-2, розроблені у 1947 році), висока вартість (в тому числі через дефіцит пального для АН-2), відсутність державної підтримки. Немає літака, який би зайняв нішу між малими літаками на 4-6 пасажирів та літаками місткістю 10+ пасажирів.

Створення літака для місцевих авіаліній, який буде мати високу економічність, дозволить зробити цей вид перевезень вигідним авіакомпаніям. Більшість аеродромів малої авіації перебувають у занепаді, і для експлуатації з них літаків, не обладнаних для короткого зльоту і посадки, потребують суттєвого ремонту і модернізації. STOL-літаки зможуть працювати з ґрунтових та/або невеликих бетонних аеродромів. Це дозволить зменшити витрати на інфраструктуру, оскільки дозволить використовувати існуючі площадки з мінімальним ремонтом та модернізацією.

Малий комерційний літак короткого зльоту і посадки може використовуватись також у пошуково-рятувальних операціях а також у військових цілях – як штабний, санітарний та легкий транспортний.

На даний момент жодне підприємство в Україні не виробляє такий літак. Україна виробляє тільки легкі та надлегкі літаки, які мають дуже малу масу корисного навантаження (напр. Аеропракт 22/32), та військово-транспортні літаки (Ан-178, Ан-132), які є занадто дорогими і місткими для місцевих авіаліній. Легкий літак короткого зльоту і посадки може стати проміжним етапом між цими класами літаків і створити нові можливості для комерційного використання.

Через пошкодження і руйнування інфраструктури внаслідок збройної агресії РФ вантажні і пасажирські перевезення в багатьох регіонах припинились. Літаки КХП можуть використовуватись для перевезення гуманітарних вантажів, озброєння і людей, пошуково-рятувальних операцій, в тому числі з використанням непідготовлених та пошкоджених площадок. При цьому вартість таких польотів буде нижчою, ніж при використанні гелікоптера, а швидкість літака буде вищою, ніж у гелікоптера.

STOL-літаки – поширена платформа для випробування перспективних силових установок, таких як водневі або електричні СУ. Відпрацювання таких технологій на легких літаках значно дешевше, ніж на великих комерційних літаках, а деякі особливості експлуатації STOL-літаків (ближні перельоти на місцевих авіалініях, не потребують довгих злітно-посадкових смуг) роблять недоліки альтернативних СУ не настільки критичними, як для інших типів літаків.

Електричні двигуни мають певні переваги між поршневими і турбогвинтовими двигунами, характерними для STOL літаків. Насамперед це висока швидкість виходу на режим. При цьому головний недолік електричної СУ з акумуляторами – мала тривалість польоту і велика тривалість зарядки –

не є настільки критичним для STOL-літаків, як для інших класів, через малу протяжність їх маршрутів і невелику частоту вильотів.

Водневі СУ поєднують переваги електричних СУ з більшою дальністю польоту і простотою заправки паливом. Заправка літака воднем потребує спеціальних установок, але займає набагато менше часу (10-40 хв) проти 1-6 годин, потрібних для зарядки електричного літака.

Слід зауважити, що використання перспективних СУ потребує створення інфраструктури для забезпечення їх функціонування (зарядні станції або заправочні станції для водневих СУ), що несе додаткові витрати. Але їх використання може мати позитивний економічний ефект, як в плані збільшення ефективності перевезень, так і завдяки відпрацюванню технологій для використання на інших літаках.

Метою дипломного проекту є створення легкого багатоцільового літака для перевезень пасажирів або вантажу та вибір потрібної силової установки для нього. Конкретно проектування літака розбите на декілька ключових пунктів та розподілено між чотирма студентами:

- Загальне проектування літака та аеродинамічний розрахунок
- Конструкція планера та загальне компоновання
- Силова установка
- Шасі

Ціллю даного дипломного проекту є загальне проектування літака і його аеродинамічний розрахунок.

Загальне проектування включає наступні етапи:

- Визначення вимог
- Вибір схеми літака
- Підбір основних параметрів (маса, геометричні параметри)
- Проектування загального виду літака, створення моделі майстер-геометрії

Аеродинамічне проектування включає наступні етапи

- Підбір розрахункових методів і засобів
- Визначення аеродинамічних параметрів в першому

наближенні

- Аеродинамічне проектування крила літака
- Аеродинамічне проектування механізації
- Аеродинамічна оптимізація
- Отримання фінальних аеродинамічних та льотно-технічних

характеристик

Дані, отримані в даному дипломному проекті, надалі використовуються іншими учасниками для:

- Проектування конструкції крила і фюзеляжа
- Підбору силової установки і розрахунку моторної рами
- Проектування шасі

Розділ 1. Визначення технічних вимог до літака

Вибір технічних вимог залежить від завдання, яке має виконувати літак, доступного технічного рівня.

Літак може бути пілотованим однією людиною, при цьому друге місце в кабіні є пасажирським. Загальна кількість пасажирів – 8 – обрана в результаті огляду аналогів. Більшість аналогів мають 6 або 9-11 місць. Завдяки тому, що проєктований літак розрахований на меншу дальність, ніж аналоги, можливо зменшити масу палива і збільшити пасажировмісність. Завдяки збільшенню об'єму кабіни можна збільшити економічну ефективність літака.

Недоцільно встановлювати максимальну дальність польоту більше за 700 км. Маршрути з більшою дальністю між обласними центрами обслуговуються не-регіональними авіалініями. Швидкість і комфорт такого невеликого літака, який розглядається в даній роботі, не відповідають вимогам дальніх перельотів.

Очікується, що середня дальність польоту такого літака складатиме 200-300 км. Це можуть бути перельоти між обласними та районними центрами, зокрема обласними центрами, які не обслуговуються великими авіакомпаніями. На маршрутах між сусідніми обласними центрами такий літак зможе конкурувати з перевезеннями великими авіакомпаніями через меншу тривалість реєстрації і посадки на регіональні перельоти.

Збільшення тривалості польоту призведе до збільшення маси, але не принесе суттєвих переваг, оскільки на цих дальностях літак конкуруватиме з більш швидкісними літаками інших класів.

Злітна швидкість вибрана типовою для даного класу. Маса корисного навантаження в таблиці включає пасажирів і не включає паливо.

Маса корисного навантаження, кг	820
Кількість пасажирів, чол	8
Екіпаж, чол	1
Злітна швидкість, км/год	120
Крейсерська швидкість, км/год	340
Максимальна швидкість, км/год	370
Висота польоту макс, м	5000
Дальність польоту, км	700
Дистанція розбігу при зльоті, м	До 400
Дистанція пробігу при посадці, м	До 400

Розділ 2. Огляд аналогів

Розглянуто літаки з близькими характеристиками і умовами використання (ближні маршрути, в т.ч. з ґрунтових і непідготовлених площадок).

De Havilland Canada DHC-2 Beaver[10] [7]– канадський літак короткого зльоту і посадки / bush plane, створений у 1947 р. Виконаний за класичною схемою. Схема колісного варіанта шасі – з хвостовою стійкою, що найкраще підходить для посадок на непідготовлені площадки. Пасажи́рська/вантажна кабіна має широкі двері в лівій частині. Конструкція цілнометалева, фюзеляж напівмонококовий.

В основному використовувався для вантажопасажи́рських перевезень, авіахімічних робіт, в експедиціях, пошуково-рятувальних операціях, а також у ВПС різних країн як легкий універсальний транспорт. Понад 1 600 літаків було побудовано до закінчення виробництва у 1967 р., і навіть в даний час попит на ці літаки досить високий. Справедливо вважається одним з найбільш вдалих в світі літаків для експлуатації на неосвоєних територіях.

DHC-2 Beaver зазвичай оснащався одним радіальним двигуном Pratt & Whitney R-985 Wasp Junior потужністю 450 к.с., однак поступово впроваджувалися варіанти з більш потужними двигунами.

Поширені як варіанти з колісним шасі, так і з поплавковим.

На базі DHC2 створено сімейство літаків, таких як DHC-3 Otter і двохмоторний Twin Otter. Ці літаки досі використовуються, хоч їх виробництво завершилося у 1967 р. На ринку доступна велика кількість афтермаркет-модифікацій, зокрема встановлення турбогвинтового двигуна, наприклад РТ6.

Випробовувалися варіанти Beaver з електричним двигуном, з живленням від акумуляторів або водневих елементів.

Характеристики (DHC-2 Beaver)

Маса корисного навантаження, кг	923
Кількість пасажирів, чол	6
Екіпаж, чол	1
Швидкість звалювання, км/год	108
Крейсерська швидкість, км/год	230
Максимальна швидкість, км/год	255
Висота польоту макс, м	4586
Дальність польоту з резервом 30 хв, км	1173
Максимальна злітна маса, кг	2313 кг

Turbo Beaver – варіант DHC-2 Beaver з турбогвинтовими двигунами різних типів. Нині виробляється Viking Air шляхом переобладнання літаків з поршнеvim двигуном.

Маса корисного навантаження, кг	1200
Кількість пасажирів, чол	9
Екіпаж, чол	2
Швидкість звалювання, км/год	108
Крейсерська швидкість, км/год	272
Максимальна швидкість, км/год	306
Висота польоту макс, м	4586
Дальність польоту, км	2100
Максимальна злітна маса, кг	2400 кг

Cessna Skymaster - американський двомоторний літак багатоцільового призначення, розроблений та виготовлений спільно компаніями "Cessna" та "Reims Aviation" і побудований у конфігурації "push-pull"[7].

Літак виконано по нормальній двохбалочній схемі.

На літаку Cessna 337D Skymaster встановлені два шестициліндрові поршневі двигуни Continental IO-360-C інжекторного типу впорскування палива та з повітряним охолодженням. Кожен з них має по 210 к.с. або 160 кВт потужності. Його двигуни встановлені в носовій і задній частинах фюзеляжу та працюють в різних конфігураціях, один в штовхаючій, другий - тягнучій.

Встановлення двигунів спереду та ззаду фюзеляжа дозволяє зменшити опір порівняно з компоновкою з двигунами на крилі. Недоліком такої схеми є можливі проблеми з охолодженням заднього двигуна, оскільки він отримує менше повітря.

Маса корисного навантаження, кг	792
Кількість пасажирів, чол	5
Екіпаж, чол	1
Швидкість звалювання, км/год	111
Крейсерська швидкість, км/год	232
Максимальна швидкість, км/год	320
Висота польоту макс, м	4586
Дальність польоту, км	1553
Максимальна злітна маса, кг	1996 кг

Cessna Caravan – одномоторний багатоцільовий літак, створений у 1982 р. Використовується для пасажирських і вантажних перевезень, тренування, гуманітарних місій.[7] Виконаний за нормальною аеродинамічною схемою, високоплан з підкосним крилом, оперення класичне, шасі з носовою стійкою.



Рис. 2.1 Cessna Caravan

В різних варіантах перевозить 9-13 пасажирів. Оснащується турбогвинтовим двигуном РТ6. Випробовувався електрично-акумуляторний варіант. Шасі колісне з носовою стійкою або поплавкове.

Маса корисного навантаження, кг	1480
Кількість пасажирів, чол	9-13
Екіпаж, чол	1 або 2
Швидкість звалювання, км/год	113
Крейсерська швидкість, км/год	344
Висота польоту макс, м	7600
Дальність польоту, км	1982
Максимальна злітна маса, кг	3629

Розділ 3. Вибір схеми літака

3.1 Вибір аеродинамічної схеми літака

Абсолютна більшість літаків КВП мають класичну схему з тягнучим гвинтом/гвинтами в носовій частині або на передній крайці крила. До літаків КВП можна віднести деякі експериментальні літаки схем качка або тандем, але в комерційній експлуатації такі літаки не зустрічаються.

Штовхаючі гвинти в наземних літаках КВП класичної майже не використовуються через складність забезпечення зазору між гвинтом і землею на етапах зльоту і посадки на високих кутах атаки. Існують небагаточисленні варіанти літаків з штовхаючими гвинтами, розташованими на крилі або над фюзеляжем.



Рис. 3.1.1. DoubleEnder

DoubleEnder має 1 тягнучий і 1 штовхаючий гвинт в гондолі над фюзеляжем. Хвостова балка урізана, щоб забезпечити встановлення хвостового гвинта.

Деякі літаки КВП мають двохбалочну схему фюзеляжа, що дозволяє встановити штовхаючий гвинт без труднощів із забезпеченням кліренсу. Також двохбалочна схема використовується на легких і середніх літаках для забезпечення простішого завантаження вантажів шляхом використання рампи, яку проблематично виконати в літаках з класичним фюзеляжем такого ж розміру. При цьому двигуни встановлюються у носовій частині фюзеляжа, або на крилі, в тому числі у гондолах, які переходять у балки. Двохбалочна схема може використовуватись для двохмоторних літаків для зменшення міделя літака порівняно з класичною схемою з двигунами на крилі.



Рис.3.1.2 Cessna 337

Класична схема:

Переваги:

- Відносна простота компоновання
- Простіше забезпечити великий зазор між повітряним гвинтом і землею
- Задовільний огляд

- Відносна простота завантаження (можна обладнати літак рампою, великими люками)

Недоліки:

- Теоретично нижче максимальне значення аеродинамічної якості, ніж у інших схем, за рахунок того, що на більшості режимів польоту горизонтальний стабілізатор створює силу, направлену протилежно до підйомної.

Схема «качка»

Переваги:

- Можливість створення конструкції, стійкої до звалювання, якщо зрив потоку на передньому горизонтальному оперенні ставатиметься раніше, ніж на крилі (це можна забезпечити за допомогою більшої установки атаки оперення порівняно з крилом)
- Менша потрібна площа крила, ніж у класичної схеми
- Гарний огляд

Недоліки:

- Складність забезпечення високого зазору між гвинтом і землею, особливо у варіанті з штовхаючим гвинтом.
- Низький CL_{max} (до 2) порівняно з іншими схемами через труднощі з балансуванням пікіруючих моментів від механізації. Неможливо використати дуже розвинену механізацію. В той час як в літаків класичної схеми CL_{max} може досягати 3.3 од.
- Інтерференція потоку від ПГО з крилом зменшує підйомну силу внутрішніх ділянок крила
- Висока потрібна площа вертикального оперення

- Складність завантаження літака, проблематично обладнати літак рампою

Тандемна схема

Переваги:

- Можливість створення конструкції, стійкої до звалювання, якщо зрив потоку на передньому крилі ставатиметься раніше, ніж на задньому крилі (це можна забезпечити за допомогою більшого установки атаки переднього крила порівняно з заднім крилом)
 - Менша потрібна площа крила, ніж у класичної схеми
 - Менша маса конструкції крил через менші згинальні моменти в корені крила
 - Менші габарити літака
 - Широкий діапазон центрувань
 - Підвищена керованість по тангажу

Недоліки:

- Переднє крило обмежує огляд в деяких варіантах компоновки
 - Менша аеродинамічна якість, ніж у класичної схеми, зокрема, через збільшення інтенсивності аеродинамічної інтерференції між крилами і фюзеляжем
 - Збільшення навантажень на фюзеляж
 - Ускладнення встановлення і прибирання шасі (тандеми зачасту є високопланами, що не дозволяє встановити шасі на крило)

Схема «повздовжний триплан» являє собою варіант класичної або тандемної схеми і має три аеродинамічні поверхні – крило, передня поверхня (переднє крило або оперення) та заднє горизонтальне оперення. Серед літаків КВП вона була використана на Су-80 та Scaled Composites Model 133-4.62 АТТТ. Обидва літаки виконані за двохбалочною схемою, причому у Су-80 заднє крило закінчується на балці. Літак такої схеми має менший розмах і масу крил, ніж еквівалентний літак класичної схеми. Проте більша складність і проблеми з аеродинамічною інтерференцією означають, що ця схема не має значних переваг над більш класичними при використанні для транспортних літаків.



Рис. 3.1.3 Scaled Composites АТТТ

Зважаючи на наведені переваги та недоліки, для літака обрано класичну двохбалочну схему.

Літак класичної схеми буде типовим в проектуванні, зможе мати високі значення CL_{max} і буде пристосованим до короткого зльоту з непередготовлених ділянок. Використання двохбалочної схеми дозволить встановити в хвостовій частині гондoli фюзеляжа рампу, що спростить завантаження палет та ін. крупногабаритних вантажів. При цьому можна відмовитись від дверей для пасажирів у середній частині фюзеляжа, що

дозволяє зменшити вагу літака за рахунок відсутності підсиленнь дверних проємів, а також дозволить більш щільно розмістити місця в салоні. Відсутність дверей збоку означає, що немає потреби виділяти місце під прохід від дверей до місць поряд. Рампа знаходиться у хвостовій частині гондоли, яка навантажена лише силами ваги та інерції самої рампі та навантаженнями від вантажів, закріплених на ній, що дозволяє виконати цю секцію літака доволі легкою.

3.2 Вибір схеми оперення

Хвостове оперення у двухбалочній схемі може бути виконане:

- Двохкільовим
- Двохкільовим Н-подібним
- Двохкільовим П-подібним
- Однокільовим з кілем посередині
- V-подібним

Двохкільове оперення

Переваги:

- Відносна простота конструкції

Недоліки:

- Велика висота оперення
- Великі згинальні моменти в корені ВО

Н-подібне оперення

Переваги:

- Нижче положення ЦТ ВО, що зменшує інтенсивність спіральних моментів по крену та моментів крену при повороті керма напряму
- Менша висота літака

- Менші крутні моменти в корені ВО, менша маса лонжерона ВО

- Навантаження з оперення передається напряму на балки

Недоліки:

- Дещо складніша конструкція порівняно зі звичайним двохкільовим оперенням

П-подібне оперення

Переваги:

- Високо розташоване оперення має компоновочні переваги, такі як спрощення завантаження літака через задню рампу, спрощення десантування

- ГО знаходиться поза збуреним потоком від гвинта, що зменшує навантаження, зокрема вібраційне, на нього, однак дещо зменшує ефективність

Недоліки:

- Менша жорсткість ніж у інших схем

- Навантаження від ГО передається на балки не напряму, а через ВО, що збільшує його масу

- У випадку високоплана центр тиску ВО знаходиться високо над ЦМ, що сприяє появі спіральних моментів

Однокільове з кілем посередині

Переваги:

- Простіша конструкція для випадків, коли потрібна площа ВО невелика

Недоліки:

- Навантаження від ВО передається на балки через ГО, а не напряму, що збільшує його масу. Зокрема створюється додатковий момент кручення в центрі ГО.

- Ускладнення компоновки рулів

V-подібне оперення

Переваги:

- Менша кількість елементів та менша загальна площа оперення порівняно з іншими схемами, через що менша маса і опір оперення
- Більша жорсткість через з'єднання кінців оперення
- При розташуванні ЦТ оперення вище ЦМ момент крену від відхилення рулів може бути малим або майже відсутнім, якщо лінії дії аеродинамічної сили від оперення проходять біля ЦТ
- Високий просвіт між оперенням і землею, що спрощує завантаження через рампу

Недоліки:

- Ускладнення системи керування (обидва рулі є одночасно рулями висоти і напрямку), збільшення її маси, що часто нівелює економію маси від зменшення площі оперення
- Менші, ніж у інших схем, максимальні керуючі зусилля

Зважаючи на вище наведені переваги і недоліки, обираємо H-подібне оперення. Таке оперення якомога повніше відповідає вимогам до літака, воно достатньо компактне і просте конструктивно. Як альтернативний варіант обираємо V-подібне оперення.

Потенційним негативним ефектом може бути потрапляння ГО у вихрову пелену крила. Це не тільки дещо зменшує його ефективність, а й ускладнює або унеможлиблює розрахунок у деяких програмах для аналізу аеродинаміки. Тому потрібно розташувати ГО на 100-200 мм вище за задню кромку крила. Це може бути досягнуто установкою балок під кутом до горизонту.

РОЗДІЛ 4

ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ.

4.1. Визначення злітної маси

Задаємося масою пасажирів та екіпажу (8 осіб) $m_{пл}=720$ кг, багажу $m_{б}=100$ кг. Оцінимо необхідну масу палива у $m_{пф}=328$ кг. Отримаємо

$$m_k = m_{пл} + m_{л} + m_{б} = 1150 \text{ кг}$$

За аналізом аналогів оцінимо частку корисного навантаження 0.36. Тоді максимальна злітна маса в першому наближенні

$$m_0 = \frac{m_k}{0.36} = 3190 \text{ кг}$$

4.2. Визначення параметрів крила

Типове значення C_u для крила з однощільливими закрилками 2.5.

Площа крила:

$$S = \frac{m_0}{C_u} = 18 \text{ м}^2$$

Ці параметри будуть уточнені в результаті аналізу конкретних профілів і конфігурацій механізації.

Для отримання якомога більших значень аеродинамічної якості важливе значення має подовження крила. Однак для даного літака також важливо мінімізувати габарити для зберігання на невеликих аеродромах та зменшення вартості зберігання. Тому обмежимося в першому наближенні розмахом крила $L=10.5$ м, що дає хорду крила $b=1.710$ м і подовження 6.17. Крило буде прямим. Це спростить і здешевить його конструкцію. За такої конфігурації опір, зокрема індуктивний, буде дещо більшим за середній,

тому для його зменшення передбачимо можливість застосування законцовок крила, таких як вінглети або законцовки Хоєрнера. Ці пристрої зменшують інтенсивність кінцевого вихора, зменшуючи індуктивний опір. При цьому вони можуть бути виконані легкоз'ємними, з композиційних матеріалів. Законцовка Хоєрнера може бути виконана у вигляді суцільної кінцевої нервюри, нахиленої під кутом 45° до площини симетрії.

4.3. Визначення параметрів оперення

Подовжня стійкість і керованість літака забезпечується ефективністю горизонтального оперення (ГО) і руля висоти (РВ), що досягається відповідним плечем $L_{ГО}$ і площею $S_{ГО}$.

При проектуванні користуються віднесеними значеннями величин

$$\bar{L}_{ГО} = \frac{L_{ГО}}{b_A} \quad \text{і} \quad \bar{S}_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{S_{кр}},$$

добуток яких являє собою коефіцієнт статичного моменту ГО:

$$A_{ГО} = \bar{L}_{ГО} \cdot \bar{S}_{ГО}$$

де:

b_A – середня аеродинамічна хорда крила

$S_{кр}$ – площа крила

Коефіцієнт статичного моменту ГО і відносне плече ГО визначаються за статистичними даними (Таблиця 4.3.1).

Площу горизонтального оперення можна визначити у першому наближенні як:

$$S_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ГО}}.$$

Подовження $\lambda_{ГО}$ і звуження $\eta_{ГО}$ визначаємо за статистикою (аналізуємо схем літаків-аналогів у практичній роботі №1).

$$\text{Розмах ГО: } l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} .$$

$$\text{Кінцева хорда ГО: } b_{кцГО} = \frac{2 \cdot S_{ГО}}{l_{ГО} \cdot (1 + \eta_{ГО})} .$$

$$\text{Коренева хорда ГО: } b_{0ГО} = \eta_{ГО} \cdot b_{кцГО} .$$

Кут стрілоподібності ГО $\chi_{0,25}$ зазвичай у першому наближенні вибирається на $3..5^\circ$ більшим за кут стрілоподібності крила.

Якщо крило пряме ($\chi_{0,25} = 0$) то і ГО виконується прямим.

Якщо в конструкції літака не застосовано цільноповоротний стабілізатор (але слід не плутати з переставним/регульованим), визначаємо площу руля висоти (РВ) у першому наближенні: $SPB = (0,25..0,3) \cdot S_{ГО}$ (для легких літаків слід брати більші значення, для важких - менші).

З конструктивних міркувань двохбалочна схема майже завжди виконується з прямим ГО. Тому звуження ГО приймаємо рівним одиниці, плече – 5.9 м, відносне плече – 3.5. $A_{ГО}=1$, обираємо вище середнього, оскільки для літака КВП важлива висока керованість і стійкість. Збільшене плече ГО обґрунтоване більшою довжиною фюзеляжа. Подовження ГО оберемо 3.5.

$$S_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ГО}} = 5.1 \text{ м}^2 .$$

Подовження $\lambda_{ГО}$ і звуження $\eta_{ГО}$ визначаємо за статистикою (аналізуємо схем літаків-аналогів у практичній роботі №1).

$$\text{Розмах ГО: } l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = 4.22$$

$$\text{Хорда ГО: } b_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} = 1.21 \text{ м}$$

Округлимо ці параметри до 4 м і 1.2 м відповідно. Оберемо хорду керма висоти 400 мм.

Таблиця 4.3.1. Статистичні значення коефіцієнтів статичних моментів і відносних плеч

Типи літаків	$A_{ГО}$	$A_{ВО}$	$\bar{L}_{ГО}$	$\bar{L}_{ВО}$
Легкі літаки	0,6..1,1	0,03..0,07	2..2,5	$\bar{L}_{ВО} = \bar{L}_{ГО} \cdot \frac{b_A}{l_{кр}}$
Магістральні з ТВД	0,8..0,9	0,05..0,08	2..3	
Магістральні з ТРДД	0,65..0,8	0,08..0,12	2,5..3,5	
Важкі транспортні з прямим крилом	0,45..0,55	0,05..0,09	2..3	
Важкі транспортні зі стрілоподібним крилом	0,5..0,6	0,06..0,10	2,5..3,5	

Курсова стійкість і керованість літака забезпечується ефективністю вертикального оперення (ВО) і руля напрямку (РН), що досягається відповідним плечем $L_{ВО}$ і площею $S_{ВО}$.

При проектуванні користуються віднесеними значеннями величин

$$\bar{L}_{ВО} = \frac{L_{ВО}}{l_{кр}} \quad \text{і} \quad \bar{S}_{ВО} = \frac{S_{ВО}}{S_{кр}},$$

добуток яких являє собою коефіцієнт статичного моменту ВО:

$$A_{ВО} = \bar{L}_{ВО} \cdot \bar{S}_{ВО}$$

де:

$l_{кр}$ – розмах крила;

$S_{кр}$ – площа крила.

Коефіцієнт статичного моменту ВО і відносне плече ВО визначаються за статистичними даними (Таблиця 4.3.1).

Площу вертикального оперення можна визначити у першому наближенні як:

$$S_{BO} = \frac{A_{BO} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{BO}}$$

Подовження λ_{BO} і звуження η_{BO} визначаємо за статистикою (аналізуємо схеми літаків-аналогів у практичній роботі №1).

$$\text{Висота ВО: } h_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} \cdot S_{BO}}$$

$$\text{Кінцева хорда ВО: } b_{кц\text{ВО}} = \frac{2 \cdot S_{BO}}{h_{BO} \cdot (1 + \eta_{BO})}$$

$$\text{Коренева хорда ВО: } b_{0\text{ВО}} = \eta_{BO} \cdot b_{кц\text{ВО}}$$

Кут стрілоподібності ВО $\chi_{0,25}$ у першому наближенні вибирається за статистикою (аналізуємо схеми літаків-аналогів у практичній роботі №1).

Площа руля напрямку (РН) у першому наближенні: $S_{РН} = (0,17..0,25) \cdot S_{BO}$ (для легких літаків слід брати більші значення, для важких - менші).

Вибираємо значення L_{BO} та $L_{ГО}$ однаковими. Тоді відносне плече ВО 0.57.

Задамо звуження 1.2, а стрілоподібність задамо такою, щоб задня крайка ВО була прямою. A_{BO} оберем 0.15. Подовження 2.

$$S_{BO} = \frac{A_{BO} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{BO}} = 4.6 \text{ м}^2, \text{ або 2 половинки по } 2.3 \text{ м}^2$$

Подовження λ_{BO} і звуження η_{BO} визначаємо за статистикою (аналізуємо схеми літаків-аналогів у практичній роботі №1).

$$\text{Висота ВО: } h_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} \cdot S_{BO}} = 2.1$$

$$\text{Кінцева хорда ВО: } b_{кц\text{ВО}} = \frac{0.5 \cdot S_{BO}}{0.5 \cdot h_{BO} \cdot (1 + \eta_{BO})} = 1.0 \text{ м}$$

$$\text{Коренева хорда ВО: } b_{0\text{ВО}} = \eta_{BO} \cdot b_{кц\text{ВО}} = 1.2 \text{ м}$$

Хорду керма напряду обираємо 400 мм.

Стріловидність оперення по передній крайці 11° . Підібрана так, щоб задня кромка оперення була прямою.

Розділ 5. Створення моделі загального виду літака

Роботи зі створення моделі відбуваються за наступним алгоритмом:

- Створення на базі даних, отриманих в розділі 4, ескізу літака
- Створення Воробєєм Р. в рамках своєї частини проєкту уточненого ескізу з компоновкою
- Створення 3д-моделі загального виду літака на основі уточненої геометрії

Роботи з ескізами виконуються в середовищі AutoCAD 2019.

Використовується 2д-інструментарій, а також 3д-інструментарій для створення каркасної моделі літака.

Створення поверхневої моделі літака відбувається в середовищі Creo Parametric 5. Це параметрична система автоматизованого проєктування, що використовується в аерокосмічній галузі.

Вхідними даними є

- Основні характеристики, отримані в розділах 1-4
- Контури аеродинамічних профілів[2][4]
- Оціночні габарити силової установки (двигун РТ6А)
- Дані про компонування салону

Моделі і ескіз виконуються з аеродинамічним профілем крила Clark Y. Він використовується для літаків КВП, оскільки забезпечує високу підйомну силу. Детальніше вибір профіля обґрунтовано у розділі 6.

Для оперення обрано профіль НАСА 0010 як типовий симетричний профіль.

Деякі елементи, такі як капот, обтікачі і сполучення крила з фюзеляжем на ескізах, спрощено показано прямим лініями. Їх форма буде уточнена в процесі 3д проєктування.

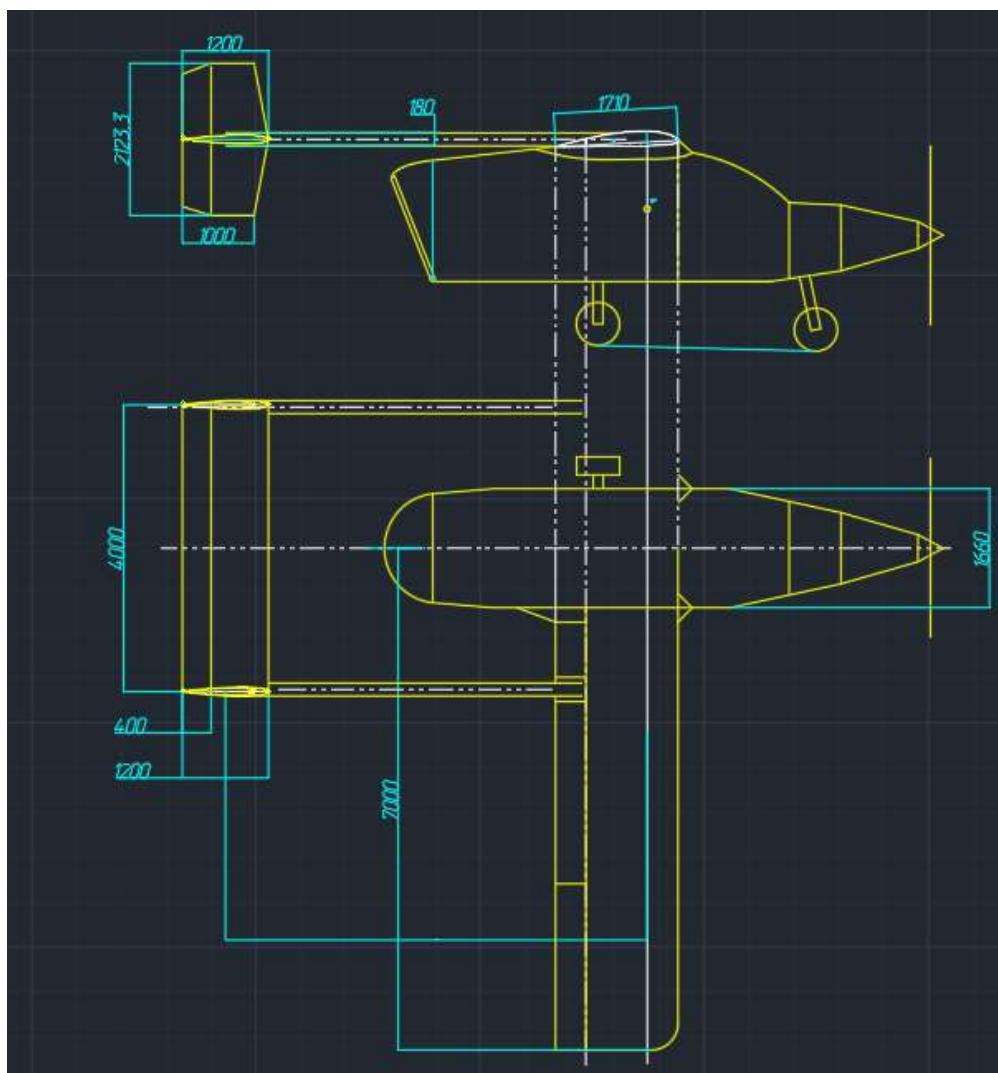


Рис.5.1 Ескіз літака в середовищі AutoCAD

Для подальших робіт на основі створеного раніше ескізу створено 3D-модель загального вигляду літака в середовищі Creo Parametric. При цьому ця модель має деякі невеликі відхилення від ескізу, внесенні з огляду на методологію і технологію моделювання, а також заради вдосконалення якості елементів, показаних в ескізі схематично.

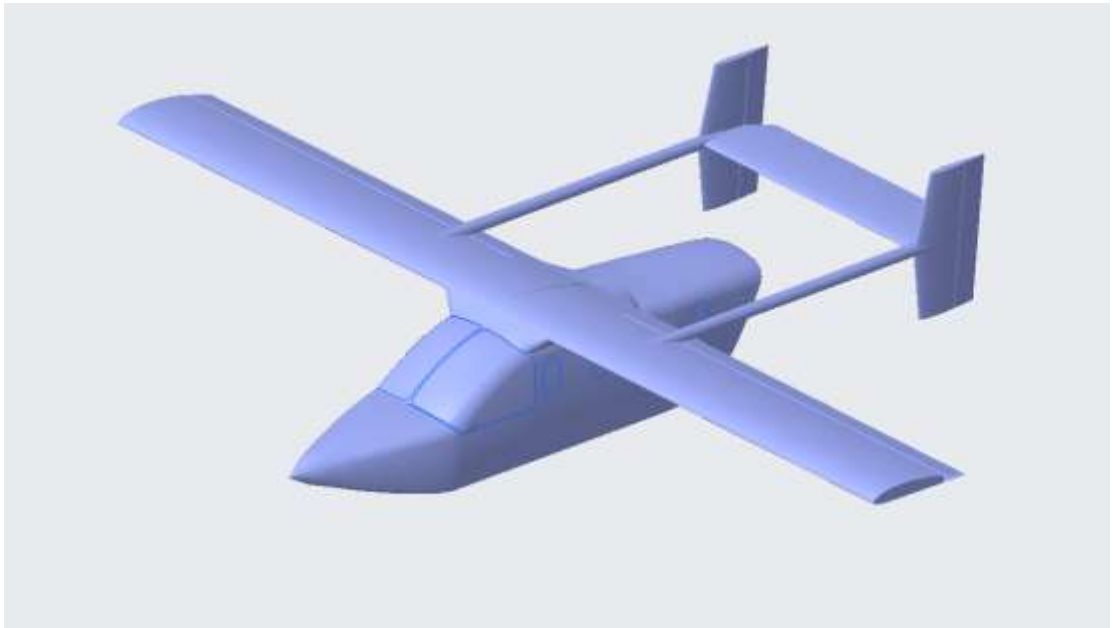


Рис. 5.2 3д-модель загального виду

Ця модель описує зовнішні поверхні всіх агрегатів. За принципом top-down design[9] вона використовуватиметься для проектування відповідних частин літака (конструкція крила і фюзеляжа, шасі, моторама) іншими учасниками дипломного проекту, а похідні моделі будуть використані для аеродинамічних досліджень. Всі похідні моделі мають параметричну залежність від моделі загального виду (МЗВ), і будь-які зміни в МЗВ спричинять автоматичну перебудову похідних моделей відповідно до цих змін. Це дозволяє надійно і однозначно передавати геометричну інформацію в процесі проектування, з мінімальною можливістю виникнення помилок через неврахування змін та забезпечує взаємозв'язок всієї конструкторської документації.

Модель виконано поверхневою (не твердотільною), оскільки саме так доцільно виконувати зовнішні поверхні складної форми, з подальшим створенням твердотільних моделей окремих деталей на базі цих поверхонь і каркасних моделей окремих збірок. Використання поверхневого моделювання спрощує подальшу роботу з цією моделлю при проектуванні інших вузлів та похідних моделей. Аеродинамічні моделі будуть виконані твердотільними.

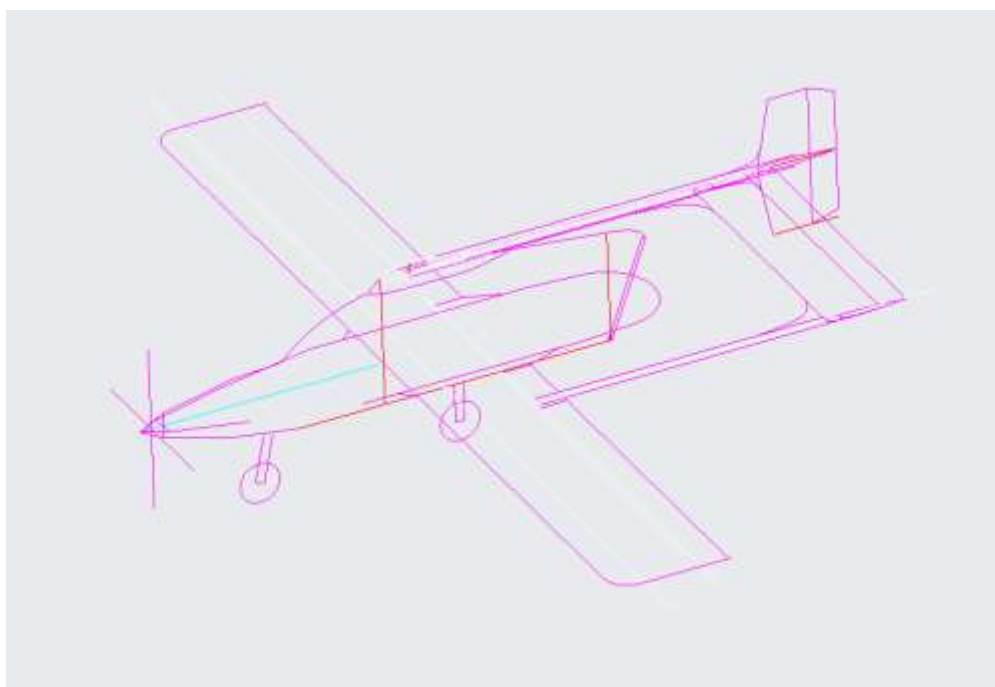


Рис. 5.3 Каркасна модель на основі ескізу.

Робота з моделлю починається з імпортування каркасу.

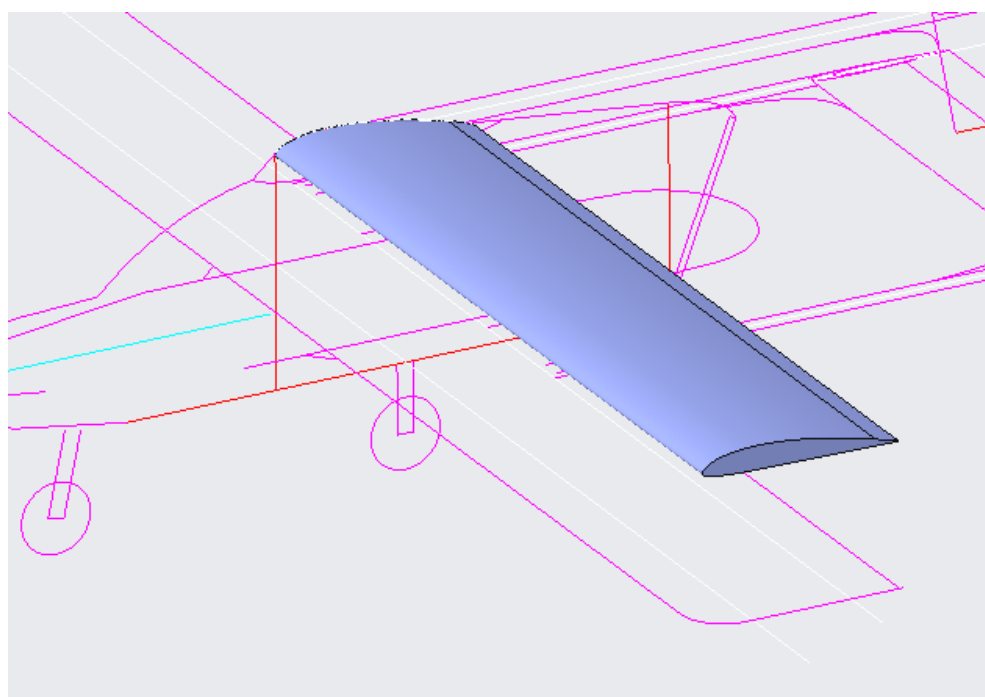


Рис. 5.4 Зовнішня поверхня крила

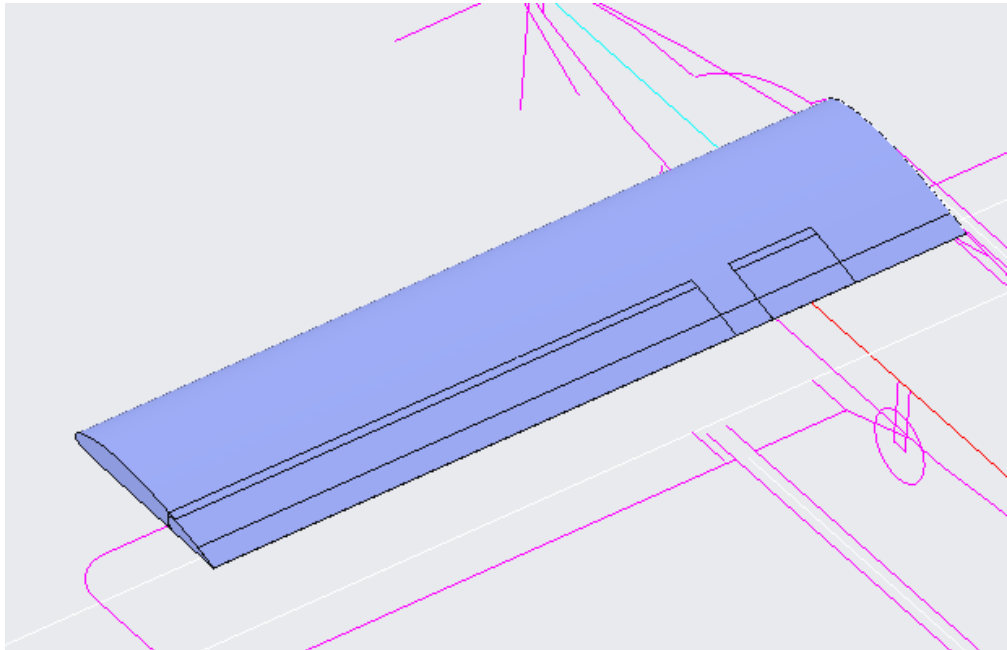


Рис. 5.5. Механізація. Закрилок переривається хвостовою балкою.

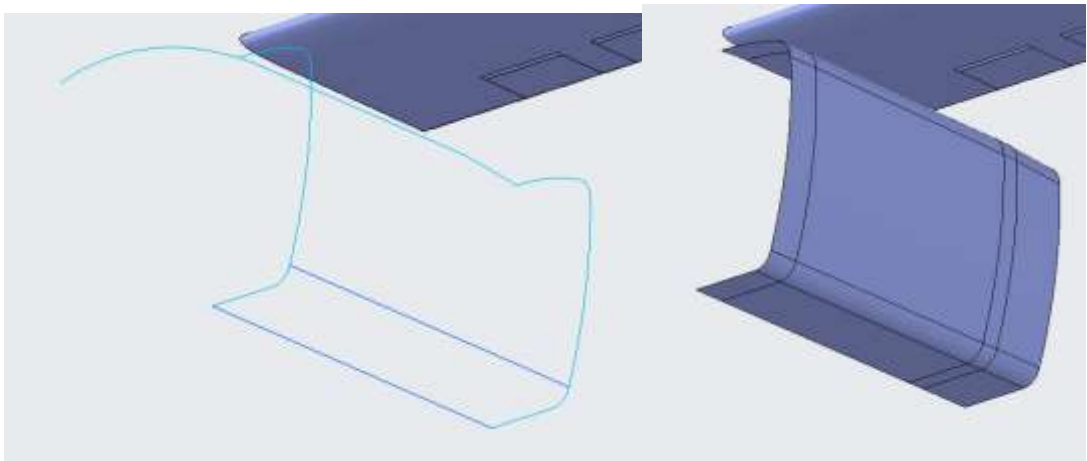


Рис. 5.6

Кожна секція фюзеляжа задається шляхом проведення поверхні через каркас з кривих.

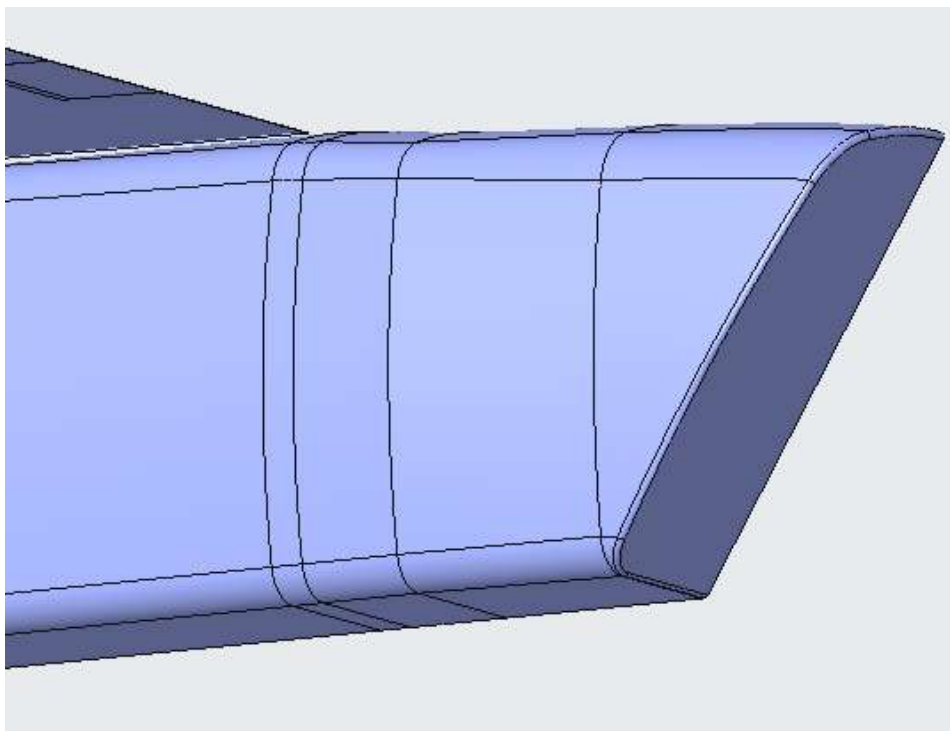


Рис. 5.7. Задня частина фюзеляжа з рампою

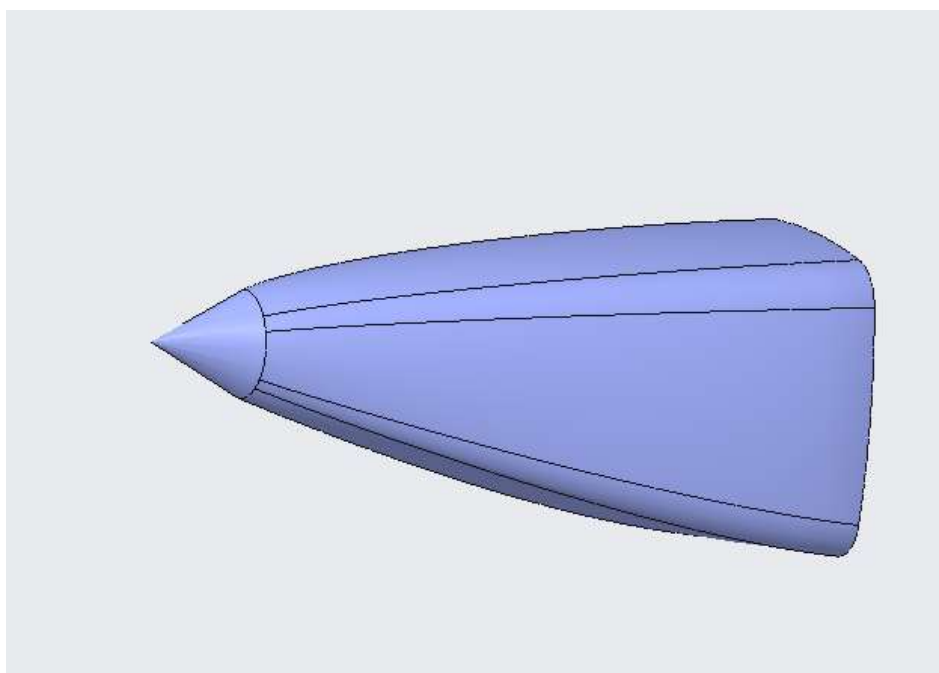


Рис. 5.8. Носова частина фюзеляжа

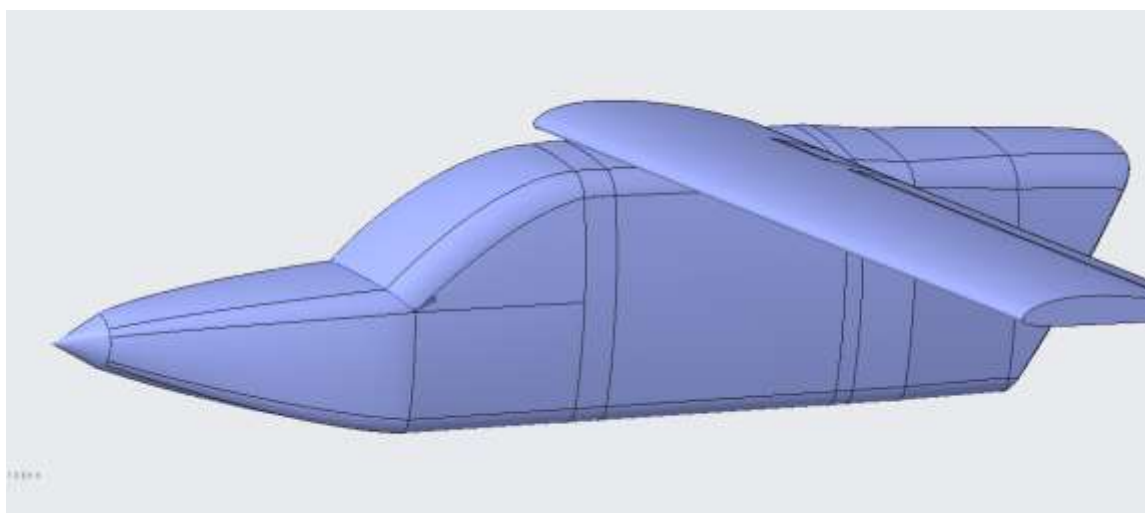


Рис. 5.9. Закінчена модель фюзеляжа

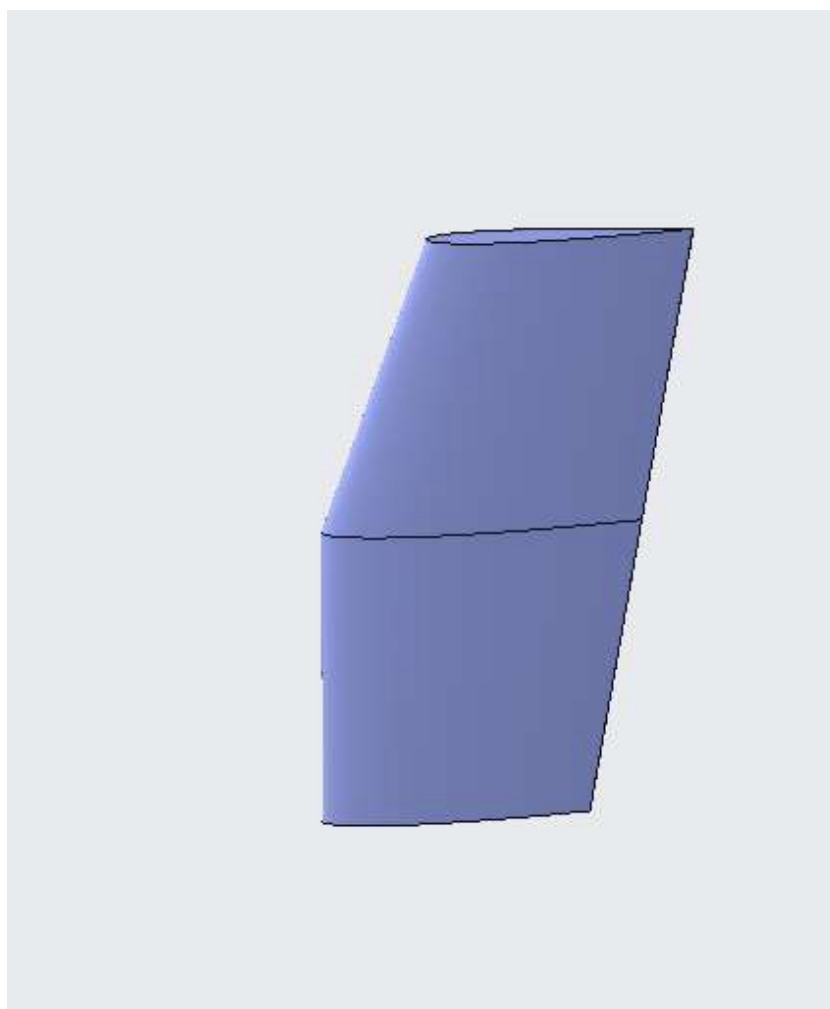


Рис. 5.10. Вертикальний стабілізатор

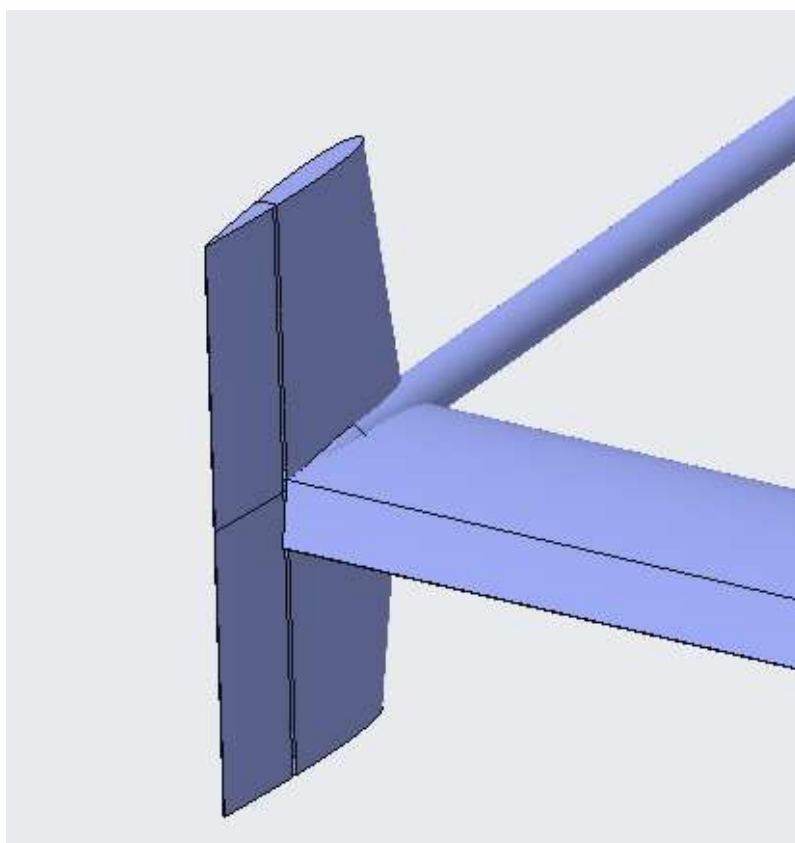


Рис. 5.11. Вертикальний і горизонтальний стабілізатор з кермом
напрямку і кермом висоти

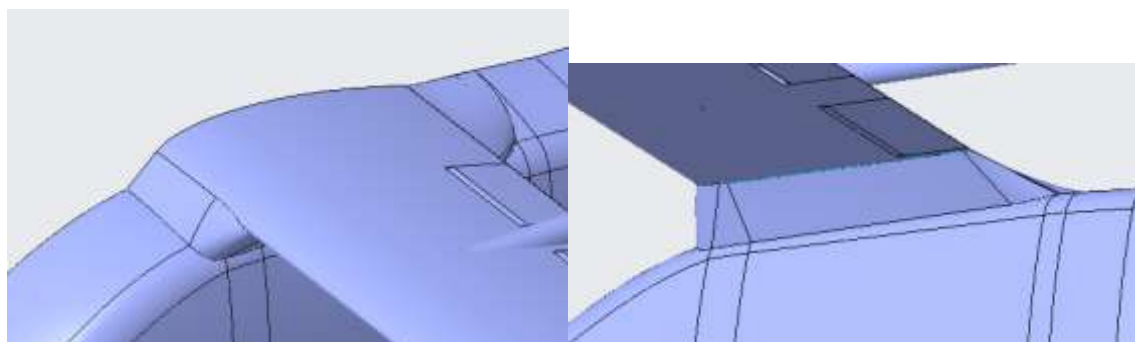


Рис. 5.12 Наплив, що з'єднує крило з фюзеляжем

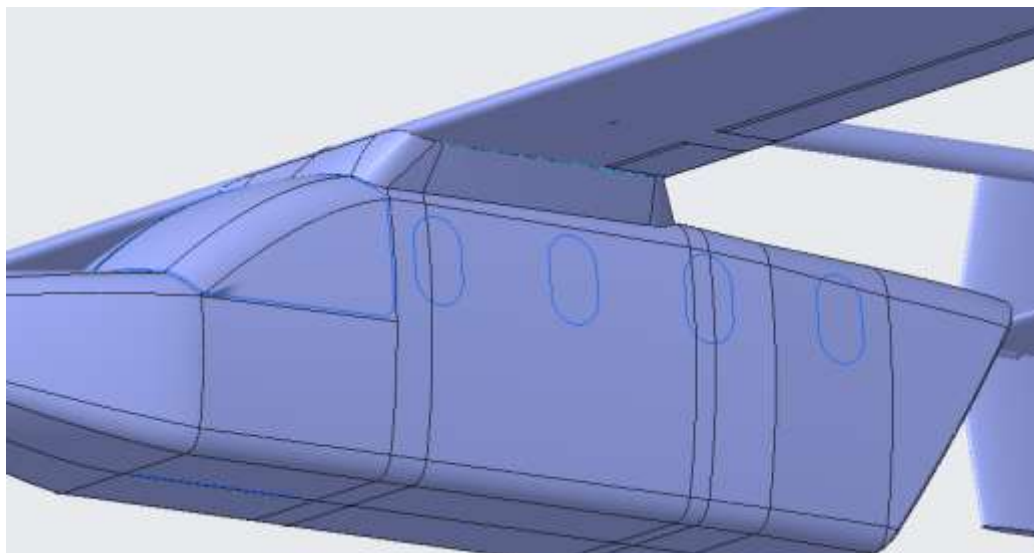


Рис. 5.13. Вікна, розташовані навпроти пасажирських місць.

Розділ 6. Початкове аеродинамічне проектування літака

6.1 Підбір програмного забезпечення для аеродинамічного моделювання

Сучасне аеродинамічне проектування ЛА важко уявити без використання спеціалізованих програмних засобів для автоматизації розрахунків. Всі ці програми використовують метод скінчених елементів в певному вигляді. Програми для розрахунку цілого літака або його компонентів можна розділити на категорії:

- Potential fluid solvers, панельні методи. Розглядають розподіл тисків на поверхні літака, розділений на скінчені елементи (панелі)
- CFD. Розраховують параметри потоку в об'ємі навколо об'єкта, поділеному на об'ємні скінчені елементи. Засновані на рівняннях Нав'є-Стокса.

Панельні методи дозволяють розглядати весь літак в цілому, знаходити підйомну силу, аеродинамічні моменти, опір літака, розподіл тисків по його поверхні, дозволяючи вивчати локальні ефекти, хоч і не у високій якості.

Панельні методи використовуються на ранніх етапах проектування при підборі параметрів крила і оперення, для порівняння різних рішень і аеродинамічних схем.

В той час значення опору, обчислені за допомогою панельних методів, не є точними. Дані, отримані за допомогою панельних методів не підходять для точного визначення дальності польоту та максимальної швидкості літака.

Панельні методи мають високу швидкодію, тому підходять для випадків, коли потрібно проаналізувати велику кількість варіантів на різних режимах.

До інших недоліків панельних методів відноситься неможливість більшості програм аналізувати транс- і надзвукові режими, неможливість

аналізу навколоривних режимів. За допомогою цих методів неможливо отримати значення $\alpha_{кр}$, аналізувати характеристики літака та механізації крила на великих кутах атаки.

CFD-методи аналізують потік повітря в усьому об'ємі навколо літака.

Вони враховують в'язкість і стисливість повітря, температуру. Вони здатні враховувати турбулентність за різними моделями, що дозволяє аналізувати крило і механізацію взагалі на навколоривних режимах, а також точно аналізувати опір літака. Це дозволить отримати параметри механізації (що особливо важливо в даному проекті) та точніше розрахувати дальність.

Важлива можливість аналізувати літаки з фюзеляжем, а також можливість моделювання з'єднань крила з фюзеляжем. Це особливо важливо при розрахунку опору, оскільки суттєва частка сили опору викликана інтерференцією елементів (крила і фюзеляжа).

Ansys Fluent і Ansys CFX – компоненти програмного пакету Ansys, призначений для аналізу потоку рідини в різноманітних умовах: потік в замкненому об'ємі, потік навколо літака, тощо.

Пакет Ansys включає функції імпорту геометрії та сітки. Переваги:

- Висока гнучкість у створенні геометрії, створенні сітки, зокрема з можливістю створення сітки змінної густини
- Імпорт геометрії з більшості загальноприйнятих форматів з підтримкою параметричного зв'язку з вихідним файлом
- Можливість аналізу довільної геометрії

Недоліки:

- Висока тривалість розрахунку, задання умов розрахунку

PANSYM – програмний застосунок, панельний метод, написаний на Fortran у 1998 році. На кафедрі АРБ ННІАТ і традиційно входить в навчальну програму на спеціальності «Літаки і вертольоти».

Pansym дозволяє моделювати аеродинамічні поверхні окремо, літаки в цілому, симетричні і несиметричні моделі, розраховувати вплив екрану і обдуву гвинтом.

Перша перевага – дуже висока швидкодія. Розрахунок моделі займає 0.5-1 с на розрахунковий випадок.

Друга перевага і одночасно недолік полягає в тому, що Pansym генерує модель за заданими геометричними параметрами (хорди в перетинах, розмах і тд). Фактично реалізується параметричний підхід. Проте це ускладнює задання перетинів крил з фюзеляжем (а кількість цих перетинів обмежена трьома), а також обмежує типи елементів, які можуть бути змодельовані. На відміну від інших програмних засобів, Pansym не може працювати з довільною геометрією.

Pansym дозволяє з відносно високою для панельних методів точністю аналізувати крила окремо, механізацію, та ін.

Головний недолік – відсутність нормального інтерфейсу. Ввод можливий виключно шляхом створення текстового файлу конфігурації моделі вручну або за допомогою програм. Повністю функціонального препроцесора до Pansym на даний момент не існує. Pansym не підтримує принцип top-down design з побудовою залежностей між геометричними та ін. моделями в залежності від вихідних даних і моделей загального виду.

PANSYM може розраховувати лише прямокутні панелі. Це обмежує можливості моделювання складних форм в цій програмі

PANSYM має обмеження у 2000 панелей на модель, що призводить до необхідності зменшення кількості панелей для моделювання цілого літака та втрати точності, особливо по розрахунку опору.

В даній роботі PANSYM використовується для отримання попередніх даних.

ARAME – відносно новий панельний застосунок. Комплекс включає ядро ArameSolver і пре/постпроцесор ArameGUI. Призначений для розрахунку літаків та їх елементів на початкових етапах проектування. Створений як дипломна робота Filkovic D [6].

Переваги:

- Можливість аналізу довільної геометрії, у якої є хвостова кромка
- Використання трикутних і чотирикутних панелей дозволяє моделювати складні поверхні. При використанні трикутних панелей точність менша
- Імпорт з різноманітних форматів, наприклад Nastran bdf
- Графічний інтерфейс з візуалізацією і засобами дебагінгу моделі (перевірка нормалей, з'єднання елементів)

Недоліки:

- Не генерує панельну сітку самостійно, потрібне використання сторонніх застосунків (В даній роботі застосовується FEMAP)
- Система координат не відповідає загальноприйнятій
- Як чисто панельний метод, має низьку точність розрахунку опору
- Обмежені можливості пошуку помилок, зокрема помилок в панельній сітці; елементів, які заважають виконати розрахунок

Xflr5 – застосунок для розрахунку крил і оперення авіамоделей, використовує компоненти програми Xfoil.

Реалізовані панельні, VLM, LLT методи, 2D- аналіз профілей.

Переваги:

- Висока швидкодія
- Параметричне моделювання аеродинамічних поверхонь з динамічною генерацією панельної сітки
- Використання результатів панельного розрахунку і результатів 2D-аналізу профілів збільшує точність розрахунку, враховує ефекти в'язкості

Недоліки:

- Тільки прямокутні панелі, що обмежує можливості аналізу
- Не враховуються сили і моменти від фюзеляжа
- Відсутній імпорт геометрії крила з CAD-файлів

Для роботи використовуються панельні застосунки Pansym і APAME для початкового розрахунку крила і моделі літака в цілому. Ansys CFX використовується для розрахунків моделі з закрилками і моделей літака в цілому для проектування закрилків і аналізу льотно-технічних характеристик.

6.2. Визначення аеродинамічних характеристик проекту літака

Метою даного розділу є отримання аеродинамічних параметрів крила (залежності коефіцієнтів підйомної сили і аеродинамічного опору) і літака в цілому. Моментні характеристики є об'єктом досліджень моделі літака з фюзеляжем у розділі 7 і не будуть розглянуті в цьому розділі.

Пропонується провести дослідження наступних моделей літака

- Ізольоване прямокутне крило
- Модель з крилом і фюзеляжем

Всі дослідження виконуються для умов, характерних для досліджуваного літака:

$$V=50 \text{ m/s або } 180 \text{ км/год}$$

$$Re=4.7 \text{ млн (відповідає характерній довжині } 1.7 \text{ м)}$$

Моделюється прямокутне крило розмахом 10.5 м і хордою 1.7 м, профілем Clark Y товщиною 11.72%, висота 0 м над рівнем моря.

Цей профіль обрано через його характеристики а також певні властивості, корисні в іншому плані.

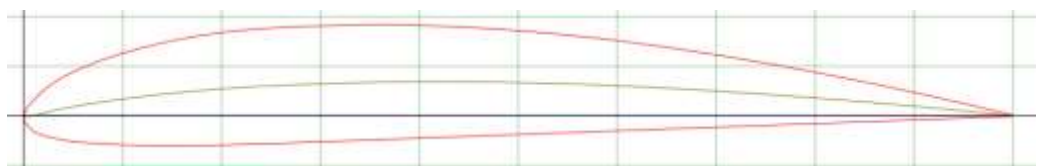


Рис. 6.2.1 Аеродинамічний профіль Clark Y

Як аналоги розглядалися профілі:

- Безмоментні профіля з піднятою задньою крайкою. Ці профіля мають малі коефіцієнти пікіруючого моменту, що може зменшити балансировочні втрати і збільшити діапазон центровок. Але їх максимальна підйомна сила менша, ніж у інших профілів.

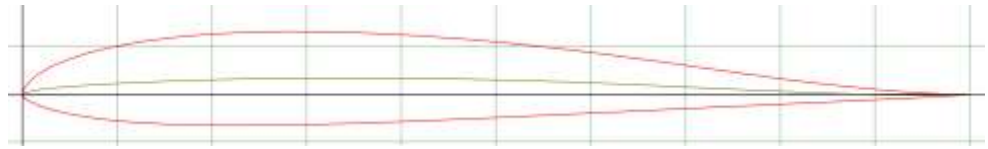


Рис. 6.2.2 Безмоментний аеродинамічний профіль MN45

- Модифікації Clark Y, наприклад, Clark YH. Це варіант, який має риси безмоментних профілів, але при цьому його максимальний коефіцієнт підйомної сили нижчий ніж у Clark Y на 5%.

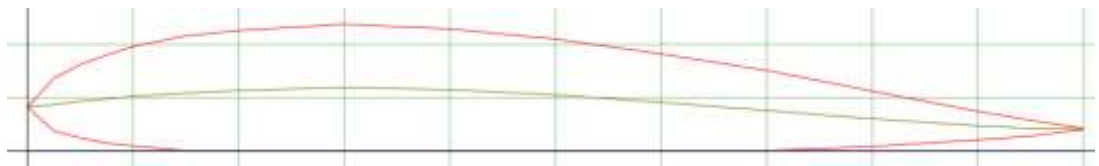


Рис. 6.2.3 Clark YH

Характерною рисою профілів сімейства Clark Y є плоска нижня поверхня, що спрощує виготовлення крила. Також відсутність увігнутих усередину ділянок профіля спрощує виготовлення крила у варіанті з полотняною або плівочною обшивкою, оскільки сили натягу плівки будуть сприяти притяганню плівки до контуру профіля, а не відриву від контуру як на увігнутих ділянках. Цей профіль має плавну поведінку при звалюванні. Через велику популярність його характеристики добре вивчені.

Профілі Clark Y і його похідні часто застосовуються на літаках КЗП, як через задовільні аеродинамічні характеристики, так і через описані вище технологічні фактори.

В результаті обрано профіль Clark Y.

Моделювання виконується в Pansym, APAME, Ansys, для порівняння використовуються дані з досліджень [3].

Вибрано наступне розбиття: 19 панелей по довжині профіля, 17 панелей по розмаху, задача сформульована як симетрична.

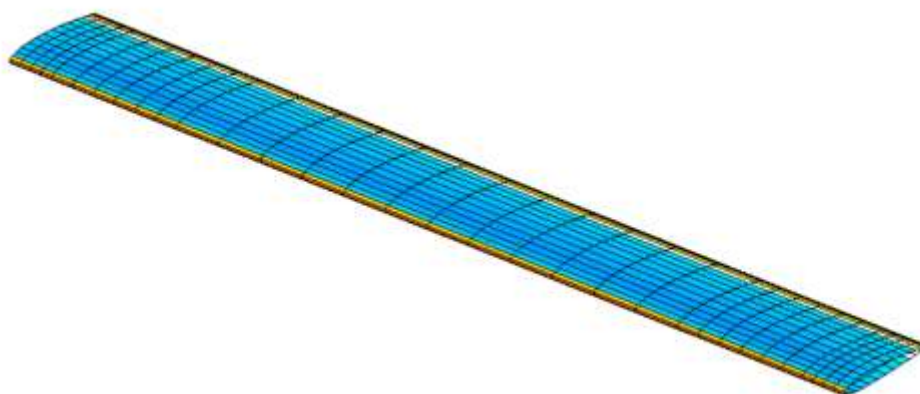


Рис. 6.2.4 Моделювання крила в середовищі Pansym. Сітка оптимізована: густина сітки на законцовках та біля крайок крила більша.

Для моделювання крила в середовищі АРАМЕ використовується розрахункова модель, згенерована в Pansym і експортована через формат dxf. В подальшому сітка моделі оброблена: закриті торці, з'єднані вершини задньої крайки, виправлені нормалі. За допомогою Femap модель конвертована у формат bdf.

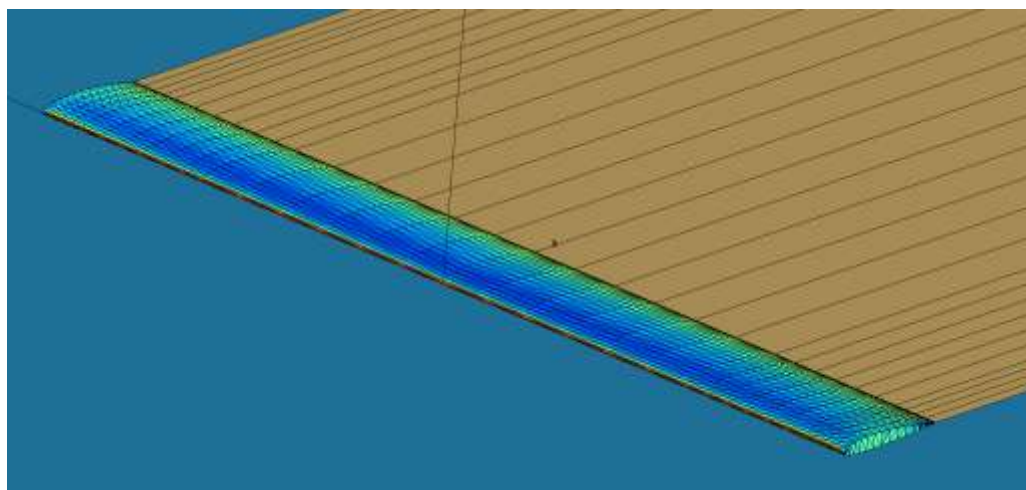


Рис. 6.2.5 Модель крила в середовищі АРАМЕ

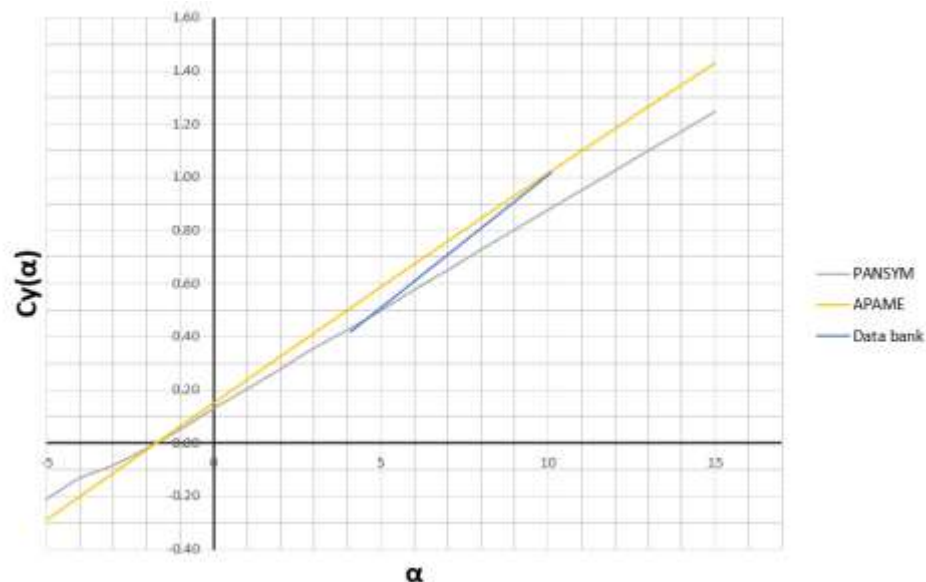


Рис. 6.2.6. Залежність $C_y(\alpha)$, розрахована в PANSYM та APAME. Для порівняння додано дані з [3] для крила з аналогічним профілем.

Результати коефіцієнта підйомної сили для крила подібні до довідкових, причому результати, отримані за допомогою обох програм, відрізняються на приблизно 10%. Це задовільна точність в рамках даної роботи. Але з цього проблематично отримати $C_{y_{max}}$, оскільки панельні методи не дозволяють дослідити зривні режими і не можуть визначити кути атаки, на яких починається зрив потоку.

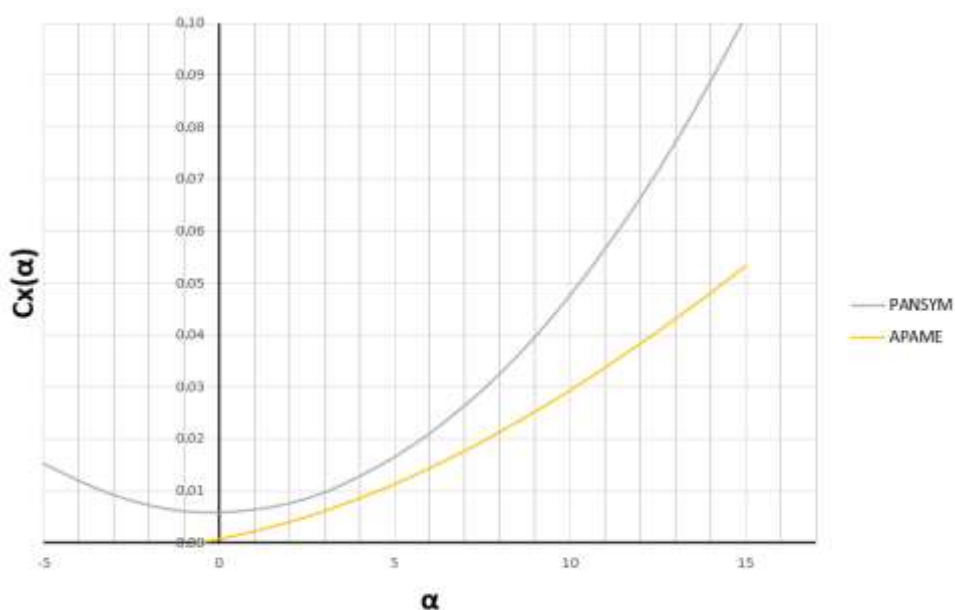


Рис. 6.2.7. Залежність $C_x(\alpha)$, розрахована в PANSYM та APAME

Точність розрахунку опору в панельних методів як таких низька. Дані, отримані в PANSYM, ближчі до довідкових з [4]. Аеродинамічний опір, отриманий в APAME, може бути від'ємним. Це пов'язано з числовими помилками при моделюванні закінцівок.

Розглянемо параметри літака в цілому. Для цього створена панельна модель всього літака. Варто зазначити, що деякі відхилення від форми поверхонь літака в цій моделі обгрунтовані зменшенням кількості місць, де можуть статися помилки при розрахунку. Модель створена з використанням Femap на базі 3д-моделі загального виду.

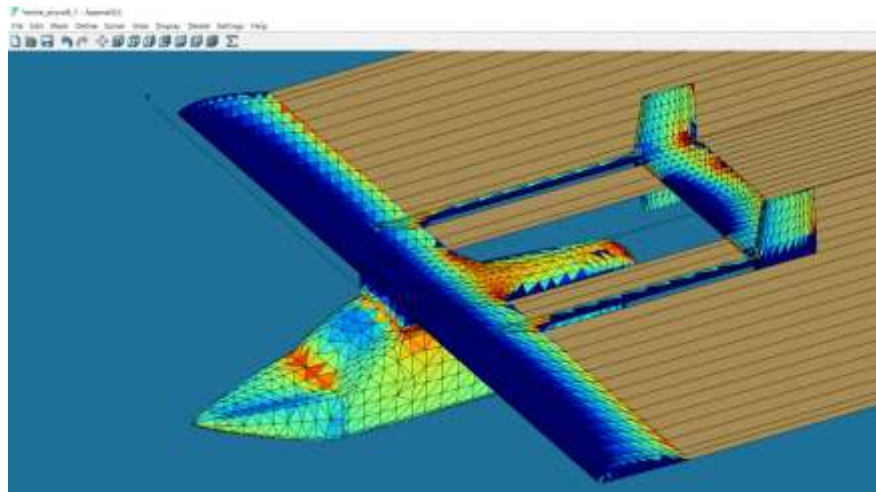


Рис. 6.2.8. Модель літака в середовищі APAME

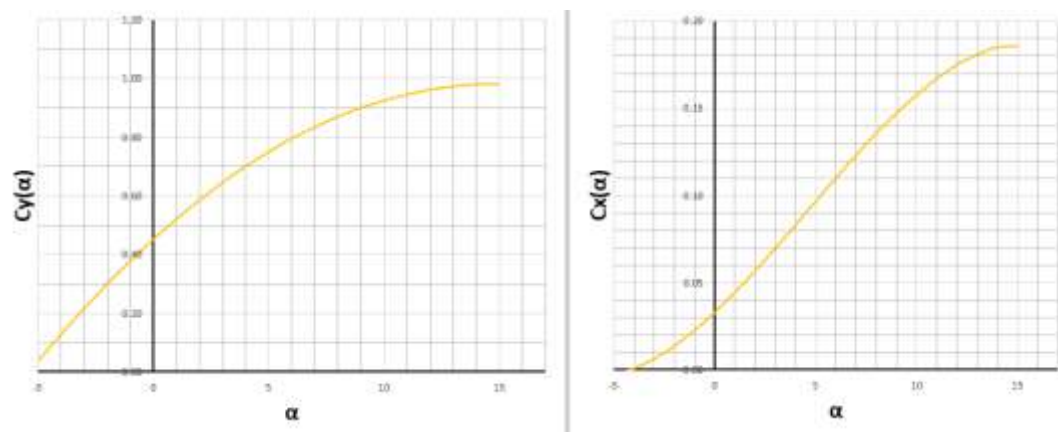


Рис. 6.2.9. Дані моделювання літака в середовищі APAME

Крива $C_u(a)$ є не зовсім типовою (не лінійною), але значення є реалістичними. Відмінність від значень для крила може бути спричинена:

- Впливом оперення
- Артефактами і помилками через занадто малі/вузькі панелі
- Числовими ефектами взаємодії панелей вихрової пелени крила і панелей оперення

Варто зазначити, що на від'ємних кутах атаки з'являються від'ємні значення аеродинамічного опору, що неможливо. Це може бути викликано некоректним розрахунком тиску в зоні заднього люка.

Після аналізу даних розрахункова модель була модифікована:

- Прибрані заокруглення біля люка-рампи
- Прибрані панелі люка-рампи
- Змінена геометрія напливів, опущене крило
- Створена модель без стабілізатора

Перенесення крила вниз здійснено з метою зменшення аеродинамічного опору шляхом зменшення площі поперечного перерізу літака. Також це спростить конструювання стиків крила з фюзеляжем. Перенесення центроплана всередину об'єму фюзеляжа не призведе до суттєвої втрати корисного об'єму.

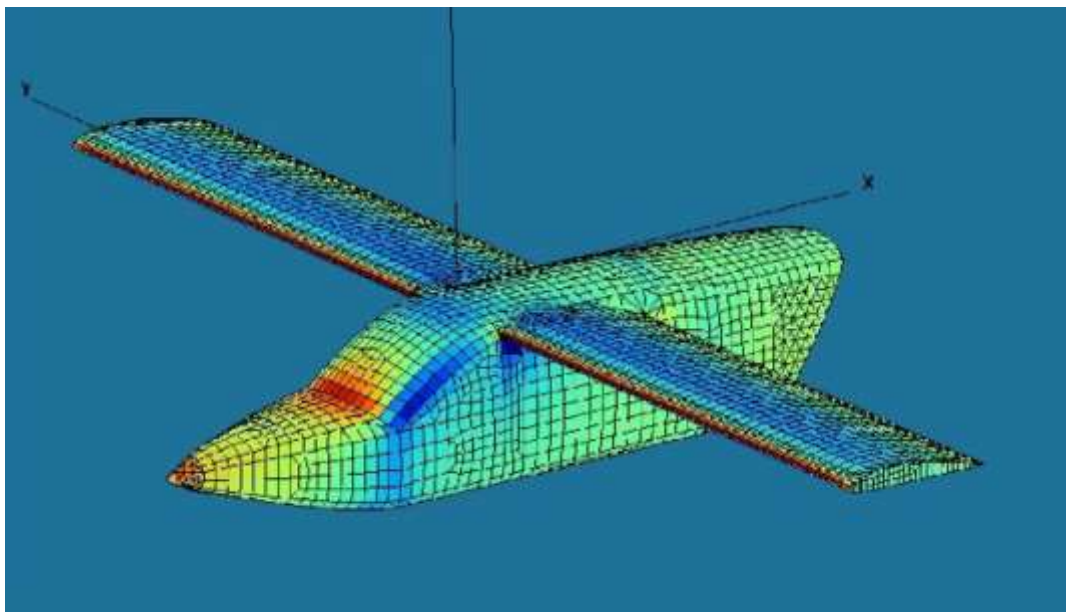


Рис. 6.2.10 Розрахункова модель без оперення в середовищі АРАМЕ

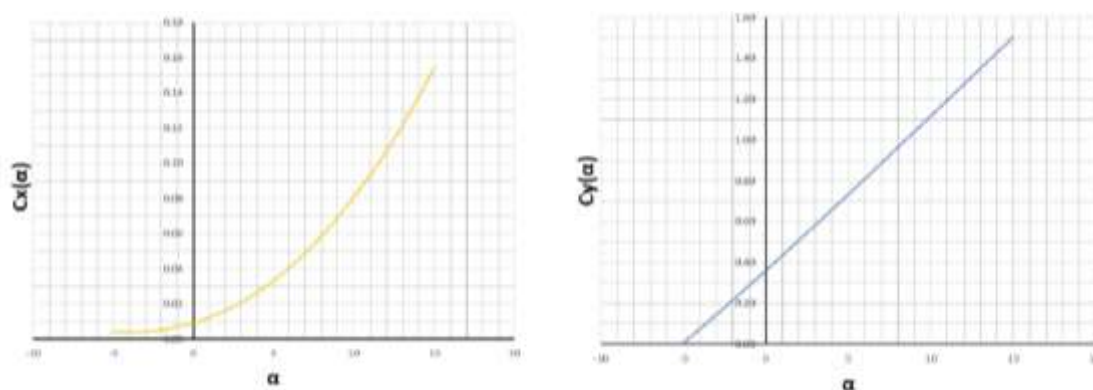


Рис. 6.2.11 Результати моделювання в середовищі АРАМЕ. Модель без оперення

Отримані результати є реалістичними. Чітко спостерігається типова лінійна залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки. Значення коефіцієнту опору занижені, що типово для розрахунку з використанням панельних методів.

Розділ 7. Аеродинамічна оптимізація

Панельні методи аеродинамічного моделювання дають змогу отримати інформацію про загальну картину обтікання і характеристики в першому наближенні, але не дають можливості вивчати локальні явища і отримати точні значення $C_{y_{max}}$ і опору. Тому для подальшої роботи використаємо програмне забезпечення Ansys CFX.

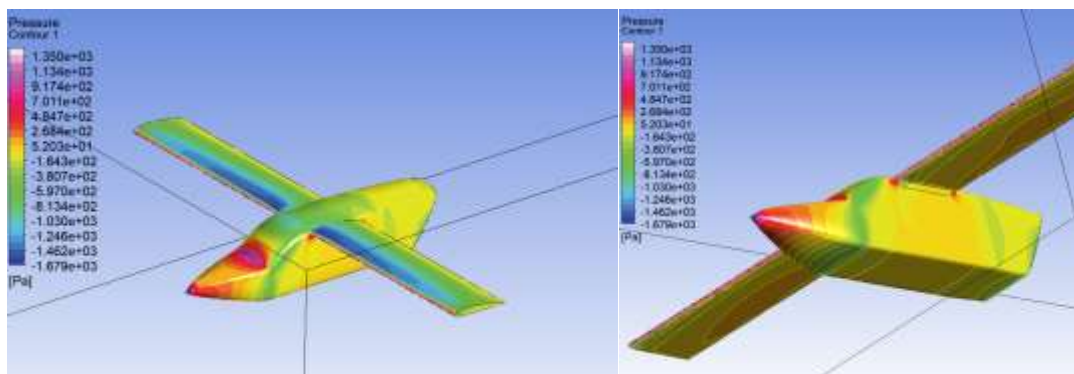


Рис. 7.1. Розрахункова модель літака без оперення в середовищі Ansys CFX. Розподіл тиску при $\alpha = 0$

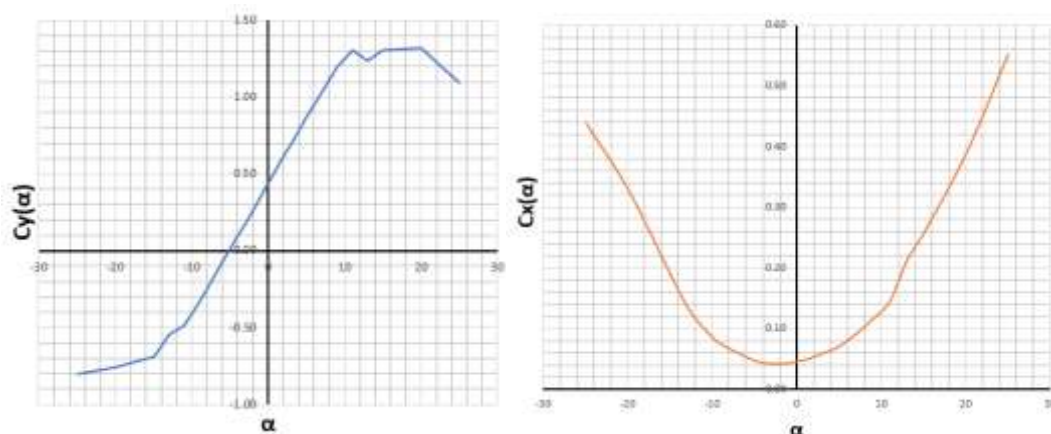


Рис. 7.2 Результати аналізу моделі літака у середовищі Ansys

На основі цих зображень можна відмітити зони, де є потенціал для вдосконалення місцевої аеродинаміки:

- Зони стику крила з фюзеляжем
- Зона переходу носової частини у секцію кабіни

Збільшення напливу допоможе згладити перехід між крилом і фюзеляжем і зменшити перепад тисків і опір. Аналогічно, зміна форми кабіни (зменшення кривизни переднього контура, додавання скруглення) також дозволить зменшити опір.

Однак першочерговою задачею є створення механізації крила, яка зможе забезпечити необхідну підйомну силу на злітно-посадкових режимах. Як видно з графіка, очікуване значення $C_{y_{max}} = 2.5$ неможливо досягнути без використання механізації.

Механізація крила літаків КВП різноманітна. Основним способом створення додаткової підйомної сили є закрилки і - як їх варіант - флаперони (поверхні, що суміщають функції елеронів та закрилків).

Закрилки – елементи механізації задньої кромки крила, частини крила, здатні відхилитися для створення додаткової підйомної сили.

Зазвичай на легких літаках КВП використовуються однощільні закрилки. На великих літаках використання більш складних двошільних конструкцій дозволяє збільшити підйомну силу порівняно з одношільними варіантами, однак набагато складніша конструкція механізму випуску не відповідає вимогам, які висуваються до легких літаків – простота, ремонтпридатність, а зачасти і можливість ручного керування механізацією, без використання гідросистеми.

Закрилки зазвичай підвішені на одній осі, яка може знаходитись як всередині, так і ззовні контура профіля [1]. Останній варіант є більш вигідним, оскільки при відхиленні закрилка збільшується площа крила в плані.

Окрім простих щільових закрилків, які повертаються на осі, існують інші типи. Наприклад, закрилок Фаулера[1], який висувається на направляючих. Однак через значний згинальний момент на направляючих така конструкція набагато важча за інші варіанти. Головними перевагами є

збільшення площі крила в плані під час висування та менший ніж у інших типів приріст аеродинамічного опору.

Наступним за розповсюдженістю способом є використання передкрилків. Це елементи механізації крила, встановлювані на передній крайці. Вони слугують для покращення обтікання крила на великих кутах атаки. Передкрилок протидіє зриву потоку на верхній поверхні крила, дозволяючи добитись більшої підйомної сили на більших кутах атаки. Передкрилок не збільшує підйомну силу на ділянці, де підйомна сила $Y(\alpha)$ має лінійну залежність, але збільшує $\alpha_{кр}$, а значить і Y_{max} .

Застосування закрилків зменшує $\alpha_{кр}$ на 3-5 градусів, тому часто передкрилки застосовуються в тандемі з закрилками для компенсації цього ефекту.

Передкрилки можуть бути фіксованими (нерухомі), автоматичними (випускаються на певному режимі автоматичною системою або за допомогою аеродинамічних сил, що діють на них), керованими вручну.

Для дослідження закрилків створена наступна модель:

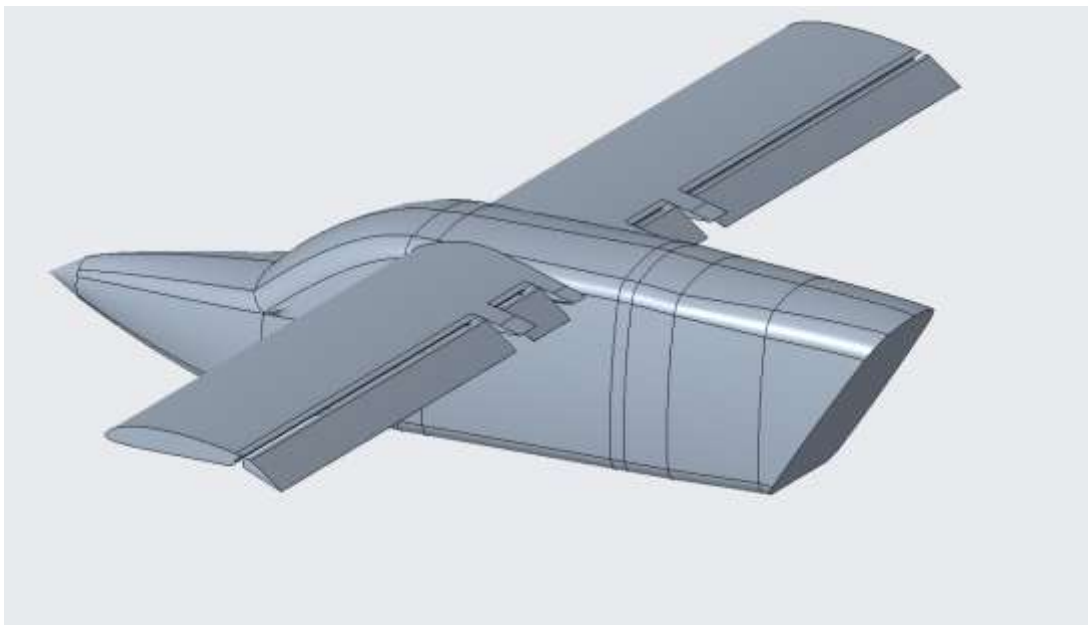


Рис. 7.3 Модель для дослідження закрилків. Кут відхилення 22 градуси (злітна конфігурація)

Варто звернути увагу на те, що закрилок займає не всю задню кромку. Цьому є причиною те, що ділянки де мають встановлюватись хвостові балки не дозволяють встановити суцільний закрилок постійного профіля. Проміжок між початком внутрішньої секції закрилка і фюзеляжем призначений для подальшого розміщення наплива. Також використання багатосекційного закрилка зменшує ймовірність заклинювання механізації при значних деформаціях згину крила і дозволяє зробити зовнішню секцію флапероном (тобто вона виконуватиме функції і елерона, і закрилка).

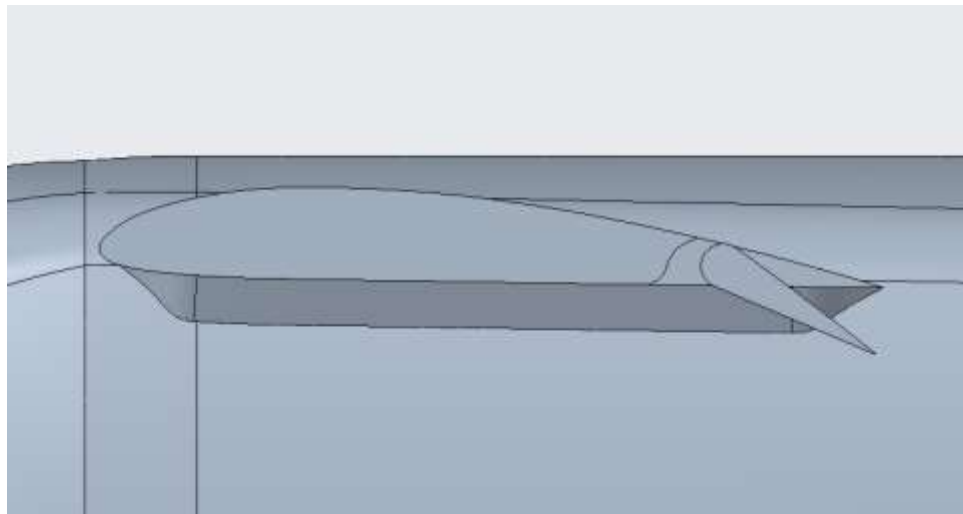


Рис. 7.4 Профіль крила з відхиленим закрилком

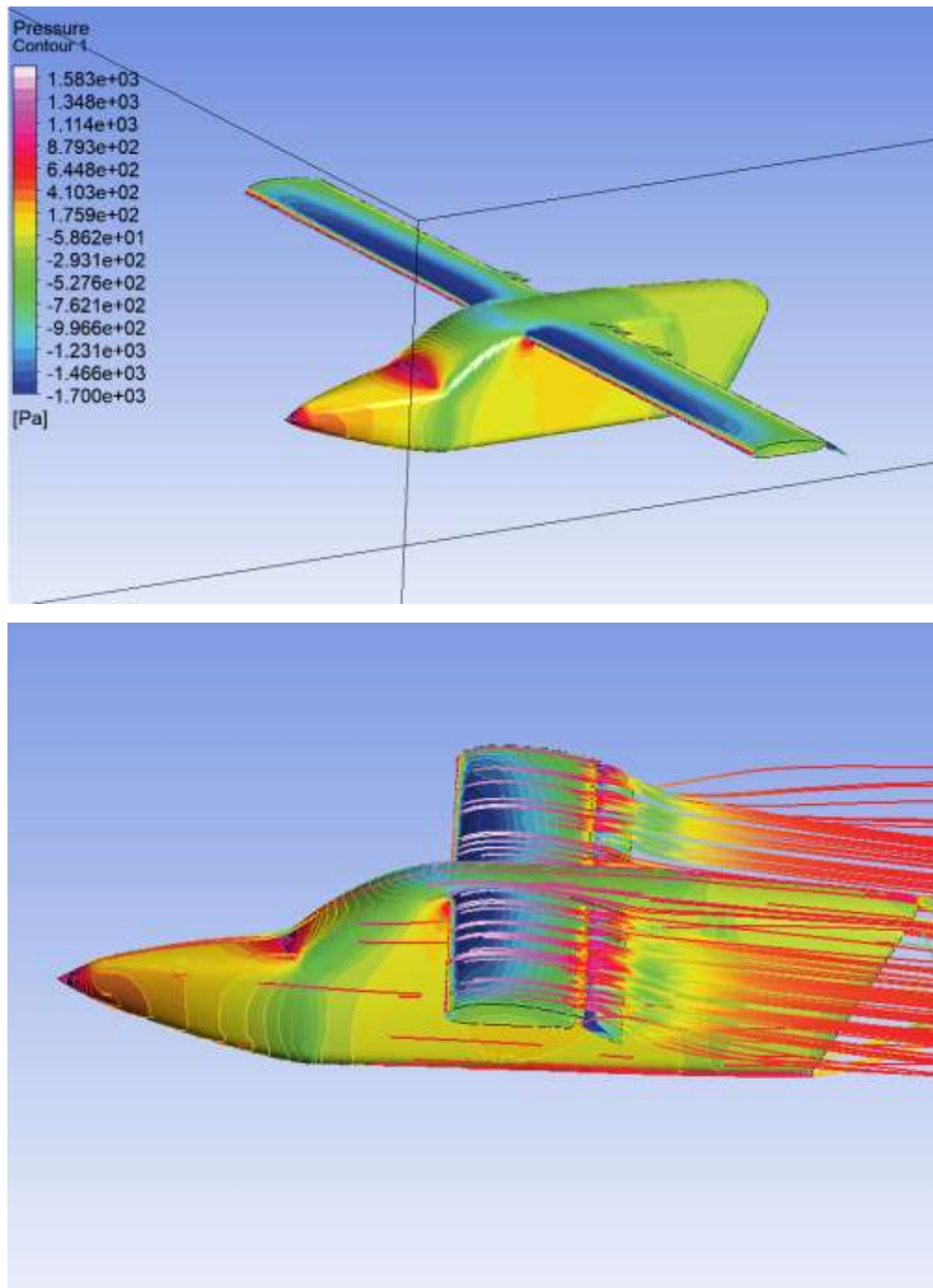


Рис. 7.5 Обтікання крила з закрилком, відхиленим на кут 22°

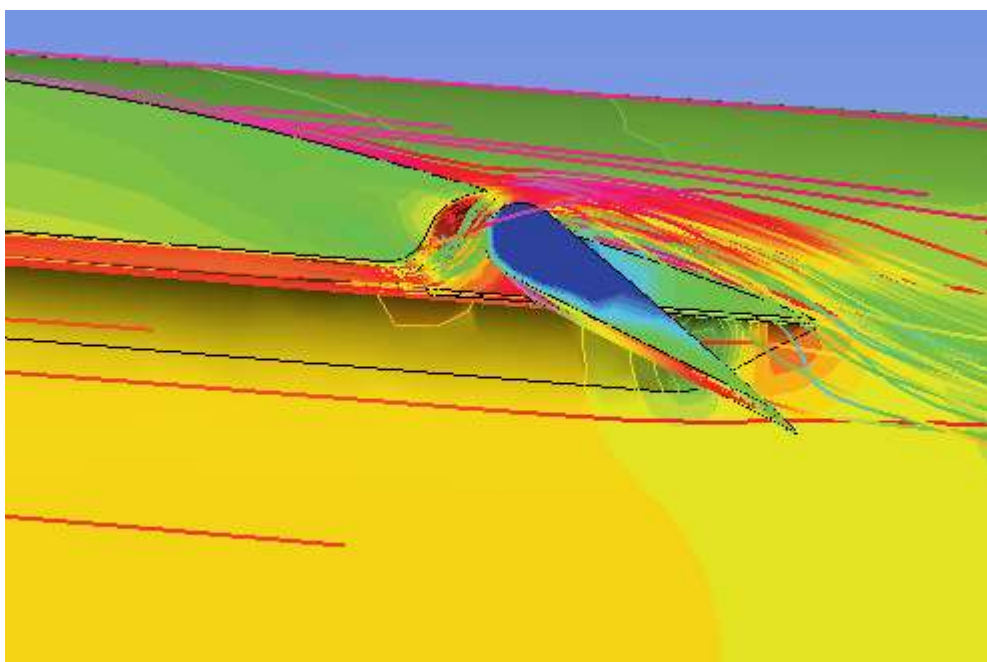


Рис. 7.6. Обтікання закрилка.

Досягнуто $C_{y_{max}} = 1.4$, чого недостатньо для досягнення необхідних характеристик. Збільшимо розмах крила з 10.5 до 14 м.

Варто зауважити, що через те, що передня крайка закрилка у цьому положенні знаходиться занадто високо, відбувається надмірне гальмування потоку біля неї. Переробимо модель так, щоб кромка закрилка знаходилась нижче.

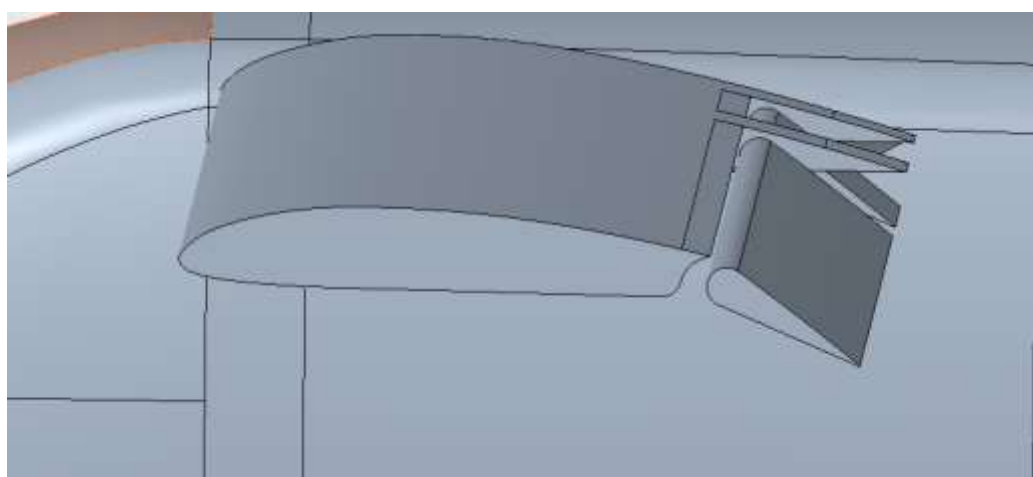


Рис. 7.7 Модифікована геометрія закрилка

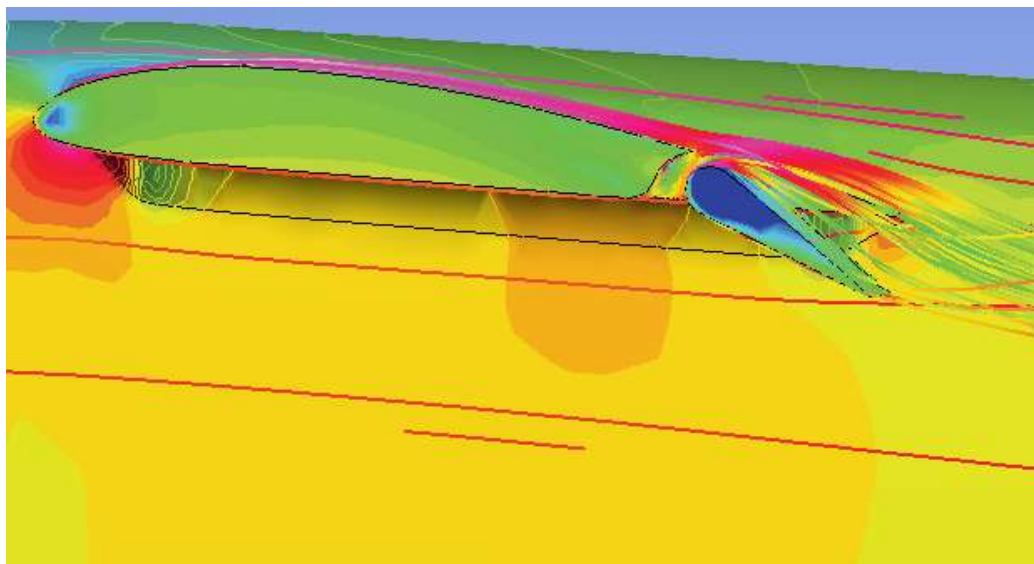


Рис. 7.8 Обтікання закрилка

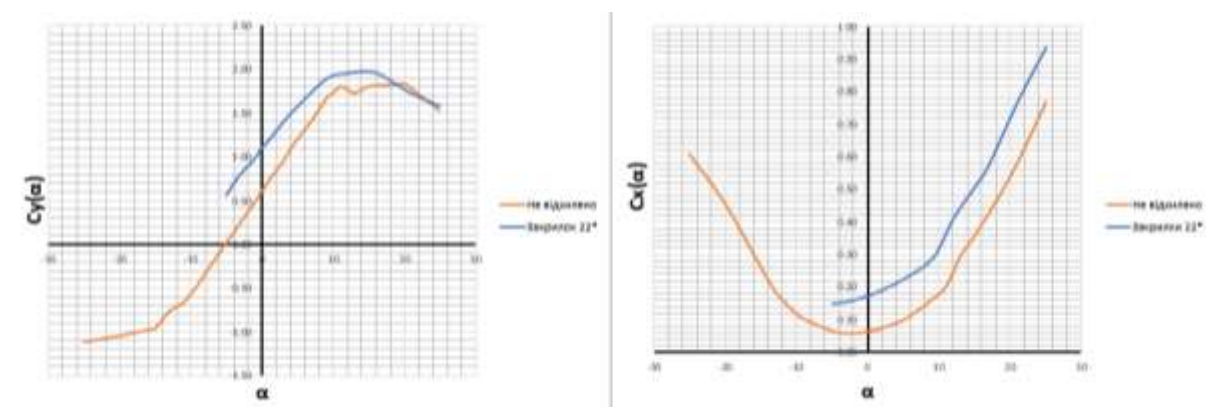


Рис.7.9 Результати моделювання конфігурації з випущеним та прибраним закрилком

Як і передбачено, при використанні закрилка отримуємо більшу підйомну силу, але і більш раннє звалювання. Цікаво відмітити, що звалювання з випущеним закрилком стає більш плавним. Варто відмітити і гальмівну дію закрилка – при його випусканні аеродинамічний опір літака зростає вдвічі на малих кутах атаки. Цікаво, що приріст опору на додатніх кутах атаки постійний.

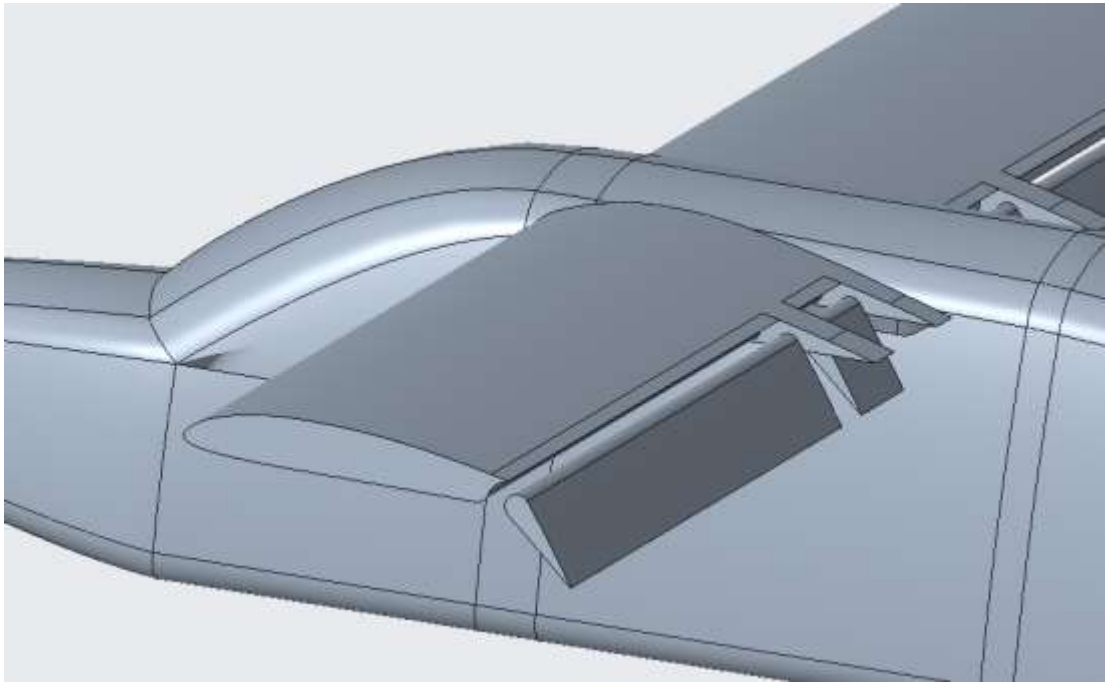


Рис. 7.10 Модель з відхиленим закрилком у посадочній конфігурації

Проведемо розрахунок з закрилками у посадочній конфігурації. На посадці типовий кут відхилення закрилків літаків КВП складає 40 градусів.

Розрахуємо параметри не на всіх кутах атаки підряд, оскільки інтерес становить лише поведінка на великих кутах атаки. На кутах атаки 0-10 градусів залежність підйомної сили від кута атаки майже лінійна, і додаткові розрахункові випадки на цій ділянці не дають додаткових корисних даних, але суттєво збільшують тривалість розрахунку. Розрахунок обтікання в одному режимі польоту займає 30 хв, тому зменшення кількості режимів, які розглядаються, є важливим фактором оптимізації робочого процесу.

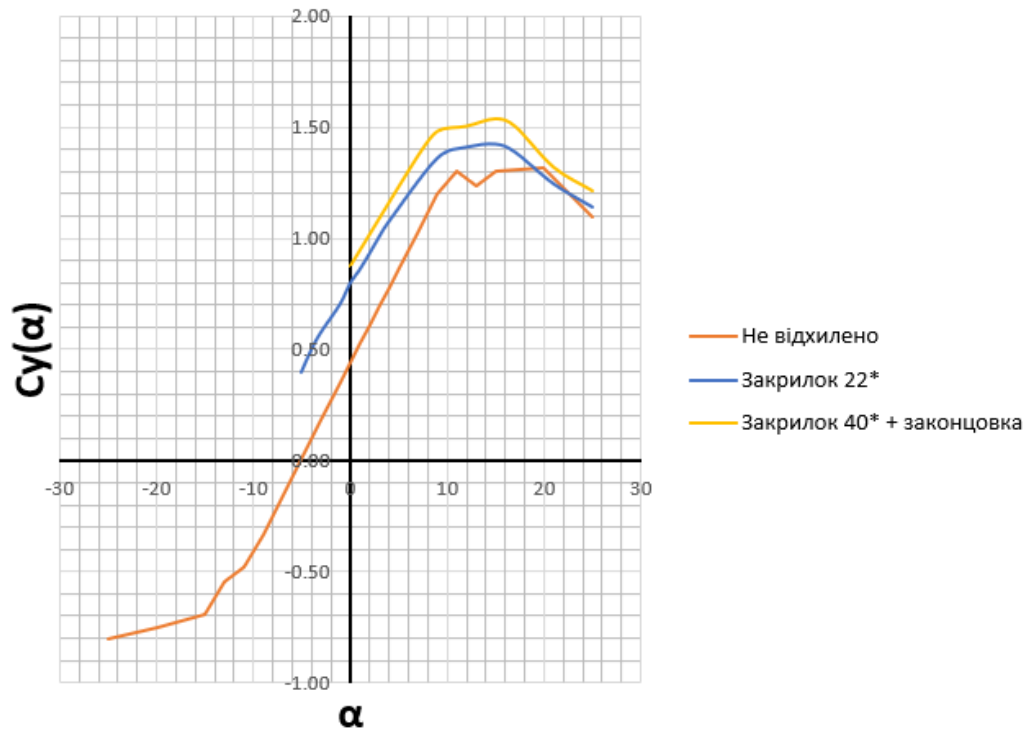


Рис. 7.11 Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки в залежності від положення закрилка

Підйомна сила з закрилком у положенні 40° не набагато перевищує підйомну силу з закрилком у положенні 22° . Ймовірно, на таких високих кутах відхилення для цієї конфігурації закрилка відбувається зрив, і він вже не може бути таким же ефективним.

Для перевірки цієї гіпотези дослідимо поведінку літака з закрилком у проміжному положенні 30° .

Також на графіку на рис. 6. Присутня крива для конфігурації з закінцівкою Хоєрнера.

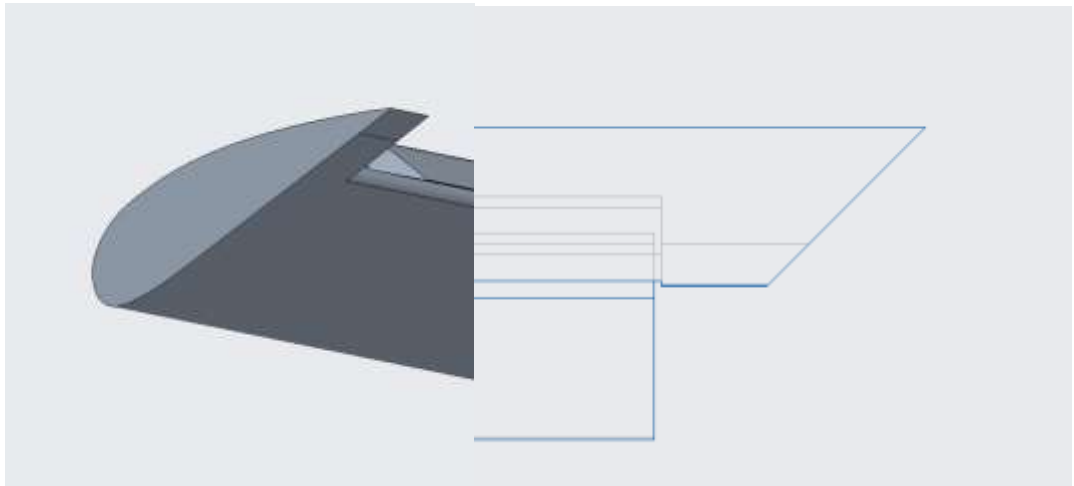


Рис. 7.12 Закінцівка Хоєрнера

Цей тип закінцівки має скошену поверхню торця, що дозволяє боротись з перетіканням повітря з нижньої поверхні крила в сторону верхньої. Ці закінцівки зменшують індуктивний опір крила. Гіпотеза полягала в тому, що застосування цих закінцівок дозволить завадити перетіканню повітря через кінці закрилка і крила, що збільшить підйомну силу. Однак, як показано на рис. 7.11, встановлення такої закінцівки не призводить до помітного збільшення підйомної сили порівняно з конфігурацією без закінцівки (графіки накладаються). Тим не менш, зменшення опору завдяки закінцівкам крила дозволить збільшити економічну ефективність літака, тому цьому питанню буде приділено увагу нижче.

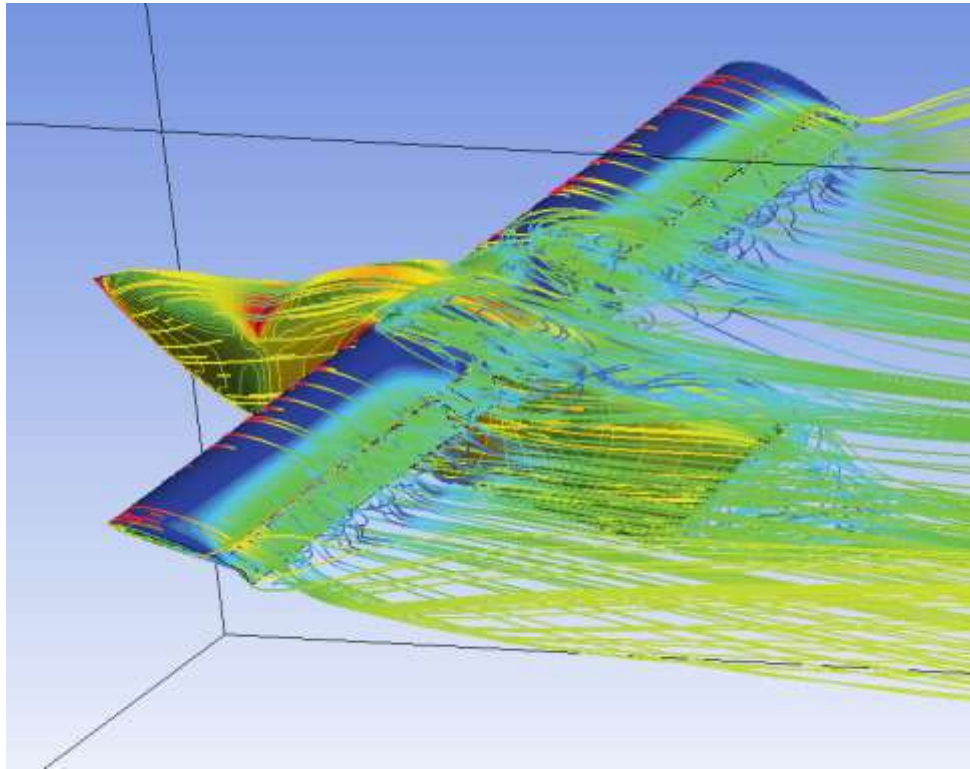


Рис. 7.13 Обтікання літака на куті атаки 15° , закрилки випущені на 30°

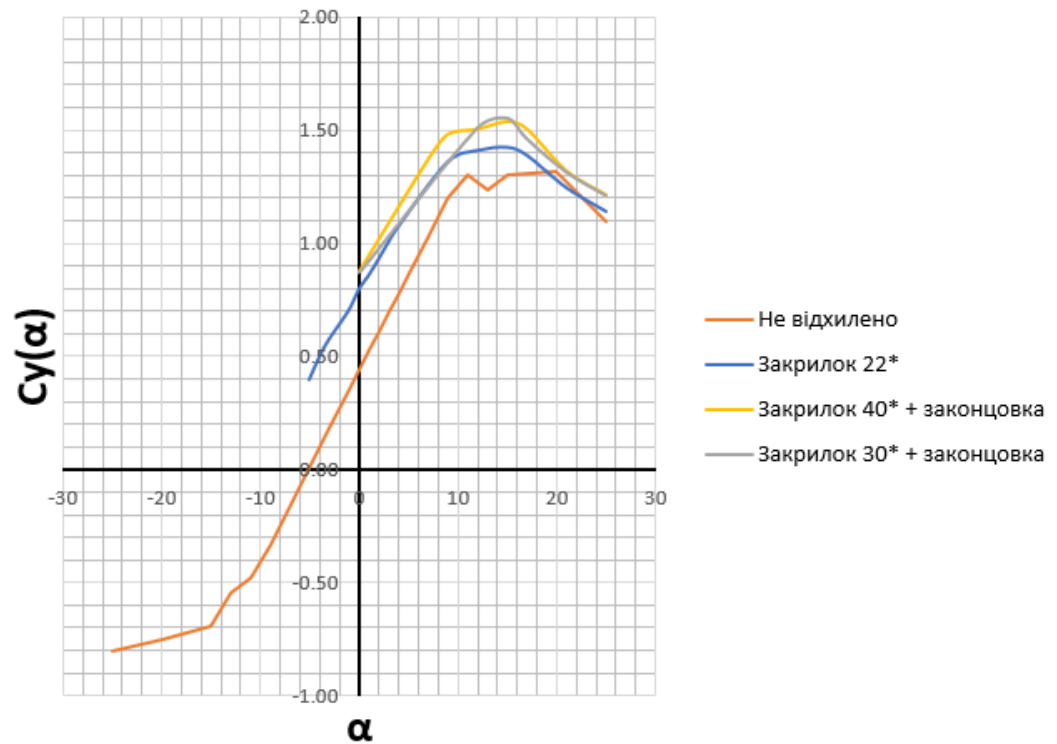


Рис. 7.14 Залежність $C_y(\alpha)$ для різних конфігурацій

Однак бажане значення $C_{y_{max}}$ не досягається. Для подальшого збільшення підйомної сили збільшено відносну хорду закрилка з 25% до 33%.

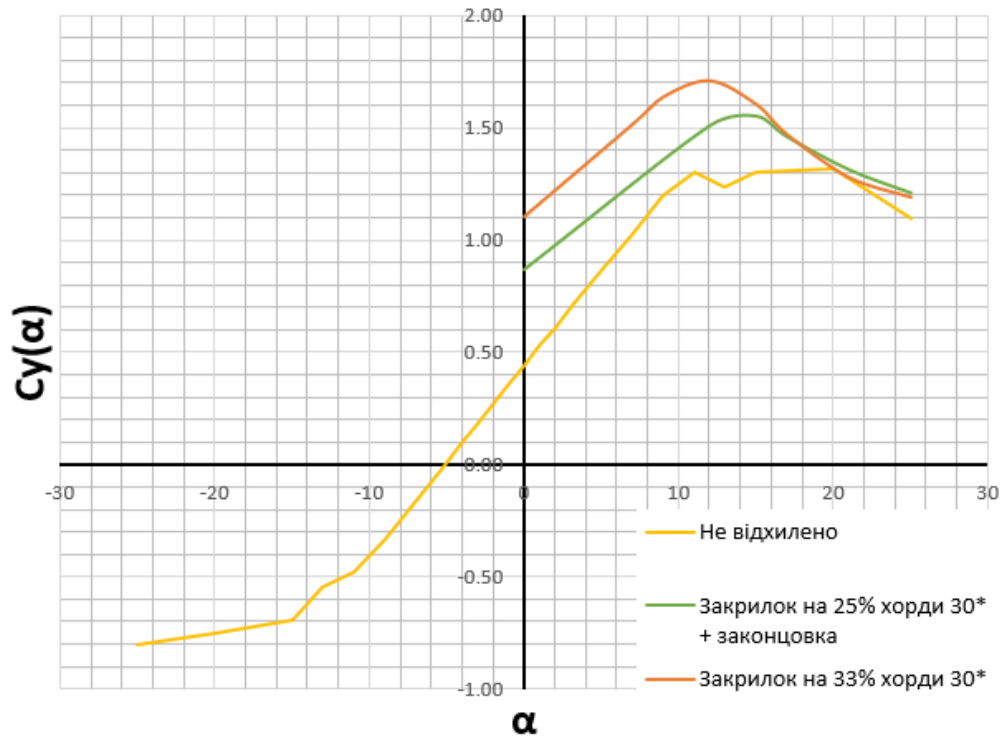


Рис.7.15 Залежність $C_y(\alpha)$ для збільшеного закрилка і порівняння з іншими конфігураціями

Збільшення закрилку дозволяє досягти $C_{y_{max}} = 1.7$, що відповідає швидкості звалювання 140 м/с.

Вважатимемо досягнутий результат задовільним. Реальний $C_{y_{max}}$ буде вище, оскільки підйомну силу на великих кутах атаки також створюватиме оперення.

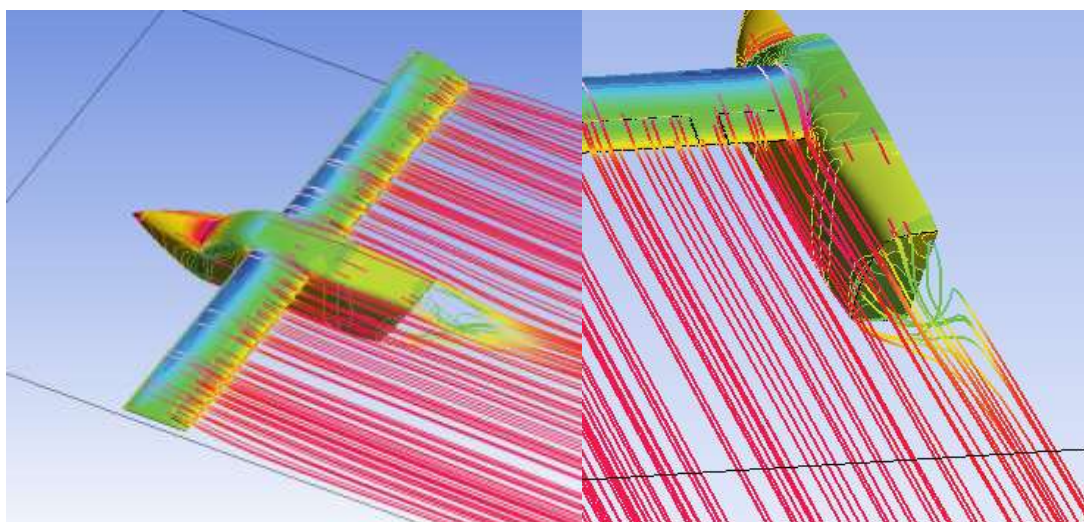


Рис.7.16 Обтікання моделі без оперення з прибраним закрилком

Наступним кроком є зменшення аеродинамічного опору літака, особливо шляхом вдосконалення проблемних зон, ідентифікованих раніше, а саме зони заднього люка та стику крила з фюзеляжем.

Спроековано наплив (рис. 7.17), який забезпечує більш плавне поєднання поверхонь крила і фюзеляжа.

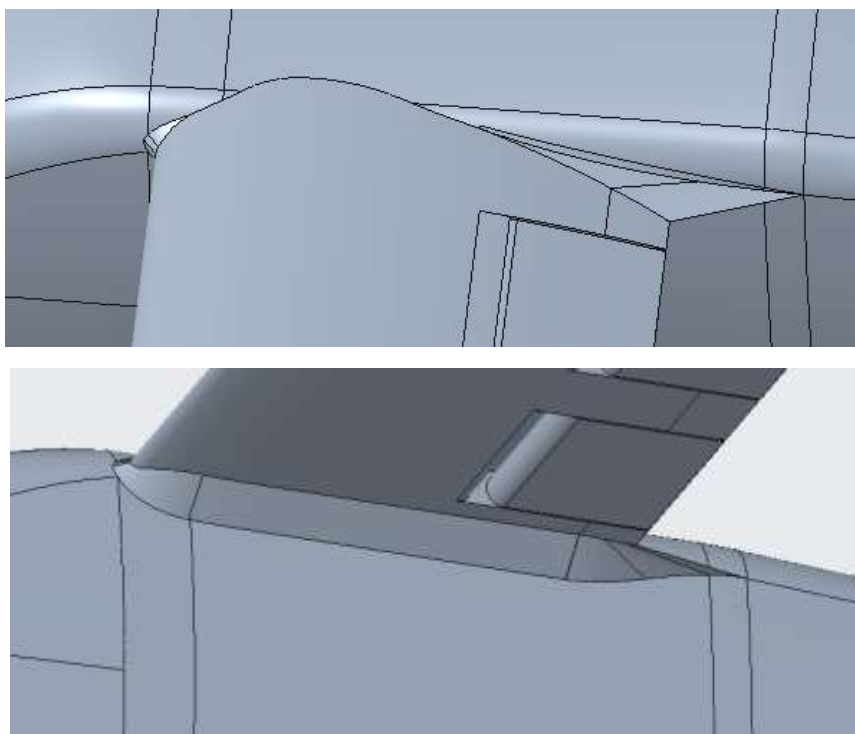


Рис. 7.17 Стик крила з фюзеляжем з спроектованим напливом

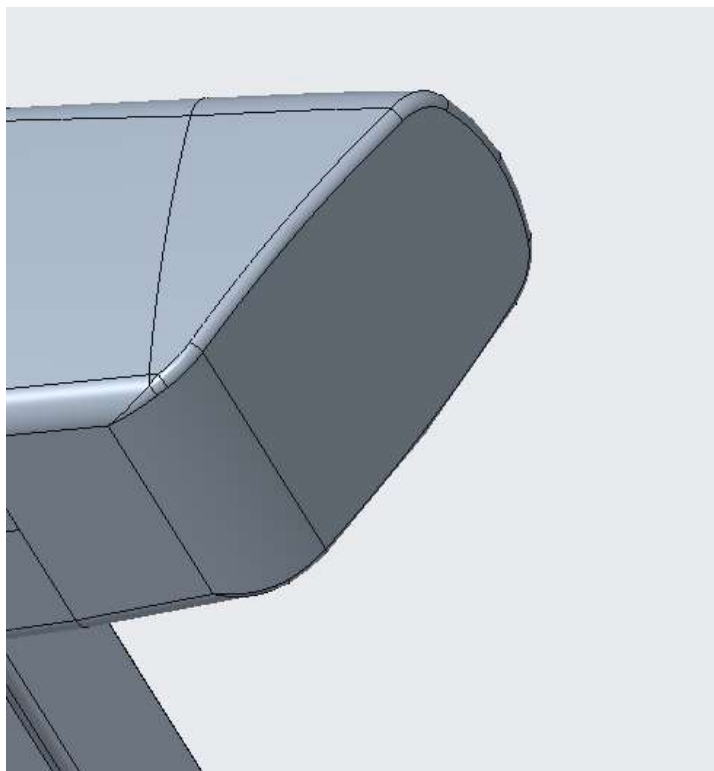


Рис. 7.19. Модифікована геометрія заднього люка: додані плавний перехід з нижньої поверхні на люк та заокруглення на краях люка

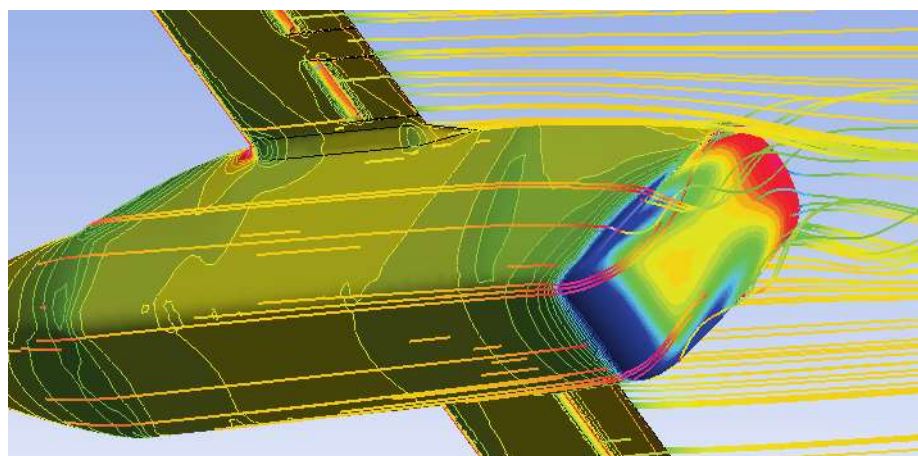


Рис. 7.20. Обтікання моделі з модифікованим люком. Видно розвинену зону пониженого тиску на нижній крайці.

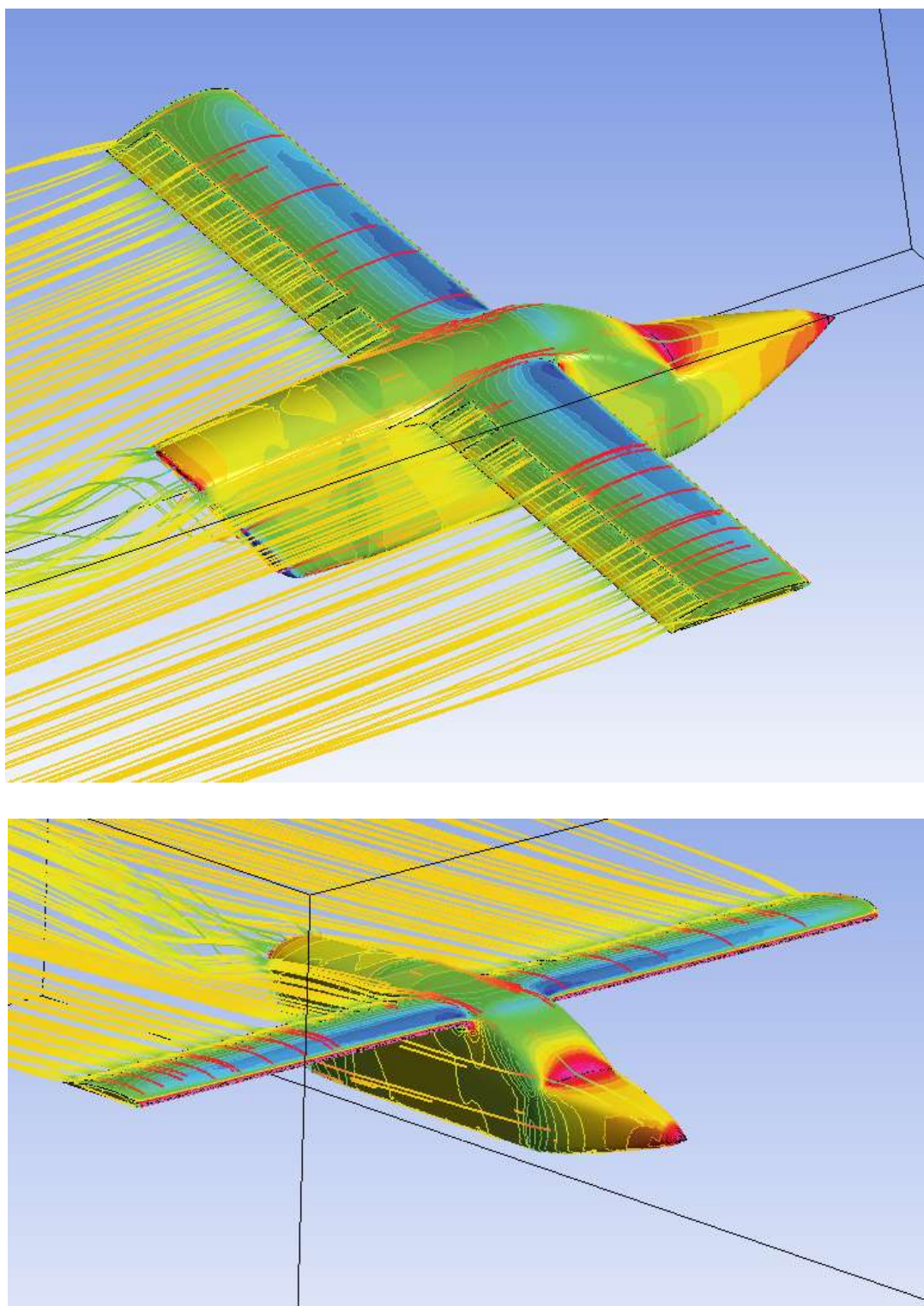


Рис. 7.21 Обтікання модифікованої геометрії на куті атаки $\alpha = 0^\circ$

Застосування наплива дозволило усунути зону підвищеного тиску у місці стику задньої крайки крила з фюзеляжем та зменшити відповідну зону біля передньої крайки. Це робить обтікання крила більш плавним.

Обтікання заднього люка стало більш плавним, потоки повітря тепер більш плавно огинають нижню грань, але зрив потоку все одно відбувається. Формується два характерних вихора з осями паралельними площині люка.

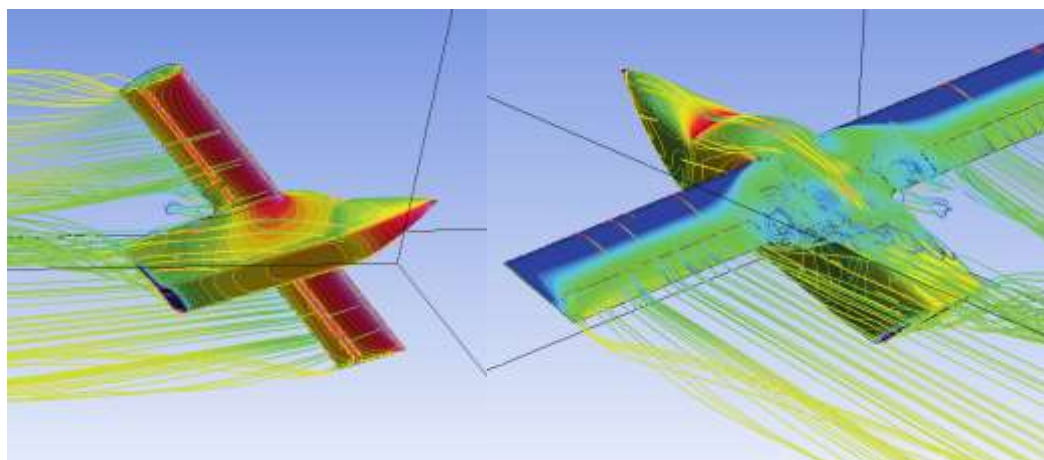


Рис. 7.22 Обтікання моделі на куті атаки $\alpha = 15^\circ$

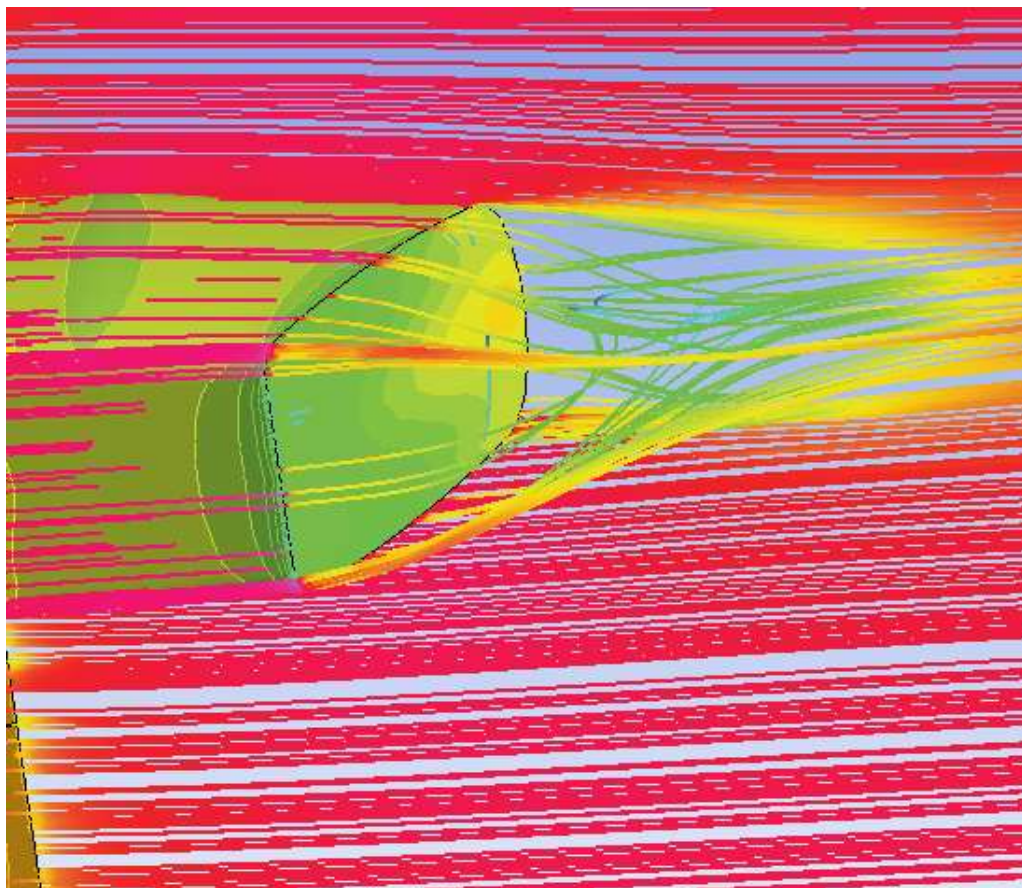
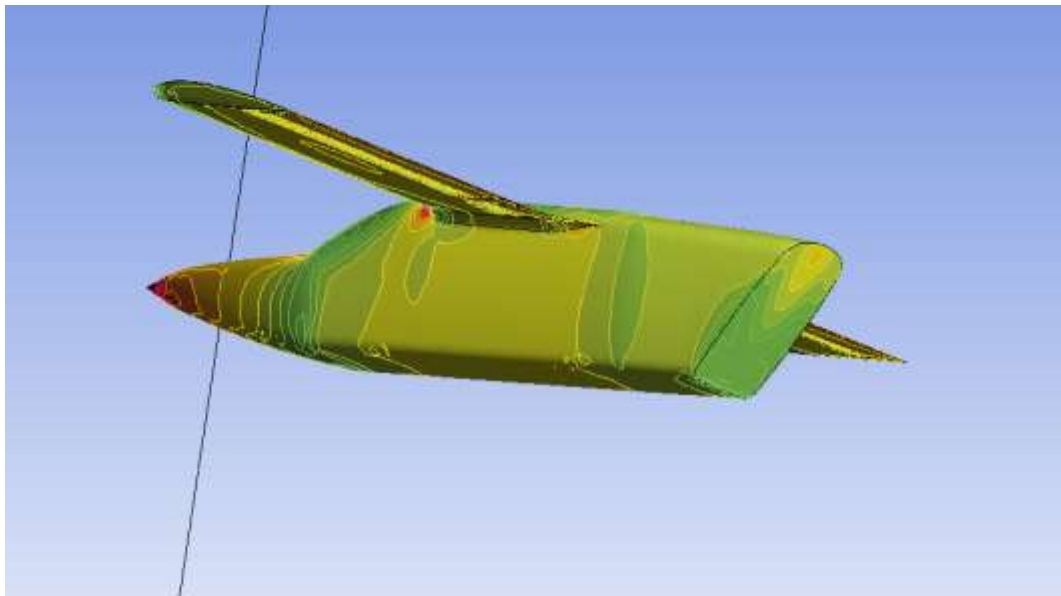


Рис. 7.23. Обтікання моделі з напливом, але без модифікації люка. Зона пониженого тиску на нижній кромці люка відсутня.

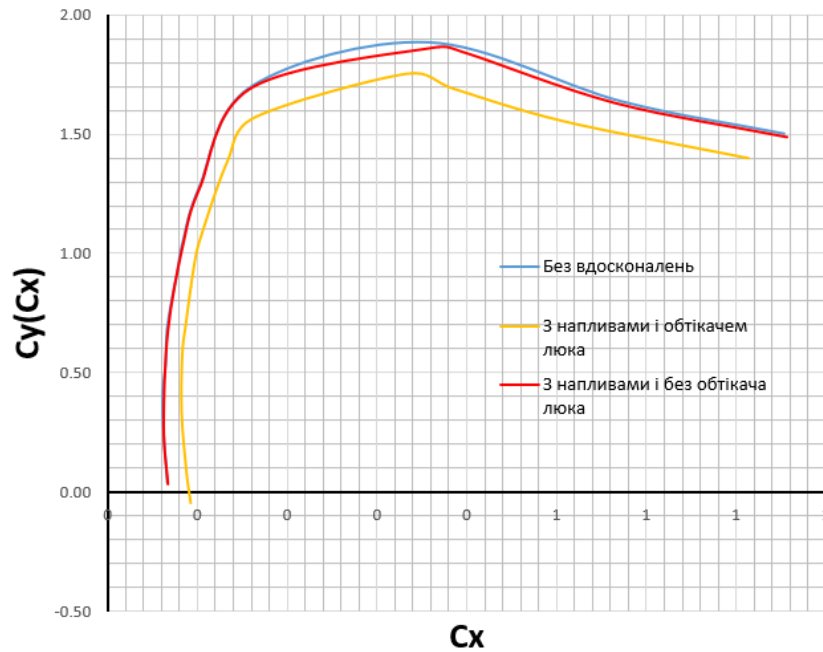


Рис. 7.24 Результати моделювання різних варіантів вдосконаленої моделі

З рис. 7.24 видно, що додавання наплива не змінює відчутно характеристик. Але наплив забезпечує більш плавне обтікання і більш плавний розподіл тисків у зоні стику крила з фюзеляжем, тому його застосування обгрунтоване.

Зміна геометрії люка збільшила опір і зменшила підйомну силу. Це можна пояснити появою зони пониженого тиску, яку видно на рис. 7.20. Варіант з гострими краями люка є аеродинамічно більш вигідним, ймовірно тому, що потік на краях люка зривається, не створюючи такого сильного розрідження.

Подальшим кроком є аналіз моделі всього літака (з оперенням і шасі) заради отримання його аеродинамічних характеристик (коефіцієнтів опору, підйомної сили, коефіцієнтів пікіруючих моментів) на різних режимах. Це необхідно для визначення крейсерської та максимальної швидкостей та злітно-посадкових характеристик. Параметри моделі без оперення не дозволяють отримати ці характеристики точно, оскільки опором і підйомною

силою оперення нехтувати не можна. Так само не можна нехтувати опором шасі.

Обтікання моделі всього літака з прибраними закрилками показано на рис. 7.25-7.27, з випущеними – на 7.28, 7.29

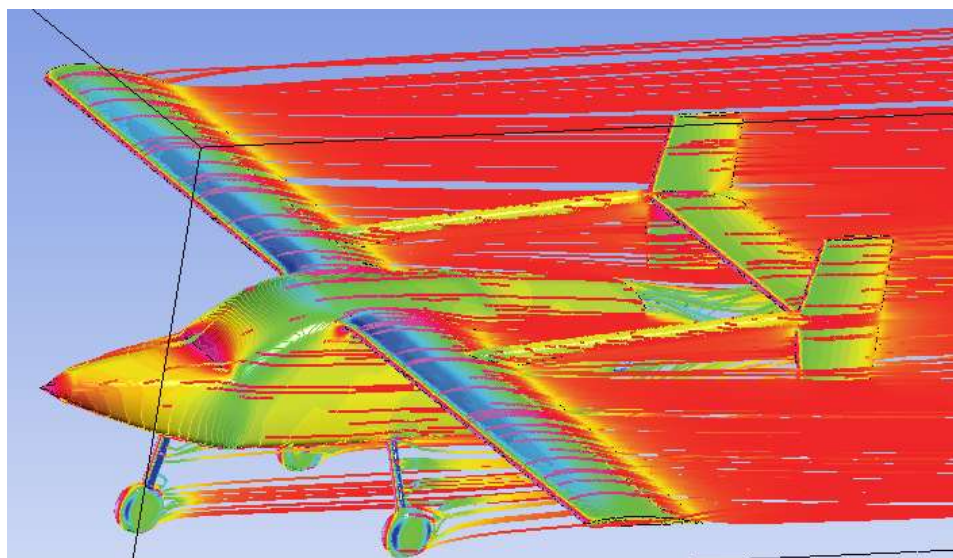


Рис. 7.25 Обтікання моделі літака в цілому на куті атаки $\alpha = 0^\circ$

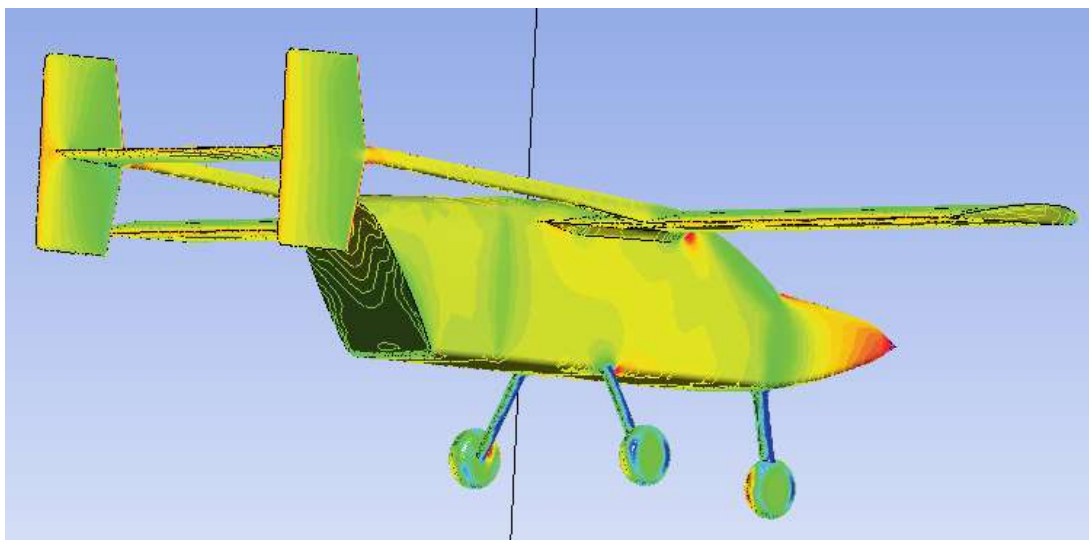


Рис. 7.26

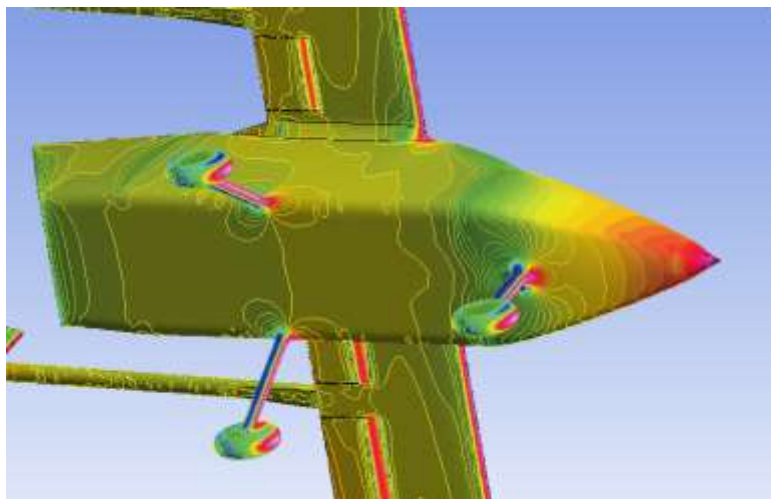


Рис. 7.27

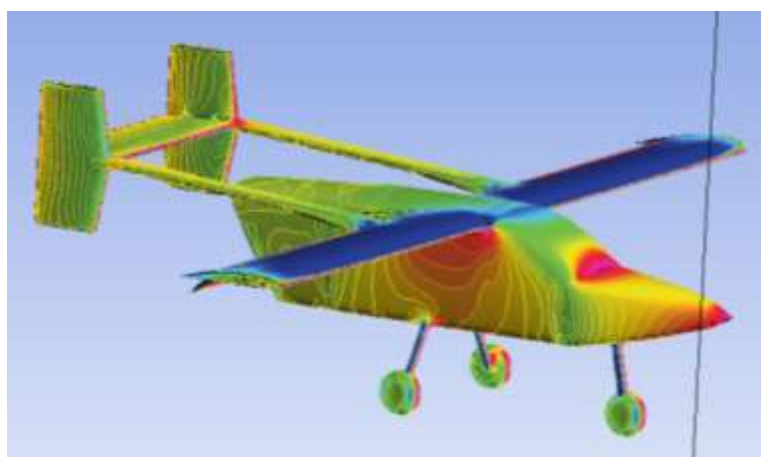


Рис. 7.28. Розподіл тиску по поверхні літака

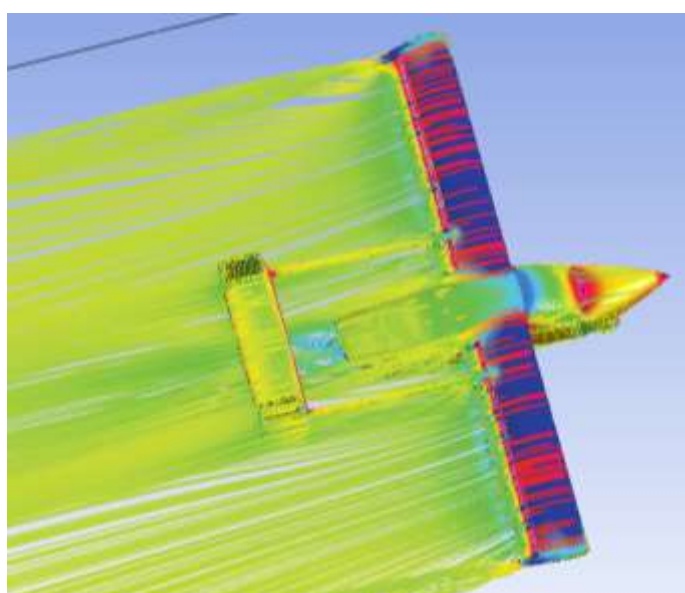


Рис. 7.29 Обтікання літака з випущеними закрилками

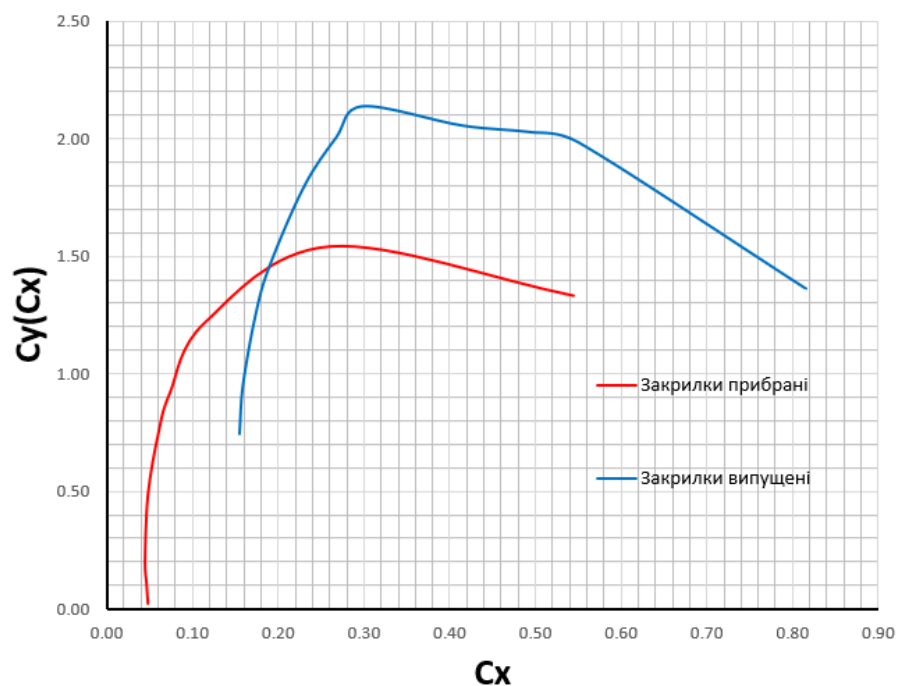


Рис. 7.30. Поляра літака

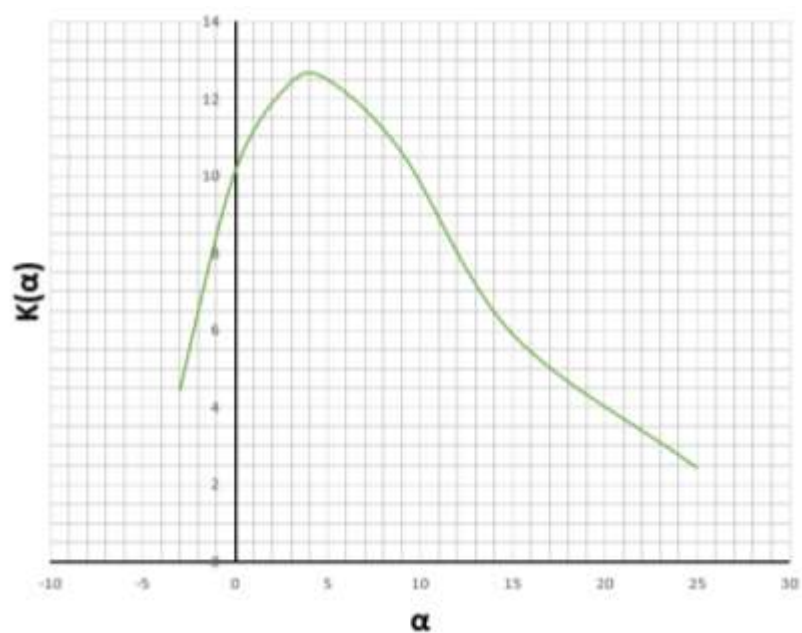


Рис. 7.31. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

Визначимо моментні характеристики літака. Знехтуємо при цьому впливом фюзеляжа, оскільки на моментні характеристики в основному впливають крило і горизонтальне оперення. Для зменшення кількості часу, необхідного для розрахунку, моментні характеристики визначатимемо у програмі XFLR5.

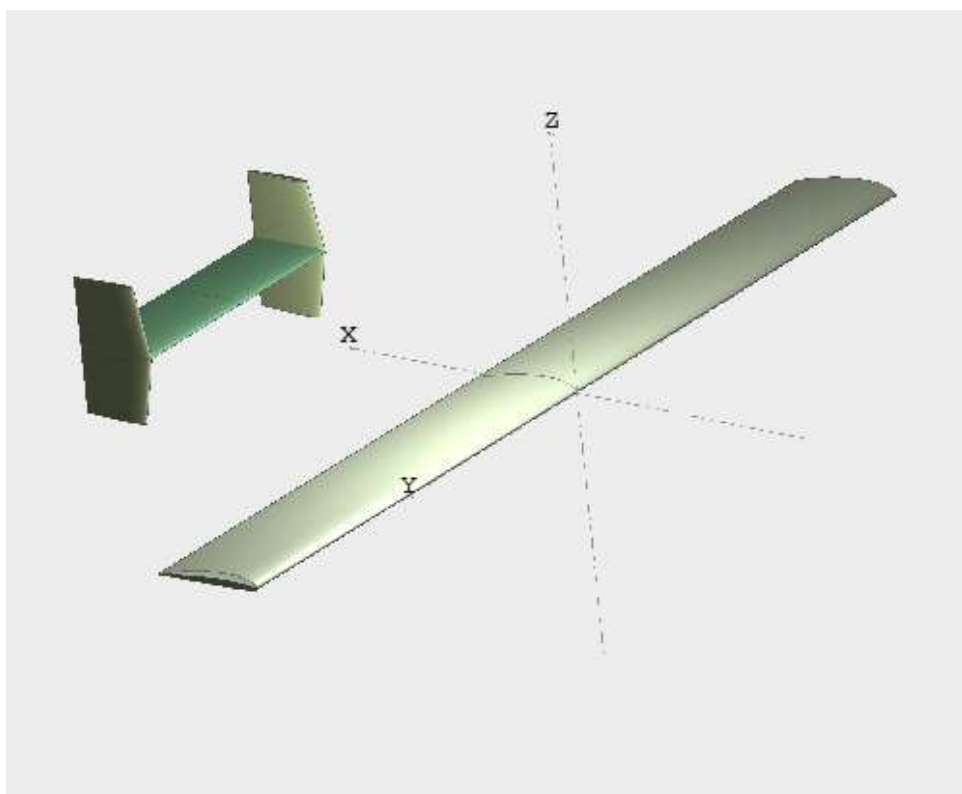


Рис. 7.32. Розрахункова модель літака у програмі XFLR5

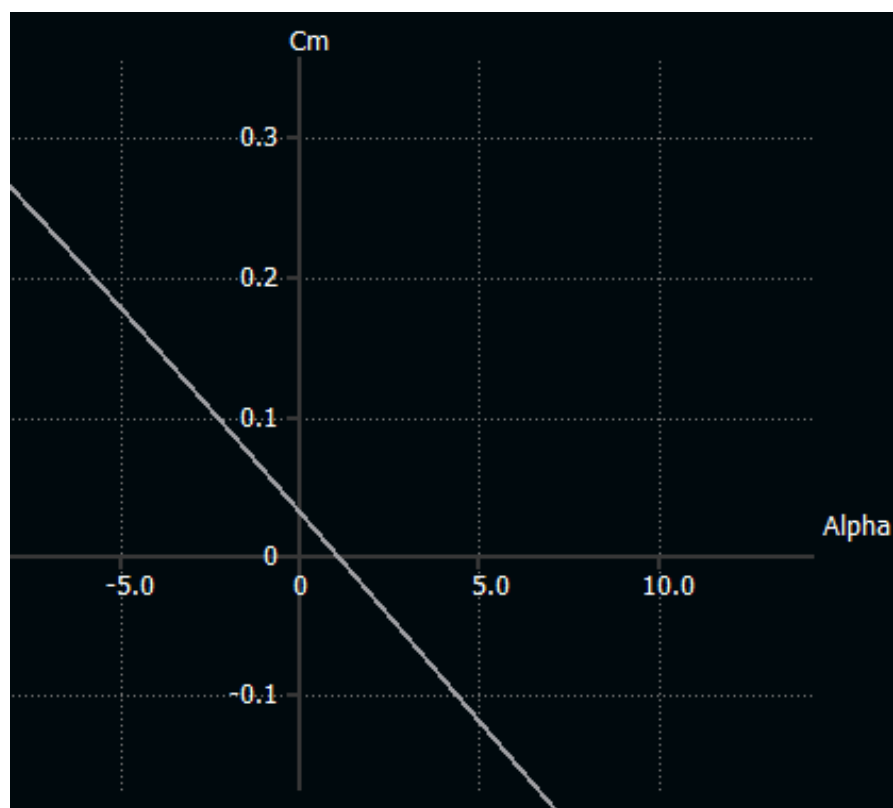


Рис. 7.33. Залежність коефіцієнта пікіруючих моментів від кута атаки з прибраними закритками.

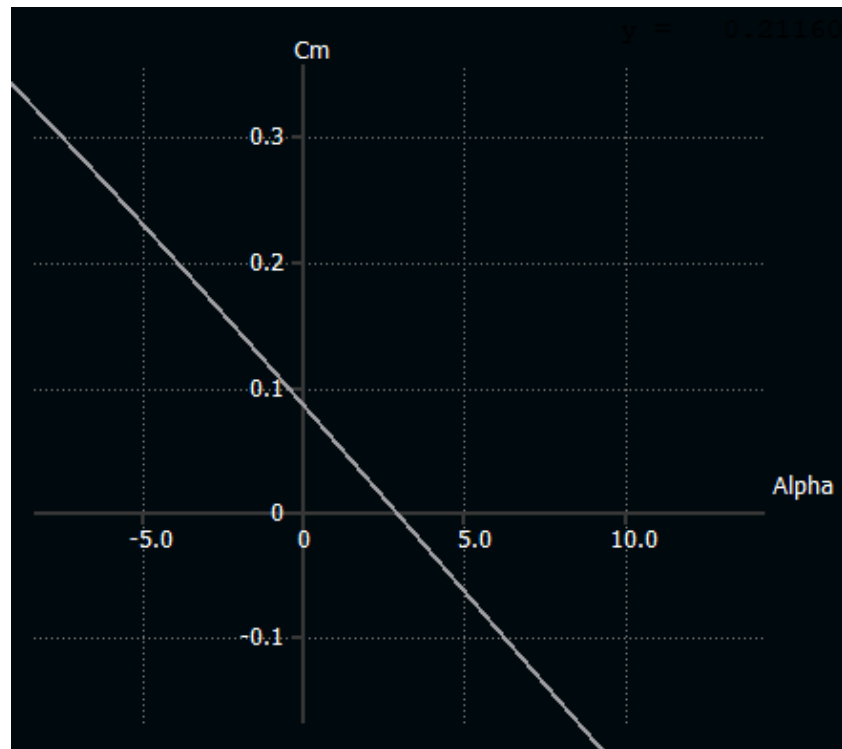


Рис. 7.34. Залежність коефіцієнта пікіруючих моментів від кута атаки з випущеними на 30° закрилками.

Залежність показує, що літак є стійким по тангажу в обох конфігураціях.

Розділ 8. Визначення льотно-технічних характеристик

Визначимо льотно-технічні характеристики літака.

Побудуємо діаграму Жуковського по тязі. Розглядаємо висоти 0, 3 і 5 км, задавшись 5 км як максимальною висотою.

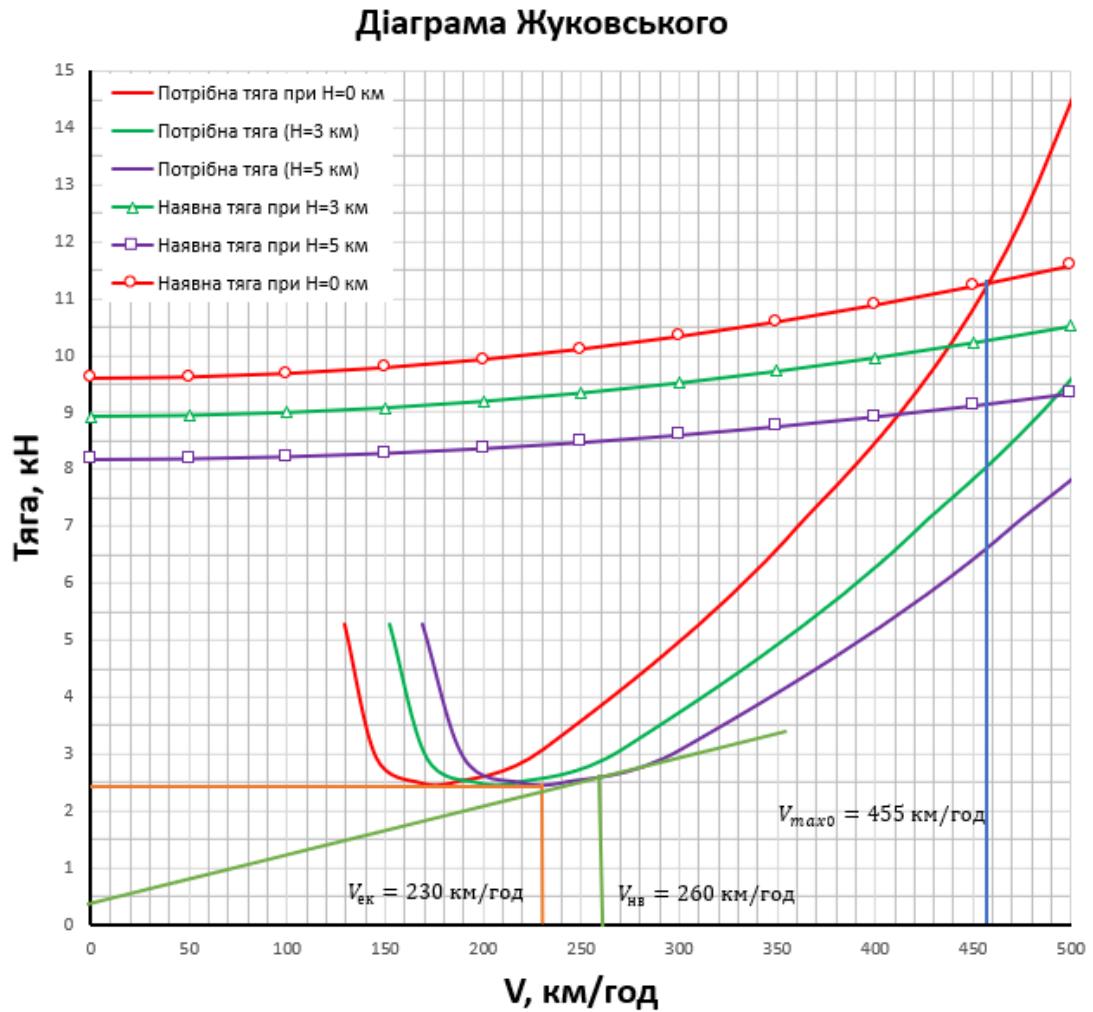


Рис. 8.1. Діаграма Жуковського

З рис. 8.1 визначаємо швидкості на крейсерській висоті польоту $H=5$ км.

Економічна швидкість – швидкість, за якої потрібна потужність мінімальна

$$V_{ек5} = 230 \text{ км/год}$$

Найвигодніша швидкість – швидкість, на якій $K = K_{тах}$, тривалість польоту максимальна

$$V_{\text{нв5}} = 260 \text{ км/год}$$

Нижній числовий індекс означає висоту, на якій визначається дана швидкість.

Максимальна швидкість на рівні моря з діаграми $V_{\text{max0}} = 455 \text{ км/год}$.

Визначимо злітно-посадкові характеристики на рівні моря.

Швидкість звалювання з прибраними закрилками:

$$V_s = \sqrt{\frac{2m_0g}{\rho S_{\text{кр}} C_{y\text{max}}}} = 140 \text{ км/год}$$

Швидкість звалювання з випущеними закрилками (тут індекс 0 означає конфігурацію з випущеними закрилками):

$$V_{s0} = \sqrt{\frac{2m_0g}{\rho S_{\text{кр}} C_{y\text{max0}}}} = 112 \text{ км/год}$$

Оберемо швидкість відриву $V_1 = 120 \text{ км/год}$.

Дистанції розбігу визначені Василичиним Ю. у своїй частині даного проєкту і становлять для ґрунтових і бетонних смуг відповідно

$$L_{\text{розб.гр}} = 400 \text{ м}$$

$$L_{\text{розб.бет}} = 350 \text{ м}$$

Визначимо дистанцію пробігу після посадки. Вважатимемо, що на літак діють сили тертя коліс об поверхню полоси $F_t = fP$, сила аеродинамічного опору $X = \frac{\rho V^2}{2} SC_x$, сили ваги і реакції опори, які взаємоскомпенсуються. Значення C_x виберемо таким, як при куті атаки, рівному стояночному куту (2°).

В проєкції на горизонтальну вісь

$$ma = -fP - \frac{\rho V^2}{2} SC_x$$

$$a = -\frac{fP}{m} - \frac{\rho V^2}{2m} SC_x = -fg - \frac{\rho V^2}{2m} SC_x$$

Проінтегруємо задачу чисельно в Excel.

Коефіцієнт тертя ковзання авіаційних шин згідно з [11] досягає 0.6, але він суттєво залежить від швидкості і різко зменшується при її зростанні до значень порядку 0.1-0.2 на швидкостях 100 вузлів або 180 км/год. При цьому форма протектора покриття мало впливає на її характеристики.

Але для спрощення можна прийняти коефіцієнт тертя постійним і рівним $f = 0.15$. На великих швидкостях він буде меншим, як через зменшення тертя самих покриттів, так і через відсутність гальмівних зусиль з боку пілота. На малих швидкостях пілот активно гальмує, а коефіцієнт тертя покриттів об землю буде збільшуватись. В залежності від параметрів гальм і стратегії гальмування пробіг може варіюватись у значних межах, але детальний розгляд цього питання не входить в рамки даної роботи. Мале обране значення коефіцієнта тертя дає консервативну оцінку дистанції пробігу.

Результати чисельного моделювання показують, що літак спиниться за $L_{\text{проб}} = 270$ м від точки дотику за 34 секунди.

Визначимо дальність польоту. Знаючи питому витрату палива двигуна $c = 390$ г/кВт · год, дальність рівна

$$L = V \cdot \frac{m_f}{cN}$$

Де N – потужність двигуна на цьому режимі польоту, і може бути оцінена як $\frac{XV}{n}$, де n – ККД гвинта, рівний 0.7, X – сила опору на даному режимі

Побудуємо графік

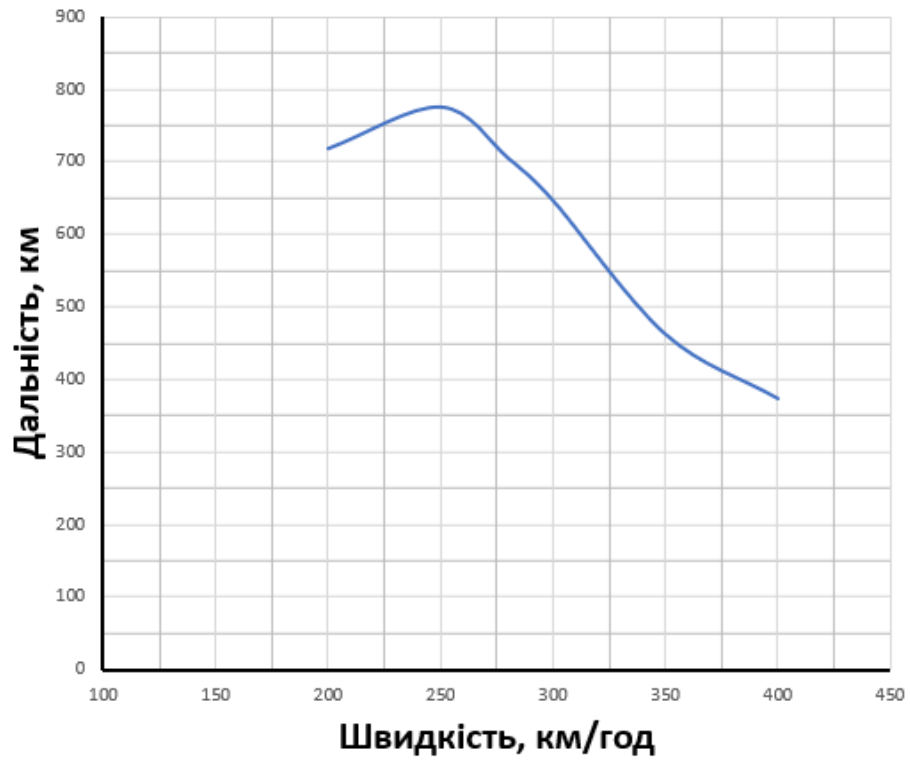


Рис. 8.2. Залежність дальності польоту від швидкості, $L_{max} = 770$ км

Максимальна тривалість польоту $T_{max} = \frac{L_{max}}{V_{HB5}} = 3$ год

Результати подамо в таблиці

Маса корисного навантаження, кг	820
Кількість пасажирів, чол	8
Екіпаж, чол	1
Маса палива, кг	300
Максимальна злітна маса, кг	3190
Швидкість відриву, км/год	120
Швидкість економічна, км/год	230
Швидкість найвигідніша, км/год	260
Швидкість максимальна, км/год	445
Висота польоту максимальна, м	5000
Довжина розбігу максимальна, м	400
Довжина пробігу максимальна, м	270
Тривалість польоту, год	3
Дальність польоту, км	770

Льотно-технічні характеристики задовольняють умовам технічного завдання.

ВИСНОВКИ

Під час виконання дипломного проєкту:

- Виконано аналіз літаків КВП – аналогів проєктованого літака. Зроблено висновки про типові характеристики, компоновку цих літаків, взято до уваги їх особливості при проєктуванні.
- Визначено технічні вимоги до проєктованого літака. Окреслено його нішу, проєктовані випадки застосування, обгрунтовано необхідність його створення. Обрано аеродинамічну схему, схему фюзеляжа, схему оперення і шасі
- Визначено його основні геометричні характеристики
- Створено ескіз та поверхневу 3д-модель загального виду літака
- Створено аеродинамічну модель літака, отримані дані про аеродинамічні характеристики в першому наближенні за допомогою панельних методів Pansym і АРАМЕ
- Спроектовано закрилки і отримано характеристики літака з випущеними і прибраними закрилками за допомогою Ansys CFX
- Отримано аеродинамічні і льотні характеристики літака в цілому

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640 с: ил. ISBN 5-7035-1720-6
2. Clark Y [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc66158/m2/1/high_res_d/19930091575.pdf
3. Aerodynamic Data Banks [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19860021221>
4. Clark Y Airfoil [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il#polars>
5. Turbo Beaver [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
https://www.vikingair.com/sites/default/files/documents/TurboBSheet_print.pdf
6. Filkovic D. Graduate work [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://www.3dpanelmethod.com/documents/Graduate%20Work.pdf>
7. Jackson, Paul; Munson, Kenneth; Peacock, Lindsay etc. Jane`s All the World`s Aircraft. Surrey: Jane`s Information Group.
8. Дорфман Г. Поговорим о шасси [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://www.radio-sarafan.ru/avia/wp-content/uploads/1615/67/518.pdf>
9. Martin D. R. Top Down Design in Creo Parametric. US: Amazon, 2017 – 420 с: ASIN: B076TGPQ87
10. DHC-2 Beaver Режим доступа до ресурсу:
<http://www.airwar.ru/enc/craft/dhc2.html>
11. Yager T. J., McCarty J. L.; Friction Characteristics of Three 30 x 11.5-14.5, Type VIII, Aircraft Tires With Various Tread Groove Patterns and Rubber Compounds. Langley Research Center Hampton, Virginia, 1977 - NASA TP 1080