

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

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК: 629.735.33

До захисту допущено:  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 202\_ р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Реактивне безпілотне повітряне судно середнього класу»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп  
Мозольов Іван Андрійович \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент кафедри, к.т.н.  
Бондаренко Олександр Миколайович \_\_\_\_\_

Консультант : \_\_\_\_\_

Рецензент:

доц. каф. СКЛА, к.т.н., доцент  
Бобков Ю.В. \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

(підпис)

Київ – 2024 року

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «**Літаки і вертольоти**»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 202\_ р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Мозольову Івану Андрійовичу**

1. Тема дисертації «Реактивне безпілотне повітряне судно середнього класу», науковий керівник дисертації доцент кафедри Бондаренко Олександр Миколайович, к. т. н., затверджені наказом по університету від «\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р. № 5134-с
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Реактивне безпілотне повітряне судно середнього класу
4. Вихідні дані Швидкість польоту – 1000 км/год.  
Споряджена вага – до 6 т.  
Дальність польоту – від 2000 км.  
Корисне навантаження – до 1 т.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 5.1. Дослідження літальних апаратів з реактивною силовою установкою. Вибір аналогу
  - 5.2. Обґрунтування вибору аеродинамічної схеми літального апарата.
  - 5.3. Розрахунок маси та основних технічних характеристик
  - 5.4. Розробка 3D моделі літального апарату.
  - 5.5. Розрахунок основних аеродинамічних характеристик літального апарату.
  - 5.6. Аналіз аеродинамічних розрахунків.
  - 5.7. Розробка стартап-проекту.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
  - 6.1. Порівняння основних льотно-технічних характеристик обраних прототипів.
  - 6.2. Загальна аеродинамічна схема повітряного судна.

6.3. Схема компонування безпілотного повітряного судна.

6.4. 3D модель загального виду повітряного судна (складальний кресленик).

6.5. Аналіз результатів аеродинамічного розрахунку.

6.6. Стартап-проект.

## 7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_ 08.11. 2022 р.

### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Пошук та дослідження літальних апаратів з реактивною силовою установкою.	до 15.12.2022 р.	
2.	Розгляд та порівняння головних прототипів.	до 01.02.2023 р.	
3.	Визначення аеродинамічної схеми літального апарата.	до 21.03.2023 р.	
4.	Розрахунок маси та основних технічних характеристик літального апарату для задоволення вихідних даних.	до 03.06.2023 р.	
5.	Розробка 3D моделі літального апарату, розробка панельно-поверхневої моделі.	до 02.07.2023 р.	
6.	Розрахунок основних аеродинамічних характеристик літального апарату.	до 17.10.2023 р.	
7.	Аеродинамічний аналіз розробленої системи.	до 28.10.2023 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 05.12.2023 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 29.12.2023 р.	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат.	до 06.01.2024 р.	

Студент

Іван МОЗОЛЬОВ

Науковий керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

## РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація: "Реактивне безпілотне повітряне судно середнього класу", 101 сторінок, 46 рисунка, 29 таблиць, 21 посилання.

Актуальність: на сьогодні безпілотні повітряні судна широко використовуються для моніторингу, доставки вантажів та оперативно-розвідувальних цілей. БПС із реактивними двигунами показали свою ефективність в сучасних умовах.

Мета роботи: розробка та визначення аеродинамічних характеристик літального апарату з крилом оберненої стріловидності.

Об'єкт дослідження: літальний апарат з оберненою стріловидністю.

Предмет дослідження: аеродинамічні характеристики літального апарату з крилом оберненої стріловидності.

Методи дослідження: розрахункове визначення аеродинамічних сил та моментів з використанням панельно-поверхневого методу дослідження; визначення аеродинамічних характеристик літального апарату в діапазоні польотних кутів атаки; параметричне дослідження оптимальних параметрів компоновки літального апарату.

Наукова новизна одержаних результатів: досліджено та розраховано аеродинамічні характеристики БПС середнього класу, досліджено вплив крила з оберненою стріловидністю на аеродинамічні характеристики ЛА, досліджено вплив на злітно-посадкові характеристики; визначено оптимальне розташування несучих поверхонь ЛА та забезпечено стійкість ЛА на крейсерському режимі польоту.

Практичне значення одержаних результатів: покращення льотно-технічних характеристик, злітно-посадкових характеристик літального апарату з крилом оберненої стріловидності.

Ключові слова: обернена стріловидність, безпілотне повітряне судно, аеродинамічні характеристики, аеродинамічна схема, оперення, реактивний двигун.

## ABSTRACT

Master's thesis: "Mid-range jet unmanned aircraft", 101 pages, 46 figures, 29 tables, 21 references.

Relevance: today, unmanned aerial vehicles are widely used for monitoring, cargo delivery, and operational-reconnaissance purposes. UAVS with jet engines have shown their effectiveness in modern conditions.

The purpose of the work: development and determination of the aerodynamic characteristics of an aircraft with an inverted sweep wing.

The object of the study: an aircraft with an inverted sweep.

Subject of research: aerodynamic characteristics of an aircraft with an inverted sweep wing.

Research methods: calculated determination of aerodynamic forces and moments using the panel-surface research method; determining the aerodynamic characteristics of the aircraft in the range of flight angles of attack; parametric study of the optimal parameters of the layout of the aircraft.

The scientific novelty of the obtained results: the aerodynamic characteristics of the mid-range UAVS were studied and calculated, the influence of the wing with inverted sweep on the aerodynamic characteristics of the aircraft was studied, the influence on the take-off and landing characteristics was studied; the optimal location of the bearing surfaces of the aircraft was determined and the stability of the aircraft in the cruising flight mode was ensured.

Practical significance of the obtained results: improvement of flight and technical characteristics, take-off and landing characteristics of an aircraft with an inverted sweep wing.

Key words: inverted sweep, unmanned aircraft, aerodynamic characteristics, aerodynamic scheme, wing, jet engine.

## ЗМІСТ

РЕФЕРАТ .....	4
СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧКИ.....	9
ВСТУП .....	10
1 ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З РЕАКТИВНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ. ВИБІР АНАЛОГУ .....	11
1.1 Дослідження та вибір аналогів.....	11
Висновки до розділу .....	18
2 ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА .....	19
2.1 Вибір аеродинамічної схеми ЛА .....	19
2.2 Вибір схеми розташування крила.....	21
2.3 Вибір схеми розташування оперення.....	24
Висновки до розділу .....	26
3 РОЗРАХУНОК МАСИ ТА ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	28
3.1 Вибір силової установки .....	28
3.2 Розрахунок маси БПС у першому наближенні .....	32
3.3 Вибір аеродинамічного профілю крила.....	34
3.4 Розрахунок основних характеристик крила та оперення БПС .....	35
Висновки до розділу .....	43

					<i><b>АЛ2111мп.16.00.00.00.ПЗ</b></i>						
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i><b>Реактивне безпілотне повітряне судно середнього класу</b></i>						
<i>Розроб.</i>	<i>Мозольов І.А.</i>								<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевір.</i>	<i>Бондаренко О.М.</i>								6	101	
<i>Т. контр.</i>									<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп</i>		
<i>Н. контр.</i>	<i>Поваров С.А.</i>										
<i>Затв.</i>	<i>Лук'янов П.В.</i>										

4 РОЗРОБКА 3D МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ .....	44
4.1 Концептуалізація та дизайн .....	44
4.2 Обрання програмного забезпечення .....	45
Висновки до розділу .....	49
5 РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ .....	50
5.1 Вибір методу для обчислення аеродинаміки моделі ЛА. ....	50
5.2 Льотні технічні характеристики ЛА .....	63
5.2.1 Визначення експлуатаційних перевантажень. ....	63
5.2.2 Розрахункова крейсерська швидкість $V_C$ .....	64
5.2.3 Розрахункова швидкість пікірування $V_D$ .....	65
5.2.4 Розрахункова маневрена швидкість $V_A$ .....	65
5.2.5 Злітно-посадкові характеристики.....	66
5.2.6 Льотні характеристики ЛА.....	68
5.2.7 Розрахунок дальності польоту.....	70
5.3 Розрахунок навантажень на крило літака.....	71
5.3.1 Розрахунок поперечної сили.....	72
5.3.2 Розрахунок згинаючого моменту .....	73
5.3.3 Розрахунок крутного моменту.....	74
5.4 Розрахунок навантажень на ГО літака.....	78
5.4.1 Розрахунок поперечної сили.....	79
5.4.2 Розрахунок згинального моменту .....	81
5.4.3 Розрахунок крутного моменту.....	81
5.5 Розрахунок навантажень на фюзеляж літака .....	84
Висновки до розділу .....	87
6 РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ .....	88

6.1	Опис ідеї проекту .....	88
6.2	Технологічний аудит проекту .....	90
6.3	Аналіз ринкових можливостей .....	91
6.4	Розроблення ринкової стратегії проекту .....	94
6.5	Розробка маркетингової програми стартап-проекту .....	95
6.5	Розрахунок вартості .....	96
	Висновки до розділу .....	97
	ВИСНОВКИ.....	98
	ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ .....	100



## СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧКИ

- БПС – безпілотне повітряне судно
- ВО – вертикальне оперення
- ГО – горизонтальне оперення
- ЕПР – ефективна площа розсіювання
- ЗПС – злітно-посадкова смуга
- КОС – крило з оберненою стріловидністю
- КСС – конструктивно силова схема
- ЛА – літальний апарат
- ПЗ – програмне забезпечення
- САХ – середня аеродинамічна хорда
- СУ – силова установка
- ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун
- ТТХ – тактико-технічні характеристики
- CFD – Computational Fluid Dynamics

## ВСТУП

На сьогодні все більшого використання набувають технології безпілотних літальних апаратів у таких сферах як: послуги, обробка даних, дослідження, моніторинг та промисловість. Також слід зазначити сфери охорони, пошуково-рятувальної діяльності та військову сферу. Дані технології мають переваги перед традиційної авіацією, значно розширюючи коло їх використання, що безперечно піде на користь розвитку України.

Станом на кінець 2022 року Україна перебуває в умовах воєнного стану, який показав високу необхідність у використанні БПС для оперативно-розвідувальних та пошуково-рятувальних цілей не піддаючи ризику життя людини. Все це можливе за допомогою сучасних комплексів спостереження та обробки інформації, що дає змогу виконувати роботу БПС незалежно від часу доби та погодних умов. БПС може працювати в автоматичному або напівавтоматичному режимах. Завдяки цьому збільшується автономність та зменшується зовнішній вплив на роботу БПС.

БПС широко використовуються для моніторингу та оперативно-розвідувальних цілей.

Актуальність теми полягає у тому, що на сьогодні безпілотні повітряні судна все частіше використовуються для моніторингу, доставки вантажів та оперативно-розвідувальних цілей. БПС із реактивними двигунами показали свою ефективність в сучасних умовах.

Метою роботи є розробка та визначення аеродинамічних характеристик літального апарату з крилом оберненої стрілоподібності. Для досягнення цієї мети поставлені наступні завдання:

- 1) Дослідити наявні ЛА з реактивними двигунами.
- 2) Обґрунтувати вибір аеродинамічної схеми ЛА.
- 3) Розрахувати у першому наближенні маси та основних ТТХ.
- 4) Розробити 3D модель ЛА.
- 5) Розрахувати та проаналізувати аеродинамічні характеристики.

# 1 ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З РЕАКТИВНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ. ВИБІР АНАЛОГУ

## 1.1 Дослідження та вибір аналогів

Реактивні БПС – це безпілотні літальні апарати, що оснащуються реактивними або турбореактивними двигунами. Даний тип двигунів забезпечує їм більш високу швидкість і дальність польоту, ніж поршневі двигуни, що використовуються у більшості БПС.

Це дозволяє діяти в більш широкому діапазоні завдань, таких як розвідка, підтримка, удари. З іншої сторони ці двигуни забезпечують більшу вантажопідйомність, що дозволяє нести на борту більш важке обладнання, наприклад більш потужні датчики або зброю. При правильному підборі та налаштуванні, даний тип двигунів може забезпечити високу автономність, долаючи більшу відстань за менший проміжок часу, що дозволяє виконувати завдання без необхідності постійної підтримки з землі.

Серед доступних джерел, було обрано три прототипи літальних апаратів, на основі яких проведено дослідження даної роботи та збір інформації про них.

Ту-141 «Стриж» — багаторазовий радянський оперативно-тактичний розвідувальний безпілотний літальний апарат розробки ДКБ ім. А. Н. Туполева (рисунок 1.1), входив до складу комплексу ВР-2 «Стриж». Ту-141 мав суцільнометалевий планер низькоплан, виконаний за схемою «безхвостка» з ПГО. Трикутне крило зі стріловидністю по передній кромці  $58^\circ$ , мало невеликі напливи в кореневих частинах. ПГО — переставляється на землі в межах від  $0^\circ$  до  $8^\circ$  в залежності від центрування літака, трапецієвидної форми в плані, з кутом стріловидності по передній кромці  $41,3^\circ$ . Вертикальне оперення виконувалося зі стріловидністю по передній кромці  $52^\circ$ . Керування літаком здійснювалося за допомогою двосекційних елевонів на крилі та керма напряму. Фюзеляж круглої форми діаметром в циліндричній частині 950 мм, що переходить в районі установки двигуна на овальну. Повітрозабірник ТРД над фюзеляжем дозвуковий, встановлений над фюзеляжем. На літаку «141» встановлювався ТРД типу Р9А-300 або КР-17А на машинах пізніх випусків, зі статичною тягою 2000

кгс. Двигун компонувався під кутом  $4,5^\circ$  до осі літака. Максимальна швидкість: 1000 км/год.

Призначався для ведення розвідки на глибину до 400 кілометрів від лінії фронту на трансзвукових швидкостях. Оснащувався засобами фото- та інфрачервоної розвідки, що дозволяло використовувати його при будь-яких умовах і в будь-який час доби. Посадка літака Ту-141 здійснювалася за допомогою парашутної системи, розташованої у хвостовій частині [16].



Рисунок 1.1 БПС Ту-141

МіГ-23 — один з перших серійних літаків зі змінною геометрією крила (рисунок 1.2) [15].

Фюзеляж МіГ-23 — напівмонок овального в плані перерізу, що переходить у прямокутне із заокругленням. Технологічно фюзеляж виконаний з великої кількості панелей, з'єднаних контактним електрозварюванням та заклепками. Конструктивно фюзеляж з шпангоутів (рам) ділиться на носову Ф-1 і хвостову Ф-2 частини. Повітрозабірники прямокутного у плані перерізу кріпляться до Ф-1 у районі 4-18 шпангоутів. Вхідні частини повітрозабірників відокремлені від

обшивки борту на 55 мм, утворюючи щілину для зливу примежевого шару з носової частини фюзеляжу, мають обичайку та розсікач. У середині кожного в/огорожу знаходиться регульована панель клину. У районі 14-го шпангоуту під нерухомою частиною крила на кожному повітрязабірнику розташовані по дві стулки підживлення. За кабіною знаходиться герметичний та термостабілізований відсік обладнання. У відсіку на спеціальній висувній етажерці, а також по стінках відсіку розміщені різні електронні блоки. Під підлогою відсіку розташована лафетна установка з гарматою ГШ-23Л. Ф-2 конструктивно зроблена від'ємною, що необхідно при заміні двигуна. У ній розміщені: форсажна камера, регульоване сопло двигуна та бустери стабілізатора; до хвостової частини кріпляться горизонтальне та вертикальне хвостове оперення, гондола гальмівного парашута, чотири гальмівні щитки, конус і сопло зовнішнього контуру. Між форсажною камерою та обшивкою фюзеляжу розташовується гофрований тепловий екран із жароміцної сталі.

Крило складається з центроплана, виконаного як одне ціле з цільнозварним силовим баком-відсіком, та двох поворотних трапецієподібних консолей. Зміна кута стрілоподібності консолей здійснюється в межах  $16^\circ$  -  $72^\circ$  (є три встановлені положення:  $16^\circ$ ,  $45^\circ$  і  $72^\circ$ ).

Центральний відсік крила – основний силовий елемент нерухомої частини крила. Він приварюється до верхніх частин рам № 18 і № 20. У відсіку розміщуються вузли повороту консолей (вони — вузли кріплення консолей) і відсіки крилових паливних баків.

Вузол повороту крила є звареною кесонною конструкцією, що переходить у потужну вилку, в яку вставляється поворотний вузол рухомої консолі. Поворотна частина крила дволонжеронна. Консоль технологічно ділиться на носову, центральну та хвостову частини. Вихроутворюючий «зуб» має радіопрозору обшивку. Поворот консолей проводиться двоканальним гідромотором системи СПК-1, який має гвинтові кулькові перетворювачі ПП-23, що перетворюють обертальний рух на поступальний.

Ніс поворотної частини крила, що відхиляється на 20 градусів, — чотирисекційна. Секції пов'язані між собою тягами керування. Відхилення та

прибирання виробляються від загальної гідросистеми. Для виключення утворення щілини між носком і верхньою поверхнею крила служить козирок зі сталі, по якому ковзає профіль носка.

Лонжерони крила виготовлені методом гарячого штампування з алюмінієвого сплаву.

Закрилок - трисекційний, його носова частина виконана з титанового сплаву (1-а секція) та алюмінієвого сплаву (2-а та 3-я секції). Хвостова частина закрилка є стільниковим блоком, утвореним обшивкою з алюмінієвого сплаву і заповнювачем з алюмінієвої фольги товщиною 0,03 мм. По зовнішній поверхні закрилка прокладена стрічка зі сталі, по якій ковзає бобишка на притискному щитку, що закриває щілину вирізу у фюзеляжі (до неї входить крило при повороті).

Цільноповоротне горизонтальне оперення з косою віссю обертання складається з двох половин стабілізатора. Кожна половина стабілізатора складається з переднього стрінгера, лонжерону, набору нервюр та обшивки. Центральна частина має фрезеровані панелі, носова та хвостова частини - клепані. Усередині хвостової частини – стільникове заповнення.

Вертикальне оперення включає кіль та кермо повороту. Каркас кіля складається з переднього стрінгера, двох лонжеронів, набору листових штампованих нервюр, фрезерованої нервюри № 9 та бортової нервюри. Уся середня частина кіля виготовлена із фрезерованих панелей. У верхній частині є радіопрозора закінцівка з антенами. Кермо повороту кріпиться до кіля на трьох опорах. Носок керма - сталевий, штампований, в ньому розташовані демпфери СД-16-5000-0 А. Обшивка виконана з алюмінієвого сплаву. Усередині носка є стільниковий заповнювач.

На різні модифікації літака МіГ-23 встановлювалися наступні двигуни - Р27Ф2М-300 (виріб 47М), Р29-300 (виріб 55), Р29Б-300 (виріб 55Б), Р-35 (виріб 77). У силову установку входить сам двигун, його системи, а також система керування повітрозабірником.

Шасі - трьохстійкове. Випуск та прибирання стійок на перших серіях машини проводилося від пневмосистеми, потім було замінено на гідравліку з



резервуванням від пневмосистеми. Одночасно зі збиранням шасі випускається підкільовий гребінь.

Максимальна швидкість біля землі: 1350 км/год. Максимальна швидкість на висоті: 2500 км/год

Призначений для боротьби з літаками супротивника в широкому діапазоні висот і швидкостей польоту і виконання завдань на користь військ оперативно-стратегічного об'єднання. Окремі модифікації МіГ-23 здатні уражати наземні цілі.



Рисунок 1.2 Винищувач МіГ-23

Bayraktar Kızılelma, Bayraktar MIUS — реактивний надзвуковий малопомітний палубний БПС, що розробляється турецькою компанією Baykar Makina (рисунок 1.3) [17].

БПС має максимальну злітну масу понад 5,5 тонни, з яких понад 1500 кг припадає на його корисне навантаження, оснащений одним ТРДД. У той час як MIUS-A буде близький до надзвукової швидкості з українським двигуном AI-25ТЛТ, MIUS-B буде надзвуковим з українським двигуном AI-322Ф і турецьким

TEI TF-6000. MIUS-B матиме в 2,5 рази потужніший двигун, що істотно відрізняє його за технічними характеристиками від MIUS-A. Передбачається, що MIUS буде запускатися з борту TCG Anadolu (L-400) без допомоги катапультної системи. Вертикальне оперення та передні горизонтальні керма (аеродинамічна схема «качка»). Розроблений по технології стелс та має малу ефективну площу розсіювання (ЕПР).

Максимальна швидкість: 900 км/год. Бойова дальність 930 км, час у повітрі – близько 5 годин. Стеля польоту 12000 м, робоча висота – 10668 м.



Рисунок 1.3 БПС Kizilelma MIUS-A

Зведені характеристики даних ЛА представлено у таблиці 1.1.



Таблиця 1.1 – Статистичні дані по аналогам

	Найменування основних параметрів				
Загальні	Найменування літака, рік випуску	МіГ-23	Ту-141 «Стриж»	МІУС-А	ПРОЕКТ
	Тип та призначення літака	Винищувач	БПС	БПС	БПС
	Кількість членів екіпажу, $n_{ек}$	1	-	-	-
	Кількість пасажирів, $n_{пас}$	-	-	-	-
Масові	Маса пустого літака, $m_{пуст}$	10550	4070	3500	2603
	Маса корисного навантаження, $m_{кн}$	2000	-	1500	1000
	Маса палива, $m_{пал}$	3319	2145	1000	1500
	Маса злітна, $m_0$	15600	6215	6000	5103
Геометричні	Повна довжина літака, $l_{повн}$	16,7	14,33	14,7	11,18
	Висота найбільша, $h_{max}$	5	2,44	3,3	2,26
	Розмах крила, $l_{кр}$	7,78/14	3,88	10	8
	Площа крила, $S_{кр}$	34,16/37,27	10	35	11,8
	Відносне подовження крила, $\lambda_{кр}$	1,48/5,26	1,5	2,85	5,4
	Відносне звуження крила, $\eta$	2,36/2,95	4,5	5	3,75
	Стрілоподібність крила,	74°40'/47°40' /18°40'	60	40	30
	Довжина фюзеляжу, $l_{ф}$	16,7	14,33	14,7	11
	Діаметр (або еквівал. Діаметр) фюзеляжу*, $D_{ф}$	-	-	-	1,25
	Відносне подовження фюзеляжу, $\lambda_{ф}$	-	-	-	8,8
Льотні	Швидкість крейсерська, $V_{кр}$ , км/год	1350	1000	735	1000
	Швидкість максимальна, $V_{max}$ , км/год	2500	1100	1100	1000
	Швидкість посадкова, $V_{нос}$ , км/год	250			230
	Висота польоту крейсерська, $H_{кр}$ , м		50-100	11000	8000
	Висота польоту максимальна (стеля), $H_{max}$ , м	18500	6000	14000	10000
	Дальність польоту максимальна, $L_{max}$ , км	1950	1000	930	3000
	Радіус дії, $R$ , км	975	500	465	1500
	Тривалість польоту максимальна, $t_{max}$ , год	-	1	5	3,3
	Довжина розбігу при зльоті, $L_{зл}$ , м	450			640
	Довжина пробігу при посадці, $L_{нос}$ , м	750			790
Силова установка	Тип двигуна	ТРДФ	ТРД	ТРДД	ТРДД
	Марка (найменування) двигуна	Р35	КР-17А	АІ-25ТЛТ	АІ-25ТЛТ
	Маса двигуна, $m_{дв}$ , кг	1765	623	350	350
	Кількість двигунів, $n_{дв}$	1	1	1	1
	Злітна потужність (тяга) двигуна, $N_{дв}$ ( $P_{дв}$ ), Вт (кН)	13000 кгс	3100 кгс	1720 кгс	1720 кгс
	Питома витрата палива, $c_{пит}$ , кг/(Вт·год) або кг/(Н·год)	1,96 кг/кгс·год	1,3 кг/кгс·год	0,79 кг/кгс·год	0,79 кг/кгс·год
Питомі	Питоме навантаження на крило, $p_{пит} = (m_0 \cdot g) / S_{кр}$ , Н/м <sup>2</sup>	456,7 кг/м <sup>2</sup>	621,5 кг/м <sup>2</sup>	171,42 кг/м <sup>2</sup>	430 кг/м <sup>2</sup>

## Висновки до розділу

У даному розділі було розглянуто тенденцію розвитку сучасних безпілотних повітряних суден. За останні кілька років дана сфера почала все більше розвиватися, що призвело до появи багатьох нових та сучасних проектів.

Було проаналізовано аналоги БПС та зібрано статистичні дані про них. Як результат було обрано один головних прототип, на який буде опиратись проєктоване БПС, а саме БПС Kizilelma MIUS-A.

Даний ЛА виступає однією із найновіших розробок та має ряд переваг серед інших БПС даного типу – використання реактивної силової установки, базування на водних суднах, висока крейсерська швидкість та його мала ЕПР. Зважаючи на сучасні розробки, даний ЛА може оснащуватись штучним інтелектом для самостійного польоту та польоту у групах.

## 2 ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

### 2.1 Вибір аеродинамічної схеми ЛА

На теперішній час набули поширення та розвитку три основні аеродинамічні схеми: нормальна схема, схема «качка» та літаюче крило (рисунок 2.1).



а) Нормальна схема б) Схема «качка» в) Літаюче крило

Рисунок 2.1 Основні аеродинамічні схеми

Нормальна аеродинамічна схема – найбільш масова аеродинамічна схема, при якій літальний апарат має горизонтальне оперення (стабілізатор), розташоване після крила [9]. Для забезпечення статичної стійкості ЛА будь-якої аеродинамічної схеми положення центру тяжіння має бути попереду аеродинамічного фокусу. Нормальна аеродинамічна схема має найпростіше вирішення питань поздовжньої керованості та стійкості на різних режимах польоту [1], [2]. Прикладом літаків можуть бути: Ан-148, F-16, МіГ-23.

Переваги:

- Дозволяє отримати найбільший розбіг відстані допустимого центрування ЛА у порівнянні з іншими аеродинамічними схемами.
- Відсутнє клювання.
- Дозволяє використовувати більш потужну механізацію у порівнянні з літаючим крилом.

Недоліки:

- Найвні втрати на балансування, оскільки для статично стійкого літака балансувальне зусилля на ГО вираховується з підйомної сили крила

Схема «качка» – аеродинамічна схема ЛА, у якого ГО розташоване перед крилом. При даній схемі центр мас літака знаходиться перед фокусом крила [5]. Прикладом літаків можуть бути: ХВ-70 Valkyrie, Ту-144, Eurofighter Typhoon.

Переваги:

- Відсутні втрати на балансування, так як у цій схемі для компенсації пікіруючого моменту використовують стабілізатор, що розміщується перед крилом, створюючи позитивну підйомну силу.
- Краща маневреність по тангажу.
- Майже відсутній ефект звалювання та вхід у режим некерованого «штопору». Це відбувається завдяки зміщенню крила назад відносно центра мас літака, таким чином стабілізуючи літак при падінні.

Недоліки:

- Тенденція до «поклювання». Це зумовлено тим, що при втраті швидкості або при великому куті атаки зрив потоку найперше відбувається на ПГО, тому літак трохи опускає ніс, таким чином запобігаючи зриву потоку на крилі, що дає змогу перевести літак у режим керованого пікірування.
- Більша ЕПР літака, у порівнянні зі схемами літаюче крило та безхвостка.
- Обмежений огляд для пілота через розташування стабілізатора перед крилом.

Схема літаюче крило – аеродинамічна схема ЛА у якого роль фюзеляжу та керуючих поверхонь грає крило. Прикладом літаків можуть бути: В-2 Spirit, Horten HO 229, F-117 Nighthawk [18].

Переваги:

- Відсутність фюзеляжу та великих площин управління дозволяє більш рівномірно розподілити вагу по площі крила та забезпечити необхідну жорсткість крила при відносно меншій масі.
- Дану схему легко оптимізувати для зниження ЕПР та радіолокаційної помітності літака.

Недоліки:

- Низька ефективність площин управління, яка обумовлена невеликим віддаленням площин управління від центру мас літака, що призводить до меншої стійкості під час польоту.

При виборі аеродинамічної схеми, перш за все, слід керуватися основним цільовим призначенням та вимогами ЛА, що проектується. Проаналізувавши всі переваги та недоліки аеродинамічних схем, можна зробити висновок, що для обраного проекту найбільш вигідною буде схема «качка». Окрім цього це підтверджує досвід розробок дозвукових та надзвукових літаків, що ця схема є вдалою для даного типу ЛА.

З розвитком сучасних технологій у сфері авіабудування, можна одразу нівелювати два головних недоліки схеми «качка». У першому випадку сучасні ЕДСУ можуть автоматично обмежувати положення стабілізатора не допускаючи режимів, що призводять до «покльовування», а в другому – розробка безпілотного літального апарату, що унеможлиблює обмеження огляду пілота.

## 2.2 Вибір схеми розташування крила

Існує три види розташування крила відносно фюзеляжу (рисунок 2.2): низькоплан (а), середньоплан (б) та високоплан (в).

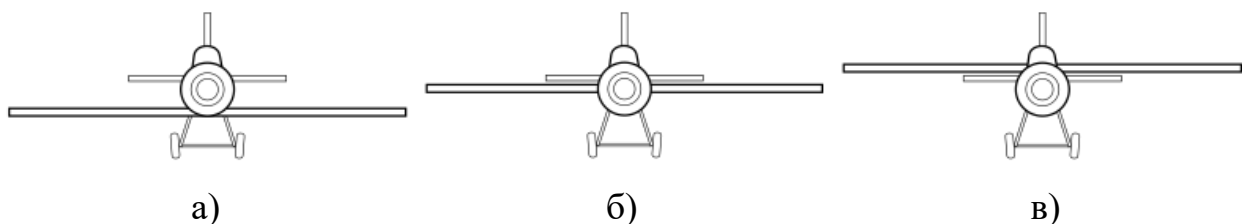


Рисунок 2.2 Види розташування крила відносно фюзеляжу

Низькоплан – розташування крила у нижній половині фюзеляжу. Прикладом літаків можуть бути: Me-109, Tu-154, A320.

Переваги:

- Під час аварійної посадки з не випущеними шасі удар бере на себе в основному конструкція крила, таким чином захищаючи пасажирів та екіпаж.
- При посадці на воду паливні баки-кесони на разом з фюзеляжем забезпечують хорошу плавучість літака.
- Стійки шасі мають менші розміри та вагу, таким чином вони міцніші та спрощується їх випуск та прибирання.
- Через низьку відстань до землі може створюватись екранний ефект, що може забезпечити літаку кращі злітно-посадкові характеристики.
- Через нижче розташування двигунів спрощується їх технічне обслуговування під час експлуатації.

Недоліки:

- Збільшується можливість торкання крила поверхні під час посадки
- Знижується поперечна стійкість.
- Низьке розташування двигунів на крилі підвищує вимогу до злітно-посадкової смуги через загрозу потрапляння у двигун сторонніх предметів.

Середньоплан – розташування крила у середній частині фюзеляжу. Така схема переважно застосовується на літальних апаратах легкої та бойової авіації. Прикладом літаків можуть бути: Су-7, МіГ-21, ХВ-42.

Переваги:

- Дане розташування полегшує організувати пару фюзеляж-крило при проектуванні без додаткових вимог для міцності вузла.
- Дана схема є компромісом щодо легкості та розмірів шасі, що без проблем дає змогу розташувати їх у крилі.
- Бойове озброєння, що підвищується на крило, не наражається на небезпеку удару під час посадки.

- Знижується ЕПР літака при візуванні збоку.

Недоліки:

- Обмеження можливостей щодо компоновання внутрішніх об'ємів та компоновання літака, що особливо важливе при проектуванні транспортних та пасажирських літаків.

Високоплан – розташування крила у верхній половині фюзеляжу.

Прикладом літаків можуть бути: Ан-124, Ан-225, Іл-76.

Переваги:

- Низьке розміщення фюзеляжу дає змогу спростити та прискорити завантаження вантажно-транспортних літаків.
- Високе розміщення двигунів на крилі зменшує ризики потрапляння сторонніх предметів у двигуни, що спрощують вимоги до ЗПС.
- Покращення повздовжньої стійкості літака на великих кутах атаки.

Недоліки:

- Складне розміщення шасі на крилі через більші розміри та ускладнення конструкції, що призводить до зменшення надійності механізму та збільшення його ваги.
- Високе розташування двигунів на крилі призводить до ускладнення обслуговування двигунів під час їх експлуатації на літальних апаратах.

Для вибору розташування крила відносно фюзеляжу слід керуватися цільовим призначенням літального апарату. У даному випадку розробляється маневрений дозвуковий літак, що має можливість приєднання під крило додаткових баків, спец обладнання або ж озброєння. Також необхідною умовою є зменшення маси літального апарату зі збереженням його міцності. Проаналізувавши наявні схеми було обрано середнє розташування крила у фюзеляжі ЛА.

## 2.3 Вибір схеми розташування оперення

Оперення – аеродинамічні поверхні ЛА, що забезпечують його керованість, стійкість під час польоту та балансування. Зазвичай поділяється на вертикальне оперення (ВО) та горизонтальне оперення (ГО).

В загальному розташування горизонтального оперення залежить від обраної аеродинамічної схеми ЛА та може розміщуватись (рисунок ):

- у хвостовій частині літака – класична схема;
- перед крилами – схема «качка»;
- перед та за крилами – схема з переднім та хвостовим оперенням;
- взагалі відсутнє – схема літаюче крило та безхвостка.

Існує декілька видів кріплення ГО (рисунок 2.3): звичайне (а), хрестоподібне (б) та Т-подібне (в). Звичайне кріплення є найбільш простою та поширеною конструкцією, що використовується на більшості ЛА, наприклад Ан-124, Boeing 747, F-16. Прикладами хрестоподібного оперення можуть слугувати такі відомі літаки як Ан-2, МіГ-17, В-1 Lancer. Щодо хрестоподібного – Ан-72, Ту-134, F-104.

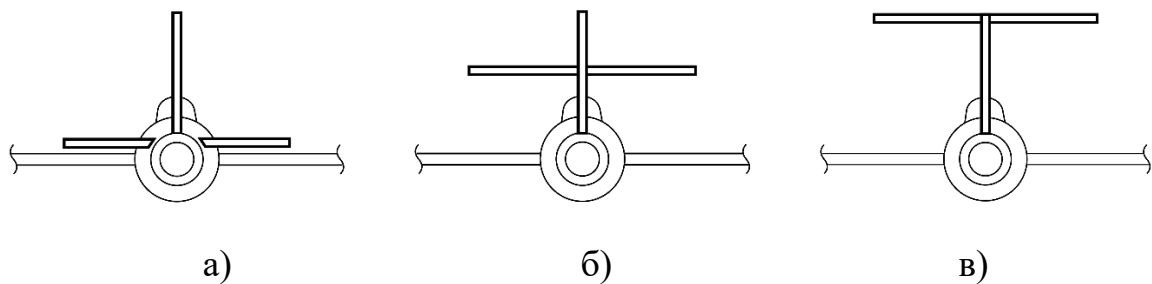


Рисунок 2.3 Види кріплення ГО

Обравши аеродинамічну схему «качка» відповідно до цільового призначення проектованого БПС, горизонтальне оперення знаходитиметься перед крилом з наданням стріловидності та звуження. Для покращення маневрових та будівельних характеристик переднє горизонтальне оперення (ПГО) буде цільноповоротне.

Одинарний кіль зазвичай монтується зверху фюзеляжу, але існують літаки з підфюзеляжними кріпленнями кіля, такі як North American X-15 і Dornier Do



335. Якщо літак має багатокільове хвостове оперення, то можливі різні варіанти установки.

- Багато сучасних винищувачів мають подвійне вертикальне оперення на корпусі або двигуні. Таке розташування знижує ймовірність того, що корпус закрий кіль при значному куті атаки, що також дозволяє зробити кіль меншим. Це важливо для палубної авіації. Відомими прикладами є МіГ-25, МіГ-29, Су-27, F-14, F-15, F-35 та ін.
- Н-подібне оперення: кіль розташований на краю стабілізатора. Відомими прикладами є Ан-28, Ан-225 "Мрія", А-10 "Thunderbolt", Bf110 та інші (рисунок 2.4, а).
- Двобалкові та двофюзеляжні літаки, як правило, мають по одному кілю на балку/фюзеляж, який можна з'єднати з одним стабілізатором (рисунок 2.4, б). Помітні приклади включають Cessna Skymaster, F-82 Twin Mustang, P-38 Lightning. На деяких літаках, таких як, PZL М-15 і Mohajer-6, стабілізатори розташовані вгорі, надаючи хвостовій частині П-подібну форму.
- У деяких літаків кіль закріплений на крилі (рисунок 2.4, в). У центрі крила розташовані кілі Northrop YB-49 і IAI Harrop. На гондолі по середині крила розташований кіль у SR-71 Blackbird. На кінці крила розташовані кілі Beechcraft Starship, Shahed131 і декількох експериментальних літаків, таких як AASI Jetcruzer, Handley Page Manx та інших.
- Зовнішні оперення (рисунок 7, г). Вперше він з'явився в німецькому проекті типу Blohm & Voss P212 і пізніше був використаний для SpaceShipOne і SpaceShipTwo.
- Також рідко можна зустріти конструкцію без вертикального оперення. Найбільш відомими прикладами є B-2 Spirit та RQ-170 Sentinel, але кілька прототипів також існували і існують до цих пір, включаючи Northrop YB-35, McDonnell Douglas X-36, Boeing X-45 та інші.

В результаті огляду технічної літератури та цільового призначення БПС вертикальне оперення було вирішено розробити двокільовим, з невеликою V-подібністю. Це дасть змогу збільшити ресурс міцності ВО та значно зменшити ЕПР по бічній проекції літака. Також таке оперення забезпечує більшу надійність та керованість ЛА під час його поломки, зменшуючи вплив на керування у порівнянні з однокільовим оперенням. Також ВО, як і ПГО, отримає стріловидність та звуження.

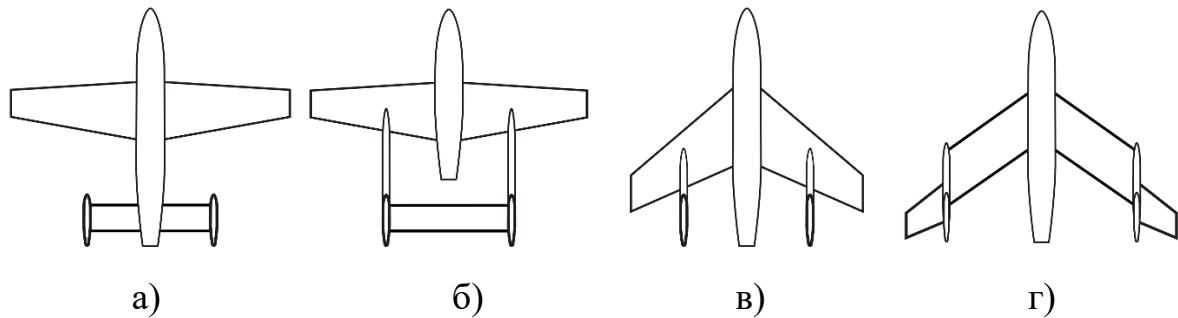


Рисунок 2.4 Схеми розташування ВО

#### Висновки до розділу

Обґрунтування вибору аеродинамічної схеми літального апарата є ключовим етапом у розробці безпілотних літальних систем. Здійснений аналіз та вивчення різних аеродинамічних конфігурацій дозволяє здійснити оптимальний вибір, враховуючи специфіку завдань та умов експлуатації.

В ході дослідження були враховані такі фактори, як аеродинамічна ефективність, стійкість та керованість в різних режимах польоту.

Отримані результати дозволяють зробити висновок на користь обраної аеродинамічної схеми, а саме схему «качка», яка найкращим чином відповідає визначеним технічним та експлуатаційним вимогам. Ключовими перевагами даної схеми є: відсутність втрат на балансування та чудова маневреність по тангажу.

Схема розташування крила – середньоплан, так як у даному випадку розробляється маневрений дозвуковий літак, що має можливість приєднання під

крило додаткового обладнання або ж озброєння. Також необхідною умовою є зменшення маси літального апарату зі збереженням його міцності.

Горизонтальне оперення – знаходиться перед крилом та має стріловидність, що обумовлена тенденцією літака до «покльовування», щоб відбувався зрив потоку раніше, ніж на крилі.

Вертикальне оперення – двокільове, з невеликою V-подібністю. Це дасть змогу збільшити ресурс міцності ВО та значно зменшити ЕПР по бічній проекції літака.

## 3 РОЗРАХУНОК МАСИ ТА ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

### 3.1 Вибір силової установки

Виходячи з технічного завдання на проект, силова установка (СУ) повинна забезпечувати дозвукову швидкість польоту близько 1000 км/год. Беручи до уваги сучасні розробки та напрацювання в якості СУ для літака буде використано турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД).

Використання двоконтурних реактивних двигунів в авіації є стратегічним вибором і пов'язано з численними перевагами, які ці двигуни надають літакам. Основні причини використання ТРДД включають:

- Ефективність при різних режимах польоту – двоконтурні реактивні двигуни мають два основних контури - внутрішній та зовнішній. У режимі швидкісного польоту внутрішній контур може бути закритий, що дозволяє зменшити споживання пального і збільшити ефективність. У режимі зльоту та прискорення відбувається відкриття зовнішнього контуру для забезпечення додаткової тяги.
- Великий діапазон швидкостей – двоконтурні двигуни можуть працювати ефективно при різних швидкостях, що робить їх ідеальними для різноманітних застосувань, включаючи зліт, крейсерський політ і заходження на посадку.
- Економія пального – закриття внутрішнього контуру в режимі круїзу дозволяє знижувати витрати пального, що є важливим для підтримання довгих польотів на великі відстані.
- Висока тяга при зльоті – відкриття зовнішнього контуру при зльоті і прискоренні надає літакові додаткову тягу, що полегшує підняття в повітря та швидше досягнення оптимальної швидкості.
- Удосконалене керування тягою – можливість незалежного керування внутрішнім і зовнішнім контурами дозволяє пілотам ефективно керувати

рівнем тяги в різних ситуаціях, що полегшує маневреність та безпеку польоту.

Узагальнюючи, сучасні двоконтурні реактивні двигуни відображають високий рівень інженерної компетенції і дозволяють досягти балансу між продуктивністю, витратами пального та екологічністю у світі авіаційних технологій.

АТ «МОТОР СІЧ» – одне з провідних підприємств у світі з випуску авіаційних двигунів для літаків і вертольотів, яке базується в Україні.

Проектуючи літальний апарат для даних цілей на українських потужностях, необхідно першим чином звернути увагу на наявність таких важливих складових як двигун. На базі двигунів, що виробляє дане підприємство можна розробити та будувати реактивні БПС. Для реалізації даного дослідження доцільно використати турбореактивний двигун AI-25ТЛТ українсько виробництва АТ «МОТОР СІЧ». Даний двигун оптимізований для експлуатації на сучасних учбово-тренувальних літаках і відповідають жорстким вимогам, що висуваються до двигунів даного класу. Двигуни забезпечують максимальну тягу до 1720 кгс, та 515 кгс у крейсерському режимі.

Україна взяла участь у декількох проектах по розробці реактивних літальних апаратів, зокрема у таких проектах:

- проект турецької фірми Baykar БПС Bayraktar MIUS;
  - модернізація реактивного комплексу «Стриж»;
  - учбово-штурмові реактивні літаки Аеро L-39 "Альбатрос", Hongdu JL-8
- Такого типу БПС показала свою ефективність в сучасних умовах.

Аналіз науково-технічної літератури щодо побудови літальних апаратів та статистичних даних по аналогах дозволив обрати в якості прототипу для проекту БПС перспективний турецький проект MIUS-A Bayraktar Kuzilelma із аеродинамічною схемою «качка». Такий проект максимально використовує можливості двоконтурного турбореактивного двигуна та має невеликі розміри для швидкої його реалізації.

Даний ЛА проектується на основі силової установки АІ-25ТЛТ, який зображено на рисунку 3.1.



Рисунок 3.1 Турбореактивний двоконтурний двигун АІ-25ТЛТ

АІ-25ТЛТ – модифікація турбореактивного двоконтурного двигуна серії АІ-25. Двигун виконаний за двовальною схемою. Ротор компресора розділений на два самостійних ротора, кожен з яких обертається своєю турбіною. При цьому ротори мають різні оптимальні для них частоти обертання і пов’язані між собою тільки газодинамічним зв’язком. Технічні характеристики силової установки вказані у таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Основні ТТХ дигуна АІ-25ТЛТ

Довжина (з реактивним соплом)	3358 мм
Ширина	985 мм
Висота	958 мм
Маса (сухого)	350 кг
Тяга:	
На бойовому максимальному режимі	1850 кгс
На навчальному максимальному режимі	1720 кгс
На крейсерському режимі	515 кгс
Питома витрата палива:	
На бойовому максимальному режимі	0,61 кг/кгс•год
На навчальному максимальному режимі	0,575 кг/кгс•год
На крейсерському режимі	0,79 кг/кгс•год

Провівши аналіз сучасних та минулих напрацювань щодо реактивних ЛА та БПС було обрано схему з розташуванням двигуна у хвостовій частині фюзеляжу [11], [12].

Розташування ТРДД у хвості літака має кілька технічних та функціональних переваг, які дозволяють оптимізувати ефективність та характеристики польоту. Основні переваги цього розташування включають:

- Стабільність та маневреність – розташування ТРДД у хвості може покращити стабільність та маневреність літака. Це забезпечує позитивний ефект взаємодії тягового струменя двигунів і вихідного потоку повітря, що протікає по хвостовій частині літака.
- Зменшення впливу шуму – розташування двигунів у хвості може допомогти зменшити вплив шуму на область пасажирів у кабіні. Віддалення двигунів від пасажирської кабіни дозволяє знизити рівень шуму та вібрацій, що покращує комфорт пасажирів.
- Легший доступ для обслуговування – розташування ТРДД у хвості може полегшити доступ для обслуговування та технічного обслуговування. Така конфігурація спрощує проведення інспекцій, ремонтів і обслуговування двигунів.
- Зменшення впливу диму та газів – розташування двигунів у хвості може допомогти зменшити вплив диму та газів на крила літака. Це може бути особливо важливим у випадках, коли потрібно запобігти забрудненню поверхонь крил та стабілізаторів.
- Оптимізація аеродинаміки – розташування ТРДД у хвості може допомогти оптимізувати аеродинамічні характеристики літака, покращуючи розподіл ваги та контрольованість польоту.
- Зменшення впливу термічного випромінювання – розташування двигунів у хвості може зменшити теплове випромінювання на структури літака та підвищити стійкість до термічних навантажень.

Такий дизайн використовується в різноманітних літаках, включаючи пасажирські та військові літаки.

### 3.2 Розрахунок маси БПС у першому наближенні

Першим етапом розрахунків стане визначення злітної маси ЛА у першому наближенні. У таблиці 3.2 відображено середньостатистичні відносні маси елементів ЛА: конструкції, силової установки, обладнання і управління, а також палива літаків.

Таблиця 3.2 – Відносні маси конструкції, силової установки, обладнання і управління, а також палива.

Призначення літака		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{с.у.}$	$\bar{m}_{сист.}$	$\bar{m}_{пал}$
Дозвукові пасажирські магістральні	легкі	0,25 .. 0,27	0,08 .. 0,10	0,07 .. 0,08	0,18 .. 0,22
	середі	0,23 .. 0,25	0,07 .. 0,08	0,06 .. 0,07	0,26 .. 0,30
	важкі	0,20 .. 0,22	0,05.. 0,07	0,04 .. 0,06	0,35 .. 0,40
Багатоцільові для місцевих авіаліній		0,24 .. 0,26	0,10 .. 0,12	0,06 .. 0,08	0,12 .. 0,18
Спортивно-пілотажні		0,27 .. 0,29	0,20 .. 0,22	0,05 .. 0,06	0,10 .. 0,15
Сільськогосподарські спеціалізовані		0,19 .. 0,23	0,08 .. 0,10	0,06 .. 0,08	0,08 .. 0,12
Легкі гідролітаки		0,29 .. 0,33	0,09 .. 0,10	0,08 .. 0,09	0,10 .. 0,20
Військово-транспортні і вантажні	легкі	0,25 .. 0,27	0,08 .. 0,09	0,07 .. 0,08	0,20 .. 0,25
	середі	0,21 .. 0,23	0,07 .. 0,08	0,06 .. 0,07	0,25 .. 0,30
	важкі	0,23 .. 0,27	0,05 .. 0,06	0,04 .. 0,05	0,30 .. 0,35

Значення  $\bar{m}_{пал}$  табл. 2 орієнтовні, оскільки відносна маса палива залежить від розрахункових значень дальності  $L_p$  або часу польоту  $t_p$ . Тому дані табл. 2.1 для  $\bar{m}_{пал}$  рекомендується коригувати за формулою:

$$\bar{m}_{пал} \approx a + b \cdot t_p = a + b \cdot L_p / V_{крейс} = 0,3$$

$a = 0,03 \dots 0,04$  для легких неманеврених літаків ( $m_0 < 5700$  кг);

$a = 0,05 \dots 0,06$  для всіх інших літаків;

$b = 0,04 \dots 0,05$  для дозвукових літаків;

Менші значення коефіцієнта  $b$  відповідають літакам більшого тоннажу.

Для виконання подальших розрахунків було ознайомлено з класифікацією мас літака.

Розраховано злітну масу літака у першому наближенні:



$$(m_0)_I = \frac{m_{ц.н.} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{сист} + \bar{m}_{пал})} = \frac{1000 + 480}{1 - (0,25 + 0,08 + 0,08 + 0,3)} = 5103 \text{ кг}$$

де:

$m_{ц.н.} = 1000$  кг – маса цільового (корисного) навантаження;

$\bar{m}_{кон} = 0,25$  – відносна маса конструкції (маса конструкції віднесена до злітної маси  $m_{кон}/m_0$ );

$\bar{m}_{с.у.} = 0,08$  – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{сист.} = 0,08$  – відносна маса систем літака;

$\bar{m}_{пал} = 0,3$  – відносна маса палива.

$\bar{m}_{кон}$ ,  $\bar{m}_{с.у.}$ ,  $\bar{m}_{сист.}$ ,  $\bar{m}_{пал}$  - значення визначаються за таблицею 3.

$m_{сл}$  – маса службового навантаження, обладнання і спорядження;

$m_{сл.} = m_{об} + m_{спецоб} = 240 + 240 = 480$  кг;

Маса обладнання літака:

$m_{0 ст} = 6000$  кг

$m_{об} = (0,03..0,05) \cdot m_{0 ст} = 240$  кг - для літаків з  $m_{0 ст} < 6$  т;

Маса спеціального обладнання:

$m_{спецоб} = (0,03..0,05) \cdot m_{0 ст} = 240$  кг

Обладнання літака включає:

- аеронавігаційне (прилади, пульти, автопілот);
- електрообладнання (генератори, акумулятори, перетворювачі енергії, електропроводка, арматура);
- радіообладнання (апаратура радіозв'язку, радіонавігації, радіолокаційне обладнання, системи автоматичного зльоту-посадки);
- гідропневматичне (джерела енергії, робоча рідина і стиснене повітря, баки, балони, арматура комунікацій);
- протипожежне та система запобігання льодоутворенню;

Спеціальне обладнання включає:

- вантажно-розвантажувальні пристрої (рампи, трапи, лебідки, рольганги), такелажні вузли та пристрої для скидання десанту і вантажів в польоті;
- приціли, системи наведення, озброєння, бронювання, катапультні крісла екіпажу, фотообладнання.

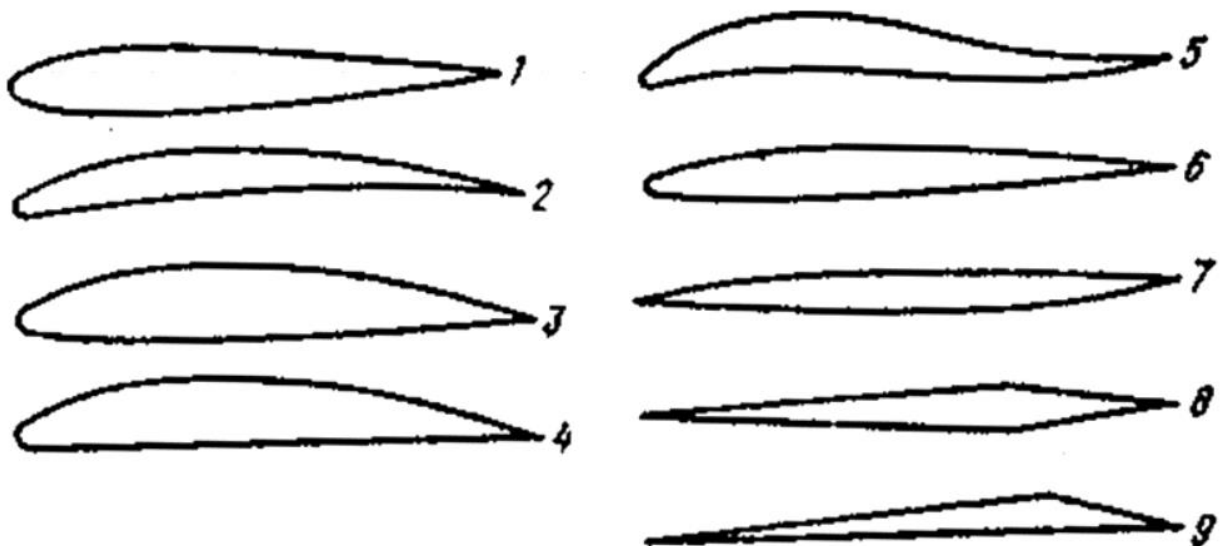
### 3.3 Вибір аеродинамічного профілю крила

Наступним кроком стане вибір аеродинамічного профілю для крила літака.

Профіль крила – форма поперечного перерізу крила до лінії хорд, яка забезпечує його аеродинамічні якості [5].

На тілі, що має аеродинамічну форму, яке рухається відносно потоку газу або рідини, виникає сила опору, направлена вздовж руху потоку, та підйомна сила, перпендикулярна напрямку потоку. Існує декілька видів аеродинамічних профілів (рисунок 3.2). Вони переважно поділяються на два види:

- Дозвукові – плоско випуклі, S-подібні, симетричні та несиметричні двовипуклі.
- Надзвукові – клиновидні, чечевицеподібні, ромбовидні.



1 – симетричний; 2 – випукло-увігнутий; 3 – несиметричний; 4 – несиметричний плосковипуклий; 5 – S-подібний; 6 – суперкритичний; 7 – чечевицеподібний; 8 – ромбовидний; 9 – клиновидний.

Рисунок 3.2. Види аеродинамічних профілів крила

Окремо можна віднести суперкритичні профілі крила.

Суперкритичний профіль – дозвуковий профіль крила, який дозволяє при фіксованому значенні коефіцієнтів підйомної сили і товщини профіля вагомо підвищити критичне число Маха. Дані профілі призначені в першу чергу для затримки хвильового опору в трансзвуковому діапазоні швидкостей.

Коли швидкість літака наближається до швидкості звуку, повітря, що пришвидшується навколо крила, досягає 1 Маха, і ударні хвилі починають формуватися. Утворення цих ударних хвиль викликає хвильовий опір. Суперкритичні профілі спроектовані так, щоб мінімізувати цей ефект за рахунок ущільнення верхньої поверхні крила.

Суперкритичні профілі мають 4 основні переваги:

- Вони мають більш високе число Маха аеродинамічного відхилення.
- Вони створюють ударні хвилі подальше на кормі, ніж традиційні аеродинамічні поверхні.
- Вони вагомо зменшують викликане ударом розділення примежевого шару.
- Їх геометрія дозволяє більш ефективну конструкцію крила.

Так як швидкість польоту БПЛА становить 0,7-0,8 Маха в залежності від висоти польоту, при проектуванні крила буде використано суперкритичний аеродинамічний профіль – SC(2)-0714 з відносною товщиною 13,9% (рисунок 3.3). Даний профіль забезпечить необхідні аеродинамічні характеристики, а за рахунок товщини у майже 14% покращує будівельні характеристики крила та дасть змогу розміщати паливні баки безпосередньо у крилі.

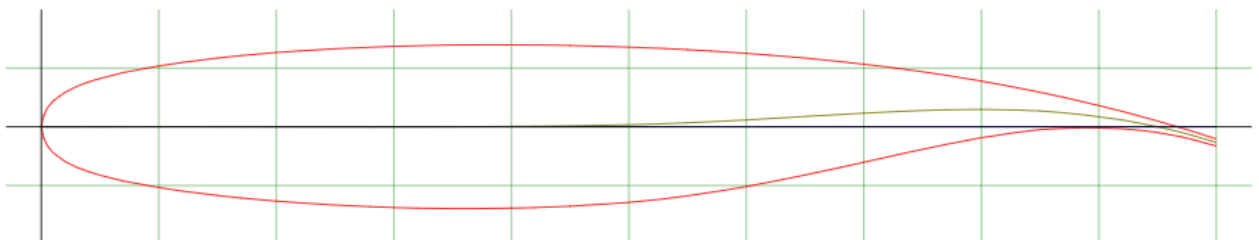


Рисунок 3.3. Вигляд аеродинамічного профілю SC(2)-0714

### 3.4 Розрахунок основних характеристик крила та оперення БПС

Крило літака – несуча поверхня літака, призначена для створення аеродинамічної підйомної сили, що необхідна для забезпечення польоту і

маневрів літака на всіх режимах. Крило бере участь у забезпеченні поперечної стійкості й керованості літака [6].

Крило, окрім основного призначення, може використовуватися також для кріплення двигунів, опор шасі, для розміщення палива, обладнання, озброєння та іншого корисного навантаження. Крило, як несуча конструкція, повинно мати високу стійкість щодо сприймання навантаження та опору до згинальних зусиль, а також бути легким і з мінімальним аеродинамічним опором, при цьому мати також хороші технологічні та експлуатаційні якості.

Досягнення високих швидкостей польоту спирається на два фактори: низький лобовий опір та висока тяга двигуна. Авіація швидко розвивалася і швидкісні можливості літальних апаратів стрімко зростали та наближалось досягнення швидкості звуку. Зовнішній вигляд повітряних суден швидко змінювався і великі зміни зазнала конструкція крила. Однією з найекзотичніших конструкцій є крило оберненої стрілоподібності (КОС). У світі існують лічені одиниці літаків з такою конструкцією крила, і практично всі вони експериментальні або малосерійні.

Визначення «обернена стрілоподібність» вийшло в результаті переведення КОС в область практики, де таке крило складається з двох консолей, розташованих на фюзеляжі, закінцівки яких спрямовані вперед по ходу руху літального апарату, відмінних від того ж крила класичної стелоподібності.

Основною перевагою, яку має дане крило, є те, що воно позбавлене такого шкідливого явища, як кінцевий зрив потоку. Перетікання повітря вздовж розмаху крила відбувається у зворотний бік, тобто до кореневої частини крила. Це дозволяє отримувати більшу підйомну силу за малих швидкостей.

Виходить, що зникає умова зростання товщини прикордонного шару на кінцівках крила, аеродинамічне навантаження на них порівняно з рештою площею крила не підвищується, тобто кути атаки не завищені. Отже, готових умов для кінцевого зриву потоку немає.

Однак, зривні зони через набухання примежевого шару все-таки утворюються, але їхнє переміщення у бік законцівок відбувається повільно і тільки при збільшенні кута атаки. У результаті виходить, що основна

частина крила разом з елеронами залишається не схильною до зриву, тому керованість по крену такої конструкції значно вища в порівнянні з класичним стрілоподібним крилом.

При цьому утворення зривних зон у кореневій частині крила утворює зсув точки прикладання загальної підйомної сили, що знижує повздовжню стійкість і негативно впливає на балансування. Виходом з цієї проблеми є використання переднього горизонтального оперення, а також встановлення трикутного напливу в кореневій частині крила.

Також, через те, що відбувається зміна напрямку перетікання повітря, знижується інтенсивність виникнення кінцевого вихору на кінцівках крила, що зменшує індуктивний опір та підвищує загальну аеродинамічну якість крила.

Цими факторами зумовлюється висока керованість літальних апаратів з даною конструкцією на гранично малих дозвукових швидкостях, порівняно з крилом прямої стріловидності. Поліпшуються злітно-посадкові характеристики (зменшується необхідна злітна швидкість та довжина розбігу), зменшується швидкість введення ЛА у штопор. Висока аеродинамічна якість дозволяє зменшити розмах і площу крила. З технічної точки зору дане крило дозволяє перенести кореневу частину в задню секцію фюзеляжу, що звільняє центральну частину корпусу від балок кріплення крила і дозволяє розмістити там більший обсяг баків або необхідної апаратури.

Однак така конструкція крила має істотні недоліки. Справа в тому, що при русі ЛА зі швидкістю більше 450 км/год його опір збільшується за рахунок того, що до звичайного лобового опору повітря додається хвильовий опір. Цей ефект з'являється при перебігу газу з надзвуковою швидкістю. Справа в тому, що на окремих ділянках планера при польоті на дозвукових швидкостях можуть виникати зони, в яких потоки повітря рухаються з надзвуковою швидкістю.

Хвильовий опір різко збільшується при наближенні літака до швидкості звуку, перевищуючи в кілька разів звичайний лобовий опір, що виникає через тертя і утворення турбулентностей. Максимального значення цей ефект досягає за невеликих надзвукових швидкостей в районі 1-1,4 швидкості Маха, що називається ефектом хвильової кризи. Для вирішення цієї проблеми на літаках

використовується крило прямої стріловидності, призначенням якого є зменшення хвильового опору.

Також воно схильне до явища аеродинамічної дивергенції (рисунок 3.4), яке при певних поєднаннях швидкості і кута атаки здатне спровокувати прогресуючу деформацію конструкцію крила аж до його руйнування. Під час маневрування на його кінцевих перерізах може виникати велике аеродинамічне навантаження, яке може вигнути конструкцію крила вгору. На крилах, що мають пряму стрілоподібність такий вигин зменшує установочний кут консолі крила на фюзеляжі, тобто зменшується його кут атаки. Отже, підйомна сила падає і деформація зменшується, проте, якщо зворотна стріловидність, то даний процес відбувається у зворотному напрямку [13].

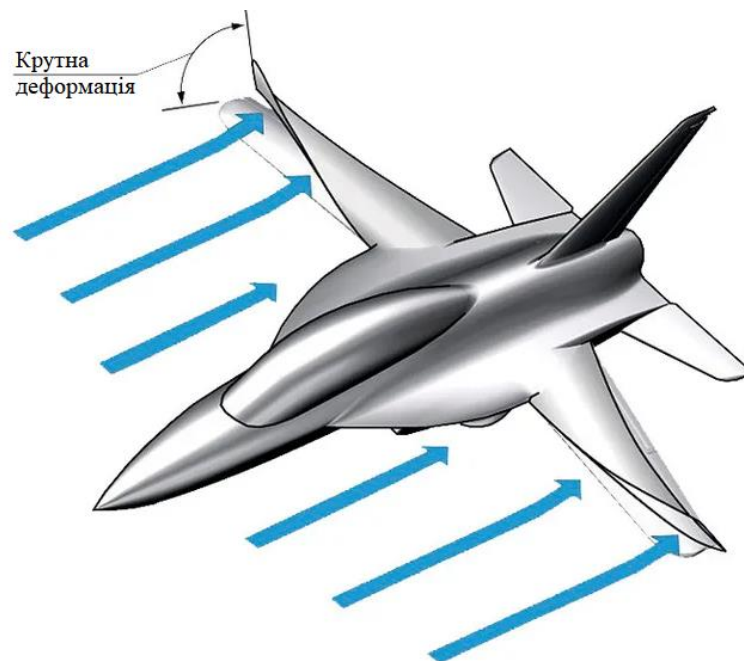


Рисунок 3.4 Дивергенція крила

Площа крила визначається за формулою:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0}{p_{\text{пит}}} = 11,86 \text{ м}^2$$

де:

$m_0$  – злітна маса літака у першому наближенні, кг

$p_{\text{пит}}$  – усереднене питоме навантаження на крило, кг/м<sup>2</sup>, визначаємо за статистикою прототипів:

$$p_{\text{пит}} = 430 \text{ кг/м}^2.$$

На крилах великого подовження, звуження крила полегшує побудову лонжерона вільнонесучого крила. Із-за звуження, при профілі по розмаху рівній відносній товщині, в корінній частині будівельна висота лонжерона виходить значно більшою, що сприяє оптимізації його конструкції по вазі.

Використання подовження крила сприяє більшій аеродинамічній якості, зменшуючи вплив індуктивного опору, однак використання більшого подовження має і свої недоліки [14].

Перший – структурний. У міру збільшення площі крила висота його хорди і будівельна висота лонжерона зменшується. Водночас збільшується довжина плеча прикладання підйомної сили консолей крила до основи лонжерона. Подвоєння подовження означає чотириразове збільшення міцності, необхідної для лонжерона. У великих літаках основною причиною зменшення подовження крила часто є міцність, необхідна для лонжерона.

Інша причина – конструктивна. Що стосується розмаху крила, то для забезпечення однакового кута атаки для всіх профілів потрібне крило з достатньою жорсткістю на кручення. Що більше подовження крила, то складніше досягти необхідної жорсткості. На додаток до різниці між кутом атаки крила з низькою жорсткістю на кручення, може виникнути резонансне явище відоме як флаттер.

Третя проблема – аеродинамічна. Подовження крила знижує маневреність під час крену.

Четверта проблема також пов'язана з аеродинамікою. За рівних площ зі збільшенням подовження крила хорди стають пропорційно меншими, а число обтікання  $Re$  відповідно зменшується.

Спираючись на статистичні дані аналогів та у відповідності до обраної аеродинамічної схеми задаємо подовження крила –  $\lambda_{\text{кр}} = 5,4$ .

Під час вибору звуження крила слід враховувати її суттєвий вплив на аеродинамічні, масові та жорсткісні характеристики крила.

Збільшення звуження позитивно позначається на розподілі зовнішніх навантажень на крило, його масі та жорсткості. Це дає змогу збільшити

конструктивну висоту та ефективний об'єм центральної частини крила, що дає можливість нести більше палива і блоків функціональних систем. Крім того, площа крила збільшується і може обслуговуватися більш ефективно за рахунок механізації. Опираючись на дану інформацію, звуження крила –  $\eta_{кр} = 3,5$ .

Надання крилу певної стріловидності є найбільш ефективним засобом збільшення критичного числа  $M_{крит}$  польоту. Збільшення стріловидності крила не тільки уповільнює розвиток хвильової кризи на більш високі швидкості, а й згладжує його перебіг і значно зменшує збільшення опору. Крім того, стріловидність крила прямопропорційно підвищує критичну швидкість флатера і дивергенції.

З іншого боку, стріловидність викликає зниження несучої спроможності крила – зменшення коефіцієнта підйомної сили  $C_{y\ max}$ , аеродинамічної якості крила  $K_{max}$ , а також погіршується ефективність механізації крила. Через явище бокового перетікання примежевого шару до кінців стріловидного крила, виникає тенденція до кінцевого зриву потоку на великих кутах атаки, що призводить до втрати поперечної керованості й подальшої нестійкості літака у поперечному каналі.

Проаналізувавши науково-технічну літературу можна сказати, що крило з оберненою стріловидністю частково позбавлене цього недоліку. По-перше, у крилі зворотної стріловидності немає кінцевих зривів, і, отже, його підйомна сила вища. По-друге, зрив потоку на великих кутах атаки в такого крила виникає спочатку у його кореневої частини, не порушуючи роботу елеронів, залишаючи літак керованим.

Випробування літака X-29 Grumman показали [19], [20], що крило оберненої стріловидності забезпечує:

- Деяке підвищення аеродинамічної якості при маневруванні, особливо на малих швидкостях.
- Більшу, порівняно з крилом прямої стріловидності, підйомну силу, а отже, і більшу відносну вантажопідйомність.



- Кращу керованість на малих дозвукових швидкостях (і, як наслідок, покращення злітно-посадкових характеристик).
- Меншу швидкість звалювання у штопор.

Таким чином, опираючись на аналіз технічної літератури та призначення проєктованого ЛА кут стріловидності обрано –  $\chi=40^\circ$ .

Розмах крила:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \times S_{кр}} = 8 \text{ м}$$

Кінцева хорда крила:

$$b_{кц} = \frac{2 \times S_{кр}}{l_{кр} \times (1 + \eta_{кр})} = 0,65 \text{ м}$$

Коренева хорда крила:

$$b_0 = \eta_{кр} \times b_{кц} = 2,275 \text{ м}$$

Визначення середньої аеродинамічної хорди (САХ) графічним методом зображено на рисунку 3.5:

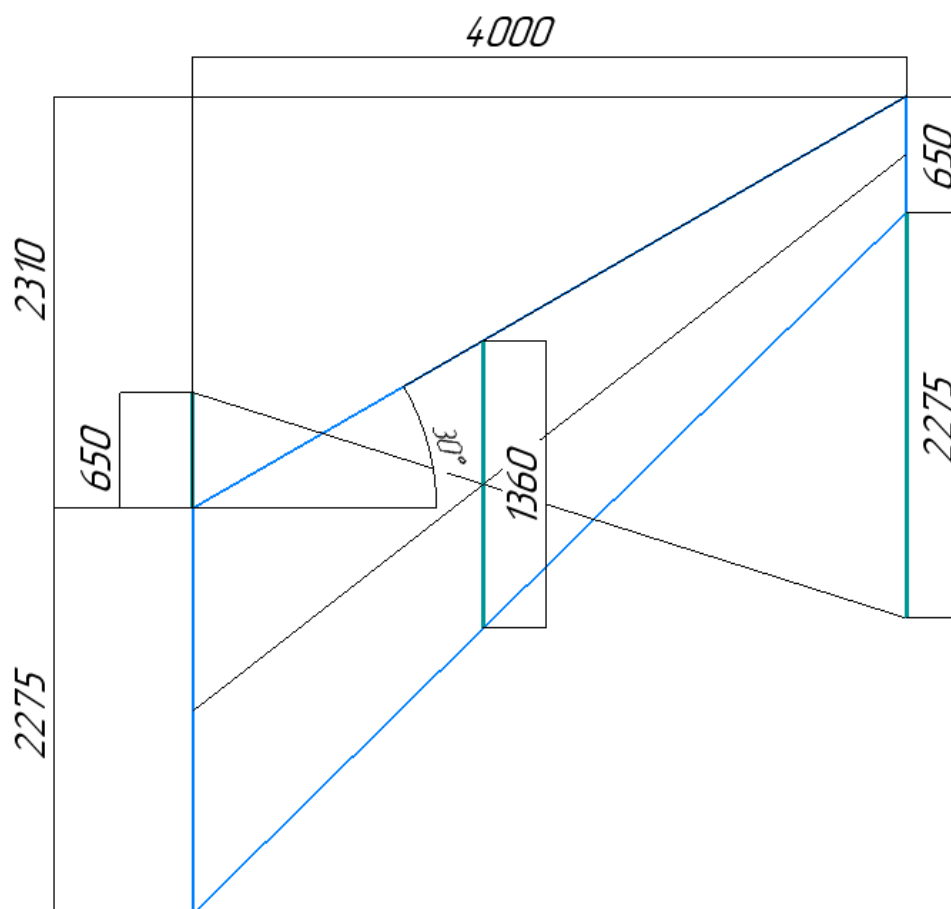


Рисунок 3.5. Визначення САХ графічним методом

$$САХ = 1,36 \text{ м}$$

Відносне подовження ГО на даному етапі обираємо на підставі аналізу статистичних даних  $\lambda_{ГО} = 3$ .

Звуження ГО приймаємо рівним  $\eta_{ГО} = 3$ .

Площа ГО:

$$S_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ГО}} = 2,965 \text{ м}^2$$

Розмах ГО:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = 2,98 \text{ м}$$
$$b_{кц} = \frac{2 \times S_{ГО}}{l_{кр} \times (1 + \eta_{ГО})} = 0,5 \text{ м}$$
$$b_0 = \eta_{ГО} \times b_{кц} = 1,5 \text{ м}$$

Відносне подовження ВО на даному етапі обираємо на підставі аналізу статистичних даних  $\lambda_{ВО} = 3$ .

Звуження ВО приймаємо рівним  $\eta_{ВО} = 3$ .

Кут стрілоподібності ВО по  $\frac{1}{4}$  хорд приймаємо  $\chi_{0,25} = 40^\circ$ .

Площа ВО:

$$S_{ВО} = \frac{A_{ВО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ВО}} = 1,627 \text{ м}^2$$

Висота подвійного ВО:

$$h_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \times \frac{1}{2} \times S_{ВО}} = 1,56 \text{ м}$$
$$b_{кц} = \frac{S_{ВО}}{h_{ВО} \times (1 + \eta_{ВО})} = 0,26 \text{ м}$$
$$b_0 = \eta_{ВО} \times b_{кц} = 0,78 \text{ м}$$

## Висновки до розділу

Аналіз маси включає в себе оцінку всіх компонентів системи, враховуючи їхню вагу, розташування та взаємодію. Це дозволяє точно визначити необхідні технічні характеристики системи для досягнення оптимального співвідношення потужності, ефективності та маневреності.

Отримані результати розрахунків служать основою для визначення основних характеристик ЛА для подальшої розробки та створення наближеного вигляду 3D моделі.

- 1) Обрано аеродинамічний профіль крила – SC(2)-0714.
- 2) Маса у першому наближенні – 5103 кг.
- 3) Площа крила – 11,86 м<sup>2</sup>.
- 4) Розмах крила – 8 м.
- 5) Середня аеродинамічна хорда – 1,36 м.
- 6) Силова установка на базі ТРДД AI-25ТЛТ.

## 4 РОЗРОБКА 3D МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

### 4.1 Концептуалізація та дизайн

Основна мета процесу розробки 3D-моделі літального апарату — це концептуалізація та дизайн, і він включає наступні етапи:

#### 1. Визначення вимог.

- Обговорення завдання та призначення – визначення основних завдань та призначення літального апарату. Це може бути пасажирський літак, військовий літак, безпілотне БПС або інший тип літака.
- Встановлення технічних та експлуатаційних вимог – визначення технічних характеристик, ефективності, довговічності та інших експлуатаційних вимог до літального апарату.
- Врахування естетичних факторів – розгляд аспектів дизайну, включаючи форму та стиль літака.

#### 2. Схема:

- Створення простої 2D-схеми – розробка простої 2D-схеми, яка демонструє основні компоненти літального апарату та їхнє розташування. Це може бути схемою з верхнього, бічного та переднього виду.
- Визначення основних розмірів – вказання приблизних розмірів літака, враховуючи кількість пасажирів або навантаження, яке може перевозити.
- Розгортання основних компонентів – визначення розташування крил, хвостової частини, двигунів, шасі та інших елементів.

Цей етап визначає загальну концепцію та форму літального апарату, встановлює його основні характеристики та розташування основних компонентів. Це є важливим етапом для встановлення фундаменту перед подальшим розробленням та деталізацією моделі (рисунок 4.1).

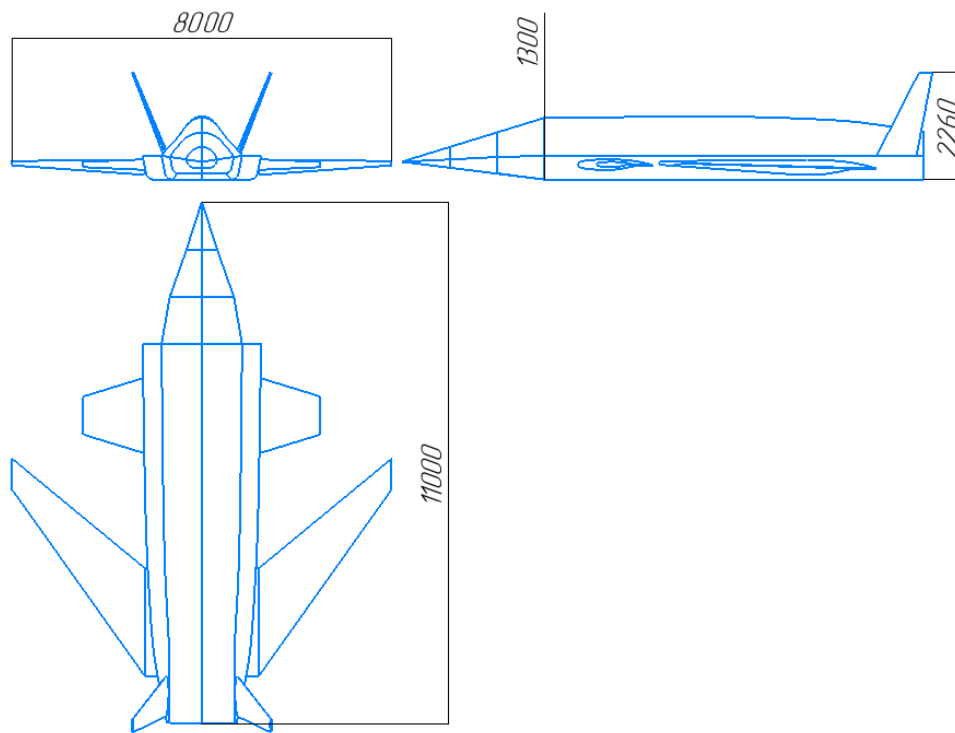


Рисунок 4.1 Ескіз проєктованого ЛА

#### 4.2 Обрання програмного забезпечення

Даний пункт процесу розробки 3D-моделі ЛА — це вибір програмного забезпечення для 3D-моделювання та створення блочної моделі.

Основним інструментом для створення 3D моделі була обрана програма Compass 3D. Функціонал даного ПЗ повністю задовольняє потреби при моделюванні проєктованого ЛА.

На основі схеми поступово створювався зовнішній вигляд ЛА. За допомогою ескізного моделювання створювались основні перетини та їх положення для створення таких компонентів: фюзеляж, крило, ГО та ВО. Наступним кроком стало створення поверхонь на основі побудованих ескізів за допомогою використання поверхневих модифікаторів, такі як Extrude, Loft, Sweep тощо, для створення 3D-форм.

В кінцевому результаті було створено 3D модель прототипу, який зображено на рисунку 4.2.

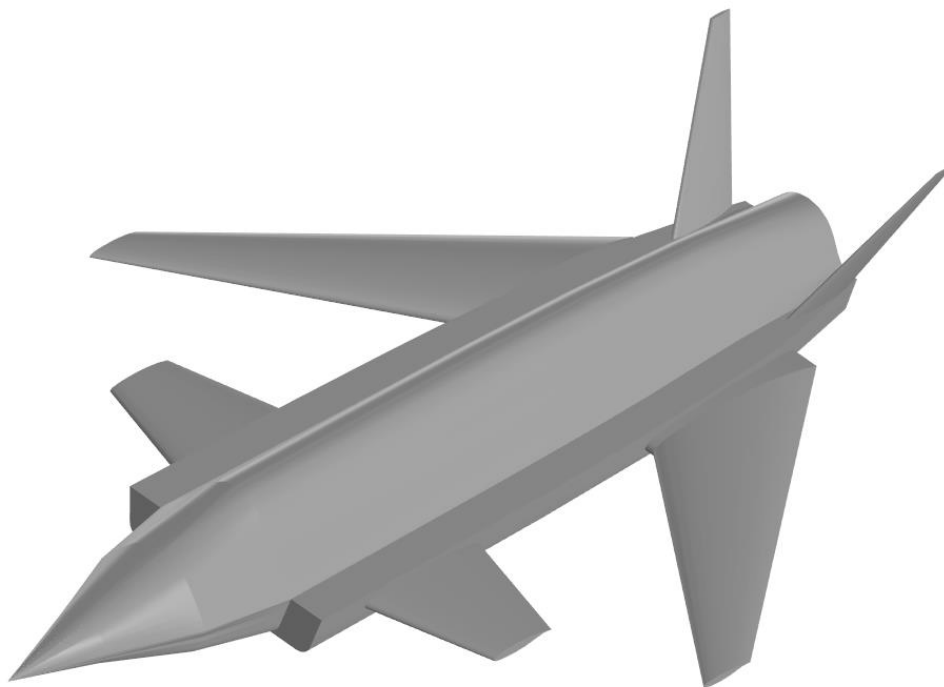


Рисунок 4.2 3D модель проектного ЛА

Наступний етап розробки – компоновання ЛА (рисунок 4.3).

У польоті і при посадці на фюзеляж діють такі навантаження:

- сил, що передаються на фюзеляж від приєднаних до нього частин літака — крила, оперення, шасі, силової установки та ін.;
- масові інерційні сили агрегатів, вантажів, устаткування, розташованих у фюзеляжі, та інерційні сили від власної маси конструкції фюзеляжу;
- аеродинамічні сили, розподілені по поверхні фюзеляжу;

Найбільш раціональною конструкцією, здатною витримати вищевказані навантаження з мінімальною власною вагою, є тонкостінна просторова оболонка, що підтримується зсередини силовим каркасом. Оболонка, що підтримується каркасом, максимально відповідає вимогам простоти компоновання, технічної простоти, довговічності та експлуатаційної технологічності. В даній конструкції використано силовий набір, що складається з обшивки, трьох лонжеронів та 14 шпангоутів, 6 з яких посилені у місцях кріплення крила, двигуна та корисного вантажу. Даний силовий набір виготовляється зі сплавів титану та алюмінію. Спосіб виготовлення – прокат та

штампування. Для обшивки в якості матеріалу можливе використання композитних матеріалів, які зменшать кінцеву вагу всього борта та збільшать довговічність ЛА в різних агресивних умовах навколишнього середовища.

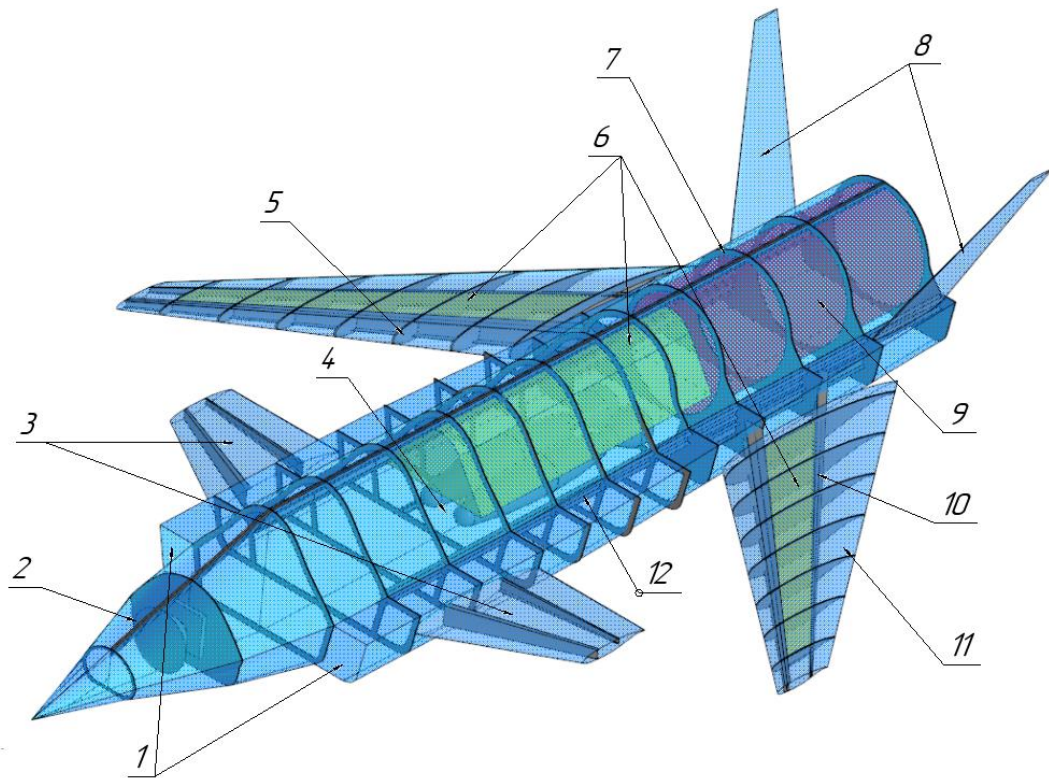
У польоті і при посадці на крило діють такі навантаження:

- сил, що передаються на крило від приєднаних до нього частин літака — шасі, силової установки та ін.;
- масові інерційні сили агрегатів, вантажів, устаткування та палива розташованих у крилі, та інерційні сили від власної маси конструкції крила;
- аеродинамічні сили, розподілені по поверхні крила, згинальні та крутні моменти від цих сил;

Для даного ЛА було обрано кесонну КСС, щоб була змога розміщувати паливо у крилі. Також перевагою є висока живучість, міцність та менша вага у порівнянні із лонжеронним крилом. У кесонних крилах лонжерон і обшивка приймають на себе основне навантаження. На межі лонжерон вироджується в бік стінки і згинальний момент повністю сприймається панеллю обшивки. У цьому випадку конструкція називається моноблоком. Силіві панелі мають обшивку і підкріплюваний набір у вигляді стрингерів і гофрів. Підкріплюваний набір служить для того, щоб обшивка не втрачала стійкості при стисненні і працювала з обшивкою на розтяг і стиск. Кесонна конструкція крила вимагає наявності центральної секції, до якої кріпиться консоль крила. Консоль крила з'єднується з центральною секцією за допомогою контурного шва, який забезпечує передачу сил по всій ширині панелі.

Для компонування було побудовано крило, яке має два лонжерони, обшивку та набір нервюр у кількості 7 штук. Даний силовий набір виготовляється зі сплавів титану та алюмінію. Спосіб виготовлення – прокат, штампування та фрезерування. За допомогою контурного шва крило кріпитиметься до центральної консолі із додатковим підсиленням конструкції. Як і у випадку з фюзеляжем – можливе використання композитних матеріалів для удосконалення масових характеристик та довговічності.

В кінцевому результаті також було створено рендер моделі (рисунок 4.4).



1 – повітрязабірники; 2 – антена; 3 – ГО; 4 – корисне навантаження; 5 – нервюри; 6 – паливні баки; 7 – силові шпангоути; 8 – ВО; 9 – ТРДД AI-25ТЛТ; 10 – лонжерони; 11 – крило; 12 – силові балки.

Рисунок 4.3. Компонувочна схема проектованого ЛА



Рисунок 4.4. Рендер 3D моделі проектованого ЛА



## Висновки до розділу

В ході цього етапу вдало виконана робота не лише сприяє візуалізації концепції апарата, але й надає конкретний фундамент для подальших інженерних та дизайнерських рішень.

Отримана 3D модель є не тільки реалістичним відображенням зовнішнього вигляду літального апарата, але й носієм важливої інформації щодо розташування компонентів, структури, аеродинамічних особливостей та інших технічних деталей. Вона стає ключовим інструментом для комунікації між різними командами проекту, включаючи інженерів, дизайнерів, та інші сторони.

В теоретичному наближенні загалом на КСС ЛА припадає близько 1500 кг. Однак використання сучасних технологій та підбір композитних матеріалів можуть зменшити масу ЛА без втрати міцності приблизно на 5-15% від загальної маси. Також композити дозволять збільшити довговічність ЛА при експлуатації в агресивному середовищі.

## 5 РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

### 5.1 Вибір методу для обчислення аеродинаміки моделі ЛА.

Завдання на даний розділ перш за все вимагає отримання результатів аеродинамічних розрахунків. Існує кілька методів для аеродинамічних розрахунків ЛА, включаючи традиційні методи та сучасні обчислювальні підходи. Ось кілька з них: панельно-поверхневий метод, кінцево-елементний метод, обчислювальні схеми CFD, інтегральні методи.

У даній роботі за основу було обрано панельно-поверхневий метод обчислення [21].

Цей метод базується на розбитті поверхні літального апарата на панелі, кожна з яких моделюється як просте аеродинамічне тіло. Потім розв'язуються рівняння обтікання для кожної панелі, щоб визначити розподіл обтікаючого повітря та обчислити аеродинамічні сили.

Даний метод відносно простий для реалізації та обчислень, особливо для розрахунків при певних умовах.

Недоліки цього методу полягають у меншій точності у випадках великого ускладнення геометрії літака або в присутності областей сильного вихору.

Вибір конкретного методу залежить від специфіки задачі, обсягу та доступності обчислювальних ресурсів, а також від бажаної точності результатів. У сучасному аеродинамічному дизайні часто використовують комбінації цих методів для отримання більш точних та ефективних результатів.

На даному етапі розрахунки проводяться у першому наближенні, тому більша перевага надається швидкості розрахунків та обсягу ресурсів обчислювальної техніки, тому для даного проекту основним методом для обчислення аеродинамічних характеристик виступатиме панельно-поверхневий метод.

Створення панельно-поверхневої моделі та її розрахунки проводимуться у програмному забезпеченні PANSYM.

Програма PANSYM розроблена в ході робіт, спрямованих на створення ефективної обчислюваної програми, яка б дозволяла в стислий проміжок часу виконати параметричні дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату в різних варіантах компонування. Об'єктний код програми реалізовано на мові програмування FORTRAN, алгоритм програми базується на методиках розрахунку, що широко застосовуються в практиці вітчизняного літакобудування та висвітлені у відкритій літературі. В наданій для процесу навчання студентів версія програми PANSYM оптимізована для проведення швидкого розрахунку

Програма PANSYM призначена для розрахунку аеродинамічних характеристик літаків у дозвуковому потоці, базується на методі гідродинамічних особливостей розрахунку обтікання тіл у потоці ідеального газу, граничні умови непротікання задовольняються безпосередньо на поверхні літака. Програмний комплекс дозволяє виконати експертну оцінку основних аеродинамічних характеристик та характеристик стійкості та керованості літального апарату довільного компонування із формою агрегатів, що здатні безвідривно рухатись в потоці повітря.

Розрахунок аеродинамічних характеристик із використанням програми PANSYM відбувається в наступній послідовності:

- Створення текстового файлу розрахункової моделі, що має розширення \*.in;
- Розрахунок за допомогою програми та створення текстового файлу вихідних даних, що має розширення \*.ou;
- Створення файлу візуалізації результатів розрахунку, що має розширення \*.geo, за допомогою програми Ou2Geo.exe;
- Візуалізація результатів розрахунку за допомогою програми Visual.exe

Розрахункова модель складається із будь якої сукупності елементів, що можуть бути спряжені одне з одним, або розташовані в просторі окремо. Для формування розрахункової моделі в програмі можна використовувати наступні

елементи: профіль перетину, тіло обтікання, несучий елемент типу «крило»  
(рисунки 5.1, 5.2).

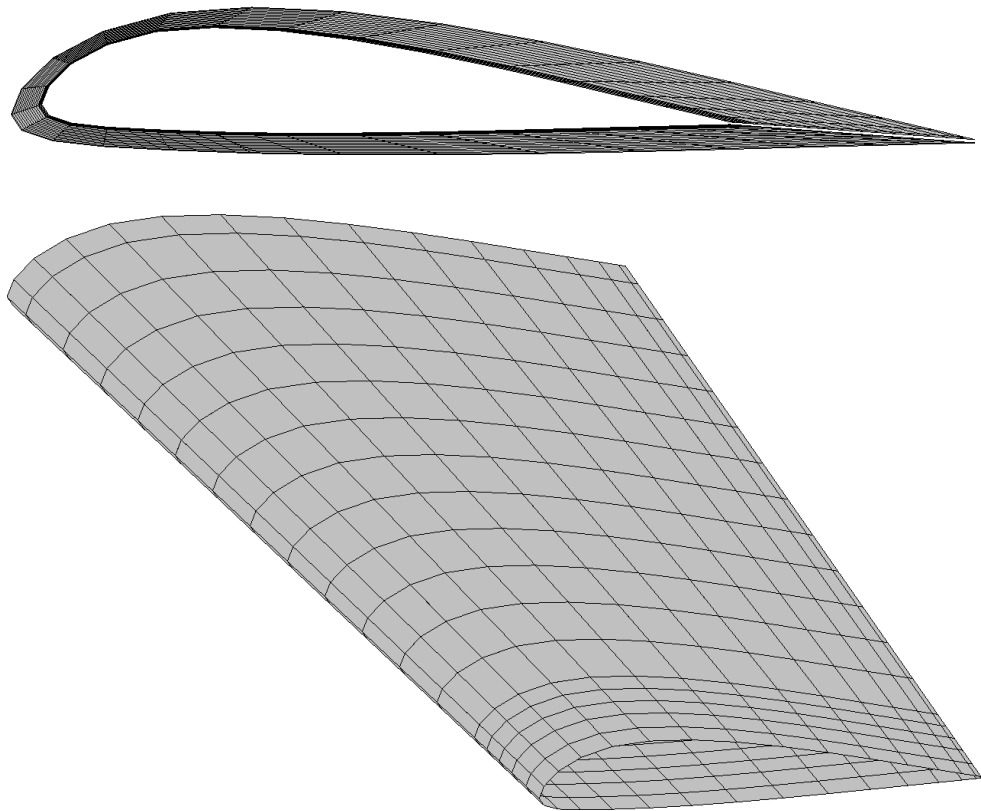


Рисунок 5.1 Приклад використання профілів для формування елемента компоновки типу «крило».

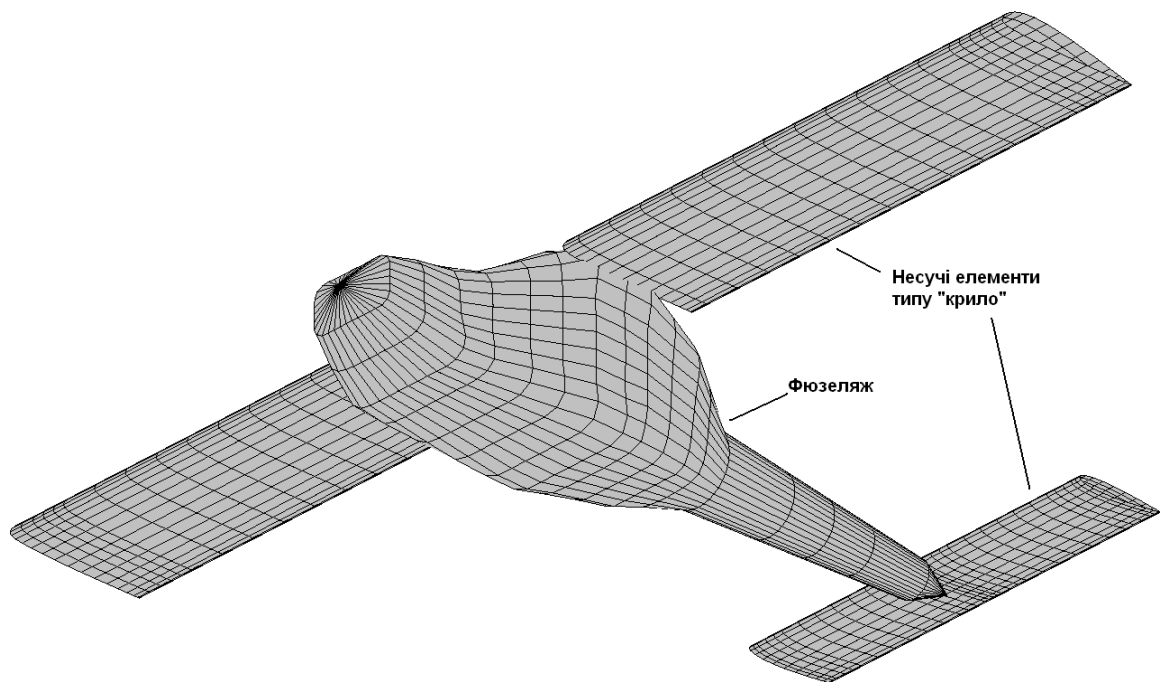


Рисунок 5.2 Приклад застосування елементів компоновки типу «тіло обтікання» та «крило» в розрахункових моделях літальних апаратів.

Максимальна загальна кількість панелей, що може бути використана в розрахунковій моделі не повинна перевищувати 1999 одиниць. При цьому в одному елементі розрахункової моделі не може бути використано більше за 600 панелей.

На підставі проведених розрахунків у попередніх розділах було створено попередню панельно-поверхневу модель БПС (рисунок 5.3).

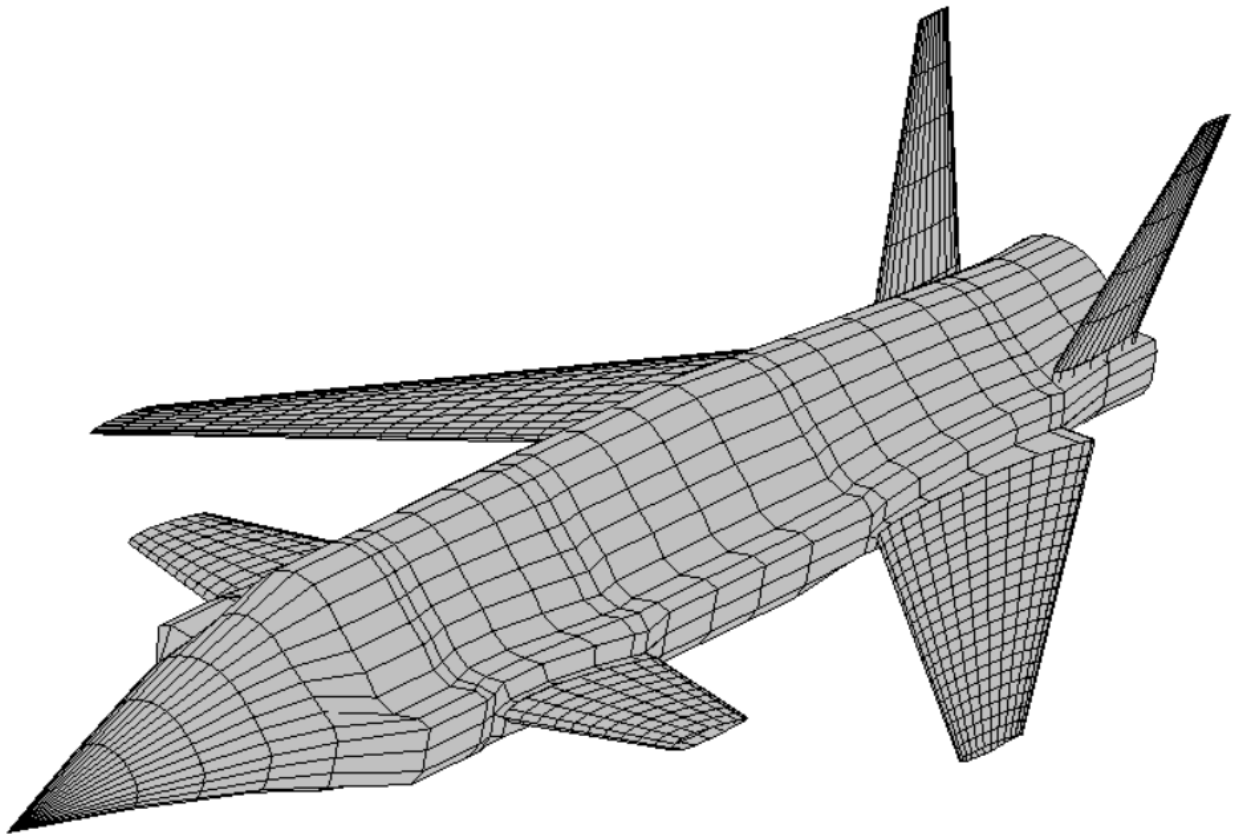


Рисунок 5.3 Панельно-поверхнева модель БПС, що проектується

Вихідні дані для дослідження:

1. Коренева і кінцева хорди крила:

$$b_0 = 2,275 \text{ м,}$$

$$b_k = 0,65 \text{ м,}$$

2. Відносне подовження крила:  $\lambda_{кр} = 5,4$ .

3. Розмах крила:  $L_{кр} = 8 \text{ м.}$

4. Площа крила:  $S_{кр} = 11,86 \text{ м}^2$ .

5. Числа Маха  $M$  визначаються за формулою:

$$M = \frac{V}{a} = 0,816$$

де:

$V$  – швидкість польоту,

$a$  – швидкість звуку на висоті, значення якого береться із таблиці міжнародної стандартної атмосфери.

6. Діапазон кутів атаки для розрахунків  $\alpha = -15^\circ \dots +35^\circ$ .

7. Число Рейнольдса для розрахункової моделі визначаємо за формулою:

$$Re = \frac{M \cdot a \cdot b}{\nu} = 25,87 \cdot 10^6$$

де:

$M$  – число Маха,

$a$  – швидкість звуку,

$b$  – середня аеродинамічна хорда крила,

$\nu$  – кінематична в'язкість повітря.

Завдання для дослідження:

Для розрахункової моделі крила при заданих аеродинамічних профілях та режимах визначити та побудувати графічно залежності:

$C_y(\alpha)$  – залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  від кута атаки  $\alpha$ ;

$C_x(\alpha)$  – залежність коефіцієнта аеродинамічного опору  $C_x$  від кута атаки  $\alpha$ ;

$C_y(C_x)$  – залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  від коефіцієнта аеродинамічного опору  $C_x$  (поляра першого роду);

$K(\alpha)$  – залежність аеродинамічної досконалості  $K = C_y/C_x$  від кута атаки  $\alpha$ ;

$M_z(C_y)$  – залежність коефіцієнта повздовжнього моменту  $M_z$  від коефіцієнта підйомної сили  $C_y$ .

Після проведення розрахунків виявилось, що модель з даними характеристиками виявилася нестійкою по каналі тангажу. Тому було змінено наступні характеристики ЛА для забезпечення його стійкості з мінімальними втратами у аеродинамічній якості проєктованого ЛА.

Після цього було проведено оптимізацію панельно-поверхневої моделі та підбрано нові параметри для ВО та ГО.

Зміни в ГО:

$$S_{ГО} - 2,965 \text{ м}^2 \rightarrow 6 \text{ м}^2;$$

$$l_{ГО} - 2,98 \text{ м} \rightarrow 5 \text{ м};$$

$$b_{кц} - 0,5 \text{ м} \rightarrow 0,8 \text{ м};$$

$$b_0 - 1,5 \text{ м} \rightarrow 1,6 \text{ м}.$$

Зміни в ВО:

$$S_{ВО} - 1,627 \text{ м}^2 \rightarrow 2,07 \text{ м}^2;$$

$$h_{ВО} - 1,56 \text{ м} \rightarrow 1,76 \text{ м};$$

$$b_{кц} - 0,26 \text{ м} \rightarrow 0,29 \text{ м};$$

$$b_0 - 0,78 \text{ м} \rightarrow 0,87 \text{ м}.$$

Отримані результати занесені до таблиці 5.1 та побудовано відповідні до завдання графіки, що зображені на рисунках 5.4-5.8.

Таблиця 5.1 – Основні аеродинамічні коефіцієнти

Alpha	Cyv	Cxv	Cxtren	Cx	Mzv	K
-15	-1,3171	0,1972	0,0019	0,199	-0,8707	-6,615
-14	-1,2163	0,1690	0,0020	0,171	-0,8268	-7,115
-13	-1,1065	0,1415	0,0025	0,144	-0,7517	-7,685
-12	-0,9995	0,1180	0,0023	0,120	-0,6990	-8,304
-11	-0,8991	0,0982	0,0024	0,101	-0,6407	-8,936
-10	-0,8319	0,0853	0,0030	0,088	-0,5478	-9,428
-9	-0,7155	0,0681	0,0033	0,071	-0,4958	-10,020
-8	-0,5996	0,0546	0,0117	0,066	-0,4346	-9,046
-7	-0,4803	0,0423	0,0118	0,054	-0,3824	-8,875
-6	-0,3609	0,0326	0,0118	0,044	-0,3297	-8,122
-5	-0,2406	0,0252	0,0117	0,037	-0,2778	-6,531
-4	-0,1200	0,0205	0,0115	0,032	-0,2244	-3,758
-3	0,0006	0,0184	0,0114	0,030	-0,1690	0,019
-2	0,1218	0,0188	0,0114	0,030	-0,1145	4,028
-1	0,2424	0,0218	0,0115	0,033	-0,0596	7,284
0	0,3626	0,0273	0,0115	0,039	-0,0055	9,352
1	0,4826	0,0353	0,0114	0,047	0,0487	10,329
2	0,5983	0,0457	0,0115	0,057	0,1035	10,451
3	0,7114	0,0586	0,0115	0,070	0,1580	10,146
4	0,8222	0,0736	0,0114	0,085	0,2103	9,671
5	0,9343	0,0914	0,0112	0,103	0,2625	9,106
6	1,0526	0,1128	0,0107	0,124	0,3168	8,523

Продовження таблиці 5.1

7	1,1644	0,1356	0,0103	0,146	0,3538	7,984
8	1,2743	0,1623	0,0100	0,172	0,4003	7,393
9	1,3795	0,1908	0,0098	0,201	0,4430	6,876
10	1,4755	0,2208	0,0096	0,230	0,4862	6,404
11	1,5745	0,2543	0,0091	0,263	0,5214	5,979
12	1,6490	0,2857	0,0083	0,294	0,5678	5,608
13	1,7305	0,3214	0,0083	0,330	0,6041	5,249
14	1,8304	0,3643	0,0076	0,372	0,6175	4,922
15	1,9101	0,4088	0,0071	0,416	0,7083	4,593
16	1,9766	0,4491	0,0070	0,456	0,7395	4,334
17	2,0370	0,4899	0,0070	0,497	0,7694	4,100
18	2,0939	0,5318	0,0070	0,539	0,7947	3,886
19	2,1457	0,5744	0,0069	0,581	0,8180	3,691
20	2,1925	0,6173	0,0069	0,624	0,8398	3,512
21	2,2348	0,6607	0,0069	0,668	0,8595	3,348
22	2,2723	0,7043	0,0068	0,711	0,8785	3,196
23	2,3058	0,7482	0,0067	0,755	0,8956	3,054
24	2,3347	0,7921	0,0067	0,799	0,9120	2,923
25	2,3603	0,8362	0,0064	0,843	0,9258	2,801
26	2,3808	0,8798	0,0063	0,886	0,9406	2,687
27	2,3971	0,9228	0,0063	0,929	0,9527	2,580
28	2,4098	0,9653	0,0062	0,972	0,9635	2,480
29	2,4199	1,0076	0,0061	1,014	0,9717	2,387
30	2,4314	1,0521	0,0059	1,058	0,9800	2,298
31	2,4339	1,0921	0,0058	1,098	0,9872	2,217
32	2,4255	1,1252	0,0054	1,131	0,9908	2,145
33	2,4208	1,1618	0,0056	1,167	0,9929	2,074
34	2,4103	1,1947	0,0055	1,200	0,9927	2,008
35	2,3991	1,2272	0,0055	1,233	0,9878	1,946

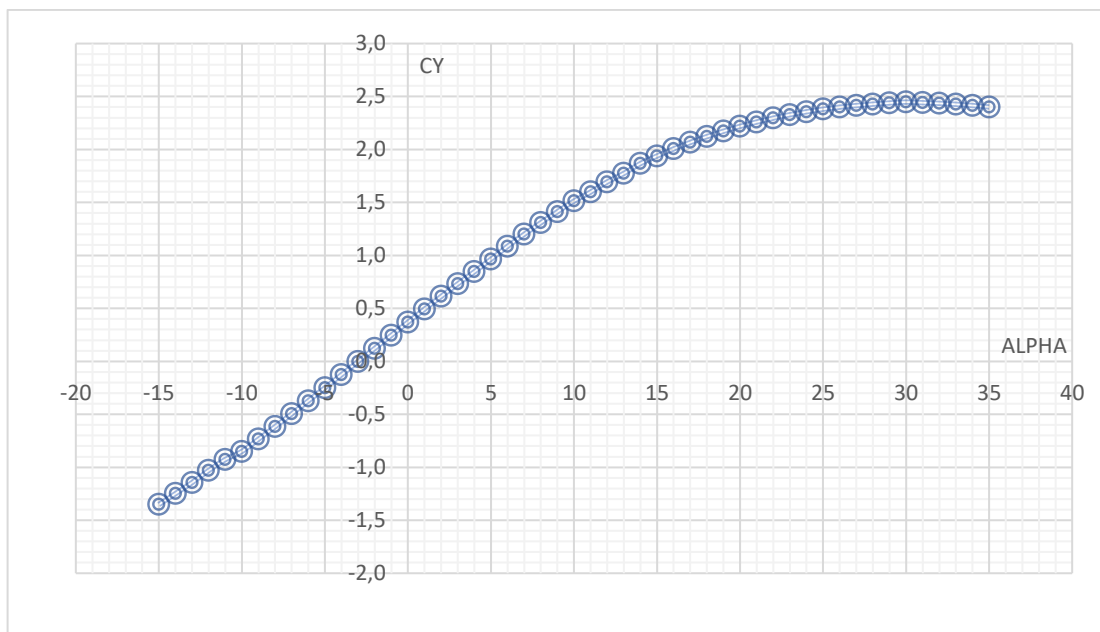


Рисунок 5.4 Залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  від кута атаки  $\alpha$



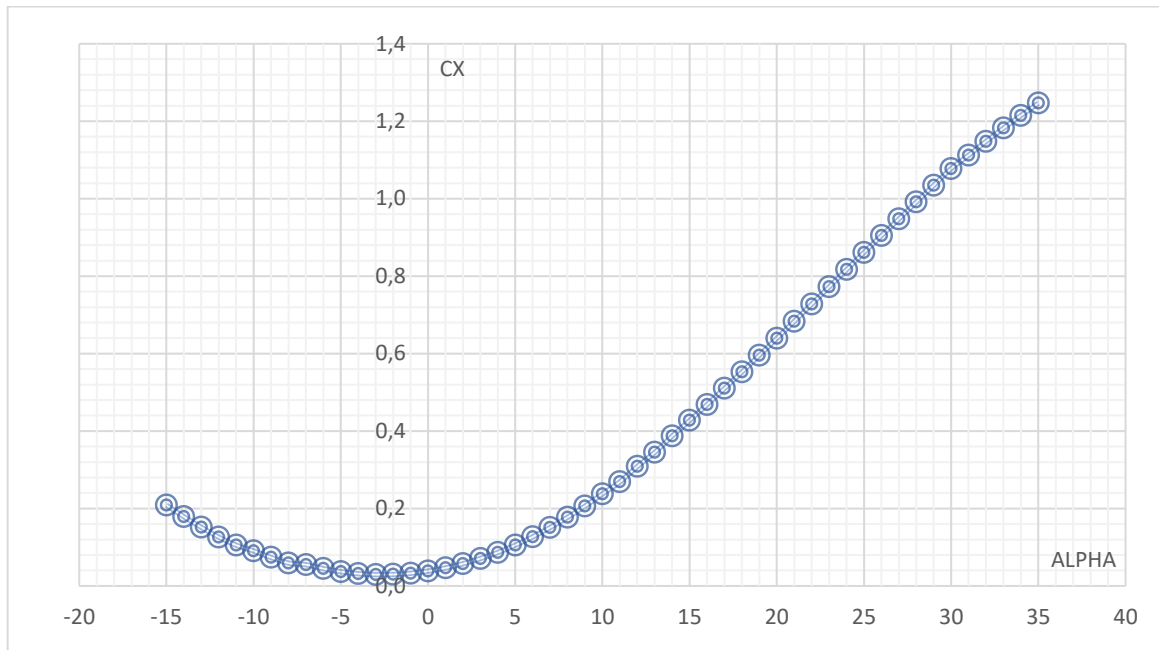


Рисунок 5.5 Залежність коефіцієнта аеродинамічного опору  $C_x$  від кута атаки  $\alpha$

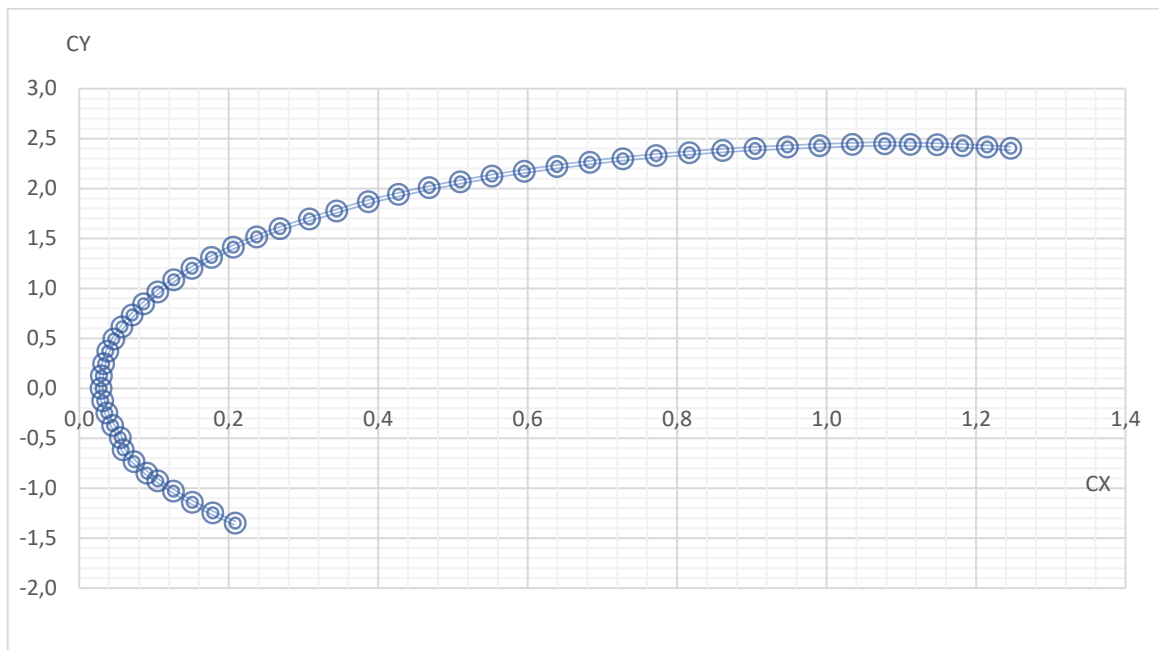


Рисунок 5.6 Залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  від коефіцієнта аеродинамічного опору  $C_x$  (поляра першого роду)

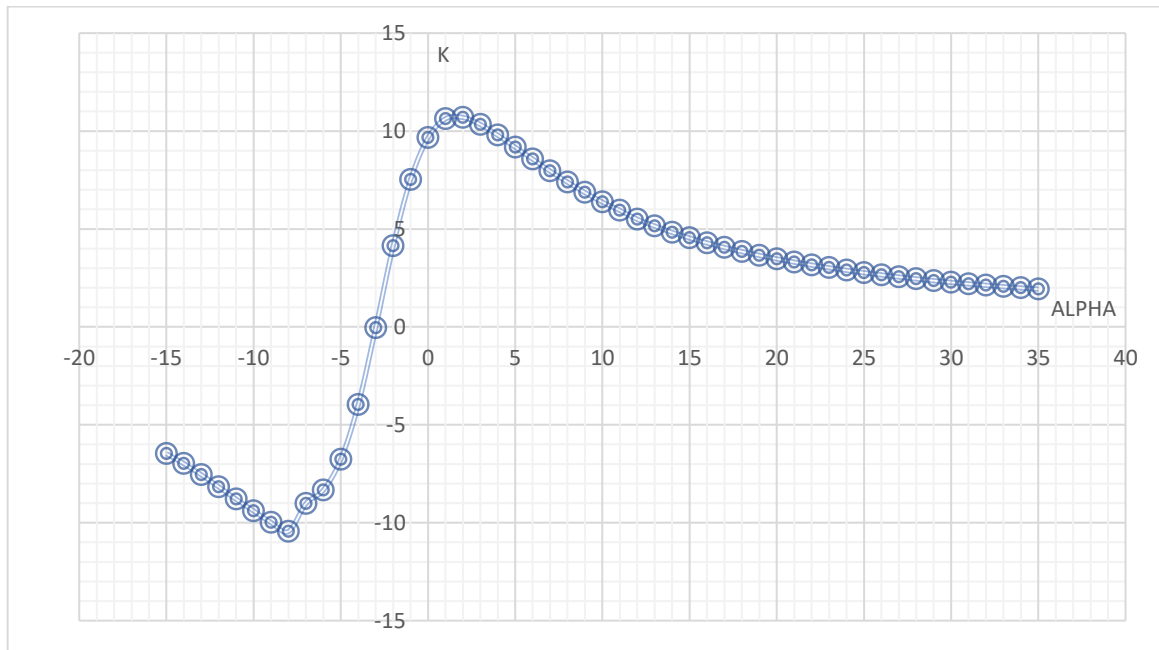


Рисунок 5.7 Залежність аеродинамічної досконалості  $K = C_y/C_x$  від кута атаки  $\alpha$

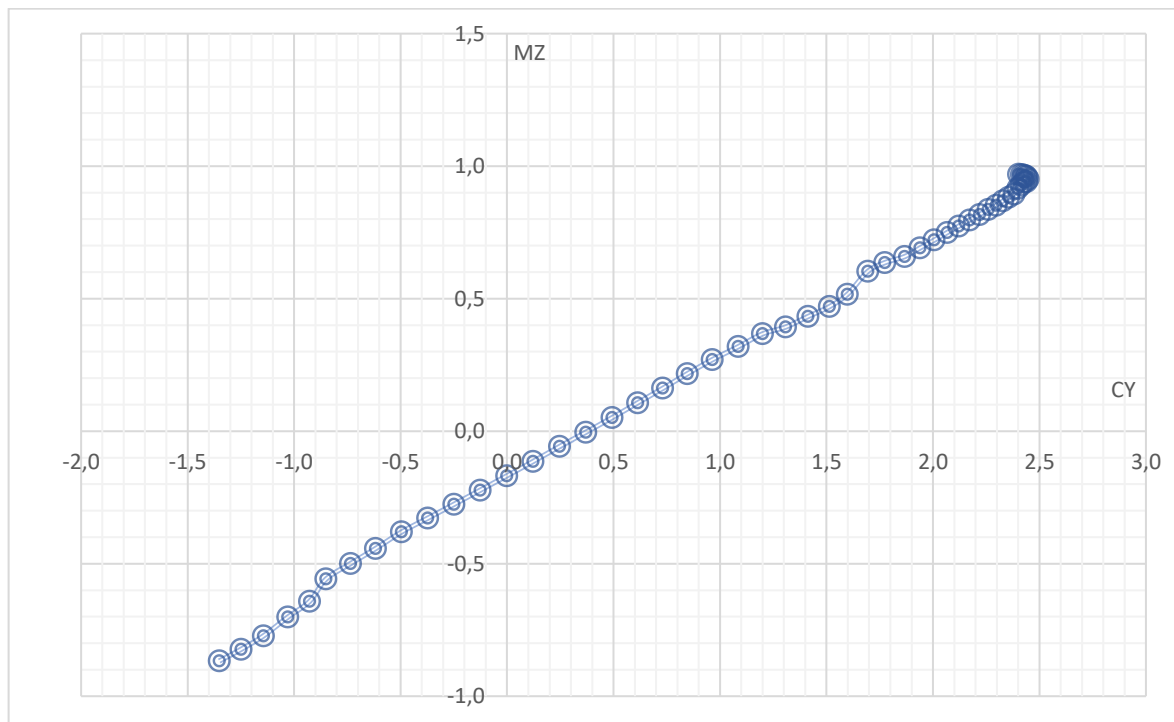


Рисунок 5.8 Залежність коефіцієнта повздовжнього моменту  $M_z$  від коефіцієнта підйомної сили  $C_y$

На основі отриманих графіків з використанням панельно-вихорового методу досліджено характер розподілу тисків по поверхні ЛА при режимі крейсерського польоту (рисунок 5.9-5.14).

Моделювання слід виконати для наступних значень кута атаки:

- 1)  $\alpha_1 = \alpha_0 = -3^\circ$  – кут атаки, при якому крило не створює підйомної сили,  $C_y(\alpha_0) = 0$ .
- 2)  $\alpha_2 \approx \alpha_0 - 3^\circ = -6^\circ$ .
- 3)  $\alpha_3 = \alpha_0 + 3^\circ = 0^\circ$ .
- 4) Довжина ліній току пелени – 50 м.

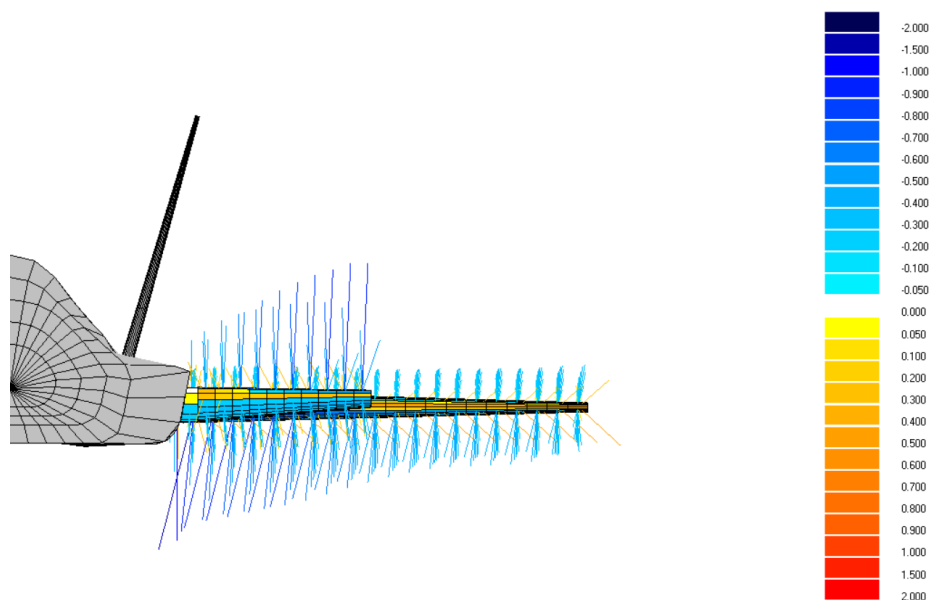


Рисунок 5.9 Розподіл тисків на крилі та оперенні ЛА, вид спереду, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та кути атаки:  $\alpha_1 = \alpha_0 = -3^\circ$

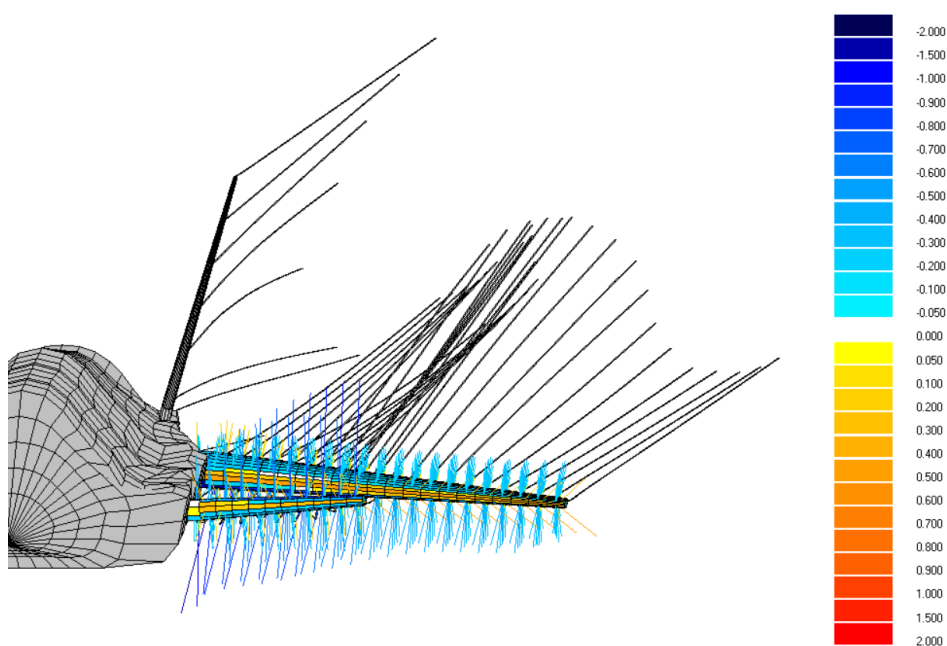


Рисунок 5.10 Розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та кути атаки:  $\alpha_1 = \alpha_0 = -3^\circ$

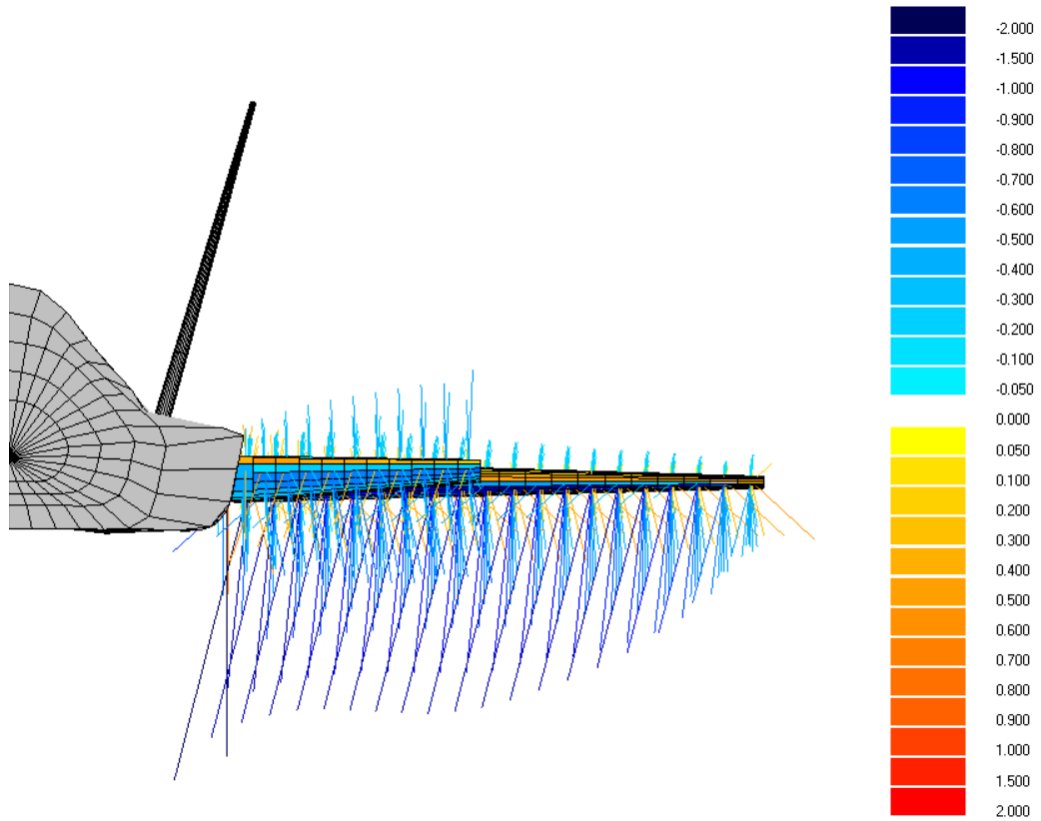


Рисунок 5.11 Розподіл тисків на крилі та оперенні ЛА, вид спереду, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та куті атаки:  $\alpha_2 = -6^\circ$

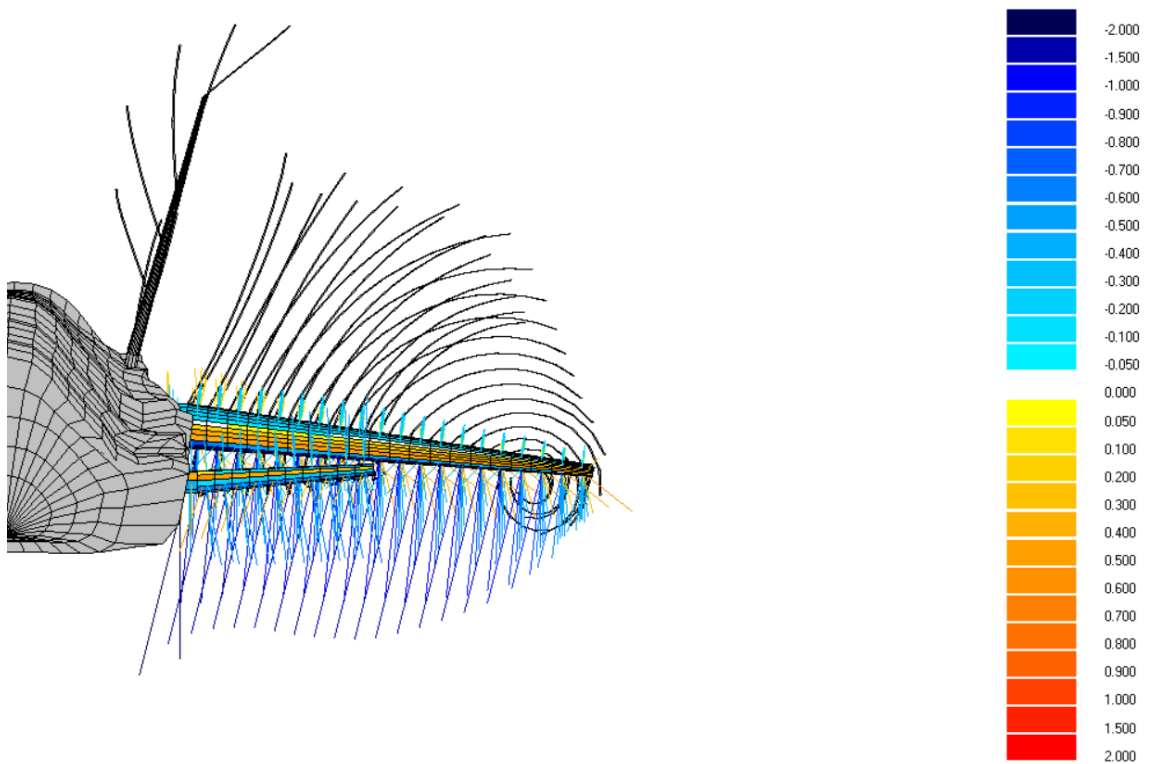


Рисунок 5.12 Розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та куті атаки:  $\alpha_2 = -6^\circ$

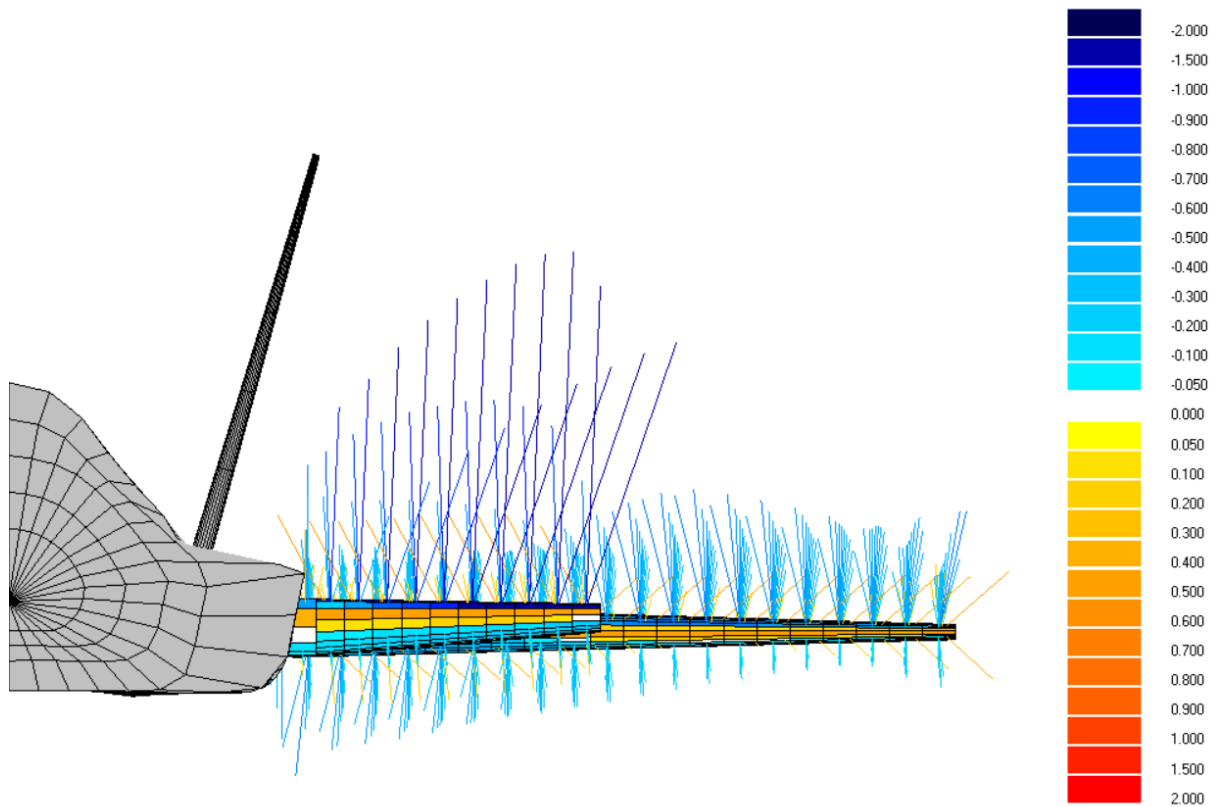


Рисунок 5.13 Розподіл тисків на крилі та оперенні ЛА, вид спереду, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та куті атаки:  $\alpha_3 = 0^\circ$

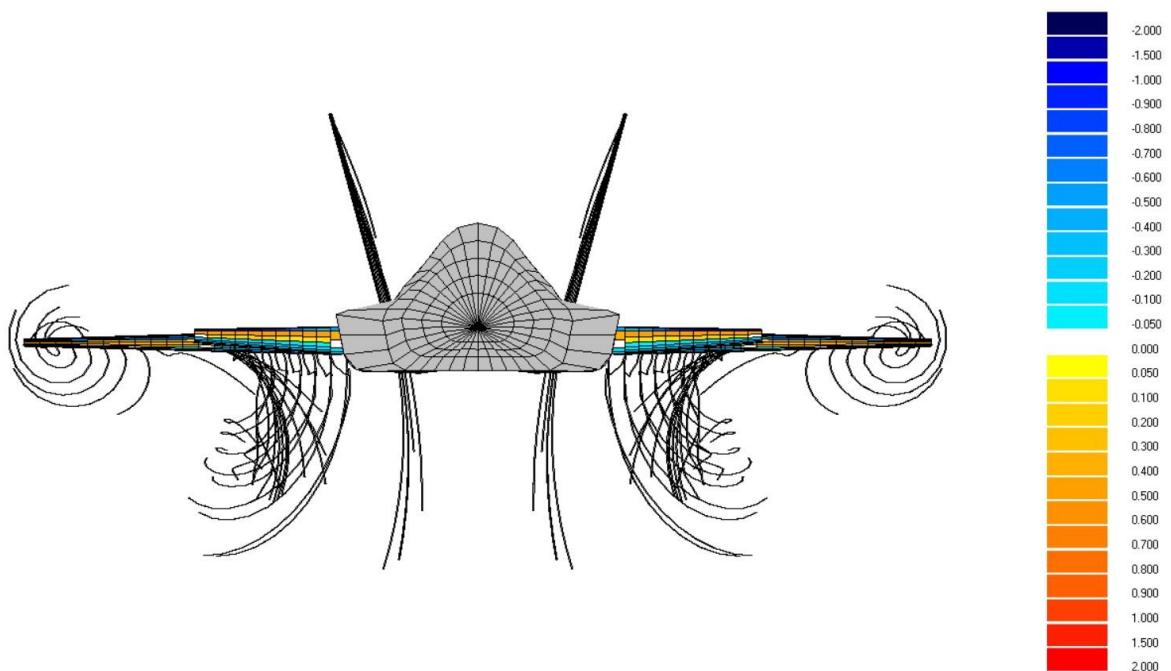


Рисунок 5.14 Розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА, при  $Re=25,87 \cdot 10^6$  та куті атаки:  $\alpha_3 = 0^\circ$

На рисунках 5.9, 5.10 зображено розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА при куті атаки  $\alpha_1 = \alpha_0 = -3^\circ$ , що відповідає значенню майже нульової підйомної сили.

У даному профілі крила тиск розподілений несиметрично по поверхні відповідно до верхньої та нижньої частини профілю. Тиск більше сконцентрований до носка профілю. При нульовій підйомній силі сума тисків на верхній і нижній поверхні врівноважується. Наявний вплив ГО на потік за крилом, збурюючи його проти часової стрілки. Перетікання потоку з нижньої або верхньої частини крила відсутнє.

На рисунках 5.11, 5.12 зображено розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА при куті атаки  $\alpha_2 = -6^\circ$ .

При більших від'ємних кутах атаки на нижній поверхні профілю створюється менший статичний тиск, ніж на верхній частині, тому підйомна сила направлена вниз. Пелена від крила збурюється за часовою стрілкою. Наявний вплив ГО на потік за крилом, збурюючи його проти часової стрілки, тим самим зменшуючи загальне збурення за ЛА. Присутнє перетікання потоку з верхньої частини крила на нижню.

На рисунках 5.13, 5.14 зображено розподіл тисків та візуалізація ліній току пелени за крилом та оперенням ЛА при куті атаки  $\alpha_3 = 0^\circ$ .

При більших кутах атаки підйомна сила зростає, тому що менший статичний тиск створюється на верхній частині профілю. Пелена від крила збурюється за часовою стрілкою. Наявний вплив ГО на потік за крилом, збурюючи його проти часової стрілки, тим самим зменшуючи загальне збурення за ЛА. Присутнє перетікання потоку з верхньої частини крила на нижню.

## 5.2 Льотні технічні характеристики ЛА

### 5.2.1 Визначення експлуатаційних перевантажень.

Експлуатаційні маневрені перевантаження визначаються згідно АП-25 [7] за умов:

а) За винятком випадків польоту при максимальному (статичному) коефіцієнті підйомної сили, передбачається, що літак виконує симетричні маневри, при яких діють експлуатаційні маневрені перевантаження. Необхідно враховувати кутову швидкість тангажу, відповідну маневрам при виході з пікірування і при сталому віражу.

б) Максимальне експлуатаційне маневрене перевантаження для будь-якої швидкості аж до  $V_D$  повинна бути не менше, ніж

$$2,1 + \frac{10890}{G + 4540}$$

величина  $n_{\max(a)}^e$  має бути в діапазоні від 2,5 до 3,8.

де  $G$  – максимальна розрахункова злітна вага, кгс;

с) Мінімальне експлуатаційне маневрене перевантаження, аж до  $V_D$  повинна бути не менше -1,0.

Максимальне експлуатаційне маневрене перевантаження обчислюється:

$$n_{\max(a)}^e = 2,1 + \frac{10890}{G + 4540} = 3,229$$

де:

$m_0$  - максимальна злітна маса літака, кг.

Для розрахунку маневрових перевантажень було розроблено власне програмне забезпечення, результати яких зображено на рисунку 5.15, 5.16.

Максимальне маневрене перевантаження приймаємо таким:  $n_{\max(a)}^e = 3,229$ .

Мінімальне маневрене перевантаження має значення:  $n_{\min(a)}^e = -1$ .

Маса літака, кг:	5103	Розрахунок	Vs1	212,266	ne_Vs1	1
Крейсерська швидкість, км/год:	1000		Va	381,45	ne_Va	3,229
Крейсерська висота, км:	0		Vc	1018,201	ne_Vc	3,229
Su_max:	2,5		V1	381,45	ne_V1	3,229
Розмах крила, м:	8		Vd(up)	1272,752	ne_Vd(up)	3,229
Площа крила м <sup>2</sup> :	11,86		Vd(down)	1272,752	ne_Vd(down)	-1
Густина повітря на висоті, кг/м <sup>3</sup> :	1,25		V4	300,19	ne_V4	-1
bkr	1,36		Vb	444,15		

Рисунок 5.15 Користувачський інтерфейс ПЗ та результати обчислень

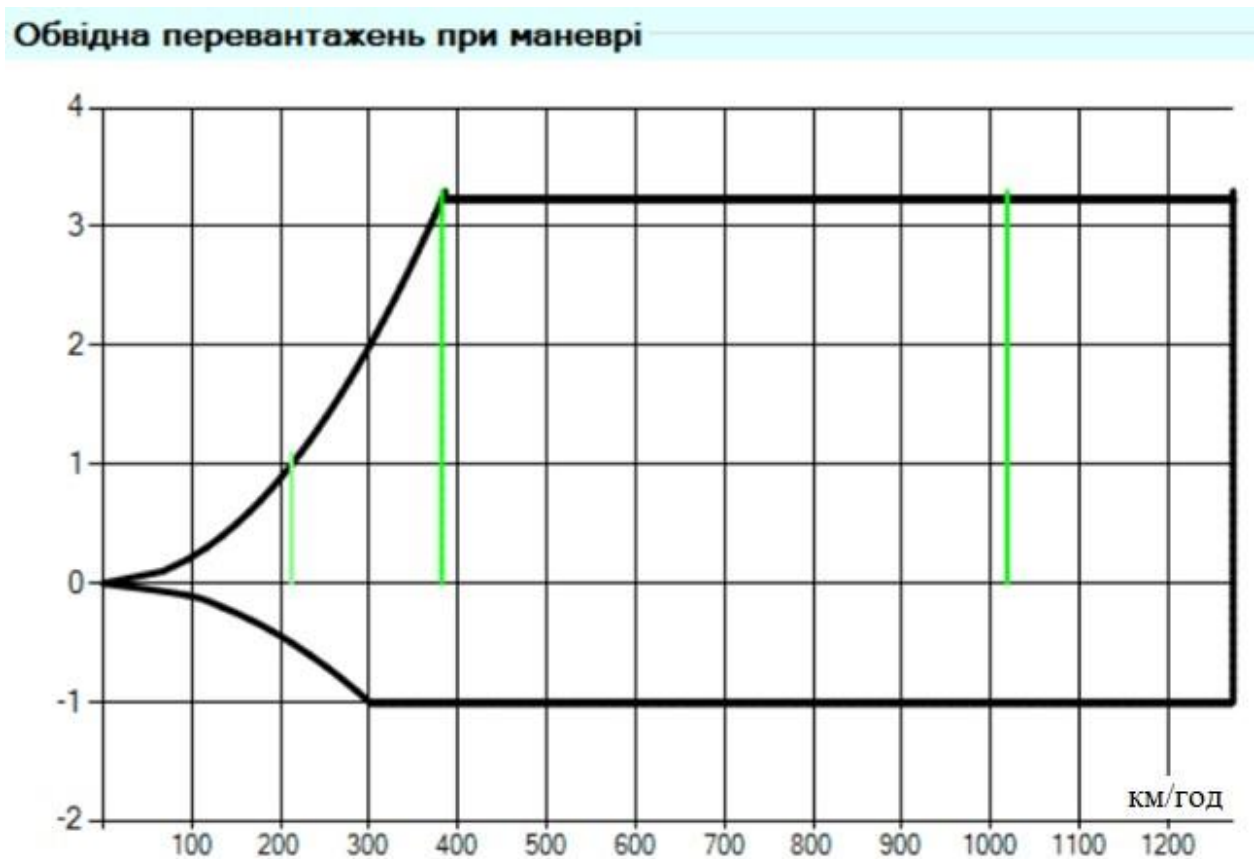


Рисунок 5.16 Обвідна перевантажень при маневрі

### 5.2.2 Розрахункова крейсерська швидкість $V_C$

Для швидкості  $V_C$  згідно АП-25 прийняті умови:

- Значення швидкості  $V_C$  має бути більше швидкості  $V_B$ , щоб мати можливість врахувати збільшення швидкості, яке може відбутися через турбулентність атмосфери;



б) Швидкості  $V_C$ , приймають, за умови щоб значення  $V_B+81$  км/год, також не перевищувала максимальну швидкість горизонтального польоту;

в) На певних висотах, де значення швидкості  $V_D$  обмежене числом Маху, швидкість  $V_C$ , також обмежена числом  $M$ .

Знаходимо розрахункову крейсерську швидкість:

$$V_C = V_{кр} \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} = 1018 \text{ км/год}$$

де

$\rho_H$  і  $\rho_0$  – щільність повітря.

### 5.2.3 Розрахункова швидкість пікірування $V_D$

Згідно до АП-25:

Для значення швидкості пікірування має виконуватись рівність  $V_C \leq 0,8V_D$  або щоб мінімальний запас швидкості між  $V_C$  і  $V_D$  мав найбільше значення і визначаються:

а) Літак має бути виведений з усталеного режиму польоту на швидкості  $V_C$  протягом 20 с та летіти по траєкторії з нахилом на  $7,5^\circ$  нижче первісної, а потім переведений на кабрирування з перевантаженням 1,5. Зростання швидкості при виконанні маневру визначається розрахунковим шляхом, якщо використано аеродинамічні дані з відповідним запасом.

б) Мінімальний запас швидкості має бути достатнім на випадок зміни атмосферних умов (таких, як різного роду пориви, течії), для розрахунку та визначення похибок приладів і виробничих відхилень у конструкції планера літака.

Приймаємо значення швидкості  $V_D$ :

$$V_D = 1,25V_C = 1275 \text{ км/год}$$

### 5.2.4 Розрахункова маневрена швидкість $V_A$

Згідно до АП-25 швидкості  $V_A$  має умови:

а) Швидкість  $V_A$  не може бути менше, ніж,  $V_{S1}\sqrt{n}$  де:

(i)  $n = n_{\max(a)}^e$ ;

(ii)  $V_{S1}$  – швидкість зриву (звалювання) при прибраних закрилках.

б) Швидкості  $V_A$  і  $V_{S1}$  повинні бути визначені при відповідній розрахунковій вазі і на певній висоті. Швидкість звалювання  $V_{S1}$  має знаходитися при максимальному коефіцієнті нормальної аеродинамічної сили  $c_{y \max}$ :

$$m_0 g = Y = c_{y \max} \frac{\rho_0 V_{S1}^2}{2} S$$

де:

$S$  – площа крила.

Швидкість звалювання знаходять:

$$V_{S1} = 3,6 \sqrt{\frac{2p_0}{c_{y \max} \rho_0}} = 212 \text{ км/год}$$

де:

$p_0$  – питоме навантаження на крило;

$\rho_0$  – щільність повітря біля землі,  $\text{кг/м}^3$ .

Швидкість  $V_A$  знаходять:

$$V_A = V_{S1} \sqrt{n_{\max(a)}^e} = 381 \text{ км/год}$$

## 5.2.5 Злітно-посадкові характеристики

Знаходимо швидкість посадки:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{m_{\text{пос}}}{S}} = 188 \text{ км/год}$$

де:

$m_{\text{пос}}$  – посадкова маса літака

$$m_{\text{пос}} = m_0 - 0,8 \times m_{\text{пал}}$$

де:

$m_{\text{пал}}$  – маса палива = 1530 кг;

$m_0$  – злітна маса літака.

Знаходимо швидкість відриву:

$$V_{\text{від}} = 1,1 \times V_{S1} = 233 \text{ км/год}$$

Знаходимо довжину розбігу:

$$l_{\text{роз}} = \frac{1}{2g} \times \frac{V_{\text{від}}^2}{\frac{P}{m_0 g} - f - \frac{(C_{xa} - f C_{ya})_{\text{СТ}}}{2C_{ya \text{ відр}}}} = 640 \text{ м}$$

де:

$C_{ya \text{ відр}}$  – коефіцієнт підйомної сили при відриві, прийнято значення при куті атаки  $15^\circ$ ;

$C_{ya \text{ СТ}}$ ,  $C_{xa \text{ СТ}}$  – визначаються для польотної конфігурації літака для стояночного кута атаки –  $1^\circ$ ;

$P$  – тяга двигуна, Н;

$m_0$  – злітна маса літака;

$f_{\text{розб}}$  – коефіцієнт тертя коліс шасі;

Приймають значення  $f_{\text{розб}}$ :

- Вкатаний сніг і лід – 0,02.
- Сухе бетонне покриття – 0,02.
- Мокре бетонне покриття – 0,03.

Знаходимо довжину пробігу:

$$l_{\text{роз}} = \frac{1}{2g} \times \frac{V_{\text{пос}}^2}{f_{\text{ПР}} + \frac{(C_{xa \text{ СТ}} - f_{\text{ПР}} C_{ya \text{ СТ}})}{2C_{ya \text{ ПОС}}}} = 790 \text{ м}$$

де:

$V_{\text{пос}}^2$  – посадкова швидкість;

$$V_{\text{пос}}^2 = 1,1 \times V_{S1}$$

$C_{ya \text{ СТ}}$ ,  $C_{xa \text{ СТ}}$  – визначаються для польотної конфігурації літака для стояночного кута атаки –  $1^\circ$ ;

$C_{ya\text{ пос}}$  – коефіцієнт підйомної сили при посадці, прийнято значення при куті атаки  $15^\circ$ ;

$f_{\text{пр}}$  – приведений коефіцієнт тертя (з урахування тертя коліс) – 0,3.

### 5.2.6 Льотні характеристики ЛА

На даному етапі визначено потрібну тягу ЛА для забезпечення горизонтального польоту в залежності від висоти.

Потрібну тягу знаходять:

$$P_{\text{п}} = \frac{m_0}{K}$$

де:

$m_0$  – злітна маса літака;

$K$  – аеродинамічна якість на заданому куті атаки.

Мінімальну швидкість горизонтального польоту на висоті знаходять:

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2gm_0}{\rho_H S C_y}}$$

де:

$m_0$  – злітна маса літака;

$\rho_H$  – щільність повітря на висоті;

$S$  – площа крила;

$C_y$  - коефіцієнт підйомної сили.

Розрахунки проводились для висот: 0 м, 4000 м, 6000 м, 8000 м та 10000 м.

Для розрахунку бралися додатні значення  $K$ .

Розрахунок наведено у таблиці 5.2.

Таблиця 5.2 – мінімальна швидкість горизонтального польоту при різних кутах атаки та висоти.

Alpha	K	Маса	Рп, кгс	0 м	4000 м	6000м	8000 м	10000 м
-2	4,028	5103	1266,801	856,05	1046,947	1166,258	1307,64	1474,32
-1	7,284	5103	700,5414	606,71	742,0115	826,5719	926,77	1044,91
0	9,352	5103	545,6712	496,08	606,7015	675,8418	757,77	854,36
1	10,329	5103	494,0382	429,96	525,8379	585,7629	656,77	740,49
2	10,451	5103	488,2951	386,16	472,276	526,0971	589,87	665,06
3	10,146	5103	502,9402	354,14	433,1169	482,4754	540,96	609,92
4	9,671	5103	527,6402	329,41	402,8652	448,7761	503,18	567,32
5	9,106	5103	560,4223	309,02	377,9299	420,9991	472,03	532,20
6	8,523	5103	598,7371	291,14	356,0634	396,6407	444,72	501,41
7	7,984	5103	639,1635	276,81	338,5384	377,1186	422,83	476,73
8	7,393	5103	690,2485	264,60	323,6109	360,49	404,19	455,71
9	6,876	5103	742,1205	254,32	311,0271	346,472	388,47	437,99
10	6,404	5103	796,8441	245,90	300,7388	335,0113	375,62	423,50
11	5,979	5103	853,4423	238,05	291,1305	324,308	363,62	409,97
12	5,608	5103	910,0023	232,61	284,478	316,8974	355,31	400,60
13	5,249	5103	972,1081	227,06	277,6983	309,3451	346,85	391,06
14	4,922	5103	1036,854	220,78	270,0138	300,7849	337,25	380,24
15	4,593	5103	1111,062	216,12	264,3206	294,4428	330,14	372,22
16	4,334	5103	1177,509	212,46	259,8362	289,4474	324,54	365,90
17	4,100	5103	1244,749	209,28	255,9549	285,1238	319,69	360,44
18	3,886	5103	1313,1	206,42	252,4533	281,2231	315,31	355,51
19	3,691	5103	1382,447	203,91	249,3874	277,8078	311,48	351,19
20	3,512	5103	1452,849	201,73	246,7114	274,8269	308,14	347,42
21	3,348	5103	1524,356	199,81	244,3654	272,2135	305,21	344,12
22	3,196	5103	1596,873	198,15	242,3406	269,958	302,68	341,27
23	3,054	5103	1670,805	196,71	240,5737	267,9898	300,48	338,78
24	2,923	5103	1745,986	195,49	239,0801	266,3259	298,61	336,67
25	2,801	5103	1821,736	194,42	237,7801	264,8777	296,99	334,84
26	2,687	5103	1899,267	193,58	236,7541	263,7349	295,71	333,40
27	2,580	5103	1977,935	192,93	235,9478	262,8367	294,70	332,26
28	2,480	5103	2057,26	192,42	235,3252	262,1431	293,92	331,39
29	2,387	5103	2137,749	192,01	234,8336	261,5955	293,31	330,69
30	2,298	5103	2220,522	191,56	234,2776	260,9761	292,61	329,91
31	2,217	5103	2301,986	191,46	234,1573	260,8421	292,46	329,74
32	2,145	5103	2378,702	191,79	234,5624	261,2934	292,97	330,31
33	2,074	5103	2460,777	191,98	234,79	261,5469	293,25	330,63
34	2,008	5103	2541,036	192,40	235,3008	262,116	293,89	331,35
35	1,946	5103	2621,921	192,85	235,8494	262,7271	294,58	332,13

Для отриманих значень побудовано графік кривих Жуковського (рисунок 5.17).

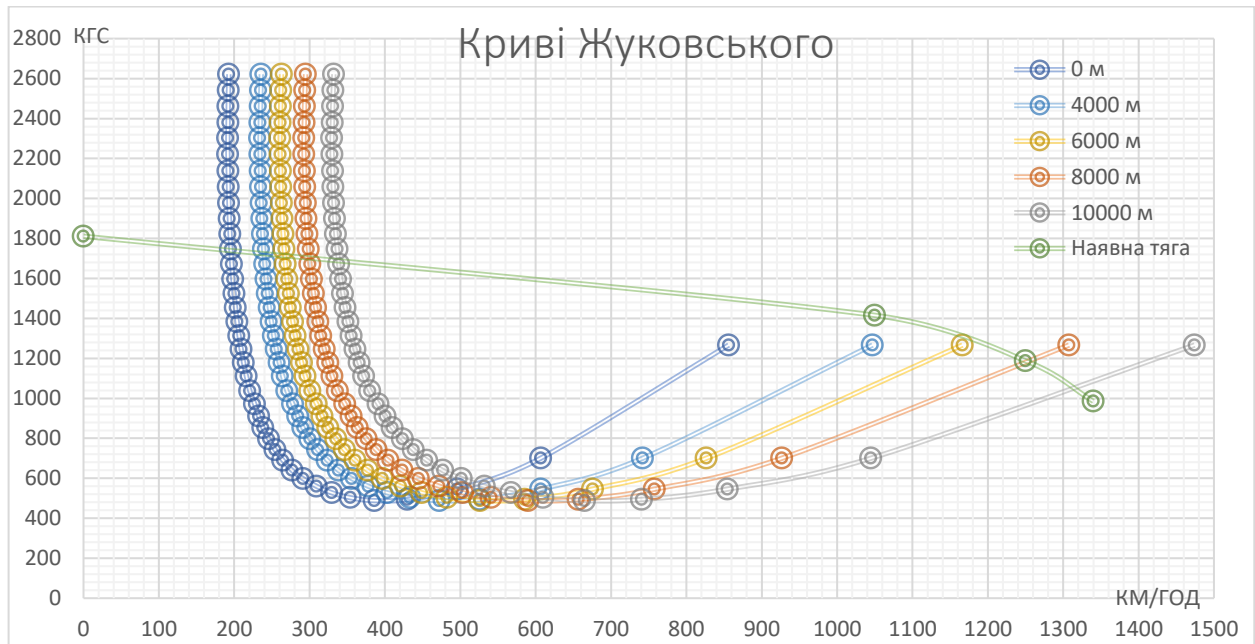


Рисунок 5.17 Графік наявних та потрібних тяг Жуківського

### 5.2.7 Розрахунок дальності польоту

На основі проведеного вище аналізу наявних та потрібних тяг було обрано крейсерський режим польоту на висоті 8000 м при необхідній швидкості 1000 км/год та необхідною тягою 800 кгс.

Для даного режиму польоту було обрано значення питомої витрати пального двигуна AI-25ТЛТ, що зображено на рисунку 5.18:

Для тяги у 800 кгс питома витрата пального  $r_{\text{пит}} = 0,65 \text{ кг}/(\text{кгс} \cdot \text{год})$ .

Звідси обчислимо приблизно час польоту літака при заданій питомій витраті палива під час крейсерського режиму польоту:

$$t_{\text{пол}} = \frac{m_{\text{пал}}}{r_{\text{пит}} \times P_{\text{крс}}} = 2,95 \text{ год}$$

де:

$m_{\text{пал}}$  – маса палива;

$r_{\text{пит}}$  – питома витрата палива на режимі;

$P_{\text{крс}}$  – тяга двигуна на крейсерському режимі.

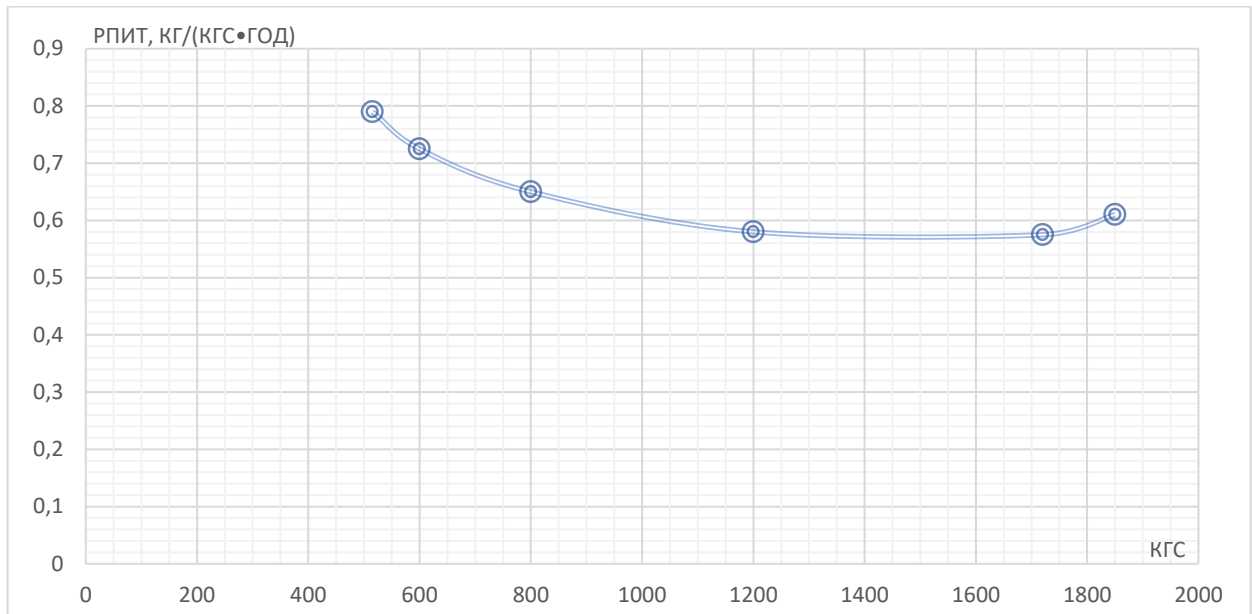


Рисунок 5.18 Питома витрата пального двигуна AI-25TJT в залежності від тяги

Дальність польоту при крейсерському режимі польоту:

$$L_{\text{крейс}} = t_{\text{пол}} \times V_{\text{крейс}} = 2950 \text{ км}$$

### 5.3 Розрахунок навантажень на крило літака

При горизонтальному польоті, на крило літака діють наступні види навантажень [3], [4]:

- Розподілені навантаження по поверхні крила  $q_{\text{пов}}$  від дії аеродинамічних сил;
- Розподілені масові навантаження по поверхні крила  $q_{\text{мас}}$  ваги конструкції;
- Розподілені масові навантаження палива по поверхні крила  $q_{\text{пал}}$ ;
- Зосереджені навантаження від двигунів та інших агрегатів на крилі

$P_{\text{агр}}$ .

Дані для розрахунку:

Злітна маса літака –  $m_0 = 5103 \text{ кг}$ .

Експлуатаційне перенавантаження –  $n^e = 3,23$ .

Коефіцієнт безпеки –  $f = 1,5$ .

Тяга двигуна АІ-25ТЛТ – Р = 18130 Н.

Першим етапом розрахунку навантажень являється визначення величини розрахункової підйомної сили крила  $Y_p$  (Н) по формулі:

$$Y_p = m_0 \times n^e \times f \times g = 242295 \text{ Н}$$

### 5.3.1 Розрахунок поперечної сили

Погонне аеродинамічне навантаження  $q_{\text{пов}}$  на крило:

$$q_{\text{пов}} = \frac{m_0 \times n^e \times f \times g}{S_{\text{кр}}} \times b_i$$

Погонне масове навантаження конструкції крила  $q_{\text{мас}}$ :

$$q_{\text{мас}} = \frac{m_{\text{кр}} \times n^e \times f \times g}{S_{\text{кр}}} \times b_i$$

Погонне масове навантаження палива  $q_{\text{пал}}$ :

$$q_{\text{пал}} = \frac{m_{\text{пал}} \times n^e \times f \times g}{S_{\text{кр}}} \times b_i$$

Сумарне розподілене навантаження  $q_i$ , яке діє в і-том перерізі крила:

$$q_i = q_{\text{пов}} - q_{\text{мас}} - q_{\text{пал}}$$

Розрахунки наведені в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3 –  $q_i$  в і-тому перерізі крила

$i$	$\Delta z$ , м	$z_i$ , м	$b_i$ , м	$q_{\text{пов}}$ , Н	$q_{\text{мас}}$ , Н	$q_{\text{пал}}$ , Н	$q_i$ , Н
0	0	0	0,65	13279,27	1859,10	3903,37	7516,80
1	0,5	0,5	0,853	17426,48	2439,71	5122,42	9864,35
2	0,5	1	1,056	21573,70	3020,32	6341,48	12211,91
3	0,5	1,5	1,259	25720,92	3600,93	7560,53	14559,46
4	0,5	2	1,462	29868,14	4181,54	8779,58	16907,02
5	0,5	2,5	1,665	34015,35	4762,15	9998,63	19254,57
6	0,5	3	1,868	38162,57	5342,76	11217,69	21602,12
7	0,5	3,5	2,071	42309,79	5923,37	12436,74	23949,68
8	0,5	4	2,275	46477,43	6506,84	13661,80	26308,80



Для знаходження чисельного значення поперечної сили  $Q_i$  та згинального моменту  $M_i$  в кожному перерізі крила і подальшої побудови епюр, буде використовуватися метод графічного інтегрування.

Для цього знайдемо середнє значення погонного навантаження  $q_{срi}$  на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$  по формулі:

$$q_{срi}^p = \frac{q_i + q_{i+1}}{2}$$

Приріст поперечної сили  $\Delta Q_i$  (Н) в кожному перерізі крила:

$$\Delta Q_i = q_{срi}^p \times \Delta z$$

Величина поперечної сили  $Q_i$  (Н) в будь-якому перерізі крила:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{ван})$$

Розрахунки наведені в таблиці 5.4.

Таблиця 5.3 – Поперечна сила  $Q_i$  (Н) в  $i$ -тому перерізі крила

$i$	$\Delta z$ , м	$b_i$ , м	$q_{i+1}$	$q_i$	$\Delta Q_i$	$m_{ван}$	$Q_i$
0	0	0,65	9864,35	7516,80	0,00	0	0,00
1	0,5	0,853	12211,91	9864,35	5519,06	0	5519,06
2	0,5	1,056	14559,46	12211,91	6692,84	0	12211,91
3	0,5	1,259	16907,02	14559,46	7866,62	0	20078,53
4	0,5	1,462	19254,57	16907,02	9040,40	0	29118,92
5	0,5	1,665	21602,12	19254,57	10214,17	0	39333,10
6	0,5	1,868	23949,68	21602,12	11387,95	0	50721,05
7	0,5	2,071	26308,80	23949,68	12564,62	0	63285,66
8	0,5	2,275	0,00	26308,80	6577,20	0	69862,86

### 5.3.2 Розрахунок згинаючого моменту

Приріст згинаючого моменту  $\Delta M_i$  (Н × м) визначається за наступною формулою:

$$\Delta M_{згин i} = Q_{срi} \times \Delta z = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \times \Delta z$$

Величина згинаючого моменту  $M_i$  (Н × м) в будь-якому перерізі крила:

$$M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_i)$$

Розрахунок наведено у таблиці 5.5.

Таблиця 5.5 - Згинаючий момент  $M_{\text{згин } i}$  (Н × м) в  $i$ -тому перерізі крила

$i$	$\Delta z$ , м	$b_i$ , м	$Q_i$ , Н	$Q_{i+1}$ , Н	$\Delta M_{\text{згин } i}$ , Н × м	$M_{\text{згин } i}$ , Н × м
0	0	0,65	0,00	5519,06	0,00	0,00
1	0,5	0,853	5519,06	12211,91	4432,74	4432,74
2	0,5	1,056	12211,91	20078,53	8072,61	12505,35
3	0,5	1,259	20078,53	29118,92	12299,36	24804,71
4	0,5	1,462	29118,92	39333,10	17113,00	41917,72
5	0,5	1,665	39333,10	50721,05	22513,54	64431,25
6	0,5	1,868	50721,05	63285,66	28501,68	92932,93
7	0,5	2,071	63285,66	69862,86	33287,13	126220,06
8	0,5	2,275	69862,86	69862,86	34931,43	161151,49

### 5.3.3 Розрахунок крутного моменту

Для визначення крутного моменту, визначимо положення центрів тиску, жорсткості (рисунок 5.19), ваги конструкції і ваги баків з паливом.

- Точка прикладання повної аеродинамічної сили –  $x_d = 0,25b$ ;
- Центр ваги конструкції крила –  $x_T = 0,42b$ ;
- Центр жорсткості визначимо за формулою –  $x_{\text{ц.ж.}} = \frac{H_1^2 * X_1 + H_2^2 * X_2}{H_1^2 + H_2^2} = 0,38b$ ;
- Центр ваги баків з паливом –  $x_{\text{ц.баків}} = 0,45b$

де  $H_1$  – висота переднього лонжерону крила, м;

$H_2$  – висота заднього лонжерону крила, м;

$X_1$  – положення переднього лонжерону крила відносно носка профілю, м;

$X_2$  – положення заднього лонжерону крила відносно носка профілю, м;

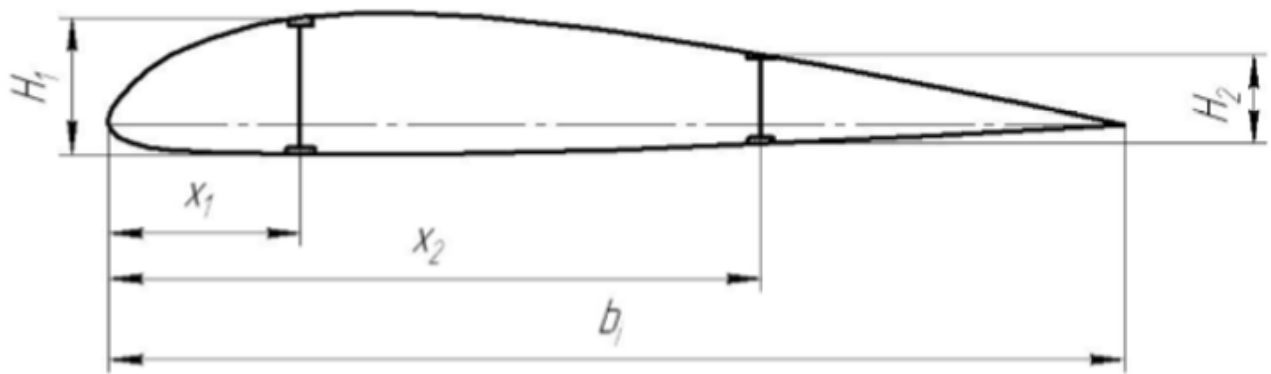


Рисунок 5.19 Визначення положення центру жорсткості

Розрахунок наведено у таблиці 5.6.

Таблиця 5.6 – розрахунок геометричних параметрів лонжеронів в *i*-тому перерізі крила

<i>i</i>	$\Delta z$ , м	$z_i$ , м	$b_i$ , м	$H_1$ , м	$H_2$ , м	$x_1$ , м	$x_2$ , м	$x_{ц.ж}$ , м
0	0	0	0,65	0,07	0,05	0,10	0,49	0,25
1	0,5	0,5	0,853	0,09	0,07	0,13	0,64	0,33
2	0,5	1	1,056	0,11	0,08	0,16	0,79	0,41
3	0,5	1,5	1,259	0,13	0,10	0,19	0,94	0,48
4	0,5	2	1,462	0,15	0,12	0,22	1,10	0,56
5	0,5	2,5	1,665	0,17	0,13	0,25	1,25	0,64
6	0,5	3	1,868	0,19	0,15	0,28	1,40	0,72
7	0,5	3,5	2,071	0,21	0,17	0,31	1,55	0,80
8	0,5	4	2,275	0,23	0,18	0,34	1,71	0,87

Погонний крутний момент:

$$m_i = q_{пов} (x_{ц.ж} - x_d) + q_{мас} (x_T - x_{ц.ж}) + q_{пал} (x_{ц.бака} - x_{ц.ж})$$

Приріст крутного моменту  $\Delta M_{кр i}$  визначається за наступною формулою:

$$\Delta M_{кр i} = M_{кр.сп i} \times \Delta z = \frac{M_{кр i} + M_{кр i+1}}{2} \times \Delta z$$

Величина крутного моменту  $M_{кр i}$  в будь-якому перерізі крила:

$$M_{кр i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{кр i} - M_{кр.арг.i})$$

Розрахунки наведено у таблиці 5.7.

Таблиця 5.7 – крутний момент  $M_{кр i}$  (Н × м) в і-тому перерізі крила

$i$	$\Delta z$ , м	$b_i$ , м	$m_i$ , Н·м	$m_{i+1}$ , Н·м	$M_{кр.арг}$ , Н·м	$M_{кр i}$ , Н·м
0	0	0,65	1368,30	2356,41	0	1862,36
1	0,5	0,853	2356,41	3611,45	0	4846,29
2	0,5	1,056	3611,45	5133,40	0	9218,71
3	0,5	1,259	5133,40	6922,27	0	15246,54
4	0,5	1,462	6922,27	8978,05	0	23196,70
5	0,5	1,665	8978,05	11300,75	0	33336,10
6	0,5	1,868	11300,75	13890,37	0	45931,66
7	0,5	2,071	13890,37	16761,63	0	61257,66
8	0,5	2,275	16761,63	16761,63	0	78019,29

Виходячи з отриманих даних будемо епюру навантажень (рисунок 5.20-5.23):

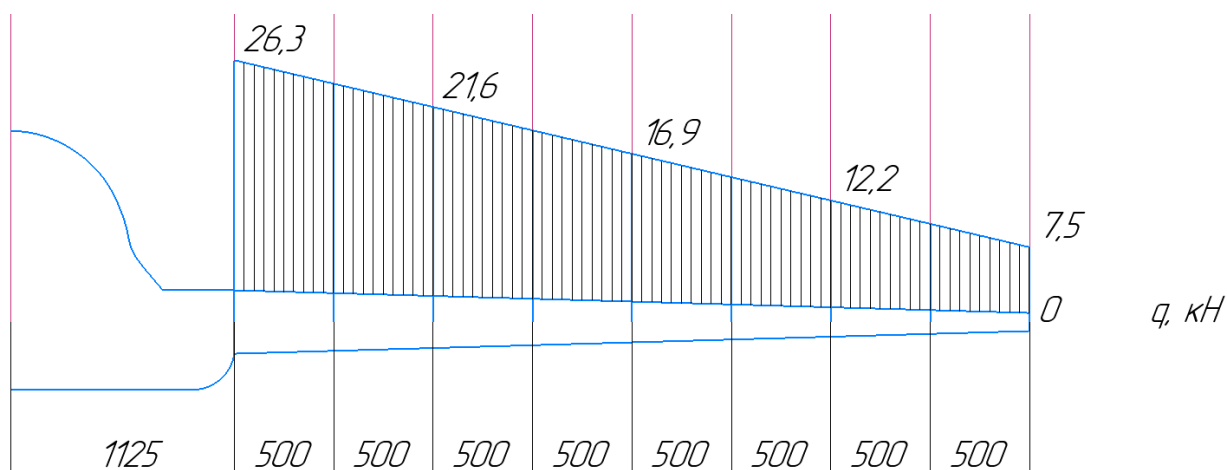


Рисунок 5.20 Епюра сумарного повітряного навантаження

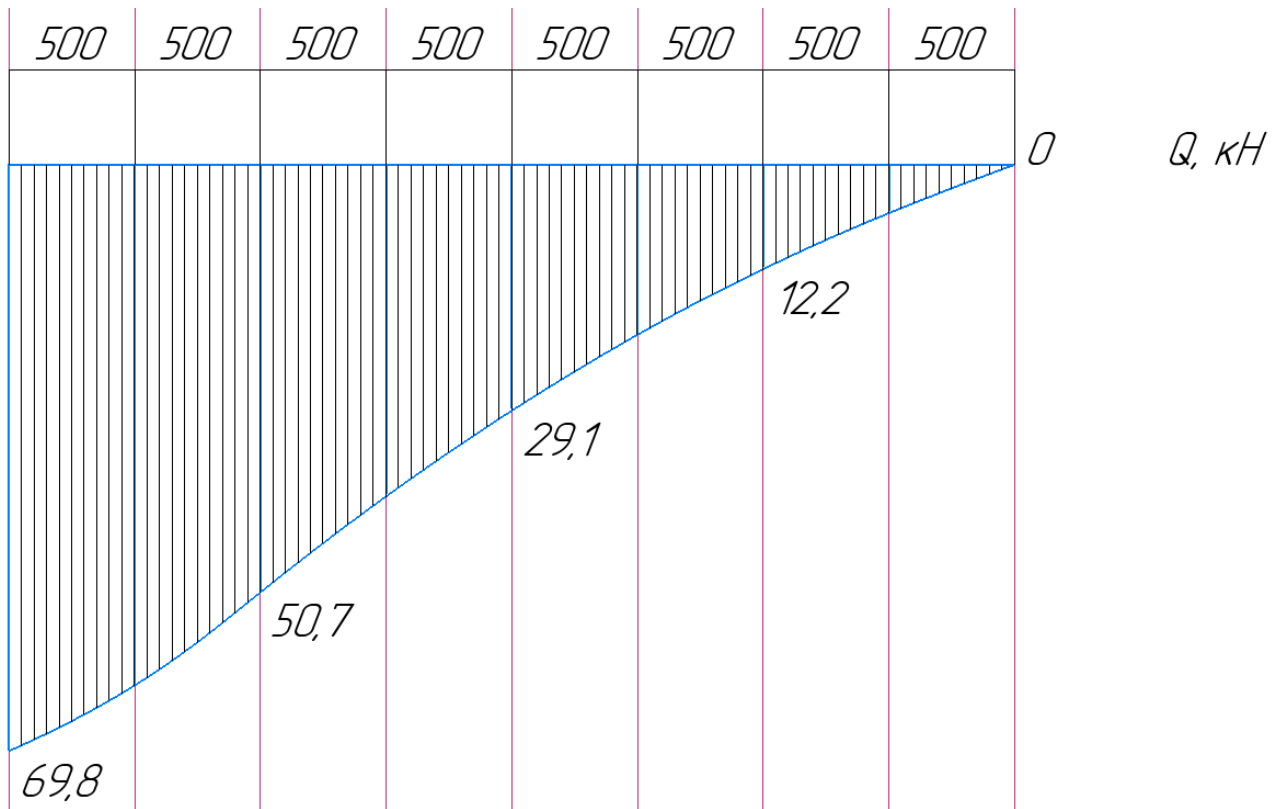


Рисунок 5.21 Епюра поперечної сили

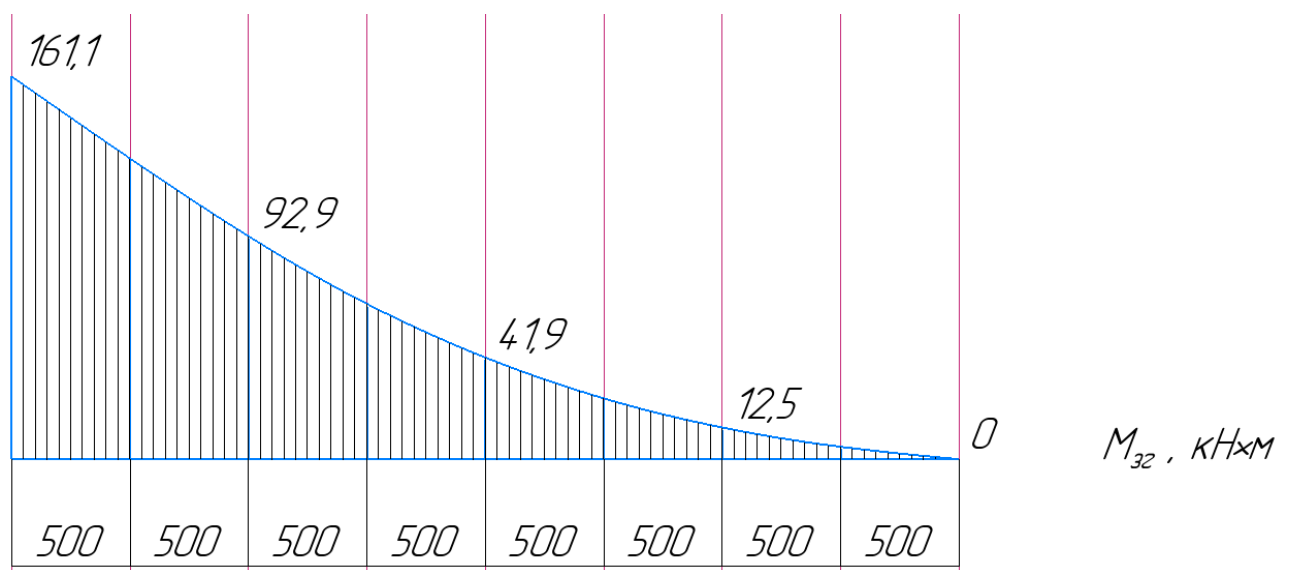


Рисунок 5.22 Епюра згинального моменту

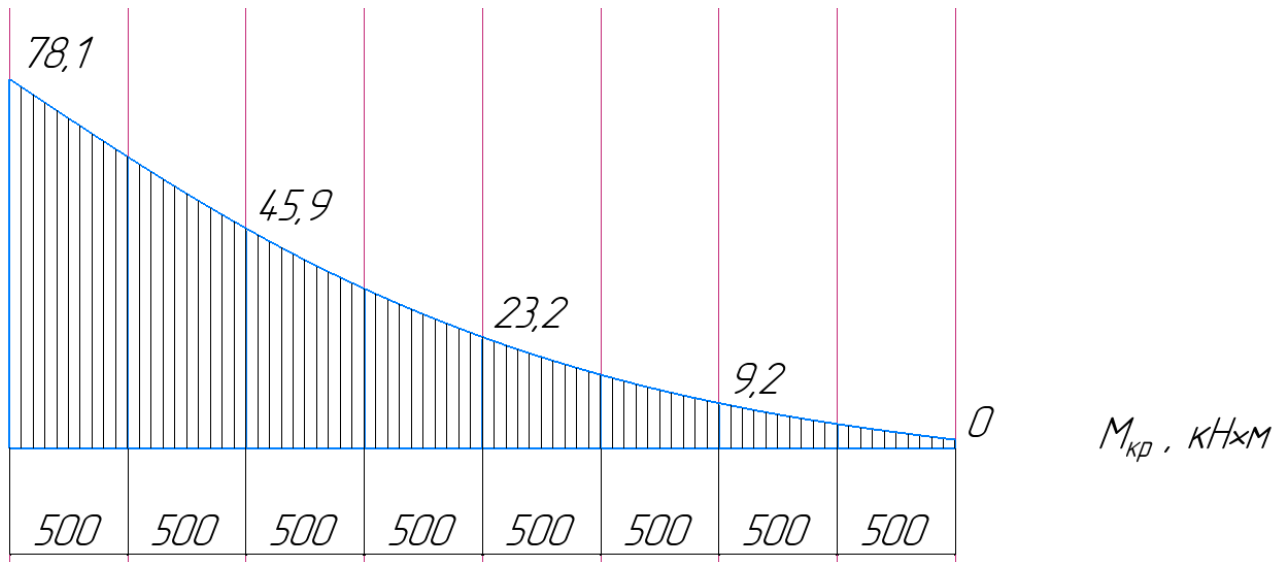


Рисунок 5.23 Епюра крутного моменту

#### 5.4 Розрахунок навантажень на ГО літака

При прямолінійному польоті на оперення діють два навантаження:

- зрівноважуюча аеродинамічна сила;
- масова сила від власної маси оперення.

Експлуатаційна зрівноважуюча сила при горизонтальному польоті визначається наступним способом:

$$Y_{зр.ГО}^e = m_{z0} q S_{кр} \frac{b_a}{L_{го}} n^e = 0,0055 \times 48225 \times 11,86 \times \frac{1,36}{2,3} \times 3,29 = 6120 \text{ Н}$$

де  $m_{z0}$  – значення коефіцієнта моменту крила;

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \text{ – швидкісний напір;}$$

$V$  – крейсерська швидкість польоту;

$S_{кр}$  – площа крила;

$b_a$  – середня аеродинамічна хорда крила;

$L_{го}$  – відстань від центра мас літака до центра тиску ГО;

$n^e$  – експлуатаційне перевантаження;

Експлуатаційне навантаження на ГО у випадку маневру літака може бути виражена через питоме навантаження на крило  $\left(\frac{n^e m_0}{S_{кр}}\right)$  і визначена з наступної формули:

$$Y_M^e = 0,33n^e \frac{m_0}{S_{кр}} S_{ГО} = 0,33 \times 3,29 \times \frac{5103}{11,86} \times 6 = 2802 \text{ Н}$$

де  $S_{ГО}$  – площа горизонтального оперення.

Загальне навантаження на ГО при маневрі визначається:

- експлуатаційне -  $Y_{сум}^e = Y_{зр.ГО}^e + Y_M^e$ ;
- розрахункове -  $Y_{сум}^p = Y_{сум}^e f$ .

Сумарне навантаження на ГО літака при маневрі визначається за наступною формулою:

$$Y_{сум}^p = Y_{сум}^e \times f = [-6120 + 2802] \times 1,5 = 4977 \text{ Н}$$

Сумарне навантаження між кермом висоти і стабілізатором розподіляється пропорційно їх площам:

$$Y_{р.в.}^p = Y_{сум}^p \frac{S_{р.в.}}{S_{ГО}} = -4977 \times 0,4 = -1990 \text{ Н}$$

$$Y_{ст}^p = Y_{сум}^p \frac{S_{ст}}{S_{ГО}} = 17554 \times 0,6 = -2987 \text{ Н}$$

Масове навантаження на ГО:

$$m_{ГО} = m_0 \times m_{ГО}^- = 5103 \times 0,021 = 107 \text{ кг}$$

Подальший розрахунок на визначення поперечної сили, згинаючого і крутного моменту аналогічний такому ж розрахунку для крила.

#### 5.4.1 Розрахунок поперечної сили

Погонне аеродинамічне навантаження  $q_{пов}$  на горизонтальне оперення:

$$q_{пов} = \frac{Y_{сум}^p \times n^e \times f}{S_{кр}} \times b_i$$

Погонне масове навантаження конструкції горизонтального оперення  $q_{мас}$ :

$$q_{мас} = \frac{m_{ГО} \times n^e \times f \times g}{S_{кр}} \times b_i$$

Сумарне розподілене навантаження  $q_i$ , яке діє в  $i$ -тому перерізі горизонтального оперення:

$$q_i = q_{пов} - q_{мас}$$

Розрахунок наведено у таблиці 5.8.

Таблиця 5.8 – розподілене навантаження  $q_i$  в  $i$ -тому перерізі

$i$	$\Delta z$ , м	$b_i$ , м	$q_{пов}$ , Н	$q_{мас}$ , Н	$q_i$ , Н
0	0	0,8	16004,22	342,7	15661,52
1	0,3	1	20005,27	428,37	19576,9
2	0,3	1,2	24006,33	514,04	23492,29
3	0,3	1,4	28007,38	599,72	27407,67
4	0,3	1,6	32008,44	685,39	31323,05

Для знаходження численного значення поперечної сили  $Q_i$  і згинаючого моменту  $M_i$  в кожному перерізі горизонтального оперення і подальшої побудови епюр, буде використовуватися метод графічного інтегрування.

Для цього знайдемо середнє значення погонного навантаження  $q_{ср i}^p$  на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$  по формулі:

$$q_{ср i}^p = \frac{q_i + q_{i+1}}{2}$$

Приріст поперечної сили  $\Delta Q_i$  (Н) в будь-якому перерізі горизонтального оперення (таблиця 5.9):

$$\Delta Q_i = q_{ср i}^p \times \Delta z$$

Величина поперечної сили  $Q_i$  (Н) в будь-якому перерізі ГО:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i)$$

Таблиця 5.9 – поперечна сила  $Q_i$  (Н) в  $i$ -тому перерізі ГО

$i$	$\Delta z$	$b_i$	$q_i$ , Н	$q_{i+1}$ , Н	$\Delta Q_i$ , Н	$Q_i$ , Н
0	0	0,8	15661,52	19576,9	0	0
1	0,3	1	19576,9	23492,3	6460,38	6460,38
2	0,3	1,2	23492,29	27407,7	7634,99	14095,4
3	0,3	1,4	27407,67	31323	8809,61	22905
4	0,3	1,6	31323,05	31323	9396,91	32301,9



#### 5.4.2 Розрахунок згинального моменту

Приріст згинального моменту  $\Delta M_i$  (Н × м) визначається за наступною формулою:

$$\Delta M_{\text{згин } i} = Q_{\text{ср } i} \times \Delta z = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \times \Delta z$$

Величина згинаючого моменту  $M_i$  (Н × м) в будь-якому перерізі ГО:

$$M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_i)$$

Розрахунок наведено у таблиці 5.10.

Таблиця 5.10 – згинаючий момент в  $i$ -тому перерізі ГО

$i$	$\Delta z, \text{ м}$	$b_i, \text{ м}$	$Q_i, \text{ Н}$	$Q_{i+1}, \text{ Н}$	$\Delta M_{\text{згин } i}, \text{ Н} \times \text{ м}$	$M_{\text{згин } i}, \text{ Н} \times \text{ м}$
0	0	0,8	0	6460,38	0	0
1	0,3	1	6460,38	14095,4	3083,36	3083,36
2	0,3	1,2	14095,4	22905	5550,05	8633,41
3	0,3	1,4	22905	32301,9	8281,03	16914,45
4	0,3	1,6	32301,9	32301,9	9690,57	26605,01

#### 5.4.3 Розрахунок крутного моменту

Для визначення крутного моменту, визначимо положення центрів тиску, жорсткості, ваги конструкції ГО.

- Точка прикладення повної аеродинамічної сили –  $x_d = 0,25b$
- Центр тяжіння конструкції ГО –  $x_T = 0,42b$
- Центр жорсткості визначимо по формулі –  $x_{\text{ц.ж.}} = \frac{H_1^2 * X_1 + H_2^2 * X_2}{H_1^2 + H_2^2} =$

$0,38b$

де  $H_1$  – висота переднього лонжерону ГО, м;

$H_2$  – висота заднього лонжерону ГО, м;

$X_1$  – положення переднього лонжерону ГО відносно носка профілю, м;

$X_2$  – положення заднього лонжерону ГО відносно носка профілю, м;

Розрахунки наведені у таблиці 5.11.

Таблиця 5.11 – геометричні параметри ГО

$i$	$\Delta z$ , м	$b_i$ , м	$H_1$ , м	$H_2$ , м	$x_1$ , м	$x_2$ , м	$x_{ц.ж}$ , м
0	0	0,8	0,08	0,06	0,12	0,60	0,31
1	0,3	1	0,10	0,08	0,15	0,75	0,38
2	0,3	1,2	0,12	0,10	0,18	0,90	0,46
3	0,3	1,4	0,14	0,11	0,21	1,05	0,54
4	0,3	1,6	0,16	0,13	0,24	1,20	0,61

Погонний крутний момент:

$$m_i = q_{пов}(x_{ц.ж} - x_d) + q_{мас}(x_T - x_{ц.ж})$$

Приріст крутного моменту  $\Delta M_{кри}$  визначається за наступною формулою:

$$\Delta M_{кри} = M_{кр.сп\ i} \times \Delta z = \frac{M_{кри} + M_{кри+1}}{2} \times \Delta z$$

Величина згинального моменту  $M_{кри}$  в будь-якому перерізі ГО:

$$M_{кри} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_i)$$

Розрахунки наведені у таблиці 5.12.

Таблиця 5.12 – крутний момент в  $i$ -тому перерізі ГО

$i$	$\Delta z$	$b_i$	$m_i$	$m_{i+1}$	$M_{кри}$
0	0	0,8	1727,36	2698,99	0,00
1	0,3	1	2698,99	3886,55	987,83
2	0,3	1,2	3886,55	5290,03	2364,32
3	0,3	1,4	5290,03	6909,42	4194,24
4	0,3	1,6	6909,42	6909,42	6267,06

Виходячи з отриманих даних будуюмо епюри навантажень (рисунок 5.24-5.27)

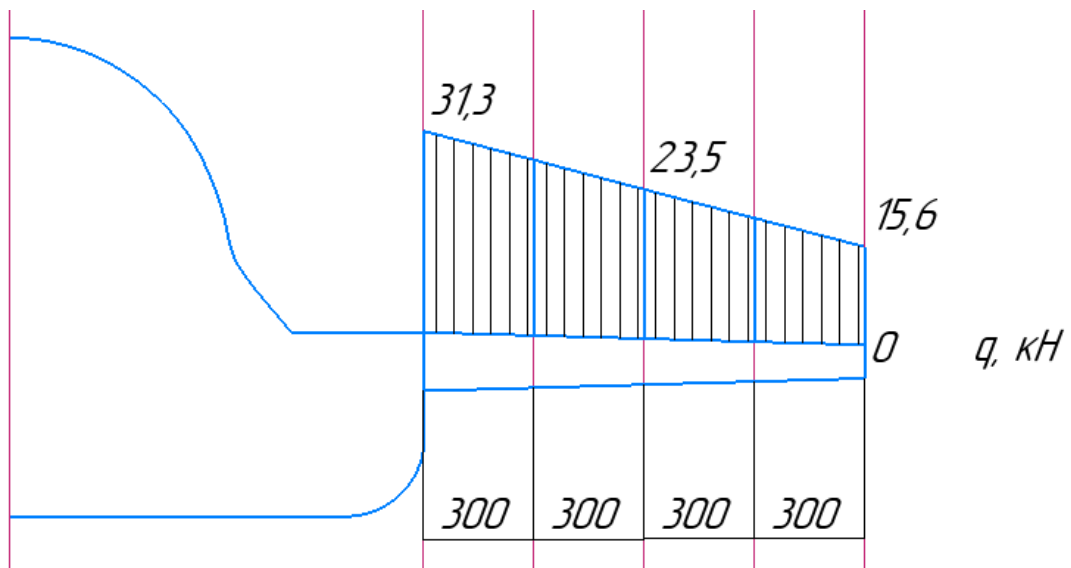


Рисунок 5.24 Епюра сумарного повітряного навантаження

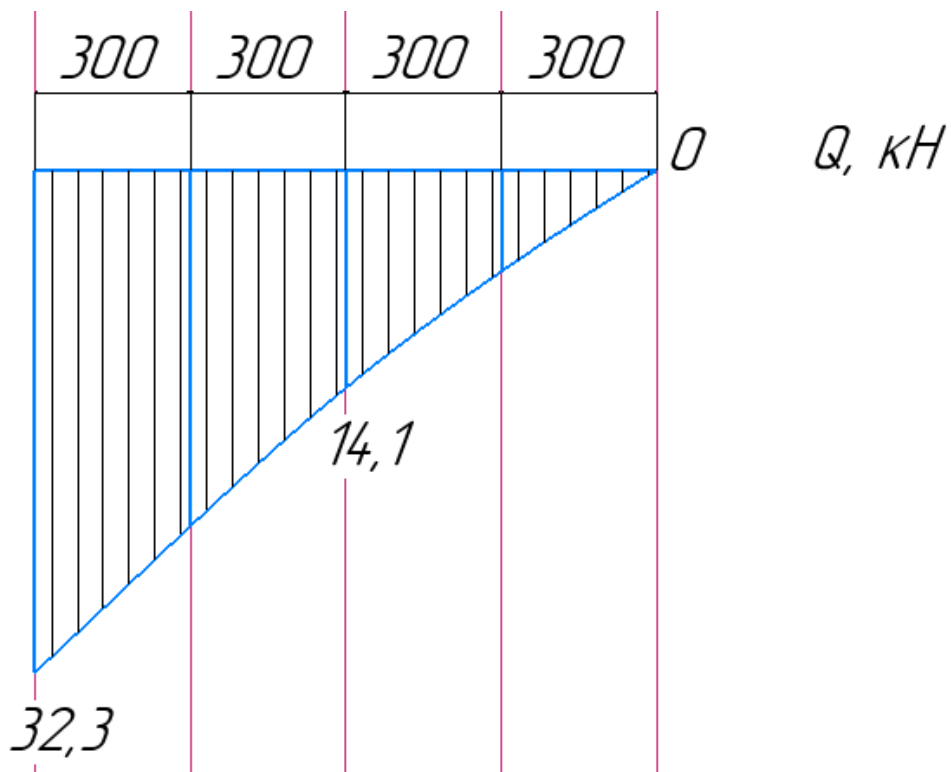


Рисунок 5.25 Епюра поперечної сили

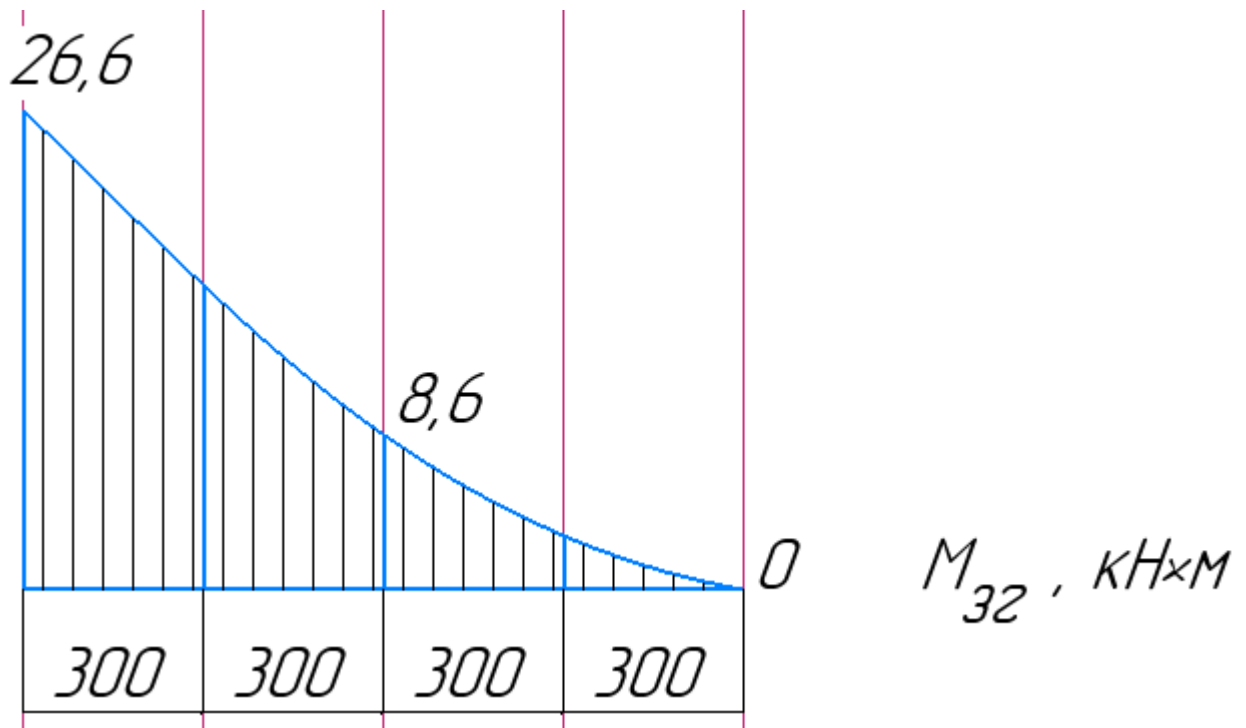


Рисунок 5.26. Епюра згинального моменту

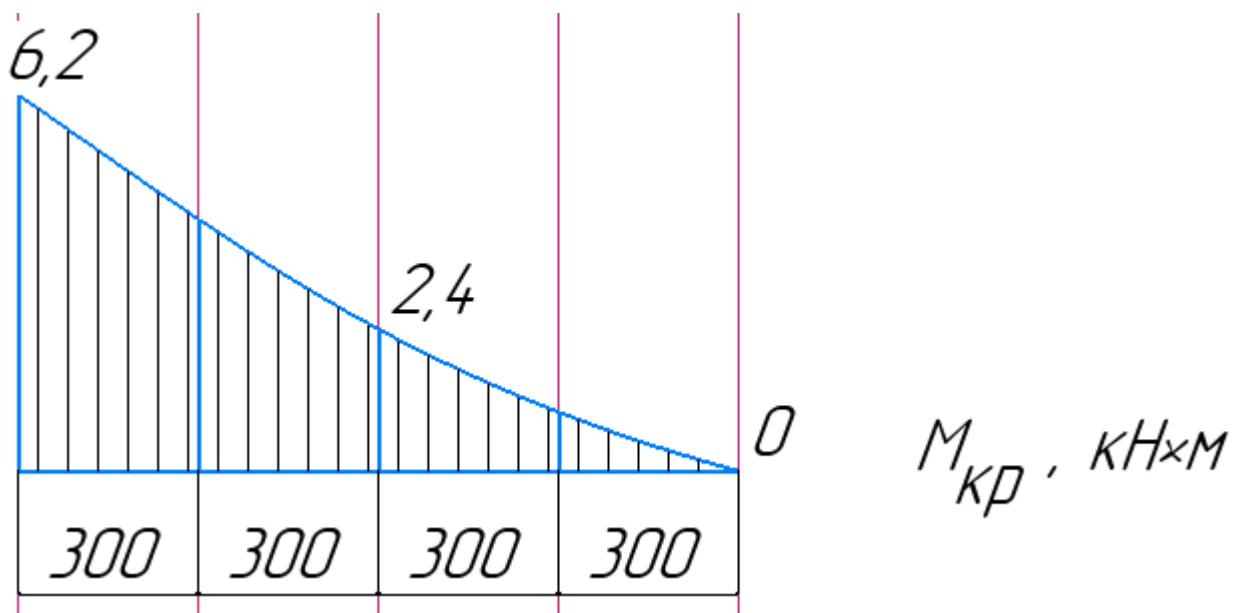


Рисунок 5.27 Епюра крутного моменту

### 5.5 Розрахунок навантажень на фюзеляж літака

Навантаження, які діють на фюзеляж, можна класифікувати наступним чином:

- навантаження від прикріплених частин (крило, оперення, шасі і тд.);

- масові сили агрегатів, вантажу, палива;
- аеродинамічні сили, що розподілені по фюзеляжу;
- масові сили ваги конструкції фюзеляжу;
- навантаження, що виникає через різність тисків всередині та ззовні фюзеляжу;

Для визначення внутрішніх зусиль фюзеляжу і побудови епюр, будемо розглядати його як балку, яка закріплена на двох опорах [8].

Навантаження, які передаються з крила і ГО на фюзеляж, будемо враховувати як розподілену по довжині центроплану силу реакції опори (в місця закріплення на них).

$$q_{кр} = \frac{R_{кр}}{b_{кор.кр}} = \frac{93113}{2,275} = 40930 \frac{Н}{м}$$

$$q_{ГО} = \frac{R_{ГО}}{b_{кор.го}} = \frac{47107}{1,6} = 36235 \frac{Н}{м}$$

де

$R_{кр}$  – сила, з якою консоль крила діє на фюзеляж, Н;

$R_{ГО}$  – сила, з якою ГО діє на фюзеляж, Н;

$b_{кор.кр}$  – коренева хорда крила, м;

$b_{кор.го}$  – коренева хорда ГО, м;

Навантаження від кіля:

$$P_{ВО} = 0,5 \times m_{ГО} \times g \times n^e \times f = 0,5 \times 107 \times 9,8 \times 3,23 \times 1,5 = 1016 \text{ Н}$$

Навантаження передньої опори шасі:

$$P_{НОШ} = m_{НОШ} \times g \times n^e \times f = 68 \times 9,8 \times 3,23 \times 1,5 = 3229 \text{ Н}$$

де  $m_{НОШ}$  – маса носової опори шасі, кг;

Навантаження від основної опори шасі:

$$P_{ООШ} = m_{ООШ} \times g \times n^e \times f = 137 \times 9,8 \times 3,23 \times 1,5 = 6504 \text{ Н}$$

де  $m_{ООШ}$  – маса основної опори шасі, кг;

Погонне навантаження від ваги фюзеляжу:

$$q_{мас} = \frac{m_{\phi} \times g \times n^e \times f}{L_{\phi}} = \frac{664 \times 9,8 \times 3,23 \times 1,5}{11} = 2867 \text{ Н}$$

Виходячи з отриманих даних будуюмо епюру навантажень (рисунок 5.28-5.30):

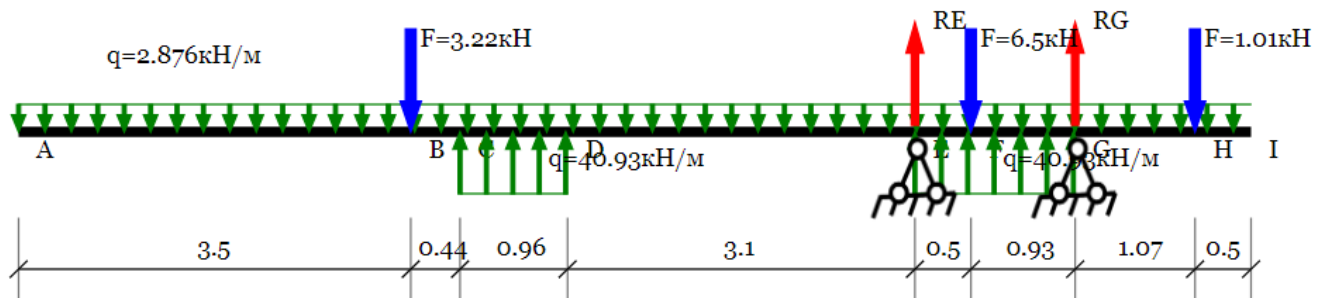


Рисунок 5.28 Епюра навантажень на фюзеляж

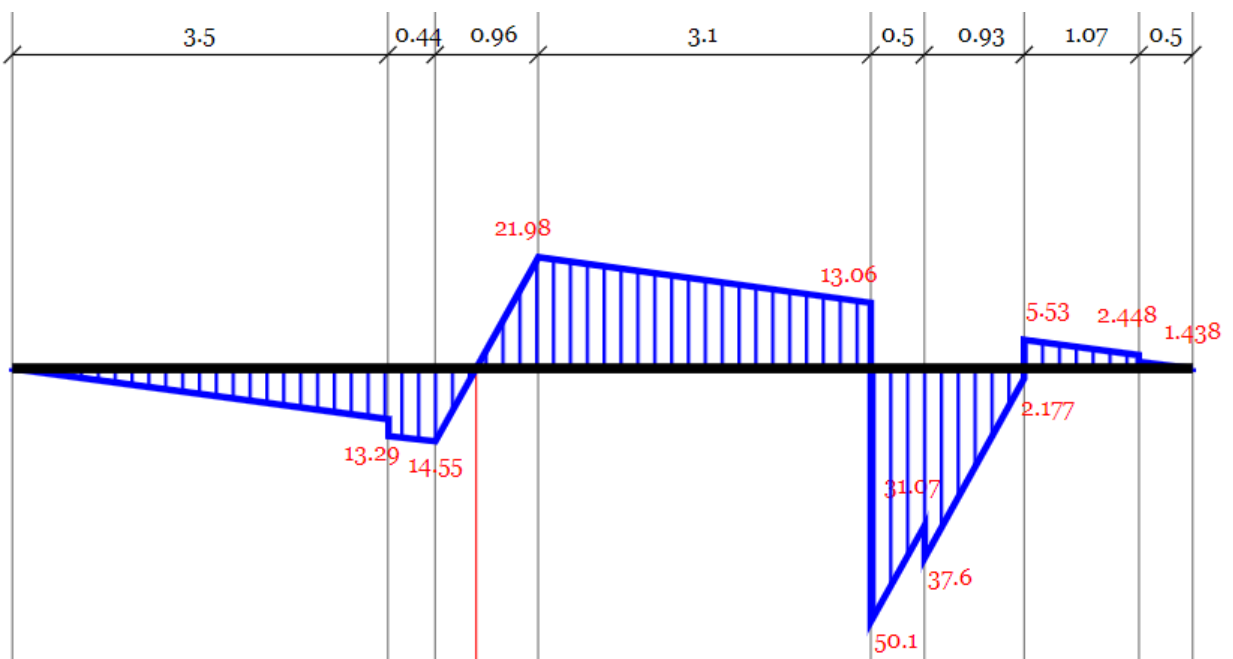


Рисунок 5.29 Епюра поперечної сили, кН

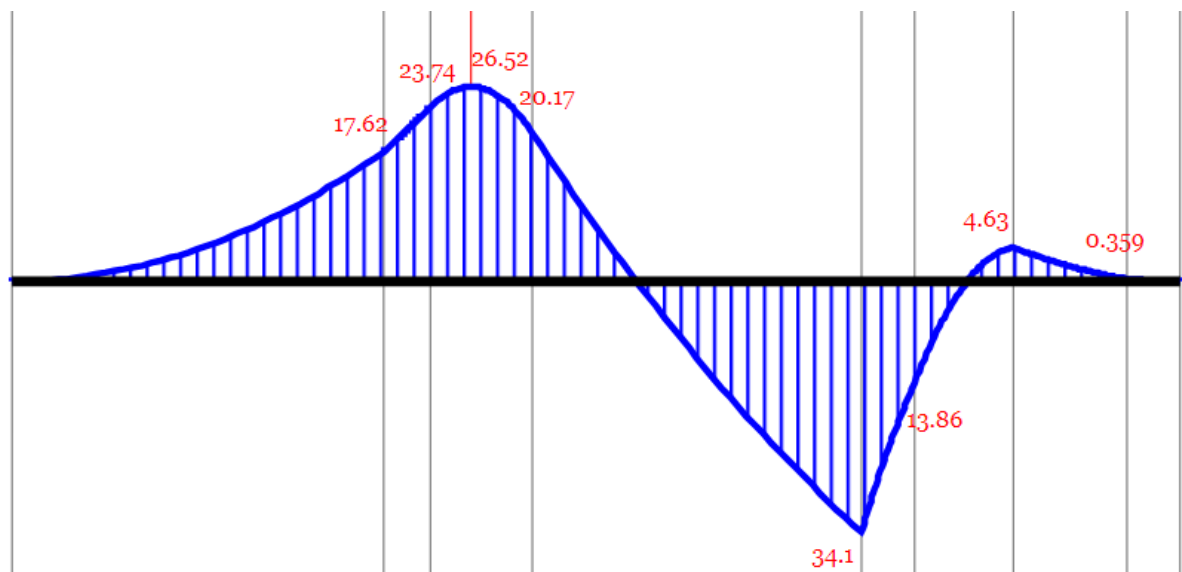


Рисунок 5.30 Епюра згинального моменту, кН·м

## Висновки до розділу

В процесі виконання розрахунків були детально вивчені і оцінені аспекти аеродинаміки, що впливають на поведінку апарата в різних режимах польоту.

Аналіз отриманих даних дозволив визначити ключові параметри, такі як коефіцієнти підйомної сили та опору, стійкість та керованість.

Значення коефіцієнтів підйомної сили, сили опору та аеродинамічної якості при збалансованому крейсерському режимі польоту мають наступні значення:

- 1)  $C_y = 0,37$ ;
- 2)  $C_x = 0,038$ ;
- 3)  $K = 9,65$

Ці характеристики є визначальними для досягнення балансу між маневреністю, тривалістю польоту та споживанням пального

Розрахунки забезпечили детальний вигляд на взаємозв'язок між формою апарата та його аеродинамічною досконалістю, а також врахували вплив різноманітних елементів конструкції на загальну динаміку польоту. Отримані результати є основою для визначення оптимальних рішень у дизайні, спрямованих на досягнення найвищих польотних характеристик та відповідності поставленим вимогам.

У цілому, проведений розрахунок аеродинамічних характеристик визначає технічні параметри, які визначають проект літального апарата, забезпечуючи його оптимальну функціональність та успішну імплементацію на практиці:

- 1) Крейсерська швидкість – 1000 км/год.
- 2) Дальність польоту – 2950 км/год, що майже у півтора рази перевершило очікування.
- 3) Маса корисного вантажу – 1000 кг.
- 4) Крейсерська висота – 8000 м.

Отже, результати аеродинамічних розрахунків є важливим внеском у загальний контекст проекту, визначаючи та підкреслюючи фактори, які визначатимуть поведінку літального апарата в реальних умовах експлуатації.

## 6 РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ

### 6.1 Опис ідеї проекту

На основі проведеної роботи щодо розробки реактивного безпілотного повітряного судна середнього класу було обрано ідею стартап-проекту [10] (таблиця 6.1), яка базується на розробці та побудові БПС на базі даної схеми.

Таблиця 6.1 – Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вимоги для замовника
Розробка, створення дослідних зразків, побудова та серійне виробництво реактивного БПС середнього класу з крилом оберненої стріловидності	Обробляти та створювати геодезичні карти місцевості; доставляти вантажі; ведення відео- та фото-зйомки у різних спектрах; вирішувати розвідувальні завдання; здійснювати постановку радіоперешкод; ретранслювати повідомлення та дані; використовуватися для навчання пілотів; патрулювати важкодоступну місцевість; збирати статистичні дані; спостерігати за зміною погодних умов у різних районах; вирішувати бойові завдання.	Можливість використання коротших ЗПС; можливість нести корисне навантаження масою 1000 кг; висока дальність польоту, що складає 3000 км.

Станом на 2023 рік Україна все більше використовує та нарощує виробництво БПС різного класу для виконання різноманітних завдань. Даний тип БПС стане абсолютно новим проектом в рамках вітчизняного виробництва та може зайняти свою нішу на рівні з світовою ареною. Визначення сильних слабких та нейтральних характеристик проекту відображено у таблиці 6.2.



Таблиця 6.2 - SWOT-аналіз проекту реактивного БПС середнього класу

Мета проекту	
+	<p style="text-align: center;"><b>S</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Високий рівень технологічних знань та експертиза в галузі БПЛА.</li> <li>• Наявність кваліфікованої команди з досвідом у розробці та виробництві безпілотних літальних апаратів.</li> <li>• Інноваційні рішення та використання передових технологій, що дають перевагу перед конкурентами.</li> <li>• Сприятливе макроекономічне та правове середовище для розвитку ринку БПЛА.</li> </ul>
	<p style="text-align: center;"><b>O</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Ріст попиту на безпілотні літальні апарати у військовій, комерційній та цивільній галузях.</li> <li>• Розвиток нових ринків та застосування БПЛА у сільському господарстві, дистанційному моніторингу, логістиці та інших секторах.</li> <li>• Можливість партнерства з іншими компаніями для спільної розробки та виробництва продукції.</li> <li>• Зміна регуляторної політики, спрямована на підтримку розвитку безпілотних технологій.</li> </ul>
-	<p style="text-align: center;"><b>W</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Високі витрати на дослідження та розробку нових технологій та моделей БПЛА.</li> <li>• Потреба в постійному оновленні технічної бази та навчанні персоналу для впровадження нових рішень.</li> <li>• Залежність від постачальників компонентів та електронних систем.</li> <li>• Потреба у великому обсязі фінансових ресурсів для запуску виробництва та масштабування бізнесу.</li> </ul>
	<p style="text-align: center;"><b>T</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Законодавчі обмеження та регулювання щодо використання БПЛА, особливо в громадських просторах та повітряному просторі.</li> <li>• Технологічні ризики, такі як збій електронних систем, кібератаки або витік конфіденційної інформації.</li> <li>• Високі витрати на маркетинг та продажі для здобуття популярності та довіри споживачів до БПЛА.</li> <li>• Потенційний негативний вплив на здоров'я та безпеку людей через неналежне використання або можливі аварійні ситуації з БПЛА.</li> </ul>
Пошук конструктивного рішення	
	<p style="text-align: center;"><b>O</b></p>
	<p style="text-align: center;"><b>T</b></p>

Продовження таблиці 6.2

S	<p>Інвестиції в дослідження та розробку нових технологій, які забезпечують безпеку та зменшують вплив БПЛА на громадські простори. Наприклад, використання передових систем автоматичного уникнення зіткнень, обмежень на висоту польоту та зонування певних районів</p>	<p>Активна співпраця з урядовими органами та регуляторами для участі у формуванні політики та стандартів, що стосуються безпілотних літальних апаратів. Це може включати участь у розробці правил експлуатації, безпекових стандартів та сертифікаційних процедур</p>
W	<p>Розробка чіткої стратегії маркетингу та комунікації, спрямованої на виділення унікальних переваг БПЛА в порівнянні з конкурентами. Це може включати демонстрацію продукту на виставках, створення відео-матеріалів та використання соціальних медіа для залучення уваги до продукту.</p>	<p>Запровадження строгих протоколів безпеки та захисту даних для всіх аспектів розробки, виробництва та експлуатації БПЛА. Це включає шифрування даних, двофакторну аутентифікацію, регулярне оновлення програмного забезпечення та аудит безпеки.</p>

6.2 Технологічний аудит проекту

Визначення основних потреб до початку проектування та виробництва ЛА виконується аналіз технічних можливостей, що наявні на момент початку існування проекту. Аналіз представлено у таблиці 6.3.

Таблиця 6.3 – Технологічний аудит проекту

Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технологій	Доступність технології
Проектування та розробка 3D моделі ЛА	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Створення прототипу	Спеціальне обладнання, станки, матеріали, деталі	Створено	Наявність на ринку необхідного обладнання, інструментів, безперебійне постачання матеріалів, наявність приміщень.

Продовження таблиці 6.3

Створення технічної документації	Спеціальне ПЗ та БД	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Льотні випробування	Тести в спеціальному ПЗ, тести в аеродинамічній трубі, льотні випробування	Створено	Наявність приміщень, наявність висококваліфікованого персоналу, наявність на ринку ПЗ
Серійне виробництво	Виробничі лінії	Створено	Наявність приміщень, наявність спецобладнання, наявність кваліфікованого персоналу

6.3 Аналіз ринкових можливостей

Перед реалізацією ідеї цей етап надає представлення щодо можливості входу на ринок та заняття відповідної ніші (таблиця 6.4). Оскільки ринок БПС в останні роки стрімко розвивається, тому можна припустити, що вибір цього ринку є перспективним у найближчі 5 років.

Таблиця 6.4 - Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	6
2	Загальний обсяг продаж, ум. од	Залежить від замовника
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технологічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявне
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	Близько 25%

Для того, щоб чітко визначити свою позицію на ринку, необхідно проаналізувати потенційних клієнтів, які будуть користуватися послугами компанії. Визначення цільової групи також допомагає сформулювати більш точну

клієнтську базу та визначити основні маркетингові стратегії та напрямки діяльності компанії. В таблиці 6.5 визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 6.5 - Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги замовника до послуги
Розробка та виробництво сучасних реактивних БПС на базі вітчизняного виробництва	Цивільні та військові структури, приватні замовники.	Повне гарантійне обслуговування та експлуатаційна документація на усьому життєвому циклі ЛА.

З метою виявлення потенційних загроз і можливостей для проекту на ринку проводиться додатковий аналіз для прогнозування цих подій і очікуваної реакції компанії на цю подію. До основних загроз можна віднести відсутність клієнтської бази та потенційних клієнтів, а також труднощі з налагодженням оптимального робочого процесу на ранніх стадіях реалізації.

Даний аналіз приведено у таблицях 6.6 та 6.7.

Таблиця 6.6 – Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Недостатня кількість або відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку.	Рекламне охоплення компанії. Надання більш вигідних умов на початку для створення бази замовників.
2	Надмірні затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої.	Оптимізація виробничих та невиробничих процесів. Зміна структури проведення роботи.

Таблиця 6.7 – Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід на міжнародний ринок	Велика кількість авіаційних підприємств закордоном доєднається до виробництва та розповсюдження.	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в різних регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи.
2	Співпраця із великими компаніями	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії призведе до більшого признання на ринку. Розширення переліку інжинірингових послуг.

Надалі проводиться аналіз пропозиції: визначаються загальні риси конкуренції на ринку (таблиця 6.8).

Таблиця 6.8 - Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
Тип конкуренції	Олігополія	На ринку реактивних БПС існує невелика кількість великих компаній-виробників, які контролюють більшу частину ринку. Це означає, що конкуренція між цими компаніями є дуже жорсткою.
Рівень конкурентної боротьби	Міжнародний	Ринок реактивних БПС є глобальним. Це означає, що компанії конкурують не лише на внутрішньому ринку, а й на міжнародному. Це підвищує рівень конкурентної боротьби.
Галузева ознака	Внутрішньогалузева	Конкуренція на ринку реактивних БПС відбувається між компаніями, які виробляють аналогічні товари. Це означає, що компанії повинні постійно поліпшувати свої продукти та послуги, щоб бути конкурентоспроможними.

Продовження таблиці 6.8

Конкуренція за видами товарів	Товарно-родова	Конкуренція на ринку реактивних БПС відбувається між компаніями, які виробляють різні типи реактивних БПС. Це означає, що компанії повинні мати широкий асортимент продукції, щоб задовольнити різні потреби клієнтів.
За характером конкурентних переваг	Нецінова	Конкуренція на ринку реактивних БПС відбувається не лише за ціною, а й за іншими факторами, такими як якість, обслуговування, технічна підтримка тощо. Це означає, що компанії повинні приділяти особливу увагу цим факторам, щоб бути конкурентоспроможними.
За інтенсивністю	Марочна	Ринок реактивних БПС є марочним. Це означає, що клієнти часто віддають перевагу товарам певних брендів. Це підвищує важливість брендингу та маркетингових зусиль для компаній.
Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)

#### 6.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (таблиця 6.9).

Таблиця 6.9 - Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
-------	--	--	----------------------------------	---------------------------	--------------------------

Продовження таблиці 6.9

1	Приватні організації	Висока	Високий	Високий	Низький
2	Військові структури	Висока	Високий	Високий	Низький

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлено в таблиці 6.10.

Таблиця 6.10 - Вибір базової стратегії розвитку підприємства

Чи є проект першопроходьцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики та послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
Частково	Пошук існуючих споживачів	Частково	Стратегія заняття конкурентної ніші

### 6.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Важливим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 6.11 підсумовано результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 6.11 - Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проектування аеродинамічного компонування	Готові характеристики та 3D модель	Час реалізації, технічна підтримка
2	Виробництво реактивних БПС з крилом оберненої стріловидності	Готова модель БПС	Якість і точність, випуск відповідної документації до розрахунків.
3	Консультаційна та технічна підтримка	Керівництво щодо експлуатації	Рекомендації щодо використання продукції

## 6.5 Розрахунок вартості

У таблицях 6.12, 6.13 подано орієнтовна вартість проєкту для створення прототипу БПС та орієнтована вартість одиниці виробу на період 18 місяців.

Таблиця 6.12 – Орієнтована вартість проєкту, \$

Орієнтована вартість проєкту, \$			
1	Дослідно-конструкторські роботи та розробка технічного завдання	Заробітна плата, витрати на обладнання	250-500 тис.
2	Закупівля необхідного обладнання та інструментів	Обладнання, інструменти, обслуговування	1-2 млн.
3	Витрати на розробку програмного забезпечення та алгоритмів управління	Заробітна плата, ліцензії та ресурси для розробки	0,75-1,5 млн.
4	Заробітна плата для інженерів, проектних менеджерів та іншого персоналу	Враховуючи всі соціальні витрати	1,5-3 млн.
5	Витрати на проведення випробувань та тестування прототипів БПЛА	Матеріали, тести, обладнання	1-2 млн.
6	Закупівля матеріалів та компонентів для виготовлення прототипів	Обладнання та запасні частини	0,75-1,5 млн.
7	Витрати на сертифікацію та відповідність нормам безпеки та якості	Витрати на консультантів та тести	500-750 тис.
8	Рекламні та маркетингові витрати	Рекламні кампанії, участь у виставках та інші маркетингові заходи	0,5-1,25 млн.
9	Витрати на навчання персоналу та проведення семінарів	Витрати на навчання та розвиток персоналу	250-500 тис.
10	Витрати на підтримку та обслуговування після введення в експлуатацію	Витрати на технічну підтримку, запасні частини та оновлення програмного забезпечення	0,5-1 млн.
Загальна вартість			7-14 млн.



Таблиця 6.13 - Орієнтована вартість одиниці виробу, \$

Орієнтована вартість одиниці виробу		
1	Матеріали та компоненти	0,5-1 млн.
2	Заробітна плата інженерів, робітників і іншого персоналу	400-600 тис.
3	Обладнання та інструменти	100-200 тис.
4	Випробування та контроль якості	100-300 тис.
5	Програмне забезпечення	100-200 тис.
6	Сертифікація та відповідність стандартам	100-200 тис.
7	Технічна підтримка та гарантія	125-750 тис.
Загальна вартість		1,425-3,25 млн.

### Висновки до розділу

На початку проекту було проведено концептуальний аналіз для створення компанії з розробки та виробництва реактивних БПС з крилом оберненої стріловидності.

Було описано ідею та визначено сильні та слабкі сторони проекту.

Аналіз показує, що для старту необхідна висока фінансова підтримка з боку інвесторів та необхідність технічних можливостей підприємства. А саме:

- для реалізації проекту 7-14 млн. \$
- для виготовлення одиниці виробу 1,425-3,25 млн. \$

Виробництво реактивних БПС є перспективним бізнесом, який може забезпечити підприємству значне збільшення обсягів продажів і прибутку. Реалізація проекту потребує залучення кваліфікованих кадрів, що може призвести до створення нових робочих місць. Виробництво реактивних БПЛА є складною технологією, яка може підвищити конкурентоспроможність підприємства на ринку.

## ВИСНОВКИ

У даній дисертації було розроблено проект реактивного безпілотного судна середнього класу та викладено результати досліджень актуальної наукової задачі – визначення аеродинамічних та льотних характеристик ЛА з використанням крила оберненої стріловидності.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні впливу даної схеми ЛА з крилом оберненої стріловидності на аеродинамічні, злітно-посадкові та маневрені характеристики судна.

Практичне значення отриманих результаті полягає у розробці перспективного БПС з крилом оберненої стріловидності з максимальним використанням вітчизняних потужностей.

На підставі виконаних досліджень було отримано наступні висновки:

1. Обрана аеродинамічна схема забезпечила відсутність втрат аеродинамічних характеристик на балансування.
2. Використання крила з оберненої стріловидністю призвело до збільшення критичного кута атаки до  $30^{\circ}$  та відсутність зриву потоків на кінцівках крила, що сприяє кращій маневреності літака на закритичних кутах атаки та запобігає входу у «штопор», так як елерони не втрачають своєї керованості.
3. Використання схеми «качка» та крила з оберненою стріловидністю дозволяє більш ефективно використовувати внутрішній простір фюзеляжу для розміщення корисного навантаження.
4. Дана схема відповідає наданому ТЗ та має наступні характеристики:
  - 1) Крейсерська швидкість – 1000 км/год;
  - 2) Корисне навантаження – 1000 кг;
  - 3) Дальність польоту – близько 3000 км;
  - 4) Споряджена вага – 5103 кг;
5. Досліджено можливість та ефективність входу на ринок даного проекту, визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту. Оціночна вартість даного

проекту склала 7-14 млн. \$, а вартість виготовлення однієї одиниці БПС складає 1,425-3,25 млн. \$.

Розрахунок основних аеродинамічних характеристик виявився визначальним для визначення параметрів, що визначають функціональність та продуктивність літального апарата. Отримані результати надають фундамент для оптимального співвідношення потужності, ефективності та маневреності, забезпечуючи оптимальні польотні характеристики.

Аналіз аеродинамічних розрахунків дозволяє зрозуміти вплив аеродинамічних факторів на поведінку апарата в різних сценаріях. Цей аналіз слугує основою для подальших удосконалень та оптимізації конструкції для досягнення оптимальної аеродинамічної ефективності.

Даний БПС має хороший потенціал для глибокої модернізації під різні цілі та напрямки – встановлення більш потужної та розвиненої механізації значно зменшить швидкість зльоту та посадки, що може бути використано для базування на морських судах, зменшенню ЗПС; встановлення форсажної камери для двигуна дасть змогу переходити до надзвукової швидкості польоту.

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. *Глаголев А. Н.* Конструкция самолетов. – М. : Машиностроение, 1975.
2. *Житомирский Г.И.* Учебник для студентов авиационных специальностей вузов.— М.: Машиностроение, 1991.
3. *Зайцев В. Н.* Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – 2-е изд. – К. : Вища шк., 1978. – 488 с.
4. Метод. вказівки, до викон. лабораторних робіт кредитного модуля «Міцність та пружність конструкцій ЛА» для напрямів підготовки 6.051101 «Авіа- та ракетобудування»/ Уклад. Ю.І.Бондар, -К.: НТУУ «КПІ», 2016. - 30 с.
5. А. М. Мхитарян Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1976 – 448 с.
6. Егер С. М. Проектирование самолетов: Учебник / С. М. Егер и др., 1983.- 616 с.
7. Авіаційні правила. Частина – 25. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila\\_25.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_25.pdf)
8. Гиммельфарб А. Л. Основы конструирования в самолетостроении :учеб. пособ. / ред. А. В. Кожина. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. :Машиностроение, 1980. - 367 с.
9. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.: ил.
10. [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с. – Режим доступу: [https://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/35763/1/startap\\_proekt\\_MV.pdf](https://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/35763/1/startap_proekt_MV.pdf)
11. D. Kuchemann F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985. 688 p.
12. Гаража В. В. Конструкция самолетов / В. В. Гаража. – Киев: КМУГА, 1998. – 524 с.

13. Flight Physics [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://www.academia.edu/40825765/Flight\\_Physics?email\\_work\\_card=view-paper](https://www.academia.edu/40825765/Flight_Physics?email_work_card=view-paper)
14. Aircraft Design [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [Aircraft design | Aerospace engineering | Cambridge University Press](#)
15. МіГ-23 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D1%96%D0%93-23>
16. Ту-141 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A2%D1%83-141>
17. Bayraktar Kızılelma [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Bayraktar\\_K%C4%B1z%C4%B1elma](https://uk.wikipedia.org/wiki/Bayraktar_K%C4%B1z%C4%B1elma)
18. Літаюче крило [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%96%D1%82%D0%B0%D1%8E%D1%87%D0%B5\\_%D0%BA%D1%80%D0%B8%D0%BB%D0%BE](https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%96%D1%82%D0%B0%D1%8E%D1%87%D0%B5_%D0%BA%D1%80%D0%B8%D0%BB%D0%BE)
19. X-29 Advanced Technology Demonstrator Aircraft [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.nasa.gov/aeronautics/aircraft/x-29-demonstrator/>
20. NASA Technical Paper [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://www.google.com.ua/books/edition/NASA\\_Technical\\_Paper/4IuoH3zJRyUC?hl=uk&gbpv=1&dq=Sweeping+Forward+aircraft&printsec=frontcover](https://www.google.com.ua/books/edition/NASA_Technical_Paper/4IuoH3zJRyUC?hl=uk&gbpv=1&dq=Sweeping+Forward+aircraft&printsec=frontcover)
21. Проектування ЛА [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.youtube.com/@17Povar/videos>