

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

**Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«___» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Методика визначення аеродинамічних характеристик
літального апарату асиметричного компонування»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп
Тетерін Денис Юрійович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри АРБ
Казакевич Михайло Леонідович _____

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н.,
Маринич Юрій Михайлович _____

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

Студент _____

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут аерокосмічних технологій
(повна назва)

Кафедра авіа - та ракетобудування
(повна назва)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувача кафедри

_____ В.В. Сухов _____
(підпис) (ініціали, прізвище)

«___» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Тетеріну Денису Юрійовичу _____

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації: Методика визначення аеродинамічних характеристик ЛА асиметричного компонування
науковий керівник дисертації Казакевич М. Л., к.т.н.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
затверджені наказом по університету від «__» _____ 2020 р. № _____

2. Термін подання студентом дисертації: 2020 року

3. Об'єкт дослідження: Процес обтікання повітрям літального апарата асиметричного компонування

4. Предмет дослідження: Аеродинамічні характеристики літального апарата асиметричного компонування

5. Перелік питань, які потрібно розробити:

5.1. Огляд та аналіз аналогів.

5.2. Огляд та вибір методів аеродинамічного розрахунку асиметричного ЛА

5.3. Розробка аналітичного методу розрахунку ЛА асиметричного компонування

5.4. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА аналітичним методом.

5.5. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА числовим методом.

5.6. Порівняння результатів, отриманих різними методами.

5.7. Видача рекомендацій щодо проектування ЛА асиметричного компонування

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу:

6.1. Аналіз аналогів.

6.2. Методи аеродинамічного розрахунку ЛА асиметричного компонування

6.3. Методика аналітичного розрахунку ЛА асиметричного компонування.

6.4. Розрахунок АХ аналітичним методом.

6.5. Розрахунок АХ числовим методом

6.6. Аналіз отриманих результатів.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

7.1. Стаття у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання: 01.10.2019

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд літератури та аналіз аналогів.	до 01.11.2019	
2.	Розглянення методів аеродинамічного розрахунку ЛА асиметричного компонування	до 05.12.2019	
3.	Розробка аналітичного методу розрахунку ЛА асиметричного компонування.	до 25.03.2020	
4.	Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА аналітичним методом.	до 15.04.2020	
5.	Аналіз отриманих результатів, порівняння із очікуваними даними	до 30.04.2020	
6.	Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА числовим методом	до 15.05.2020	
7.	Порівняння результатів, отриманих різними методами.	до 01.06.2020	
8.	Підготовка статті до публікації	до 01.09.2020	
9.	Аналіз отриманих результатів.	до 01.10.2020	

Студент

(підпис)

Науковий керівник

(підпис)

Тетерін Д.Ю.

(ініціали, прізвище)

Казакевич М. Л.

(ініціали, прізвище)

Ім'я користувача:
Сергій Поваров

ID перевірки:
1005390816

Дата перевірки:
07.12.2020 16:28:50 EET

Тип перевірки:
Doc vs Internet + Library

Дата звіту:
07.12.2020 16:31:05 EET

ID користувача:
81336

Назва документа: Тетерін Денис

Кількість сторінок: 60 Кількість слів: 11263 Кількість символів: 72695 Розмір файлу: 2.52 MB ID файлу: 1005682905

Виявлено модифікації тексту (можуть впливати на відсоток схожості)

0% Схожість

Збіги відсутні

6.6% Цитат

Цитати

7

Сторінка 63

Посилання

1

Сторінка 63

25.4% Вилучень

Деякі джерела вилучено автоматично (фільтри вилучення: кількість знайдених слів є меншою за 10 слів та 5%)

6.27% Вилучення з Інтернету

30

Сторінка 64

21.1% Вилученого тексту з Бібліотеки

173

Сторінка 64

Модифікації

Виявлено модифікації тексту. Детальна інформація доступна в онлайн-звіті.

Замінені символи

2469

Підозріле форматування

29
сторінок

Зі звітом ознайомлений.
Робота може бути допущеною до захисту.

Науковий керівник

Михайло КАЗАКЕВИЧ

ВІДГУК
наукового керівника
на магістерську дисертацію
на здобуття ступеня магістра

виконану на тему: «Методика визначення аеродинамічних характеристик ЛА асиметричного компонування»

студентом Тетеріним Денисом Юрійовичем
(прізвище, ім'я, по батькові)

Самостійно вибрана автором тема магістерської дисертації присвячена проблемі визначення аеродинамічних характеристик експериментальних літальних апаратів. Актуальність роботи пов'язана з необхідністю розробки перевіреного методу аеродинамічного розрахунку літаків асиметричного компонування задля активного застосування компаніями і окремими конструкторами для власних розробок.

Магістерська дисертація (МД) виконана відповідно до завдання і відповідає затвердженій темі. Тема дисертації відповідає науковій тематиці кафедри АРБ КПІ ім. Ігоря Сікорського і присвячена проблемі визначення аеродинамічних характеристик експериментальних літальних апаратів.

Автором вперше досліджено вплив куту стрілоподібності і поперечного V крила на аеродинамічні характеристики літального апарату асиметричного компонування. Також проведено порівняння результатів розрахунків аеродинамічних характеристик літака отриманих за розробленою аналітичною методикою та розрахунку за допомогою числовою методикою.

Студент своєчасно виконував план дисертації. МД виконана самостійно, на високому рівні теоретичної і практичної підготовки. Всі проведені розрахунки і конструкторсько-технологічні рішення МД виконані правильно. Студент має високу ерудицію, широкі знання фахової літератури, уміє застосовувати сучасні системи та інформаційні технології.

Під час проектування та моделювання студентом використовувалось комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, SolidWorks, xflr5, MathType, ANSYS.

До недоліків та зауважень можна віднести те, що за розрахунку аеродинамічних характеристик літака не було враховано геометрії лопатей двигуна і розташування крила по висоті фюзеляжу. Але вказані недоліки не знижують цінності дисертації.

Результати дослідження були докладені на науково-практичній конференції "Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку".

Вважаю, що магістерська дисертація виконана на високому рівні та відповідає вимогам освітньо-професійної програми «Літаки і вертольоти», а її автор, Тетерін Денис Юрійович, заслуговує присудження ступеня магістра за спеціальністю 134 Авіаційна і ракетно-космічна техніка і присвоєння кваліфікації магістра з авіаційної та ракетно-космічної техніки.

Науковий керівник

Доцент, к.т.н., доцент кафедри АРБ
(посада, науковий ступінь, вчене звання)

Казакевич Михайло Леонідович
(підпис) (прізвище, ініціали.)

Анотація

Пояснювальна записка до магістерської дисертації «Методика визначення аеродинамічних характеристик літального апарата асиметричного компонування» містить: 80 сторінок, 28 малюнків, 24 таблиці, 12 використаних джерел. Робота складається з вступу, 8 розділів та висновків.

Темпи розвитку авіаційної промисловості ще близько десятиліття назад перетнули свого апогею через складність подальшого збільшення ефективності силових установок і неохочого пошуку принципово нових схем літальних апаратів, зважаючи на ризик фінансування комерційно непривабливих проєктів. За наявності перевіреного методу аеродинамічного розрахунку літаків асиметричного компонування, імовірно, багато компаній та окремих конструкторів зможуть втілити у життя свої розробки, що будуть більш продуктивними та вигідними за існуючі аналоги.

Задля досягнення зазначеної мети у роботі було розроблено метод аеродинамічного розрахунку літака асиметричного компонування на базі відомих аналогів для класичних літаків із їх модернізацією, що полягає у врахуванні під час розрахунків вплив стрілоподібності крила літака і куту поперечного V. За розробленим методом було проведено практичні розрахунки літака асиметричного компонування. За отриманими під час аналітичного розрахунку даними проведено порівняння із результатами отриманими чисельною методикою за допомогою програмного забезпечення ANSYS (Fluent). За аналізом порівняння було зроблено висновки щодо доцільності використання і точності розробленого методу аналітичного аеродинамічного розрахунку літака асиметричного компонування. Було надано рекомендації щодо проектування літальних апаратів асиметричного компонування.

Розроблений метод визначення аеродинамічних характеристик літака є прийнятним, однак потребує доробок, а саме: врахування геометрії лопатей двигуна і врахування розташування крила по висоті фюзеляжу. Найістотніші відмінності у порівнянні результатів розрахунків полягають у неточності побудови аеродинамічного обрису поверхонь агрегатів літака, через відсутність детальних геометричних параметрів заданого літака у відкритому доступі, а

також через спрощення геометрії літака задля полегшення розрахунку за числовим методом.

Розроблений метод дозволяє на початкових етапах проектування обирати основні геометричні параметри асиметричного ЛА. Це зменшує витрати на експериментальні дослідження та оптимізує процес проектування в цілому.

Ключові слова: аеродинамічна схема, літальний апарат асиметричного компонування експеримент, модель, фюзеляж, крило, злітно-посадочні характеристики.

Abstract

Explanatory note to the master's dissertation "Determination method of aerodynamic characteristics for asymmetrical aircraft" contains: 80 pages, 28 figures, 24 tables, 12 sources used. The work consists of an introduction, 8 chapters and conclusions.

The pace of development of the aviation industry reached its apogee almost a decade ago due to the difficulty of further increasing the efficiency of power plants and the reluctance to search for fundamentally new aircraft schemes, taking into account the risk of non-financing. With a proven method of aerodynamic calculation of asymmetric aircraft, it is likely that many companies and individual designers will be able to implement their developments that will be more productive and profitable than existing counterparts.

In order to achieve this goal, a method of aerodynamic calculation of an asymmetric aircraft based on known analogues for classic aircraft with their modernization was developed. layout. According to the data obtained during the analytical calculation, a comparison was made with the results obtained by numerical methods using the software ANSYS (Fluent). According to the analysis of the comparison, conclusions were made about the feasibility of using and accuracy of the developed method of analytical aerodynamic calculation of the aircraft asymmetric layout. Recommendations for the design of asymmetric aircraft were provided.

The developed method of determining the aerodynamic characteristics of the aircraft is acceptable, but requires improvements, namely: taking into account the geometry of the engine blades and taking into account the location of the wing along the height of the fuselage. The most significant differences in the comparison of calculation results are the inaccuracy of the aerodynamic contour of the aircraft units, due to the lack of detailed geometric parameters of a given aircraft in open access, as well as due to simplification of aircraft geometry to facilitate calculation by numerical method.

The developed method allows to choose the basic geometrical parameters of an asymmetric aircraft at the initial stages of design. This reduces the cost of experimental research and optimizes the design process as a whole.

Keywords: aerodynamic scheme, asymmetric aircraft, experiment, model, fuselage, wing, takeoff and landing characteristics.

Зміст

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів	10
Вступ	11
1. Огляд аналогів.....	12
1.1. NASA AD-1	12
1.2. Rutan ARES.....	14
1.3. Rutan model 202 Boomerang	16
1.4. Gotha Go.VI.....	17
1.5. Blohm & Voss 141	18
Висновки по розділу	20
2. Огляд та вибір методів аеродинамічного розрахунку асиметричного ЛА	21
Висновки по розділу	22
3. Розробка аналітичного методу розрахунку ЛА асиметричного компонування	23
3.1. Визначення коефіцієнта підйимальної сили	24
3.2. Визначення коефіцієнту опору.....	28
3.3. Коефіцієнт повздожнього моменту	29
3.4. Визначення коефіцієнту моменту крену	29
3.5. Вплив стрілоподібності крила і поперечного V на степінь шляхової і статичної стійкості.....	34
3.6. Визначення шляхового моменту при ковзанні.....	36
Висновки по розділу	37
4. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА аналітичним методом	38
4.1. Визначення коефіцієнта підйимальної сили.....	38

АЛ91МП 14.20.00.00 ПЗ									
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата					
Розроб.		Тетерін Д.Ю.							
Перевір.		Казакевич МЛ							
Т. контр.									
Н. контр.		Поваров С.А.							
Затв.		Кабанячий В.В.							
Методика визначення АХ літального апарата асиметричного компоування			<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width: 20%;">Літ.</td> <td style="width: 20%;">Аркуш</td> <td style="width: 60%;">Аркуші</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">8</td> <td style="text-align: center;">80</td> </tr> </table>	Літ.	Аркуш	Аркуші		8	80
Літ.	Аркуш	Аркуші							
	8	80							
			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-91мп						

4.2. Визначення коефіцієнту опору	43
4.3. Визначення коефіцієнту моменту крену	43
4.4. Визначення степені шляхової статичної стійкості при ковзанні	49
Висновки по розділу	50
5. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА числовим методом.....	51
Висновки по розділу	58
6. Порівняння результатів, отриманих різними методами.....	59
Висновки по розділу	61
7. Видача рекомендацій щодо проектування ЛА асиметричного компонування	62
Висновки по розділу	65
8. Розробка стартап-проєкту	67
8.1. Опис ідеї проєкту	67
8.2. Технологічний аудит проєкту.....	69
8.3. Аналіз ринкових можливостей стартап-проєкту	70
8.4. Розробка ринкової стратегії проєкту	75
8.5. Розробка маркетингової програми стартап проєкту	76
Висновки по розділу	76
ВИСНОВКИ	78
Список використаних джерел.....	80

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

СУ – силова установка;

ЛА – літальний апарат;

ЛАК – літальний апарат асиметричного компонування;

МСО – метод скінченних об'ємів;

ТЗ – технічне завдання;

ЦТ – центр тиску;

ЦМ – центр мас;

ПШ – примежовий шар;

НП – несуча поверхня;

КСС – конструктивно-силова схема;

ГО – горизонтальне оперення;

ВО – вертикальне оперення.

ВСТУП

Розробка літальних апаратів асиметричного компонування дозволяє практичним чином реалізовувати сміливі концепції вирішення конструкційних і технологічних проблем, що виникають за експлуатації сучасних військових і комерційних літальних апаратів.

Протягом усього часу літакобудування нестандартних, в тому числі й асиметричних, літальних апаратів (ЛА) було чимало проблем які, не зважаючи на всі можливі переваги, перешкоджали їх розробці та впровадженню. Однією з цих проблем було те, що через асиметрію крила розрахунок аеродинамічних характеристик (АХ) значно ускладнювався. За наявності перевіреного методу аеродинамічного розрахунку крила, імовірно, багато компаній та окремих конструкторів зможуть втілити у життя свої розробки, що будуть більш продуктивними та вигідними за існуючі аналоги.

Наразі не існує загальнозастовного аналітичного методу розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату асиметричного компонування, тому метою зазначеної роботи є розробка методів аеродинамічного розрахунку ЛА асиметричного компонування на базі відомих аналогів для класичних ЛА і їх модернізація, що полягатиме у врахуванні під час розрахунків вплив стрілоподібності крила літака і куту поперечного V . За розробленим методом буде проведено практичні розрахунки ЛА асиметричного компонування. За отриманими під час аналітичного розрахунку даними провести порівняння із результатами отриманими чисельною методикою за допомогою програмного забезпечення ANSYS (Fluent). За аналізом порівняння зробити висновки щодо доцільності використання і точності розробленого методу аналітичного аеродинамічного розрахунку ЛАК.

1. ОГЛЯД АНАЛОГІВ

1.1 NASA AD-1

У 1979 фірма «Берт Рутан» на замовлення NASA завершила будівництво експериментального літака Ames Dryden-1 (AD-1) (Рис 1.1) з крилом асиметрично змінюваної стрілоподібності, а 29 грудня 1979 відбувся перший політ літака AD-1.



Рис 1.1 NASA AD-1

Крило літака - трапецевидне великого подовження, закріплено на верхній частині фюзеляжу шарнірно. Кут стрілоподібності змінюється в діапазоні від 0 до 60 градусів. Розмах крила - 9,75 м, площа - 8,6 м². Пара турбореактивних двигунів Microturbo TRS18-046 фірми «Еймс індастріал», сумарна тяга яких становила 2 кН, забезпечувала літаку швидкість 400 км / год при злітній масі 900 кг [1].

Крило в даній схемі до фюзеляжу кріпиться за допомогою одного поворотного шарніра, а при повороті крила зміна стрілоподібності консолей відбувається одночасно, маючи протилежний характер.

Фахівці NASA провели порівняльний аналіз літаків, які виконані за стандартною схемою зі змінюваною стрілоподібністю і з крилом асиметрично змінюваною стрілоподібністю. В результаті з'ясувалося, що лобовий опір для даної схеми зменшиться на 11-20 відсотків, маса конструкції - на 14 відсотків, хвильовий опір під час польотів на надзвукових швидкостях - на 26 відсотків, за виключення необхідності виконання підкошу фюзеляжу у області крила задля дотримання правила площ на швидкостях до 1,4 Маха.

Однак крило даної конструкції, за кутів повороту більше 45 градусів зазнавало значних навантажень у області закінцівки консолі крила із оберненою стрілоподібністю, крім того конструкція літака була схильною до голландського ролу, внаслідок взаємного обертання по рисканню і крену, а також зриву потоку на консолі крила із прямою стрілоподібністю, внаслідок примежового шару значної товщини.

Незважаючи на зазначені недоліки конструкції AD-1, за використання нових композитних матеріалів можна позбутися проблеми жорсткості передньої консолі крила, а з встановленням аеродинамічних гребенів і за використання складних програм керування літальним апаратом, можна позбутися інших двох зазначених недоліків літака.

Таблиця 1.1

Льотно-технічні характеристики літака NASA AD-1

Розмах крила, м	9.75
Довжина, м	11.8
Площа крила, м ²	8.6
Маса порожнього, кг	658
Маса максимальна злітна, кг	973
Двигун	2 ТРД Microturbo TRS18-046
Тяга, кгс	2 x 100
Максимальна швидкість, км/год	390
Крейсерська швидкість, км/год	320
Практична стеля, м	3658

1.2 Rutan ARES

У 1990 році Scaled Composites під керівництвом Альберта Рутана виготовили експериментальний винищувач вертольотів ARES (Рис 1.2) з одним повітрозабірником на лівій стороні літака, а на правій стороні була встановлена гармата Гатлінга. Це дозволило уникнути проблеми потрапляння газів з гармати у вхідний отвір двигуна.



Рис. 1.2. Rutan ARES

ARES виконаний за схемою «качка» з крилом подвійний стрілоподібності по передній кромці і округленими закінцівками. Переднє горизонтальне оперення має негативну стріловидність. Крило - без закрилків. Вертикальне оперення - двухильове, кілі розташовані на винесених назад за крило балках. Вісь фюзеляжу зміщена на 76 см вправо відносно площини симетрії крила. Конструкція літака більш ніж на 50 відсотків, за масою виконана зі склопластику. Поверхні управління і частини конструкції, розташовані поблизу гармати, виготовлені зі склопластику і кевлара. Кабіна літака - одномісна, що має наддув для захисту від зброї масового ураження, з гарним оглядом вперед - вниз і по боках, з катапультним кріслом. Система

керування літаком - безбустерна. Гідравліка використовується тільки для випуску і прибирання шасі і повітряних гальм. Літак оснащений турбовентиляторним двигуном (оскільки турбогвинтовий був вразливий до пилу від переднього колеса) з тягою 1340 кгс і електронною системою регулювання подачі палива. Двигун встановлений під кутом щодо осі фюзеляжу. Вихідний пристрій викривлено для «вирівнювання» лінії тяги.

ARES озброєний гарматою General Electric GAU-12U калібру 25 мм з боєкомплектом 220 снарядів, встановленої з правого боку фюзеляжу. Прийнята компоновка дозволяє усунути реакцію літака по рисканню, яке може привести до нестійкої роботи двигуна при стрільбі з гармати [2].

У центральній частині фюзеляжу розташований відсік для розміщення цільової навантаження, у тому числі різних датчиків і апаратури для фоторозвідки. Доступ у відсік забезпечується через люк, розташований з правого боку фюзеляжу. Передбачається, що літак знайде попит у країнах, що розвиваються, які не можуть дозволити собі придбання дорогої авіаційної техніки класичних типів, в той час як вартість літака ARES оцінюється в 1.6-2 млн \$.

Таблиця 1. 2

Льотно-технічні характеристики літака ARES

Розмах крила, м	9.5
Довжина, м	11.4
Площа крила, м ²	17.2
Маса порожнього, кг	4200
Максимальна злітна маса, кг	7120
Двигун	ТРДД Pratt Whitney JT15D-5
Тяга, кН	1337.87
Максимальна швидкість, км/год	750
Крейсерська швидкість, км/год	678
Дальність польоту, км	920
Швидкість звалювання, км/ч	145
Практична стеля, м	12000

1.3 Rutan Model 202 Boomerang

Досліджуючи питання підвищення безпеки, американський авіаконструктор Альберт Рутан у 1993 році побудував «Бумеранг» - двомоторний літак на одного льотчика і п'ять пасажирів. Літальний апарат набув асиметричного компонування, задля забезпечення однакових принципів керованості літаком в умовах відмови одного із двигунів (Рис 1.3)

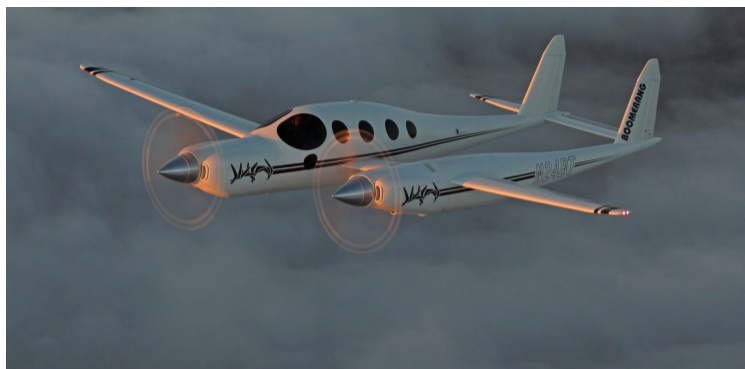


Рис. 1.3. Rutan Model 202

Одне напівкрило коротше за інше на 1.48 метра, та один двигун зміщений відносно іншого на 1.5 метра по повздожній осі. Саме ці основні характерні ознаки асиметрії літака у сукупності з вдалим балансуванням, зумовили простоту керованості літаком у випадку асиметричної тяги двигунів [3].

Таблиця 1.3

Льотно-технічні характеристики ЛА Rutan Boomerang

Розмах крила, м	11.12
Довжина, м	9.36
Площа крила, м ²	9.47
Двигун правий	Lycoming ПІО-360А1В, 200 к.с
Двигун лівий	Lycoming ПІО360С1А6D, 210 к.с
Корисне навантаження, кг	450
Крейсерська швидкість, км/год	480
Швидкість звалювання, км/год	130

1.4 Gotha Go.VI

Gotha Go.VI був експериментальним бомбардувальником розробленим Гансом Буркхардом з Гота G.V у 1917 році, і був першим асиметричним літаком масового будівництва. Прагнучи зменшити аеродинамічний опір, Ганс Буркхард перемістив двигун ближче до фюзеляжу (Рис 1.4), таким чином щоб він був розміщений над головними опорами конструкції. Гондолу із другим двигуном було розміщено дещо ближче до центральної осі крила, ніж до фюзеляжу, тим самим зменшуючи ускладнення керованості літаком внаслідок впливу моменту ривкання від двигуна уразі відмови одного з них.

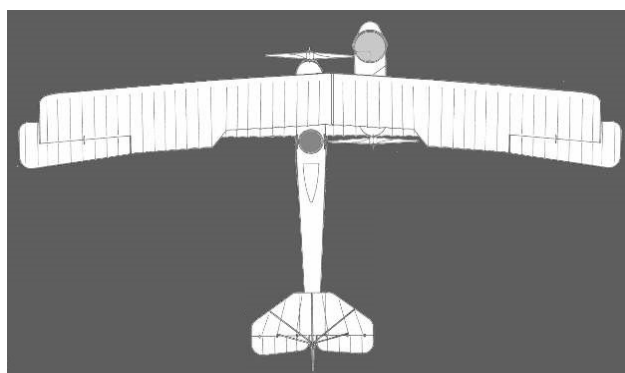


Рис 1.4 Gotha Go.VI

Буркхард стверджував, що Go.VI перевершив продуктивність своїх традиційних попередників, але німецький уряд не був зацікавлений у подальшому розвитку моделі [4].

Таблиця 1.4

Льотно-технічні характеристики літака Gotha Go.VI

Розмах крила, м	23.7
Довжина, м	12.4
Площа крила, м ²	89.5
Силовa установка	2 × Mercedes D IVa, 194 кВт (260 к.с.) кожна
Корисне навантаження, кг	700
Максимальна швидкість, км/год	160
Дальність польоту, км	840

1.5 Blohm & Voss 141

Перший політ BV.141 конструкції Річарда Фогта - ближнього розвідника з незвичним способом забезпечення кругового обзору для одномоторного літака відбувся 25 лютого 1938р.

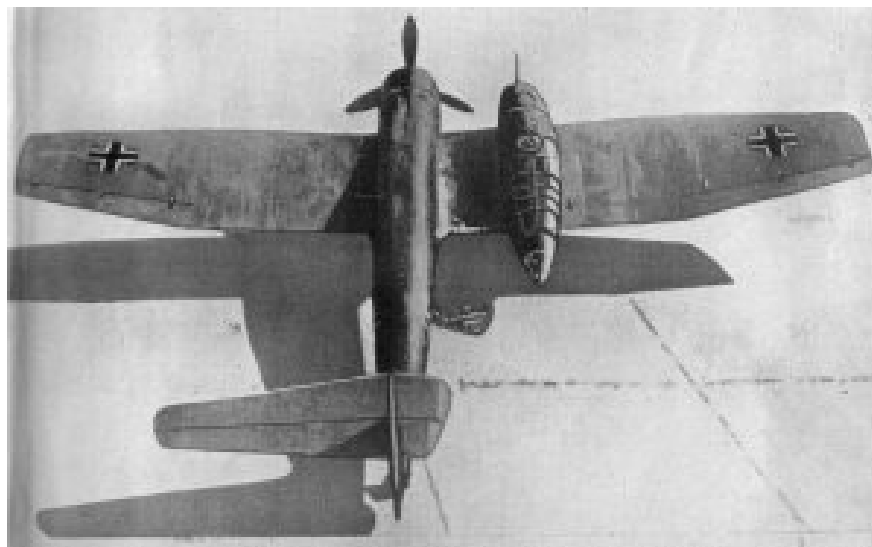


Рис 1.5 Blohm & Voss 141

Фогт розсудив, що єдиний шлях забезпечити круговий огляд з одномоторного літака - застосувати несиметричну компоновку, в якій екіпаж розміщується в заскленій гондолі справа. Він також вважав, що несиметрична схема дозволить позбутися обертального моменту гвинта. Доречі, італійський літак Ansaldo SVA ще 1917 року виробництва вже мав різні довжини консолей крила, задля вирішення цієї проблеми.

За винятком зайвої чутливості керування і невеликого "підстрибування" при посадці Na.141-0 повів себе напрочуд добре, після чого пішов офіційний контракт на три дослідних літака, причому вже існуючий в нього не був включений

Була передбачена установка двох нерухомих 7.9-мм кулеметів вперед і двох таких же кулеметів на рухомих установках.

Щоб поліпшити курсову стійкість, фюзеляж BV.141-V3 був подовжений до 12.15м. Розмах крила збільшився до 15.4м. База шасі також збільшена з 4.9 до 5.2м. Пілот в кабіні розміщується ліворуч, спостерігач - справа на рухомому

сидінні і міг висуватися в ніс фюзеляжу для використання бомбоприціла. Радіооператор розміщується в іншому кінці кабіни. Спостерігач також керував фотокамерою і верхньою кулеметної установкою. Обсяг гондоли був мінімальним - ширина 1.2м, висота - 1.5м. Вона закінчувалася конусом з кулеметом MG-15 наверху. В варіанті "Фокке-Вульфа" конус міг обертатися на 360. Стрілець сидів на рівні задньої кромки крила.

Оперення літака - майже симетричне, на рулях висоти, рулі напряду і на лівому елероні були встановлені тримери. Елерони були сбалансовані двома спойлерами на кожній консолі. Керування з жорсткої проводки, закрилки і шасі випускалися гідравлічно. Двигун 9-циліндровий BMW-132N - повітряного охолодження, потужністю 865л.с. протягом однієї хвилини біля землі і 960л.с. на висоті 3000м. За двигуном розміщено бак на 490 л палива.

Програма офіційних випробувань була закінчена в грудні 1940р. Звіти випробувачів були в цілому благовістні. Однак штаб-квартира люфтваффе поставилася до BV.141 без особливого ентузіазму і прийняла рішення відкласти початок серійного виробництва BV.141 [5].

Таблиця 1.5

Льотно-технічні характеристики літака Blohm & Voss 141

Розмах крила, м	17.02
Довжина, м	13.95
Висота, м	3.6
Площа крила, м ²	51
Маса порожнього, кг	4700
Максимальна злітна маса, кг	5700
Двигун	ПД BMW-801a-0
Потужність, л.с.	1560
Максимальна швидкість, км/год	435
Практична дальність, км	1888
Практична стеля, м	10000

Висновки по розділу:

Внаслідок аналізу найвідоміших аналогів літальних апаратів асиметричного компонування дійшов висновків, що незважаючи на те, що за часів літаків «дозвукової ери», асиметричне компонування літака застосовувалося, головним чином, аби позбутися наслідків крутних моментів двигунів, або продиктоване необхідністю якісної видимості з кабіни пілота, на сучасних літальних апаратах використовують асиметрію задля досягнення більшої економічності під час експлуатації, внаслідок:

- спрощення конструкції літака в результаті використання лише одного шарнірного вузла між крилом та фюзеляжем, у якому, між тим, компенсуються згинальні моменти обох напівкрил;
- зменшення індуктивного опору на консолі крила із оберненою стріловидністю;
- стабілізації положення центру мас і аеродинамічного фокусу літального апарату, за відхилення крила на певний кут;
- певний комерційних успіх проекту внаслідок «безкоштовної реклами» екзотичного літального апарату.

Озброєні новітніми системами керування, додатковими аеродинамічними покращеннями і за застосування нових композиційних матеріалів, сучасні літаки можуть, без втрати економічної привабливості, позбутися таких проблем, як:

- дивергенція за кінцівки переднього напівкрила;
- схильності до голландського ролу;
- зриву потоку у області крила із затовстим примежовим шаром.

Дослідження і розробка принципово нових конструкцій літаків асиметричного компонування досі залишається привабливою з точки зору економічності і застосування нових ідей і перспективних нововведень у області авіабудівництва.

2. Огляд та вибір методів аеродинамічного розрахунку асиметричного ЛА

За наявності вказаних апаратів з суттєво асиметричною аеродинамічною компоновкою у відкритих джерелах не виявлено методів аеродинамічного розрахунку літальних апаратів з урахуванням специфіки асиметричного крила.

Найближчим аналогом та основою для оцінки аеродинамічних характеристик асиметричного літального апарата є метод професора В.П. Пустовойтова. Так коефіцієнти результуючих повздовжніх сил, що діють на ЛА, можуть бути записані у вигляді:

$$c_{Ry} = c_{Py} + c_{Ny} + c_{y \text{ б}20s} + c_{y \text{ з}0s}, \quad (1)$$

$$c_{Rx} = c_{Px} - c_{x \text{ б}20s} - c_{x \text{ з}0s}, \quad (2)$$

де c_{Py} , c_{Px} – проекції тяги двигунів на відповідні осі;

c_{Ny} – проекція поперечної сили на повітряному гвинті на вісь oy ;

$c_{y \text{ б}20s}$, $c_{x \text{ б}20s}$ – коефіцієнти підйимальної сили та сили лобового опору ЛА без ГО, але з урахуванням обдування повітряним гвинтом;

$c_{y \text{ з}0s}$, $c_{x \text{ з}0s}$ – коефіцієнти підйимальної сили та сили лобового опору ГО з урахуванням обдування повітряним гвинтом.

Проекції сили тяги та поперечної сили на повітряному гвинті визначаються за простими формулами:

$$c_{Py} = i \cdot \bar{F} \cdot B \sin(\alpha + \varphi_{0e}); \quad c_{Px} = i \cdot \bar{F} \cdot B \cos(\alpha + \varphi_{0e}); \quad c_{Ny} = i \cdot \bar{F} \cdot c_N \cdot \frac{\chi \cdot \frac{\alpha(1 + \varepsilon^\alpha) + \varphi}{\square^*} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}}{57,3}$$

де i – кількість двигунів;

$\bar{F} = F / S = \pi D^2 / (4S)$ – відносна площа вимітання одного гвинта;

D – діаметр гвинта; S – площа крила;

$B = \frac{P}{0,5\rho V^2 F}$ – коефіцієнт навантаження на площу вимітання гвинта;

P – тяга одного гвинта; ρ – густина повітря; V – швидкість польоту;

α – кут атаки відносно САХ крила ;

φ_{0e} – кут установлення двигуна (вісі повітряного гвинта) відносно САХ;

ε_*^α – похідна кута скосу потоку перед крилом (в площині гвинта) за кутом атаки;

c_N^λ – коефіцієнт, що розраховується за графіками [6].

Висновки по розділу: В даному розділі було зазначено про відсутність методів аеродинамічного розрахунку літальних апаратів з урахуванням специфіки асиметричного крила у відкритих джерелах, отож подальша розробка методу визначення АХ ЛАК, базуватиметься на методі професора Пустовойтова.

3. Розробка аналітичного методу розрахунку ЛА асиметричного компоновання

Метою є створення методу розрахунку аеродинамічних характеристик літака з асиметричним крилом, розміщенням фюзеляжу, мотогондоли та оперення на попередніх етапах проектування.

Метод професора Пустовойтова необхідно розширити для випадку асиметричної компоновки, тобто з урахуванням моментів, які створюються на планері літака внаслідок його асиметрії та мають бути взаємно скомпенсовані. Дійсно ділянки асиметричного крила і оперення, які обдуваються потоком повітря від повітряного гвинта, не лише створюють більшу підймальну силу, а й додаткові моменти крену.

На відміну від традиційної компоновки при розрахунку АХ літака асиметричної компоновки в загальному випадку не можна розділити повздовжній та боковий канали керування, адже не має площини симетрії ЛА. Так відхилення руля висоти створює не лише момент тангажу, а і момент крену. Для компенсації цього явища можливі два підходи. Перший полягає у створенні алгоритмів системи автоматичного управління, що будуть пов'язувати різні канали управління, наприклад, автоматично відхиляти елерони при відхиленні руля висоти. Даний підхід має недоліки у вигляді зростання балансувальних втрат, а головне – обмежень ходу органів керування, частина якого буде використовуватись для компенсації моментів інших органів. Це особливо критично на малих швидкостях польоту, тобто на режимах зльоту і посадки (на крейсерському режимі великий швидкісний напір, тому кути відхилення органів керування малі). Другий підхід полягає у визначенні таких геометричних параметрів компоновки, щоб навіть при асиметричному крилі руль висоти не створював моментів крену/рискання, а елерони і руль напряду, не створювали моменту тангажа. Таким чином, використання асиметричного крила невідворотно призводить до необхідності асиметричного горизонтального оперення (ГО). Надалі в роботі розглядається реалізація саме другого підходу. Для цього необхідно визначити точки

прикладання сил (фокус крила, фокус горизонтального оперення) в натурних умовах, тобто з урахуванням впливу струменів силової установки/установок.

3.1. Визначення коефіцієнта підйимальної сили ЛА без ГО аналогічно випадку симетричного ЛА з урахуванням асиметрії конкретного типу літака. При визначенні коефіцієнта підйимальної сили ГО необхідно враховувати дві відмінності, спричинені асиметрією: 1) як правило, в супутньому струмені за гвинтом знаходиться асиметрична ділянка ГО (рис. 3.1); 2) в загальному випадку ГО не знаходиться на рівній відстані від кінців крила, що треба мати на увазі при визначенні скосу потоку.

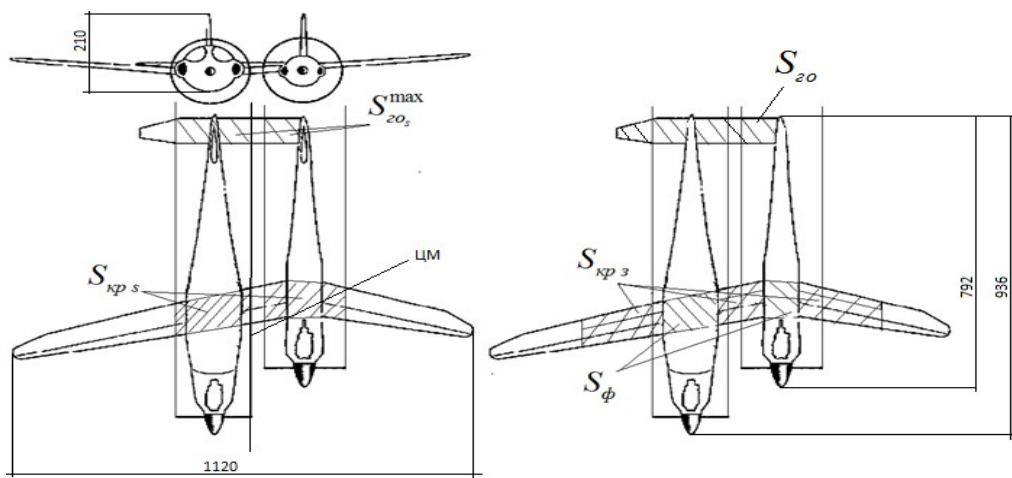


Рис. 3.1. Основні геометричні розміри літака та характерні площі крила для визначенні підйимальної сили

Коефіцієнт підйимальної сили ЛА без ГО в крейсерській конфігурації ($\delta_3 = 0^\circ$) дорівнює сумі складових без обдування гвинтом і доданку від обдування:

$$c_{у\ бгос}(\alpha) = c_{у\ бго}(\alpha) + \Delta c_{у\ бгос}(\alpha) = c_{у\ бго}(\alpha) + c_{у\ бго}(\alpha) \frac{S_{кр s}}{S} kB, \quad (3)$$

а при відхилених закритках ($\delta_3 > 0^\circ$) –

$$c_{у\ бгос}(\alpha) = c_{у\ бго\ \delta_3=0}(\alpha) + \Delta c_{у\ бго}(\delta) + k \cdot B \left[c_{у\ бго\ \delta_3=0}(\alpha) \cdot \frac{S_{кр s}}{S} + \Delta c_{у\ бго}(\delta) \frac{S_{кр з}}{S_{кр з}} \right], \quad (4)$$

де $\Delta c_{y_{\delta_{20}}}(\delta_3)$ – приріст коефіцієнта підйимальної сили при відхиленні закрилків;

$$k = \frac{(0,5 + 0,5\sqrt{1+B})^2 - 1}{B} \approx 0,43...0,46;$$

$S_{кр s}$ – площа крила, що обдувається гвинтом;

$\overline{S_{кр z s}} = S_{кр s} / S_{кр z}$ – відношення площі крила, яка обдувається гвинтом, до

площі, яка обслуговується закрилками;

$\overline{S_{кр z}^{\phi}} = S_{кр z}^{\phi} / S = (S_{кр z} + S_{\phi}) / S$ – відносна площа крила, що обслуговується

закрилками з урахуванням підфюзеляжної площі (див. рис. 2).

Підйимальна сила горизонтального оперення площею S_{z0} дорівнює

$$Y_{z0} = c_{y_{z0}}^{\alpha_{z0}} \alpha_{z0} S_{z0} \cdot q \cdot k_{z0} \cdot k_s, \quad (5)$$

де $c_{y_{z0}}^{\alpha_{z0}}$ – похідна коефіцієнта підйимальної сили ГО за дійсним кутом атаки ГО;

α_{z0} – дійсний кут атаки ГО з урахуванням скосів потоку від крила, двигуна і фюзеляжу.

k_{z0} – коефіцієнт гальмування потоку на ГО при $V=0$;

k_s – коефіцієнт прискорення потоку на ГО від обдування гвинтом.

Тоді коефіцієнт підйимальної сили ГО

$$c_{y_{z0}} = c_{y_{z0}}^{\alpha_{z0}} \alpha_{z0} \cdot (S_{z0} / S) \cdot k_{z0} \cdot k_s. \quad (6)$$

Розглянемо множники у формулі (6) по черзі.

Значення похідної $c_{y_{z0}}^{\alpha_{z0}}$ можна оцінити за графіком (рис. 3.2)

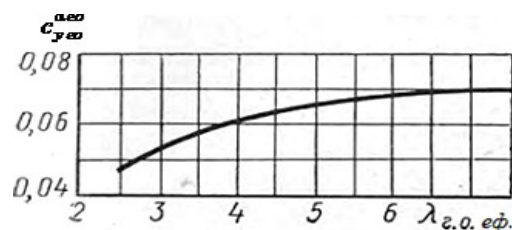


Рис. 3.2 Залежність похідної $c_{y_{z0}}^{\alpha_{z0}}$ від ефективного видовження ГО $\lambda_{z0, еф}$ [7,

с. 125]

При цьому видовження ГО

$$\lambda_{z0} = \frac{l_{z0}^2}{S_{z0}}, \quad (7)$$

де l_{z0} – розмах ГО в метрах.

У випадку виконання вертикального оперення (ВО) у вигляді двох шайб, розташованих на кінцях ГО, ефективне видовження ГО розраховується за емпіричною формулою

$$\lambda_{z0 \text{ еф}} = \lambda_{z0} (1 + 1,66 l_{z0} / l) \quad (8)$$

де l_{z0} – висота ВО (шайби).

Дійсний кут атаки ГО обчислюється за формулою

$$\alpha_{z0} = \alpha + \varphi_{z0} - \varepsilon_s - \varepsilon - \varepsilon_\phi, \quad (9)$$

де $\varphi_{z0} = (-3...3)^\circ$ – кут установлення ГО відносно САХ крила;

ε_s – кут скосу потоку на ГО від гвинта; розраховується за методикою

Остославського [8, с. 106–109] або Пустовойтова:

$$\varepsilon_s = \varepsilon_0(\delta_3)(1 + \overline{S_{кр з s}} \cdot B) + \varepsilon^{Cy_{\delta z0}} \cdot c_{Ry_{\delta z0}}, \quad (10)$$

де функція $\varepsilon_s = f(c_{Ry_{\delta z0}})$ визначається за матеріалами випробувань в аеродинамічній трубі;

ε – кут скосу потоку на ГО від крила;

ε_ϕ – кут скосу потоку на ГО від фюзеляжу; дорівнює $(1..1,5)^\circ$ при розташуванні ГО на фюзеляжі і $(0,5...1)^\circ$ – при розташуванні на ВО.

Так як розмах ГО значно менший за розмах крила, скіс потоку від крила практично постійний за розмахом ГО і його достатньо визначити в геометричному центрі ГО за формулою:

$$\varepsilon = \frac{c_{y_{\delta z0}} S}{8\pi \sqrt{k_{z0}} k_s l} \left[\frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' + z)^2 + y^2} \times \right. \quad (11)$$

$$\left. \times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right],$$

де x, y, z – осереднені відстані від кінців крила до центра ГО:

$$x = l_{x0} \cos \alpha + y_0 \sin \alpha,$$

$$y = -l_{x0} \sin \alpha + y_0 \cos \alpha, \quad (12)$$

l_{x0}, y_0 – відстані при нульовому куті атаки;

l – розмах крила;

l' – відстань між кінцевими вихорами:

$$l' = l \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right) k_d + d_{кр}, \quad (13)$$

де η – звуження крила;

$d_{кр}$ – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом;

k_d – поправочний коефіцієнт, що визначається згідно табл. 3.1:

Таблиця 3.1

$d_{кр} / l$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
k_d	1,0	0,980	0,970	0,968	0,968	0,970	0,972	0,980	0,985	0,995	1,0

Коефіцієнт гальмування потоку k_{z0} можна визначити за рис. 3.3.

Коефіцієнт прискорення потоку від обдування гвинтом k_s дорівнює

$$k_s = 1 + k_{V_s} \cdot \overline{S_{z0_s}}^{\max} \cdot B, \quad (14)$$

де коефіцієнт k_{V_s} залежить виключно від розташування ГО відносно гвинта і визначається за рис. 3.4;

$$\overline{S_{z0_s}}^{\max} = \frac{S_{z0_s}^{\max}}{S_{z0}} \quad (\text{див. рис. 3.1}).$$

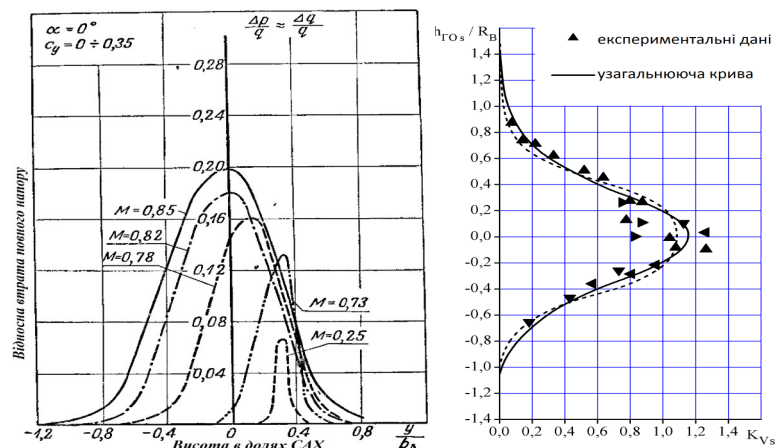


Рис. 3.3. Залежність коефіцієнта $(1 - k_{z0})$ Рис. 3.4. Залежність коефіцієнта

від параметра y/b_A

k_{V_s} від параметра h_{20s}/R_g

де R_g – радіус гвинта;

$$\frac{h_{20s}}{R_g} = \frac{L_{20s}}{R_g} \sin(\varepsilon_s - \alpha + \varphi_{\partial\phi} + \Delta\varphi) = 5.3 \sin(0,6+4+0+0) = 0,45;$$

L_{20s} – відстань від осі повороту струменя гвинта крилом до точки 0,25 хорди ГО;
ГО;

$\Delta\varphi$ – кут між віссю двигуна та лінією, що проходить через вісь повороту струменя гвинта крилом і точки 0,25 хорди ГО (рис. 3.5).

3.2. Визначення коефіцієнту опору

Коефіцієнт опору ЛА без ГО можна записати у вигляді

$$c_{x_{\beta_{20s}}} = c_{x_{\beta_{20s}}(C_{y_{\beta_{20s}}=0})} + \frac{\partial c_{x_{\beta_{20s}}}}{\partial c_{y_{\beta_{20s}}}^2} \cdot c_{y_{\beta_{20s}}}^2; \quad (15)$$

де $c_{x_{\beta_{20s}}(C_{y_{\beta_{20s}}=0})} = c_{x_{\beta_{20s}} C_{y_{\beta_{20s}}=0}} (1 + \overline{S_{kps}} \cdot B)$ за емпіричною формулою [7].

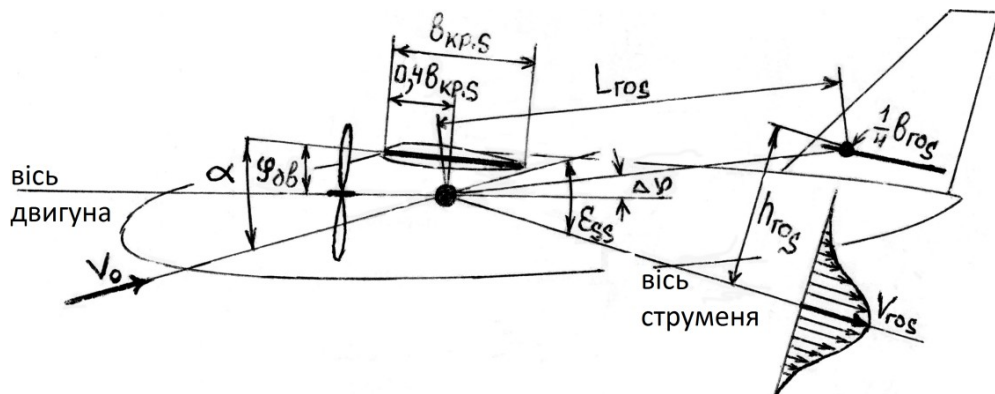


Рис. 3.5. Схема повороту струменя повітряного гвинта крилом [5]

Індуктивний опір крила з урахуванням асиметрії складно визначити аналітично. На даному етапі приймаємо алгоритм аналогічний компоновці з

площиною симетрії, тобто $\frac{\partial c_{x_{\beta_{20s}}}}{\partial c_{y_{\beta_{20s}}}^2} = \frac{1}{\pi \lambda_{ef}}$. Точніше визначити індуктивний опір

через розподіл циркуляції за розмахом крила $\Gamma = f(z)$ [8]. В загальному вигляді ця проблема потребує подальших експериментальних досліджень.

Опір ГО з урахуванням обдування приймається рівним опору ГО без обдування $c_{x_{20s}} \approx c_{x_{20}}$.

3.3. Коефіцієнт поздовжнього моменту

Оскільки за розробленою методикою розрахунок ЛА асиметричного компонування проводиться повністю аналогічно ЛА симетричної схеми і, як наслідок, відсутності показової різниці між методиками обчислення, прийнято рішення про недоцільність проведення аналітичних розрахунків аеродинамічних характеристик ЛА, задля економії часу.

3.4. Визначення коефіцієнту моменту крену є принциповою відмінністю літака з асиметричною компоновкою. Момент крену створюється крилом (з урахуванням обдування гвинтом) і горизонтальним оперенням (також з урахуванням обдування), в меншій мірі – фюзеляжем та мотогондолою. Вплив обдування полягає в *прискоренні* потоку, а також у його *закручуванні* у випадку тягнучого гвинта (різниця дійсних кутів атаки справа і зліва від осі гвинта; визначається методами обчислювальної аеродинаміки або в аеродинамічній трубі). Окрім даного моменту крену, викликаного асиметрією ЛА, кожен двигун створює *реактивний* момент крену (при зміні частоти обертання гвинта за законом збереження імпульсу). Ці моменти притаманні також літаку симетричної компоновки і визначаються аналогічно.

Очевидно, що для балансування ЛА центр тиску крила, центр тиску ГО і центр мас мають лежати на одній прямій (рис. 3.6). В процесі проектування параметри ГО підбираються в останню чергу – саме для виконання цієї умови. При цьому незначне зміщення центру тиску крила або центру мас вбік призводить до значної асиметрії ГО, що і має місце на літаках-аналогах (Рис. 1).

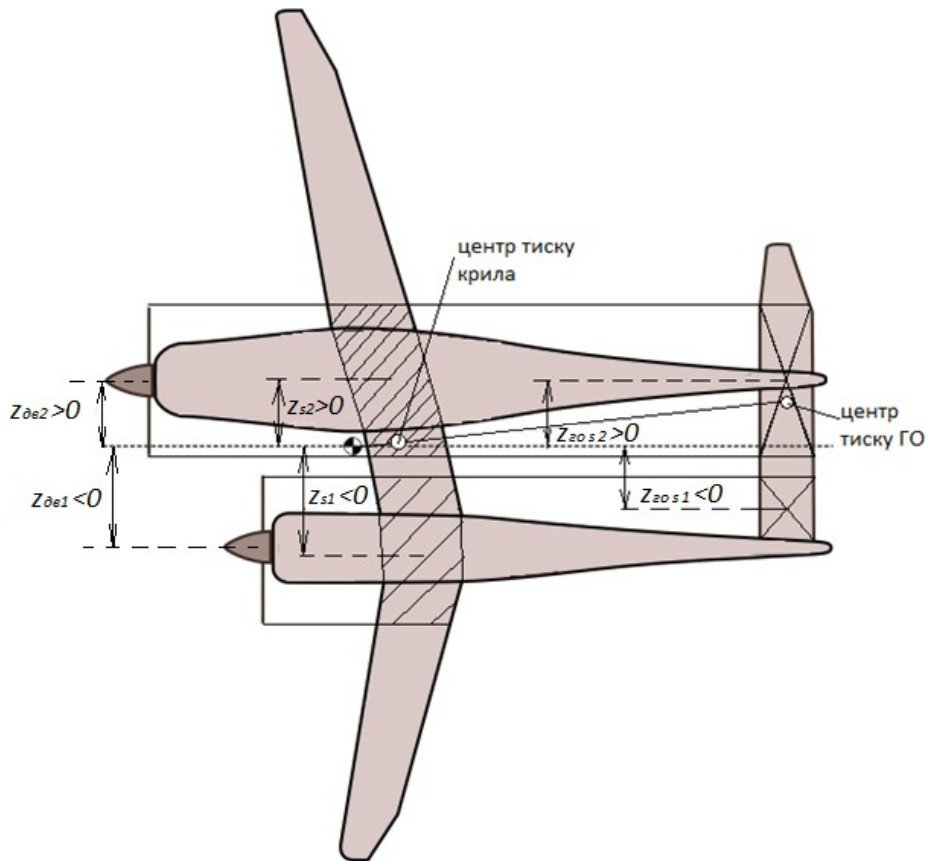


Рис. 3.6 Характерні відстані для визначення бокових моментів

Коефіцієнт моменту крену асиметричного ЛА дорівнює сумі моментів від підйімальної та бокової сили:

$$m_x = m_{x R y} + m_{x R z} + m_{x k p}^{\beta} \cdot \beta \quad (16)$$

Коефіцієнт моменту крену від підйімальної сили дорівнює сумі складових від проекції тяги $m_{x P y}$, поперечної сили $m_{x N y}$, підйімальної сили ЛА без ГО з урахуванням обдування $m_{x c y \delta z o s}$, підйімальної сили ГО з урахуванням обдування $m_{x c y z o s}$, елерона та тримера-елерона $m_{x e l}$ та руля висоти (РВ) з урахуванням обдування $m_{x p v s}$:

$$m_{x R y} = m_{x P y} + m_{x N y} + m_{x \delta z o s} + m_{x z o s} + m_{x p v s} + m_{x e l} \cdot \quad (17)$$

Бокова сила створюється вертикальним оперенням (ВО) та рулем напрямку (РН):

$$m_{x R z} = m_{x v o s} + m_{x p n s} \quad (18)$$

Розглянемо доданки у формулах (17) і (18).

Коефіцієнти моменту крену від тяги та поперечної сили дорівнюють

$$m_{x Py} = \sum_{i=1}^n c_{Pyi} z_{\partial\theta i} / l, \quad m_{x Ny} = \sum_{i=1}^n c_{Nyi} z_{\partial\theta i} / l, \quad (19)$$

де $z_{\partial\theta i}$ – відстані між центром мас і віссю i -го двигуна (рис. 3.6);

n – кількість двигунів.

Аналогічно визначенню підйимальної сили за формулою (3) можна записати:

$$m_{x \partial\theta s} = m_{x \partial\theta 0} + \Delta m_{x \partial\theta s}, \quad (20)$$

Момент крену без обдування визначається через коефіцієнт $m_{x cy \partial\theta 0}$ як

$$M_{x \partial\theta 0} = m_{x \partial\theta 0} qSl. \quad (21)$$

З іншого боку цей же момент дорівнює

$$M_{x \partial\theta 0} = -Y_{\partial\theta 0} \cdot z \quad \text{або} \quad M_{x \partial\theta 0} = -\int_{l_1}^{l_2} c_{y \text{nep}}(z) qb(z) dz \cdot z, \quad (22)$$

де $c_{y \text{nep}}$ – коефіцієнт підйимальної сили в даному перерізі крила; l_1 і l_2 – відстані від центру мас до кінцевих перерізів відповідно лівої ($z < 0$) і правої ($z > 0$) консолей. Знак «-» пов'язаний з тим, що додатна підйимальна сила на додатній відстані (права консоль) створює від'ємний момент крену.

Прирівнюючи (21) і (22), отримаємо:

$$m_{x \partial\theta 0} = -\frac{1}{Sl} \int_{l_1}^{l_2} c_{y \text{nep}}(z) b(z) z dz, \quad (23)$$

де l_1' і l_2' – відстані від центру мас ЛА до площин симетрії мотогондоли та фюзеляжу відповідно (близькі або рівні $z_{\partial\theta 1}$ і $z_{\partial\theta 2}$).

Для ділянки крила, що обмежена крилом та мотогондолою як аеродинамічними шайбами, можна прийняти $c_{y \text{nep}}(z) = c_{y \text{проф}}(z)$, тобто аеродинамічні характеристики профілю при відповідному куті атаки. Таким чином ця ділянка («центроплан») створює підйимальну силу:

$$c_{y u} = \frac{1}{S} \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y \text{проф}}(z) b(z) dz, \quad (24)$$

і коефіцієнт моменту крену від підйимальної сили центроплану

$$m_{x\ u} = -\frac{1}{S l} \int_{l_1}^{l_2'} c_{y\ проф} (z) b(z) z dz \quad (25)$$

Для консолей крила без обдування розподіл циркуляції близький до еліптичного:

$$\Gamma(z) = \Gamma_0 \sqrt{1 - (2z/l)^2}, \quad (26)$$

де циркуляція в перерізі з координатою z дорівнює

$$\Gamma(z) = 0,5 c_{y\ nep} (z) V b(z), \quad (27)$$

а циркуляція приєднаного вихору на відміну від симетричного ЛА –

$$\Gamma_0 = 0,5 (c_{y\ бзо} - c_{y\ u}) V b_a, \quad (28)$$

звідки

$$c_{y\ nep} (z) b(z) = (c_{y\ бзо} - c_{y\ u}) b_a \sqrt{1 - (2z/l)^2}. \quad (29)$$

Коефіцієнт моменту крену ЛА без ГО від обдування кожного двигуна треба рахувати окремо за формулами (3) і (4):

$$\Delta m_{x\ бзо\ s} = \sum_{i=1}^n \Delta c_{y\ бзо\ s\ i} z_{s\ i} / l = \sum_{i=1}^n c_{y\ бзо} (S_{кр\ s} / S) k_i B_i (z_{s\ i} / l), \quad (30)$$

де $z_{s\ i}$ – проекція на вісь oz відстані від центру площі крила, що обдувається даним гвинтом, до центру мас ЛА (рис. 7). Для літака Boomerang $z_{s\ i}$ близькі до відстаней $z_{об\ i}$.

Вплив закручування потоку за гвинтом діаметром D можна оцінювати числовими методами або за наближеними формулами [9] для кожного двигуна:

$$m_{x\ з\ об\ i} = -\frac{S l}{z_{об\ i} - D/2} \int_{z_{об\ i} - D/2}^{z_{об\ i} + D/2} c_{y\ nep}^{\alpha} (z) \alpha^{ck} (z) b(z) z dz, \quad (31)$$

а для кількох двигунів

$$m_{x\ з\ об\ i} = -\frac{1}{S l} \sum_{i=1}^n \int_{z_{об\ i} - D/2}^{z_{об\ i} + D/2} c_{y\ nep}^{\alpha} (z) \alpha^{ck\ i} (z) b(z) z dz, \quad (31a)$$

де

$$\alpha_{ck i}(z) = \alpha_{ck \max} \frac{z - z_{si}}{0,375 D} \text{ при } |z - z_{\partial \epsilon i}| < 0,375 D; \quad (32a)$$

$$\alpha_{ck}(z) = \alpha_{ck \max} \left(4 - \frac{8(z - z_{si})}{D}\right) \text{ при } 0,375 D < |z - z_{\partial \epsilon i}| < 0,5 D, \quad (32b)$$

$$\alpha_{ck \max} = \mp \frac{\Omega D}{2V} \left(1 - \eta_{\partial \epsilon} \frac{1 + \sqrt{1 + B}}{2}\right), \quad (33)$$

де Ω – кутова швидкість обертання гвинта;

$\eta_{\partial \epsilon}$ – ККД повітряного гвинта на даному режимі.

В позначенні « \mp » гвинту правого обертання відповідає знак « \rightarrow », правого – знак « $+$ ».

Аеродинамічний момент крену ГО визначається аналогічно моменту крила з заміною індексу « $бго$ » на « $го$ ». Момент від коефіцієнту підйімальної сили крила

$$c_{y go s} = c_{y go}^{\alpha, \varphi} (\alpha + \varphi - \epsilon - \epsilon - \epsilon) \cdot (S_{go} / S) \cdot k_{go} \cdot k_s$$

враховується суперпозицією моменту всієї площі ГО без обдування і моменту від ділянки, що обдувається гвинтом. Формули визначення коефіцієнту моменту крену для ГО набувають вигляду:

$$m_{x go s} = m_{x go} + \Delta m_{x go s}, \quad (34)$$

$$m_{x go} = -\frac{1}{S l} \int_{l_{go 1}}^{l_{go 2}} c_{y nep go}(z) b_{go}(z) z dz, \quad (35)$$

$$c_{y go u} = \frac{\xi}{l_1'} \int_{l_1'}^{l_1'} c_{y проф go}(z) b_{go}(z) dz = \frac{\xi}{l_1'} \int_{l_1'}^{l_1'} c_{у проф go}(z) (\alpha + \varphi^{go} - \epsilon - \epsilon^{\phi}) b_{go}(z) dz, \quad (36)$$

$$m_{x go u} = -\frac{1}{S l} \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y проф go}(z) b_{go}(z) z dz, \quad (37)$$

а на консолі

$$c_{y nep go}(z) b_{go}(z) = (c_{y go} - c_{y go u}) b_{go a} \sqrt{1 - (2z/l_{go})^2} \quad (38)$$

де $b_{go a}$ – САХ ГО.

$$\Delta m_{x_{20s}} = \sum_{i=1}^n \Delta c_{y_{20s} i} z_{s i} / l = \sum_{i=1}^n c_{y_{20s}} (S_{20s} / S) k_i B_i (z_{20s i} / l), \quad (39)$$

$$m_{x_{20s} \partial \theta i} = - \frac{1}{S l} \sum_{i=1}^{z_{\partial \theta i} + D/2} c_{y_{nep 20}}^{\alpha} (z) \alpha_{ck 20 i} (z) b_{20} (z) z dz, \quad (40)$$

де $\alpha_{ck 20 i}(z)$ визначаються за формулами (32а), (32б), (33).

У формулі (40) вважаємо, що закручування потоку за гвинтом розповсюджується на ГО так само, як і на крило (тобто нехтуємо затуханням вихорів внаслідок в'язкості повітря). При цьому межі інтегрування залежать від компоновки даного типу ЛА. Так для літака Boomerang (рис. 3.6) одержимо:

$$m_{x_{20s} \partial \theta i} = - \frac{S l}{l_{201}} \int_{z_{\partial \theta 1}}^{z_{\partial \theta 1} + D/2} c_{y_{nep 20}}^{\alpha} (z) \alpha_{ck 20 i} (z) b_{20} (z) z dz + \int_{-D/2}^{z_{\partial \theta 2} + D/2} c_{y_{nep 20}}^{\alpha} (z) \alpha_{ck 20 i} (z) b_{20} (z) z dz.$$

3.5 Вплив стрілоподібності крила і поперечного V на степінь шляхової і статичної стійкості

Степінь поперечної статичної стійкості від стрілоподібності крила визначається за формулою: $m_x^{\beta} = \frac{1}{2} C_{ykp} \cdot \bar{Z}_{\psi} \text{tg} \beta \chi$ [10, с 489]

Степінь поперечної статичної стійкості від поперечного V:

$$m_{x\psi}^{\beta} = \frac{1}{2} C_{ykp}^{\alpha} \cdot \psi \bar{Z}_{\psi},$$

де $\bar{Z}_{\psi} = \frac{1}{\psi} \frac{\eta + 2}{3 \eta + 1}$ - відносна координата прикладання підйомної сили півкрила.

Отже, коефіцієнт $m_{x\psi}^{\beta} = m_{xkp}^{\beta} + m_{x\psi}^{\beta}$. Основну долю складатиме коефіцієнт $m_{x\psi}^{\beta}$, що зумовлений стрілоподібністю крила у плані. Оскільки даний коефіцієнт напряму залежить від коефіцієнта підйомної сили крила C_y , то за зменшення C_y або куту атаки, даний коефіцієнт також буде зменшуватись.

Відхилення руля висоти (РВ) в загальному випадку створює не лише приріст підйимальної сили та моменту тангажа, але і моменту крену $m_{x_{p\delta s}}$. Він визначається аналогічно моменту ГО з урахуванням ділянки РВ, що знаходиться в супутньому струмені гвинта:

$$m_{x_{p\delta s}} = m_{x_{p\delta}} + \Delta m_{x_{p\delta s}}, \quad (41)$$

З урахуванням можливої багатосекційності РВ одержимо:

$$m_{x_{p\delta}} = \sum_{i=1}^{n_{p\delta}} c_{z_{\delta_{p\delta}}}^{\delta_{p\delta}} \delta_{p\delta i} k_{p\delta i} (S_{p\delta i} / S)(z_{p\delta i} / l), \quad (42)$$

де $c_{z_{\delta_{p\delta}}}^{\delta_{p\delta}}$ – похідна коефіцієнта підйимальної сили за кутом відхилення $\delta_{p\delta}$ руля висоти без урахування обдування;

$n_{p\delta}$ – кількість секцій РВ (для *Boomerang* дорівнює 2);

$z_{p\delta i}$ – плече і-ї секції РВ; проекції на вісь *oz* відстані від центру мас до геометричного центру РВ (рис. 3.7).

Складова від обдування РВ струменем гвинта дорівнює:

$$\Delta m_{x_{p\delta s}} = \sum_{i=1}^{n_{p\delta s}} c_{z_{\delta_{p\delta s}}}^{\delta_{p\delta s}} \delta_{p\delta s i} k_{p\delta s i} (S_{p\delta s i} / S)(z_{p\delta s i} / l), \quad (43)$$

де $n_{p\delta s}$ – кількість ділянок РВ, що обдуваються гвинтом (для *Boomerang* дорівнює 3);

$z_{p\delta s i}$ – плече і-ї ділянки РВ, що обдувається гвинтом; проекції на вісь *oz* відстані від центру мас до геометричного центру цієї ділянки (рис. 3.8).

Елерони для асиметричної компоновки як і для симетричної, як правило, не знаходяться в струмені гвинтів, тому визначення коефіцієнта крену $m_{x_{el}}$ не має відмінностей від відомого.

Ефективність вертикального оперення і руля напряму визначається так само, як для симетричного ЛА за наявності обдування.

$$m_{x_{\delta o s}} + m_{x_{p\delta s}} = c_{z_{\delta o s}}^{\beta} (\beta + \varphi_{BO}) k_{\delta o s} (S_{\delta o s} / S)(y_{\delta o s} / l) + c_{z_{\delta_{p\delta s}}}^{\delta_{p\delta s}} \delta_{p\delta s} k_{p\delta s} (S_{p\delta s} / S)(y_{p\delta s} / l), \quad (44)$$

де $c_{z_{\delta o s}}^{\beta}$ – похідна коефіцієнта бокової сили за кутом ковзання β з урахуванням обдування;

φ_{BO} – кут розвороту ВО навколо вісі ou ;

$y_{vo}(y_{pn})$ – відстань від геометричного центру ВО (площі ВО, що обслуговується рулем напрямку) до центру мас в проекції на вісь ou ;

$c_{z\delta_{pn}}^{\delta_{pn}}$ – похідна коефіцієнта бокової сили за кутом відхилення δ_{pn} руля напрямку з урахуванням обдування;

k_{vo} і k_{voVs} визначаються так як для ГО: формула (14) з заміною індексу «го» на «во» (рис. 4, 5).

Розворот кіля навколо вертикальної вісі застосовується навіть для традиційної компоновки, щоб компенсувати скіс потоку на вертикальному оперенні від гвинтів (особливо, якщо вони обертаються в один бік). Для асиметричної компоновки він може підбиратись для компенсації моменту крену від інших складових.

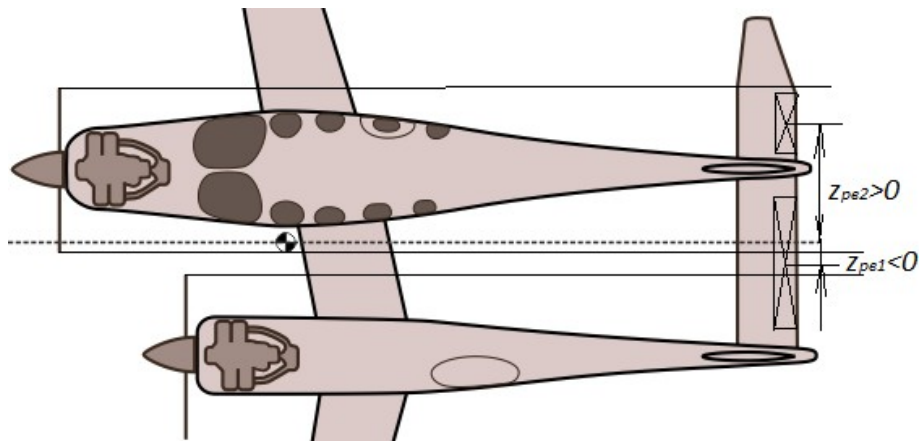


Рис. 3.7. Характерні відстані для руля висоти без врахування обдування

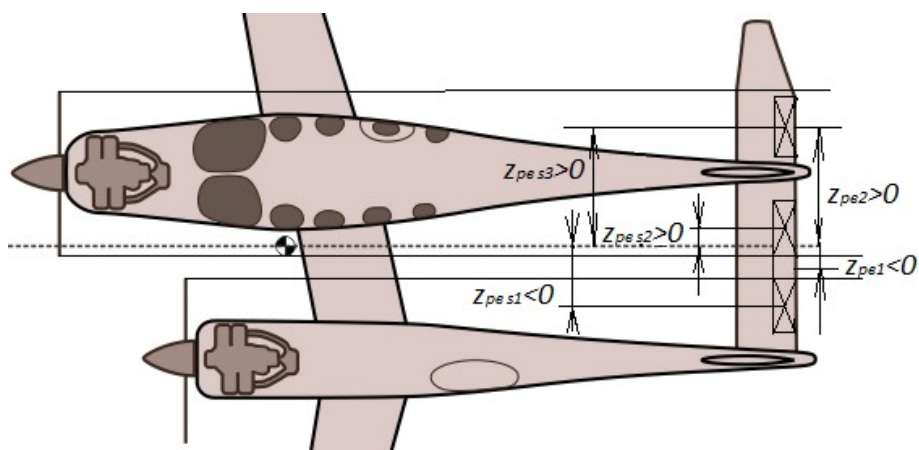


Рис. 3.8. Характерні відстані для руля висоти з урахуванням обдування

3.6 Визначення шляхового моменту при ковзанні

Шляховий момент відносно вісі у1 викликає в основному бокова сила Z. Також при ковзанні, внаслідок різниці підйомних сил консолей крила будуть різними значення їх супротивів, що залежать від підйомної сили. Внаслідок цього, відносно осі у з'явиться додатковий шляховий момент від крила.

За малих кутів ковзання $m_y(\beta) = m_y^\beta \beta$, де похідна $m_y^\beta = m_{y\beta}^\beta + m_{y\beta}^\beta + m_{y\beta}^\beta$, де

$$m_{y\beta}^\beta = -c^\beta \cdot \frac{S_{\beta o}}{S} \cdot \frac{L_{\beta o}}{l} - \text{ступінь шляхової стійкості від боковою сили, що діє на ВО};$$

$L_{\beta o}$ -відстань від центру масс апарату до фокусу оперення.

$$m_{yr}^\beta = -c^\beta \cdot \frac{S_M}{S} \cdot \frac{X_r}{l} - \text{визначається боковою силою корпусу}; X_r - \text{відстань від}$$

центру тиску корпусу до центру тяжіння апарату.

Тут і надалі всі розрахунки наведені в швидкісній системі координат.

Точних методів визначення ступені шляхової статичної стійкості від стрілоподібності крила m_{yk}^β не існує. Його можна визначити за емпіричною формулою: $m_{yk}^\beta = -0,06 \text{tg } \chi - \alpha m_{xkp}^\beta$ [10, с 391]

Оскільки основну долю M_u дає вертикальне оперення, Величина m_u ЛА істотно залежить від відносної площі оперення $\frac{S_{\beta o}}{S}$.

Висновки до розділу. Попри зазначені переваги порівняно з традиційною схемою, асиметричні компоновки крила і літального апарату використовувались надзвичайно рідко через відсутність аналітичного або аналітично-числового методу, що міг би значно спростити і прискорити процес аеродинамічного розрахунку. Розроблений метод визначення аеродинамічних характеристик літака/БпЛА з асиметричним крилом при врахуванні впливу силової установки дозволяє на початкових етапах проектування обирати основні геометричні параметри асиметричного ЛА (кути поперечного V та стрілоподібності, розподіл хорд за розмахом, розташування горизонтального оперення). Це зменшує витрати на експериментальні дослідження та оптимізує процес проектування в цілому.

4. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА аналітичним методом

Літак **Routan Boomerang** має асиметрію як за стрілоподібністю, так і за розміщенням гондоли екіпажу і мотогондоли. Своєю незвичною аеродинамічною компоновкою він вирішив важливу проблему двомоторних літаків, а саме керування у польоті при відмові одного із двигунів. Для цивільного пілота керувати, а тим паче посадити літак у подібній ситуації є непростю задачею. Натомість літак Берта Рутана при відмові будь-якого з двох двигунів не змінює специфіку керування, що підвищує безпеку літака.

Таблиця 4.1

Льотно-технічні характеристики Rutan Boomerang

Розмах крила, м	11.12
Довжина, м	9.36
Висота, м	2.1
Площа крила, м ²	9.47
Двигун правий	Lycoming ПЮ-360А1В, 200 к.с 1090 кгс
Двигун лівий	Lycoming ПЮ360С1А6D, 210 к.с 1070 кгс
Корисне навантаження, кг	450
Крейсерська швидкість, км/год	480
Швидкість звалювання, км/год	130
Дальність польоту, км	3780

4.1. Визначення коефіцієнта підіймальної сили

Перед початком аналітичного розрахунку було визначено аеродинамічні характеристик и профілів Roncz Airfoil (власне обох консолей крила), та NASA 009 (ГО і ВО) за допомогою програми xflr 5. Розрахунок зазначених профілів проводився за умови польоту літака на крейсерській швидкості (130 м/с). Результати «обдужки» вказано на малюнках 4.1 та 4.2:

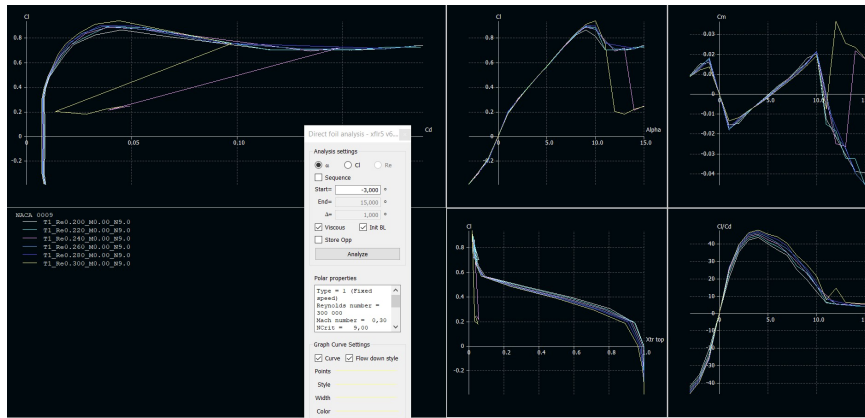


Рис 4.1 Аеродинамічні характеристики профілю Roncz Airfoil

Визначення коефіцієнтів результуючих повздовжніх сил, що діють на ЛА:

$$C_{Ry} = C_{Py} + C_{Ny} + C_{y \delta zos} + C_{y zos} = 0.0031 + 0.0655 + 1.024 + 0.024 = 1.1034$$

$$C_{Rx} = C_{Px} - C_{x \delta zos} - C_{x zos} = 0.0898 - 0.0749 - 0.0176 = -0.0023,$$

де C_{Py} , C_{Px} – проекції тяги двигунів на відповідні осі;

C_{Ny} – проекція поперечної сили на повітряному гвинті на вісь ou ;

$C_{y \delta zos}$, $C_{x \delta zos}$ – коефіцієнти підйимальної сили та сили лобового опору ЛА без ГО, але з урахуванням обдування повітряним гвинтом;

$C_{y zos}$, $C_{x zos}$ – коефіцієнти підйимальної сили та сили лобового опору ГО з урахуванням обдування повітряним гвинтом.

Оскільки коефіцієнт результуючої сили супротиву має невелике значення можна вважати що швидкість за крейсерського польоту буде постійною.

Визначення проекції сили тяги та поперечної сили на повітряному гвинті:

$$C_{Py} = i \cdot \bar{F} \cdot B \sin(\alpha + \varphi_{\delta\theta}) = 2 \cdot 0.269 \cdot 0.168 \cdot \sin(7 + 0) = 0.0102;$$

$$C_{Px} = i \cdot \bar{F} \cdot B \cos(\alpha + \varphi_{\delta\theta}) = 2 \cdot 0.269 \cdot 0.168 \cos(7 + 0) = 0.0898;$$

$$C_{Ny} = i \cdot \bar{F} \cdot c_N \cdot \frac{\chi \cdot \frac{\alpha(1 + \varepsilon^\alpha) + \varphi}{\delta_6}}{57,3} = 2 \cdot 0.269 \cdot 0.88 \cdot \frac{7(1 + 0.1) + 0}{57,3} = 0.0655,$$

де i – кількість двигунів;

$c_N^x = 0.88$ – табличне значення,

$$\bar{F} = F / S = \pi D^2 / (4S) = \pi 1.8^2 / (4 \cdot 9.47) = 0.269 \quad - \quad \text{відносна площа}$$

вимітання одного гвинта; $D = 1.8 \text{ м}$ – діаметр гвинта; $S = 9.47 \text{ м}^2$ – площа крила;

Середня сила тяги двигунів визначається за формулою:

$$P_{cp} = \frac{N_{cp}}{V} = \frac{153000}{40} = 3825 \text{ Н};$$

$$B = \frac{P_{cp}}{0.5 \rho V^2 F} = \frac{3825}{0.5 \cdot 1.28 \cdot 130^2 \cdot 2.55} = 0.168 \quad - \quad \text{коефіцієнт навантаження}$$

на площу вимітання гвинта;

$\varepsilon_*^a = (0.05 \cdot 0.2)$ – похідна кута скосу потоку перед крилом (в площині гвинта) за кутом атаки;

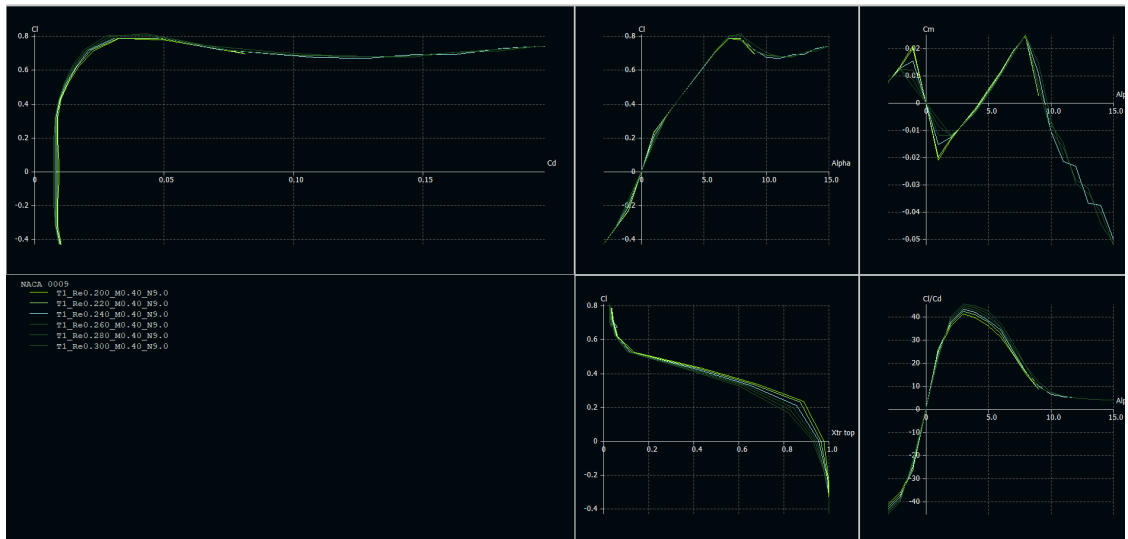


Рис 4.2 Аеродинамічні характеристики профілю NASA 009

Коефіцієнт підйимальної сили ЛА без ГО в крейсерській конфігурації ($\delta_3 = 0^\circ$), дорівнює сумі складових без обдування гвинтом і доданку від обдування:

$$c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) = c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) + \Delta c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) = c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) + c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) \frac{S_{\text{кр} s}}{S} kB =$$

$$= 1.006 + 1.006 \frac{2.6}{9.47} 0.45 \cdot 0.168 = 1.024;$$

$$c_{y_{\text{бго}}}(\alpha) = c_y(\alpha) - c_{y_{20}}(\alpha) = 1.03 - 0.024 = 1.006;$$

$$k = \frac{(0,5 + 0,5\sqrt{1+B})^2 - 1}{B} \approx 0,43...0,46;$$

Очікувана величина коефіцієнту підйомної сили літака розраховується за формулою: $c_y(\alpha) = \frac{2G}{\rho V_{36}^2 S} = \frac{2 \cdot 1000 \cdot 9.8}{1.28 \cdot 40^2 \cdot 9.47} = 1.03;$

V_{36} - швидкість звалювання ЛА;

$S_{кр.s}$ – площа крила, що обдувається гвинтом.

Тоді коефіцієнт підйимальної сили ГО за обдування гвинтом:

$$c_{y_{го.s}} = c_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot (S_{го} / S) \cdot k_{го} \cdot k_s = 0.16 \cdot 0.588 \cdot (2.7 / 9.47) \cdot (1 - 0.07) \cdot 1.03 = 0.024$$

$\alpha_{го}$ – дійсний кут атаки ГО з урахуванням скосів потоку від крила, двигуна і фюзеляжу;

$k_{го} = (1 - 0.07) = 0.93$ – коефіцієнт гальмування потоку на ГО при $B=0$;

$k_s = 1.03$ – коефіцієнт прискорення потоку на ГО від обдування гвинтом.

Значення похідної $c_{y_{го}}^{\alpha_{го}} = 0.16$

При цьому видовження ГО

$$\lambda_{го} = \frac{l_{го}^2}{S_{го}} = \frac{3.8^2}{2.7} = 5.35,$$

Ефективне видовження ГО розраховується за емпіричною формулою

$$\lambda_{го.еф} = \lambda_{го} (1 + 1,66 l_{го} / l) = 5.35 (1 + 1,66 \cdot 1.65 / 11.2) = 6.32$$

Дійсний кут атаки ГО обчислюється за формулою

$$\alpha_{го} = \alpha + \varphi_{го} - \varepsilon_s - \varepsilon - \varepsilon_{ф} = 7 + -4 - 0 - 0.912 - 1.5 = 0.588,$$

ε – кут скосу потоку на ГО від крила;

$\varepsilon_{ф} = 1.5$ – кут скосу потоку на ГО від фюзеляжу;

Так як розмах ГО значно менший за розмах крила, скіс потоку від крила практично постійний за розмахом ГО і його достатньо визначити в геометричному центрі ГО за формулою:

$$\begin{aligned}
\varepsilon &= \frac{c_{y_{\delta_{20}}} S}{8\pi \sqrt{k_{20}} k_s l} \left[\frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' + z)^2 + y^2} \times \right. \\
&\times \left. \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right] = \\
&= \frac{0,18 \cdot 9,47}{8\pi \cdot 0,07 \cdot 1,09 \cdot 11,2} \left[\frac{0,5 \cdot 11,3 - 5,56}{(0,5 \cdot 11,3 - 5,56)^2 + 0,16^2} \left(1 + \frac{5,65}{\sqrt{5,65^2 + 0,16^2 + (0,5 \cdot 11,3 - 5,56)^2}} \right) + \right. \\
&+ \frac{0,5 \cdot 11,3 + 5,56}{(0,5 \cdot 11,3 + 5,56)^2 + 0,16^2} \times \\
&\times \left. \left(1 + \frac{5,65}{\sqrt{5,65^2 + 0,16^2 + (0,5 \cdot 11,3 + 5,56)^2}} \right) + \frac{5,65}{5,65^2 + 0,16^2} \left(\frac{0,5 \cdot 11,3 - 5,56}{\sqrt{5,65^2 + 0,16^2 + (0,5 \cdot 11,3 - 5,56)^2}} + \right. \right. \\
&+ \left. \left. \frac{0,5 \cdot 11,3 + 5,56}{\sqrt{5,65^2 + 0,16^2 + (0,5 \cdot 11,3 + 5,56)^2}} \right) \right] = 0,0107(0,389 \cdot 1,99) + 0,0007 \cdot 1,45 + 0,177 \cdot 0,016 + 0,9 = \\
&= 0,9124
\end{aligned}$$

де x, y, z – осереднені відстані від кінців крила до центра ГО:

$$x = l_{x_0} \cos \alpha + y_0 \sin \alpha = 5,6 \cos 7 + 0,4 \sin 7 = 5,65 ,$$

$$y = -5,6 \sin 7 + 0,4 \cos 7 = -0,16 ,$$

l_{x_0}, y_0 – відстані при нульовому куті атаки;

l – розмах крила;

l' – відстань між кінцевими вихорами:

$$l' = l \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right) k_d + d_{кр} = 11,2 \left(0,64 + \frac{0,25}{1,83} \right) 0,968 + 2,88 = 11,3 ,$$

$d_{кр} = 2,88$ – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом;

Коефіцієнт гальмування потоку $k_{20} = 0,07$

Коефіцієнт прискорення потоку від обдування гвинтом k_s дорівнює

$$k_s = 1 + k_{V_s} \cdot \overline{S_{20_s}}^{\max} \cdot B = 1 + 0,82 \cdot 0,81 \cdot 0,168 = 1,09 ,$$

$$k_{V_s} = 0,82$$

$$\overline{S_{20_s}}^{\max} = \frac{S_{20_s}^{\max}}{S_{20}} = \frac{2}{2,7} \equiv 0,741$$

де $R_g = 0,9m$ – радіус гвинта;

$$L_{20_s} = 4,8m$$

$$\Delta\varphi = 7.9^\circ$$

$$h_{z0s} / R = \frac{L_{z0s}}{R_g} \sin(\varepsilon_s - \alpha + \varphi_{\partial\varepsilon} + \Delta\varphi) = \frac{4.8}{0.9} \sin(0 - 7 + 4 + 7.9) = 0,32$$

4.2. Визначення коефіцієнту опору

Коефіцієнт опору ЛА без ГО за польоту із крейсерською швидкістю можна розраховується наступним чином:

$$c_{x\ \beta z0s} = c_{x\ \beta z0s(C_{y\ \beta z0s}=0)} + \frac{\partial c_{x\ \beta z0s}}{\partial c_{y\ \beta z0s}^2} \cdot c_{y\ \beta z0s}^2 = 0.061 + 0.019 \cdot 1.011^2 = 0.0749 ;$$

$$\text{де } c_{x\ \beta z0s(C_{y\ \beta z0s}=0)} = c_{x\ \beta z0s(C_{y\ \beta z0s}=0)} \left(1 + \overline{S_{крs}} \cdot B\right) = 0.024 \cdot (1 + 2.6 \cdot 0.52) = 0.061$$

Індуктивний опір крила з урахуванням асиметрії складно визначити аналітично. На даному етапі приймаємо алгоритм аналогічний компоновці з площиною симетрії, тобто $\frac{\partial c_{x\ \beta z0s}}{\partial c_{y\ \beta z0s}^2} = \frac{1}{\pi\lambda_{ef}} = \frac{1}{\pi \cdot 11.17} = 0.029$. Точніше визначити індуктивний опір через розподіл циркуляції за розмахом крила $\Gamma = f(\bar{z})$ [11]. В загальному вигляді ця проблема потребує подальших експериментальних досліджень.

Опір ГО з урахуванням обдування приймається рівним опору ГО без обдування $c_{x\ z0s} \approx c_{x\ z0} = 0.0176$.

$$c_x = c_{x\ \beta z0s} + c_{x\ z0} = 0.0749 + 0.0176 = 0.0925$$

4.3. Визначення коефіцієнту моменту крену

Коефіцієнт моменту крену асиметричного ЛА дорівнює сумі моментів від підйімальної та бокової сили:

$$m_x = m_{x\ Ry} + m_{x\ \beta z0s}^{\beta} + m_{x\ \beta z0s}^{\beta} + m_{x\ \beta z0s}^{\beta}$$

Коефіцієнт моменту крену від підйімальної сили (без врахування елерона та тримера-елерона $m_{x\ el}$) дорівнює сумі складових від проекції тяги $m_{x\ Py}$, поперечної сили $m_{x\ Ny}$, підйімальної сили ЛА без ГО з урахуванням

обдування $m_{x_{cy\ \delta z_0 s}}$, підйимальної сили ГО з урахуванням обдування $m_{x_{cy\ z_0 s}}$, та руля висоти (РВ) з урахуванням обдування $m_{x_{p\ \delta s}}$:

$$\begin{aligned} m_{x_{Ry}} &= m_{x_{Py}} + m_{x_{Ny}} + m_{x_{\delta z_0 s}} + m_{x_{z_0 s}} + m_{x_{p\ \delta s}} = \\ &= 0.0975 \cdot 10^{-3} + 2.48 \cdot 10^{-3} - 0,992 \cdot 10^{-3} - 3,56 \cdot 10^{-3} + 0,559 = -0.01036 \end{aligned}$$

Бокова сила створюється вертикальним оперенням (ВО) та рулем напрямку (РН):

$$\beta=0, \delta=0: m_{x_{Rz}} \approx 0$$

$$m_{x_{Rz}}^{\beta} = m_{x_{\delta z_0 s}}^{\beta} + m_{x_{p\ \delta s}}^{\beta} = -0.00122 - 0.00022 = -0.00144$$

Тобто за наявності невеликого куту ковзання поперечна стійкість літака збільшується.

Нижче наведено детальніші розрахунки зазначених аеродинамічних величин.

Коефіцієнти моменту крену від тяги та поперечної сили дорівнюють

$$m_{x_{Py}} = \sum_{i=1}^n c_{Py\ i} z_{\delta\ \delta i} / l = -2.56 \cdot 10^{-3} \cdot 0.8 / 11.2 + 2.56 \cdot 10^{-3} \cdot 1.22 / 11.2 = 0.0975 \cdot 10^{-3}$$

$$\begin{aligned} m_{x_{Ny}} &= \sum_{i=1}^n c_{Ny\ i} z_{\delta\ \delta i} / l = c_{Ny\ i} z_{\delta\ \delta 1} / l + c_{Ny\ i} z_{\delta\ \delta 2} / l = \\ &= -65.5 \cdot 10^{-3} \cdot 0.8 / 11.2 + 65.5 \cdot 10^{-3} \cdot 1.22 / 11.2 = 2.48 \cdot 10^{-3} \end{aligned}$$

де $z_{\delta\ \delta i}$ – відстані між центром мас і віссю i -го двигуна;

$$m_{x_{\delta z_0 s}} = m_{x_{\delta z_0}} + \Delta m_{x_{\delta z_0 s}} = -0,000382 - 0,71 \cdot 10^{-3} = -0,992 \cdot 10^{-3}$$

$$m_{x_{\delta z_0}} = -\frac{1}{S l} \int_{l_1}^{l_2} c_{y\ nep} (z) b(z) z dz,$$

де l_1' і l_2' – відстані від центру мас ЛА до площин симетрії мотогондоли та фюзеляжу відповідно (близькі або рівні $z_{\delta\ \delta 1}$ і $z_{\delta\ \delta 2}$).

$$c_{y\ y} = \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y\ проф} (z) b(z) dz,$$

і коефіцієнт моменту крену від підйимальної сили центроплану

$$m_{x_{y\psi}} = -\frac{1}{S l} \int_{l_1}^{l_2} c_{y \text{ проф}}(z) b(z) z dz$$

$$c_{y \text{ пер}}(z) b(z) = (c_{y \text{ бзо}} - c_{y \psi}) b_a \sqrt{1 - (2z/l)^2}.$$

Результати розрахунків коефіцієнтів моменту крену крила ЛА надалі заносимуться у таблицю 4.2

Розрахуємо коефіцієнт моменту крену ЛА без ГО від обдування кожного двигуна:

$$\Delta m_{x_{\text{бзо} s}} = \sum_{i=1}^n \Delta c_{y_{\text{бзо} s i}} z_{s i} / l = \sum_{i=1}^n c_{y_{\text{бзо}}} (S_{\text{кр} s} / S) k_i B_i (z_{s i} / l) =$$

$$= 1.024(2.6 / 9.47) 0.45 \cdot 0.168 ((0.8) / 11.2) -$$

$$- 1.024(2.6 / 9.47) 0.45 \cdot 0.168 ((1.22) / 11.2) = -0,72 \cdot 10^{-3}$$

де $z_{s i}$ – проекція на вісь oz відстані від центру площі крила, що обдувається даним гвинтом, до центру мас ЛА для літака Boomerang приймаємо $z_{s i} = z_{\text{ог} i}$.

Вплив закручування потоку за гвинтом в даній роботі не буде враховуватися, через високу ймовірну похибку пов'язану із складністю якісного розрахунку величини числовим методом, за відсутності точних геометричних параметрів лопатей гвинта, та через емпіричність формул аналітичного розрахунку.

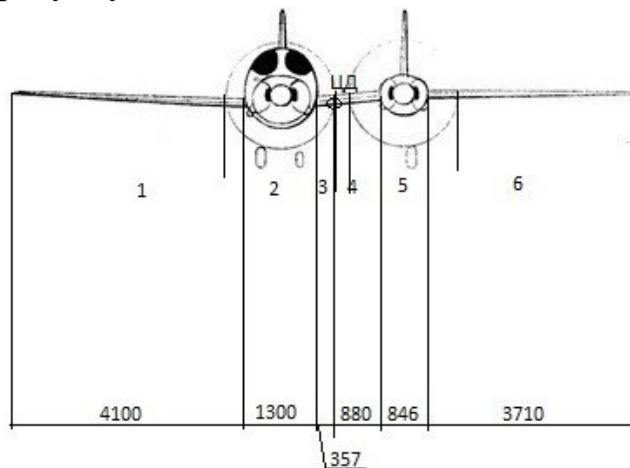


Рис 4.3 Схема поділу крила на перетини із характерними розмірами

Таблиця 4.2

Розрахунки до визначення коефіцієнту моменту крену крила

№ перет.	z, м		C_{y_i}	b_i	$m_{x_{зоi}} m_{x_{yi}}$	$C_{y_{пер}}^\alpha$
1	4,1		0,4368	0,8	-0,01008	0,070
2	1,3		0,129	0,92	-0,01161	0,021
3	0,357		0,784	0,98	-0,00375	0,125
4	-0,88		0,762	0,96	0,007496	0,122
5	-0,846		0,1064	0,9	0,009992	0,017
6	-3,71		0,465	0,78	0,009373	0,074
Σ					-0,00038	

Звідси можна заключити що поперечна рівновага вздовж крила зберігається а отримане невелике від'ємне значення може бути наслідком високоплановості лівої консолі крила на відміну від правої, а також те, що реактивний момент від правого двигуна є більшим на 2.5%.

Формули визначення коефіцієнту моменту крену для ГО набувають вигляду:

$$m_{x_{зоs}} = m_{x_{зо}} + \Delta m_{x_{зо}} = -0,00375 + 0,412 \cdot 10^{-3} = -0,00334,$$

$$m_{x_{зо}} = -\frac{1}{Sl} \int_{l_{зо1}}^{l_{зо2}} c_{y_{пер\ zo}}(z) b_{zo}(z) z dz,$$

$$c_{y_{зоs}} = c_{y_{зо}}^{\alpha_{зо}} (\alpha + \varphi_{зо} - \varepsilon_s - \varepsilon_\phi) \cdot (S_{зо} / S) \cdot k_{зо} \cdot k_s$$

$$c_{y_{зо\ y}} = \frac{1}{l_1'} \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y_{проф\ zo}}^{\alpha_{проф\ zo}}(z) b_{zo}(z) dz = \frac{1}{l_1'} \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y_{проф\ zo}}^{\alpha_{проф\ zo}}(z) (\alpha + \varphi_{зо} - \varepsilon_s - \varepsilon_\phi) b_{zo}(z) dz = 0.018,$$

$$m_{x_{зо\ y}} = -\frac{1}{Sl} \int_{l_1'}^{l_2'} c_{y_{проф\ zo}}(z) b_{zo}(z) z dz,$$

$$\text{а на консолі: } c_{y_{пер\ zo}}(z) b_{zo}(z) = (c_{y_{зо}} - c_{y_{зо\ y}}) b_{zoa} \sqrt{1 - (2z/l_{зо})^2}$$

де b_{zoa} – САХ ГО.

$$\Delta m_{x_{zo s}} = \sum_{i=1}^n \Delta c_{y_{zo s i}} z_{s i} / l = \sum_{i=1}^n c_{y_{zo}} (S_{zo s} / S) k_{B_i} (z_{zo s i} / l) = 0.192 \cdot 10^{-3},$$

Результати розрахунків коефіцієнтів моменту крену ГО ЛА надалі заносимуться у таблицю 4.3

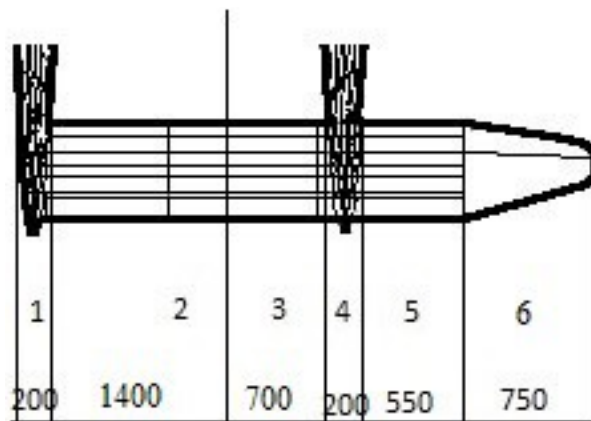


Рис 4.4 Схема поділу ГО на перетини із характерними розмірами

Таблиця 4.3

Розрахунки до визначення коефіцієнту моменту крену ГО

N перет.	z, м	b _i	$c_{y_{пер\ го}}$	$m_{x_{zo}}$
1	-0,2	0,74	0,018	0,00219
2	-1,4	0,74	0,042	0,00519
3	0,7	0,74	0,063	-0,00324
4	0,2	0,74	0,018	-0,00219
5	0,5	0,74	0,072	-0,00294
6	0,75	0,56	0,059	-0,00279
Σ				-0,00375

Відхилення руля висоти (РВ) в загальному випадку створює не лише приріст підйімальної сили та моменту тангажа, але і моменту крену $m_{x_{pв s}}$. Він визначається аналогічно моменту ГО з урахуванням ділянки РВ, що знаходиться в супутньому струмені гвинта:

$$m_{x_{pв s}} = m_{x_{pв}} + \Delta m_{x_{pв s}} = 0.498 \cdot 10^{-3} + 0.064 \cdot 10^{-3} = 0.559 \cdot 10^{-3}$$

З урахуванням можливої багатосекційності РВ одержимо:

$$m_{x_{p\delta}} = \sum_{i=1}^{n_{p\delta}} c_{y_{\delta_{p\delta i}}}^{\delta_{p\delta}} \delta_{p\delta i} k_{z_{p\delta i}} (S_{p\delta i} / S)(z_{p\delta i} / l) = 0.0225 \cdot 10 \cdot 0.93(0.52 / 9.47)(0.36 / 11.2) - 0.045 \cdot 10 \cdot 0.93(0.22 / 9.47)(1.6 / 11.2) = 0.498 \cdot 10^{-3}$$

Д $c_{z_{\delta_{p\delta}}}^{\delta_{p\delta}}$ – похідна коефіцієнта підйимальної сили за кутом відхилення

$\delta_{p\delta}$ руля висоти без урахування обдування.

Однак за $\delta_{p\delta} = 0$, значення $m_{x_{p\delta}}$ також становитиме 0.

Складова від обдування РВ струменем гвинта дорівнює:

$$\Delta m_{x_{p\delta s}} = \sum_{i=1}^{n_{p\delta s}} c_{y_{\delta_{p\delta s i}}}^{\delta_{p\delta s}} \delta_{p\delta s i} k_{z_{p\delta s i}} k_{V_{s i}} (S_{p\delta s i} / S)(z_{p\delta s i} / l) = -0.045 \cdot 10 \cdot 0.93 \cdot 1.03(0.18 / 9.47)(0.8 / 11.2) + 0.045 \cdot 10 \cdot 0.93 \cdot 1.03(0.18 / 9.47)((0.22 - 0.12) / 11.2) + 0.045 \cdot 10 \cdot 0.93 \cdot 1.03(0.22 / 9.47)(1.4 / 11.2) = -0.16 \cdot 10^{-3} + 0.018 \cdot 10^{-3} + 0.196 \cdot 10^{-3} = 0.064 \cdot 10^{-3}$$

Степінь поперечної статичної стійкості від стрілоподібності крила визначається за формулою:

$$m_{x_{\chi}^{\beta}} = -\frac{1}{2} C_{y_{\chi}} \cdot \bar{Z}_{\psi} t g_{\beta} \chi = \frac{1}{2} \cdot 1.03 \cdot 0.481 \cdot 0.425 = 0.1053,$$

де $\chi = -23^{\circ}$ - кут стрілоподібності крила, $\psi = 3^{\circ}$ - кут поперечного V.

Степінь поперечної статичної стійкості від поперечного V:

$$m_{x_{\psi}^{\beta}} = -\frac{1}{2} C_{y_{\psi}}^{\alpha} \cdot \psi \bar{Z}_{\psi} = -\frac{1}{2} \cdot 0.15 \cdot 2 \cdot 0.451 = -0.101,$$

де $Z_{\psi} = \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{1}{3} \cdot \frac{1.83 + 2}{1.83 + 1} = 0.451$ - відносна координата прикладання підйомної

сили півкрила.

$$\text{Отже, коефіцієнт } m_{x_{\chi}}^{\beta} = m_{x_{\psi}}^{\beta} + m_{x_{\chi}}^{\beta} = -0.101 + 0.1053 = 0.0043$$

Як і очікувалось, більшу долю складає коефіцієнт $m_{x_{\chi}}$, що зумовлений стрілоподібністю крила у плані. Коефіцієнт $m_{x_{\chi}}$ в нашому випадку має додатню величину, тобто зменшує статичну поперечну стійкість літака вцілому. Оскільки даний коефіцієнт напряду залежить від коефіцієнта

підйомної сили крила C_y , то за зменшення C_y або куту атаки, даний коефіцієнт також буде зменшуватись.

Ефективність вертикального оперення і руля напрямку визначається так само, як для симетричного ЛА за наявності обдування. За $\beta=4$, $\delta_{PH} = 5$

отримаємо:

$$m_{x_{BO}}^{\beta} + m_{x_{PH}}^{\beta} = c_{z_{BO}}^{\beta} (\beta + \varphi_{BO}) k_{BO} k_{BO} (S_{BO1} / S_{BO2}) (y_{BO1} + y_{BO2} / L) + c_{z_{PH}}^{\beta} \delta_{PH} k_{PH} k_{PH} (S_{PH1} / S_{PH2}) (y_{PH1} + y_{PH2} / L) =$$

$$= 0.022(8+0) \cdot 0.92 \cdot 0.6(1.9 / 9.47)(-1.5 + 0.8 / (11.2)) + 0.004 \cdot 10 \cdot 0.92 \cdot 0.6(1.9 / 9.47)(-1.5 + 0.8 / (11.2)) = -0.00052 - 0.00011 = -0.00063$$

Однак за відсутності ковзання і відхилення руля напрямку, додаткового моменту крену створюватися не буде. Отже, було розраховано степінь поперечної стійкості ВО і РН за наявності обдування від бокової сили.

$$m_{x_{BO}}^{\beta} = -0.00122$$

$$m_{x_{PH}}^{\beta} = -0.00022$$

Степінь поперечної стійкості літака від інтерференції фюзеляжа і ВО дорівнює:

$$m_{xi}^{\beta} = \frac{(k_{ikp1} h_{fkp1}^2 + k_{ikp2} h_{fkp2}^2) b_{okp} + \frac{k_{igo} (h_{fgo1}^2 + h_{fgo2}^2) b_{fgo}}{SL}}{SL} = \frac{(-1.3 \cdot 0.8^2 + -0.2 \cdot 1.4^2) \cdot 0.86}{9.47 \cdot 11.2} + \frac{-0.2(0.15^2 + 0.15^2) \cdot 0.74}{9.47 \cdot 11.2} = -0.0245 - 0.063 \cdot 10^{-3} = -0.01875$$

, де h_{fkp} - середня висота фюзеляжу в перерізі базової площини літака в межах центральної хорди крила і ГО, відповідно;

k_i : 1.2 – для низькоплана, -0.2 – середньоплана, -1.3 – для високоплана;

b_{fgo} , b_{okp} - центральна хорда го/крила відповідно.

Визначення загальної степені поперечної стійкості літака:

$$m_x^{\beta} = m_{x\psi}^{\beta} + m_{x\chi}^{\beta} + m_{x_{BO}}^{\beta} + m_{x_{PH}}^{\beta} + m_{xi}^{\beta} = -0.101 + 0.1053 - 0.00122 - 0.00022 - 0.01875 = -0.01589$$

4.4 Визначення степені шляхової стійкості при ковзанні

За малих кутів ковзання $m_y(\beta) = m_y^{\beta} \beta$, де похідна

$$m_y^{\beta} = m_{y_{BO}}^{\beta} + m_{y\Gamma}^{\beta} + m_{y_{укр}}^{\beta} = -0.00966 - 0.00127 - 0.00305 = -0.01418, \text{ де}$$

$$m_{y\theta}^{\beta} = -c_{z\theta}^{\beta} \cdot \frac{S_{\theta}}{S} \cdot \frac{L_{\theta}}{l} = -0.1224 \cdot \frac{1.8}{9.47} \cdot \frac{4.65}{11.2} = -0.00966 \text{ -ступінь шляхової стійкості від}$$

бокової сили, що діє на ВО; L_{θ} - відстань від ц. м. апарату до фокусу оперення.

$$m_{yr}^{\beta} = -c_{zr}^{\beta} \cdot \frac{S_{M1} + S_{M2}}{S} \cdot \frac{X_r}{l} = -0.037 \cdot 0.24 \cdot 0.15 = -0.00127 \text{ -визначається боковою}$$

силою корпусу; X_r - відстань від центру тиску корпусу до центру тяжіння апарату.

Визначення ступені шляхової статичної стійкості від стрілоподібності крила: $m_{y\chi}^{\beta} = 0,06 C_y^2 \text{tg} \chi - \alpha m_{x\chi}^{\beta} = 0,06 \cdot 1.03^2 \cdot 0.425 - 7 \cdot 0.0043 = -0.00305$

Висновки по розділу. В даному розділі було проведено розрахунки АХ літального апарату на базі літака Rutan Boomerang. За результатами розрахунків було визначено коефіцієнт опору ЛА за польоту із крейсерською швидкістю $c_x = 0.0925$ та коефіцієнт підйимальної сили $c_y = 1.03$, коефіцієнти результуючих повздовжніх сил, що діють на ЛА, можуть бути записані у вигляді: $c_{Ry} = 1.1034$, $c_{Rx} = -0.0023$, а також коефіцієнт моменту крену $m_x = -0.009815$. Отже за відсутності куту ковзання і кутів відхилення поверхонь керування літак буде намагатися повернути праве півкрило угору. Отже розраховані аеродинамічні коефіцієнти відповідають аеродинамічним вимогам задля забезпечення польоту даного літака на крейсерській швидкості, а сам літальний апарат можна вважати статично стійким.

Також було визначено ступінь шляхової стійкості при ковзанні $m_y^{\beta} = -0.01418$, що є на 10-15% меншим за ступінь поперечної стійкості літака при ковзанні $m_x^{\beta} = -0.01589$. Таким чином за невеликих кутів ковзання літак не матиме черезмірної поперечної або шляхової стійкості, що не викликатиме коливальних збуджень по типу голандського ролу або спіральних рухів.

5. Розрахунок АХ моделі асиметричного ЛА числовим методом

Розрахунок числовим методом було проведено за допомогою програмного забезпечення «ANSYS» методом скінчених об'ємів (МСО).

Метод скінчених об'ємів (МСО) — це чисельний метод інтегрування систем диференціальних рівнянь з частинними похідними. Аналогічно до методів скінчених різниць і скінчених елементів, використовується сітка. Під скінченим об'ємом мається на увазі невеликий об'єм навколо кожної вузлової точки сітки. У цьому методі інтеграли об'єму, які містять вирази з дивергенцією, перетворюються у поверхневі інтеграли за допомогою формули Остроградського. Потім ці вирази оцінюються як поверхневі потоки кожного скінченного об'єму. Оскільки потік, який входить у даний об'єм, є ідентичним до потоку, який виходить із суміжного об'єму, то ці методи є консервативними.

Процес розрахунку числовим методом можна умовно поділити на декілька етапів:

1) Побудова геометрії

Для літака Rutan Boomerang у інтерфейсі DesignModeler програмного забезпечення «ANSYS» було побудовано 3-д геометрію (Рис 5.1) за наступними геометричними характеристиками (Таблиця 5.1):

Таблиця 5.1

Розмах крила, м	11.12
Довжина, м	9.36
Висота, м	2.1
Площа крила, м ²	9.47
Діаметр фюз., м	1.4
Діаметр мотогондоли, м	0.8
Кут стрілоподібності χ	-23
Кут поперечного V ψ	3
Середня хорда крила, м	0.88

Також було розділено поверхні на детальніші для більш якісного задання граничних умов для кожної ділянки крила на етапі побудови сітки.

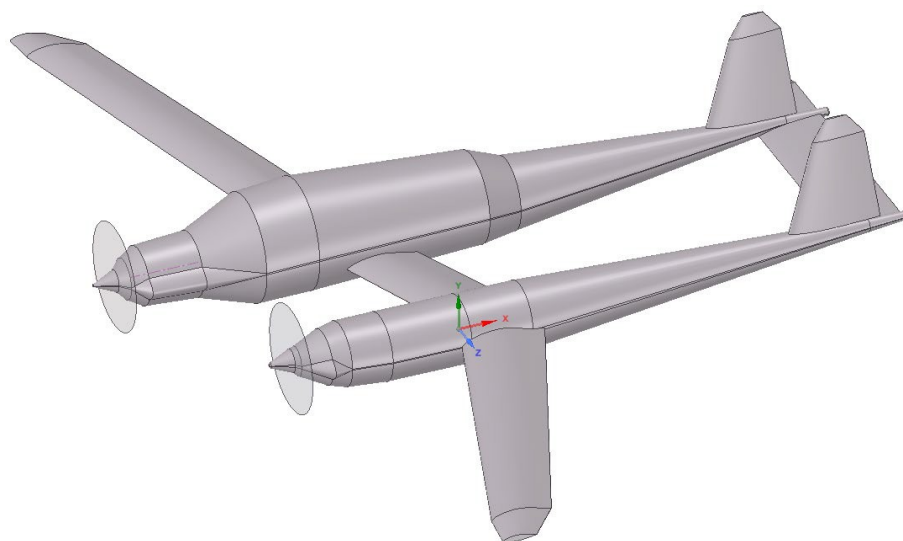


Рис 5.1 3-D модель літака Rutan Bommerang

2) Побудова сітки

За допомогою інтерфейсу Design Modeler було побудовано розрахункову область необхідних розмірів навколо літака (рис 5.2). Потім у внтерфейсі Mesh було задано параметри сітки розрахункової області та за допомогою функції sizing кожної із областей літака індивідуально (Рис 5.3). Після задачі необхідних параметрів, програма автоматично будує сітку літака і розрахункової області. Наприкінці задаються вхідна і вихідна площини побудованої сітки (Рис. 5.4)

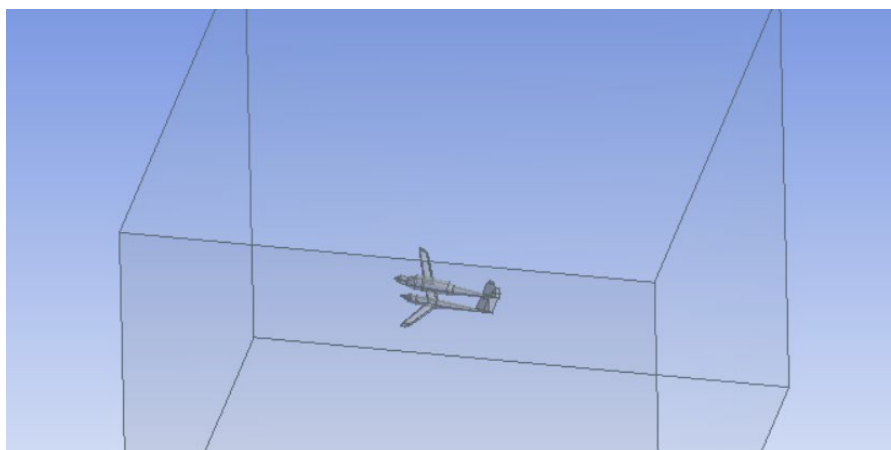


Рис 5.2 Розрахункова область навколо літака

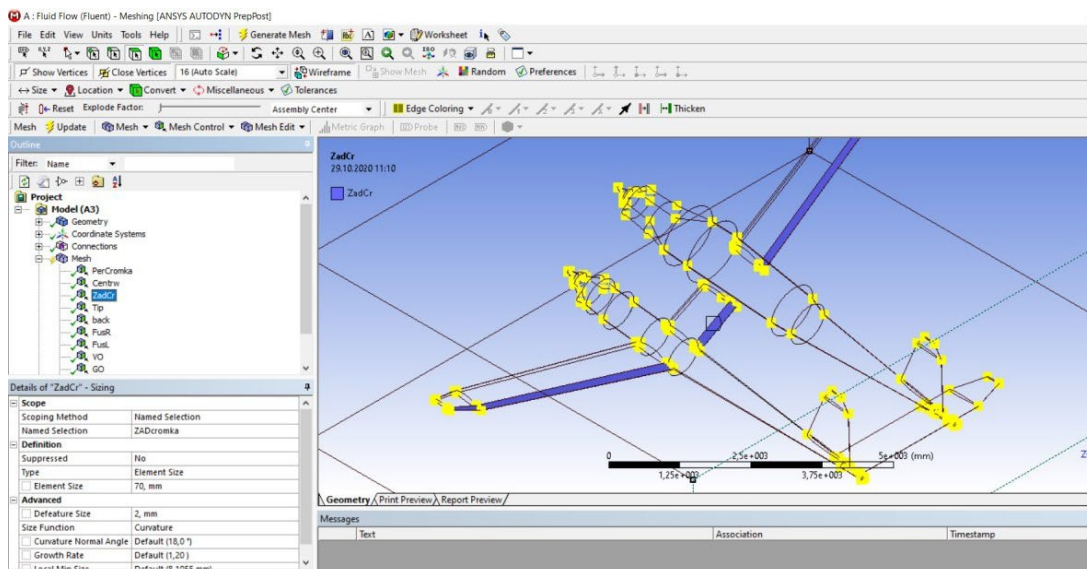


Рис 5.3 Визначення параметрів побудови сітки для елементів

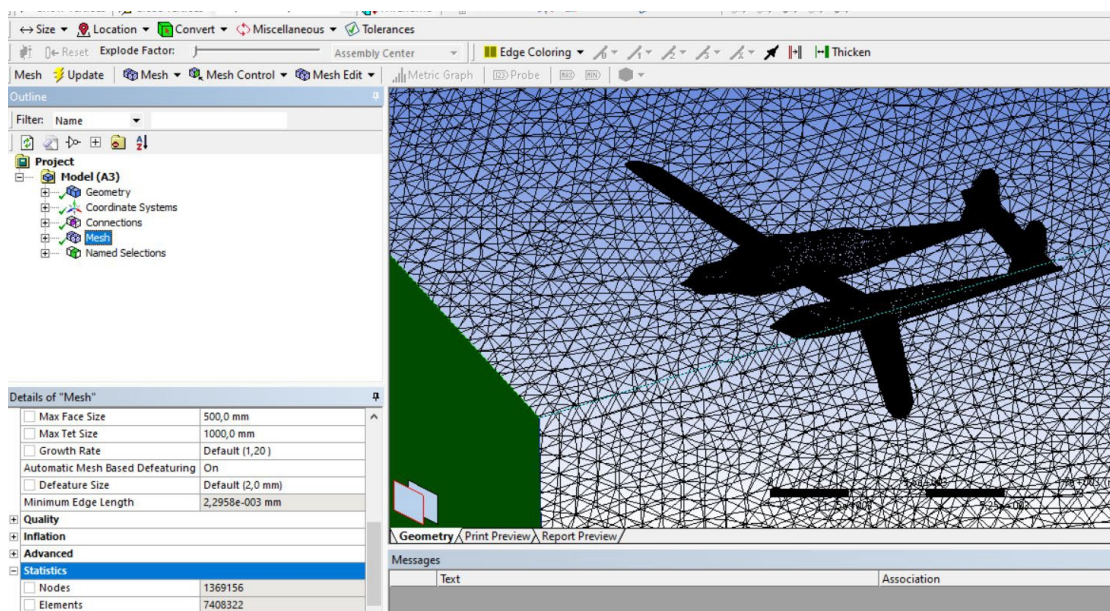


Рис 5.4 Огляд побудованої сітки літака

3) Задання початкових параметрів і методу розрахунку

Після перевірки сітки на якість, було задано вхідну площину і швидкість повітряного потоку у 130 м/с. Потім обрано метод розрахунку – k - ϵ , часто застосовний для аеродинамічних розрахунків за врахування турбулентності потоку, ввімкнено врахування енергії, задано необхідні розраховні параметри у References Values, визначено величину загального тиску у 92 кПа, що відповідає польоту на крейсерському режимі за висоти у 1.5 км. Далі було визначено необхідні для розрахунку величини і вхідні параметри для їх розрахунку: коефіцієнт підйомної сили c_y , коефіцієнт лобового опору c_x , коефіцієнти моментів кручення m_x , тангажу m_z і ристання

m_y . Після успішного проведення ініціалізації, було, власне, розпочато і сам розрахунок за кількості ітерацій $N=500$.

4) Отримання результатів розрахунку

За результатами розрахунку визначено коефіцієнт підйомної сили c_y , коефіцієнт лобового опору c_x , коефіцієнти моментів кручення m_x , тангажу m_z і ролування m_y (Рис 5.5). А також розглянуто розподіл загального тиску по поверхні літального апарату (Рис 5.6), крила, хвостового оперення (Рис 5.7) і розподіл тиску в області перерізу крила літака (Рис 5.8)

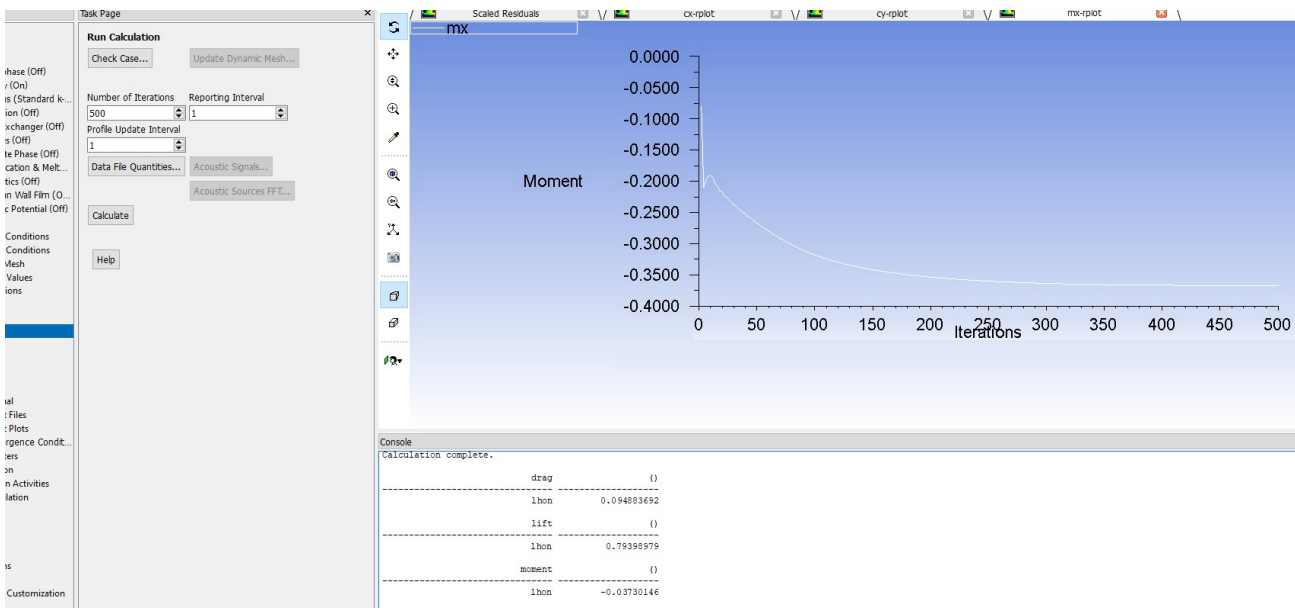


Рис 5.5 Отримання результатів розрахунку

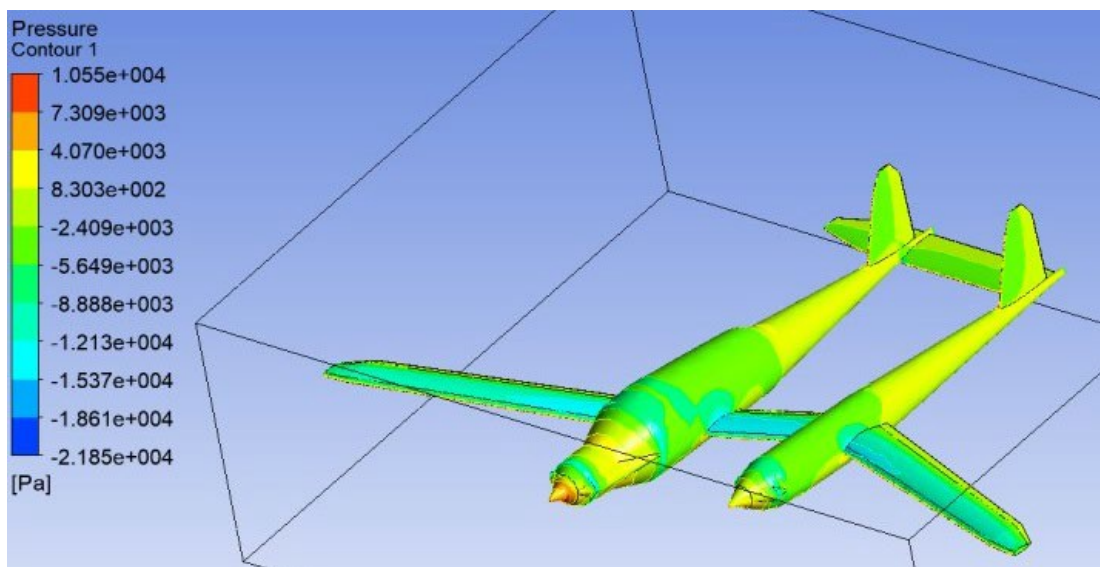


Рис 5.6 Розподіл загального тиску по поверхні літального апарату

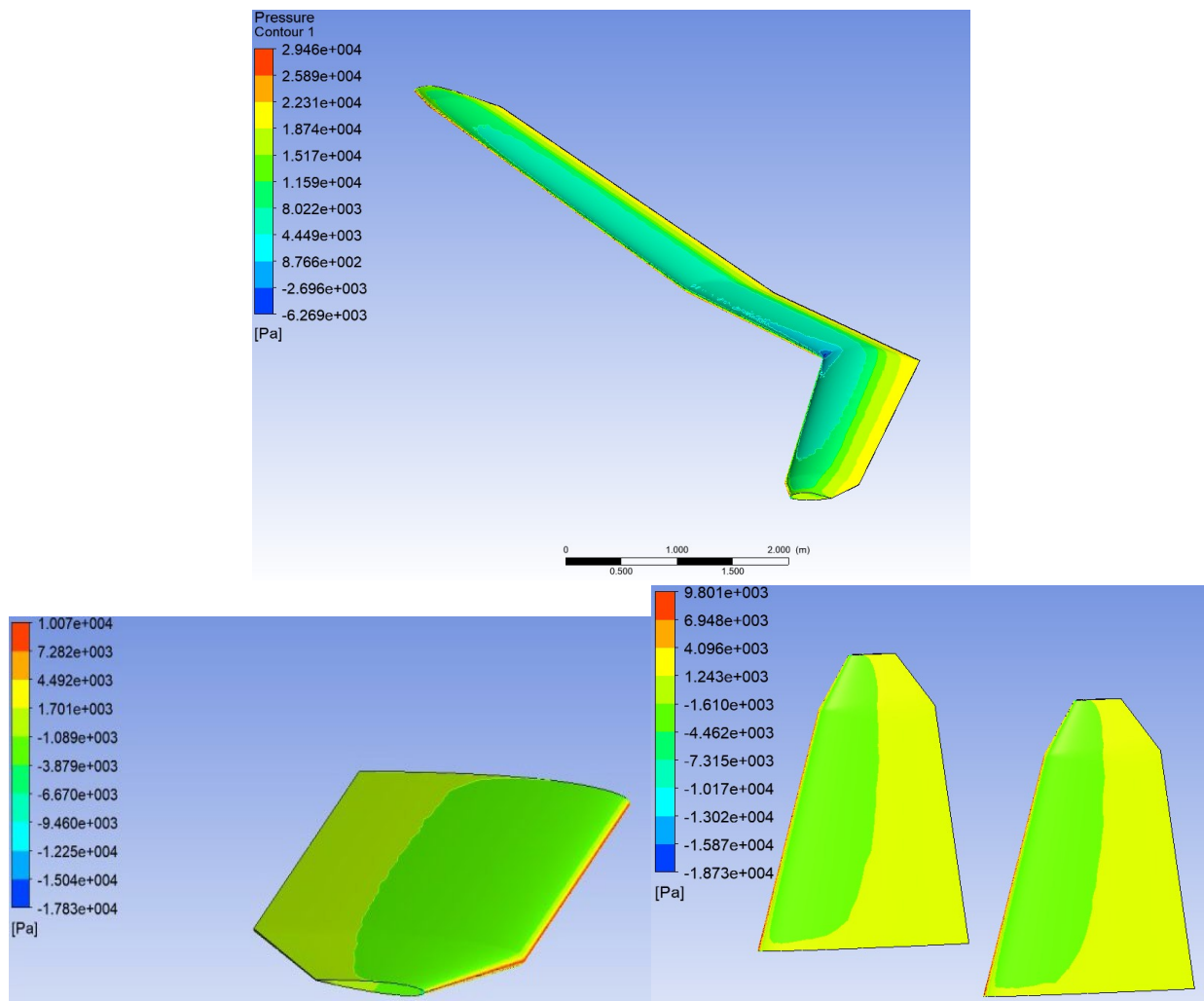


Рис 5.7 Розподіл загального тиску по поверхні крила, ГО і ВО



Рис 5.8 Розподіл тиску в області перерізу крила літака

5) Повторний індивідуальний розрахунок для крила і ГО

Після проведення аеродинамічного розрахунку літака в цілому було проведено перевірочні більш детальні розрахунки крила (Рис 5.9) і ГО (Рис.5.10) індивідуально від апарата в цілому

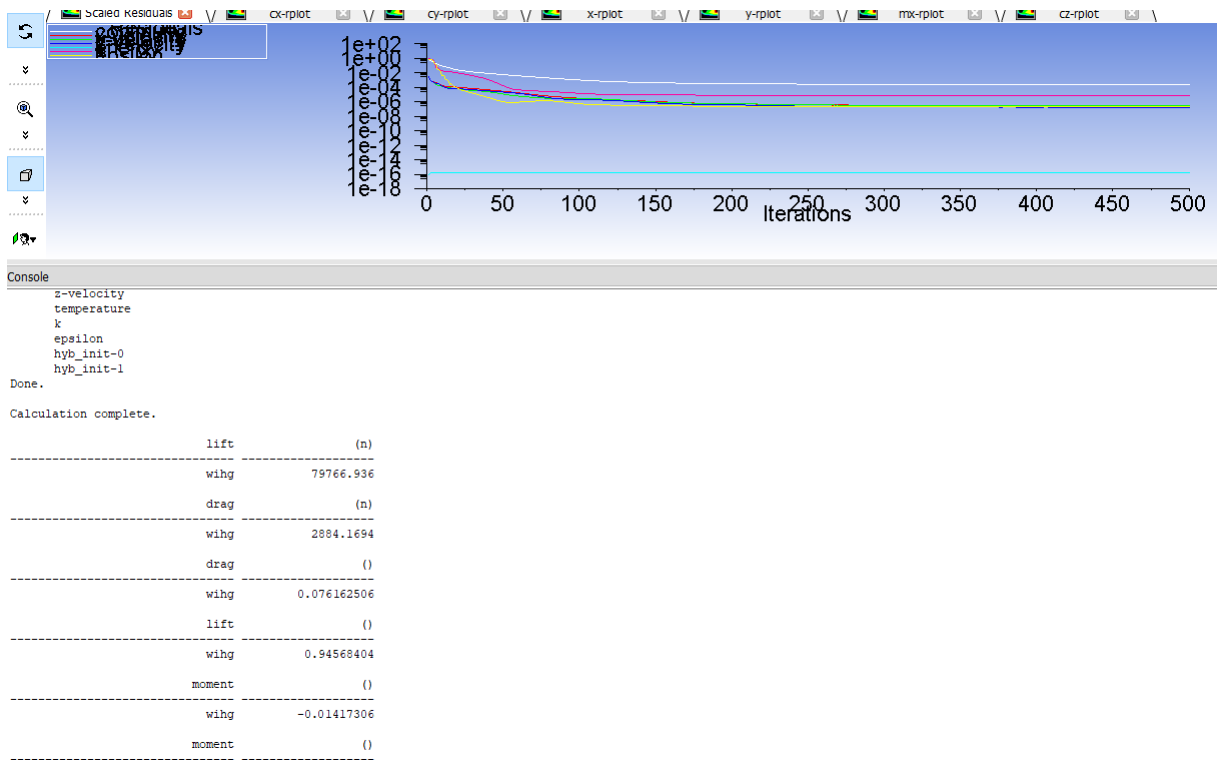


Рис 5.9 Результати аеродинамічного розрахунку крила

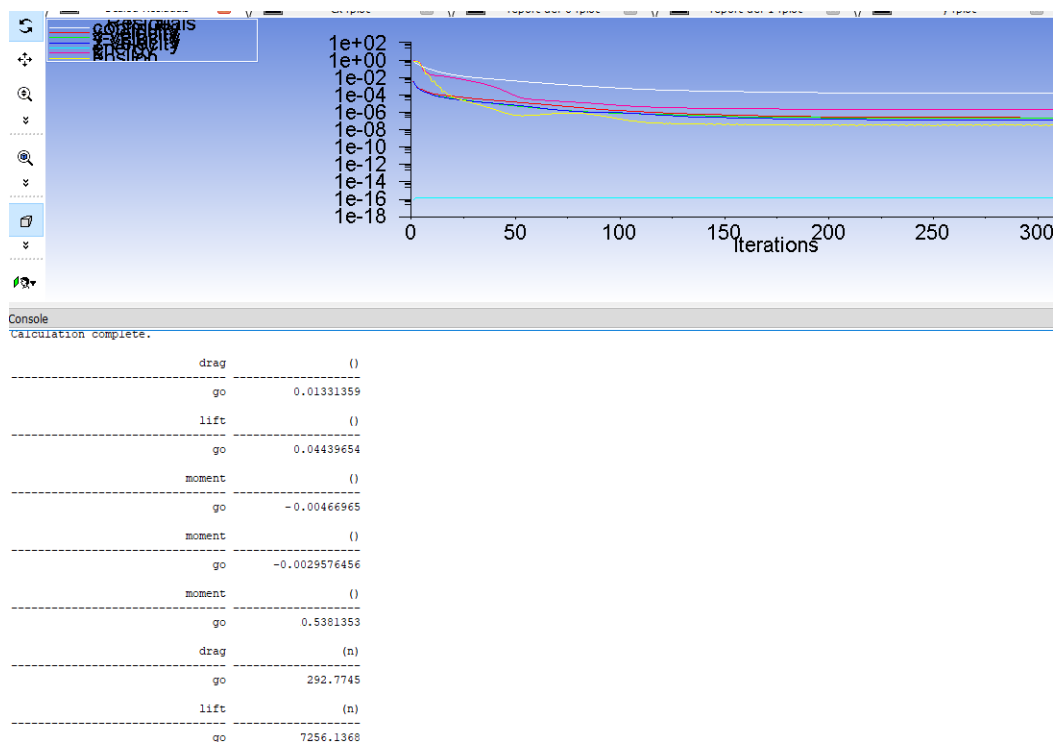


Рис 5.10 Результати аеродинамічного розрахунку ГО

б) Розрахунок за куту ковзання $\beta = 4^\circ$

Усі вище зазначені розрахунки було продубльовано за режиму польоту літака із кутом ковзання $\beta = 4^\circ$ (Рис 5.11).

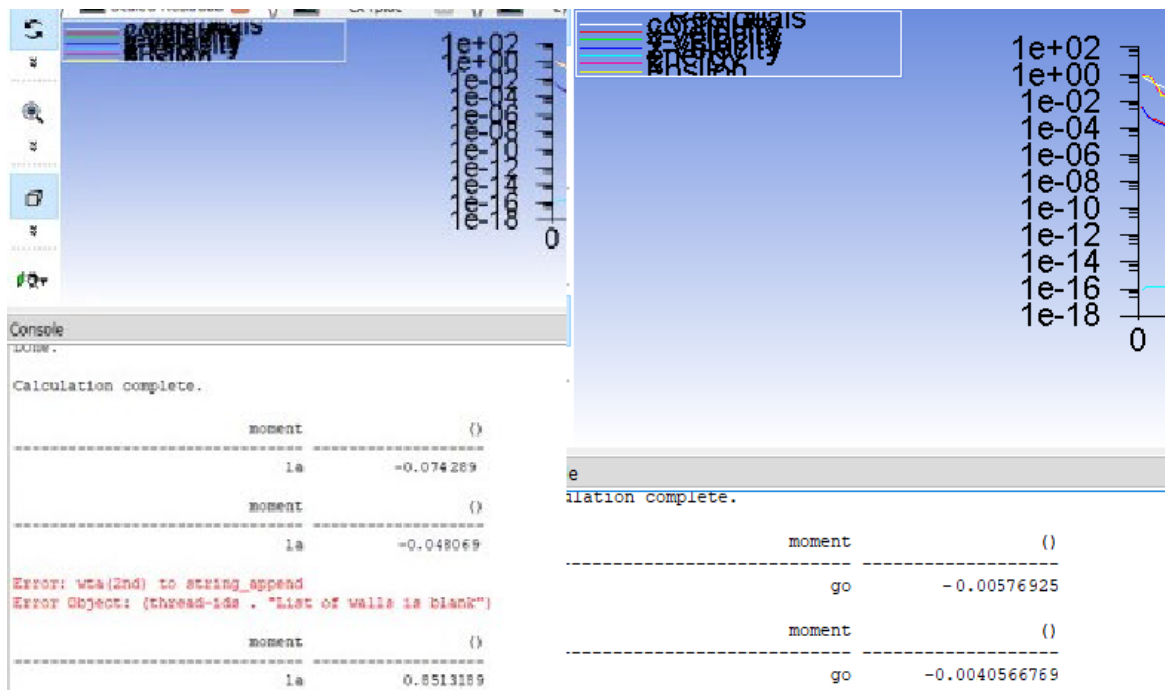
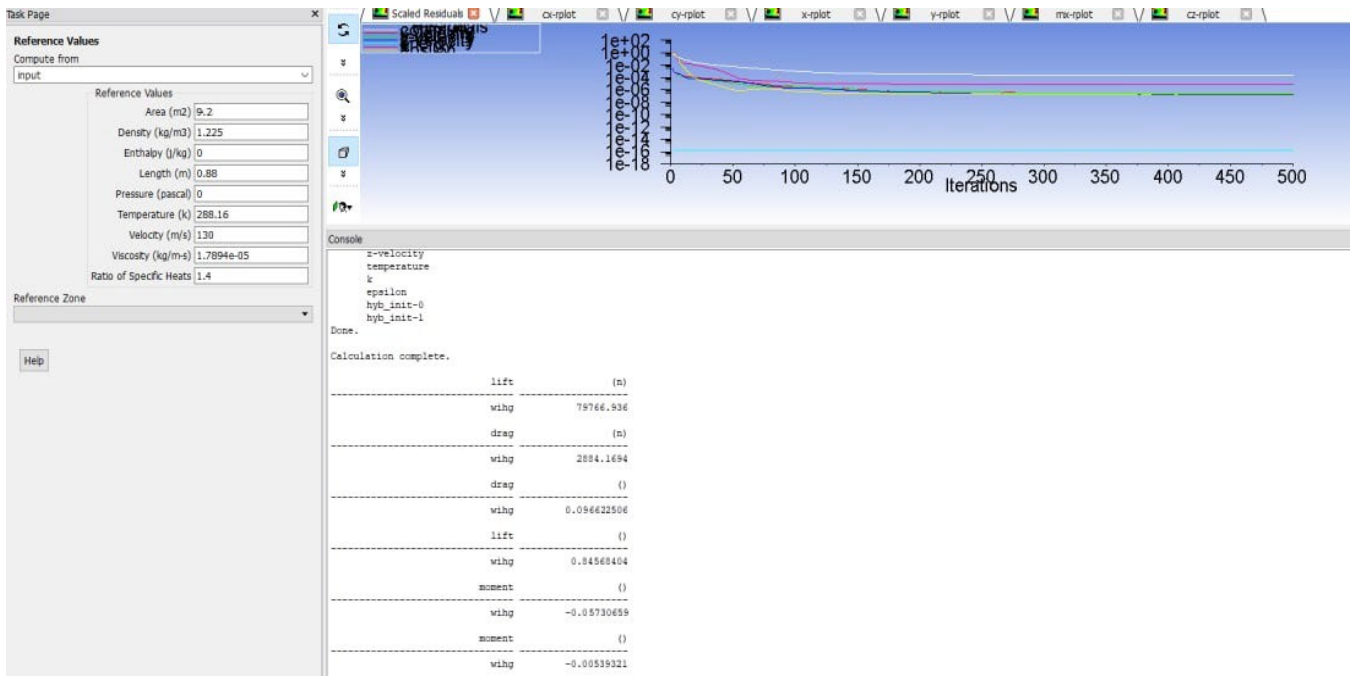


Рис 5.11 Результати розрахунку за польоту із ковзанням (крила, ЛА і ГО)

Отже за результатами числового аеродинамічного розрахунку літака було визначено його основні аеродинамічні характеристики (Таблиця 5.1)

Таблиця 5.1

Результати числового розрахунку основні аеродинамічних характеристик ЛА

	ЛА		Крило		ГО	
	$\beta = 0^\circ$	$\beta = 4^\circ$	$\beta = 0^\circ$	$\beta = 4^\circ$	$\beta = 0^\circ$	$\beta = 4^\circ$
c_x	0,0948	0,0965	0,0761	0,0766	0,01331	0,00867
c_y	0,694	0,696	0,945	0,945	0,0443	0,0955
m_x	-0,0373	-0,0943	-0,0573	-0,0743	-0,00467	-0,00577
m_y	0,0068	-0,0481	0,0138	-0,00539	-0,00296	-0,00406

Висновки по розділу:

В результаті проведення аеродинамічного розрахунку заданого літака за допомогою програмного забезпечення Ansys (Fluent) методом скінчених об'ємів було визначено основні аеродинамічні характеристики як для самого літального апарату так і його окремих агрегатів (крила і горизонтального оперення). Також було проведено аналогічний аеродинамічний розрахунок за наявності невеликого куту ковзання $\beta = 4^\circ$, задля подальшого порівняння отриманих результатів числовим методом із результатами впливаючими із величини степені поперечної і шдяхової стійкості розрахованих за розробленою аналітичною методикою. За результатами розрахунків можна зробити висновки, що за збільшення куту ковзання β , поперечна і шляхова стійкості літака мають тенденцію на збільшення.

За результатами розрахунків також було побудовано картину розподілення загального тиску по поверхні літака і його агрегатів. По ній можна зробити висновок про концентрації зони низького тиску у зоні внутрішньої частини крила, з якої ймовірно і буде починатися відрив потоку на крилі.

6. Порівняння результатів, отриманих різними методами

Задля порівняння результатів аеродинамічних розрахунків проведених різними способами створені порівняльна таблиця розрахованих коефіцієнта підйомної сили c_y , коефіцієнта лобового опору c_x , коефіцієнтів моменту кручення m_x , тангажу m_z і ристання m_y , а також таблиця результатів розрахунку коефіцієнтів моменту кручення m_x і ристання m_y за наявності куту ковзання $\beta = 4^\circ$.

Розраховані аеродинамічні характеристики за обома методами за відсутності куту ковзання.

Таблиця 6.1

$\beta = 0^\circ$	ЛА		Крило		ГО	
	Аналіт. метод	Числовий метод	Аналіт. метод	Числовий метод	Аналіт. метод	Числовий метод
c_x	0,0925	0,0948	0,0749	0,0766	0,0176	0,01331
c_y	1.03	0,794	1,006	0,945	0,024	0,0443
m_x	-0,01036	-0,0373	$-0,992 \cdot 10^{-3}$	-0,0573	-0,00334	-0,00467
m_y	-	0,0068	-	0,0138	-	-0,00296

Задля порівняння результатів аеродинамічного розрахунку за наявності куту ковзання β , буде проведено порівняння добутку степеней поперечної і шляхової стійкості на кут ковзання $\beta = 4^\circ$, розрахованих аналітичною методикою із різницею коефіцієнтів моменту кручення m_x та ристання m_y за відсутності ковзання із значеннями цих ож коефіцієнтів за наявності кута ковзання β , розрахованих числовим методом. Результати розрахунків занесено у таблицю 6.2.

- 1) Визначення зміни значень аеродинамічних величин за $\beta = 4^\circ$ для розрахунків за аналітичною методикою:

$$\Delta m_x = m_x^\beta \cdot \beta = -0,01589 \cdot 4 = -0,06356$$

$$\Delta m_y = m_y^\beta \cdot \beta = -0,01418 \cdot 4 = -0,05672$$

Результати аналогічних розрахунків проведених для крила і ГО занесені до таблиці 6.2.

2) Визначення зміни значень аеродинамічних величин за $\beta = 4^\circ$ для розрахунків за числовим методом:

$$\Delta m_x = m_{x\beta=4} - m_{x\beta=0} = -0,0743 + 0,0373 = -0,037$$

$$\Delta m_y = m_{y\beta=4} - m_{y\beta=0} = -0,0481 - 0,0068 = -0,0549$$

Результати аналогічних розрахунків проведених для крила і ГО занесені до таблиці 6.2.

Таблиця 6.2

Порівняння результатів за наявності ковзання

$\beta = 4^\circ$	ЛА		Крило		ГО	
	Аналіт. метод	Числовий метод	Аналіт. метод	Числовий метод	Аналіт. метод	Числовий метод
Δm_x	-0,06356	-0,057	-0,0172	-0,017	-0,00025	-0,0011
Δm_y	-0,05672	-0,0549	-0,0122	-0,0191	-	-0,0011

Отже, за побудованими таблицями можна побачити, що результати розрахунків за відсутності куту ковзання істотно різняться тільки для величин коефіцієнта підйомної сили c_y літака (величина розрахована числовим методом менша за очікувану аналітичним методом розрахунку майже на 20%), та коефіцієнтів моменту крену (головним чином для крила). При чому відмінність порівнюваних величин для першого випадку можна пояснити тим, що при розрахунку числовим методом не було враховано прискорення потоку за гвинтом, а також певною неточністю геометричною побудови агрегатів літака, через відсутність детальних геометричних параметрів заданого літака у відкритому доступі. Саме недосконалою відповідністю геометричних пропорцій літака можна, скоріш за все, пояснити істотну відмінність за порівняння коефіцієнтів крутного моменту крила літака, які за стану польоту без ковзання не мають мати великих значень. Однак наявність певного крутного моменту на крилі в даному випадку можна пояснити, як задум задля

балансування реактивного моменту правого двигуна, потужність якого на 5% вище за лівий і відмінністю аеродинамічних схем розташування крила на фюзеляжі і мотогондолі. В першому випадку можна побачити схему середньоплана у другому – високоплан, при чому високопланові схеми мають дещо кращу поперечну стійкість ($\Delta m_x \approx 0,0005$).

В той самий час порівняння результатів розрахунків за наявності ковзання мають оптимістичніший характер: за відсутності істотних відмінностей у чисельних параметрах результатів, простежується однакова тенденція покращення поперечної і продольної стійкостей літака за ковзання із кутом $\beta = 4^\circ$.

Висновки по розділу:

За результатом порівняння аеродинамічних розрахунків літального апарату асиметричного компонування отриманих за розрахунками аналітичною і числовою методикою, було визнано, що розроблена методика аеродинамічного розрахунку є прийнятною, однак потребує доробок, а саме: врахування геометрії лопатей двигуна, врахування розташування крила по висоті фюзеляжа, тощо. Найістотніші відмінності у порівнянні результатів розрахунків полягають у неточності побудови аеродинамічного обрису поверхонь агрегатів літака, через відсутність детальних геометричних параметрів заданого літака у відкритому доступі, а також через певні спрощення геометрії літака задля полегшення розрахунку за числовим методом.

7. Видача рекомендацій щодо проектування ЛА асиметричного компонування

Не дивлячись на переваги перед ЛА «класичних» схем, літаки асиметричного компонування (ЛАК) мають дуже низьку поширеність у сучасній авіапромисловості. ЛАК за відповідної ціни виробництва і масових характеристик мають дещо кращі за симетричні ЛА аеродинамічні характеристики, хоча і гіршу керованість на швидкостях більше за 1.4-1.6 М. Також, використання літальних апаратів асиметричного компонування може вирішити такі технологічні проблеми, як спрощення шарнірної ув'язки консолей крила із фюзеляжем, покращення оглядової здатності пілота на одномоторних літаках, досягнення більш ефективного балансування літального апарату за наявності вимушених конструкційних видозмін, продиктованих вимогами технологічності тощо.

Під час проектування ЛАК, необхідно враховувати також і основні аксіоми проектування ЛА «класичних схем».

Стійкість навколо поздовжньої осі, що проходить від носа ЛА до хвоста, називається поперечною стійкістю. Вона допомагає стабілізувати поперечне положення ЛА («ефект крену»), коли одна консоль крила виявляється нижче, ніж інша, розташована на протилежному боці ЛА. Поперечно стійким ЛА роблять чотири основних конструктивних фактора: поперечне V крила, пряма стрілоподібність крила, кільовий ефект і розподіл ваги.

Найбільш поширений шлях забезпечення поперечної стійкості - це розташувати крила під кутом в 1-3% вище перпендикуляра до поздовжньої осі. Крило на обох сторонах фюзеляжу прикріплюється до нього так, що формує V-подібний силует або кут, званий «поперечним V крила». Величина кута поперечного V визначається кутом між напівкрилом і лінією, паралельної поперечної осі.

Стійкість навколо поздовжньої осі, що проходить від носа ЛА до хвоста, називається поперечною стійкістю. Вона допомагає стабілізувати поперечне положення ЛА («ефект крену»), коли одна консоль крила виявляється нижче,

ніж інша, розташована на протилежному боці ЛА. Поперечно стійким ЛА роблять чотири основних конструктивних фактора: поперечне V крила, пряма стрілоподібність крила, кильовий ефект і розподіл ваги.

Найбільш поширений шлях забезпечення поперечної стійкості - це розташувати крила під кутом в 1-3% вище перпендикуляра до поздовжньої осі. Крило на обох сторонах фюзеляжу прикріплюється до нього так, що формує V-подібний силует або кут, званий «поперечним V крила». Величина кута поперечного V визначається кутом між напівкрилом і лінією, паралельною поперечної осі.

Поперечний V впливає на рівновагу підйомних сил, створюваних кутом атаки(КА) крила по обидва боки поздовжньої осі ЛА. Якщо різкий порив вітру змушує одне крило піднятися, а інше опуститися, літак входить в крен. Коли ЛА входить в крен без повороту, виникає тенденція до ковзання на крило (поперечному переміщенню вниз в напрямку опущеного напівкрила) [11]. Оскільки крило володіє поперечним V, повітряний потік вдаряє в опущене крило під набагато більшим КА, ніж у підняте напівкрило (Рис 7.1). Завдяки збільшенню КА, опущене напівкрило створює більшу підйомну силу, ніж підняте напівкрило. Різниця в величині підйомних сил змушує опущене напівкрило підніматися. По мірі наближення крила до горизонтального положення, КА обох консолей крила знову зрівнюється, і в результаті схильність до крену слабшає. Отже, сенс поперечного V в тому, що при ковзанні на крило воно створює протидіючий крен, який повертає ЛА в поперечно врівноважене положення.

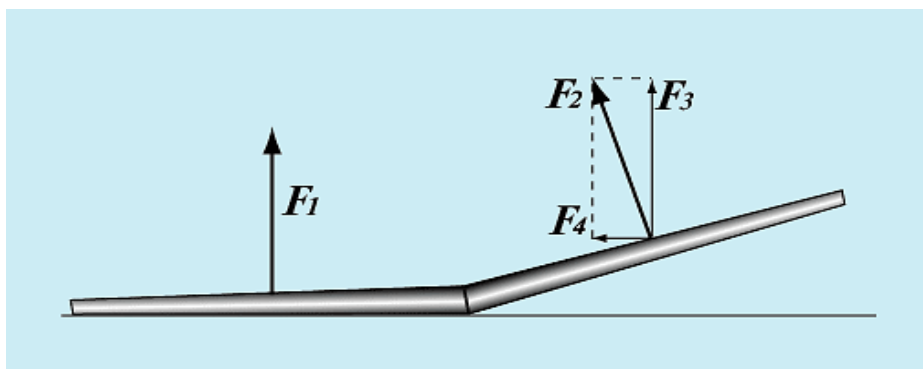


Рис 7.1 Схема сил на крилі із поперечним V під час крену

Відновлююча сила може змусити опущене напівкрило піднятися дуже високо, при цьому протилежне напівкрило опуститься нижче горизонталі. Якщо це відбудеться, процес повториться, затухаючи з кожним коливанням, поки не буде досягнуто стан рівноважного польоту без крену.

З іншого боку, надмірний кут поперечного V може справити негативний вплив на здатність ЛА до поперечного маневрування. ЛА може виявитися настільки поперечно стійким, що це буде перешкоджати навмисному входу в крен. З цієї причини, ЛА, конструкція яких передбачає високу поперечну маневроспособність, зазвичай мають менший кут поперечного V .

Стрілоподібність, на додаток до поперечного V , також збільшує підйомну силу, що виникає при відхиленні крила від горизонтального положення.

Крило зі стрілоподібністю - це таке крило, передня кромка якого скошена назад. Коли під зовнішнім впливом ЛА із стрілоподібністю починає ковзати на крило, передня кромка опущеного крила виявляється розташованою під прямим кутом до набігаючого повітряного потоку. В результаті діюча на опущене напівкрило підйомна сила зростає, воно піднімається, і ЛА відновлює своє початкове положення в повітрі.

Стрілоподібність крила також впливає на курсову стійкість. Коли турбулентність або рух керма напряму змушують ЛА відхилитися від курсу (рискати), наприклад, вліво, то фактична довжина передньої кромки, що піддається впливу відносно повітряного потоку, обох напівкрил починає відрізнятися - у правого напівкрила вона стає більше, ніж у лівого. Повітряна швидкість правого напівкрила зростає, і воно починає отримувати більший лобовий опір, ніж ліве. Цей додатковий опір штовхає праве напівкрило назад, повертаючи ЛА на його оригінальний курс.

ЛА завжди прагне повернути свою поздовжню вісь у напрямку набігаючого потоку. Цей «ефект флюгера», аналогічний поведінці кіля морського судна, стабілізує положення ЛА відносно поздовжньої осі. Коли під

зовнішнім впливом одне напівкрило ЛА опускається, фюзеляж діє подібно маятнику, повертаючи ЛА в початкове положення.

Поперечно стійкий ЛА проектується таким чином, щоб основна частина кіля знаходилася вище і позаду ЦТ. У цьому випадку, при ковзанні на крило поєднання ваги ЛА і тиску повітряного потоку на верхню частину кіля (обидві сили прикладені до ЦТ) створюють зворотний крен, який повертає ЛА в початкове положення [12].

Щоб зменшити згинаючий момент, що виникає через дію на крило підйомної сили, можна надати крилу деякого звуження зменшивши хорду на закінцівках крила. При наданні крилу стрілоподібності, змінюється характер обтікання і потік набуває швидкості спрямованної від кореневої до кінцевої хорди, як показано на (рис 7.2)

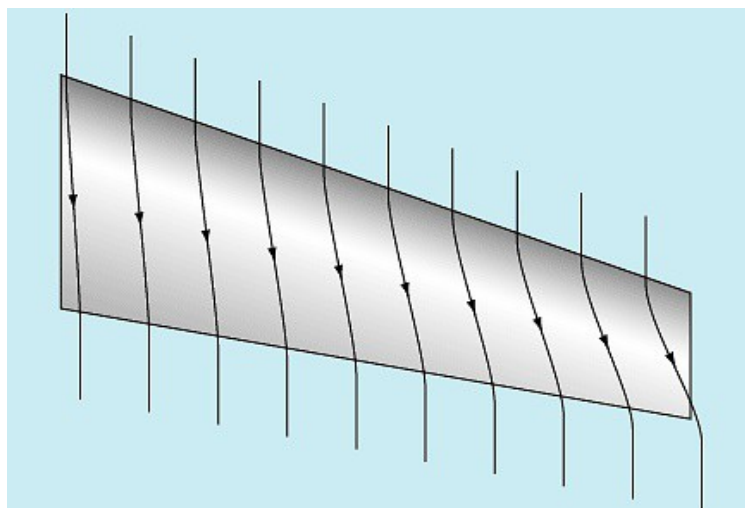


Рис 7.2 Зміна напрямку обтікання через стрілоподібність крила

При цьому напрямок швидкості потоку посилює ефект утворення кінцевого вихору, що додатково знижує аеродинамічну якість крила. У разі негативної (зворотної) стрілоподібності, навпаки, скіс потоку знижує кінцевий ефект і підвищує якість крила.

Висновки до розділу: В даному розділі були вказані основні рекомендації до проектування літальних апаратів асиметричного компонування. За проектування ЛАК, необхідно спиратись на загальнозастосовні методи проектування літаків «класичних схем», але з врахування індивідуальних особливостей ЛАК таким чином, щоб зазначені

особливості використовувалися, за можливості, для спрощення технологічної і аеродинамічної складової літака і не заважали роботі інших агрегатів літака і стійкості ЛА в цілому.

8. Розробка стартап-проєкту

8.1 Опис ідеї проєкту

Відповідно до досліджуваної у темі проблемі складності проєктування ЛА асиметричного компонування розроблений стартап-проєкт має назву “Серійне виробництво літального апарату асиметричного компонування за розроблено методикою”. У розділі викладені основні економічні та функціональні характеристики майбутнього проєкту.

Зміст ідеї проєкту, його можливі напрямки застосування, його основні вигоди, що може отримати користувач товару та його відмінності від існуючих аналогів наведено у таблиці 8.1.

Таблиця 8.1

Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розпочаток серійного виробництва літального апарату асиметричного компонування спроектованого за допомогою розробленої методики аеродинамічного розрахунку	1. Туризм	Заінтересованість незвичним виглядом літака
	2. Сільське господарство	Можливість використовувати апарат для здобрення землі
	3. Приватні рейси	Комфортний розмір пасажирського відсіку та невисокі показники шуму
	4. Пасажирські перевезення	Місткість салону до 6 пасажирів із гарними умовами обзору і комфортного розміщення у салоні

На даний момент літальні апарати асиметричного компоновання не мають широкого застосування у зазначених напрямках застосування перш за все, саме через складність проектування літаків даної аеродинамічної схеми. Однак конкуренцію розроблюваному проєкту складатимуть окрім відомих літальних апаратів асиметричної аеродинамічної схеми (Rutan Boomerang, Rutan ARES також відомі аналоги із звичним аеродинамічним компонованням, наприклад гегемон свого класу Cessna 177. Задля конкуренції з якими, необхідно забезпечити по-перше конкурентні льотні характеристики, що можна забезпечити здійснюючи проектування літаку за допомогою розробленої методики аеродинамічного розрахунку, та гідну цінову політику, яка буде забезпечена шляхом застосування при виробництві нових конструкційних матеріалів, залучення дешевшої робочої сили, та зменшеної вартості проектування літака, пов'язаної із спрощеною методикою розрахунку. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту представлено у таблиці 8.2.

Таблиця 8.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту

№ п/п	Техніко економічні характеристики ідеї	Мій проєкт	Cesna 177	Rutan ARES	Rutan Boomerang
1	Собівартість	S	W	W	N
2	Безпечність польоту	S	N	N	S
3	Зовнішня привабливість	S	N	S	S
5	Технологічність виробництва	W	N	W	W
6	Функціональність	S	S	N	S

Отже, сильними сторонами проекту є низька собівартість, зовнішня привабливість та безпечність польоту. Слабкою стороною є відсутність складності технології виробництва. Однак зважаючи на більшу кількість сильних сторін за слабкі у порівнянні з аналогами, даний проект може з ними конкурувати

8.2 Технологічний аудит проекту

Задля визначення технологічної здійсненності проекту проведено аналіз забезпеченості технологічності виробництва задля забезпечення функціонування проекту. Зазначений аналіз наведено в таблиці 8.3

Таблиця 8.3

Технологічний аудит проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Проектування геометрії ЛА	Методичні вказівки до методики проектування	+	Необхідна методика аеродинамічного розрахунку
2	Виготовлення агрегатів із композитних матеріалів	Спеціальні матриці, матеріали та приміщення	+	Необхідна покупка матеріалів та оренда приміщення
3	Створення технологічної документації	Спеціальне програмне забезпечення	+	Доступні програми для безкоштовного використання
4	Льотні випробовування	Виготовлення моделей. Аеродинамічна труба	+	Здатність проведення випробовувань у аеродинамічній трубі і забезпеченість необхідними матеріалами

За таблицею видно, що технологічна реалізація проєкту є можливою за умови забезпечення проєкту з точки зору фінансової складової.

8.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

На даному етапі проведено визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проєкту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проєкту, дозволяють спланувати напрями розвитку проєкту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних споживачів (клієнтів) та пропозицій проєктив-конкурентів.

У таблиці 8.4 підсумовано аналіз попиту: наявність попиту, обсяг та динаміка розвитку ринку.

Таблиця 8.4

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, ум.од	90 000 000
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Необхідність складного технічного обладнання, відповідність вимогам безпеки
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	40

За аналізом таблиці можна зробити висновок, що за попереднім оцінюванням ринок є економічно привабливим, однак з певними ризиками, пов'язаними із

складністю передбачення попиту на власний проєкт в умовах інформаційного рекламного тиску представників монополістських представників у галузі.

Наділі проводиться визначення цільової аудиторії, яке також сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначення основних маркетингових стратегій і реалізації діяльності компанії. В таблиці 8.5 визначаються потенційні групи клієнтів, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 8.5

Характеристика потенційних клієнтів проєкту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги споживачів до послуги
1	Необхідність пасажирських авіаперевезень	Авіаперевізні компанії	Забезпечення комфорту і безпеки пасажирів під час польоту
2	Потреба у екзотичності на ринках туризму і приватного користування	Приватні особи та туристичні фірми	Простота використання

Надалі проводиться аналіз ринкового середовища: проводиться визначення потенційних загроз та можливостей проєкту на ринку, проводиться додатковий аналіз із прогнозуванням цих подій та можливих реакцій компанію на цю подію у табл. 8.6 та 8.7. До основних загроз було віднесено відсутність бази клієнтів та потенційних замовників та складності налагоджування оптимальних робочих процесів на перших етапах впровадження роботи.

Таблиця 8.6

Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Динаміка ринку	Уповільнення зросту ринку	Співпраця з іншими компаніями для поліпшення ситуації на ринку
			Розширення на суміжні ринки
2.	Конкуренція	Конкурування із новою на ринку великою компанією	Вихід з ринку
			Надати додаткові переваги власного продукту лише за появи сильного конкурента
3.	Відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку	Надання більш вигідних умов для створення бази замовників.

Таблиця 8.7

Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Конкуренція	Зменшення числа конкурентів за рахунок якості та меншої ціни	Продаж продукту авіаперевізникам по цінам меншим ніж у конкурентів
2.	Технології	Поява нових технологій	Аналіз новітніх технологій складання продукту у світі
3.	Вихід на міжнародний ринок	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії Розширення парку компанії

Відповідно до результатів аналізу можливих сприятливих умов та бажання до виходу на ринок існує ряд можливих реакцій компанії, правильне застосування яких може надати значну перевагу порівняно із конкурентами.

Конкуренція на ринку може стати як причиною занепаду компанії, так і стимулом завдяки якому стартап-проект значно покращить якість послуг та отримає корисний для майбутнього розвитку досвід.

У таблиці 8.8 проводиться аналіз аналіз конкуренції в галузі стартап-проекту.

Таблиця 8.8

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти в галузі	Поставники	Клієнти	Послуги-замінники
	Авіаконцерни	Приватні конструкторські бюро	Компанія матеріалів та ПЗ	Авіаперевізники	Військові літаки
Висновки	Незначна конкурентна боротьба через велику завантаженість цих підприємств.	Наявність потенційних конкурентів на даний момент.	Формують ціни	Задають терміни виконання	Потребують значної модифікації

За результатів аналізу пропозиції, було визначено основні особливості конкуренції на ринку стартап-проекту та зазначено висновки щодо кожної зі складових проведеного аналізу для успішної конкуренції на ринку.

Надалі у таблиці 8.9 представлено аналіз за факторами конкурентоспроможності у порівнянні із підприємством «Rutan»

Таблиця 8.9

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

№	Фактори конкурентоспроможності	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з Rutan						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Низька собівартість						+	
2	Довіра до наданих результатів		+					
3	Матеріально-технічна база для проведення виробництва		+					
4	Строки виконання робіт					+		

Відповідно до результатів аналізу сильних та слабких сторін проекту, наведеного вище та необхідного для виходу на ринок, було визначено, що проєкт є конкурентоспроможним і навіть пріоритетним з точки зору низької собівартості і швидкості виконання, внаслідок вузької спеціалізації виробництва.

Отримані із таблиці 8.9 результати аналізу було використано під час проведення SWOT-аналізу – фінального етапу ринкового аналізу можливостей впровадження проєкту. Результати SWOT-аналізу представлено у таблиці 8.10.

Таблиця 8.10

SWOT-аналіз проєкту

Сильні сторони: ціна і строки виконання.	Слабкі сторони: Матеріально-технічна база для виробництва.
Можливості: Розширення суміжні ринки; Співпраця великими компаніями.	Загрози: Відсутність замовлень; Збільшення затрат.

8.4 Розробка ринкової стратегії проєкту

Перед визначенням ринкової стратегії необхідно спочатку ознайомитись із цільовими групами потенційних споживачів (таблиця 8.11) та вибором базової стратегії розвитку підприємства (таблиця 8.12)

Таблиця 8.11

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Цивільні структури	Висока	Високий	Низька	Низька
2	Військові структури	Низька	Низький	Висока	Висока

Таблиця 8.12

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№	Новизна проєкту	Пошук нових споживачів, або конкуренція	Чи буде компанія копіювати основні характеристики послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
1	Частково	Конкуренція Із наданням переваги пошуку нових ринків збуту	Частково	Стратегія заняття конкурентної ніші

8.5 Розробка маркетингової програми стартап-проєкту

За основними ключовими перевагами проєкту над конкурентом (талиця 8.13) розроблено підсумкову маркетингову програму стартап-проєкту.

№	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проектування літака асиметричного компонування	Готовий ескіз моделі	Низька собівартість
2	Процес виробництва літака	Готовий ЛА	Короткі строки виконання
3	Придатність до авіаперевезень і туристичного напрямку застосування	8 пасажирських місць у салоні	Ексклюзивність конструкції

Висновки по розділу

В даному розділі дисертації у результаті проведення роботи над стартап-проєктом було проаналізовано концепції створення компанії по проєктуванню і будівництву літальних апаратів асиметричного компонування за використання власної методики аеродинамічного розрахунку.

Було проведено опис ідеї та визначення її сильних та слабких сторін. Виходячи із потреб на реалізацію проєкту, було проведено аналізнеобхідного технічного аудиту проєкту. Такж Було проведено аналіз потенційних ринкових можливостей запуску проєкту. Визначено слабкі та сильні сторони проєкту відносно потенційних конкурентів в ніші. Проєкт є конкурентоспроможним і навіть пріорітетним з точки зору низької собівартості і швидкості виконання. Також проведено ринковий аналіз стратегії проєкту, що зможе надати максимальної перспективи розвитку. Проведено маркетинговий аналіз проєкту.

Ефективність прийнятих рішень та розробленої методики аналізу ринку, оцінки конкурентної спроможності виробу напряду залежить від рівня його якості, попиту на ринку, сильних та слабких сторін відносно продукції компаній-конкурентів.

ВИСНОВКИ:

В ході виконання дипломного проекту за темою «методика визначення аеродинамічних характеристик літального апарату асиметричного компонування» було зроблено висновки про перспективність майбутніх досліджень у області аеродинамічних розрахунків літаків із асиметричним аеродинамічним обрисом, особливо для літаків малої та середньої авіації широкого застосування.

Внаслідок аналізу найвідоміших аналогів літальних апаратів асиметричного компонування було зроблено висновок, що незважаючи на те, що за часів літаків «дозвукової ери», асиметричне компонування літака застосовувалося, головним чином, аби позбутися наслідків крутих моментів двигунів, або продиктоване необхідністю якісної видимості з кабіни пілота, на сучасних літальних апаратах використовують асиметрію задля досягнення більшої економічності під час експлуатації, внаслідок спрощення конструкції літака в результаті використання лише одного шарнірного вузла між крилом та фюзеляжем, у якому, між тим, компенсуються згинальні моменти обох напівкрил, зменшення індуктивного опору на консолі крила із оберненою стріловидністю, тощо.

Також було розроблено стартап проєкт проєктування та виробництва літального апарату асиметричного компонування за розробленою методикою аеродинамічного розрахунку. Визначено основних конкурентів ринку та потенційних клієнтів. Описано слабкі та сильні сторони ідеї та розроблено стратегічний план реалізації.

За розробленим аналітичним методом розрахунку АХ ЛАК, було проведено практичні розрахунки ЛА асиметричного компонування. За отриманими під час аналітичного розрахунку даними проведено порівняння із результатами отриманими за використання чисельного методу. За аналізом порівняння було зроблено висновки що розроблений метод визначення аеродинамічних характеристик літака є прийнятним,

однак потребує доробок, а саме: врахування геометрії лопатей двигуна, врахування розташування крила по висоті фюзеляжу, тощо. Найістотніші відмінності у порівнянні результатів розрахунків полягають у неточності побудови аеродинамічного обрису поверхонь агрегатів літака, через відсутність детальних геометричних параметрів заданого літака у відкритому доступі, а також через певні спрощення геометрії літака задля полегшення розрахунку за числовим методом.

Розроблений метод дозволяє на початкових етапах проектування обирати основні геометричні параметри асиметричного ЛА. Це зменшує витрати на експериментальні дослідження та оптимізує процес проектування в цілому. Спираючись на результати виконаної дипломної роботи, позбувшись недоліків, у КБ можна, спроектувати більш ефективний літак асиметричного компоновання аналогічної категорії.

Список використаних джерел:

1. *AD-1 Oblique Wing*. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/AD1/> – 28.03.2018.
2. *Rutan ARES* [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.scaled.com/portfolio/ares/>
3. *Rutanboomerang*. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://rutanboomerang.com/> – 28.03.2018.
4. *Gotha_Go_242*. [Електронний ресурс]. – [ru.wikipedia.org › wiki › Gotha_Go_242](http://ru.wikipedia.org/wiki/Gotha_Go_242)
5. *Blohm and Voss Bv 141 Tactical Reconnaissance Aircraft (1938)*. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=781. – 28.03.2018.
6. Пустовойтов, В.П. Приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на момент тангажа и подъемную силу самолета-высокоплана при больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь [Текст] / В. П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6. – С. 5–13.
7. *Остославский И. В. Продольная устойчивость и управляемость самолета* [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.
8. Бадягин, Мухамедов. *Проектирование легких самолетов*.
9. Бауэрс П., 1991 - *Летательные аппараты нетрадиционных схем*.
10. *Вотяков А. А. Аэродинамика и динамика полета самолета* / А. А. Вотяков, Н. Т. Каюнов. – М. : Издательство ДОСААФ, 1975. – 296 с.
11. . *Мхитарян А. М. Аэродинамика* / А. М. Мхитарян. – М. : Наука, 1974. – 448 с.
12. *Чумак П. И., Кривокрысенко В. Ф. Расчет, проектирование и настройка сверх легких самолетов*. - М.: Патриот, 1991 - 238 с.