

**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: «Дослідження аеродинамічних характеристик безпілотного
літального апарата схеми «тандем» класу «мікро»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп
Сікорський Богдан Олександрович

Керівник:

доцент кафедри АРБ, к.х.н.,
Казакевич Михайло Леонідович

Рецензент:

доцент кафедри СКЛА, к.т.н., доцент,
Лукомський В.Г.

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

Студент _____

**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

Сікорському Богдану Олександровичу _____

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації: Дослідження аеродинамічних характеристик
безпілотного літального апарата схеми «тандем» класу
«мікро»

**науковий керівник
дисертації**

Козакевич М.Л., к.х.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
схеми «тандем» при низьких числах Рейнольдса

4. Предмет дослідження: Аеродинамічні характеристики літального
апарата схеми «тандем» при низьких числах
Рейнольдса

5. Перелік питань, які потрібно розробити:

5.1. Огляд та аналіз ЛА схеми «тандем» класу «мікро»

5.2. Огляд та аналіз методів аеродинамічного розрахунку ЛА

5.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА числовим методом.

5.4. Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА з урахуванням деформацій

5.5. Аналіз порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу:

6.1. Аналіз аналогів.

6.2. Методи аеродинамічного розрахунку ЛА класу «мікро».

6.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА числовим методом без та з урахування деформацій.

6.4. Експериментальні аеродинамічні характеристики ЛА.

6.5. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними.

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.	Огляд та аналіз методів аеродинамічного розрахунку ЛА.	до 05.12.2019	
3.	Побудова розрахункових моделей з різною компоновкою.	до 25.03.2020	
4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА числовим методом.	до 15.04.2020	
5.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.	до 30.04.2020	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА з урахуванням деформацій.	до 01.06.2020	
7.	Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними.		
8.	Підготовка статті до публікації.	до 01.09.2020	
9.	Аналіз отриманих результатів.	до 01.10.2020	

Студент

_____ (підпис)

Сікорський Б.О.

_____ (ініціали, прізвище)

Науковий керівник

_____ (підпис)

Кзакевич М.Л.

_____ (ініціали, прізвище)

Анотація

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему: «Крило п'ятимісного літака» має 71 сторінок, 26 таблиць, 44 малюнків, 12 використаних джерел, 0 приміток.

В ході роботи було ознайомлено з класифікацією літальних апаратів за розміром, оглянуто аналоги серед літальних апаратів аеродинамічної схеми тандем класу мікро.

Було ознайомлено з високорівневим методом, та низькорівневим методом розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів. Було порівняно між собою панельно-вихревий метод, та метод кінцевих елементів на прикладі літального апарату схеми моноплан з надувним крилом.

Було побудовано 3Д моделі літальних апаратів для проведення розрахунків. Зроблено 3Д модель літального апарату схеми моноплан (без заднього крила), аеродинамічної схеми тандем, та для кожного кута атаки модель літального апарату аеродинамічної схеми тандем з врахуванням згину заднього крила.

Було порівняно отримані результати з експериментальними даними отриманими в результаті експерименту в аеродинамічній трубі. Порівняно між собою результати розрахунку аеродинамічної схеми моноплан. Порівняно результати розрахунку аеродинамічної схеми тандем без врахування згину, з результатами розрахунку з врахуванням згину, та з експериментальними даними. На основі отриманих даних було зроблено висновки що до використання низькорівневого методу для розрахунку літальних апаратів схеми тандем, та точності отриманих результатів.

Annotation

Explanatory note to the thesis on the topic: "The wing of a five-seater aircraft" has 71 pages, 12 tables, 44 figures, 26 sources used, 0 notes.

In the course of the work the classification of aircraft by size was acquainted, the analogues among the aircraft of the aerodynamic scheme of the tandem of the micro class were examined.

The high-level method and the low-level method of calculating the aerodynamic characteristics of aircraft were introduced. The panel-vortex method and the finite element method were compared with each other on the example of an aircraft of the monoplane scheme with an inflatable wing.

3D models of aircraft for calculations were built. A 3D model of the aircraft of the monoplane scheme (without the rear wing), the aerodynamic scheme of the tandem was made, and for each angle of attack the model of the aircraft of the aerodynamic scheme of the tandem was taken into account taking into account the rear wing bend.

The results were compared with the experimental data obtained as a result of the experiment in the wind tunnel. The results of calculation of the aerodynamic scheme of the monoplane are compared among themselves. The results of the calculation of the aerodynamic scheme of the tandem without taking into account the bend, with the results of the calculation taking into account the bend, and with the experimental data are compared. Based on the obtained data, it was concluded that the use of a low-level method for the calculation of aircraft tandem scheme, and the accuracy of the results.

ЗМІСТ

Список умовних позначень, термінів і скорочень.....	6
Вступ.....	7
1. Огляд та аналіз аналогів, особливості проектування схеми «тандем» класу «мікро».....	9
1.1. Основні напрямки використання БЛА та їх класифікація.....	9
1.2. Огляд та аналіз літальних апаратів схеми «тандем» класу «мікро».....	13
Висновки до розділу.....	21
2. Огляд та аналіз методів аеродинамічного розрахунку ла.....	22
2.1. Методи аеродинамічного розрахунку.....	22
2.2. Метод кінцевих елементів.....	22
2.3. Панельно-вихровий метод	23
2.4. Розрахункова модель метода кінцевих елементів.....	23
2.5. Розрахункова модель панельно-вихревого методу.....	24
2.6. Порівняння результатів.....	25
Висновки до розділу.....	27
3. Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату числовим методом.....	28
3.1. План проведення розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату числовим методом.....	28
3.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату аеродинамічної схеми “моноплан” числовим методом.....	29
3.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату схеми тандем без урахування згину заднього крила.....	37

					<i>A191M715.16.00.0000 ПЗ</i>		
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розроб.</i>		<i>Сікорський Б.О.</i>			<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Перевір.</i>		<i>Казакевич М.Л.</i>			5		72
<i>Реценз.</i>					<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-91м</i>		
<i>Н. Контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>					
<i>Затверд.</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>					

3.4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату схеми тандем з урахуванням згину заднього крила.....	42
3.5.	Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними.....	47
3.5.1	Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними для аеродинамічної схеми моноплан.....	47
3.5.2	Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними для аеродинамічної схеми тандем.....	51
	Висновки до розділу.....	56
4.	Розроблення стартап проекту.....	58
4.1.	Описання ідеї проекту.....	58
4.2.	Визначення сильних слабких сторін проекту.....	59
4.3.	Технологічний аудит ідеї проекту.....	60
4.4.	Аналіз ринкових можливостей по запуску проекту.....	61
4.5.	Розроблення ринкової стратегії проекту.....	65
4.6.	Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	66
	Висновки по розділу.....	68
	Висновки.....	69
	Список використаних джерел.....	71

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ І СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат;

БЛА – безпілотний літальний апарат;

БПАК – безпілотний авіаційний комплекс;

МКЕ – метод кінцевих елементів

ПВМ – панельно вихровий метод

К – аеродинамічна якість;

ТЗ – технічне завдання;

ПЗ – пояснювальна записка.

					<i>АЛ91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>7</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

ВСТУП

Створення літального апарату нового покоління неможливо без аналізу його аеродинамічних характеристик ще на ранніх стадіях проектування. Від глибини дослідження форми несучих поверхонь і обводів планера літального апарату безпосередньо залежать льотно-технічні характеристики проектуємого літака.

Розвиток теоретичних основ численних методик розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів можна розділити на кілька етапів:

- лінійна теорія (60-ті роки);
- нелінійна теорія повного потенціалу швидкості (70-ті роки);
- рівняння Ейлера (80ті роки);
- рівняння Нав'є - Стокса, усереднене по Рейнольдсу (90-і роки).

Фізику процесу обтікання тіла довільної форми потоком газу найкращим чином відображають методика, засновані на рішеннях рівнянь Нав'є - Стокса. З появою програмних засобів, які базуються на чисельних рішеннях рівнянь Нав'є - Стокса, стало можливо отримати розрахунковим шляхом ряд важливих аеродинамічних характеристик літака, зокрема обчислити максимальне значення коефіцієнта підйомної сили $C_{y_{max}}$. При розрахунках аеродинамічних характеристик об'єктів складної просторової форми з використанням такого підходу потрібні великі обсяги оперативної пам'яті комп'ютера, оскільки допустимі розміри розрахункової сітки пропорційні обсягу оперативної пам'яті комп'ютера. Зростання можливостей обчислювальної техніки, що спостерігається в останні роки, дозволяє застосовувати програми, засновані на численних рішеннях рівнянь Нав'є - Стокса, для розрахунку характеристик обтікання таких об'єктів, як літак. Однією з популярних комерційних програм в цій галузі є ANSYS CFX в якому використовується високорівневий числовий метод, та XFLR 5, набагато простіша програма в якій використовується низькорівневий числовий метод.

					<i>А/Л91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						8
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Сьогодні використання таких програм в авіабудуванні є раціональним, бо наприклад пакет Ansys, крім аеродинамічного модулю має інші модулі що дає змогу проводити сумісні вирішення задач аеродинаміки, аеропружності і міцності.

Але хоча використання програм не може сьогодні дозволити нам відмовитися від випробувань у натурній аеродинамічній трубі, вони допомагають значно спростити, пришвидшити і збільшити простір для креативного проектування в сфері авіабудування.

На сьогоднішній день найпопулярнішою аеродинамічною схемою для літального апарату є класична схема з фюзеляжем, одним крилом та хвостовим вертикальним і горизонтальним оперенням, яка добре вивчена і аеродинаміка яких створюється та випробовується в програмах. Але що стосовно літальних апаратів аеродинамічної схеми “тандем” яка має свої складнощі через інтерференцію крил, враховуючи ще те, що крила змінюють свою форму під час польоту?

Тому дослідження в цьому напрямку є актуальною задачею на сьогоднішній день через збільшення популярності використання даної аеродинамічної схеми.

					<i>А/91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						9
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ АНАЛОГІВ, ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ СХЕМИ «ТАНДЕМ» КЛАСУ «МІКРО»

1.1 Основні напрямки використання БЛА та їх класифікація

Сьогодні легка безпілотна авіація набула дуже великого поширення. З початку XXI-го століття технології виробництва та експлуатації БЛА суттєво покращилися, що призвело до їх розповсюдження у чисельні сфери життєдіяльності людини. Це пов'язано з тим, що БЛА може бути оснащений великою різноманітністю корисного навантаження від якого і залежить сфера використання даного БЛА.

До основних напрямків розвитку БЛА слід зазначити наступні сфери діяльності:

- Військова промисловість
- Сільська промисловість
- Спеціальні завдання
- Особисте некомерційне використання

В військовій промисловості БЛА використовуються здебільшого там, де використання особистого складу або пілотованих літаків пов'язано з великим ризиком та не є ефективним з точки зору «вартість – ефективність».

В Україні сильним поштовхом для розвитку безпілотної авіації стало загострення військової ситуації на Сході України з 2014 року.

В Україні розробленням БЛА військового призначення займаються великий ряд приватних структур, але серед усього списку слід відзначити декілька, які здобули є найвідомішими та найуспішнішими у цьому напрямку проектування:

- ДП МО України “ЧАРЗ” (м. Чугуїв);
- ВАТ НПС “КБ Зліт” (м. Харків);
- Українська авіакомпанія “ВЕЛЕС” (м. Київ);
- ТОВ “Юавіа” (м. Київ);
- Міжгалузевий НДІ проблем фізичного моделювання (м. Харків);

					<i>А/191М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>10</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

В сільській промисловості БЛА використовуються для моніторингу сільськогосподарських угідь, стану ґрунту та боротьби з шкідниками. Використання БЛА дозволяє своєчасно визначати проблеми під час росту рослин, що в своє чергу значно покращує показник кількості урожаю. В порівняння можна навести рівень урожаю аналогічних рослин в Канаді та країнах Скандинавії, які завдяки використанню новітніх технологій, у тому числі і БЛА, суттєво випереджають показники України.

БЛА починають використовувати у нафтогазовій області. Використання рішень на базі безпілотних технологій дає великі переваги нафтогазовим компаніям, наприклад у геологорозвідці – від первинного аналізу перспективних ділянок до геодезичних зйомок для проектування і підготовки сейсморозвідки. В нафтогазовій області БЛА використовують для рішення наступних задач:

- Систематичний моніторинг трубопроводів
- Наглядання за станом трубопроводів
- Своєчасне виявлення розливів нафти
- Виявлення порушень вимог по захисту ділянок трубопроводів, моніторинг біля трубного простору та наземних об'єктів.
- Оперативний контроль за несанкціонованими діями та перебуваннями на об'єктах сторонніх осіб, а також виявлення незаконного закриття трубопроводу, незаконної діяльності, крадіжки.

Латвійська компанія Aerones протестувала дрон який повинен очищувати лопаті вітряків від снігу. Це дозволяє зменшити витрати на їх обслуговування та виключає ризик надзвичайних випадків, бо до цього лопаті очищували люди вручну.

Коли мова йде про БЛА некомерційного особистого використання то упершу чергу слід відзначити мультикоптери, які набули величезного поширення. Таке поширення пов'язане з простотою у виготовленні, невеликою ціною та простотою у керування таким типом БЛА, що у свою чергу дозволяє людині без особливих навичок керування одразу розпочати використання.

					<i>А/191МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						11
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Сьогодні квадрокоптер може купити собі кожен, і одразу доставши з коробки почати їм керувати без особливих зусиль, оскільки авіоніка таких БЛА максимально допомагає у керуванні та захищає дрон від ушкодження, та загублення. Серед звичайних людей найчастіше їх використовують для фото та відеозйомок, часто такі дрони мають функції слідкування за об'єктами та польоти за прокладеними раніше маршрутами. Компанія Intel на відкриті зимових Олімпійських ігор 2018 зробила світлове шоу завдяки використанні дронів, у якому одночасно у небі було 1218 одиниць безпілотної техніки.

Також БЛА використовують в світовому кінематографі. Існують спеціальні компанії, які представляють послуги зйомки з командою операторів. Кожен дрон має свою специфіку і потребує особливого вміння керування ним.

В останній час часто говорять про доставку пошти, медикаментів та особливих вантажів. Одні з перших почали пробувати доставляти свої посилки Amazon. 7 грудня 2016 року Amazon Prime Air успішно доставив посылку у Кембрідж, Англія.

З восьмого по дев'яте березня 2006 року в Амстердамі, Нідерланди проводилася міжнародна європейська виставка авіоніки Avionics EXPO Europe 2006, на якій розглядалися також питання безпілотної авіації. В ході проведення цієї виставки були визначені загальні характеристики з яких складається безпілотний авіаційний комплекс (БПАК), визначена загальна документація, яку потребують БПАК.

Також в ході цієї виставки були визначені характеристики для класифікації БЛА по категоріям:

- Тактичні
- Стратегічні
- Для спеціальних завдань

					<i>А/І91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						12
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Кожна з категорій була також поділена на групи залежно від маси, дальності польоту, висоти польоту та тривалості польоту. Поділення тактичної категорії БЛА на групи приведено у таблиці 1.1

Табл. 1.1

Категорія/Назва	Маса, кг.	Дальність, км.	Висота польоту, м.	Час польоту, год.
Мікро	<5	<10	<250	1
Міні	<25/30/150	<10	150/250/300	<2
Малої дальності	25-150	10-30	3000	2-4
Середньої дальності	50-250	30-70	3000	3-6
Велика висота. Довгий час	>250	>70	>3000	>6

В законодавстві України питання регулювання БЛА є майже неопрацьованим, а наявна база нормативної документації лише ускладнює їх експлуатацію. У 2017 році Державною авіаційною службою України було представлено концепцію правил повітряної експлуатації безпілотних повітряних суден (БПС), згідно до якої БПС поділяються виключно за масою та цілями використання (комерційні або некомерційні).

- Дуже малі – максимальна вага менше 0,25 кг;
- Малі – максимальна вага від 0,25 до 2 кг, та від 2 до 20 кг;
- Середні – максимальна вага від 20 до 150 кг;
- Великі – максимальна вага від 150 кг.

В даній роботі було проведено розрахунки для БЛА схеми «тандем» з максимальною злітною масою до 5 кг, яка згідно до поділення UVS International відноситься до класу «мікро».

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	Лист
						13
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

1.2 Огляд та аналіз літальних апаратів схеми «тандем» класу «мікро»



Рис. 1.1 БЛА схеми «тандем» - «Draganfly Tango»

БЛА «Draganfly Tango» (рисунок 1.7) був розроблений в кінці 2000х. Мав тандемну схему, патентоване крило що забезпечувало високі льотні характеристики, та плавні зривні характеристики. Мав розмах – 1,5 м, довжину - 1,2 м, злітну масу 2,8 кг, масу корисного навантаження – 1,14 кг, крейсерську швидкість 55 км/год, а максимальну швидкість – 95 км/год, звалювання відбувалося при швидкості – 35 км/год, максимальна висота – 640 м, час польоту 50 хв.

Переднє крило розташоване на 50 мм вище за заднє, інтервал між крилами вздовж БГФ – 380 мм, хорди крил – 240 мм. На обох крилах встановлені КАПи. Оперення має V – подібну форму.

Розроблялись також одноразові БЛА тандемної схеми для трубного старту, наприклад «Switchblade» (рисунок 1.8) який має крила що розкладаються після запуску.



Рис. 1.2 БЛА схеми «тандем» - «Switchblade»

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						14
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Особливістю є те, що літак керується оператором та транслює потокове відео, після знаходження цілі та закінчення передачі даних про дислокацію супротивника, він складає крила та перетворюється на зброю, що автоматично наводиться на ціль, і підриває малу боеголовку. Крило не має профілю, і замість нього використовується тонка пластина, оскільки літак запускається лише один раз, тому він повинен бути дешевим та простим у виготовленні. Крила знаходяться майже в одній площині.

В Петербурзькому НДІ прикладних проблем розробили БЛА «Конверт 8» (рисунок 1.9)

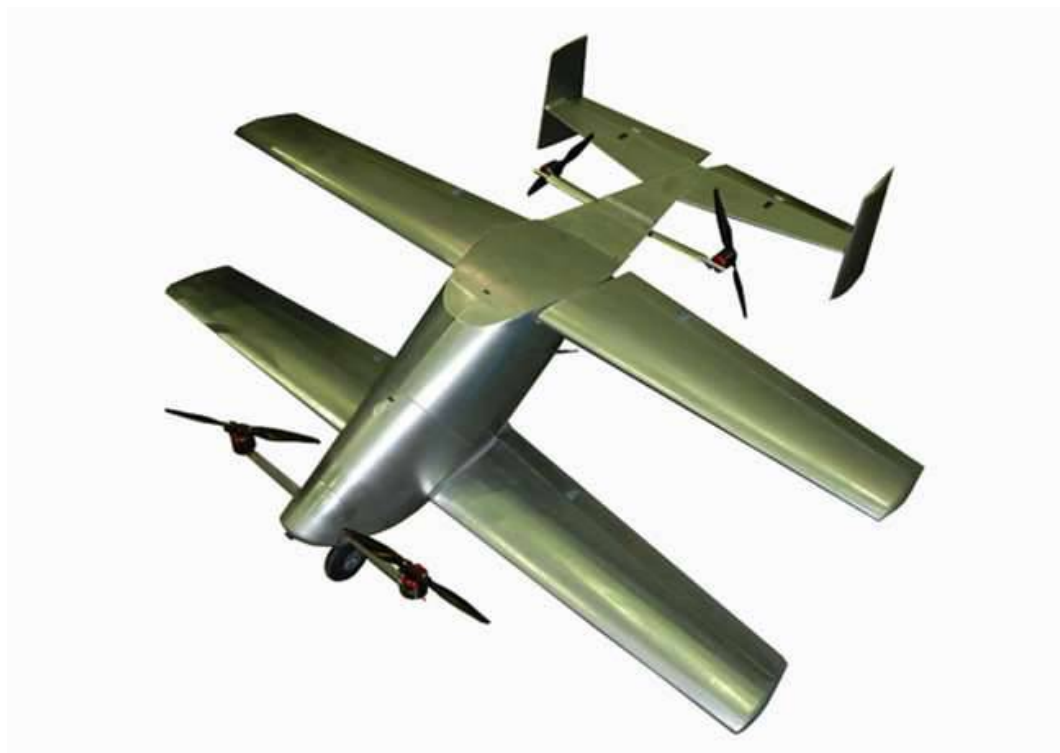


Рис. 1.3 БЛА схеми «тандем» - «Конверт 8»

Головною метою даного БПЛА є розвідка місцевості з можливістю доставляти малогабаритні технічні засоби в тяжко доступні місця за допомогою можливості виконувати вертикальний зліт та посадку. Максимальна злітна вага – 8 кг, розмах крила – 1,6 м, час польоту 1 год, вага корисного навантаження – 1,2 кг. БПЛА має модульну оптоелектронну систему нагляду, та транспортний модуль для скидання. Наразі ведуться випробування, і дати коли вони почалися, та результати відсутні.

					<i>А/91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						15
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

В 2009 р. був представлений БЛА «Coyote» (рисунок 1.10). Так само як і «Switchblade» призначений для трубного старту, тому конструкція розкладна, і крила розгортаються після запуску. Максимальна злітна маса – 6,4 кг, крейсерська швидкість 111-139 км/год, тривалістю польоту 1,5 год і кратністю використання – до 5 разів.

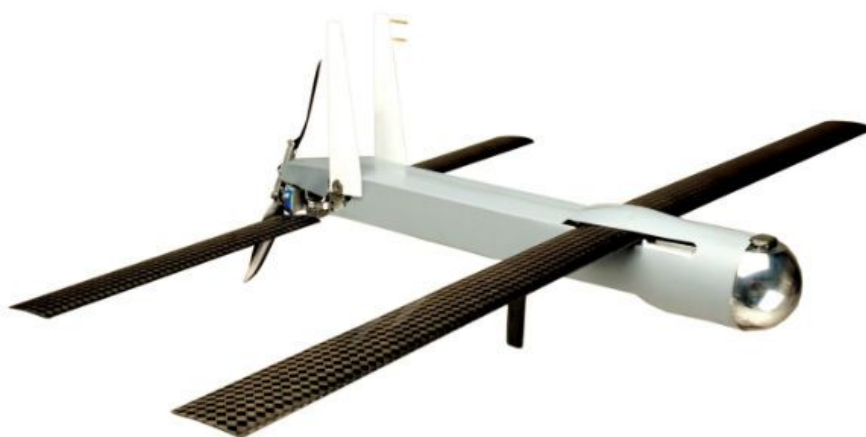


Рис. 1.4 БЛА схеми тандем «тандем» - «Coyote»

Має розмах крила – 1,47 м, вертикальний інтервал між крилами складає - 110 мм, вздовж БГФ – 480 мм, практична стеля – 6100 м, призначений для висот 150 – 365 м.

Ще один з представників БЛА контейнерного старту це «Piranha» (рисунок 1.11).



Рис. 1.5 БЛА схеми тандем «тандем» - «Piranha»

Переднє крило розташоване на верхній поверхні а заднє крило – на нижній поверхні фюзеляжу. В хвості прямокутного в перерізі фюзеляжу розташоване двокільове оперення.

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						16
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

В Україні також є БПЛА схеми тандем. В Харківському авіаційному університеті створено комплекс «Поиск-2» (рисунок 1.13).



Рис. 1.6 БЛА схеми тандем «тандем» - «Поиск-2»

Злітна маса – 60 кг, розмах крила – 2,6 м, довжина – 2,1 м, крейсерською швидкістю 120 км/год, і тривалістю польоту 5 год. Старт відбувається з катапульты або рухомого транспорту, посадка здійснюється на керованому парашуті.

Також були створені подібні за аеродинамічним обрисом БЛА «Інспектор-1» (рисунок 1.14) та «Пчелка» (рисунок 1.15). «Інспектор-1» призначений для паспортизації та контролю трубопроводів. Має стартову масу 250 кг, довжину 3,1 м, розмах крил 4,8 м, крейсерську швидкість 150 км/год, тривалість польоту до 10 год.

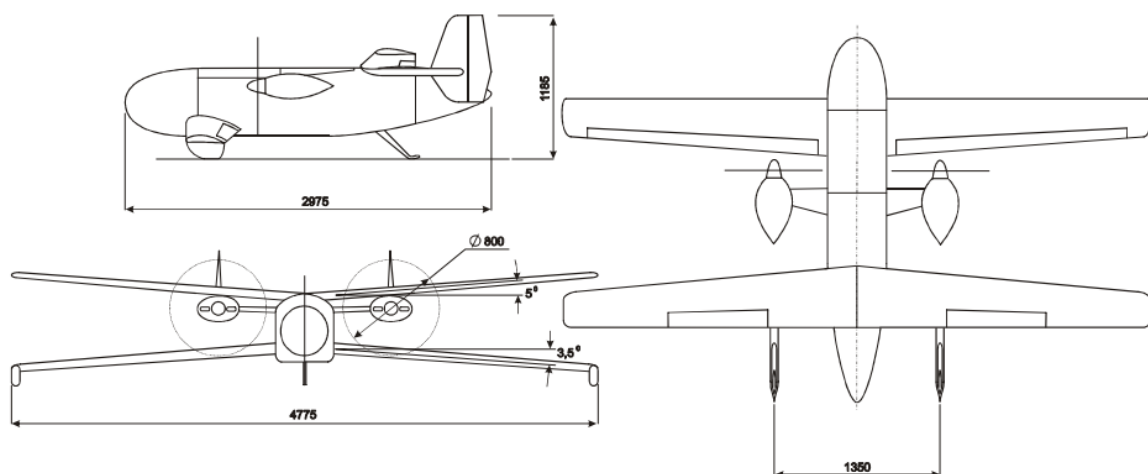


Рис. 1.7 БЛА схеми тандем «тандем» - «Інспектор-1»

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		17

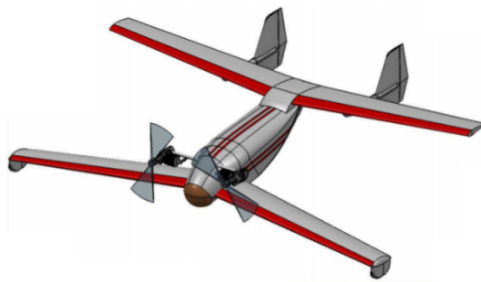


Рис. 1.8 БЛА схеми тандем «тандем» - «Пчелка»

«Пчелка» призначена для дистанційного спостереження за об'єктами та територіями. Злітна маса 35-75 кг, крейсерська швидкість – 50 - 150 км/год, аеродинамічна якість – 15. Особливість аеродинамічного компонування – короткий фюзеляж при розміщенні двох кілів вертикального оперення на середині напіврозмахів заднього крила.

В Австралії в 2010-і роки розроблено планер мікро-БЛА схеми тандем з конструкцією, що швидко збирається на місці (рисунок 1.16).

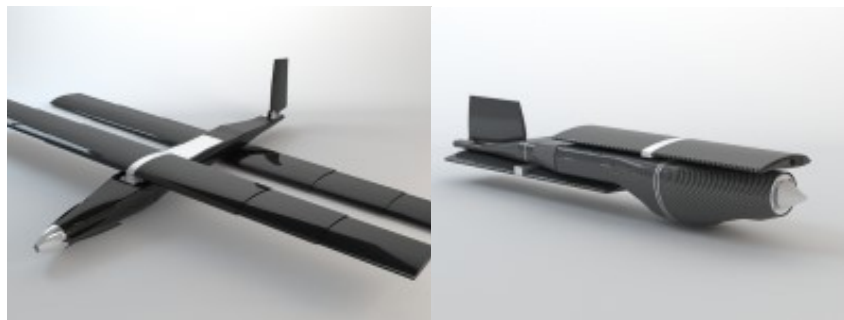


Рис. 1.9 Австралійський БЛА схеми «тандем»

Аеродинамічний обрис повторює наведені вище БПЛА «Інспектор-1» та «Пчелка» з переднім високопланом та заднім низькопланом. Для збільшення видовження крила воно виконано роз'ємним і з точки зору аеродинаміки тотожним до телескопічного.

В 2016 р. було представлено БЛА «Dragonfly 1603» (рисунок 1.17).



Рис. 1.10 БЛА схеми «тандем» - «Dragonfly 1603»

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>18</i>

БПЛА призначений для розвідки місцевості. Максимальна злітна вага 3,4 кг, корисне навантаження 0,4 кг, запуск з руки оператора, швидкість звалювання 40 км/год., крейсерська – 80 км/год., максимальна 120 км/год., тривалість польоту –1-2 год., дальність польоту 70 км, практична стеля 2000 м. На обох крилах присутні КАПи у вигляді плавних аеродинамічних поверхонь.

В 2014 році був представлений цікавий БЛА американської фірми «Lockheed Martin», який призначений як для польотів так і для пересування під водою. БПЛА отримав назву «Vector Hawk» (рисунок 1.18).



Рис. 1.11 БЛА схеми «тандем» - «Vector Hawk»

Крила можуть бути як фіксовані, так і мати розкладну конструкцію. Можливий контейнерний старт, вертикальний зліт. Максимальна вага 1,75 кг, корисне навантаження 0,34 кг. Варіант з фіксованими крилами має крейсерську швидкість 56 км/год, а максимальну 130 км/год, тривалість польоту – до 2,5 годин. Вінглети на задньому крилі напрямлені вниз та виконують роль вертикального оперення. Гвинт тягнучий, органи керування розташовані на обох крилах та займають близько 70 % розмаху.

Ще один з БЛА який має розкладну конструкцію, це «Trident» (рисунок 1.19).

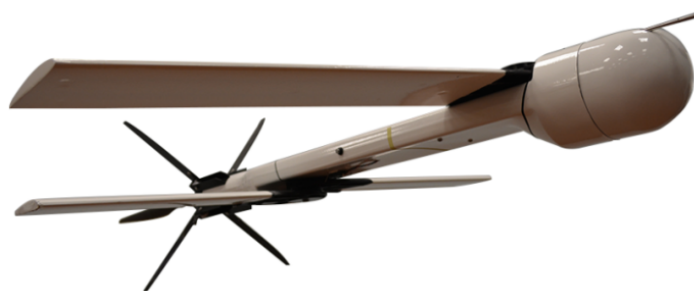


Рис. 1.12 БЛА схеми «тандем» - «Trident»

					<i>А/Л91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						19
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Він має довжину фюзеляжу та розмах крил рівні 0,91 м, максимальну злітну вагу 2,2 кг, корисне навантаження –0,87 кг, тривалість польоту 25 хв, швидкість звалювання 74 км/год, крейсерську швидкість 93 км/год. Гвинт штовхаючий, хвостове оперення Х-подібне.

Ще один варіант конвертиплану за схемою тандем має БЛА «ERA-101» (рисунок 1.20).



Рис. 1.13 БЛА схеми «тандем» - «ERA-101»

Безпілотний комплекс вертикального зльоту та посадки розроблений компанією «Аероксо». Головне призначення – моніторинг віддаленої інфраструктури, місії пошук та рятування, моніторинг навколишнього середовища, доставка вантажів. Політ виконується в автоматичному режимі по командам з землі, або в автономному режимі. Схема розміщення корисного навантаження виконана по принципу «катриджа». Максимальна маса корисного навантаження – 7000 г, максимальна дальність польоту – 120 км, максимальна висота польоту – 4000 м. Переднє крило має нижнє розташування, а заднє розташоване зверху.

Ще один БЛА який запускається з катапульти являється модифікацією розглянутого раніше «Draganfly Tango2» (рисунок 1.21).



Рис. 1.14 БЛА схеми «тандем» - «Draganfly Tango2»

					<i>А/91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						20
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Має гондолу двигуна встановленого в хвостовій частині, для збільшення ефективності, зменшення шуму та забезпечення більшої безпеки для оператора. Гондола керована і використовується у ролі руля напрямку. Має конструкцію виконану з композитних матеріалів, має масу 5,9 кг, корисне навантаження 1 кг, крейсерську швидкість 12 – 14 м/с, модульне завантаження, час польоту – 2 год, нове програмне забезпечення.

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>21</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Висновок по розділу

Був проведений аналіз основних сучасних напрямків використання БЛА та представлена класифікація БЛА за їх характеристиками. Розглянуто особливості при проектуванні літальних апаратів аеродинамічної схеми тандем.

Були розглянуті аналоги літальних апаратів з використанням аеродинамічної схеми «тандем» класу «мікро»

					<i>АЛ91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>22</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

2. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ МЕТОДІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ ЛА

2.1 Методи проведення аеродинамічного розрахунку

Використання методів обчислювальної аеродинаміки при моделюванні обтікання крил, що мають складну просторову конфігурацію дозволяє отримати розрахункові значення аеродинамічних характеристик, дуже близькі до експериментальних.

Розглядаючи два головні методи в розрахунковій аеродинаміці, методу кінцевих елементів (МКЕ) та панельно вихревого методу (ПВМ), і для розуміння цих методів звернемося до статті в якій було порівняно ці два методи на прикладі моделі літака Cessna 172 з використанням в конструкції літака комбінованого крила з жорсткою лобовою частиною, та надуваємо задньої частини. Метою було порівняти між собою МКЕ та ПВМ, і разі якщо панельно-вихровий метод і метод кінцевих елементів покажуть близькі результати, то можна застосовувати при оціночному проектуванні не МКЕ, який вимагає великих обчислювальних резервів (час, істотні апаратні ресурси і т.д.), а метод ПВМ, що володіє більшою обчислювальною ефективністю, прийнятною збіжністю результатів і стійко похибкою. Застосування ПВМ для вирішення завдань якісної оцінки зміни аеродинамічних характеристик для різних компоновальних рішень дозволить істотно скоротити час виконання проектних робіт та підвищити загальну ефективність розробки авіаційної техніки.

2.2 Метод кінцевих елементів

Застосовувана для аналізу методика використання МКЕ заснована на рішенні системи рівнянь Нав'є-Стокса в приватній постановці для адіабатного процесу, з моделюванням впливу турбулентності з допомогою загальноприйнятої розрахункової моделі SST.

Область, в якій шукається рішення диференціальних рівнянь, розбивається на кінцеве кількість подобластей (елементів). У кожному з

					<i>А/91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>23</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

елементів довільно вибирається вид апроксимуючої функції., Яка в першій ітерації є поліномом першого ступеня. Поза області розрахункового елемента апроксимуюча функція дорівнює нулю. Значення функцій на кордонах елементів (в вузлах) є рішенням задачі і заздалегідь невідомі. Коефіцієнти апроксимуючих функцій зазвичай визначаються з умови рівності значення сусідніх функцій на кордонах між елементами (в вузлах). Потім ці коефіцієнти виражаються через значення функцій у вузлах елементів. Складається система лінійних алгебраїчних рівнянь. Кількість рівнянь дорівнює кількості невідомих значень у вузлах, на яких шукається рішення вихідної системи, прямо пропорційно кількості елементів і обмежується тільки можливостями електро-обчислювальних машин. Так як кожен з елементів пов'язаний з обмеженою кількістю сусідніх, система лінійних алгебраїчних рівнянь має розріджений вид, що істотно спрощує її рішення.

2.3 Панельно-вихровий метод

Процес обтікання в загальному вигляді описують рівняння нерозривності.

По панелям, що моделює поверхню крила розподіляються шари вихорів, джерел і стоків, причому інтенсивність вихрового шару змінюється за лінійним законом уздовж хорди панелі, а інтенсивність шару джерел - стоків постійна в межах панелі. Інтенсивності джерел - стоків і вихорів однакові на протилежних сторонах крила в межах однієї смуги панелей. Граничні умови непротікання виконуються в контрольних точках, розташованих в центрах панелей, а умова Чаплигіна – Жуковського виконується шляхом прирівнювання нулю інтенсивності вихрового шару на задній кромці.

2.4 Розрахункова модель метода кінцевих елементів

Характерний зовнішній вигляд розрахункової моделі літака з вихідним крилом, і комбінованим крилом з наддувається задньою частиною, що використовуються в моделюванні обтікання за допомогою МКЕ (Рисунок 2.1)

					<i>А/191МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						24
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

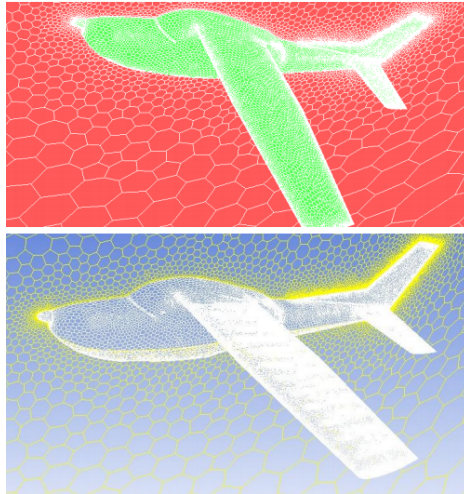


Рис. 2.1 Розрахункові моделі для МСЕ літак *Cessna 172* в повній компонуванні. Тип розрахункової сітки - гексаедральная. Кількість комірок - 715590; модель турбулентності *SST*

2.5 Розрахункова модель панельно-вихрового методу

Характерний зовнішній вигляд розрахункової моделі літака з вихідним крилом, і комбінованим крилом з наддувається задньою частиною, що використовуються в моделюванні обтікання за допомогою ПВМ представлені на рис. 2.

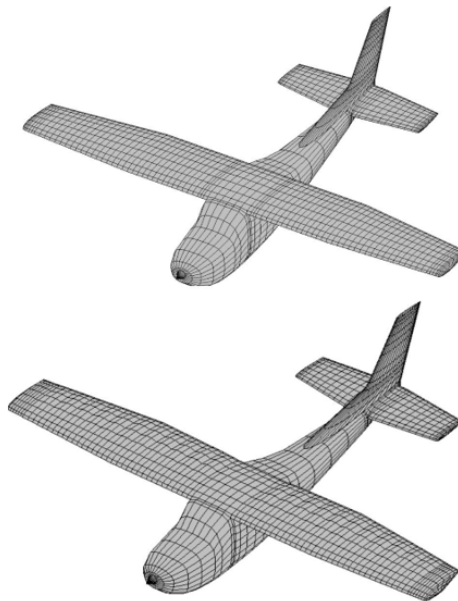


Рис. 2.2 Розрахункові моделі для ПВМ. літак *Cessna 172* в повній компонуванні. Тип розрахункової сітки - прямокутна. Кількість комірок - 3998

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		25

2.5 Порівняння методів аеродинамічного розрахунку

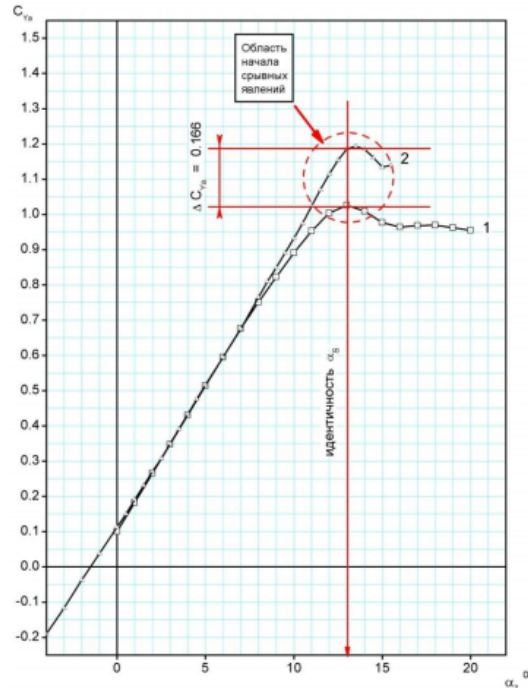


Рис. 2.3 Модель Cessna 172. Повна компоновка з жорстким крилом. Залежність C_y у α (α). $V = 25$ м / ч; $Re = 0,37 * 10^6$; $H = 0$; СА 1 - Результат МКЕ; 2 - Результат ПВМ

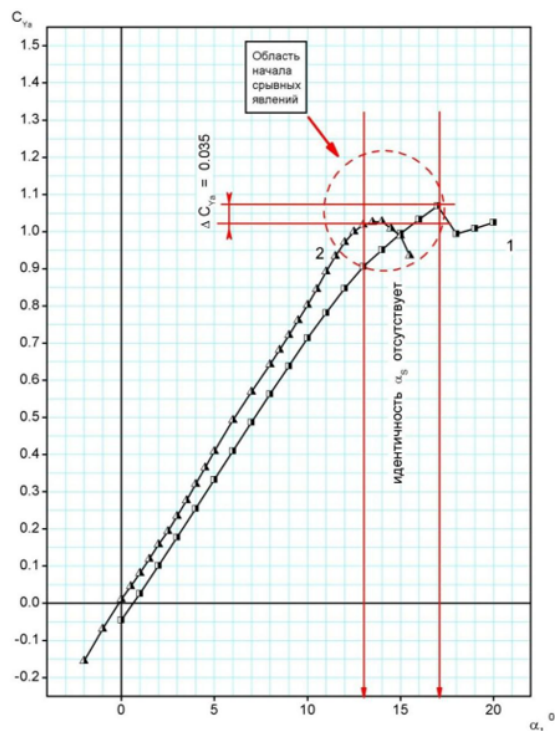


Рис 2.4 Модель Cessna 172. Повна компоновка з наддувним м'яким крилом. залежність C_y у α (α). $V = 25$ м / ч; $Re = 0,37 * 10^6$; $H = 0$; СА 1 - Результат МСЕ; 2 - Результат ПВМ

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	Лист
						26
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Результати розрахунку, виконаних за допомогою ПВМ літака Cessna 172 повної компоновки, показують що при установці наддувного гібридного крила спостерігається падіння підйомної сили на значення $C_y = 0,02$, внаслідок того, що розрахункова модель ще не оптимізована, і як результат впливу вихрової системи крила, яка в даному випадку, на відміну від МСЕ, вважається в стаціонарній постановці. Результати ПВМ показують, що за критерієм $(C_y^a)_{max}$ його значення C_y^a також не змінюється.

ПВМ для літаків повної компоновки на лінійній ділянці залежності абсолютно збігаються з результатами МСЕ. але, максимальні несучі властивості C_y тах дещо завищені, приблизно на 0,16, що викликано рішенням ПВМ завдання обтікання в стаціонарній постановці.

При розрахунках гібридного крила ПВМ занижує максимальні несучі властивості крила C_y тах в порівнянні з МСЕ. Також, відсутня ідентичність по куту атаки α -звалювання. ПВМ не розрізняє м'яке і жорстке крило і дає однакові результати. В МСЕ є розкид по куту атаки між м'яким і жорстким крилом. Це може говорити про те, що МСЕ кілька завищує несучі властивості крила.

ПВМ для моделювання прийнятний для проведення розрахунків аеродинамічних навантажень діючих на конструкцію аеропружного крила при безвідривному обтіканні, на лінійній ділянці залежності $C_y(\alpha)$. При наявності на поверхні крила приєднаних відривних вихорів доцільно виконати моделювання обтікання за допомогою МСЕ.

					<i>A/191M715.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						27
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Висновки по розділу

Був проведений аналіз основних сучасних методів розрахунку аеродинамічних характеристик які дозволяють отримати розрахункові значення аеродинамічних характеристик, дуже близькі до експериментальних.

Були розглянуті панельно-вихревий метод, та метод кінцевих елементів, а також оглянуто порівняння цих методів між собою. На основі отриманих даних зроблено перші висновки стосовно використання цих методів.

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>28</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

3. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЧИСЛОВИМ МЕТОДОМ

3.1 План проведення розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату числовим методом

Для правильного, та зрозумілого проведення розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату числовим методом та подальшим порівнянням отриманих результатів з результатами отриманими в аеродинамічній трубці, розроблений план. Для побудови 3Д моделі літальних апаратів та їх розрахунку використовувалося програмне забезпечення XFLR 5 що призначена для визначення аеродинамічних характеристик профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса і Маха. В програмі виконувалися розрахунку для одного крила, та для двох крил, і до отриманих результатів додавалися опір фюзеляжу, та підйомну силу отримані під час проведення експерименту в аеродинамічній трубці АТ-1. Застосовувався метод вихрової решітки (Vortex Lattice Method) кільцевими вихорами (VLM2). Після проведення розрахунків, для всіх випадків, було побудовано графіки залежностей $C_y(a)$, $C_x(a)$, $M_z(a)$, $C_y(C_x)$, $K(a)$.

Першим кроком буде побудова 3Д моделі, та аеродинамічний розрахунок літального апарату схеми “тандем”, але без заднього крила. Модель обтікання літального апарату з одним крилом простіша, ніж в літального апарату схеми “тандем”. В аеродинамічній схемі “тандем” між переднім та заднім крилом відбувається взаємодія, і тому існують певні особливості при проектуванні літального апарату схеми “тандем”.

Другим кроком буде побудова 3Д моделі літального апарату схеми “тандем”, та аеродинамічний розрахунок літального апарату без врахування згину крила.

Третім кроком буде аеродинамічний розрахунок літального апарату схеми “тандем”. Для того, щоб імітувати згин заднього крила при заданих кутах атаки, необхідно побудувати 3Д модель для кожного кута атаки, і заданням кута поперечного v заднього крила.

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						29
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Четвертим кроком буде проведений аналіз всіх отриманих результатів. Будуть побудовані графіки всіх залежностей і порівняні між собою. За отриманими результатами будуть зроблені висновки.

3.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату аеродинамічної схеми “моноплан” числовим методом

Як було вже сказано, першим кроком буде побудова 3Д моделі, та аеродинамічний розрахунок літального апарату схеми “тандем”, без заднього крила, бо Модель обтікання літального апарату з одним крилом простіша, ніж в літального апарату схеми “тандем”. В аеродинамічній схемі “тандем” між переднім та заднім крилом відбувається взаємодія, і тому існують певні особливості при проектуванні літального апарату схеми “тандем”.

Для побудови 3Д моделі та проведення аеродинамічного розрахунку необхідно знати профіль, та побудувати його в програмному засобі XFLR5. Для цього скористаємося програмним засобом Profili2. В програмному засобі знаходимо профіль МХ 32-12, та експортуємо його, для подальшого використання в програмному засобі XFLR5. Геометричні характеристики профілю МН 32-12 наведені в табл. 3.1

Табл. 3.1

Геометричні характеристики профіля МН 32-12

Величина	Значення
Максимальна товщина, %	30,2
Положення максимальної товщини, %	8,7
Максимальна кривизна, %	45,7
Положення максимальної кривизни, %	2,3

Наступним кроком є імпортування профілю в програмному засобі XFLR5, та проведення розрахунку профілю при різних числах Рейнольдса, для

того щоб в подальшому програма мала змогу рахувати крила в певному діапазоні чисел Рейнольдса.

Швидкість польоту літального апарату $V = 25\text{м/с}$, а хорда крила $b = 0,11\text{м}$, кінематична вязкість повітря при $t = 20^\circ\text{C}$ - $\nu = 15,06 * 10^6$.

$$Re = \frac{V * d}{\nu} = \frac{25 * 0,11}{15,06} * 10^6 = 182603$$

Розраховуємо аеродинамічний профіль в діапазоні $130\ 000 < 182\ 600 < 240\ 000$ Рейнольдс з кроком 2000, і в діапазоні кутів атаки від -5 до 20 градусів з кроком 0,2 градуси.

Після того, як аеродинамічний профіль був порахований, будемо 3Д модель літального апарату аеродинамічної схеми “тандем”, але без заднього крила, див. рис. 3.1

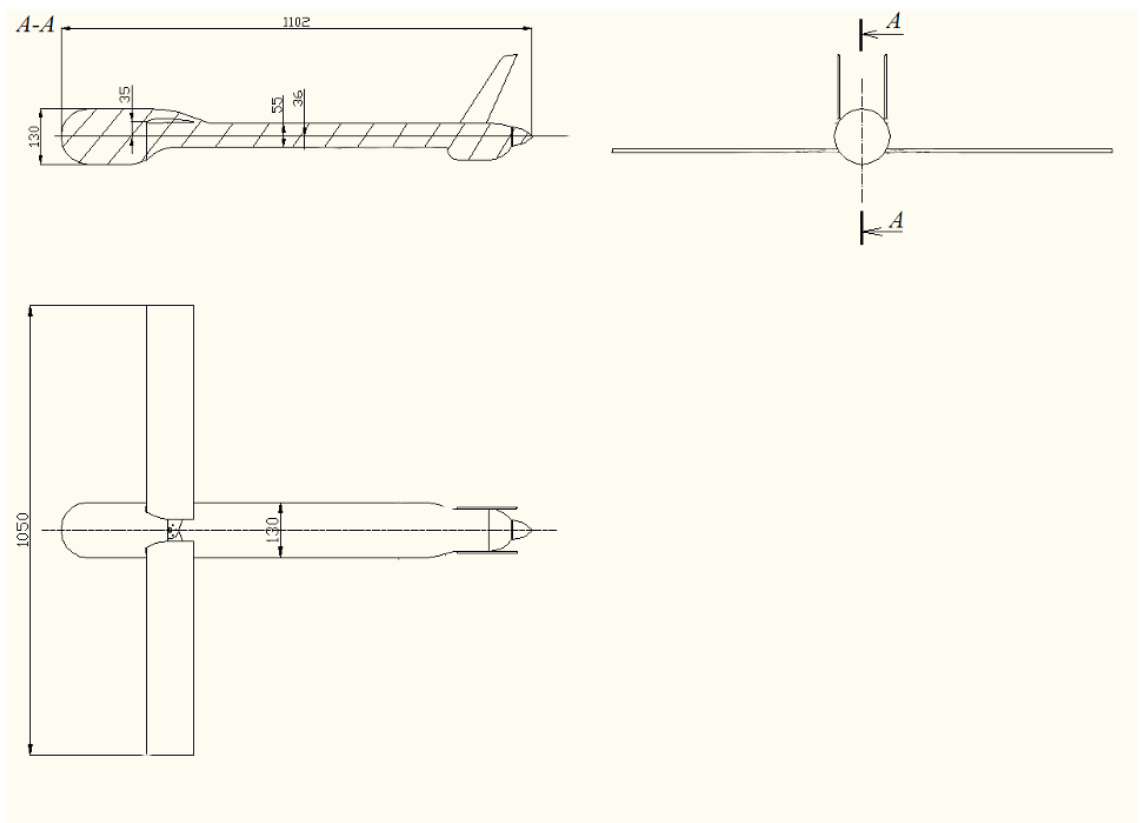


Рис. 3.1 Літальний апарат аеродинамічної смхеми “тандем” без заднього крила

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>31</i>

Для побудови 3Д моделі та розрахунку її аеродинамічних характеристик використовуємо програмне забезпечення XFLR5. Як було сказано вище, будується лише 3Д модель переднього крила, і проводиться для нього розрахунок, до отриманих результатів аеродинамічних характеристик додаються аеродинамічні характеристики фюзеляжу.

Будуємо 3Д модель переднього крила літального апарату схеми тандем в програмному засобі XFLR5 характеристики якого зображено у табл. 3.2

Табл. 3.2

Геометричні характеристики крила

Характеристика	Значення
Розмах крила, м.	1,05
Коренева хорда, м.	0,11
Кінцева хорда, м.	0,11
Кут встановлення кореневої хорди, град.	0
Кут встановлення кінцевої хорди, град.	0
Аеродинамічний профіль кореневої хорди	МН 32-12
Аеродинамічний профіль кінцевої хорди	МН 32-12
Кут поперечного V, град.	-4

Переднє крило літального апарату прямокутне в плані, без стрілоподібності. Розмах крила $l = 1,05$ м. а коренева та кінцева хорда $b = 0,11$ м. Відсутня геометрична крутка, а також відсутня аеродинамічна крутка. Коренева та кінцева мають однаковий аеродинамічний профіль МН 32-12. Переднє крило встановлене під кутом 0 градусів. Поперечний кут встановлення крила -4 градуси. Крило знаходиться над фюзеляжем. В

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	Лист
						32
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

тривимірній постановці кожне пів крило має за хордою 40 панелей, а за розмахом 30 панелей, які зменшувалися та ущільнювалися на кінцях крила, та на передній частині хорди. Зовнішній вигляд крила в програмному засобі XFLR 5 показано на рис. 3.2

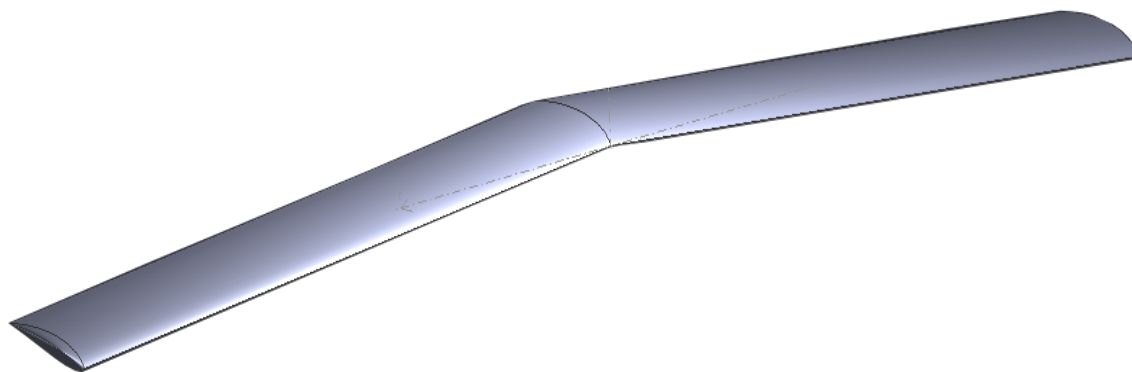


Рис. 3.2 Переднє крило літального апарату

Після того, як було побудовано переднє крило, необхідно задати умови для розрахунку.

Швидкість польоту $v = 25$ м/с, застосовувався метод вихрової решітки з кільцевими вихорами (VLM2), вага літального апарату $m = 3$ кг, центрування знаходиться на 25% хорди крила. Аеродинамічні характеристики розраховуються для кутів атаки $-5^\circ < \alpha^\circ < 18^\circ$. Реальний експеримент проводився для кутів атаки $0^\circ < \alpha^\circ < 16^\circ$ з кроком у 2° .

Результатом розрахунку в програмному засобі XFLR 5 є значення C_y , C_x , C_m для кожного кута атаки. Для яких проводився розрахунок. Оскільки реальний експеримент проводився для кутів атаки з кроком 2° , в роботі будуть показані значення для кутів відповідних до експерименту.

До отриманих результатів після розрахунку додаємо аеродинамічні характеристики фюзеляжу за формулою 3.1 та формулою 3.2

$$C_y = C_{y\text{крила}} + C_{y\text{фпр}} \quad (3.1)$$

Де C_y – підйомна сила літального апарату, $C_{у\text{крила}}$ – підйомна сила крила яка була розрахована в програмному засобі, $C_{у\text{фпр}}$ – підйомна сила фюзеляжу приведена до площі крила літального апарату,

Розмах переднього крила $l = 1,05$ м. Хорда переднього крила $b = 0,11$ м. А отже площа крила $S = 0,1155 \text{ м}^2$. Для розрахунку аеродинамічних характеристик приводимо коефіцієнти підйомної сили та коефіцієнти сил опору до площі переднього крила.

$$C_{у\text{фпр}} = (C_{у\text{фюзеляжу}} * S_{\text{міделю}}) / S_{\text{крила}} \quad (3.2)$$

$S_{\text{міделю}}$ – площа міделю фюзеляжу, $S_{\text{крила}}$ – площа крила.

Приведені значення підйомної сили та сил опору показано в табл. 3.3

Табл 3.3

Аеродинамічні характеристики фюзеляжу

α ПК, α 1геом	$C_{у\text{фюз}}$	$C_{x\text{фюз}}$
0	0,1142373	0,03333
2	0,1354206	0,02894
3,9	0,1844009	0,02966
5,8	0,1982104	0,03231
7,8	0,1979385	0,03571
9,8	0,1834534	0,03979
11,7	0,1775569	0,04288
13,7	0,128495	0,06734
15,7	0,0497455	0,1155

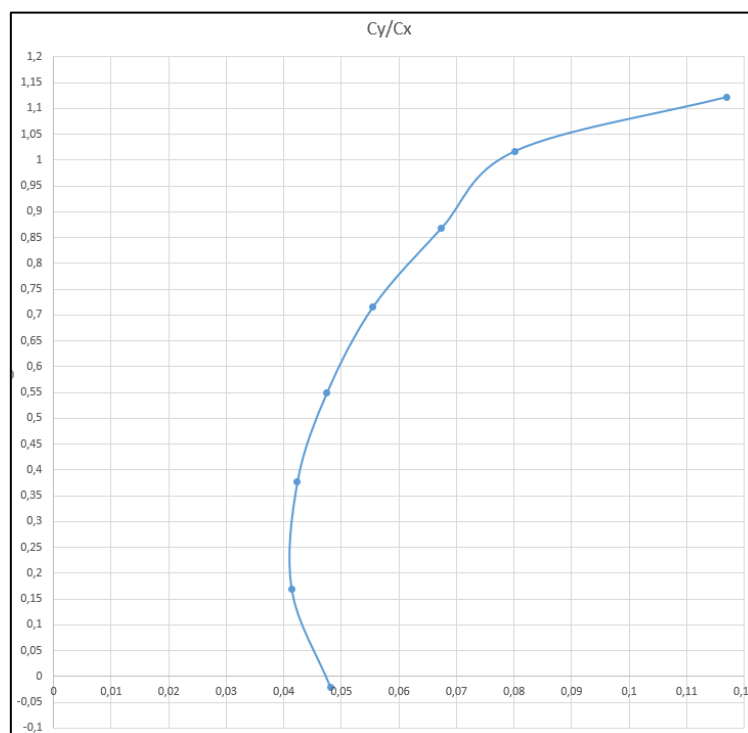
Далі, отримані після розрахунку в XFLR5 результати заносимо у таблицю і рахуємо з урахуванням фюзеляжу, див табл. 3.4

					<i>A/191M/15.16.00.0000 ПЗ</i>	Лист
						34
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Результат розрахунку XFLR5

α	C_y (XFLR5)	C_x (XFLR5)	M_z (XFLR5)	$C_y + C_{y\phi}$	$C_x + C_{x\phi}$
0	-0,1357	0,0147	-0.3068	-0,0215	0,0481
2	0,0326	0,0123	-0.0037	0,1680	0,0413
3,9	0,1924	0,0126	0.2878	0,3768	0,0423
5,8	0,3517	0,0151	0.5817	0,550	0,0475
7,8	0,5186	0,0197	0.8926	0,7165	0,0555
9,8	0,6842	0,0275	1.2033	0,8676	0,0673
11,7	0,8399	0,0372	1.4973	1,0174	0,0802
13,7	0,9937	0,0496	1.7889	1,1222	0,117

Результати розрахунку основних аеродинамічних характеристик числовим методом для літального апарату аеродинамічної схеми моноплан представлені на рис. 3.2–3.7.

Рис. 3.2 Графік залежності $C_y(C_x)$ літака, розраховані в XFLR5

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

А/Л91МП15.16.00.0000 ПЗ

Лист

35

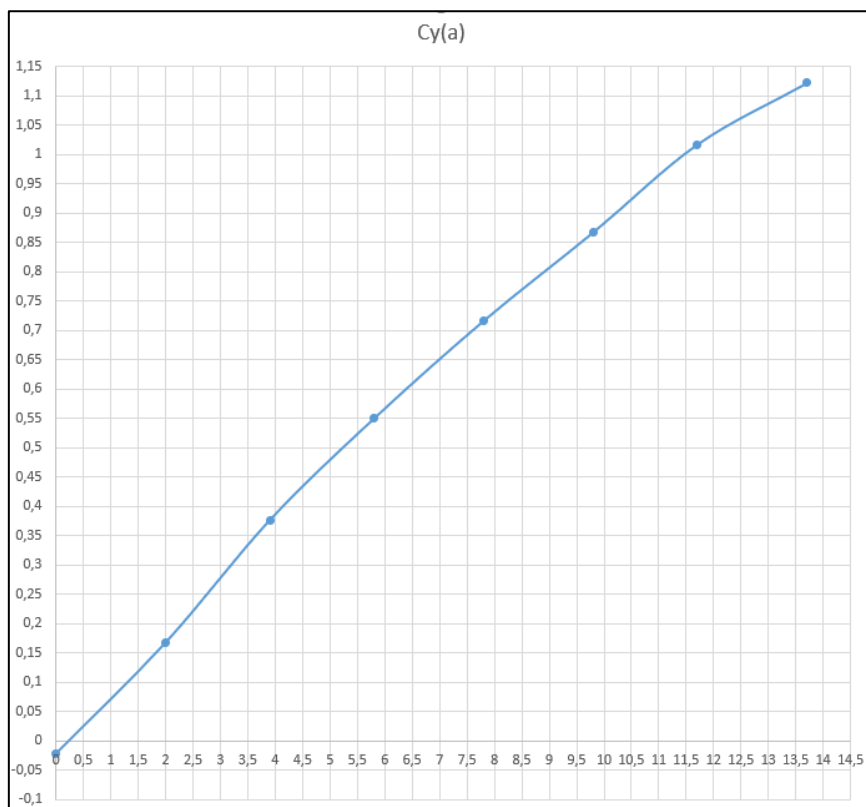


Рис. 3.3 Графік залежності $C_y(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

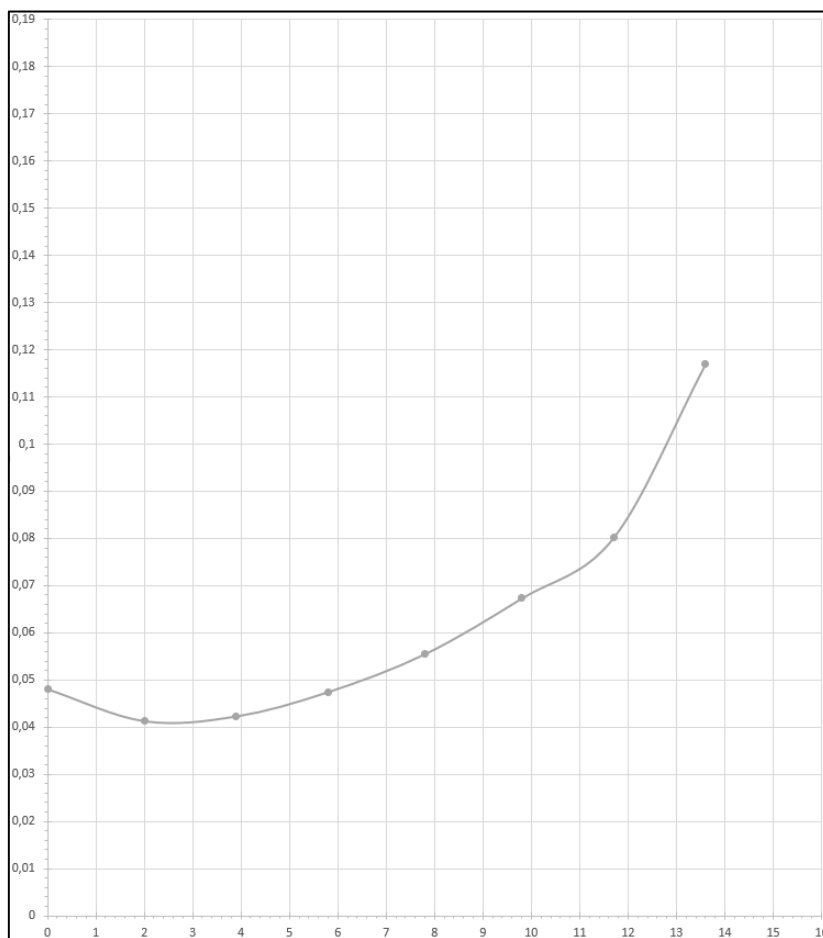


Рис. 3.4 Графік залежності $C_x(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

АЛ91МП15.16.00.0000 ПЗ

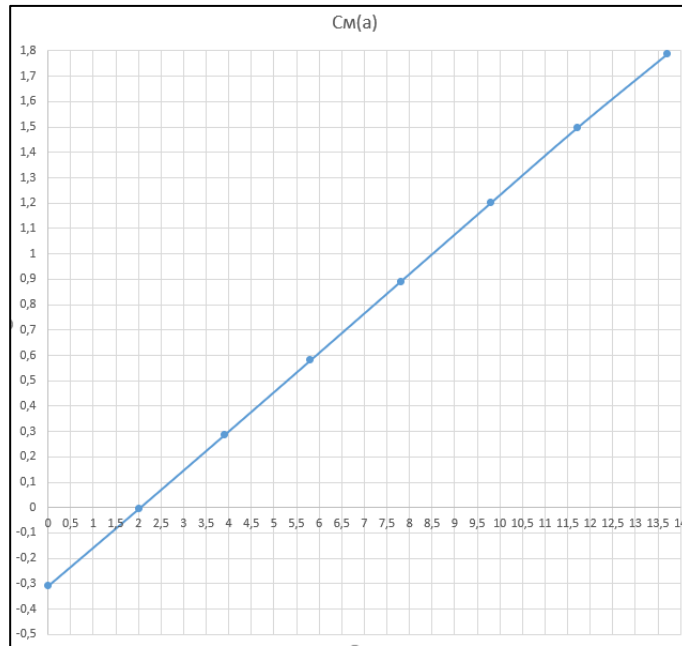


Рис. 3.5 Графік залежності $Mz(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

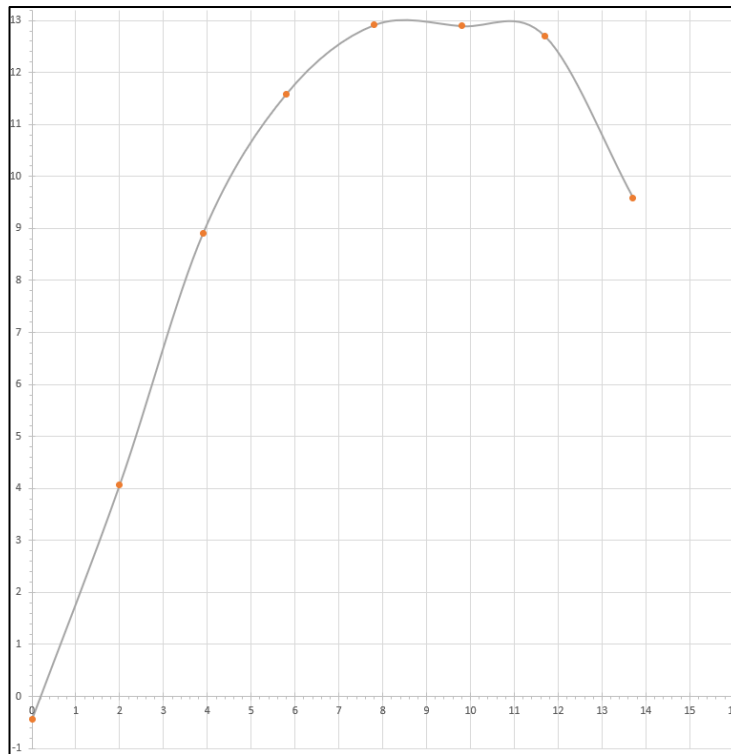


Рис. 3.6 Графік залежності $K(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

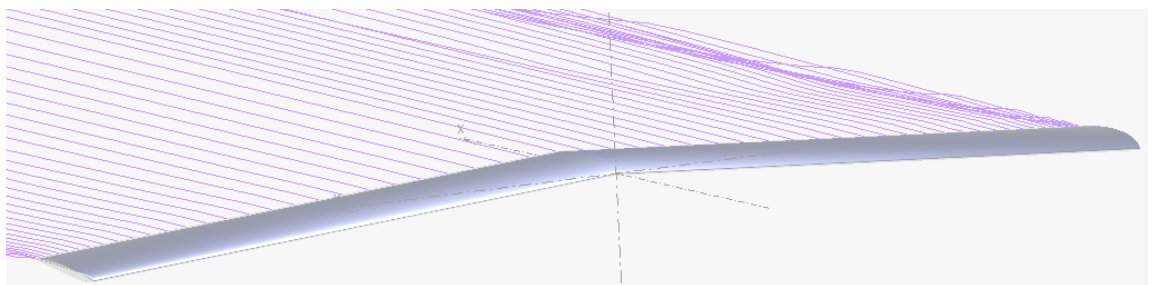


Рис. 3.7 Вихрова пелена в *XFLR5*, для ізолюваного крила

3.3 Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату схеми тандем без урахування згину заднього крила

Для аеродинамічного розрахунку літального апарату схеми тандем без врахування згину (рис. 3.8), необхідно побудувати 3Д модель літального апарату в програмному засобі XFLR5.

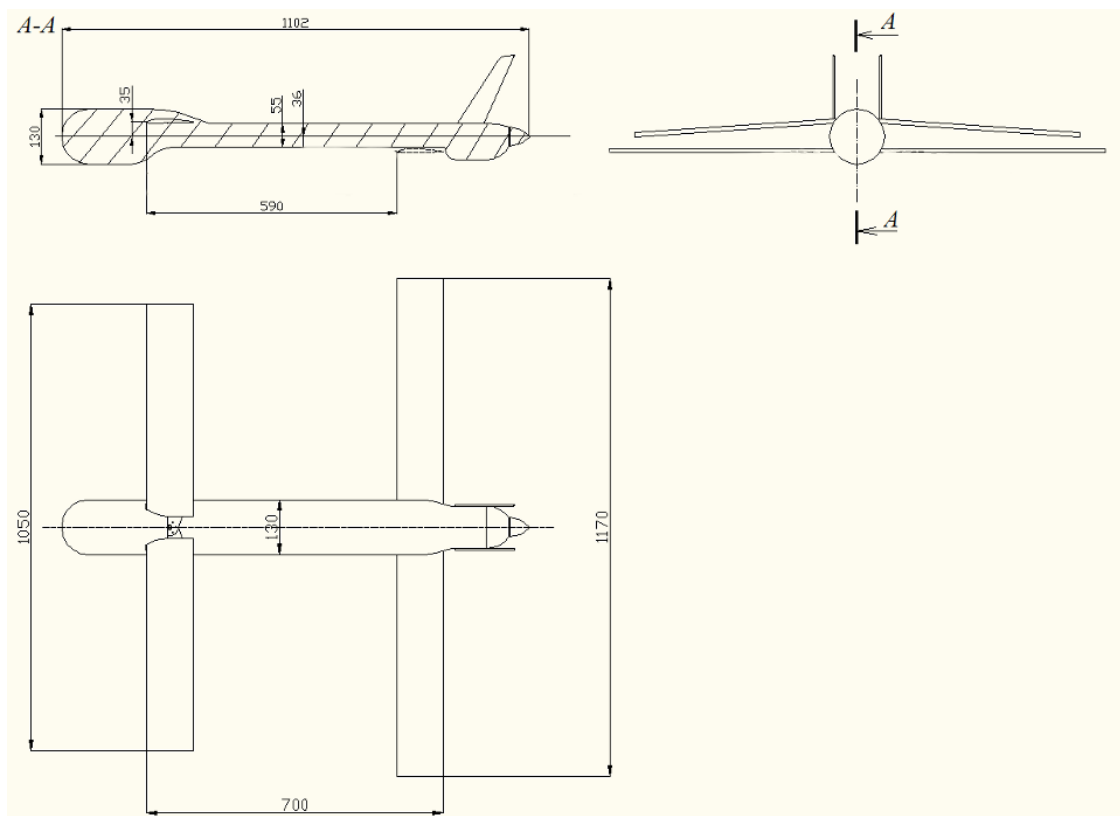
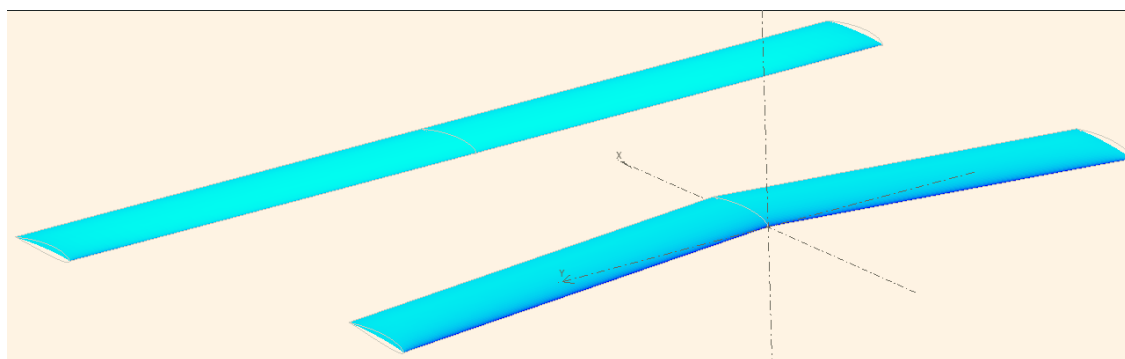


Рис. 3.8 Габаритні розміри літального апарату аеродинамічної схеми
“тандем”



3.9 3Д модель літального апарату схеми тандем для розрахунку

На рис. 3.9 показана 3Д модель побудована в програмному засобі XFLR5. Геометричні характеристики вказані в табл. 3.5

Геометричні характеристики ЛА

Характеристика	Значення
Розмах переднього крила, м.	1,05
Хорда переднього крила, м.	1,17
Хорда переднього крила, м.	0,11
Хорда заднього крила, м.	0,11
Кут встановлення переднього крила, град.	0
Кут встановлення заднього крила, град.	4
Поперечний кут переднього крила, град.	-4
Поперечний кут заднього крила, град.	0
Висота коробки крил, м.	70
Повздожній винос, м.	0,59

Після того, як було побудовано 3Д модель літального апарату, необхідно знову задати умови для розрахунку.

Швидкість польоту $v = 25$ м/с, застосовувався метод вихрової решітки з кільцевими вихорами (VLM2), вага літального апарату $m = 3$ кг. Аеродинамічні характеристики розраховуються для кутів атаки $-5^\circ < a^\circ < 18^\circ$. Реальний експеримент проводився для кутів атаки $0^\circ < a^\circ < 16^\circ$ з кроком у 2° .

Розмах переднього крила $l = 1,05$ м. Хорда переднього крила $b = 0,11$ м. А отже площа крила $S = 0,1155$ м². Розмах заднього крила $l = 1,17$ м. Хорда заднього крила $b = 0,11$ м. площа крила $S = 0,1297$ м². Площа крил тандему $S = 0,2442$ м² Для розрахунку аеродинамічних характеристик

приводимо коефіцієнти підйомної сили та коефіцієнти сил опору до суми площі переднього крила та заднього крила.

Результати розрахунку показані у табл. 3.6

Табл. 3.6

Результати розрахунку XFLR5

α	C_y (XFLR5)	C_x (XFLR5)	C_m (XFLR5)	$C_y + C_{y\phi}$	$C_x + C_{x\phi}$	M_z
0,0	0,0635	0,0130	-0,2967	0,1175	0,0287	-0,2975
2,0	0,2136	0,0141	-0,3270	0,2776	0,0278	-0,3256
3,9	0,3557	0,0179	-0,3551	0,4429	0,0319	-0,3506
5,8	0,4969	0,0245	-0,3824	0,5906	0,0398	-0,3769
7,8	0,6441	0,0343	-0,4101	0,7377	0,0512	-0,41356
9,8	0,7894	0,0473	-0,4367	0,8762	0,0661	-0,3968
11,7	0,9254	0,0623	-0,4608	1,0093	0,0826	-0,4349
13,7	1,0625	0,0809	-0,4842	1,1232	0,1127	-0,4721

Результати розрахунку аеродинамічних характеристик для літального апарату аеродинамічної схеми тандем без врахування згину на рис. 3.10–3.15.

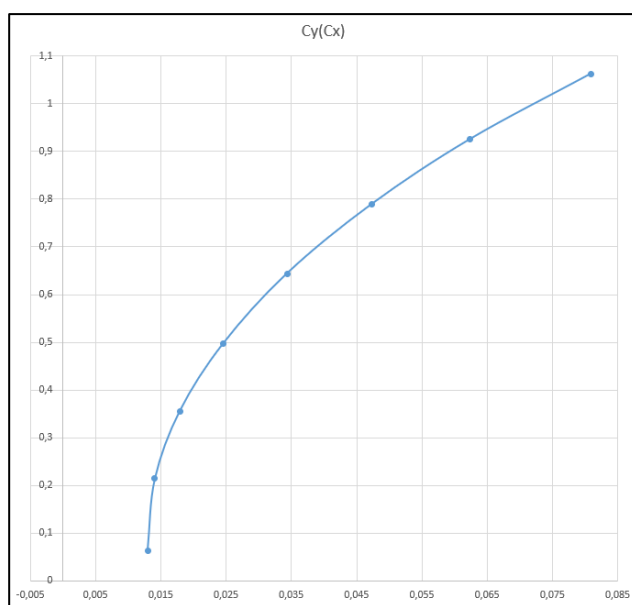


Рис. 3.10 Графік залежності $C_y(C_x)$ літака, розраховані в XFLR5

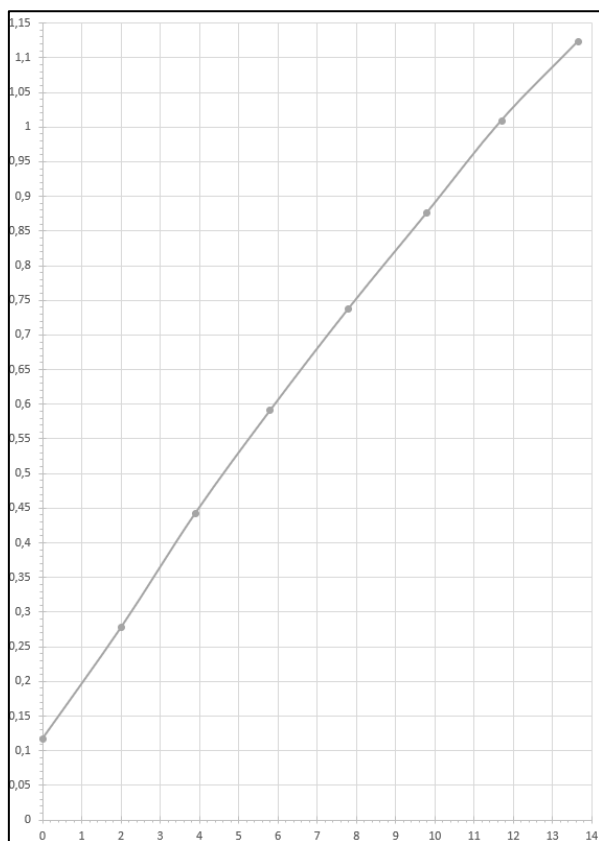


Рис. 3.11 Графік залежності $C_y(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

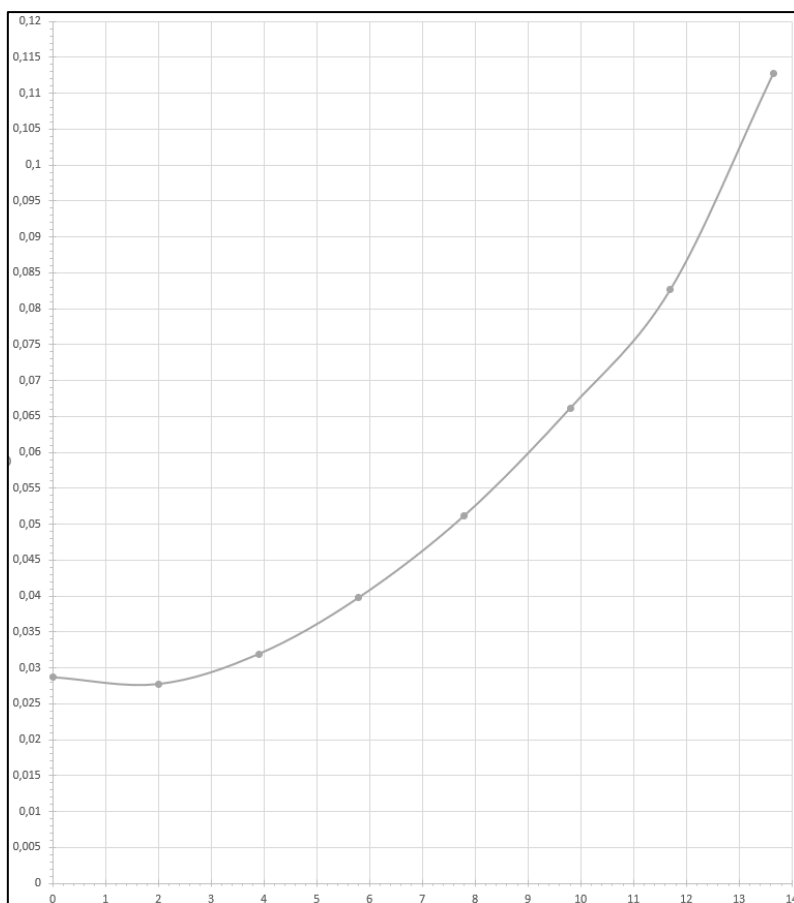


Рис. 3.12 Графік залежності $C_x(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

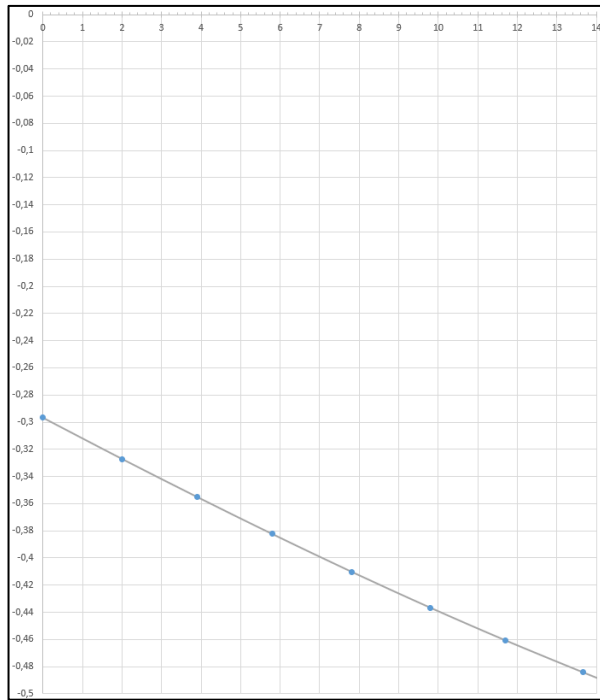


Рис. 3.13 Графік залежності $M_z(\alpha)$ літака, розраховані в XFLR5

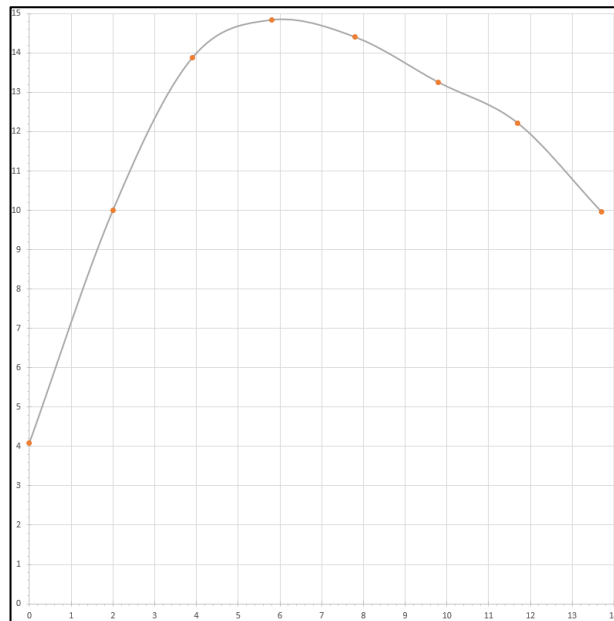


Рис. 3.14 Графік залежності $K(\alpha)$ літака, розраховані в XFLR5

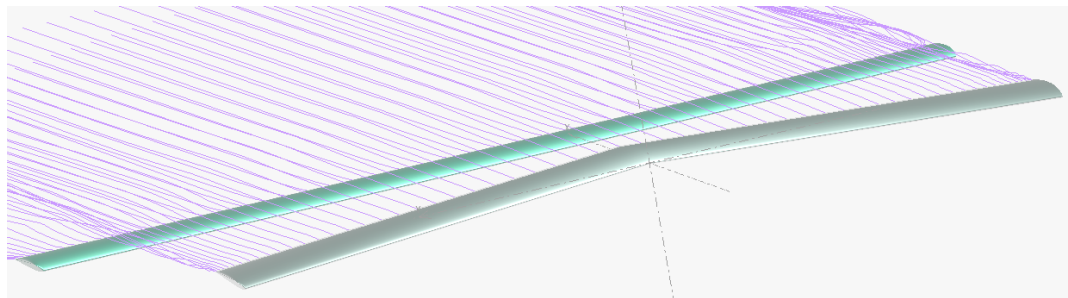


Рис. 3.15 Вихрова пелена в XFLR5, літального апарату схеми тандем без врахування згину при $\alpha = 0$

3.4 Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату схеми тандем з урахування згину

Під час проведення експерименту в аеродинамічній трубі АТ-1, кінці переднього крила були жорстко закріплені, а заднє крило було прикріплене лише до фюзеляжу, і для кожного кута атаки проводилося вимірювання згину крила, шляхом фіксування зміщення кінцівок крила. Під час розрахунку в програмному засобі, згин крила буде задаватися через збільшення поперечного кута встановлення консолей крила, для цього необхідно перевести отримані значення зміщення кінцівок в поперечній кут встановлення крила за формулою 3.2

$$v = \arcsin\left(\frac{h}{0,585}\right) * 57,3 \quad (3.2)$$

Де v – значення відхилення кінцівок крила.

Отримані значення, а також значення відхилення кінцівок крила для всіх кутів атаки показано в табл.3.7

Табл. 3.7

Значення згину крила отримані експериментально

α	h, згин, м.	v, згин, град.
0,0	0,0160	1,5674
2,0	0,0300	2,9398
3,9	0,0350	3,4303
5,8	0,0400	3,9210
7,8	0,0440	4,3138
9,8	0,0470	4,6086
11,7	0,0500	4,9034
13,7	0,0510	5,0017
15,7	0,0510	5,0017

Для проведення розрахунку в програмному засобі XFRLR5 необхідно побудований раніше 3Д модель літального апарату схеми тандем, характеристики якого вказані в табл. 3.8, для кожного кута атаки змінювати поперечний кут встановлення, який відповідає зміщенню кінцівки крила при заданому куті атаки.

Табл.3.8

Геометричні характеристики ЛА

Характеристика	Значення
Розмах переднього крила, м.	1,05
Хорда переднього крила, м.	1,17
Хорда переднього крила, м.	0,11
Хорда заднього крила, м.	0,11
Кут встановлення переднього крила, град.	0
Кут встановлення заднього крила, град.	4
Поперечний кут переднього крила, град.	-4
Поперечний кут заднього крила, град.	0
Висота коробки крил, м.	70
Повздожній винос, м.	0,59

Так само як і для попередніх розрахунків необхідно задати умови, які такі ж самі як і при розрахунку літального апарату схеми тандем без врахування згину

Швидкість польоту $v = 25$ м/с, застосовувався метод вихрової рішотки з кільцевими вихорами (VLM2), вага літального апарату $m = 3$ кг. Аеродинамічні характеристики розраховуються для кутів атаки $-5^\circ < a^\circ <$

18°. Реальний експеримент проводився для кутів атаки $0^\circ < \alpha^\circ < 16^\circ$ з кроком у 2° .

Розмах переднього крила $l = 1,05$ м. Хорда переднього крила $b = 0,11$ м. А отже площа крила $S = 0,1155$ м². Розмах заднього крила $l = 1,17$ м. Хорда заднього крила $b = 0,11$ м. площа крила $S = 0,1297$ м². Площа крил тандему $S = 0,2442$ м². Для розрахунку аеродинамічних характеристик приводимо коефіцієнти підйомної сили та коефіцієнти сил опору до суми площі переднього крила та заднього крила.

Результатом розрахунку в програмному засобі XFLR 5 є значення C_y , C_x , C_m для кожного кута атаки. Для яких проводився розрахунок.

Далі, всі отримані після розрахунку в XFLR5, зводимо в одну таблицю 3.9.

Табл. 3.9

Результати розрахунку XFLR5

α	C_y (XFLR5)	C_x (XFLR5)	C_m	$C_y + C_{yф}$	$C_x + C_{xф}$
0	0,0642	0,0129	-0,2975	0,0642	0,0287
2	0,2128	0,0141	-0,3256	0,2128	0,0278
3,9	0,3525	0,0180	-0,3506	0,3525	0,0320
5,8	0,4923	0,0247	-0,3769	0,4923	0,0400
7,8	0,6438	0,0344	-0,4135	0,6438	0,0513
9,8	0,7606	0,0429	-0,3968	0,7606	0,0618
11,7	0,9037	0,0617	-0,4349	0,9037	0,0820
13,7	1,0501	0,0819	-0,4721	1,0501	0,1138

Результати розрахунку основних аеродинамічних характеристик числовим методом для літального апарату аеродинамічної схеми моноплан представлені на рис. 3.16–3-22.

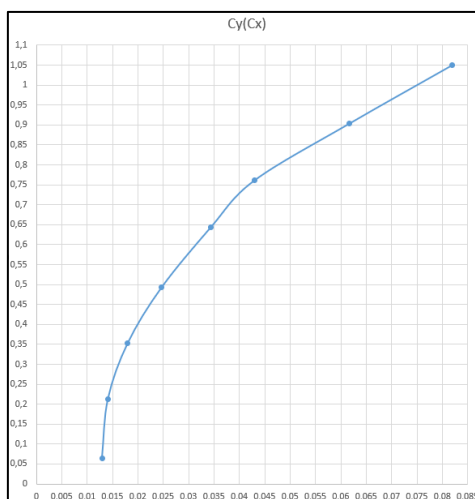


Рис. 3.16 Графік залежності $C_y(C_x)$ літака, розраховані в *XFLR5*

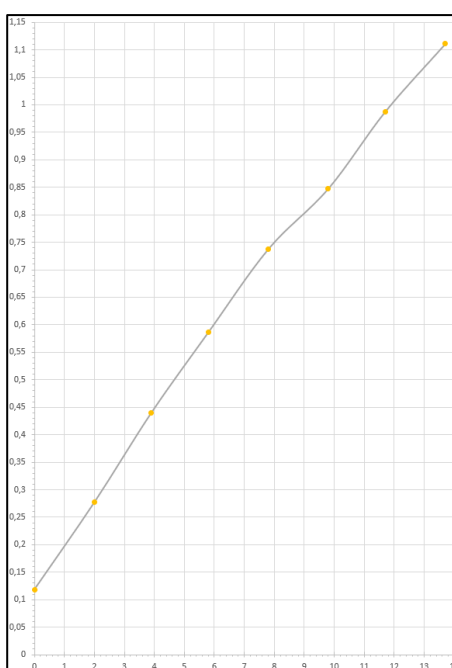


Рис. 3.17 Графік залежності $C_y(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

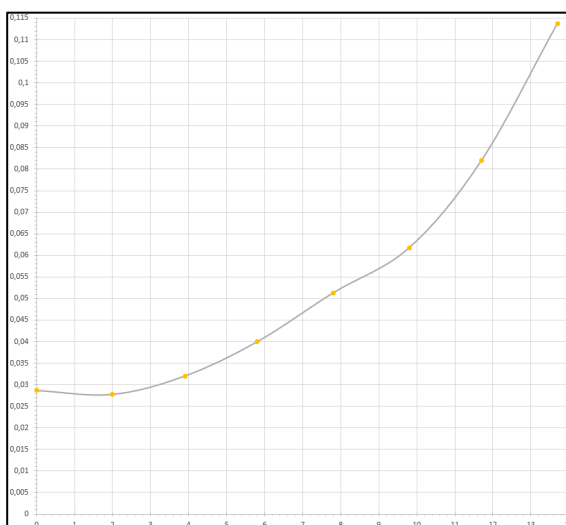


Рис. 3.18 Графік залежності $C_x(a)$ літака, розраховані в *XFLR5*

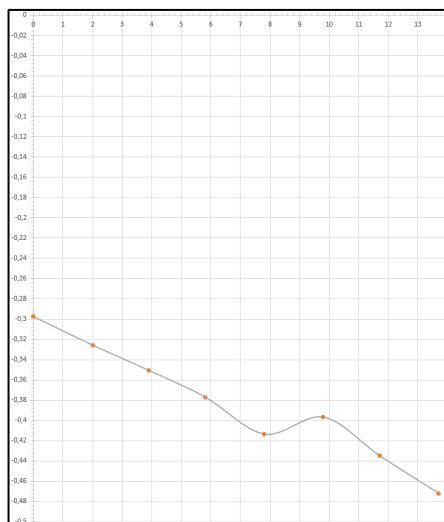


Рис. 3.19 Графік залежності $M_z(\alpha)$ літака, розраховані в XFLR5

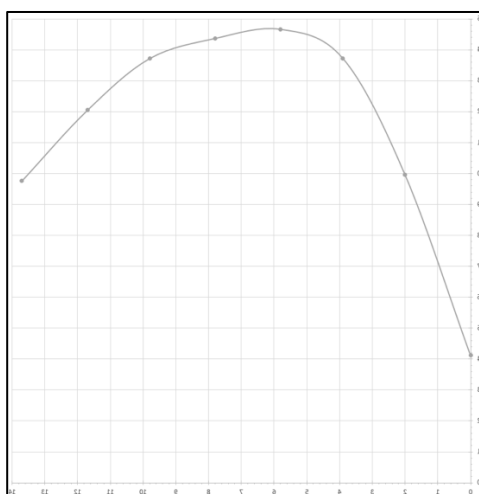


Рис. 3.120 Графік залежності $K(\alpha)$ літака, розраховані в XFLR5

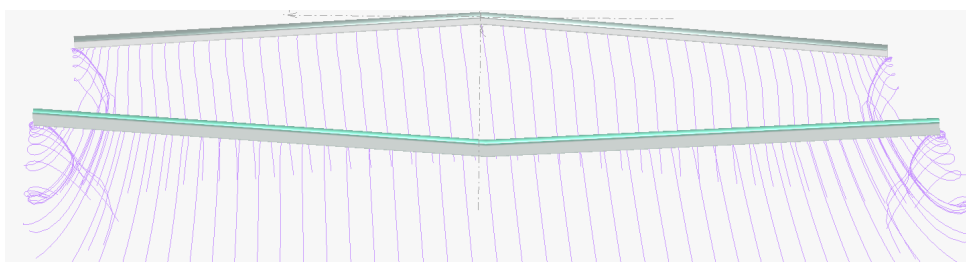


Рис. 3.21 Вихрова пелена в XFLR5, літального апарату схеми тандем з врахуванням згину при $\alpha = 3.9$

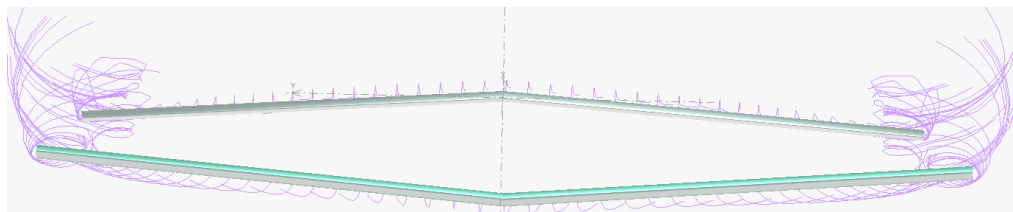


Рис. 3.22 Вихрова пелена в XFLR5, літального апарату схеми тандем з врахуванням згину при $\alpha = 9,8$

					<i>A/191M/15.16.00.0000 ПЗ</i>	Лист
						47
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

3.5 Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними
 3.5.1 Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними для
 аеродинамічної схеми тандем

Після проведення розрахунку аеродинамічних характеристик для літального апарату схеми тандем без заднього крила, літального апарату схеми тандем без врахування згину крила, та з урахуванням згину в пограмному засобі XFRLR5, були отримані результати, структуровані у таблиці, і побудовані графіки, процес розрахунку показаний вище. Наступним кроком необхідно порівняти між собою отримані результати. Для того, щоб зробити необхідні висновки, порівнемо між собою графіки $C_y(a)$, $C_x(a)$, $C_y(C_x)$, для кутів атаки в діапазоні $0 < a < 13,7$. Спочатку порівнюємо результати літального апарату аеродинамічної схеми тандем без заднього крила з результатами експериментальними результатами. Аеродинамічні характеристики ЛА отримані в результаті експерименту в аеродинамічній трубі показано в табл. 3.10

Табл. 3.10

Аеродинамічні характеристики ЛА

a	C_y	C_x
0	-0,0309	0,0483
2	0,1544	0,0422
3,9	0,3605	0,044
5,8	0,5293	0,0502
7,8	0,6891	0,0598
9,8	0,8282	0,0725
11,7	0,9572	0,0861
13,7	1,0345	0,1237
15,7	1,0501	0,1874

Далі будуюмо графіки, на яких зможемо побачити різницю між розрахунками в XFRLR5, та експериментом в аперодинамічній трубці, рис. 3.23-3.26

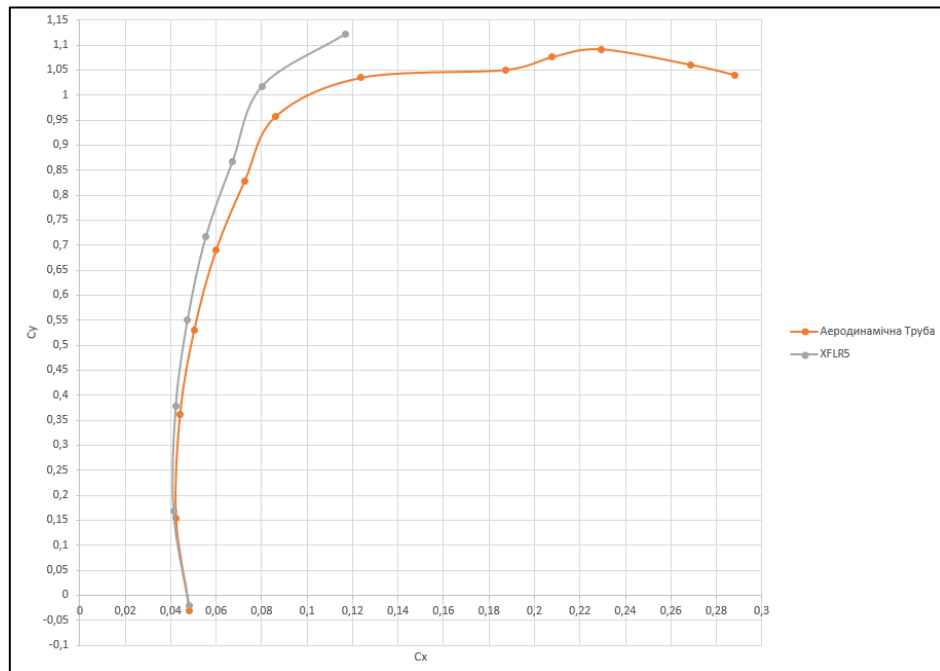


Рис. 3.23 Графік залежності $C_y(C_x)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

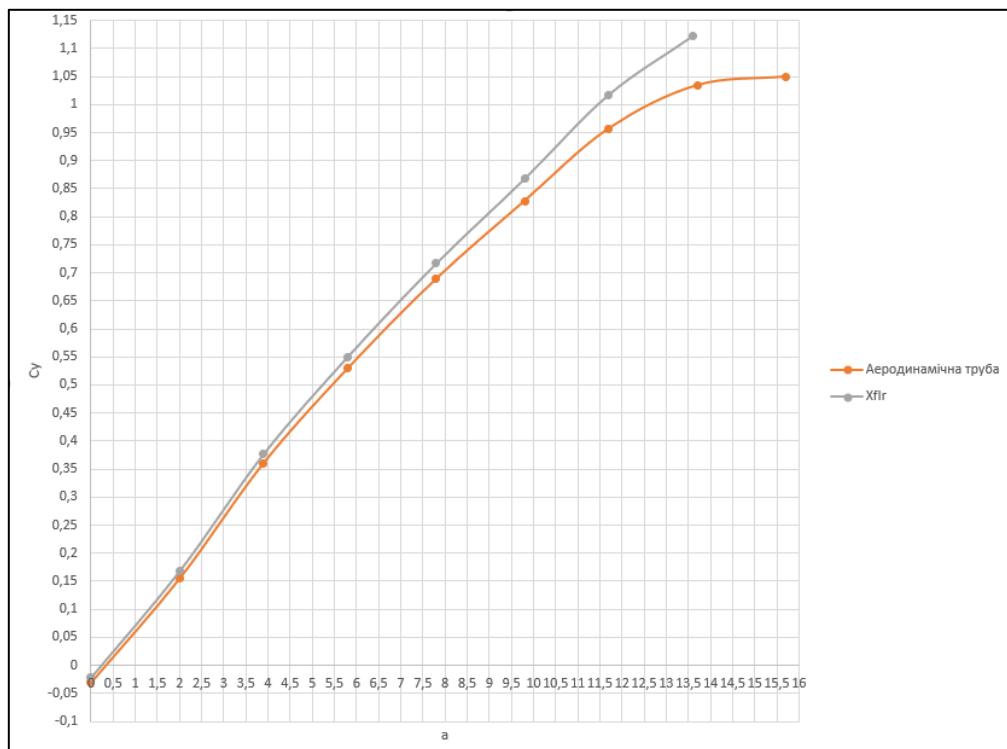


Рис. 3.24 Графік залежності $C_y(\alpha)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

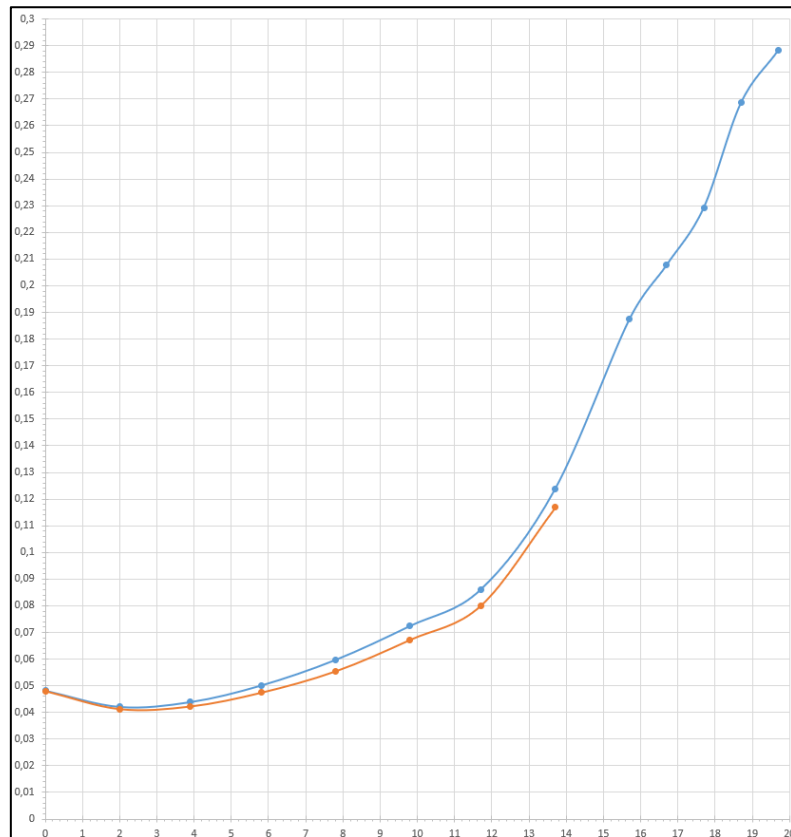


Рис. 3.25 Графік залежності $C_x(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

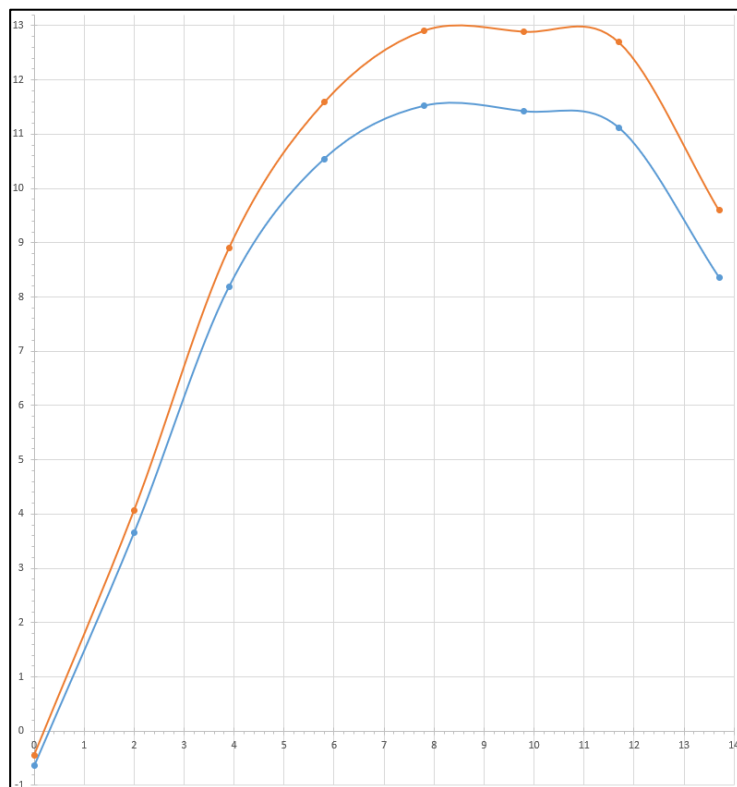


Рис. 3.26 Графік залежності $K(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

З графіку 3.20 можна побачити, що програма дуже добре та достатньо точно розрахувала значення підйомної сили в діапазоні кутів $0 < \alpha < 7,8$, різниця між розрахунковим значення підйомної сили розрахованої в XFLR, та експериментом в аеродинамічній трубі в середньому $\Delta C_y = 0,0175$, а для кута $\alpha = 9,8$ різниця трохи збільшилася $\Delta C_y = 0,0395$ і далі різниця становиться вже значна $\Delta C_y = 0,0603$ для кута атаки $\alpha = 11,7$ та $\Delta C_y = 0,0878$ для $\alpha = 13,7$. Недолік програми, що при розрахунку в при деякому куті програма перестає рахувати, і отримати значення $C_{y\text{макс}}$ не завжди вдається. З характеру графіка можна побачити що коефіцієнт максимальної підйомної сили буде приблизно як і в експерименті приблизно в діапазоні кутів $15 < \alpha < 17$ і $C_{y\text{макс}} = 1,17$.

На рис. 3.21, можна побачити, що коефіцієнти сили опору так само як і коефіцієнти підйомної сили, дуже добре розраховані при малих кутах атаки $0 < \alpha < 3,9$ і в середньому $\Delta C_{x\text{сер}} = 0,0009$, зі збільшенням кута атаки збільшується і різниця між коефіцієнтами сил опору, при куті $\alpha = 5,8$ $\Delta C_x = 0,0027$, а при кутах $5,8 < \alpha < 13,7$ $\Delta C_x = 0,0053$. Як і в випадку з коефіцієнтами підйомної сили, програма дуже добре показує характер зміни коефіцієнтів, і хоча графіки не співпадають, графік коефіцієнтів сил опору порохованих в XFLR дуже добре повторюють характер результатів експерименту в аеродинамічній трубі.

На рис. 3.19 на графіку залежності $C_y(C_x)$ можна побачити, що поляри в обох випадках співпадають, і вже після $C_y = 0,55$ видно, що XFLR показує більші значення коефіцієнтів підйомної сили при тих самих значеннях коефіцієнтів сил опору. Але графік побудований на основі результатів розрахунку в програмному засобі XFLR повторює графік побудований на основі результатів отриманих експериментів в аеродинамічній трубі, і форми поляр однакові.

Оскільки XFLR5 трохи завищив значення коефіцієнтів підйомної сили, та занижив значення коефіцієнтів сил опору, аеродинамічна якість збільшилася в усьому діапазоні кутів, це можна побачити на рис. 3.22. Але слід замітити, щ

					<i>A/191M715.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						51
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

охоча аеродинамічна якість завищена приблизно на 1,4 графік добре повторив характер графік отриманого після експерименту.

Після аналізу результатів, можна зробити висновок, що користуватися програмними засобами низькоівневого розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів, панельно вихревим методом на етапі проектування можливо. На прикладі програмного засобу XFLR було пораховано аеродинамічні характеристики літального апарату схеми моноплан на малих числах Маха і при низьких числах Рейнольдс. Результати вийшли дуже схожі до результатів отриманих в аеродинамічній трубі, особливо на малих кутах атаки, бо зі збільшенням кута атаки різниця збільшувалася. Недоліком було те, що програма не змогла розрахувати максимальні значення коефіцієнтів підйомної сили. Але характер та форма графіків подібна до графіків отриманих з аеродинамічної труби. Це означає що таким методом можливо користуватися на етапі проектування, для перевірки різних конструкторських рішень.

3.5.2 Порівняння ррезультатів розрахунку з експериментальними даними для аеродинамічної схеми тандем

. Оскільки літальний апарат схеми тандем, внаслідок своєї конструкційної особливості у вигляді двох крил, які знаходяться одне за одним, накладають деякі складності, через взаємодію яка відбувається між крилами.

Тому при порівнянні результатів розрахунку в XFLR5 експериментальними, розраховуються аеродинамічні характеристики ЛА без врахування згину, потім з врахуванням згину, шляхом зміни поперечного кута встановлення консолей крила, і за отриманими результатами робимо висновки що до придатності використання розрахунку для літальних апаратів схеми тардем.

Всі отримані результати порівнюються з експериментальними даними, які показано в табл. 3.15

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						52
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Аеродинамічні характеристики ЛА

a	C_y	C_x
-0,1	0,147	0,032
1,8	0,3161	0,0353
3,7	0,471	0,0456
5,6	0,6092	0,0561
7,5	0,7428	0,0707
9,5	0,8694	0,0893
11,4	0,9791	0,1084
13,4	1,0297	0,1421
15,4	1,032	0,188

Далі будемо графіки, на яких зможемо побачити різницю між розрахунками в XFLR5, та експериментальними даними в аеродинамічній трубі, рис. 3.23-3.26

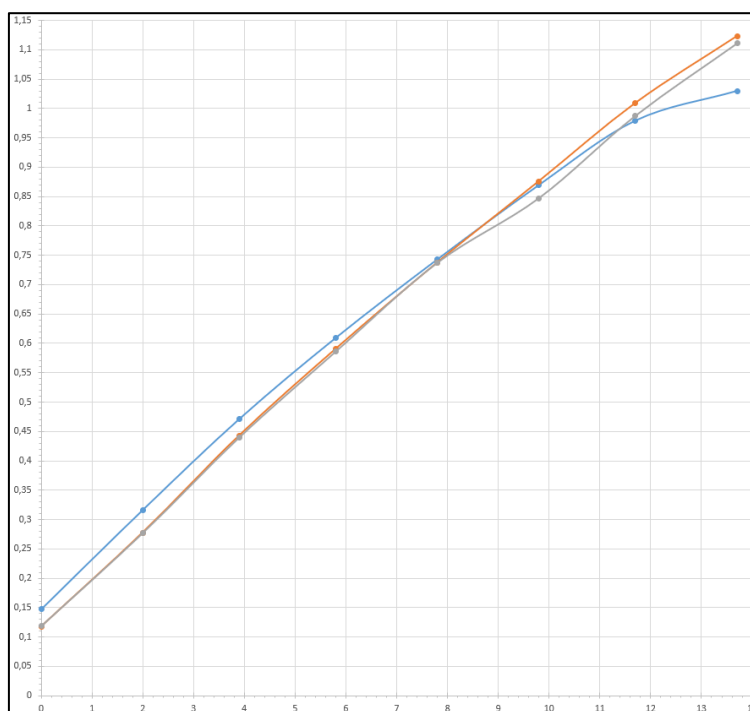


Рис. 3.23 Графік залежності $C_y(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

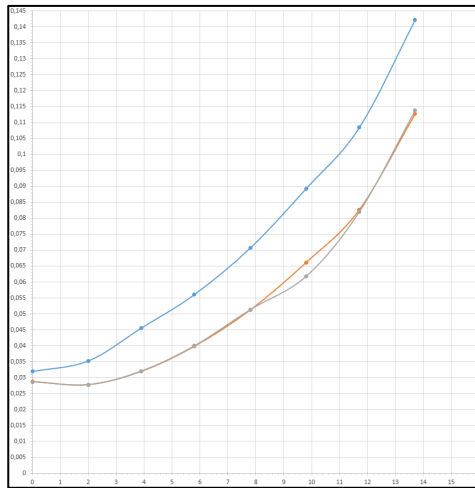


Рис. 3.24 Графік залежності $C_x(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

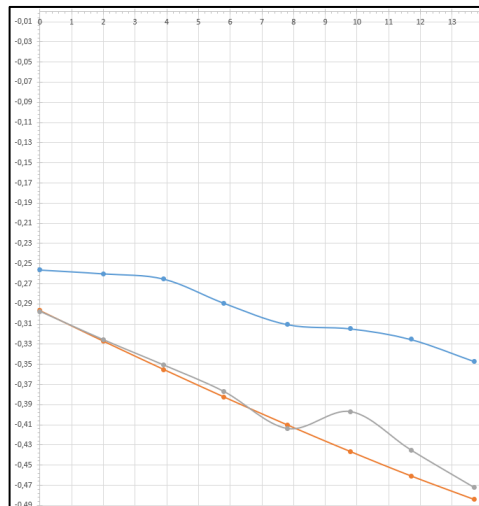


Рис. 3.25 Графік залежності $M_z(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

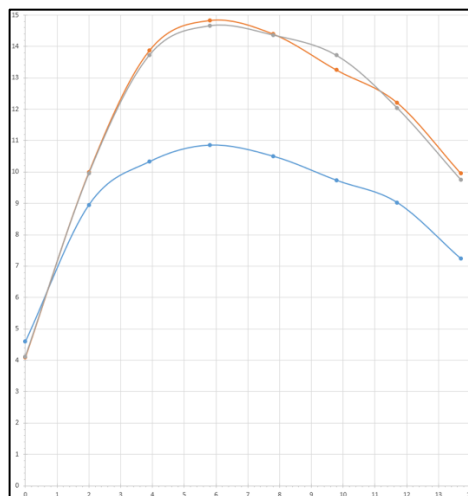


Рис. 3.26 Графік залежності $K(a)$. Порівняння результатів розрахунку з експериментальними результатами

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						54
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Аналізуючи графік 3.23, залежність $C_y(\alpha)$, бачимо, що XFLR показав менші значення коефіцієнтів підйомної сили в діапазоні 0...6 градусів, але лише на $\Delta C_y = 0,03$. Різниці при врахуванні згину не з'являється до кута атаки

При врахуванні згину, результат не сильно змінюється до кута атаки 8 градусів. При цьому ж куті графік розрахунку, та експериментальний збігаються, і продовжують збігатися до кута атаки 10 градусів. При цьому куті, розрахунок з врахуванням згину втрачає підйомну силу на $\Delta C_y = 0,03$, але зі збільшенням кута різниця потрохи зменшується. Починаючи з кута атаки 12 градусів, в експериментального починається відрив потоку, і далі підйомна сила збільшується не значно, графік розрахункових даних продовжує збільшуватися, і $\Delta C_{y_{\text{макс}}}$ завищений, що характерно для XFLR, при розрахунку панельно-вихоровим методом (VLM2), але через те, що програма перестає рахувати далі, не можливо сказати точне значення коефіцієнту максимальної підйомної сили.

З рисунка 3.24 залежності коефіцієнтів сил опору від кута атаки, ми маємо наступний результат. До кута атаки $\alpha = 8$, розрахунок без врахування згину, та з врахуванням згину майже не мають різницю, але у випадку з коефіцієнтами сил опору, при куті атаки $\alpha = 9,8$ градусів на графіку з врахуванням згину відбувається значне відхилення, порівняно з коефіцієнтами при інших кутах атаки - $\Delta C_{x_{\text{беззгину}}} = 0,0232$, $\Delta C_{x_{\text{гин}}} = 0,0275$, і різниця становить $\Delta C_x = 0,0043$. Далі зі збільшенням кута атаки коефіцієнти сил опору знову приймають однакові значення. Але в усьому діапазоні кутів значення коефіцієнтів сил опору менші ніж в АТ. Так в діапазоні кутів 4...12 градусів різниця між коефіцієнтами сил опору становить $\Delta C_x = 0,019$.

На графіку залежності повздовжнього моменту від кута атаки на рис 3.25 найменша різниця між результатами розрахунку, та експериментальними даними становлює при куті атаки 0 градусів $\Delta M_z = 0,04$ і зі збільшенням кута атаки різниця сильно збільшується. При куті атаки 9,8 градусів, відбувається значне відхилення при розрахунку з врахуванням згину, і різниця між двома

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						55
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

розрахунками в цей момент $\Delta M_z=0,04$. Далі зі збільшенням кута атаки різниця зменшувалася.

Через незначне завищення коефіцієнтів підйомної сили, і значне заниження коефіцієнтів сил опору, значення аеродинамічної якості вийшли завищені, і з рисунка 3.26 це добре видно, при куті атаки максимальна аеродинамічна якість відрізняється на 4. Але в усіх трьох випадках графіки мають однакову форму.

Отже з отриманих результатів бачимо, що за допомогою програмного замобу XFRLR5, яким було пораховано за допомогою панельно вихорового методу аеродинамічні характеристики літального апаратау схеми тандем без урахування згину заднього крила, та з урахуванням згину, результати відрізняються від результатів експерименту в аеродинамічній трубі. Програма доволі добре порахувала коефіцієнти підйомної сили, і вони були дуже близькі до експериментальних, але типово програма завищила коефіцієнт максимальної підйомної сили. Коефіцієнти сил опору програма занизила, і в усьому діапазоні кутів значення коефіцієнтів сил опору були приблизно однаково менші ніж в експериментальних даних. Але графіки доволі добре повторювали характер результатів аеродинамічної труби, і в усіх графіках форми графіків були подібні між собою. Різниці між розрахунками з врахуванням згину, та без врахування згину майже не має, до кута 9.8 градусів графіки однакові, далі відбувається стрибок та відхилення на всіх графіках, і і збільшенням кута атаки графіки починають по трохи зближатися.

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						56
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

Висновки по розділу

Був проведений розрахунок малорівневим методом за допомогою програмного засобу XFRLR5, панельно -вихревим методом, для літальних апаратів схеми моноплан, а точніше літального апарату схеми тандем, але без втсановленого заднього крила, та для літальних апаратів схеми тандем без врахування згину, та з врахуванням згину. Для всіх отриманих результатів було побудовано графіки, та порівняно між собою, та з результатами в аеродинамічній трубі. На основі отриманих результатів були зроблені висновки.

					<i>А/Л91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>57</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

4. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

4.1 Описання ідеї проекту

Створюючи стартап-проект, спочатку слід визначити напрямок діяльності, перелік товарів чи послуг, які компанія збирається надавати. Цей етап має першочергове значення, оскільки всі подальші аналізи виконуються на основі цього опису. Оскільки темою цієї роботи є отримання методу розрахунку, а не конкретне вдосконалення процесу виготовлення або виготовлення інноваційного продукту, було обрано створення компанії для надання консультаційних інженерних послуг. Детальний опис запропонованої ідеї представлено в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Опис ідеї стартап проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрями застосування</i>	<i>Вигода для користувача</i>
Консультаційні та інжинірингові послуги в галузі проведення розрахунків аеродинамічних характеристик літальних апаратів схеми тандем за допомогою програмних засобів.	1. Конструкторська робота в авіабудуванні	1. Скорочення ресурсних затрат на перевірку впливу конструкторських рішень
	2. Аеродинамічні розрахунки в авіабудуванні	2. Комплексний аналіз аеродинамічних характеристик літального апарату

Через специфіку роботи, виконаної в цій роботі, ідея створення компанії є досить спеціалізованою. Це може бути суттєвим недоліком у розширенні потенційних користувачів послуг компанії, але суттєвою перевагою в цьому випадку є невеликий перелік конкурентів на ринку цих послуг.

4.2. Визначення сильних та слабких сторін проекту

В даний час не існує жодної компанії, основною діяльністю якої було б надання інженерних послуг з розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів нетрадиційних схем. Потенційно ці послуги можуть надавати великі конструкторські бюро, такі як Антонов, або великі науково-дослідні інститути, такі як ЦАГІ. Тому цих трьох конкурентів було включено для подальшого аналізу, який представлений у таблиці 4.2. Символи в таблиці відповідають таким значенням: N - нейтральне значення, W - слабка сторона, S - сильна сторона.

Таблиця 4.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко економічні характеристики ідеї	Мій проект	ДП "Антонов"	ЦАГІ	Приватна особа підприємець
1	Ціна послуг	N	W	W	S
2	Довіра до наданих результатів	N	S	S	W
3	Комплексний аналіз питання	S	S	S	N
4	Матеріально- технічна база для проведення альтернативних методів розрахунку	W	S	S	W
5	Підтримка взаємозв'язку із замовником	S	N	N	N
6	Час на проведення робот/рівень завантаженості іншими завданнями	S	W	W	S

4.3. Технологічний аудит ідеї проекту

Щоб визначити основні потреби перед початком ідеї, технологічний аудит є обов'язковим. Він включає аналіз стану доступності технологій, які будуть використовуватися в процесі надання послуг, та рівня їх доступності для компанії на цьому етапі. Результати цього аналізу представлені в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3

Технологічний аудит ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА нетрадиційних схем	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Необхідна покупка ліцензійного ПЗ
2	Створення технологічної документації	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Доступні програми для безкоштовного використання
3	Перевірка результатів в аеродинамічній трубі	Аеродинамічна труба. Виготовлення моделей. Спеціальне програмне забезпечення.	Створено Створено Створено	Необхідність купівля спеціального обладнання та ПЗ для кожного із пунктів.

Було зроблено висновок, що неможливо розпочати проект самостійно без значного фінансового вливання третіх сторін. Перший спосіб вирішити цю проблему - це укласти договори з третіми сторонами, щоб дозволити їм використовувати свої засоби та програмне забезпечення для надання послуг.

4.4. Аналіз ринкових можливостей по запуску проекту

Цей етап аналізу ідеї необхідний, бо він всебічно аналізує можливість виходу на ринок та можливості зайняти на ньому певного місця. У таблиці 4.4 наведено інформацію про аналіз потенційного ринку. Оскільки ринок літаків є дуже перспективним і постійно розширюється, вибір цього ринку є перспективним. Звичайно, це супроводжується великою кількістю необхідних сертифікацій та ліцензій для таких розрахунків, але потенційна рентабельність інвестицій у цей проект компенсує ці недоліки.

Таблиця 5.4

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ n/n	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	2
2	Загальний обсяг продаж, ум.од	Залежить від проекту
3	Динаміка ринку	Постійно зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	25

Для того, щоб чітко визначити місце на ринку, необхідно провести аналіз клієнтів, які будуть користуватися послугами компанії. Визначення цільової аудиторії також сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначенню основних маркетингових стратегій та реалізації компанії. Таблиця 4.5 визначає потенційні групи споживачів, їх характеристики та формує орієнтовний перелік вимог до продукції для кожної групи.

Таблиця 4.5

Характеристика потенційних клієнтів проекту

<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія</i>	<i>Вимоги споживачів до послуги</i>
Проведення аеродинамічного розрахунку літальних апаратів нетрадиційних схем	Конструкторські бюро малої та середньої авіації.	Розрахунок аеродинамічних характеристик літака Рекомендації щодо перепроєктування геометрії літака. З забезпечення інженерної консультації за тематикою підприємства на всьому циклі проектування літака.

Для визначення загроз та можливостей проекту на ринку проводиться додатковий аналіз із прогнозом цих подій та можливими реакціями компанії на цю подію. Цей аналіз сформовано у наступних двох таблицях 4.6 та 4.7, де впливають негативні та позитивні фактори. Основними загрозами були відсутність клієнтської бази та потенційних споживачів та складність встановлення оптимальних робочих процесів на ранніх стадіях впровадження.

Таблиця 4.6

Фактори загроз

<i>№ п/п</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст загрози</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку	Підняття медійності компанії. Надання більш вигідних умов для створення бази замовників.
2	Великі затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої.	Зміна структури проведення роботи. Оптимізація виробничих та невиробничих процесів.

					<i>А/Л91М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпись</i>	<i>Дата</i>		62

Фактори можливостей

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

Можливості включають безробіття на ринку надання таких послуг, що може призвести до великої кількості бажаючих отримати інженерні послуги. За найбільш оптимістичного варіанту це може призвести до співпраці з «гігантами» у світі авіабудування.

Наступним важливим кроком є конкуренція у вибраній проектній галузі. Для кращої візуалізації це було представлено в таблиці 4.8, де представлений цей аналіз М. Портером.

Таблиця 4.8

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	<i>Прямі конкуренти</i>	<i>Потенційні конкуренти</i>	<i>Поставники</i>	<i>Клієнти</i>
<i>Складові аналізу</i>	Великі конструкторські бюро та інститути	Профільні інститути та нові компанії.	Компанія ANSYS, як компанія по наданню ПЗ.	Малі авіабудівні компанії
<i>Висновки:</i>	Мала конкурентна боротьба через велику Завантаженість.	Відсутність потенційних конкурентів на даний момент.	Формують ціни на ПЗ та їх функціонал.	Формують час на виконання роботи.

						<i>Лист</i>
						63
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпись</i>	<i>Дата</i>	<i>A191M715.16.00.0000 ПЗ</i>	

Передостаннім етапом аналізу ринкових можливостей стартап-проекту є аналіз стосовно кожного з прямих конкурентів. Цей аналіз представлений у формі таблиці, що показує порівняння факторів конкурентоспроможності. У таблиці 4.9 представлений аналіз за факторами конкурентоспроможності у порівнянні з підприємством ДП "Антонов".

Таблиця 4.9

Порівняльний аналіз сторін проекту відносно ДП «Антонов»

№	Фактори конкурентоспроможності	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з ДП «Антонов»						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Ціна						+	
2	Довіра до наданих результатів		+					
3	Комплексний аналіз питання	+						
4	Матеріально-технічна база для проведення альтернативних методів розрахунку	+						
5	Підтримка взаємозв'язку із замовником							+
6	Час на проведення робіт							+

Завершальним етапом проведення аналізу ринку стартап-проекту є складання SWOT-аналізу. Цей аналіз представлений у формі матриці, яка вказує на сильні сторони та слабкі сторони проекту, перераховує основні можливості та загрози для проекту. SWOT-аналіз представлений в таблиці 4.10.

SWOT аналіз проекту

Сильні сторони: Ціна виконання; Підтримка взаємозв'язку із замовником; Час на проведення робіт/рівень завантаженості іншими завданнями.	Слабкі сторони: Матеріальнотехнічна база для проведення альтернативних методів розрахунку і комплексний аналіз питання
Можливості: Вихід на міжнародний ринок; Співпраця із великими компаніями.	Загрози: Відсутність замовлень; Великі затрати.

5.5. Розроблення ринкової стратегії проекту

Для визначення ринкової стратегії необхідно чітко визначити стратегію охоплення ринку, яка базується на описі цільових груп потенційних споживачів. У таблиці 4.11 представлений аналіз цих груп потенційних споживачів.

Таблиця 4.11

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Авіабудівні компанії малої та середньої авіації	Висока	Високий	Низька	Низька
2	Інші компанії, що потребують проведення аеродинамічних розрахунків	Низька	Низький	Висока	Висока

Оскільки спектр послуг, які буде надавати компанія, досить вузький і спеціалізується на певній діяльності, найкращою стратегією розвитку буде стратегія спеціалізації. Суть якого полягає в тому, щоб максимально зосередитись на задоволенні потреб цільової аудиторії.

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлений в таблиці 4.12.

Таблиця 4.12

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ з/п	Чи є проект першопроходьцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
1	Частково	Пошук нових споживачів	Не буде	Стратегія заняття конкурентної ніші

Вузька спеціалізація та високий поріг для виходу потенційних конкурентів на ринок є основою вибору стратегії зайняття конкурентної ніші при виборі стратегії конкурентної поведінки. У цьому випадку головним завданням компанії є постійне піклування про підтримку та розвиток своїх конкурентних переваг, формування лояльності та відданості споживачам.

5.6. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Для визначення маркетингової програми стартап-проекту ми визначимо основні ключові переваги, які клієнт отримає від послуг компанії (табл. 4.13).

Наступним кроком є визначення тривірневої моделі збуту товару. Проводиться додаткове уточнення ідеї послуг та особливостей їх надання замовнику. Цей аналіз представлений у таблиці 4.14.

Таблиця 4.13

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проведення розрахунків аеродинамічних характеристик ЛА нетрадиційних схем	Швидке, та недороге проведення комплексного аналізу та розрахунку аеродинамічних характеристик	Час реалізації, технічна підтримка
2	Консультаційна підтримка підприємств	Аналіз відповідності отриманих результатів до норм міжнародної сертифікації літаків.	Попередня оцінка сертифікаційної документації. Рекомендації щодо змін в конструкції

Таблиця 4.14

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Проведення попередніх розрахунків, для скорочення часу на проектування літака.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Ор
	1. Якість проведення всіх розрахунків	М	В/Тх/Тл/О
	2. Консультаційна робота із відповідності до стандартів сертифікації літака	М	В/Тх/Тл
III. Товар з підкріпленням	Особиста увага до покупця, технічне обслуговування		
За рахунок чого товар буде захищено від копіювання: унікальність отриманих результатів для кожного замовника.			

Висновки по розділу

Під час роботи над стартап проектом було проведено аналіз концепції створення компанії для надання інженерних послуг, пов'язаних з розрахунком аеродинамічних характеристик літального апарату нетрадиційних аеродинамічних схем.

Ідею було описано та визначено її сильні та слабкі сторони. Виходячи з потреби реалізації ідеї, було проведено аналіз необхідного технічного аудиту проекту. Аудит показав високу вартість проекту, яку неможливо покрити без стороннього фінансування.

Був проведений аналіз потенційних ринкових можливостей для запуску проекту. Визначено слабкі та сильні сторони проекту щодо потенційних конкурентів у цій ніші.

Був проведений аналіз ринку проекту, який зможе надати максимальну перспективу для розвитку. Проведено маркетинговий аналіз проекту. Для потенційного запуску проекту було обрано акцент на зайнятті вузької ніші у спеціалізації проекту та розширенні клієнтської бази шляхом повного задоволення потреб замовників.

					<i>А/Л91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>68</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

ВИСНОВКИ

В ході виконання дипломного проекту був проведений аналіз основних сучасних напрямків використання БЛА та представлена класифікація БЛА за їх характеристиками. Були розглянуті аналоги літальних апаратів з використанням аеродинамічної схеми «тандем» та проаналізовано успішність виконання конструкції.

Було ознайомлено з основними методами розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів, а саме з методом кінцевих елементів, та панельно вихревим методом. Проведено огляд порівняння цих методів між собою на прикладі літального апарату аеродинамічної схеми моноплан, Cessna 172 з жорстким крилом, та надувним. З отриманих результатів було зроблено висновки, що до особливостей, та точності цих методів розрахунку.

Для проведення розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів було побудовано 3Д модель літального апарату з аеродинамічною схемою моноплан, та з аеродинамічною схемою тандем без врахування згину заднього крила, також було побудовано 3Д моделі для кожного кута атаки с заданими кутами відхилення кінцівок, для розрахунку аеродинамічної схеми тандем з врахуванням згину.

За допомогою програмного засобу XFRLR5 було пораховано аеродинамічні характеристики для літального апарату аеродинамічної схеми моноплан (аеродинамічна схема тандем, без заднього крила). Через особливість обтікання літального апарату аеродинамічної схеми тандем було пораховано аеродинамічні характеристики для літального апарату аеродинамічної схеми тандем без врахування згину, після чого розрахунок з врахуванням згину заднього крила.

Всі отримані результати були порівняні з експериментальними даними отримані в аеродинамічній труба АТ-1 на ДП “Антонов”. Було побудовано графіки за якими проводилося порівняння. В результаті порівняння було зроблено висновки що-до точності розрахунку, вплив згину заднього крила на аеродинамічні характеристики літального апарату при розрахунку панельно

					<i>А/191МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>69</i>

вихровим методом. Було виявлено велику збіжність результатів розрахунку коефіцієнтів підйомної сили та коефіцієнтів сил опору при розрахунку аеродинамічної схеми “моноплан”. При розрахунку аеродинамічної схеми “тандем”, розрахунок показав велику збіжність при розрахунку підйомної сили, але коефіцієнти сил опору пораховано не точно. В обох випадках при розрахунку програмний засіб завищив значення максимальної підйомної сили, але графіки розрахунку дуже добре повторювали характер графіків результатів аеродинамічної труби. Врахування згину майже не дало ніякого впливу. Його вплив стало помітно при кутах атаки більше 10 градусів, коли графік показав значне відхилення, і різниця між розрахунковими значеннями та експериментальними даними становиться ще більше. Графіки моментів розраховувало найгірше, і схожість з експериментальними даними мала.

Було зроблено висновки, та надано рекомендації про доцільність використання низькорівневого методу для розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів аеродинамічних схем моноплан, та тандем.

Був розроблений стартап проект. Проводиться аналіз концепції створення компанії для надання інженерних послуг, пов'язаних з розрахунком аеродинамічних характеристик літальних апаратів нетрадиційних аеродинамічних схем. Ідею було описано та визначено її сильні та слабкі сторони. Виходячи з потреби реалізації ідеї, було проведено аналіз необхідного технічного аудиту проекту. Аудит показав високу вартість проекту, яку неможливо покрити без стороннього фінансування.

Був проведений аналіз потенційних ринкових можливостей для запуску проекту. Визначено слабкі та сильні сторони проекту щодо потенційних конкурентів у цій ніші.

Був проведений аналіз ринку стратегії проекту, який зможе надати максимальну перспективу для розвитку. Проведено маркетинговий аналіз проекту. Для потенційного запуску проекту було обрано акцент на зайнятті вузької ніші у спеціалізації проекту та розширенні клієнтської бази шляхом повного задоволення потреб замовників.

					<i>А/191М/15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						70
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ю.П. Сальник, І.В. Матала, В.А. Онищенко. Сучасний стан оснащення ЗСУ безпілотники авіаційними комплексами. - Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил. — 2011. — № 2(28). – С. 46-51.
2. Aerones wind turbine cleaning drone + interview [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://www.aerones.com/eng/news/?text_id=60 – 09.05.2018
3. van Blyenburgh, P. UAV Systems : Global Review / P. van Blyenburgh // Avionics'06 Conference Amsterdam. – The Netherlands, March 9, 2006. – P. 52.
4. ДАСУ - Безпілотні повітряні судна [Електронний ресурс]. – Режим Доступу: <https://avia.gov.ua/bezpilotni-povitryani-sudna-2/> - 09.05.2018
5. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] пер. с англ. / П. Бауэрс– М. : Мир, 1991. – 320 с.
6. Летательные аппараты [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://aeroclub.com.ua/?module=articles&c=La&b=3&a=2> – 09.05.2018
7. Scaled Composites АТТТ. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: avia-museum.narod.ru/usa/rutan_attt.html – 09.05.2018
8. Авиационная энциклопедия: уголок неба. Proteus. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.airwar.ru/enc/xplane/proteus.html – 09.05.2018
9. Switchblade - Tactical Missile System [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.army-technology.com/projects/switchblade-tactical-missile-system/> - 09.05.2018
10. Методичні вказівки для проведення курсового та дипломного проектування для студентів кафедри приладів та систем керування літальними апаратами спеціальність «Системи керування літальними апаратами та комплексами», «Літаки та вертольоти» / уклад.: Ю. П. Кузякін, О. М. Нечипоренко, В. В. Сухов. – К. : НТУУ «КПІ», 2009. – 39 с

					<i>А/191МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>71</i>

11. Аэродинамические характеристики надувного деформируемого крыла [Электронный ресурс]. - Режим доступа: https://er.nau.edu.ua/bitstream/NAU/23696/1/Диссер_Ортамеvзи%20Гюркан.pdf

12. XFLR5. Аналіз профілів та крила при малих числах Рейнольдса [Електронний ресурс]. – Режимдоступу: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf

					<i>А/91МП15.16.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						<i>72</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		