

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»
УДК 533.6.013.686

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Олександр МАРИНОШЕНКО

«__» _____ 2022 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою

«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Взаємний вплив плануючого контейнера на аеродинамічні
характеристики літака і контейнера в процесі відокремлення»**

Виконала:

студентка II курсу, групи АК-11мп
Коваленко Оксана Володимирівна

Керівник:

доцент, к.т.н., доцент кафедри КІ
Зінченко Дмитро Миколайович

Рецензент:

доцент, к.т.н., начальник відділу наукових
досліджень та інновацій департаменту
космічної політики та розвитку ДКА України
Ларьков Сергій Миколайович

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

Студентка _____

2022 рік

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр МАРИНОШЕНКО

«__» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Коваленко Оксані Володимирівні

1. Тема дисертації «Взаємний вплив плануючого контейнера на аеродинамічні характеристики літака і контейнера в процесі відокремлення», науковий керівник дисертації Зінченко Дмитро Миколайович, кандидат технічних наук, доцент, затверджені наказом по університету від « 11 » листопада 2022 р. № 4174-с
2. Термін подання студентом дисертації: 12 грудня 2022 р.
3. Об'єкт дослідження: процес взаємного обтікання літака-носія та плануючого контейнера в процесі відокремлення.
4. Вихідні дані: геометричні та технічні характеристики літака-носія.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1 Огляд та аналіз розвитку концепції одноразового вантажного планера в світі.
 - 5.2 Огляд та аналіз наукових досліджень взаємного впливу літака-носія та корисного навантаження в процес відокремлення.
 - 5.3 Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик системи з двох літальних апаратів.
 - 5.4 Побудова розрахункових моделей літака-носія та плануючого контейнера. Планування експерименту. Визначення прийнятних параметрів компонування плануючого контейнера.
 - 5.5 Розрахунок аеродинамічних характеристик та аналіз результатів моделювання.
 - 5.7 Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1 Огляд аналогів концепції та їх льотних випробувань

6.2 Аналіз наукових досліджень

6.3 Методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів

6.4 Планування обчислювального експерименту

6.5 Аналіз результатів моделювання.

6.6 Загальні результати дисертаційного дослідження

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання: 20.10.2021

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд та аналіз розвитку концепції одноразового вантажного планера в світі.	до 20.12.2021 р.	
2.	Огляд та аналіз наукових досліджень за напрямком дисертації.	до 15.04.2022 р.	
3.	Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик системи з двох літальних апаратів.	до 30.06.2022 р.	
4.	Визначення прийнятних параметрів компонування плануючого контейнера.	до 10.09.2022 р.	
5.	Побудова розрахункових моделей.	до 20.09.2022 р.	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик літальних апаратів.	до 07.10.2022 р.	
7.	Розрахунок аеродинамічних характеристик системи з двох літальних апаратів.	до 25.10.2022 р.	
8.	Аналіз отриманих результатів.	до 27.11.2022 р.	
9.	Розробка стартап-проекту.	до 07.12.2022 р.	
10.	Підготовка тез за результатами дослідження на науково-технічну конференцію.	до 10.12.2022 р.	
11.	Підготовка статті до публікації.	до 10.12.2022 р.	
12.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 12.12.2022 р.	

Студент

Оксана КОВАЛЕНКО

Науковий керівник

Дмитро ЗІНЧЕНКО

Реферат

Магістерська дисертація: "Взаємний вплив плануючого контейнера на аеродинамічні характеристики літака і контейнера в процесі відокремлення", 117 сторінок, 86 рисунків, 39 таблиць, 66 посилань.

Актуальність. Для сьогодення країни гостро постає питання доставки вантажу в місця до яких неможливо дістатися на машині або пішки: постачання гуманітарної допомоги в оточені міста або військові частини, матеріально-технічне забезпечення військових в умовах Anti Access/Area Denial (A2/AD). Літаки і вертольоти легко виявити засобами протиповітряної оборони. Плануючі вантажні контейнери, які розглядаються в даній роботі, запускаються з літака-носія на відстані від зони приземлення, дешеві і не потребують повернення. Також контейнер можна використовувати і в інших надзвичайних ситуаціях при пожежах, аваріях, повенях, для різних повітряних і агітаційних місій, в якості приманки.

Мета роботи визначити та проаналізувати аеродинамічні характеристики літальних апаратів (ЛА) в процесі відокремлення, встановити чи можливе безпечне відокремлення плануючого контейнера від літака-носія.

Об'єкт дослідження: процес взаємного обтікання літака-носія та плануючого контейнера в процесі відокремлення.

Предмет дослідження: взаємний вплив двох ЛА в процесі відокремлення.

Методи дослідження. В ході виконання роботи було використано теоретичні методи дослідження для проведення аналізу наукових робіт, проведення аналогії між ЛА зі схожими характеристиками, здійснено програмне моделювання зовнішнього вигляду ЛА. За допомогою наукових методів, які лягли в основу програмного забезпечення здійснено експеримент, а за допомогою наукового моделювання у вигляді формул розраховано потрібні характеристики. Було використано таке програмне забезпечення: Excel, ANSYS (Ansys Fluent), SolidWorks.

Наукова новизна одержаних результатів. Отримання аеродинамічних характеристик спроектованого плануючого контейнеру в системі з двох літальних апаратів під час відокремлення з-під крила літака-носія. Оскільки сучасні дослідження в цій галузі не поширені у відкритому доступі і відповідно неможливість їх використання, то отримані результати можна вважати новими. Було вперше розраховано вплив спроектованого в роботі планера під час відокремлення з-під крила українського літака, який після відокремлення летить з літаком-носієм певний час в безпосередній близькості на одній швидкості. На основі проведених досліджень в подальшому можна удосконалювати і розвивати застосування такої системи з двох ЛА в Україні.

Практичне значення одержаних результатів. Визначення зміни аеродинамічних характеристик і порівняння одержаних результатів взаємного впливу літака-носія і корисного навантаження, які мають близьке значення швидкості в процесі відокремлення, визначення безпеки їх відокремлення. На основі отриманих даних можна здійснювати подальші розрахунки керованості літака-носія та динаміки польоту плануючого вантажного планера.

Апробація результатів дисертації: XII Міжнародна науково-практична конференція «EURASIAN SCIENTIFIC DISCUSSIONS» з публікацією тез.

Публікації: подано до друку в "Механіка гіроскопічних систем".

ПЛАНЕР, ПЛАНУЮЧИЙ КОНТЕЙНЕР, ВАНТАЖНИЙ КОНТЕЙНЕР,
КОРИСНЕ НАВАНТАЖЕННЯ, СИСТЕМА З ДВОХ ЛА, ВЗАЄМНИЙ ВПЛИВ,
ЗОВНІШНЯ ПІДВІСКА, ПРОЦЕС РОЗДІЛЕННЯ

Abstract

Master's thesis: "Mutual influence of the gliding container on the aerodynamic characteristics of the aircraft and the container in the process of separation", 117 pages, 86 figures, 39 tables, 66 references.

Relevance. For today's country, the issue of delivering cargo to places that cannot be reached by car or on foot is acute: delivery of humanitarian aid to surrounded cities or military units, logistical support of the military in Anti Access/Area Denial (A2/AD) conditions. Airplanes and helicopters are easily detected by means of anti-aircraft defense. Gliding cargo containers, which are considered in this work, are launched from a carrier aircraft at a distance from the landing zone, are cheap and do not need to be returned. Also, the container can be used in other emergency situations during fires, accidents, floods, for various aerial and campaigning missions, as bait.

Purpose of the study: to determine and analyze the aerodynamic characteristics of aircraft in the process of separation, to establish whether safe separation of the gliding container from the carrier aircraft is possible.

The object of study: the process of mutual flow around the carrier aircraft and the gliding container in the process of separation.

Subject of research: the mutual influence of two aircrafts in the process of separation.

Methods of research. In the course of the work, theoretical research methods were used for the analysis of scientific works, an analogy between aircraft with similar characteristics, and software modeling of the appearance of the aircraft was carried out. With the help of scientific methods, which formed the basis of the software, an experiment was carried out, and with the help of scientific modeling in the form of formulas, the required characteristics were calculated. The following software was used: Exel, ANSYS (Ansys Fluent), SolidWorks.

The results and their novelty. Obtaining the aerodynamic characteristics of the designed gliding container in a system of two aircraft during separation from under the wing of the carrier aircraft. Since modern research in this field is not widely available

in the public domain and, accordingly, it is impossible to use them, the obtained results can be considered new. For the first time, the effect of the glider designed in operation during separation from under the wing of a Ukrainian aircraft, which after separation flies with the carrier aircraft for a certain time in close proximity at the same speed, was calculated. On the basis of the conducted research, it is possible to improve and develop the use of such a system with two aircrafts in Ukraine in the future.

Recommendations for the use of work. Determination of the change in aerodynamic characteristics and comparison of the obtained results of the mutual influence of the carrier aircraft and the payload, which have a close value of speed in the process of separation, determination of the safety of their separation. On the basis of the obtained data, further calculations of the controllability of the carrier aircraft and the flight dynamics of the cargo glider can be carried out.

Approbation of the results of the dissertation: XII International Scientific and Practical Conference "EURASIAN SCIENTIFIC DISCUSSIONS" with publication of theses.

Publications: submitted for publication in "Mechanics of gyroscopic systems".
GLIDER, GLIDING CONTAINER, CARGO CONTAINER, PAYLOAD, A SYSTEM OF TWO AIRCRAFT, MUTUAL INFLUENCE, EXTERNAL SUSPENSION, SEPARATION PROCESS

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	10
ВСТУП.....	11
1. Опис концепції. Аналоги ЛА. Результати льотних випробувань аналогів плануючого контейнеру.....	13
1.1 Опис концепції.....	13
1.2 Аналоги літака-носія.....	15
1.3 Аналоги плануючого контейнеру	20
1.3.1 Прямі аналоги	20
1.3.2 Непрямі аналоги	28
1.4 Льотні випробування аналогів плануючого контейнера	33
1.4.1 Льотні випробування Logistic Gliders' Revolutionary Airlift Innovation (RAIN) LG-2К.....	33
1.4.2 Льотні випробування Silent Arrow.....	37
1.5 Кріплення вантажу до літака-носія	38
Висновки до розділу	39
2 Огляд та аналіз наукових досліджень взаємного впливу двох літальних апаратів.....	41
Висновки до розділу	45
3 Огляд методів визначення аеродинамічних характеристик	47
3.1 Визначення аеродинамічних характеристик аналітичним методом.....	47
3.2 Визначення аеродинамічних характеристик експериментальним і льотним методом	48
3.3 Визначення аеродинамічних характеристик чисельним методом.....	49
3.4 Визначення аеродинамічних характеристик за допомогою програмного забезпечення ANSYS	51
Висновки до розділу	56
4 Побудова розрахункових моделей	57
4.1 Проектування моделі плануючого контейнера	57

					<i>AK11MΠ04.16.00.00.00 ПЗ</i>						
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата	<i>Взаємний вплив плануючого контейнера на аеродинамічні характеристики літака та контейнера в процесі відокремлення</i>						
Розробив		<i>Коваленко О.В.</i>							Лім	Аркуш	Аркушів
Перевірів		<i>Зінченко. Д.М.</i>							7	117	
Т. контр.									<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп</i>		
Н. контр.											
Затв.		<i>Мариношенко О.П.</i>									

4.1.1	Вибір схеми моделі	57
4.1.2	Матеріали планера.....	58
4.1.3	Визначення габаритних розмірів контейнера.....	59
4.1.4	Масове зведення	61
4.2	3D модель планера	64
4.2.1	Дослідження характеристик профільованого і непрофільованого горизонтального оперення	64
4.2.2	Створення 3D моделей планера для дослідження	65
4.3	3D модель літака	66
	Висновки до розділу	68
5	Розрахунок аеродинамічних характеристик	69
5.1	Процес розрахунку характеристик літака-носія	69
5.2	Процес розрахунку характеристик плануючого контейнера	70
5.3	Процес розрахунку характеристик літака-носія з плануючими контейнерами.....	73
	Висновки до розділу	86
6	Аналіз результатів.....	87
6.1	Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик плануючого контейнера.....	87
6.1.1	Перерахунок центрування планера	87
6.1.2	Розрахунок балансувального кута атаки та балансувального кута відхилення рулів висоти.....	88
6.1.3	Розрахунок аеродинамічної якості плануючого контейнера.....	89
6.1.4	Побудова графіків	89
6.2	Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик літака-носія	92
6.3	Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик системи літака-носія з плануючими контейнерами	93
6.4	Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик системи літака-носія з плануючими контейнерами відносно планера.....	97
6.5	Розрахунок дальності польоту літака-носія	99
	Висновки до розділу	101

7	Розробка стартап-проєкту	102
7.1	Опис ідеї проєкту	102
7.2	Технологічний аудит ідеї проєкту.....	103
7.3	Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту.....	103
7.4	Розроблення ринкової стратегії проєкту	106
7.5	Розроблення маркетингової програми стартап-проєкту	107
	Висновки до розділу	109
	ВИСНОВКИ	110
	Список використаних джерел	112

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ГО – горизонтальне оперення

ЛА – літальний апарат

A2/AD – Anti Access/Area Denial

CFD – Computational Fluid Dynamics

MDO – Medium density overlay panel (накладні панелі середньої щільності)

ВСТУП

За часів Першої та Другої Світової Війни було зроблено перші кроки в створенні безпілотних літальних апаратів (БПЛА), проведено безліч досліджень з цієї тематики і створено велику кількість найрізноманітніших літальних апаратів. З того часу змінилися і методи дослідження, і матеріали з яких будуються БПЛА, і способи керування. Кожного року велика кількість підприємств по всьому світу створюють свої БПЛА для різноманітних потреб.

Стрімкий розвиток безпілотних літальних апаратів у світі перш за все має на меті максимально зменшити ризики для життя людини. В умовах збройного конфлікту на території України гостро постало питання доставки різноманітних вантажів у важкодоступні місця не ризикуючи життям пілотів.

В магістерській роботі буде розглядатися система з двох літальних апаратів (ЛА): плануючого вантажного контейнера і легкого літака-носія. Контейнер виготовлений з найпростіших матеріалів, запускається з-під крила літака-носія на відстані від зони приземлення і не потребує повернення. Він малопомітний для відслідковування, не наражає на небезпеку літак та пілотів., посадку здійснює на живіт. Може доставляти матеріально-технічні та гуманітарні вантажі військовим частинам, оточеним містам, пожежникам, затопленим районам та в інші важкодоступні місця, також використовуватися для психологічних операцій та в якості повітряної приманки.

Оскільки під час збройних конфліктів більшість аеродромів руйнують в перші години, тому важливою характеристикою літака-носія є можливість злітати з дорожнього покриття або з ґрунту [1]. Український літак компанії "АНГ "ПАТРІОТ-УКРАЇНА" – ANG 01, спроектований у 2019 році, може злітати з ґрунту вкритого травою. Такий літак має невеликі розміри, відносно малу витрату палива, механічно витривалий і простий у обслуговуванні. Схожі за характеристиками літаки часто використовувалися у військових цілях і оснащувалися різними ракетами, які кріпилися під крилом таких літаків. Огляд деяких таких літаків представлено в огляді аналогів.

Завдання дослідження

Для досягнення мети дослідження необхідно виконати такі завдання:

- Огляд та аналіз розвитку концепції одноразового вантажного планера в світі.
- Огляд та аналіз наукових досліджень взаємного впливу літака-носія та корисного навантаження в процес відокремлення.
- Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик системи з двох літальних апаратів.
- Побудова розрахункових моделей літака-носія та плануючого контейнера. Планування експерименту. Визначення прийнятних параметрів компонування плануючого контейнера.
- Розрахунок аеродинамічних характеристик та аналіз результатів моделювання.
- Розробка стартап-проекту.

1. Опис концепції. Аналоги ЛА. Результати льотних випробувань аналогів плануючого контейнеру.

1.1 Опис концепції

Розглядається планер для доставки вантажу в важкодоступні або небезпечні місця, найпростішої і найдешевшої конструкції, який можна виготовити в найкоротший час і легко зібрати. Стартує такий планер з-під крила легкого пасажирського літака. Посадка здійснюється на живіт.

Переваги такої концепції планера:

- дешевша за інші аналоги;
- не видають позицію підрозділа, а також менш помітні і тому мають менші шанси бути знищеними системами протиповітряної оборони на відміну від літака, гелікоптера, парашутної системи доставки вантажів JPADS, чи електричних транспортних засобів вертикального зльоту та посадки (eVTOL), які повинні приземлитися з увімкненими двигунами. Навіть у разі збиття планера він коштує менше ніж вартість його збивання.
 - не потребують повернення компонентів, таким чином додатково не навантажують групи;
 - можуть працювати в будь-яких погодних умовах, включаючи сильний вітер (не можуть працювати в умовах сильного зледеніння);
 - може приземлитися в будь-якому місці (міські каньйони, невеликі галявини, ліси чи джунглі, а також нерівна, горбиста або гірська місцевість), не потребують аеродромів;
 - має невеликі розміри, малу ефективну площу розсіювання, мале інфрачервоне випромінювання і низьку акустичну сигнатуру, що ускладнює відслідковування;
 - не наражає літак на небезпеку, за умови запуску декількох планерів з одного літака економить ресурси літака і забезпечує доставку в різні віддалені райони за один виліт літака-носія;
 - можуть мати недорогі датчики для місій спостереження та розвідки (ISR);

- можуть бути легко виготовлені і у великій кількості за короткий проміжок часу, адже більша частина деталей стандартні, а нестандартні деталі мають нескладні форми і не потребують особливого обладнання;

- легко складається за допомогою підручних інструментів і легко програмується за допомогою ноутбука і бездротового модему;

- складаються і мають компакту форму для зберігання на борті літальних апаратів, складів або а стандартних контейнерах для зберігання;

Можливості і місії планера:

- постачання гуманітарної допомоги в оточені міста або військові частини;

- матеріально-технічне забезпечення військових в умовах A2/AD;

- матеріально-технічне забезпечення пожежогасіння;

- розвідка;

- використання як повітряної цілі або приманки;

- доставка вантажу з судна на берег для уникнення загроз з берега (ракет), або через інші причини, які унеможливають підхід до берега;

- переправляти гуманітарну допомогу через політичні кордони;

- доставляти дорогоцінні комерційні або військові предмети та пакунки у віддалені важкодоступні місця, де немає доріг і аеропортів;

- використовувати для психологічних операцій, таких як розкидання листівок або перенесення звукового обладнання, яке відтворює повідомлення або звукові ефекти;

- доставка рятувальних засобів при надзвичайних ситуаціях (наприклад екіпажу збитого літака), та ін.

Легкий пасажирський літак можуть використовувати для зльоту і посадки дороги і поля, що є актуально в умовах воєнного часу коли більшість аеродромів зруйновані, або на місцевості з нерозвиненою інфраструктурою аеродромів. Використання саме таких літаків і в цивільних і в воєнних цілях є давньою поширеною практикою. Переваги турбогвинтових легких літаків над винищувачами:

- Можуть використовувати для зльоту і посадки дороги і поля.
- Дешевше коштують
- Дешевше коштує година польоту
- Прості у обслуговуванні
- Механічно витривалі
- Більший час перебування у повітрі

Розглянемо характеристики літака українського виробництва ANG-01 (рис. 1.1), який було обрано за прототип для розрахунків (табл. 1.1).



Рис. 1.1 Зовнішній вигляд літака ANG-01 [2]

Таблиця 1.1

Технічні характеристики літака ANG-01

Характеристика	Значення
Розмах крила	9,6 м
Площа крила	10,8 м ²
Вага порожнього	380 кг
Максимальна злітна вага	950 кг
Силова установка	Rotax 915 iS 3A 141 HP Гвинт: 3 лопатевий, ВІШ ANG
Максимальна швидкість	360 км/год
Крейсерська швидкість	345 км/год
Швидкопідйомність	7 м/с
Максимальна висота польоту без зниження потужності двигуна	7200 м
Розбіг	240 м

1.2 Аналоги літака-носія

Air Tractor AT-802 – американський сільськогосподарський літак компанії Air Tractor, який може бути адаптований під бойовий літак або протипожежний

(рис. 1.2). Спеціально для програми LAAR ВПС Сполучених Штатів було розроблено бойову модель 802U Sky Warden у 2008 році. Було встановлено бронь двигуна та кабіни, куленепробивне скло, самоущільнювальні паливні баки та структурні посилення.



Рис. 1.2 Загальний вигляд Air Tractor AT-802 [3]

У серпні 2022 року AT-802U було обрано переможцем програми Armed Overwatch Командування спеціальних операцій Сполучених Штатів [3, 4, 5, 6, 7].

Технічні характеристики представлено в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2

Технічні характеристики літака Air Tractor AT-802

Характеристика	Значення
Екіпаж	2
Довжина	10,95 м
Розмах крила	18,04 м
Висота	3,89 м
Вага порожнього	3703 кг
Максимальна злітна вага	7257 кг
Силова установка	турбогвинтовий Pratt & Whitney PT6A-67F, 1 193 кВт Пропелери: Діаметр 300 см, алюміній Hartzell
Максимальна швидкість	394 км/год
Крейсерська швидкість	510 км/год
Швидкість зриву	130 км/год
Дальність	2414 км
Максимальна експлуатаційна стеля	4000 м
Довжина ЗПС	366 м
Озброєння	має до 11 точок для підвіски під крилом і корпусом, бомби, ракети, автоматичні пушки, системи спостереження та радіорозвідки тощо

Cirrus SR20 – американський моноплан з композитних матеріалів компанії Cirrus Aircraft (рис 1.3). Вперше був представлений у 2001 році і є одним з найбільш серійних літаків за останні кілька десятиліть років. Це був перший серійний літак авіації загального призначення, обладнаний парашутом для безпечного опускання літака на землю після аварійних ситуацій. SR20 популярний серед багатьох льотних шкіл і експлуатується приватними особами та компаніями, також використовується військовими Франції та Сполученими Штатами [8].



Рис. 1.3 Загальний вигляд Cirrus SR20 [9]

Технічні характеристики представлено в таблиці 1.3.

Таблиця 1.3

Технічні характеристики літака Cirrus SR20

Характеристика	Значення
Місткість	3-4
Довжина	7,92 м
Розмах крила	11,68 м
Висота	2,72 м
Вага порожнього	964 кг
Максимальна злітна вага	1383 кг
Силова установка	Continental IO-360-ES, 200 к.с. (150 кВт) Пропелери: 3-лопатеві
Крейсерська швидкість	287 км/год
Швидкість зриву	104 км/год
Максимальна експлуатаційна стеля	5300 м
Довжина ЗПС	260 м
Озброєння	має до 11 точок для підвіски під крилом і корпусом, бомби, ракети, автоматичні пушки, системи спостереження та радіорозвідки тощо

Diamond DA40 Diamond Star – австрійський легкий літак компанії Diamond Aircraft Industries з композитних матеріалів (рис. 1.4). Літак популярний серед льотних шкіл, а також експлуатується приватними особами та компаніями. У жовтні 2021 року компанія Diamond Aircraft анонсувала повністю електричний тренувальний варіант eDA40 із першими польотами, запланованими на другий квартал 2022 року [10].



Рис. 1.4 Загальний вигляд Diamond DA40 Diamond Star [11]

Технічні характеристики представлено в таблиці 1.4.

Таблиця 1.4

Технічні характеристики літака Diamond DA40 Diamond Star

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Місткість	3
Довжина	8,1 м
Розмах крила	11,9 м
Висота	1,98 м
Вага порожнього	795 кг
Максимальна злітна вага	1198 кг
Силова установка	4-циліндровий двигун Lycoming IO-360-M1A, 134 кВт (180 к.с.)
Крейсерська швидкість	279 км/год
Швидкість зриву	91 км/год
Дальність	1341 км
Максимальна експлуатаційна стеля	5 000 м
Озброєння	має до 11 точок для підвіски під крилом і корпусом, бомби, ракети, автоматичні пушки, системи спостереження та радіорозвідки тощо

Van's Aircraft RV-10 – літак домашньої конструкції компанії Van's Aircraft (рис. 1.5). Оскільки RV-10 був розроблений як туристичний літак, тому дизайн RV-10 зосереджений на більшій стабільності та корисному навантаженні [12].



Рис. 1.5 Зовнішній вигляд Van's Aircraft RV-10 [13]

Технічні характеристики представлено в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5

Технічні характеристики літака Van's Aircraft RV-10

Характеристика	Значення
Екіпаж	1
Місткість	3
Довжина	7,44 м
Розмах крила	9,68 м
Площа крила	13,7 м ²
Висота	2,64 м
Вага порожнього	739 кг
Максимальна злітна вага	1225 кг
Силова установка	Lycoming O-540, 260 к.с. (190 кВт) Пропелери: 2-лопатевий гвинт Hartzell
Максимальна швидкість	335 км/год
Крейсерська швидкість	317 км/год
Швидкість зриву	101 км/год
Дальність	1328 км
Ємність паливного бака	230 л
Максимальна експлуатаційна стеля	6 100 м

1.3 Аналоги плануючого контейнеру

1.3.1 Прямі аналоги

Logistic Gliders' Revolutionary Airlift Innovation (RAIN) LG-2K

Компанія Logistic Gliders, використовуючи сучасні методи виготовлення, недорогі матеріали, доступну недорогу безпілотну авіоніку і новий дизайн, переосмислила стару концепцію військового транспортного планера. Вона розробила планер LG-2K (рис. 1.6) разового використання для доставки припасів та матеріально-технічного забезпечення підрозділів у важкодоступних місцях. Зберігається LG-2K в стандартизованих контейнерах і може бути швидко зібраний з використанням невеликої кількості ручних інструментів.



Рис. 1.6 Зовнішній вигляд планера LG-2K [14]

Планер LG-2K це високоплан класичної схеми з гарно обтічним фюзеляжем і крилом, яке складається під час транспортування і розгортається при запуску. Фюзеляж виготовлений з фанери, а саме накладних панелей середньої щільності (Medium density overlay panel) і посилений мінімальною кількістю алюмінію. Також фюзеляж можна використовувати як транспортний контейнер для планера, адже він вміщує всередину усі компоненти, включаючи крила, носовий обтічник, посадковий парашут і всі поверхні хвоста (рис. 1.7).



Рис. 1.7 Схема зібраних частин планера в фюзеляжі [14]

За словами конструкторів, однією з цікавих характеристик планера є тупий ніс, схожий на конструкцію носів на винищувачах часів Другої світової війни. В статті зазначається, що тупі носи не спричиняють негативного впливу на якість планування, тому що вони мають такий же опір, як і гострі носи, для швидкості польоту з яким матимуть справу планери. Перевагою тупого носу є збільшення об'єму для вантажу, а також така конструкція дозволяє зберігати планер на його носі. Носовий обтічник виготовлений з бетону, у центрі носового обтічника знаходяться два шари стільникового паперу. Дрібний бетон та стільниковий папір роздавлюються під час приземлення та забезпечують поглинання енергії для захисту вантажу [15].

Крило розділене на дві секції і конструктивно складається з нервюр прикріплених до лонжерону. Лонжерони виготовлені із стандартного прямокутного алюмінієвого профілю, а нервюри із пластмаси литої під тиском. Профіль крила симетричний. Крило планера розпрямляється лише після відділення від літака-носія. Витяжна стропа, прикріплена до літака-носія вивільнює крила планера, коли планер покидає вантажний відсік. Вони розкриваються завдяки пневматичній пружині, яка розташована всередині лонжерона крила і є запатентованою виробником планера (рис. 1.8). Така конструкція розкриття крила залишає вантажний відсік відкритим для корисного вантажу. На задній кромці крила розташовані елерони.

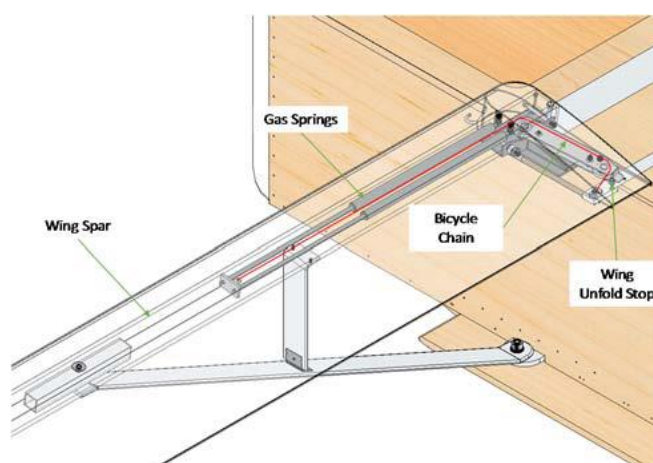


Рис. 1.8 Механізм розкриття крила [15]

Фіксований хвіст планера з рознесеним вертикальним оперенням. Кермо висоти розташоване на задній кромці горизонтального стабілізатора, а кермо

напряму на задній кромці вертикального. В горизонтальному оперенні (ГО) використовуються такі ж панелі-нервюри і такий же, але тонший лонжерон, як і в крилі. Вертикальні хвостові панелі виконані з MDO.

Об'єм доступний для вантажу складає майже 70% внутрішнього об'єму планера. Всього планер налічує близько 500 деталей, де менше ніж 80 є спеціальними компонентами, які легко виготовити зі звичайних матеріалів, таких як фанера, пластик і листовий метал. Решта деталей комерційно готові, серед яких 400 є гвинтами, гайками та болтами, які можна придбати в будь-якому будівельному магазині.

На планерах встановлена авіоніка: система радіоуправління на великій відстані (схвалена FCC Federal Communications Commission – Федеральна комісія зі зв'язку США), одноразовий недорогий автономний контролер польоту (диспетчер), камера та відеопередавач (для забезпечення відео польоту від першої особи).

Літаки і гвинтокрили можуть піднімати планери або всередині, або використовуючи зовнішній трос і потім розгортати планер, направляючи політ в точку яку необхідно. Також є можливість перевозити і запускати декілька планерів одночасно завдяки їх компактним розмірам. Конструкція планера розрахована витримувати аеродинамічні навантаження при розташуванні планера перпендикулярно повітряному потоку після виходу з літака-носія.

В даного планера передбачено два варіанти посадки. Перший метод це приземлення на живіт. Такий спосіб потребує відносно великих відкритих площ з рівною поверхнею. Другий метод це приземлення на ніс за допомогою додаткового парашуту встановленого на планері (рис. 1.9). Використовується недорогий швидкісний парашут (High Velocity Low Cost) наданий урядом (government furnished equipment). Він розкривається на висоті 60,96 метрів над рівнем землі і здійснює вертикальну посадку, яка може забезпечити очне десантування на різноманітну місцевість: галявини, болота, ліса, і так далі. Точність приземлення така ж як і у вантажів, які скидаються на парашутах, близько 15,24 м із ймовірною круговою помилкою.

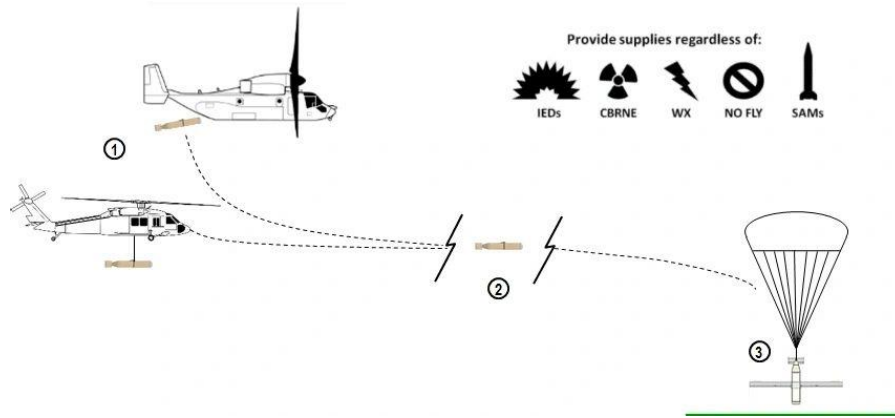


Рис. 1.9 Спосіб приземлення планера за допомогою парашуту [15]

Logistic Gliders' Tactical Aerial Delivery (TACAD) LG-1K

Розробка планера LG-1K TACAD була спонсорована Лабораторією бойових дій морської піхоти (MCWL). Він має аналогічну мету і спосіб застосування, та дуже схожу конструкцію до LG-2K. Його основною відмінністю є дещо менший розмір і вантажопідйомність. Порівняння характеристик представлено в таблиці 1.6.

Таблиця 1.6

Технічні характеристики LG-1K і LG-2K

Параметри	LG-1K	LG-2K
Вантажопідйомність	до 320 кг	до 725 кг
Об'єм вантажу	0,7 м ³	1 м ³
Вантажний відсік	174 × 73,7 × 55 см	256 × 73,7 × 55 см
Порожня вага	185 кг	225 кг
Максимальна вага	500 кг	950 кг
Розмах крил	7,1 м	8,3 м
Довжина	3,3 м	4,2 м
Подовження крила	15,5:1	18,1:1
Коефіцієнт ковзання	12:1 (13,5:1 нове крило)	13,6:1 (15,5:1 нове крило)
Відстань планування (від 7620м (25000 футів) над рівнем моря)	103 км	118 км
Найкраща швидкість планування	103 вузл/с над рівнем моря 155 вузл/с на висоті 25000 футів	135 вузл/с над рівнем моря 202 вузл/с на висоті 25000 футів
Швидкість звалювання	82 KTAS над рівнем моря швидкість літака відносно повітряної маси	103 KTAS над рівнем моря

Посадка з парашутом	9,144 м/с (30 фут/с) GFE T-11	8.5344 м/с (28 фут/с) COTS ASR-160
Точність приземлення	з парашутом 15,24 м (50 футів) із ймовірною круговою помилкою	приземлення на живіт 91,44 (300 футів) із ймовірною круговою помилкою
Контроллер польоту	COTS Pixhawk Cube with Here 3 GPS	

Silent Arrow

Silent Arrow це літальний апарат розроблений компанією Yates Electrospace Corporation (YEC) для Міністерства оборони США (рис. 1.10). Він виконує місії із поповнення запасів, коли доставка наземним транспортом неможлива або небажана. Дані літальні транспортні засоби призначені для одноразового використання і мають тандемне крило. Кожна консоль крила має елевони. Їх можна розгортати з різних міжнародних літаків, а також можна перевозити за допомогою підвісного вантажу з вертольотів [16].



Рис. 1.10 Зовнішній вигляд планера Silent Arrow GD-2000 [17]

Планери являють собою фанерний ящик з алюмінієвими ребрами жорсткості, який виконує функцію фюзеляжу. Під час транспортування носовий обтікач, хвостове оперення і крила зручно складаються всередину разом з механізмом розкриття, схема представлена на рисунку 1.11 . Збирання планеру здійснюється перед використанням і не потребує особливої підготовки персоналу [18].

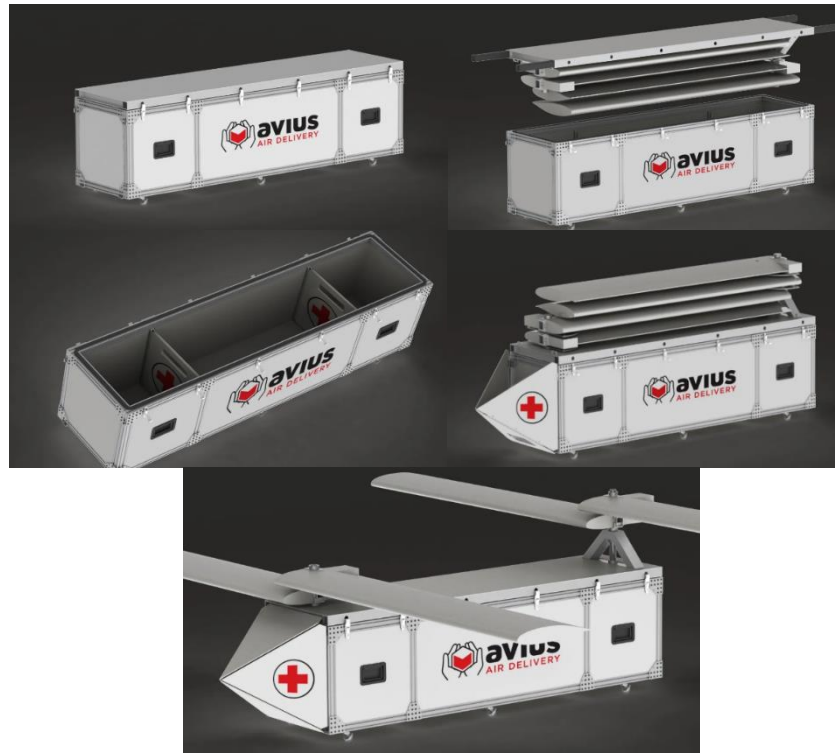


Рис. 1.11 Схема складання літальних апаратів Silent Arrow на прикладі MERCY-2000 [20]

Порівнюючи планер Silent Arrow з поширеною зараз парашутною системою доставки вантажів JPADS (Joint Precision Airdrop System) можна визначити такі переваги планера:

- вдвічі дешевший;
- має збільшену вантажопідйомність;
- подвоєний коефіцієнт планування;
- покращену точність приземлення і нульову швидкість при посадці;
- забезпечує набагато більшу скритність приземлення.

Безпілотна система автономної доставки важких вантажів Silent Arrow доступна в чотирьох варіантах:

- GD-2000 – автономний планер одноразового використання, який здатний швидко і дешево доставити понад 1500 фунтів вантажу в важкодоступні райони. Його розміри 0,6×0,6×2,4 м (2×2×8 футів). Швидкість звалювання 115 км/год з вантажем 453 кг і 170 км/год з вантажем 907 кг (92 вузла/2 000 фунтів). Висота скидання 460-7600 м. Дальність польоту 60-64 км (40 миль). GD-2000 оснащений системою керування та наведення за даними GPS, завдяки якій після

скидання з транспортного літака або вертольоту планер планує до мети та здатний з високою точністю здійснювати посадку в заданій точці, вказаній наземними підрозділами. Повномасштабний, готовий до польоту дрон для доставки вантажів Silent Arrow GD-2000 був представлений 10-13 вересня 2019 року на виставці Defence & Security Equipment International (DSEI) у Лондоні.

– GD-2000 WB (Wide Body) – автономний ширококорпусний планер одноразового використання. Має точну керовану систему доставки вантажу. На 60% більший за GD-2000 і здатний перевозити понад 1400 фунтів вантажу. Інженери Yates Electrospace Corporation використали дані польоту з лінійки GD-2000 і виконали обширний аналіз обчислювальної гідродинаміки (CFD), щоб оптимізувати аеродинаміку коефіцієнт ковзання та дальність польоту при розробці цієї нової широкофюзеляжної платформи (рис. 1.12).

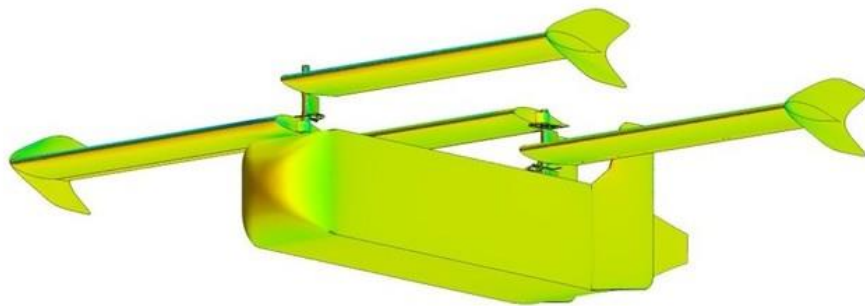


Рис. 1.12 Графічне зображення аналізу обчислювальної гідродинаміки (CFD) при проектуванні нової широкофюзеляжної платформи [19]

– SA-PGB (Precision Guided Bundle) – автономний одноразовий БПЛА. Доставляє 350 фунтів вантажу з висоти 13716 м (45 000 футів). Має об’єм 2,32 м³ для 160 кг корисного навантаження.

– ER-2500 (розширений діапазон / 2500 фунтів) – автономний багаторазовий літальний апарат розширеного радіусу дії, який може здійснювати наземний зліт і посадку з імпровізованих аеродромів, а також повітряне десантування.

– MERCY-2000 (AVIUS AIR DELIVERY) – безпечно транспортує критично необхідні вантажі в будь-яку точку світу — коли це найбільше

потрібно) – автономний одноразовий планер, модифікований спеціально під гуманітарні місії. Літальні апарати застосовують для доставки постачання та надання допомоги у разі стихійних лих, особливо у віддалених регіонах, де географічна ізоляція та відсутність інфраструктури перешкоджають традиційним наземним зусиллям з надання допомоги. Цивільні сфери застосування включають пожежне забезпечення, лісове господарство, комерційне рибальство та інші види діяльності [17, 20].

Технічні характеристики GD-2000 і GD-2000 WB представлено в таблиці 1.7

Таблиця 1.7

Технічні характеристики GD-2000 і GD-2000 WB

Параметри	GD-2000	GD-2000 WB	MERCY-2000
Максимальна вага	907 кг	907 кг	907 кг
Вага вантажу	740	635 кг	740 кг
Довжина фюзеляжу	2,43 м (4 крила вміщуються у фюзеляж для транспортування) 4 м без носового та хвостового конусу	3,96 м у стані транспортування	2,43 м у стані транспортування
Розмах крил	8,5 м	14,63 м	8,5 м
Якість планування (glide ratio)	8,4:1	7,63:1	
Діапазон	64,8 км 12-15 хв польоту	58 км	64,8 км
Обсяг вантажу	0,91 м ³ 0,75?	3,96 м ³	0,75 м ³
Вантаж	стандартний сухий вантаж або до 115 галонів рідкого вантажу, включаючи різне паливо	їжа, вода, медикаменти, акумулятори, паливо, важке обладнання, інструменти, протипожежне обладнання та інші рятувальні вантажі та приладдя, до 757 л палива (635 кг)	їжа, вода, медикаменти, захисне спорядження, інші рятувальні вантажі
Точність приземлення	більше 100 м, повне звалювання,		більше 100 м, повне звалювання,
Посадкова швидкість (зрив)	56 вузлів – 1000 фунтів, 83 вузла – 2000 фунтів		62 вузли при 1000 фунтів, 92 вузли при 2000 фунтів

Коли літак знаходиться в межах від 64 км від своєї цілі, GD-2000 запускається на висоті до 457 м над рівнем землі. У цей час його чотири крила розгортаються, дозволяючи йому безшумно та автономно ковзати до місця призначення. Після приземлення та зняття корисного вантажу термін експлуатації GD-2000 закінчився, хоча це може бути не так з новими моделями.

Остатчення планерів для доставки вантажів Silent Arrow може змінюватися в залежності від моделі. Найбільш спрощена модель оснащена як мінімум такими приладами: модифікованою серійною (COTS) системою автопілота Pixhawk Cube, системою глобального позиціонування (GPS), магнітометром, барометром, інерціальним вимірювальним пристроєм (IMU) і пристроєм виявлення та визначення дальності світла (LiDAR).

1.3.2 Непрямі аналоги

Система доставки контейнерів (Container Delivery Systems) – це спосіб повітряної доставки вантажу. В ньому використовуються контейнери А-22 для доставки на високошвидкісних або низькошвидкісних парашутах з літаків С-130 або С-17 різноманітних предметів та обладнання. За допомогою цього методу можна доставити до 40 контейнерів вагою до 2200 фунтів кожен, і він довів себе як ефективний спосіб доставки товарів.

Контейнер А-22 розміщується на фанерній дошці, а під ним використовується кілька шарів стільника, що розсіює енергію, щоб пом'якшити удар об землю та захистити вантаж. 90% всіх американських військових доставок вантажу десантуванням за останні 40 років були CDS.

Joint Precision Airdrop System (JPADS) – американська система повітряного десантування, сімейство систем із різними діапазонами ваги корисного навантаження, які дозволять вантажним літкам точно скидати необхідний вантаж, мінімізуючи ризик для літака і можливість виявлення ворогом зони десантування (рис. 1.13) [21,22].



Рис. 1.13 Зовнішній вигляд Joint Precision Airdrop System (JPADS) [23]

Система являє собою висотну, здатну працювати при будь-яких погодних умовах точну систему скидання з повітря, яка забезпечує посилений контроль після звільнення з літака. Вона використовує керовані парашути (парашутні уповільнювачі), бортові комп'ютери, технологію наведення на основі глобальної системи позиціонування GPS та симуляцію даних про погоду. Програмне забезпечення для планування місії розраховує точку випуску вантажу, контролює швидкість вітру, висоту, тиск та температуру повітря, також отримує точні координати приземлення для можливого подальшого надання цієї інформації групі яка буде отримувати надісланий вантаж. Конструкція парашуту дозволяє приземлятися на значній відстані від точки викиду, що дозволяє створити більш безпечні умови для екіпажу літака. Точною доставку робить система навігації, яка постійно оновлює дані про положення, корегує маршрут і це дозволяє постійно маневрувати парашутом. Останнім часом планується розробити систему з використанням технологій візуальної навігації для тих випадків, де GPS буде неможливо застосувати. Програмне забезпечення порівнює зображення землі, отримані з бортових камер із базою даних зображень місцевості, раніше отриманих за допомогою безпілотників чи супутників, і направляє вантаж в потрібне місце [24].

З урахуванням досвіду використання таких систем перевага надається JPADS з меншою вагою скидання. З 2011 року більш активно використовувався такий поділ:

- 10–150 фунтів
- 250 – 700 фунтів
- 700 – 2400 фунтів
- 5 001 – 10 000 фунтів
- 10 001 – 42 000 фунтів [25].

Технічні характеристики декількох сучасних систем JPADS виробника Airborne Systems представлені в таблиці 1.8.

Таблиця 1.8

Характеристики JPADS систем

	FIREFLY JPADS-2K	DRAGONFLY JPADS 10k	FC MINI
Ємність корисного навантаження	294,8 - 1089 кг	2223 – 4536 кг	до 230 кг
Вага системи	73,5 кг	230	9,5
Розмах	17,1 м	34	-
Максимальна висота викиду	7 468 м	7468	7500
Мінімальна висота викиду	1524 м	5486	1066
Максимальна якість планування (без вітру)	3,25:1	3,5:1	3,5:1

Low-Cost Aerial Delivery System (LCADS) — це сімейство одноразової автономної системи повітряної доставки яка складається з набору недорогих елементів десантування: вантажних парашутів, контейнерів, платформ та інших предметів, налаштованих для доставки вантажів повітрям. Були розроблені Командуванням науково-дослідних розробок та інженерії Центру солдатських систем США для місій військового постачання, поповнення припасів і гуманітарної допомоги в районах, де наземне постачання, або відновлення обладнання для десантування неможливе. Її основна вимога це прості у

використанні, конструкції та обслуговуванні компоненти і доступні, недорогі матеріали.

Контейнер є недорогою альтернативою важчому, міцнішому і дорогому вантажному контейнеру А-22. Він важить близько 10 фунтів і виготовлений з легких тканих поліпропіленових ременів, має 6 деталей. Може вмістити до 2200 фунтів запасів, підходить для високошвидкісної і для низькошвидкісної доставки з літаків С-17 або С-130. Парашути виготовлені із ткани поліпропіленової тканини, розробленої компанією Belton Industries, Inc. Ці парашути показали нижчу швидкість зниження, ніж стандартні нейлонові вантажні парашути [26, 27, 28].

Система представлена парашутами:

- високошвидкісні (High V);
- низькошвидкісні (Low V);
- недорогі маловисотні (LCLA).

БПЛА

Розвиток БПЛА останні роки набув величезної популярності. БПЛА – літальні апарати без бортового пілота. Можуть керуватися дистанційно оператором, або автономно завдяки бортовому комп'ютеру. Останні десятки років БПЛА успішно використовувався у військових цілях і на сьогоднішній день не менш активно допомагають з вантажними перевезеннями та логістикою. Це можуть бути літальні апарати які перевозять від кількох кілограмів до кількох сотень кілограм на сотні кілометрів.

БПЛА KARGO – це квадрокоптер компанії Kaman Air Vehicles (рис. 1.14). Він може летіти зі швидкістю 224 км/год понад 926 км і перевозити до 363 кг вантажу. Поміщається в стандартний транспортний контейнер, розвантажуються двома людьми і потребує лічені хвилини для збору перед запуском. Літальний апарат призначений для підтримки майбутніх операційних армії США та Корпусу морської піхоти США (USMC), які передбачають суворі умови. Він має замінити використання дорогих літаків для доставки вантажів на невеликі

відстані і покращити логістику. Ціна польоту буде на рівні з комерційним вертольотом наприклад Robinson R66. Оснащений KARGO турбінним двигуном потужністю 300 кінських сил. Різноманітні датчики в пакеті автономності Near Earth дозволяють безпечно літати приземлятися і робити це без GPS. Це дає можливість облітати різні перешкоди, такі як антени та дерева, і визначати відповідні зони для посадки, не покладаючись на дані людини чи GPS [29, 30]. Повномасштабні льотні випробування відбудуться в другій половині 2022 року [31].



Рис. 1.14 Зовнішній вигляд БПЛА KARGO [32]

Літак з електричним вертикальним зльотом і посадкою (eVTOL) – літальний апарат вертикального зльоту і посадки який використовує електроенергію для зльоту, посадки і вертикального висіння. Здебільшого така концепція цікавить розробників екологічного літального апарату, або як потенційна служба доставки товарів. Наприклад компанія Wing перетнула межу у 100 тис. відправлень. Їх дрони доставляють невеликі пакунки з замовленнями до порогу будинків, вони здатні подолати відстань до 100 км і перевозити до 1,5 кг (рис. 1.15) [33, 34]. Така концепція може бути використана для доставки доставки у віддалені місця цінних, невеликих за об'ємом предметів, таких як вакцини або кров. Уряд Вануату вперше в світі 25 жовтня 2018 року уклав комерційні контракти з двома міжнародними компаніями, Swoop Aero та

Wingscopter, щоб випробувати використання дронів для доставки вакцин дітям, які живуть на віддалених островах [35]. У 2020 році за допомогою дронів eVTOL здійснили доставку наборів для тестування на COVID-19 на острів Малл, що доводить їх ефективність в гуманітарних місіях [36].

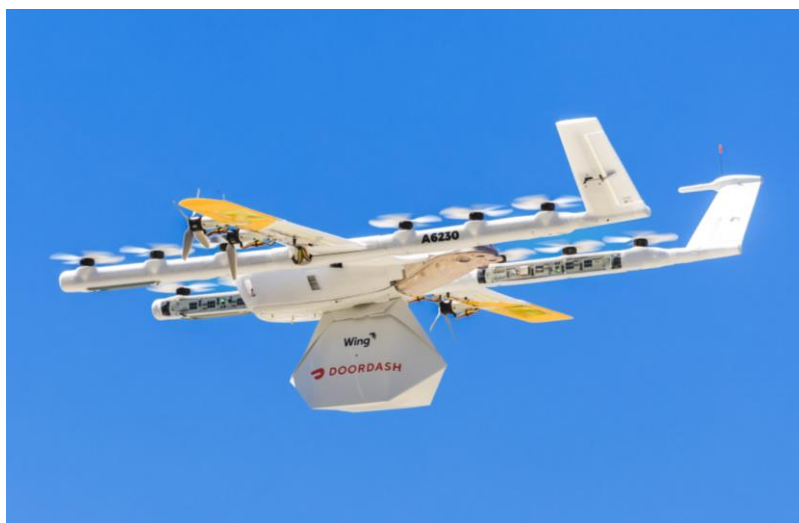


Рис. 1.15 Зовнішній вигляд дрона компанії Wing

1.4 Льотні випробування аналогів плануючого контейнера

1.4.1 Льотні випробування Logistic Gliders' Revolutionary Airlift Innovation (RAIN) LG-2K

Було проведено випробування планерів, випущених з вантажного літака SC-7 Skyvan, зі строп вертольоту, за допомогою дистанційного радіокерування і автономного за допомогою контролера польоту.

Випробування включали аналіз завантаження і перевезення на вантажних літаках і розкриття планера під час випуску з вантажного відсіку, стійкості планера при транспортуванні на стропі вертольоту і вертикального відділення від підвіски вертольоту, автономного управління, стійкості і керованість планера в польоті, навігації, визначення якості планування, тестування аеродинаміки, робота спойлера на крилі, приземлення на живіт і з парашутом, можливості коліс для наземного обслуговування, а також відповідності структури планера вимогам. Результати тесту були або задовільними або прийнятними. Вдалося підтвердити всі основні характеристики і можливості планера.

На сьогоднішній день проведено 20 льотних випробувань прототипів планера:

- 2 планери були розгорнуті з Lockheed C-130 Hercules;
- 8 планерів було розгорнуто з Shorts SC-7 Skyvan;
- 10 планерів було розгорнуто з підвіски для вантажу вертольота (1 з Hiller CJ-5, 2 з Bell 206, 5 з Hughes MD-500D і 2 з Sikorsky S-58T);
- Для 8 планерів керування відбувалося за допомогою радіоуправління (RC) з використанням відео від першої особи (FPV);
- 12 планерів літали автономно;
- Загальний час польоту повномасштабного планера 1 година 40 хвилин і 11 секунд;
- Коефіцієнт планування без двигуна 12 до 1, продемонстрований під час польоту на відстані 65,5 км (з модернізованим крилом очікується досягнення коефіцієнта ковзання 15 до 1);
- Планування 15 до 1 забезпечує дальність 114 км з висоти розгортання 7600 м;
- Максимальне корисне навантаження під час льотних випробувань становило 321 кг. Планер LG-2K здатний нести до 725 кг;
- Максимальна висота розгортання під час льотних випробувань становила 6100 м - максимально допустима висота для літака-носія (Shorts SC-7 Skyvan). Планери розроблені для розгортання з висоти 10700 м або вище;
- Здійснено 58 льотних випробувань з моделлю в масштабі 25%;
- Завершено 37 льотних випробувань БПЛА, для тестування авіоніки планера;
- У польоті випробували 7 різних посадкових парашутів у повному масштабі;
- Перші льотні випробування моделі в масштабі 25% відбулися 3 вересня 2011 року;
- Перші льотні випробування прототипу в 100% масштабі відбулися 27 березня 2012 року;

- Останні льотні випробування прототипу в 100% масштабі (20-е) відбулися 12 листопада 2020 року;
- Останній випробувальний політ моделі в масштабі 25% відбулися 25 серпня 2021 року;
- 9 грудня 2021 року в лабораторних умовах було досягнуто командування та управління за межами прямої видимості (BLOS) на дуже великій відстані.

При першому випробуванні планер масштабі 1:2 був установлений на випробувальному стенді зверху вантажної машини. При швидкості вітру від 0 до 30 миль на годину не спостерігалось помітної різниці у динаміці розкриття крил. Двері парашута успішно відчинилися в усіх випробуваннях і їх траєкторія була далекою від хвоста планера. Відривного аеродинамічного потоку на фюзеляжі та крилах не спостерігалось. Калібрування статичної системи Піто була задовільним.

При другому випробуванні планери в масштабі 1:1 були запущені з вертольоту Bell 206 на висоті 487,68 м і 914,4 м (1600 і 3000 футів) над рівнем моря. Час польоту 1,9 хв. і 4,37 хв. відповідно. Керування здійснювалося за допомогою дистанційного радіокерування. Приземлення відбувалося на днище. Випробування включало оцінку якості планування, льотних якостей, адекватності конструкції, стійкості планера при буксируванні, звільнення планера від підвіски вертольота, тестування аеродинаміки планера, стійкість та керованість планера в польоті та приземлення на днище. Результати випробувань були задовільними або прийнятними.

Третя серія випробувань була наземними випробуваннями і вантажними планерів масштабом 1:1 і 1:4. Система розкладання крила була задовільною після зміни конструкції стопорного штифта. Система розкладання крила та сдверцят парашута були задовільними. Даних, отриманих під час випробувань на вантажівках було достатньо, щоб зрозуміти динаміку розкриття парашута, а шляхова стійкість планера була прийнятною.

Четверта серія випробувань здійснювалася щодо двох прототипів планерів в натурну величину, які було запущено з вертольоту Hughes MD-500D на висоті 1377,696 і 1396.8984 метри (4520 і 4583 фути) над рівнем моря. Парашут другого планера був випущений з висоти 371,856 м (1220 футів) над рівнем моря, а загальний час польоту планера склав 4,4 хвилини. Керування здійснювалося з землі пілотом по радіокеруванню. При випробуваннях розглядалася оцінка аеродинамічної якості, стійкості планера при буксируванні, льотних якостей планера, адекватності конструкції планера, приземлення з парашутом та приземлення з авторотацією (автоматичним обертанням). Коефіцієнт ковзання вимірювався від 12,4:1 до 14,4:1 залежно від методу аналізу. Усі тести, крім приземлення на авторотації, були задовільними, або прийнятними.

При п'ятій серії випробування проводилися вже з літака Shorts SC-7 Skyvan на висоті 841,248 м (2760 футів) над рівнем моря. Планер був в масштабі 1:1. Політ поанера продовжувався протягом 3,2 хвилини. Початкові тести включали оцінку завантаження, перевезення та безпечного розгортання планера з вантажного літака. Додаткові тести включали роботу інтерцептора крила, адекватність конструкції планера, приземлення на днище, та подальшу оцінку якості планування та льотних якостей планера. Всі тести були або задовільними, або прийнятними. Неочікуваним відкриттям стало дуже мале прискорення планера під час розгортання з вантажного літак - значно менші прискорення, ніж ті, на які був розрахований планер.

Шоста серія випробувань була проведена на авіабазі морської піхоти США. Планер в масштабі 100% було випущено з літака Shorts SC-7 Skyvan на висоті 2438,4 м (8000 футів) над рівнем землі. Політ продовжувався 7,33 хв. Основні тести включали оцінку автономного управління польотом та навігації, розгортання планера з Skyvan при збільшеній повітряній швидкості та збільшеної ваги планера. Додаткові випробування включали завантаження планера на літак; каретки планера на борту літака, розкладання крила, визначення якості планування, льотні якості планера, адекватність конструкції

планера, посадка з парашутом, можливості коліс для наземного обслуговування та вантажопідйомність планера.

Під час одного з випробувань 5 березня 2019 року планер LG-1K TACAD переносив на борту вантаж, який включав:

- 4 великі коробки з боєприпасами по 25 фунтів кожна
- 3 маленькі коробки з боєприпасами по 15 фунтів кожна
- Дев'ять 20-літрових каністр по 45 фунтів кожна
- 3 коробки ІМН по 21 фунт кожна

Загальна вага = 613 фунтів (279 кілограмів).

Усі інші льотні випробування планера LG-1K TACAD переносили в якості вантажу пляшки з водою об'ємом 500 мл. Усі 696 пляшок вижили після приземлення під час першого випробування посадкового парашута Т-11, які відбулися 3 червня 2019 року. Пляшки з водою відносно крихкі, тому, якщо вони вижили, інші корисні вантажі повинні вижити [14, 15].

Подробиці цих випробувань можна знайти у шести звітах загальним обсягом 108 сторінок. Поширення цих звітів дозволено лише урядовим установам США. Інші запити на звіти слід надсилати до Управління тактичних технологій (ТТО) Агентства перспективних оборонних дослідних проєктів (DARPA), 675 North Randolph Street, Arlington, VA 22203-2114. У паспорті логістичних планерів надано додаткові відомості про безмоторні планери LG-1K TACAD і LG-2K RAIN. Другий аркуш даних, що описує електропланери, надається за запитом військовослужбовцям США та державним службовцям США.

1.4.2 Льотні випробування Silent Arrow

Льотні випробування планера включали: запуск планера з зовнішньої підвіски вертольотів і з вантажного відсіку літаків з висот від 300 до 7500 метрів над рівнем моря.

Випробування GD-2000 WB проходили з командуванням спеціальних операцій США (USSOCOM) з літака С-130 в обмеженому повітряному просторі,

додаткові випробування проходили з іноземними військовими як підвісний вантаж гелікоптеру UH-1H у повітряному просторі федерального авіаційного управління США (FAA).

Розроблені планери для військової матеріально-технічної підтримки завдяки великій відстані доставки і низькій вартості призвели до розширених військових контрактів з різними аерокосмічними та оборонними компаніями. Серед останніх контрактів:

31 січня 2022 року Silent Arrow оголосили, що ВПС союзного уряду США на Близькому Сході провели перші закордонні розгортання безпілотної літачки для Silent Arrow GD-2000 згідно з контрактом. Під час підготовки до польоту 465 кг нерозголошеного вантажу було закріплено всередині фюзеляжу двох GD-2000, завдяки чому повна вага транспортного засобу кожного літака склала 689 кг, нижче сертифікованої Silent Arrow максимальної ваги в 907 кг. Було використано два C-130, а два GD-2000 були встановлені відповідно до військових стандартів США для систем доставки контейнерів (CDS). Розгортання відбулося над пустельним середовищем, де Silent Arrow продемонстрував повністю автономний політ, автономний вибір маршрутної точки та навігацію, а під час послідовності автоматичного приземлення автономний автопілот Silent Arrow зміг керувати і досягти нульової швидкості [17].

1.5 Кріплення вантажу до літака-носія

Кріплення на літаку можливе зверху, на дні літального апарату, всередині вантажного відсіку, або змішане.

Зовнішнє розміщення означає кріплення на силових елементах, які виступають за основні форми літака. Найбільшою перевагою такого кріплення є мінімальний вплив після відділення вантажу на конструктивні і льотно-технічні характеристики літака. І навпаки вплив вантажу на літак під час транспортування до місця відділення є найбільшим недоліком. Також вантаж, розміщений за бортом літака схильний до впливів на нього температури і тиску зовнішнього

середовища. Таке кріплення вантажу погіршує максимальну дальність, швидкість і маневреність літака [37].

Кріплення зверху літака дає можливість переносити великі вантажі, проте це погіршує обтікання такої конструкції, викликає великі модифікації літака і відповідно високу вартість. Корисний носій при такому запуску має мати активні органи управління і досить велике крило або крила для підтримки під час відділення від літака-носія. Приклади: Spiral, Saenger II, HOTOL, Interim HOTOL, Maks, Boeing AirLaunch.

Кріплення знизу літака забезпечує перевірне і легке відділення від носія, проте корисний вантаж повинен бути обмеженого розміру. Приклади: Pegasus, Yakovlev high altitude aerial launch, Yakovlev Skyliifter, Towed.

Внутрішнє розташування ракети дозволяє мінімально модифікувати літак, що значно знижує витрати. Корисний вантаж в такому випадку не піддається радіаційному нагріванню від сонця і конвективному нагріванню від потоку, що виключає проблеми з нагріванням палива. Безпосередньо перед запуском екіпаж має доступ до такої ракети для технічного обслуговування. Концепція з внутрішнім транспортуванням дозволяє нести важчі ракети-носії і випускати їх на більших висотах ніж прикріплені ззовні. Обмежень зазнають розміри ракети та деякі двигуни через небезпеку вибуху [38].

Висновки до розділу

В розділі описується концепція двох ЛА для яких було проведено дослідження аеродинамічних коефіцієнтів і їх взаємного впливу, розглядаються їх переваги і можливості. Огляд аналогів літака-носія показує, що легкі літаки поширені в світі і використовуються як для цивільних польотів, так і в військових цілях. Тобто використання для запуску саме такого типу літака робить дослідження актуальним для великої кількості країн.

Особливу увагу було приділено прямим аналогам плануючого контейнера, розглянуто їх конструкцію і характеристики. За допомогою зібраної інформації можна швидше сформулювати уявлення, необхідні вимоги і технічне завдання для

плануючого контейнера. Непрямі аналоги дають можливість зрозуміти які ще засоби доставки вантажів є в світі і які вони мають переваги та недоліки. Такий аналіз допоможе зрозуміти яку саме нішу повинен займати плануючий контейнер і на які властивості слід звернути увагу.

Огляд результатів льотних випробувань дають тільки поверхнєве уявлення про можливості розглянутих аналогів. На їх основі можна спрогнозувати можливий результат і помилки, які можуть виникнути під час проектування, а також визначити цілі до яких потрібно прагнути. На жаль, конкретні дані надаються лише за спеціальним дозволом. Саме тому власне дослідження характеристик плануючого контейнера є актуальним і цікавим для України.

Розглянуто переваги і недоліки різних методів кріплення.

2 Огляд та аналіз наукових досліджень взаємного впливу двох літальних апаратів

В книзі доктора технічних наук Сігарда Ф. Горнера «Fluid-Dynamic Drag» [39] описано опір зовнішніх навантажень. На рис. 2.1 представлено результати опору різних зовнішніх баків встановлених під крилом.

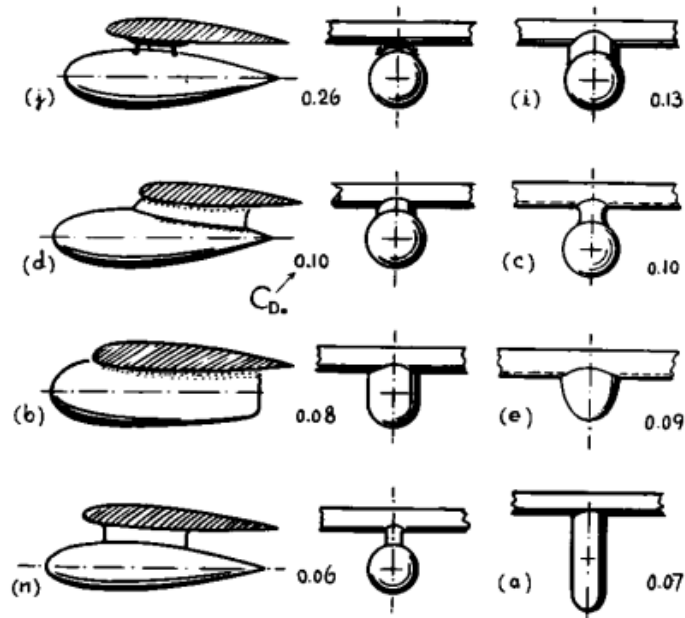


Рис. 2.1 Різноманітні форми зовнішніх баків і коефіцієнти їх лобового опору

На рис. 2.2 показано як впливає на опір наявність пілона під крилом літака і його довжина.

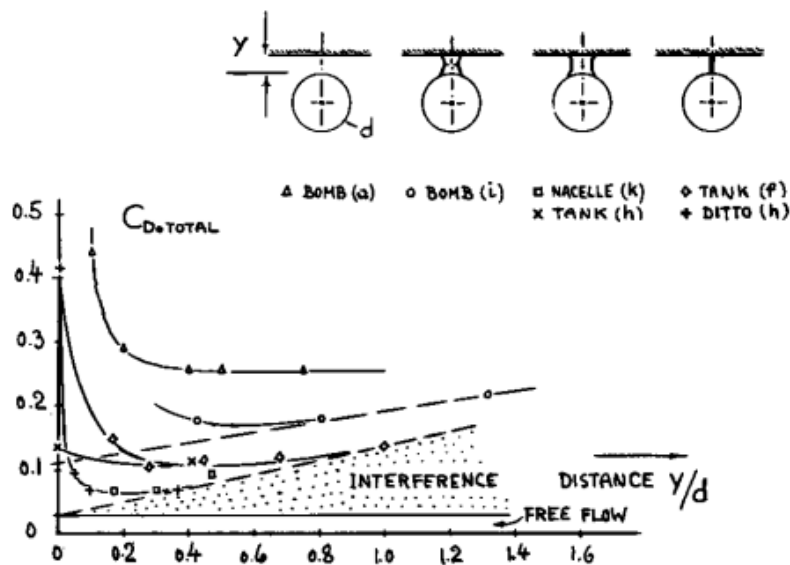


Рис. 2.2 Залежність коефіцієнту опору від розмірів d/y бомб або баків прикріплених під крилом за допомогою пілона

Опір, які створюють бомби на тримачах і самі бомботримачі в залежності від їх конфігурації зображено на рис. 2.3

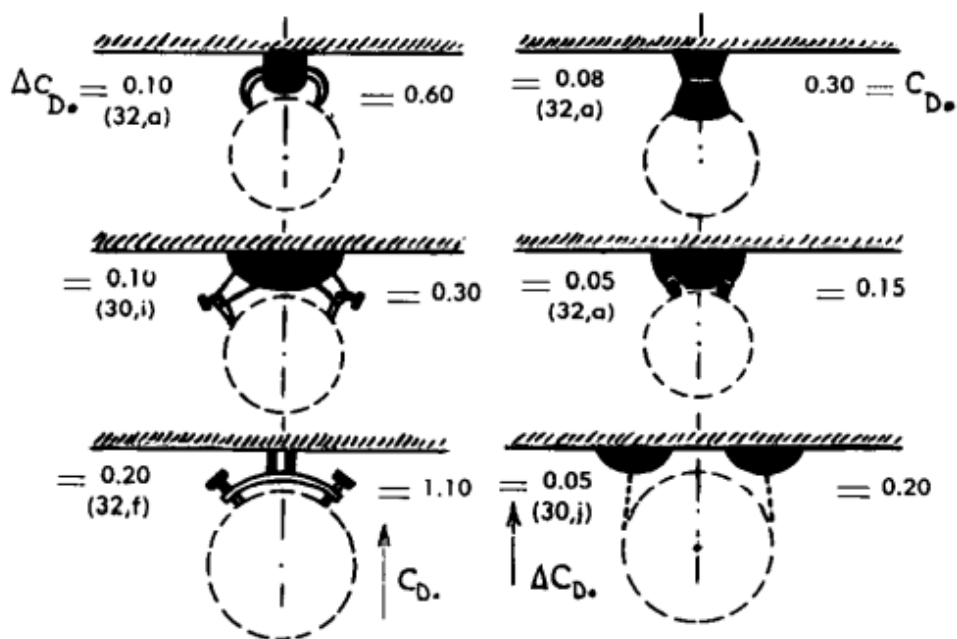


Рис. 2.3 Коефіцієнт лобового опору для тримачів і повної конфігурації тримача з бомбою

Автор стверджує, що розміщення двох чи більше вантажів поряд один з одним збільшує лобовий опір через взаємну інтерференцію (рис.). При відстані більше $y/d=1$ інтерференція не спостерігається.

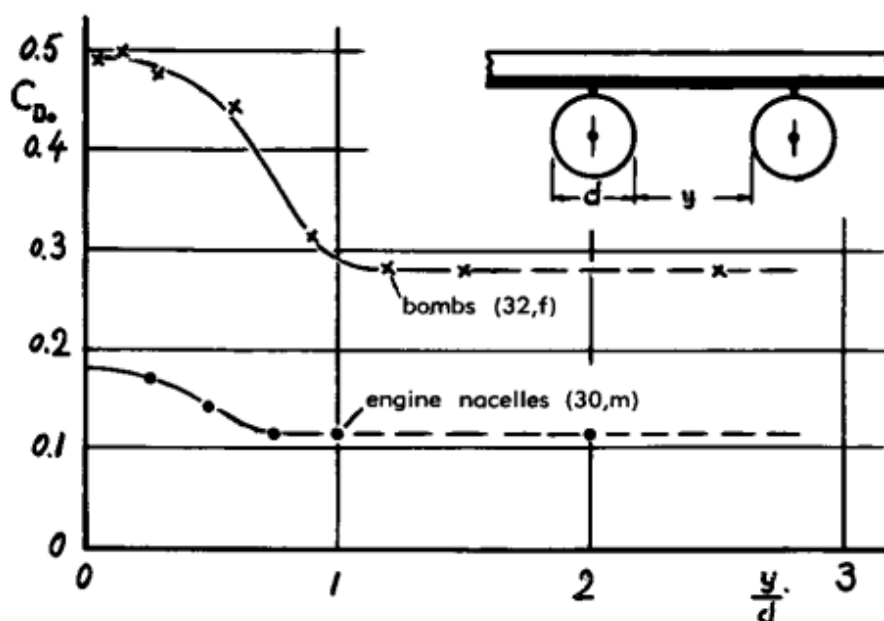


Рис. 2.4 Коефіцієнт аеродинамічного опору пари бомб і гондол в залежності від відношення відстані між ними до поперечного перерізу

Детально про конструкцію і вплив авіаційного озброєння і бомботримачів на льотні характеристики літака-носія можна дізнатися в книзі А.В. Бухалева «Установки ракетного и бомбардировочного авиационного оружия». В книжці представлено аналітичний спосіб розрахунку впливу установок на льотно-технічні характеристики літака і розрахунку безпечного відділення снарядів.

В роботі «Аэродинамическая совместимость воздушного судна и грузов и оптимизация ее экспериментальных исследований» В.Ю. Смирнова [40] було проведено аналіз аеродинамічної інтерференції системи "Літальний апарат – вантаж". Викладено основні положення концепції аеродинамічної сумісності і запропоновано способи оптимізації експериментальних досліджень аеродинамічної інтерференції повітряного судна та вантажу.

Розміщення вантажів на зовнішніх підвісках змінюють аеродинамічні та льотно-технічні характеристики ЛА: керованості, стійкості дальності польоту, витрат палива та інші. В той же час ЛА створює істотний вплив і на сам вантаж, змінюючи його аеродинамічні сили та моменти.

В роботі зазначається, що згідно з досвідом експлуатації і льотних експериментів інтерференція приводить до таких наслідків, як зіткнення зовнішніх вантажів з ЛА, помпаж двигуна ЛА, або зниження точності десантування вантажу. Наведені ситуації вимагають накладати на систему літака з вантажем обмеження до діапазону умов застосування і це на думку автора статті визначає, що подальше вивчення аеродинамічної інтерференції в такій системі надзвичайно актуальне та важливе.

Коли ЛА і вантаж були створені окремо один від одного, то при об'єднанні показник ефективності їх системи зменшується саме через наявність інтерференції. В такому випадку намагаються досягнути максимальної сумісності вантажа і ЛА, щоб аеродинамічна інтерференція не знижувала показники якості.

Викладена методика в цій статті може використовуватися для підвищення ефективності та безпеки в процесі експлуатації системи "Літальний апарат – вантаж" і дослідження аеродинамічної сумісності їх елементів.

В іншій роботі цього ж автора «Влияние воздушного судна на аэродинамические характеристики грузов на внешних подвесках» [41] порівнюються результати розрахунків, отриманих за допомогою моделі, розробленої автором, з експериментальними даними.

В статті зазначається, що при відділенні вантажу на нього через вплив ЛА діють значні сили і моменти. В тому випадку, коли відносна швидкість вантажу, який відокремлюється і ЛА мала і вантаж знаходиться певний час поряд з ЛА, то ці сили можуть викликати коливання вантажу відносно центру мас і змінити траєкторію його руху.

На основі результатів зазначається, що при дослідженнях аеродинамічної інтерференції в таких системах ЛА з вантажем на зовнішніх підвісках, необхідно враховувати зміни аеродинамічних характеристик також і в окремих елементів вантажу, а не лише системи в цілому.

В роботі В.Ю. Смирнова «Влияние параметров размещения крупногабаритного груза под воздушным судном на аэродинамическую совместимость воздушного судна и груза» [42] проводиться аналіз впливу вантажу, розміщеного на зовнішній підвісці, на аеродинамічну сумісність системи "Літальний апарат – вантаж", та досліджуються залежності коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів від місця розміщення вантажу на зовнішній підвісці.

Дослідження проводилося на прикладі вантажів сигароподібної форми під типовим ЛА середнього розміру на найближчих до фюзеляжу підкрилових точках підвісу. Результат впливу зміщення вантажу вздовж осей Ox , Oy , Oz на коефіцієнти C_y , C_z , m_x , m_y , m_z було представлено у вигляді графічного матеріалу.

В.А Ільїн та А.П Леутін в роботі «Метод оценки наименьшего расстояния между летательными аппаратами в процессе их разделения» [43] запропонували метод для визначення найменшої відстані між поверхнями двох ЛА в процесі їх розділення. Найбільш прийнятним вважається ситуація, коли відстань між двома ЛА збільшується з часом, проте так відбувається не завжди. Якщо відстань в

якийсь момент часу починає зменшуватися, то це може призвести до зіткнення ЛА.

Метод передбачає апроксимацію наборами плоских трикутних і чотирикутних граней тих поверхонь ЛА, які з найбільшою імовірністю можуть зіштовхнутися. Як зазначено в самій статті, розрахунки на електронній цифровій обчислювальній машині довели, що такий метод ефективний для оцінки безпеки процесу розділення ЛА.

Також процес розділення двох літальних апаратів описаний в роботах В.В. Демешкіна, В.А Ільїна та А.П Леутіна «Некоторые особенности процесса разделения летательных аппаратов вблизи момента разрыва связей» [44] Досліджуються особливості процесу розділення жорстко зв'язаних між собою двох ЛА сумірних за масою. Розписано рівняння руху при розділенні і зміни їх параметрів, а також можливість збільшення інтенсивності відділення вантажу від носія. В другій частині розглянуто питання керування цією системою перед розділенням і досліджено відділення вантажу з короткочасною затримкою на вузлах кріплення.

Висновки до розділу

В розділі розглядаються книги і статті різних авторів в різні роки, які досліджували характеристики двох літальних апаратів, або літального апарату з носієм. Книга Сігарда Ф. Горнера да уявлення про те, який лобовий опір може спричинити вантаж разом з пілоном прикріплений до крила ЛА в залежності від їх конфігурації. Також на сторінках книги представлені дослідження щодо результатів взаємного впливу двох вантажів, які знаходяться на зовнішніх підвісках під крилом поряд.

Книга А.В. Бухалева містить аналітичні способи розрахунку впливу бомботримачів і самих снарядів на льотно-технічні характеристики літака.

В розглянутих дослідженнях В.Ю. Смирнова описано методику оптимізації експериментальних досліджень аеродинамічної інтерференції повітряного судна та вантажу. Автор зазначає, що при дослідженнях

аеродинамічної інтерференції в системах ЛА з вантажем на зовнішніх підвісках, необхідно враховувати зміни аеродинамічних характеристик не лише системи в цілому, а і в окремих елементах вантажу. Також в одній з статей досліджуються залежності коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів від місця розміщення вантажу на зовнішній підвісці.

За допомогою роботи В.А Ільїна та А.П Леутіна можна розрахувати найменшу відстані між поверхнями двох ЛА в процесі їх розділення.

В усіх розглянутих роботах зазначається важливий критерій існування такої системи з двох ЛА: безпека при розділенні. Це є важливим етапом дослідження, адже взаємний вплив двох ЛА один на одного може призвести до аварії.

3 Огляд методів визначення аеродинамічних характеристик

Основною задачею в аеродинаміці є визначення сил і моментів, що діють на тіло, яке обтікається повітрям [45] Основні методи в аеродинаміці:

- теоретичні (аналітичні);
- експериментальні (випробування в аеродинамічній трубі);
- льотні випробування;
- чисельні (CFD – Computational Fluid Dynamics).

3.1 Визначення аеродинамічних характеристик аналітичним методом

В аналітичному методі використовується модель, для якої характерно те, що процеси функціонування елементів системи записуються у вигляді деяких функціональних співвідношень або логічних умов.

Часто, якщо система складна, дослідження аналітичним методом викликає на значні труднощі. В такому випадку модель спрощують, що в свою чергу впливає на точність отриманих результатів. Отримані результати є загальними та орієнтовними і потребують подальших уточнень. Проте, за допомогою аналітичного методу можна сформувавши загальний вигляд ЛА, що є необхідною умовою для подальших розрахунків чисельними методами, адже на етапі попереднього проектування такі характеристики невідомі. Часто використовують поєднання аналітичного і чисельного методу. За допомогою комбінації аналітичних методів та методів комп'ютерного моделювання здійснюється формування вигляду ЛА та його систем, створюється просторова модель. Детальніше про застосування методів аеродинамічного проектування під час різних етапів розробки ЛА можна дізнатися в статті «Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники» авторів Є.А. Дружинін, В.В. Чмовж, А.В. Коренів [46].

Наприклад в роботі [47] наведено дослідження методики розрахунку аеродинамічних характеристик БПЛА, яка дозволяє встановити основні аеродинамічні характеристики БПЛА і за допомогою розв'язання рівняння

існування літака визначити геометричні параметри крила, злітну масу, масу конструкції, потрібні характеристики силової та енергоустановки. Метою цієї роботи була розробка методів визначення аеродинамічних характеристик без прив'язки до геометричних моделей планера, лише до загальних геометричних характеристик.

3.2 Визначення аеродинамічних характеристик експериментальним і льотним методом

Існує два методи експериментальних досліджень:

1) Методи засновані на принципі оборотності руху. Такі дослідження проводяться в спеціальному середовищі, який створює прилад – аеродинамічна труба. При правильному виконанні експериментальні дослідження забезпечують високу точність, зазвичай це тривалий процес і дороговартісний.

Експериментальна аеродинаміка базується на аеродинамічному експерименті, в якому визначаються аеродинамічні характеристики моделі, що при дотриманні критеріїв подібності дозволяє переносити результати на натурний об'єкт. В аеродинамічній трубі проводять вагові випробування, дренажні випробування (вимірювання розподілу тиску) та візуалізацію обтікання моделей різноманітними візуальними та оптичними методами. За результатами експерименту в аеродинамічній трубі з урахуванням поправок прогноуються аеродинамічні характеристики літака в натурних умовах.

2) Прямий метод, коли тіло рухається в нерухомому середовищі (вільне падіння тіл, випробування на аеродинамічних візках, ротативні машини). Льотні випробування натурних ЛА також входить до цього методу, але таким способом неможливо дослідити небезпечні режими. Такі випробування проводяться на завершальних стадіях ескізного проектування для дослідження відповідності характеристик технічному завданню. Проводиться перевірка і уточнення заявлених аеродинамічних, злітно-посадкових і крейсерських характеристик, характеристик стійкості та керованості, та інших, що не мають відношення до

аеродинаміки. Під час льотних випробувань підтверджується відповідність характеристик літака льотним нормам.

3.3 Визначення аеродинамічних характеристик чисельним методом

При моделюванні в'язких течій виникає завдання дослідження різних способів дискретизації системи рівнянь Нав'є-Стокса [48, 49].

Рівняння Нав'є-Стокса в векторному вигляді:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \text{grad } p + \mu \Delta \vec{V} + \frac{1}{3} \mu \text{grad}(\text{div } \vec{V}),$$

де ρ – густина повітря (рідини);

V – швидкість повітря (рідини);

R – напруження розподіленої сили (об'ємної сили);

p – тиск;

μ – коефіцієнт динамічної в'язкості;

$\Delta = \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{k}$ – векторний оператор Лапласа;

$\text{div } \vec{V} = \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z}$ – дивергенція швидкості.

При моделюванні обтікання ЛА на малих числах Маха повітря можна вважати нестисливим, як рідину. В такому випадку $\rho = \text{const}$ і рівняння Нав'є-Стокса можна спростити:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \text{grad } p + \mu \Delta \vec{V}$$

Методи чисельного інтегрування повної системи рівнянь Нав'є-Стокса вважаються найточнішим. Навіть для нестислової рідини розв'язок потребує розгляду складних рівнянь і значних витрат машинного часу. В такому випадку розв'язки здійснюють за допомогою методу скінчених елементів. Це техніка знаходження розв'язків інтегральних та диференціальних рівнянь у частинних

похідних. Суть методу полягає у тому, що область розбивається на певну кількість малих, але кінцевих за розмірами елементів (кінцеві елементи), які пов'язані між собою в точках дотику, а сам процес розбивки називається дискретизацією.

Розв'язок, отриманий методом скінчених елементів, є наближеним до точного, тобто наскільки близьке це рішення до точного й сходиться воно чи ні потребує дослідження.

Найбільш важливі переваги методу скінчених елементів [50]:

- Можна використовувати для тіл, складених з декількох матеріалів, оскільки властивість матеріалів суміжних елементів не обов'язково повинні бути однаковими;

- Криволінійна область може бути апроксимована за допомогою прямолінійних елементів;

- Розміри елементів можуть бути змінними. Це дозволяє змінювати розмір сітки;

- Можна розглядати змішані граничні умови.

Основним недоліком методу є необхідність створення спеціальних програм і використання потужної обчислювальних техніки.

Одним з найвідоміших методів розрахунку є панельний метод [51, 52]. Він характеризується тим, що поверхню, яка досліджується представляється у вигляді великої кількості панелей, кожна з яких містить розподіл аеродинамічних особливостей. На панелях фюзеляжа використовується розподіл джерела постійної інтенсивності, а на панелях крила та хвостового оперення використовується розподіл вихорів із лінійною зміною в поздовжньому напрямку.

Великого поширення набула програма USSAERO, PANAIR та інші. Панельний метод розрахунку досить швидкий завдяки відмови від побудови просторової моделі сітки. Послідовність роботи включає побудову математичної моделі поверхні, розбиття її на панелі, побудова сітки на поверхні, розрахунок аеродинамічних характеристик.

Іншим методом чисельного моделювання заснованим на методі кінцевих елементів є використання спеціалізованих і прикладних програмних продуктів Computational Fluid Dynamic (CFD) і Engineering Fluid Dynamic (EFD). За допомогою програм здійснюється процес математичного моделювання фізичного явища, пов'язаного з потоком рідини, і його чисельного вирішення за допомогою обчислювальних потужностей. Таким методом можна знаходити аеродинамічні коефіцієнти конкретних тіл для конкретних умов руху. При зміні геометрії тіла, або характеристик середовища потрібно знову заново проводити розрахунки. Знаходження аеродинамічних коефіцієнтів для несиметричних тіл і великої кількості різних серій розрахунків, навіть для сучасних комп'ютерів це довготривале і складне завдання. Тому чисельний метод застосовують на тих етапах проектування, коли вже відома геометрична форма об'єкту, або для перевірки інших методів розрахунку. Оскільки для дослідження аеродинамічних характеристик в даній роботі буде використовуватися саме такий метод, то в наступному пункті буде розглянуто його більш детально на прикладі програми ANSYS, та представлено доведення, що такий спосіб знаходження аеродинамічних коефіцієнтів є точним.

3.4 Визначення аеродинамічних характеристик за допомогою програмного забезпечення ANSYS

Програмне забезпечення ANSYS FLUENT і ANSYS CFX є одним з найвідоміших і найпопулярніших програм для різноманітних гідрогазодинамічних розрахунків.

Переваги таких програм:

- Автоматизовані і мають інтуїтивно зрозумілий інтерфейс;
- Універсальні і можуть виконувати широкий спектр задач;
- Легко інтегруються в інші CAD/CAM/CAE системи.

Для того, щоб довести точність результатів розрахунку аеродинамічних характеристик даною програмою було проведено порівняльний аналіз розрахункових аеродинамічних характеристик еталонної аеродинамічної моделі

№92, отриманих експериментальним і розрахунковим методом. Результати розрахунків були зіставлені з результатами, отриманими під час продування виробу в аеродинамічній трубі Т-6 (ХАІ) і ЦАГІ.

Критерій точності визначення аеродинамічних характеристик: відхилення від результатів продувок аналогічних моделей в аеродинамічній трубі не більше $C_x \pm 10\%$; $C_y \pm 10\%$; $mz \pm 15\%$.

Еталонна модель №92 (рис. 3.1) використовується для калібрування та визначення правильності результатів експериментального способу розрахунків аеродинамічних характеристик.

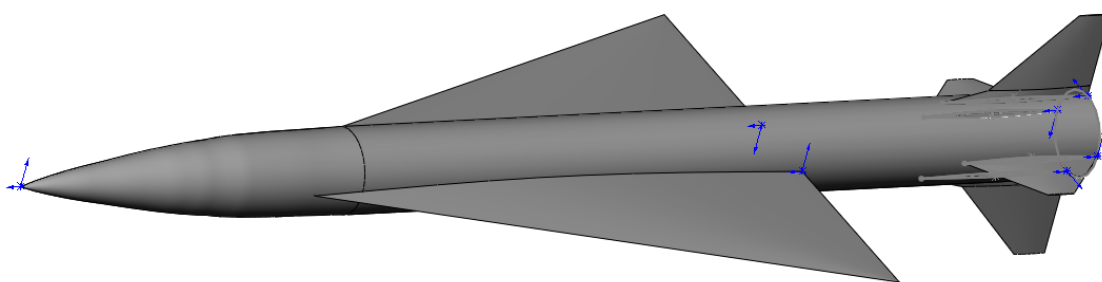


Рис. 3.1 Зовнішній вигляд еталонної моделі

Етапи виконання розрахункового методу:

1. Створення 3D моделі повністю аналогічній тій, яка використовується в експериментальному способі;
2. Підготовка моделі до створення кінцево-елементної моделі: поділ моделі на зони і визначення областей (рис. 3.2);

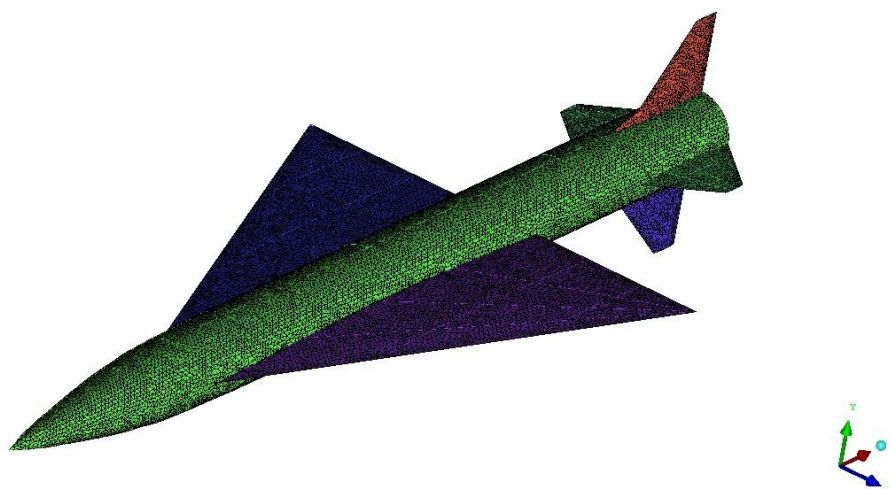


Рис. 3.2 Модель поділена на зони

3. Підготовка моделі до створення кінцево-елементної моделі: створення домену (рис. 3.3) та примежового шару (рис. 3.4);

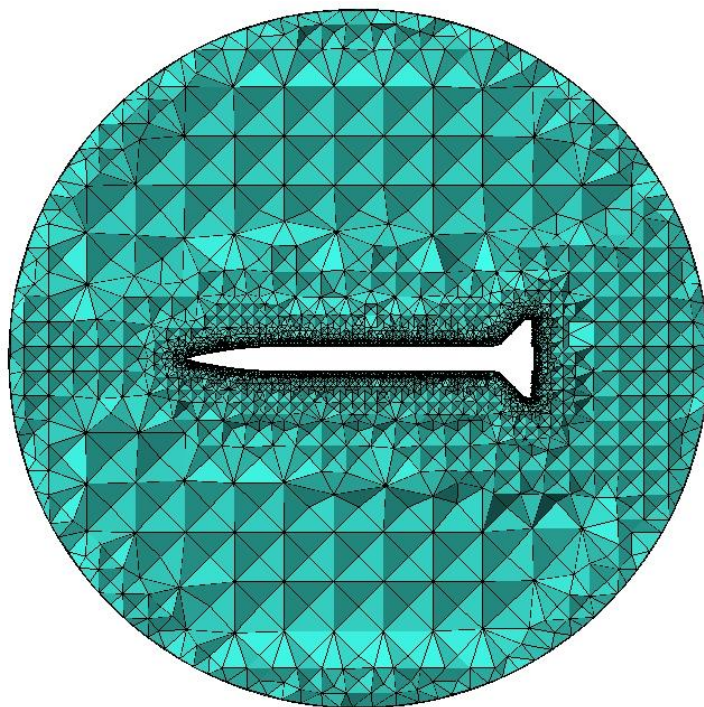


Рис. 3.3 Домен

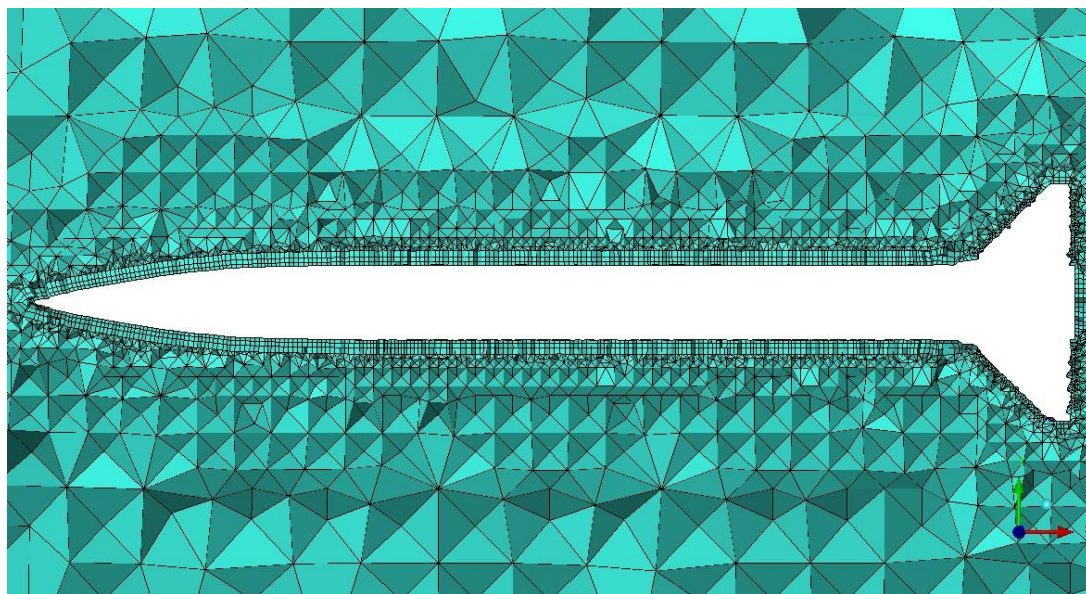


Рис. 3.4 Сітка навколо моделі з примежовим шаром

4. Файл з моделлю імпортується в ANSYS FLUENT, де накладаються кінцеві і граничні умови. Для кінцевих елементів задається метод поділу POLYHEDRA (рис. 3.5);

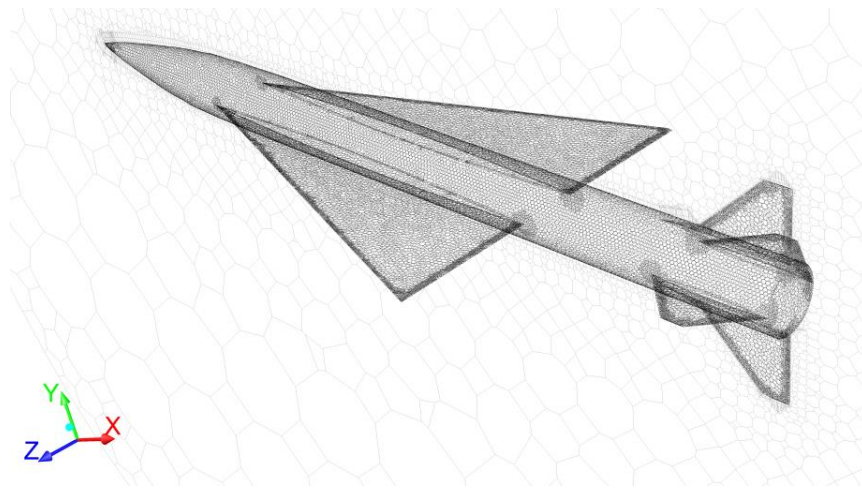


Рис. 3.5 Вигляд моделі

За результатами розрахунка було побудовано графіки порівняння $C_y(\alpha)$ для різних швидкостей Маха і кутів атаки, отриманих експериментально і розрахунковим методом в ANSYS (рис. 3.6, рис. 3.7, рис. 3.8).

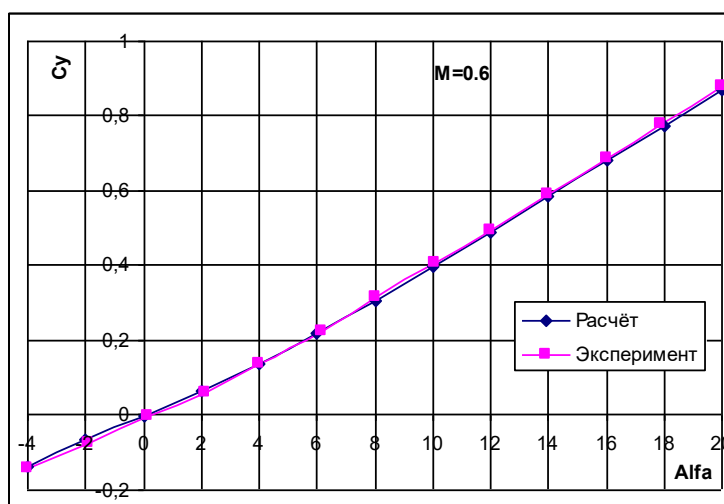


Рис. 3.6 Порівняння розрахункових і експериментальних значень для $M=0,6$

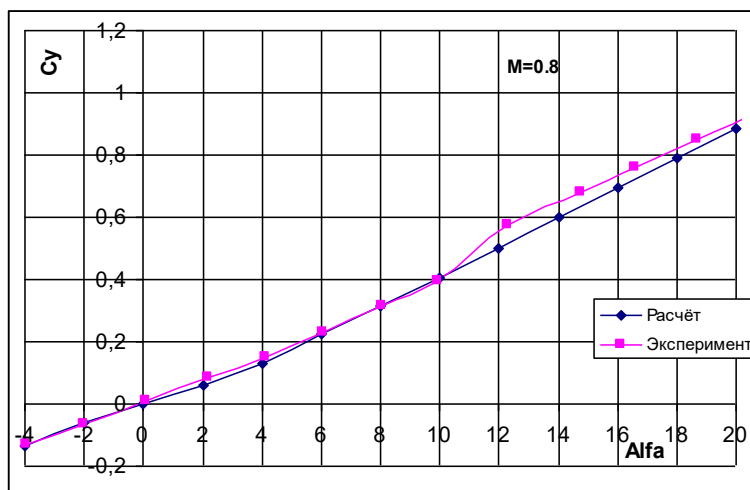


Рис. 3.7 Порівняння розрахункових і експериментальних значень для $M=0,8$

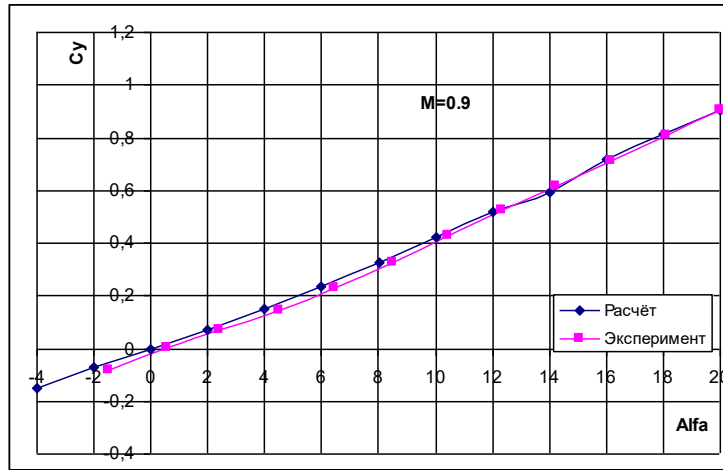


Рис. 3.8 Порівняння розрахункових і експериментальних значень для $M=0,9$

Ще однією перевагою розрахункового методу в програмному забезпеченні ANSYS є можливість швидко і легко отримати графічну ілюстрацію обтікання моделі. Наприклад розподіл числа Маха в вертикальній площині при $M=0,8$ (рис. 3.9), розподіл тиску по корпусу моделі в Па (рис. 3.10), або обтікання моделі лініями течії (рис. 3.11).

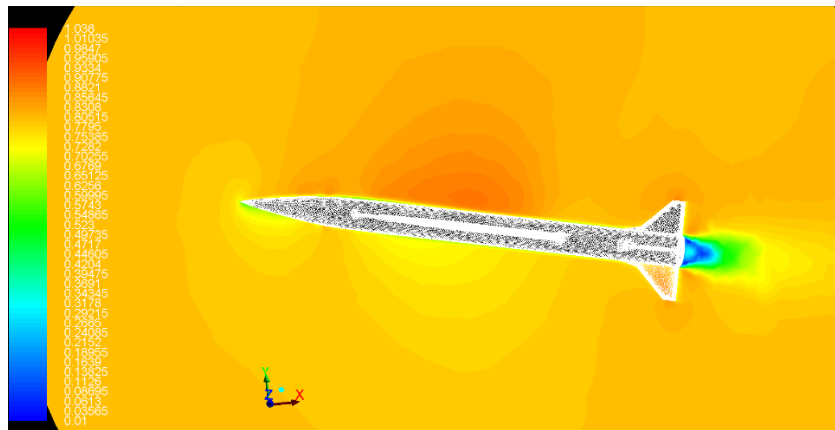


Рис. 3.9 Розподіл числа Маха в вертикальній площині при $M=0,8$

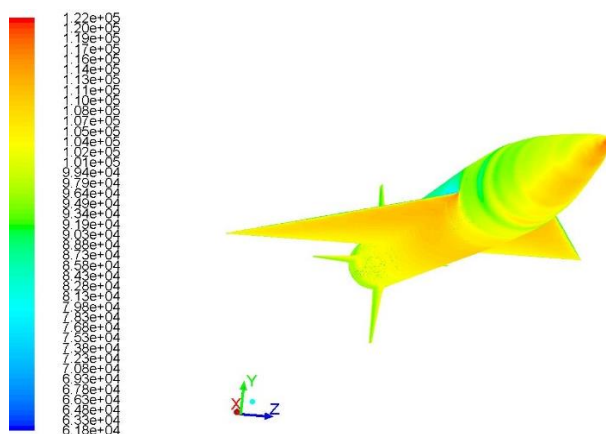


Рис. 3.10 Розподіл тиску по корпусу моделі, Па

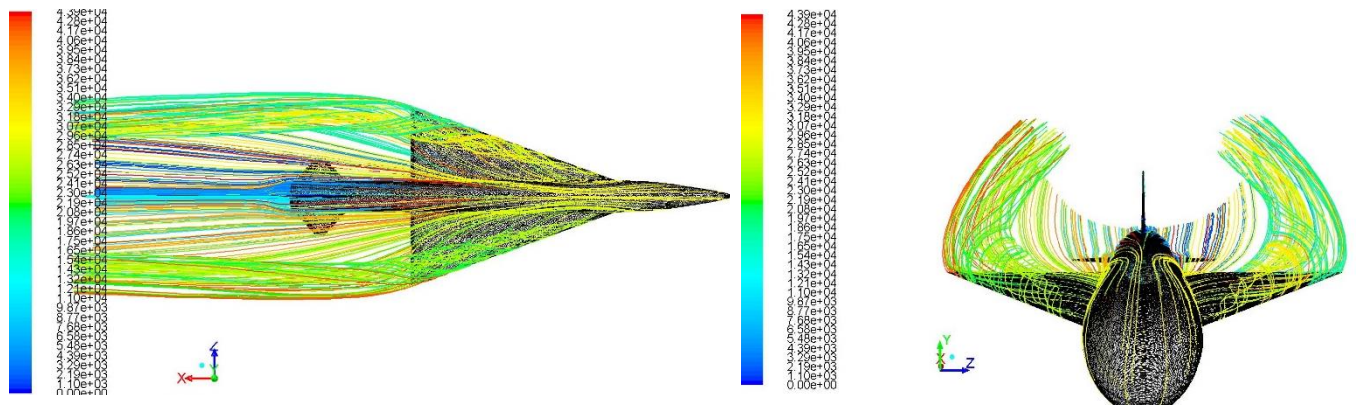


Рис. 3.11 Лінії течії

Висновки до розділу

В розділі представлено різноманітні методи дослідження аеродинамічних характеристик: аналітичні, експериментальні, льотні випробування та чисельні. До кожного з методів коротко наведено опис та їх особливості. Найбільшу увагу приділено одному зі способів чисельного методу: програмному забезпеченню ANSYS.

Описано послідовність дій при дослідженні аеродинамічних сил і моментів в програмі ANSYS, та здійснено порівняння результатів з експериментальним методом дослідження, оскільки цей метод добре зарекомендував себе і є найбільш наближеним методом до реального польоту. Результати показали, що дані отримані в програмному забезпеченні є дуже точними.

Враховуючи неможливість проведення експериментальних досліджень, льотних і надзвичайної складності розрахунків аналітичним методом було обрано чисельний метод розрахунків за допомогою програмного забезпечення ANSYS.

4 Побудова розрахункових моделей

4.1 Проектування моделі плануючого контейнера

4.1.1 Вибір схеми моделі

З опису концепції і огляду аналогів стає зрозуміло, що планер, який ми спроектуємо буде вантажний. Обираємо нормальну аеродинамічну схему, яка характеризується тим, що ГО розташоване за крилом (або крилами). Така схема забезпечує необхідну поздовжню і шляхову стійкість та керованість. Важливою перевагою для транспортного планера є те, що нормальна схема має найбільший діапазон допустимих центровок порівняно з іншими схемами [53, 54].

Щодо положення крила, обираємо високоплан. Верхнє розташування крила підвищує стійкість літака і має кращий показник інтерференції крила і фюзеляжа ніж інші схеми розташування, а відповідно і кращі показники аеродинамічної якості. Деякі недоліки високоплану нівелюються відсутністю в нашої моделі потреби в шасі і паливних баках. Згідно з аналогами крило буде складатися під час польоту і розгортатися після запуску. Для полегшення конструювання і зменшення маси планера крило буде розділено на 2 секції, а фюзеляж доповнюватиме розмах, тобто центроплан буде відсутній. Для збільшення жорсткості крила буде додано підкоси, що також зменшить максимальне значення згинального моменту і дозволить зробити більший розмах крила [53, 55].

Форму в плані крило матиме прямокутну, а профіль крила симетричний. Таке крило буде легко виготовити, до того ж прямокутні крила мають більш високі несучі властивості в тому звуковому діапазоні швидкостей в якому літатиме планер [56, 57, 58, 59]. Серед симетричних профілів обираємо той, який має найкращі аеродинамічні характеристики – НАСА 0009 [60]. На планері крило буде розташоване під певним кутом, який дорівнює куту атаки на основному режимі польоту. Для нашого транспортного планера основним режимом польоту буде такий, при якому кут атаки максимально близький куту максимальної якості. Симетрія профілю дає можливість використовувати один лонжерон крила, який найкраще розташувати у найтовщому місці профілю, що для нашого

профілю відповідає 0,3 САХ [61]. І усі кріплення відповідно будуть до лонжерону крила.

При вигляді спереду крило матиме додатній кут поперечного V. Це кут між площиною хорди крила і площиною, яка перпендикулярна до площини симетрії літака і проходить через кореневу хорду. Це забезпечує додаткову поперечну стійкість літака. Для нестріловидного високоплану приймаємо кут $\psi = 1^\circ$ [55].

Основним призначенням фюзеляжу буде розміщення вантажу. Для спрощення виготовлення і перевезення фюзеляж матиме прямокутну форму перетину [62].

ГО буде розташоване в кінці фюзеляжу, там де він звужується, і складатися з стабілізатора і керма висоти. Вертикальне оперення буде рознесеним на кінці ГО і для полегшення виготовлення буде використано прямокутний лист фанери. Рознесення вертикального оперення дозволяє зменшити його площу. Таким чином воно значно не виступатиме за фюзеляж і буде зручним для транспортування та розміщення під крилом літака-носія. Також рознесене вертикальне оперення на кінцях горизонтального збільшує ефективність останнього і є ефективними при всіх кутах бокового ковзання і стійким до штопору [55, 63].

Розглянемо два варіанти ГО. Одним з варіантів обираємо профільоване ГО з симетричним профілем НАСА 0006 [60]. Також розглянемо другий варіант виготовлення ГО з прямокутного листа фанери, як і вертикальне оперення.

4.1.2 Матеріали планера

Найбільш дешевим і одночасно широкодоступним матеріалом є деревина. Важливою перевагою дерева є легкість обробки, що полегшує виготовлення, а також ремонт і складання планера. Саме по собі дерево змінює свої характеристики під впливом вологості, та є неоднорідним за своїми механічними властивостями. Залежно від напрямку прикладання сил відносно волокон змінюється характеристика міцності. Іншим матеріалом, виготовленим з дерева є фанера, яка не має таких недоліків.

Основні переваги фанери:

- зносостійкість;
- низька вартість і доступність;
- простота застосування;
- стійкість до деформацій;
- вологостійкість;
- стійкість до температурних перепадів;
- підвищена міцність при відмінній гнучкості і незначній вазі.

Фанера розрізняється за сортом використаної деревини, складом клейової суміші, ступенем механічної обробки та екологічною безпекою.

Для з'єднання деталей з такого матеріалу між собою використовуються клеї, смоли, цвяхи або саморізи.

Матеріалом для посилення планера, для лонжерону, а також для підкосів є алюмінієві сплави. Його властивості давно відомі в авіабудуванні, цей матеріал має гарне співвідношення маси та міцності [53, 64].

4.1.3 Визначення габаритних розмірів контейнера

З даних літака-носія було визначено вихідні дані для планера, а саме його максимальна маса $m_{max} = 150$ кг. Згідно з аналізом аналогів приймаємо, що вага порожнього планера $m \approx (0,15 - 0,2)m_{max} = 22,5 \dots 30$ кг. Необхідний об'єм вантажного відсіку $V = 0,15 \dots 0,20$ м³.

Площу крила визначимо з формули розрахунку підйомної сили:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$
$$S = \frac{2Y}{C_y \rho V^2} = 1,23 \text{ м}^2,$$

де $Y = mg \approx 1500$ Н – підйомна сила;

$C_y = 0,45$ – коефіцієнт підйомної сили, з результатів продувки вибраного профілю НАСА-0009 для кута атаки $\alpha = 6^\circ$;

$\rho = 0,59 \text{ кг/м}^3$ – густина повітря на висоті 7 км (висота польоту літака-носія, а саме ANG 01, на крейсерській швидкості без вантажних контейнерів);

$V = 95,8 \text{ м/с}$ – крейсерська швидкість літака-носія, а саме ANG 01, без вантажних контейнерів.

Оскільки для розрахунку було обрано крейсерську швидкість польоту без додаткового навантаження від контейнерів і враховуючи, що характеристики літака-носія з таким навантаженням будуть менші, то результат розрахованої площі крила є приблизним і більшим за можливо допустимі значення. При проектуванні ми будемо тільки орієнтуватися на цей розрахунок.

За [53] статистичні дані для ГО дозвукових літаків:

$$\frac{S_{ГО}}{S} = 0,15 \dots 0,20,$$

$$S_{ГО} = (0,15 \dots 0,20) \cdot 1,23 = 0,185 \dots 0,246 \text{ м}^2$$

$$\frac{S_{КВ}}{S_{ГО}} = 0,35 \dots 0,45$$

$$\lambda_{ГО} = 3 \dots 5$$

де $S_{ГО}$ – площа ГО;

S – площа крила.

За [63]:

$$\frac{S_{ГО}}{S} = 0,15 \dots 0,30,$$

$$S_{ГО} = (0,15 \dots 0,30) \cdot 1,23 = 0,185 \dots 0,369 \text{ м}^2$$

$$\frac{S_{КВ}}{S_{ГО}} = 0,2 \dots 0,4,$$

$$\lambda_{ГО} = 2 \dots 4,5$$

За [55]:

$$\frac{S_{КВ}}{S_{ГО}} = 0,3 \dots 0,4,$$

$$\lambda_{ГО} = 2 \dots 3$$

За [61]:

$$\frac{S_{ГО}}{S} = 0,12 \dots 0,14$$

$$S_{ГО} = (0,12 \dots 0,14) \cdot 1,23 = 0,148 \dots 0,172 \text{ м}^2$$

$$\frac{S_{КВ}}{S_{ГО}} = 0,35 \dots 0,45$$

Враховуючи вихідні дані об'єму вантажного відсіку, розрахунок площі крила, наведені вище відношення і геометричні розміри літака-носія можна визначити розміри необхідних частин і агрегатів, та накреслити схему плануючого контейнера. Також при проектуванні було враховано варіант компактного перевезення планера, тобто можливість складання крил, горизонтального і вертикального оперення всередину вантажного відсіку.

В [61], для орієнтовного розрахунку маси конструкції планера з розмахом менше 14 метрів, наведена формула залежності польотної маси планера від розмаху крила:

$$G_{\text{пол}} = 15(l - 1) + (14 - l)^2,$$

де $G_{\text{пол}}$ – польотна маса, кг;

l – розмах крила, м.

Якщо підставити в формулу визначений нами розмах крила отримаємо:

$$G_{\text{пол}} = 15(3,8 - 1) + (14 - 3,8)^2 = 146 \text{ кг}$$

Отримане значення дуже близьке до заданого значення маси.

4.1.4 Масове зведення

Маючи дані про матеріал з якого буде виготовлятися планер і його приблизні геометричні розміри ми можемо сформуванати таблицю з даними про приблизну масу його агрегатів. Кріплення лонжерона крила до фюзеляжа розташуємо посередині вантажного відсіку.

Густина фанери приймаємо $\rho_{\phi} = 700 \text{ кг/м}^3$. Початок координат по вісі X розташуємо в носку контейнера, а по вісі Y по середині між верхньої і нижньої фанерною дошкою фюзеляжу.

За допомогою програмного забезпечення Excel (рис. 4.1) підбираємо необхідні параметри таким чином, щоб центр мас планера по вісі X знаходився близько до центру його вантажного відсіку [65].

геометричні розміри										
густина	фюзеляж	mф	mхв	mго	mво	mкрила	mпер	перетинка	Сума	
700	0,3	16,464	1,47	1,47	0,63	5	3	0,42812	28,89024	
	0,46	mдна	mвер							
	1,5	5,796	4,83							
	товщини фанер									
	0,01									
	0,012									
	0,005									
	хвіст									
	0,56		X	1,051362						
	ГО		Y	0,195124						
	0,3									
	0,7									

Рис. 4.1 Масове зведення в програмі Excel

Таке розташування буде полегшувати завантаження планера. Числові дані приблизних масових характеристик наведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Масове зведення

Середня густина фанерного листа, кг/м ³		700
Маса, кг	ніс планера	3
	фюзеляж	16,5
	хвостовий відсік	1,47
	горизонтальне оперення	1,47
	вертикальне оперення	0,63
	крило	5
	дощечка перетину всередині фюзеляжу	0,42
Всього, кг		28,91

Отримали такі дані для центровки, які будуть застосовані при всіх аеродинамічних розрахунках планера:

X - відстань від носка планера	1,05	м
Y - відстань від нижньої дошки планера	0,195	м

Габаритні розміри планера, які використовувалися при розрахунку мас, та центровка представлені на рис. 4.2.

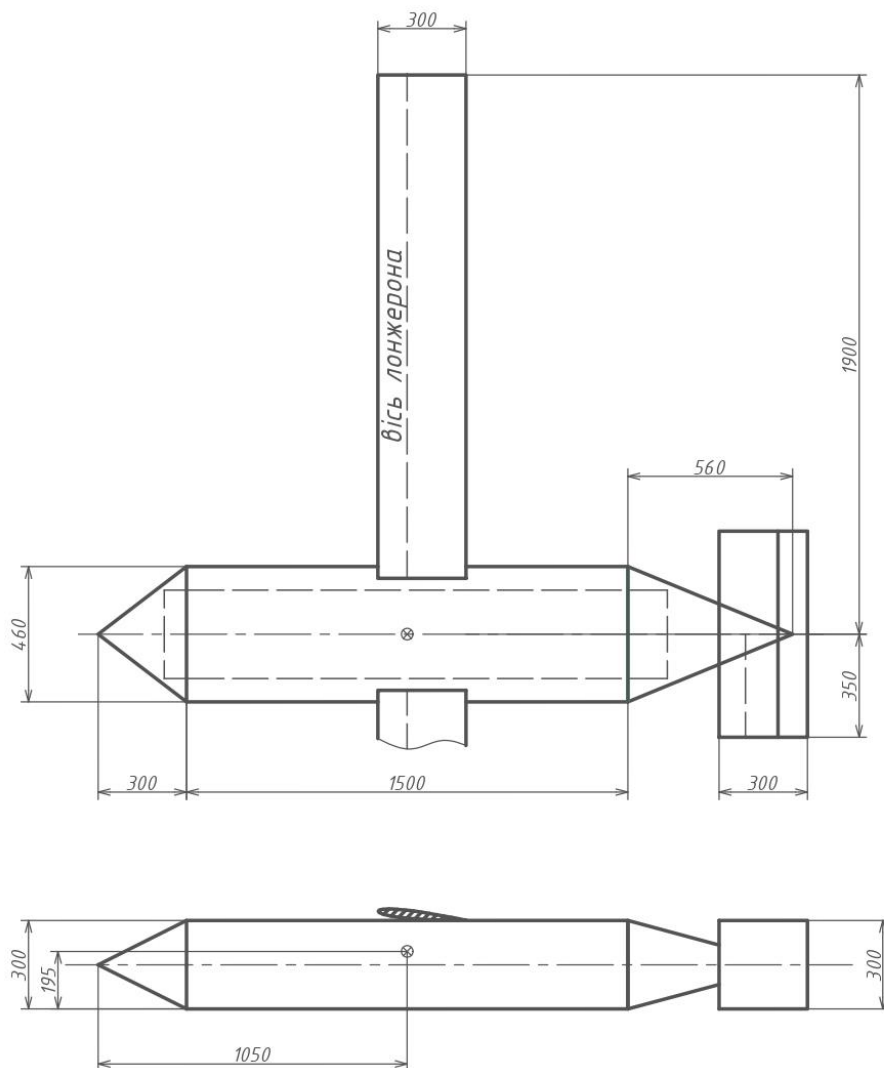


Рис. 4.2 Габаритні розміри

Після знаходження аеродинамічних характеристик планера центрування буде перераховане на таке, що забезпечує стійкість планера, тобто знаходитиметься трошки попереду центру тиску. За необхідністю, після визначення всіх необхідних характеристик, розташування крила відносно

фюзеляжу можна змінити, щоб центр мас порожнього планера був в центрі вантажного відсіку по вісі X.

На основі проведених розрахунків будуємо 3D модель вантажного контейнера для проведення подальших розрахунків його аеродинамічних характеристик.

4.2 3D модель планера

Для проведення розрахунків зробимо декілька 3D моделей планера в програмному забезпеченні SolidWorks.

4.2.1 Дослідження характеристик профільованого і непрофільованого горизонтального оперення

Спочатку побудуємо два варіанти моделей для того, щоб визначити чи є потреба в плануючому контейнері розробляти профільоване оперення (рис. 4.3). Одна модель планера матиме ГО з симетричним профілем НАСА 0006 (рис. 4.4). В іншій моделі замінимо його на листок фанери такої товщини, щоб їх маси були однакові (рис. 4.5).

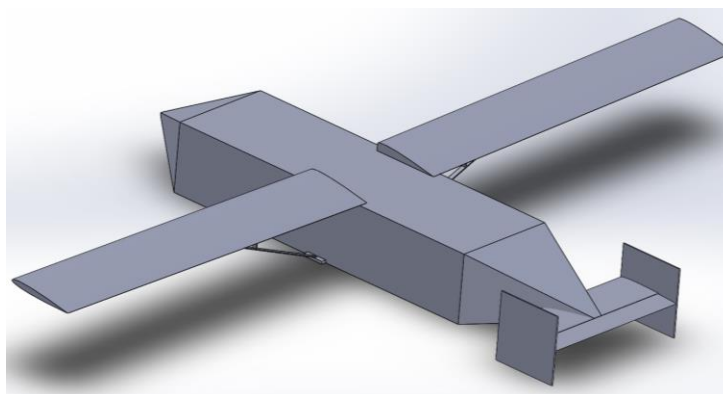


Рис. 4.3 3D модель планера, вигляд на хвостове оперення

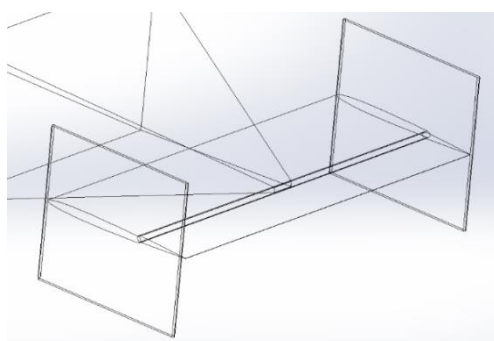


Рис. 4.4 Профільоване оперення

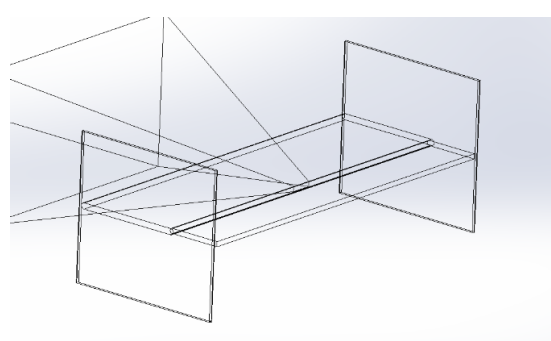


Рис. 4.5 Непрофільоване оперення

За допомогою програмного забезпечення ANSYS створюємо сітку і порівнюємо отримані аеродинамічні коефіцієнти обох моделей (рис. 4.6). Різниця отриманих даних не перевищує 4%. Можна зробити висновок, що отримані переваги від профільованого оперення не виправдовують зусилля витрачені на його виробництво.

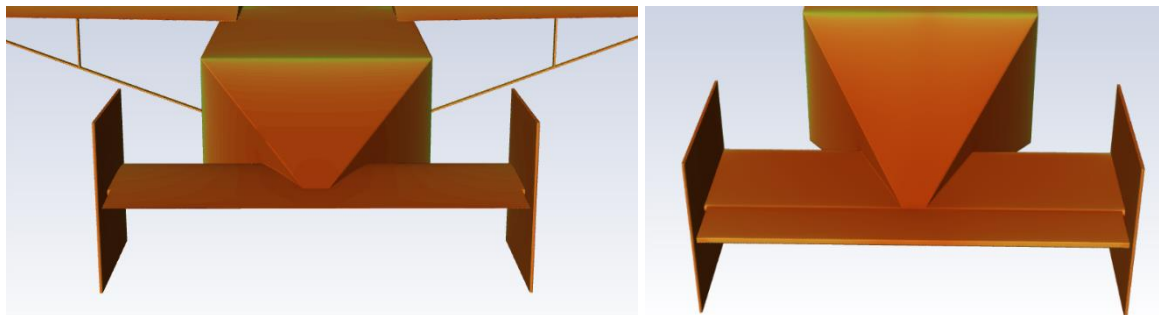


Рис. 4.6 Розподіл тиску на профільованому і непрофільованому ГО

4.2.2 Створення 3D моделей планера для дослідження

Для проведення наших подальших аеродинамічних досліджень створимо 3D моделі плануючого контейнера зі складеними крилами, розкладеними на 45° і на 90° (рис. 4.7). Усі моделі планера матимуть непрофільоване ГО.

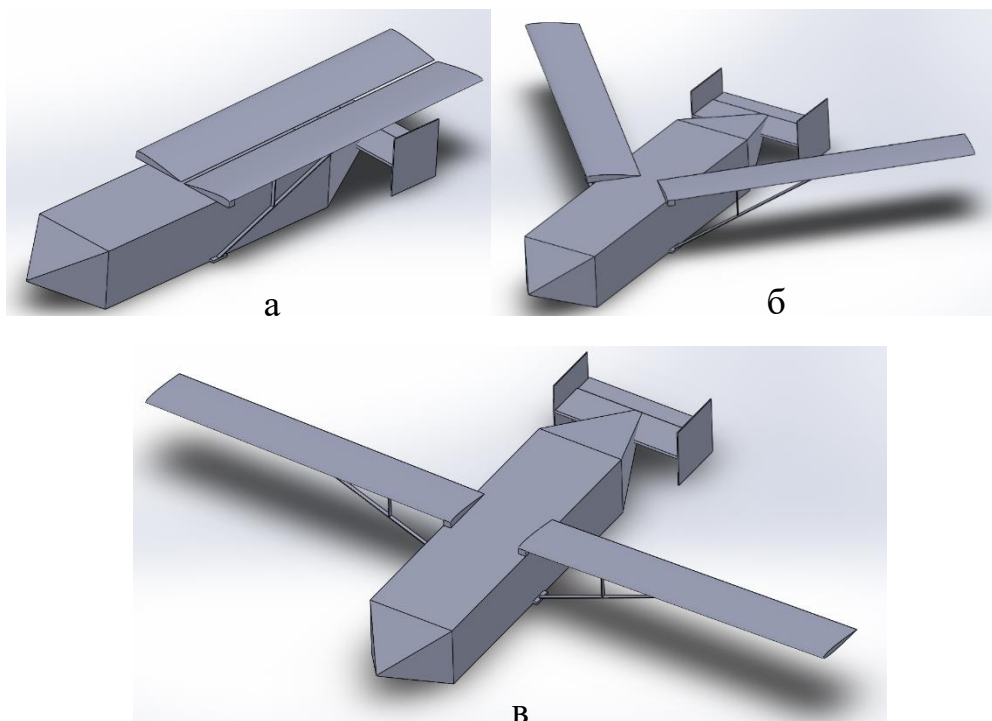


Рис. 4.7 3D модель плануючого контейнера а) складені крила; б) розкладені крила на 45° ; в) розкладені крила на 90° .

4.3 3D модель літака

Аналогом для створення 3D моделі літака-носія буде літак ANG 01. Його модель представлена на рис. 4.8.

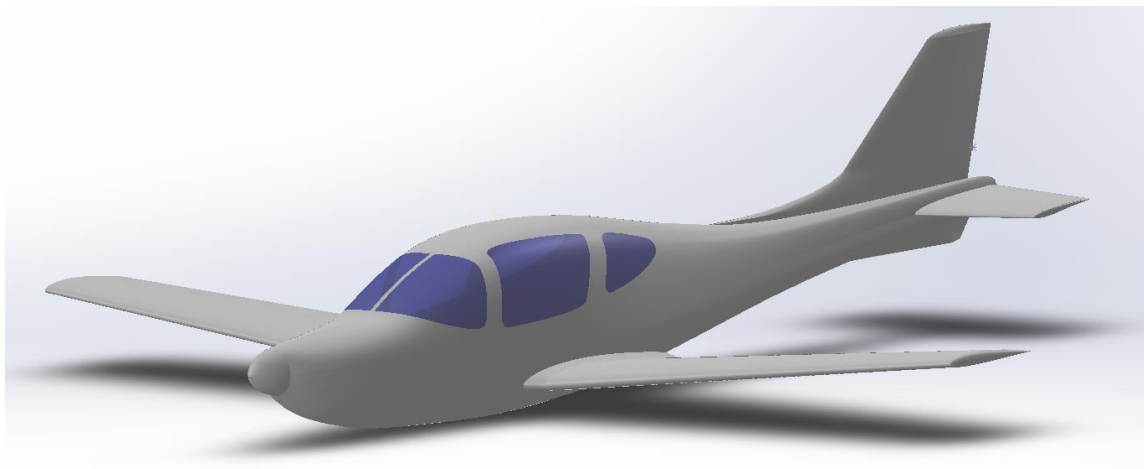


Рис. 4.8 Модель літака-носія

Для встановлення планерів під крилом літак необхідно модифікувати, додати систему підвіски до крила (рис. 4.9). Сам механізм системи підвіски не розглядається в роботі і зображений на моделях в спрощеному вигляді. Однією з умов такої підвіски буде система, яка після відділення планера триматиме його крила складеними, доки планер не опуститься на певну відстань. Це зроблено для того, щоб унеможливити пошкодження фюзеляжу літака-носія розгорнутим крилом. Наприклад трос, який буде тримати крила певний час і після відкріплення скручуватися.

Сама по собі система кріплення вже змінює льотні характеристики літака, тому окремо буде розглянуто як змінюються аеродинамічні коефіцієнти після внесених модифікацій.

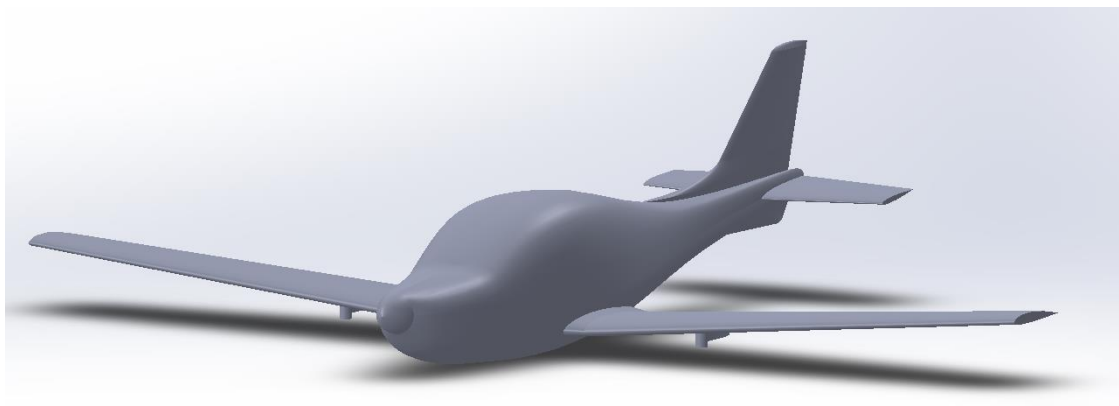


Рис. 4.9 Модель літака-носія з системою підвіски

Модель літака-носія з системою підвіски і одним і двома плануючими контейнерами зображена на рисунку 4.10 і рисунку 4.11 відповідно.

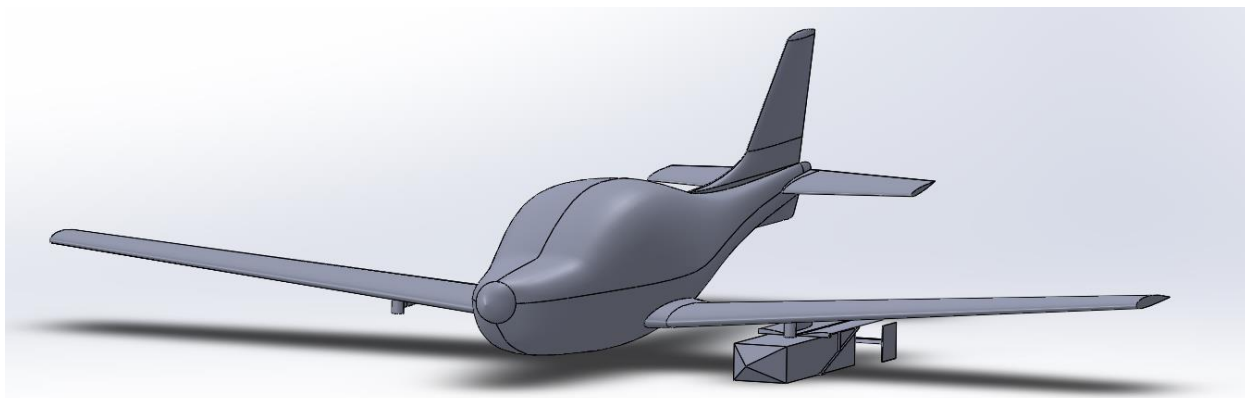


Рис. 4.10 Модель літака-носія з одним плануючим контейнером

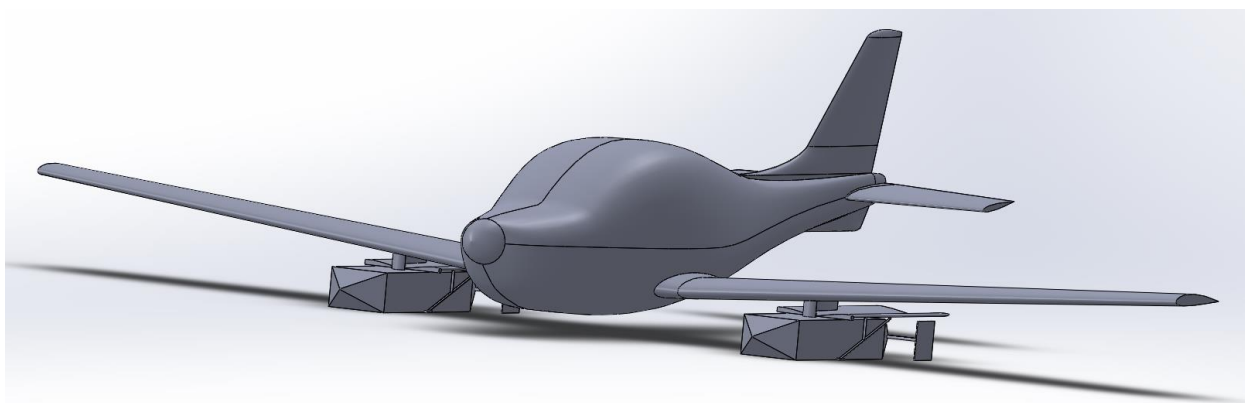


Рис. 4.11 Модель літака-носія з двома плануючими контейнерами

Модель літака-носія з плануючим контейнером в процесі відокремлення на відстані 50 мм і на відстані 160 мм від підвіски крила представлено на рисунку 4.12 і рисунку 4.13 відповідно.

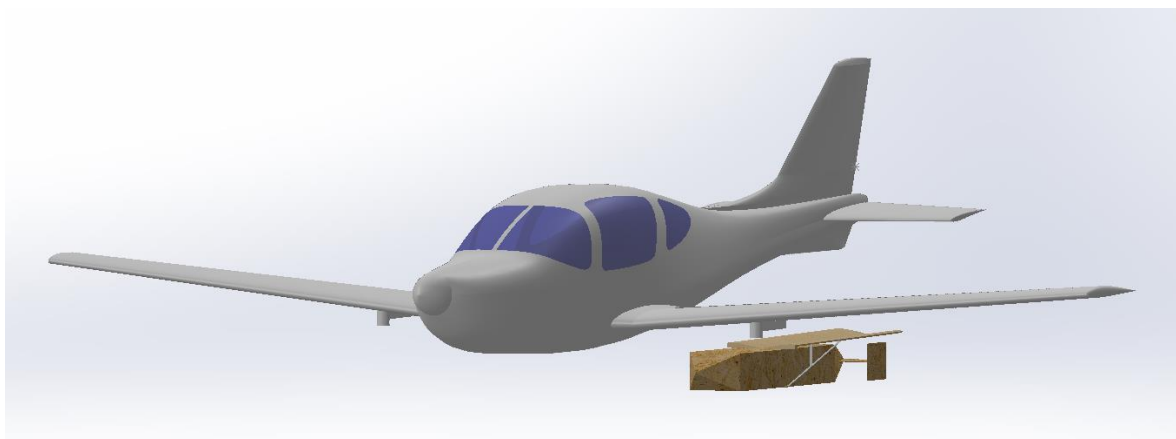


Рис. 4.12 Модель літака-носія з плануючим контейнером в процесі відокремлення на відстані 50 мм

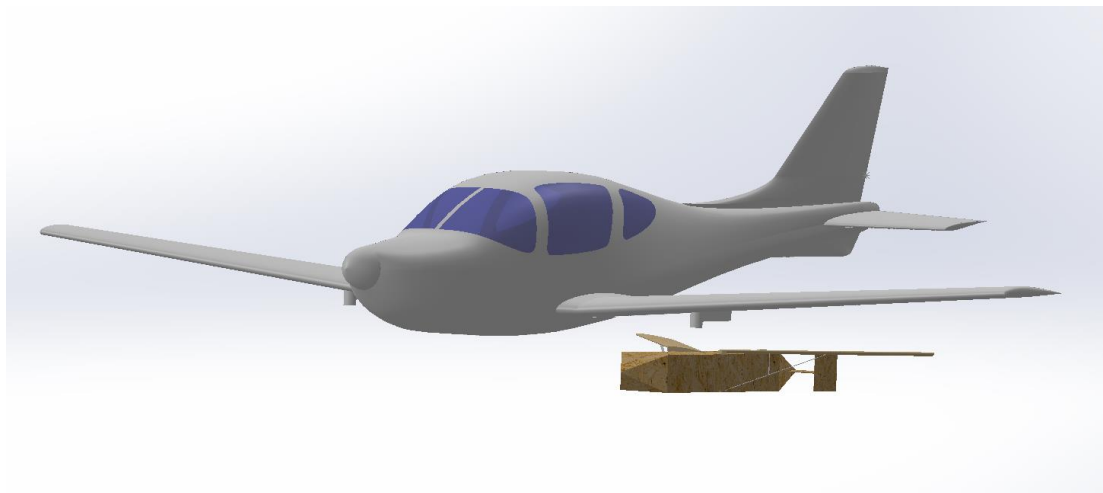


Рис. 4.13 Модель літака-носія з плануючим контейнером в процесі відокремлення на відстані 160 мм

Висновки до розділу

В розділі було виконано необхідна для проведення аеродинамічних досліджень побудова розрахункових моделей плануючого контейнеру і літака-носія.

Детально описана конструкція планера і аргументовано причини такого вибору. Виконано розрахунки необхідної площі крила, масове зведення та попереднє визначення центрування. На основі розрахунків прийнято габаритні розміри плануючого контейнер.

Для визначення оптимальної схеми ГО проведено порівняння аеродинамічних характеристик профільованого і непрофільованого оперення. Оскільки відмінність була незначною, то було зроблено вибір на користь спрощеної форми ГО. За результатами всіх розрахунків і досліджень створено кілька 3D моделей плануючого контейнера: зі складеними крилами, розкладеними на 45° і розкладеними на 90° .

Розроблено 3D модель літака-носія, модифіковано цю модель під необхідні характеристики для перенесення плануючих контейнерів під крилом, тобто додано систему підвіски. Створено кілька збірних моделей літака-носія і плануючого контейнера з різними положеннями контейнера під крилом: літак-носіє з прикріпленими двома плануючими контейнерами, з прикріпленим одним контейнером і в процесі відокремлення контейнера.

5 Розрахунок аеродинамічних характеристик

Для проведення дослідження в програмному забезпеченні спочатку необхідно провести додаткову роботу з 3D моделлю: створити зону розрахункову навколо нашої моделі, задати її характеристики і побудувати сітку моделі. Після здійсненого програмою розрахунку можна оцінити розподіл характеристик самого потоку, та по корпусу моделі, а також картину обтікання за допомогою засобів візуалізації. Отримані результати після розрахунку занесено до таблиць для подальшої роботи і аналізу.

5.1 Процес розрахунку характеристик літака-носія

Сітка моделі літака-носія, та сітка розрахункової області навколо представлена на рис. 5.1 Картина розподілу швидкості, та тиску по корпусу літака зображена на рис. 5.2, а лінії течії зображено на рис. 5.3.

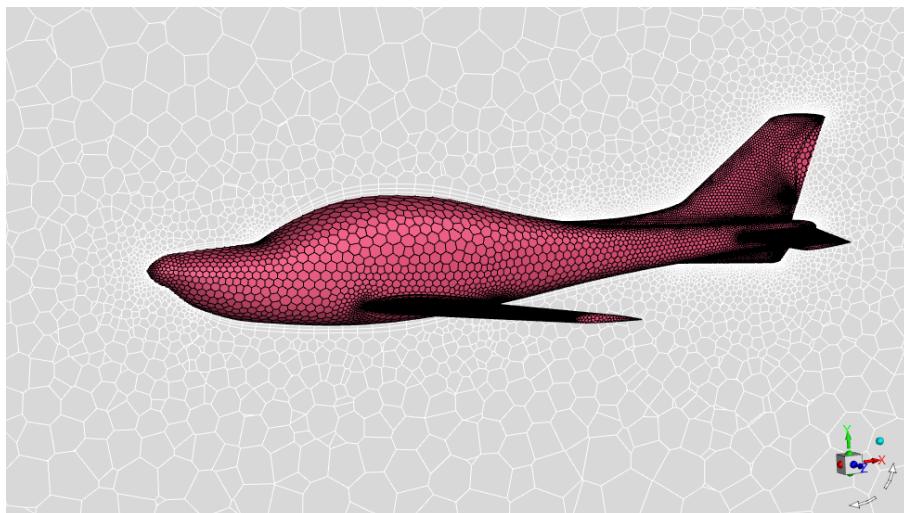


Рис. 5.1 Сітка моделі і розрахункової області навколо

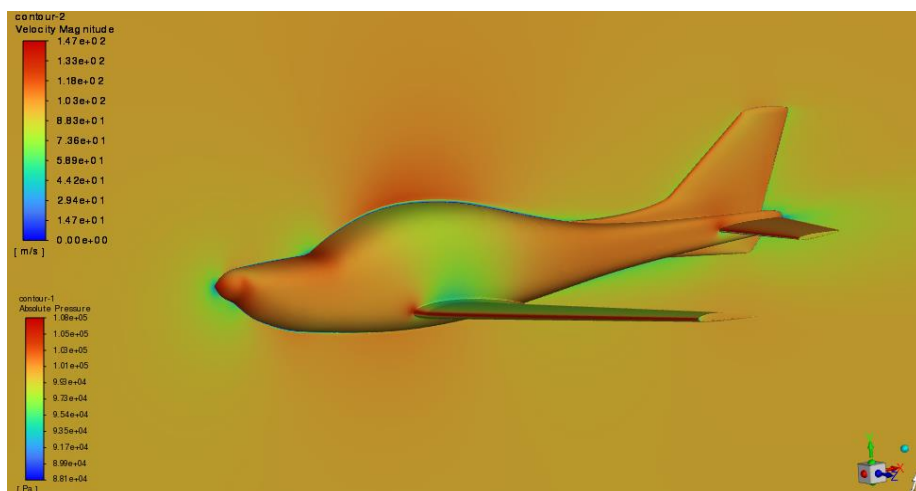


Рис. 5.2 Розподіл тиску по корпусу літака-носія

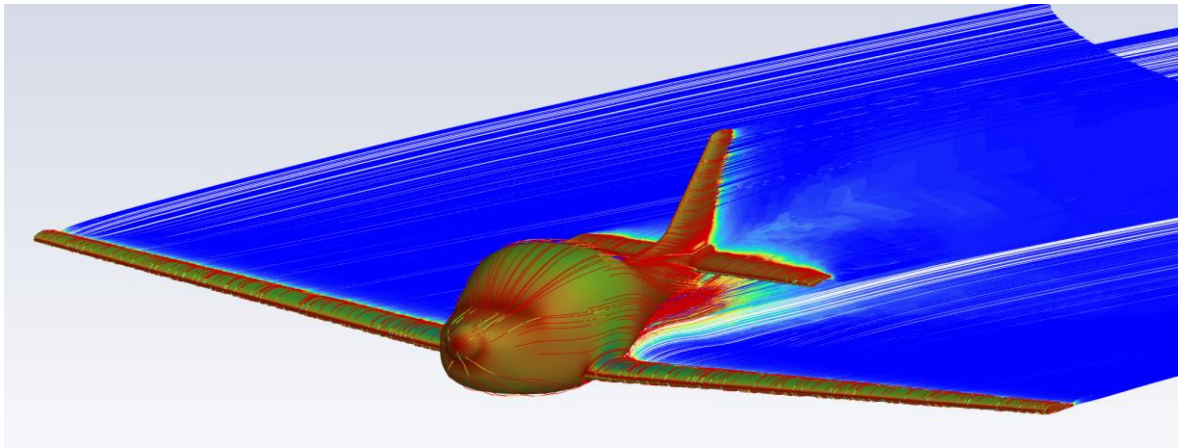


Рис. 5.3 Лінії течії

5.2 Процес розрахунку характеристик плануючого контейнера

Розрахункова область навколо плануючого контейнера зображена на рис. 5.4. Сітка представлена на рис. 5.5 і на рис. 5.6. На рис. 5.7 можна побачити область навколо крила плануючого контейнера, на зображенні видно примежовий шар.

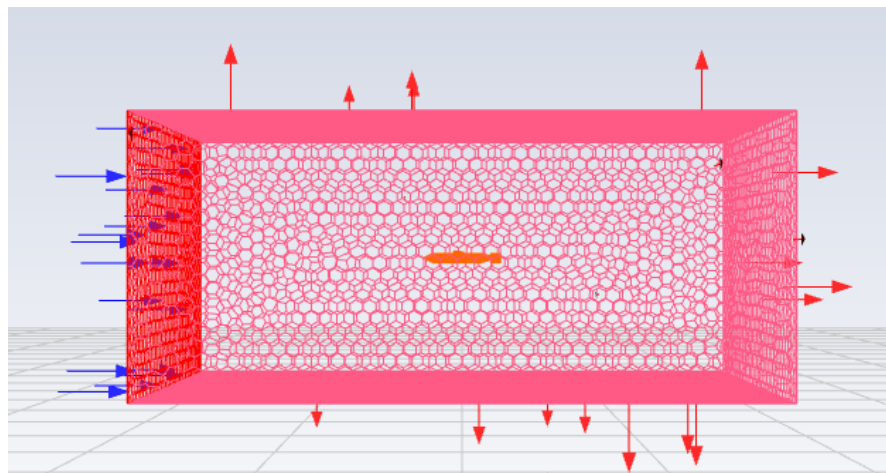


Рис. 5.4 Розрахункова зона

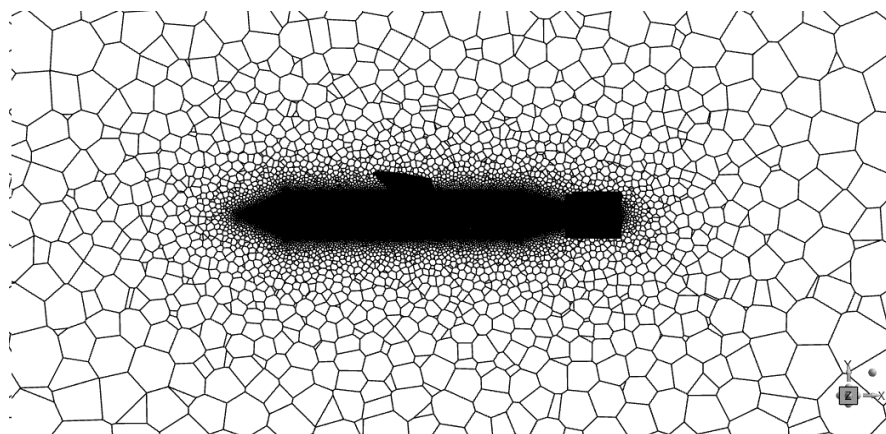


Рис. 5.5 Сітка моделі і розрахункової області навколо

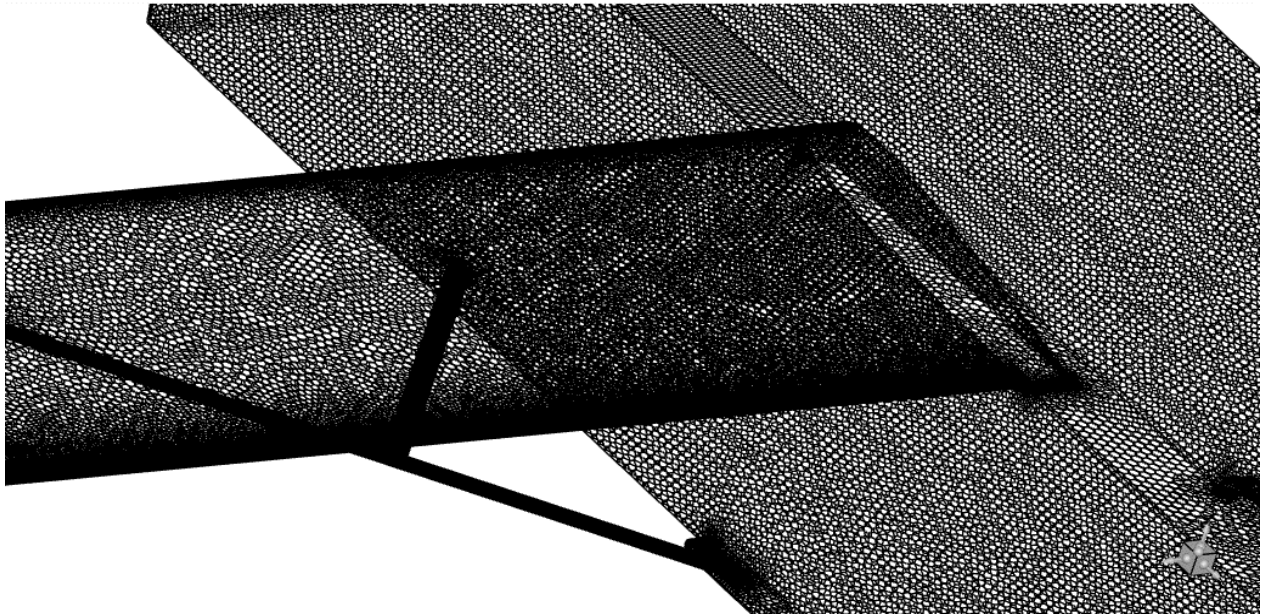


Рис. 5.6 Область планера з демонстрацією сітки

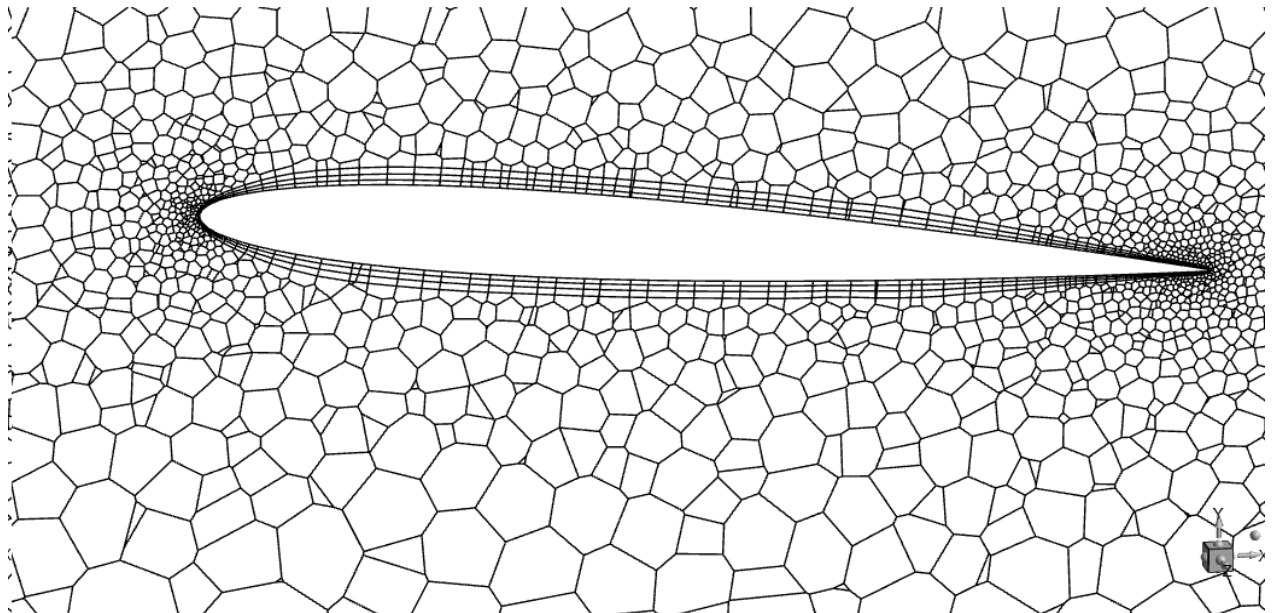


Рис. 5.7 Сітка в зоні навколо крила

Результати розрахунків представлено у вигляді розподілу тиску по корпусу планера (рис. 5.8), розподілу швидкості примежового шару в числах Маха (рис. 5.9), та зображено ліній течії на рисунку 5.10 і рисунку 5.11. Окремо можна розглянути лінії течії біля хвостового оперення планера (рис. 5.12).

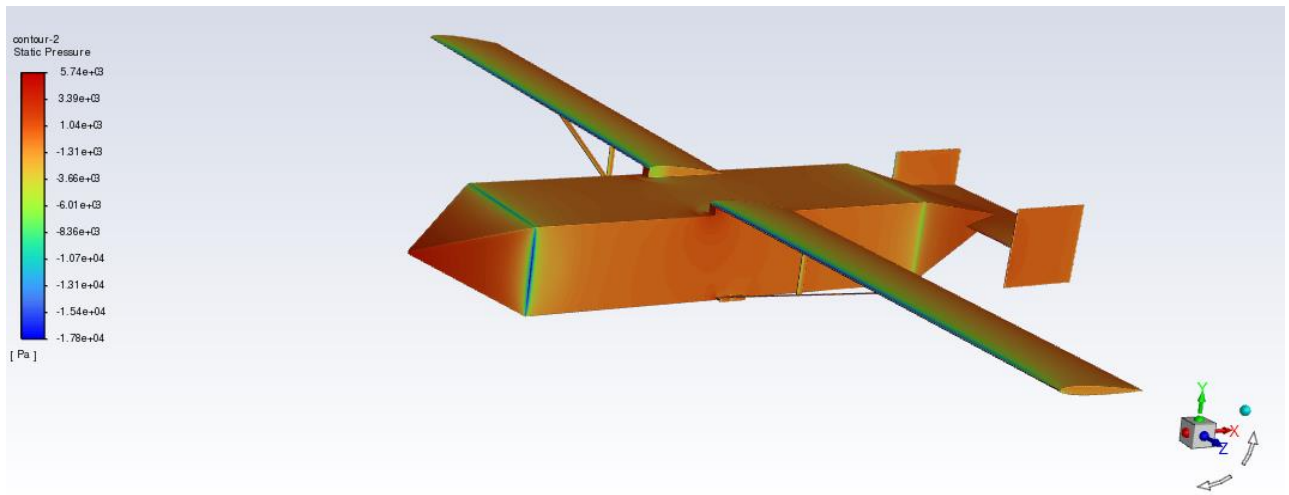


Рис. 5.8 Розподіл тиску по корпусу плануючого контейнера

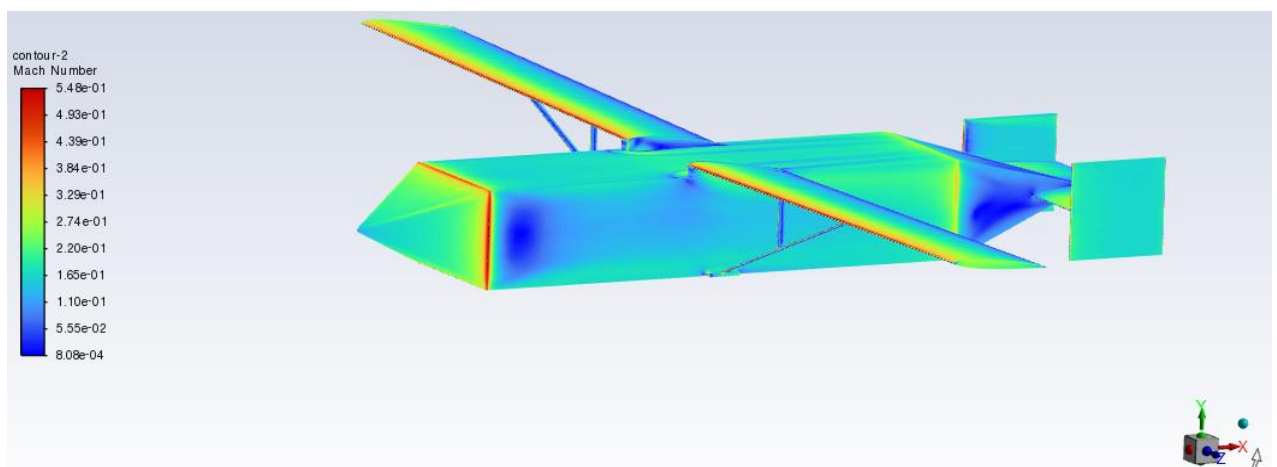


Рис. 5.9 розподілу швидкості примежового шару в числах Маха по корпусу плануючого контейнера

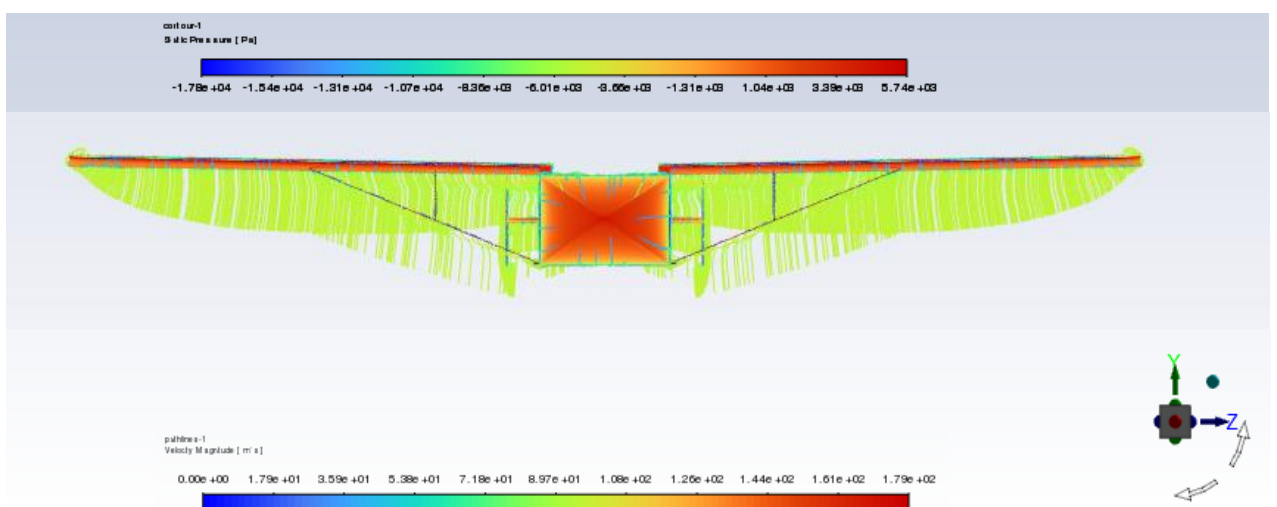


Рис. 5.10 Лінії течії та розподіл тиску по корпусу плануючого контейнера

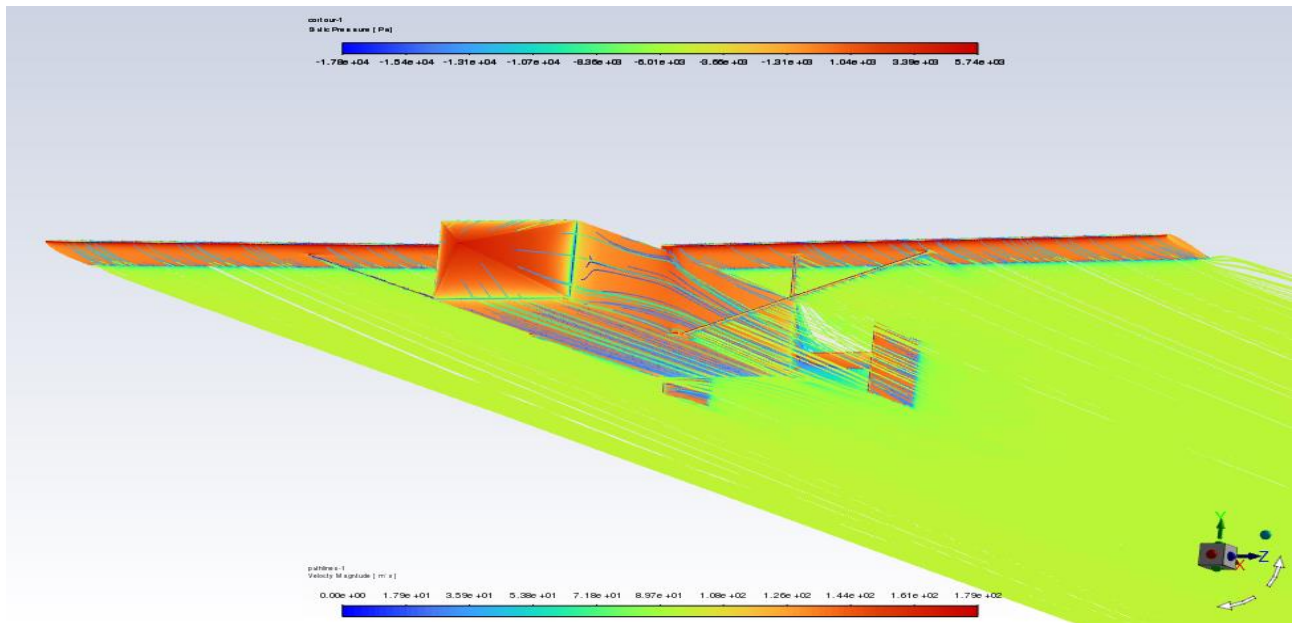


Рис. 5.11 Лінії течії та розподіл тиску по корпусу плануючого контейнера

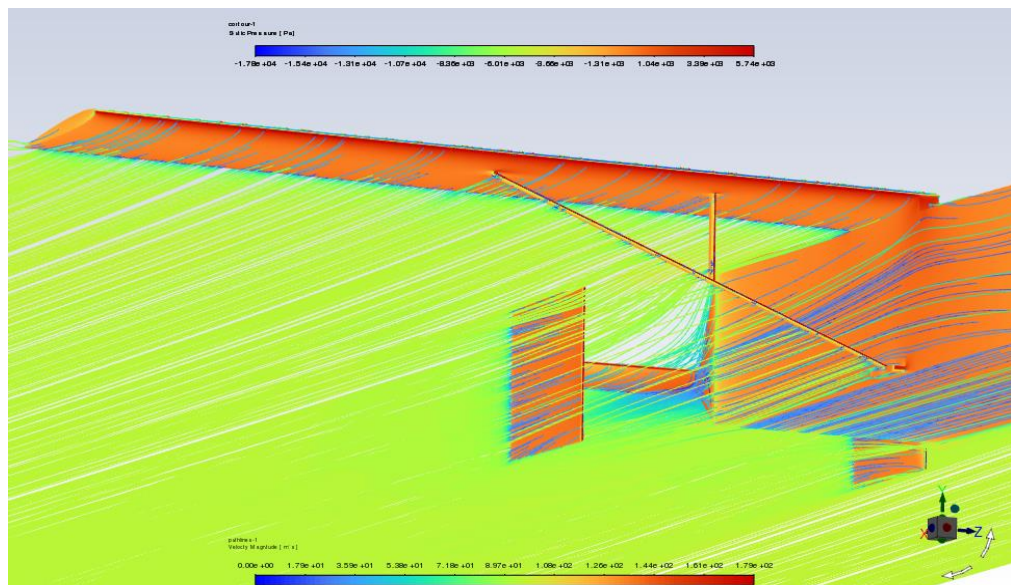


Рис. 5.12 Лінії течії в області хвостового оперення та розподіл тиску по корпусу плануючого контейнера

5.3 Процес розрахунку характеристик літака-носія з плануючими контейнерами

Сітка системи з 3-х ЛА представлена на рисунку 5.13, а системи з 2-х ЛА на рисунку 5.14. Сітку розрахункової області і моделі можна розглянути на рисунку 5.15. Розподіл швидкості і тиску по корпусам моделей зображено на рисунку 5.16 і рисунку 5.17 відповідно, а на рисунку 5.18 ближче представлено

розподіл тиску по моделі планера в даній системі. Розподіл тиску по корпусам літака-носія і планера в системі з 2-х ЛА при вигляді спереду представлено на рисунку 5.19. На даному зображенні плануючий контейнер вже відділився від літака-носія, крила розкрилися на 45° і планер знаходиться на відстані 160 мм від системи підвіски на крилі.

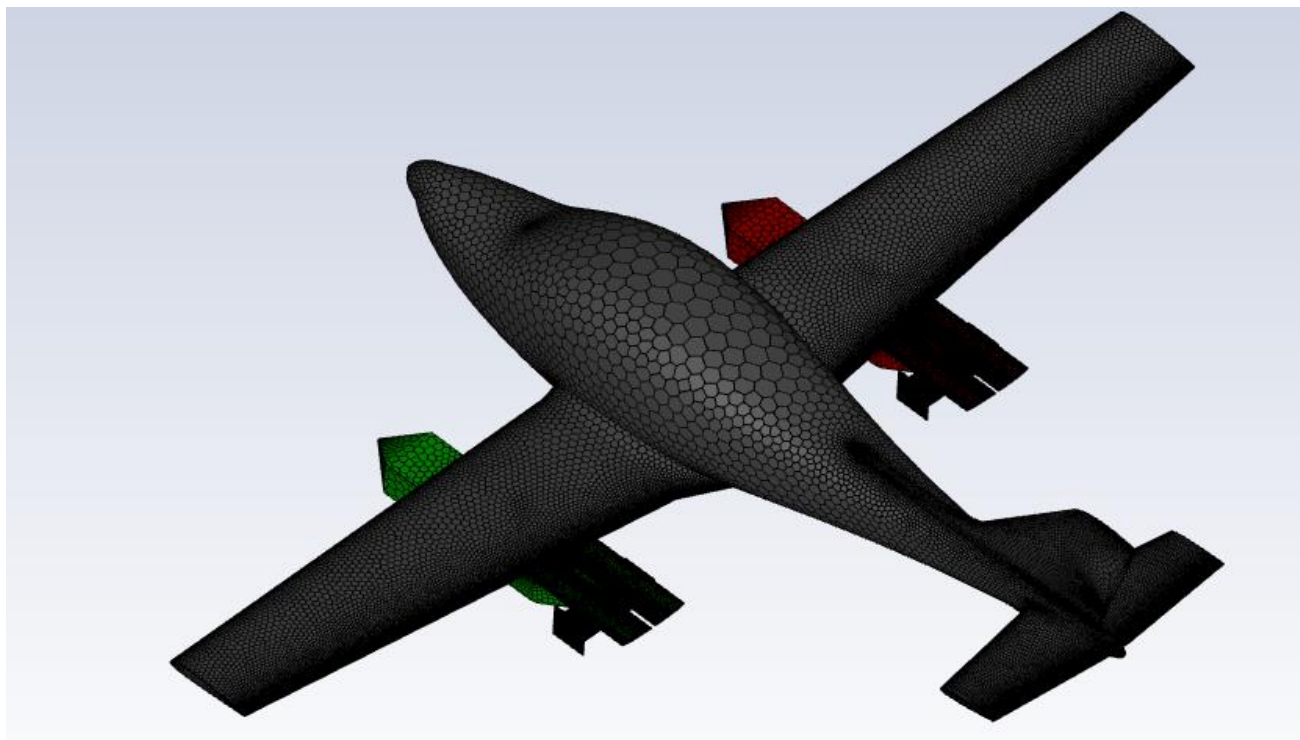


Рис. 5.13 Сітка системи з 3-х ЛА

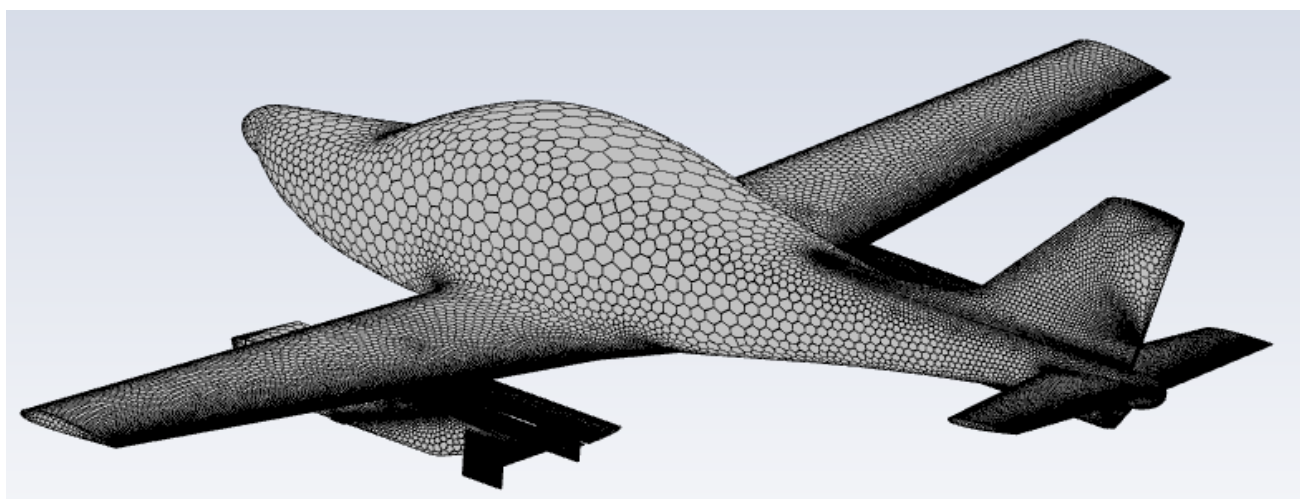


Рис. 5.14 Сітка системи з 2-х ЛА

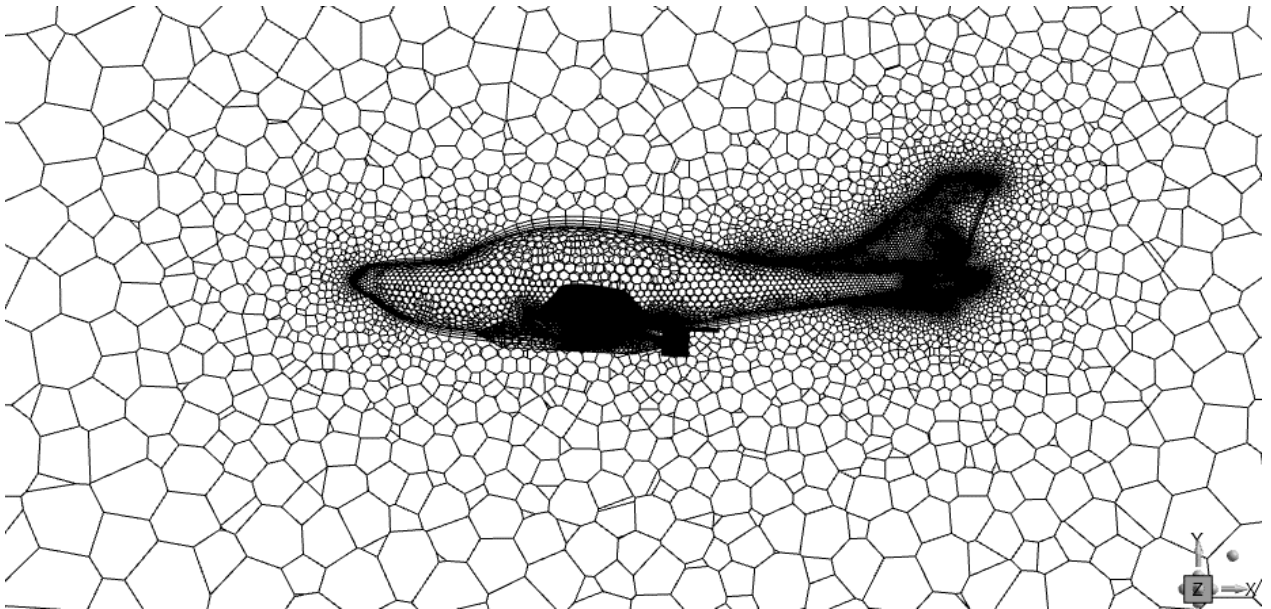


Рис. 5.15 Сітка розрахункової зони і моделей ЛА

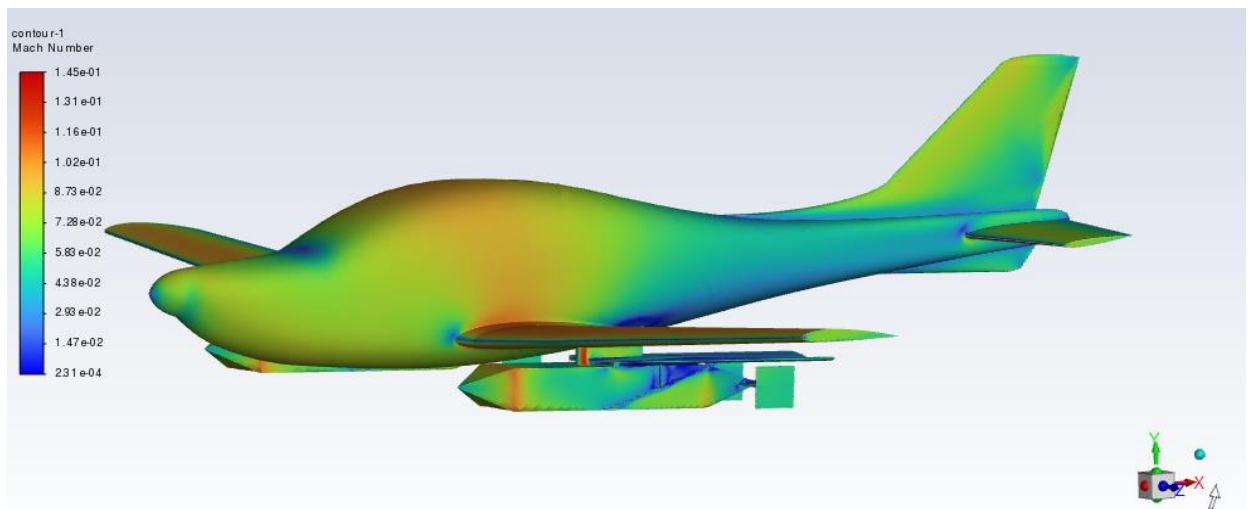


Рис. 5.16 Розподіл швидкості примежового шару в числах Маха

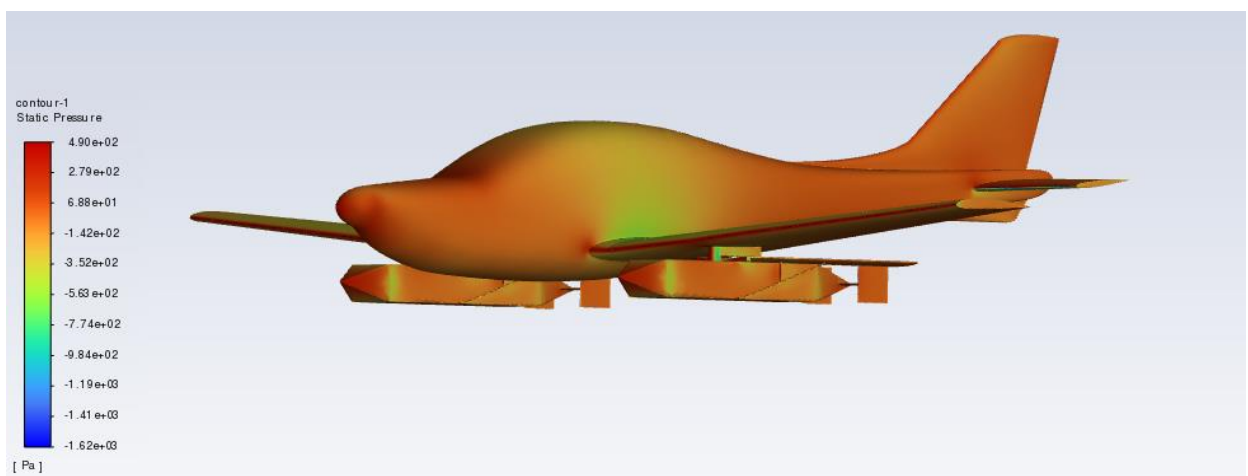


Рис. 5.17 Розподіл тиску по поверхням ЛА

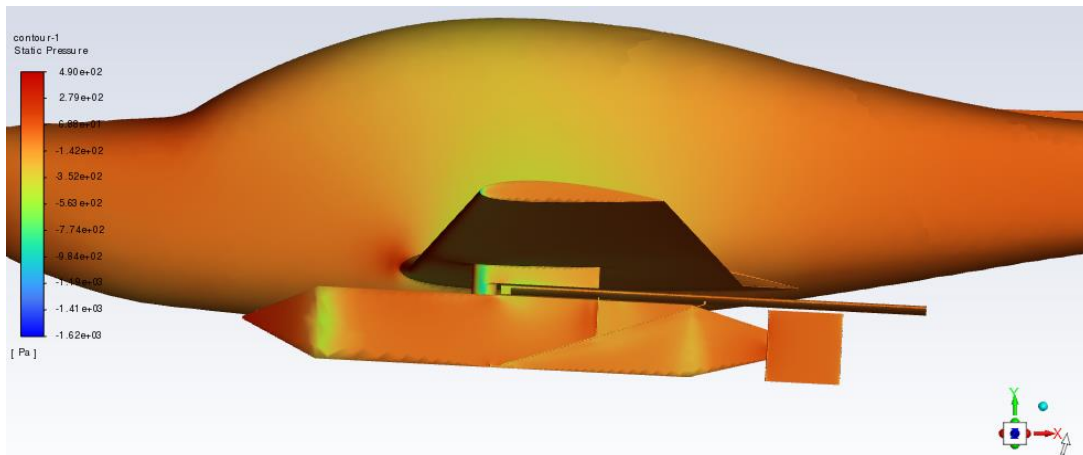


Рис. 5.18 Розподіл тиску по поверхні плануючого контейнера в системі з літаком-носієм

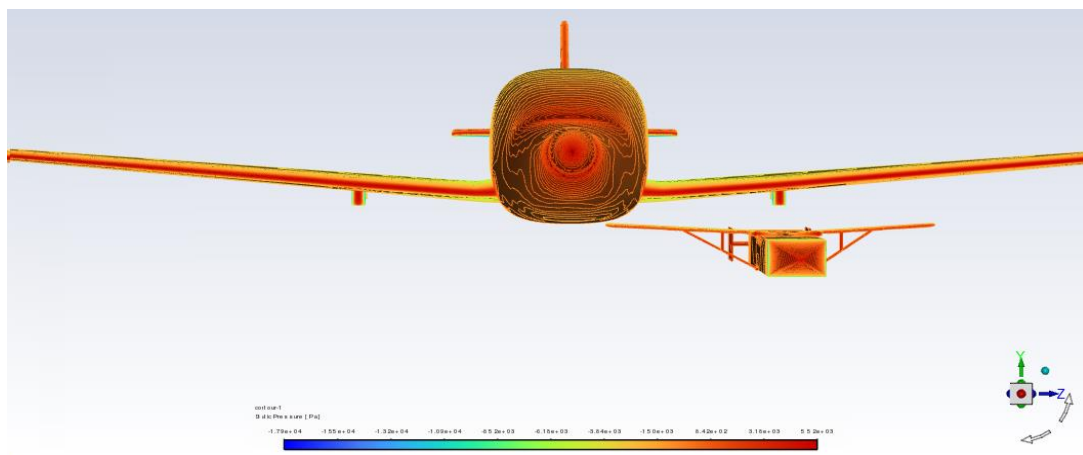


Рис. 5.19 Розподіл тиску по корпусам літака-носія і планера в системі з 2-х ЛА при вигляді спереду при відділення плануючого контейнера

Лінії течії плануючого контейнера зображено на рисунку 5.20 , а в площині симетрії плануючого контейнера – на рисунку 5.21. На рисунку 5.22 зображено лінії течії при відділенні контейнера від літака-носія, крила розкрилися на 45° і планер знаходиться на відстані 160 мм від системи підвіски на крилі.

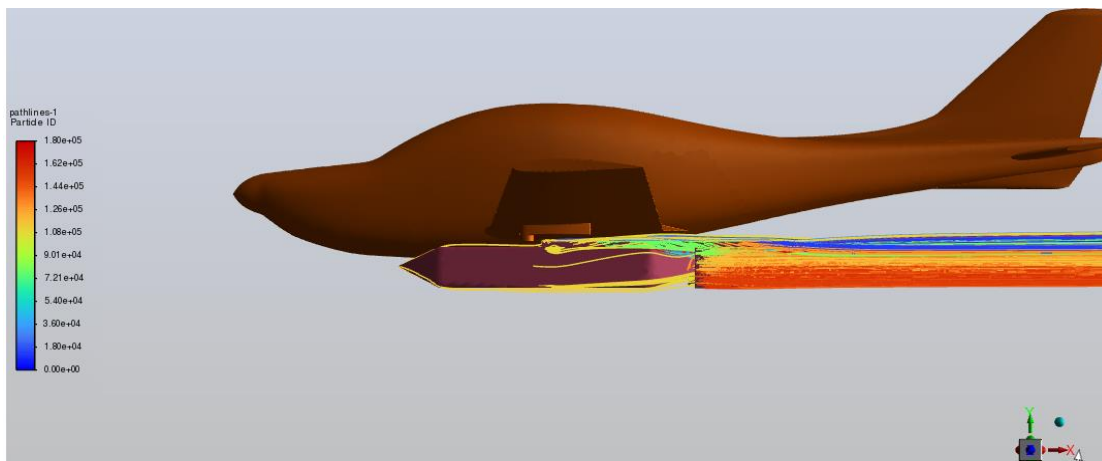


Рис. 5.20 Лінії течії плануючого контейнера

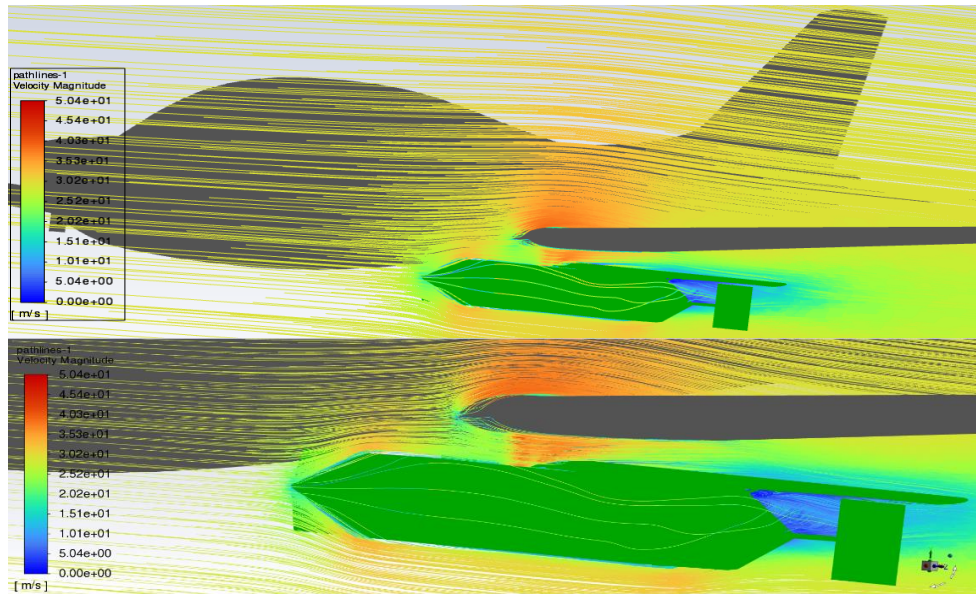


Рис. 5.21 Лінії течії в площині симетрії планера

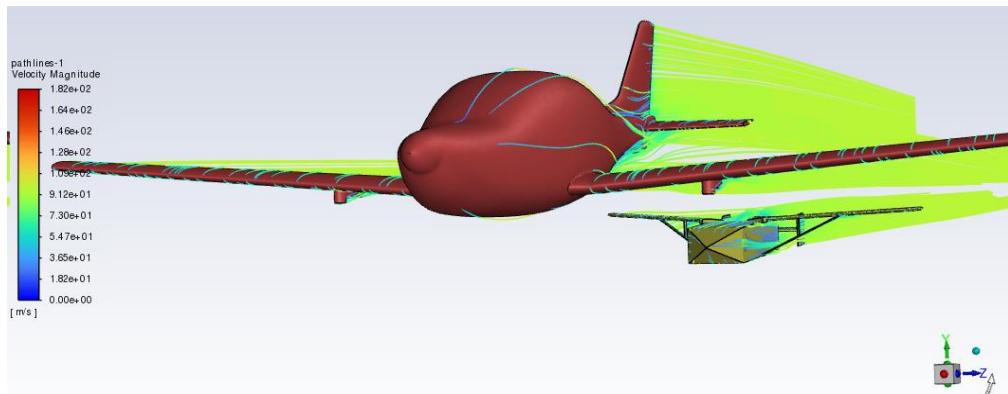


Рис. 5.22 Лінії течії при відділенні планера на 160 мм від літака-носія

На рисунку 5.23 представлена площина в якій буде наведена ізометрія зміни обтікання крила літака-носія з одним плануючим контейнером (рис. 5.24), тобто в умовах польоту з одним планером, та обтікання плануючого контейнера (рис. 5.25).

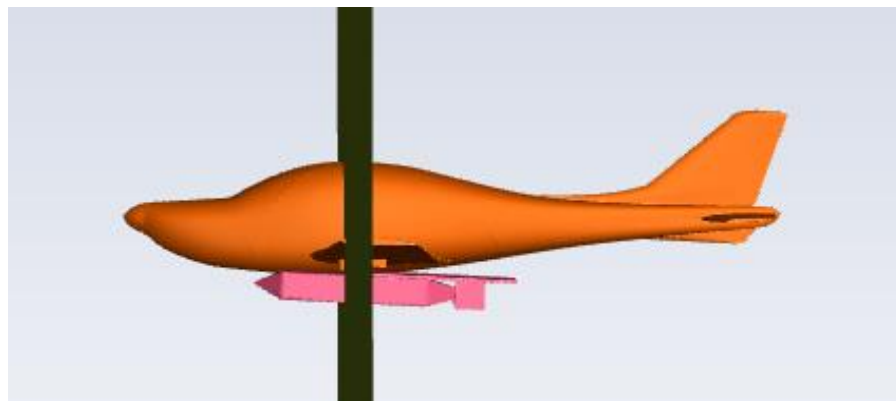


Рис. 5.23 Площина обтікання крила літака-носія

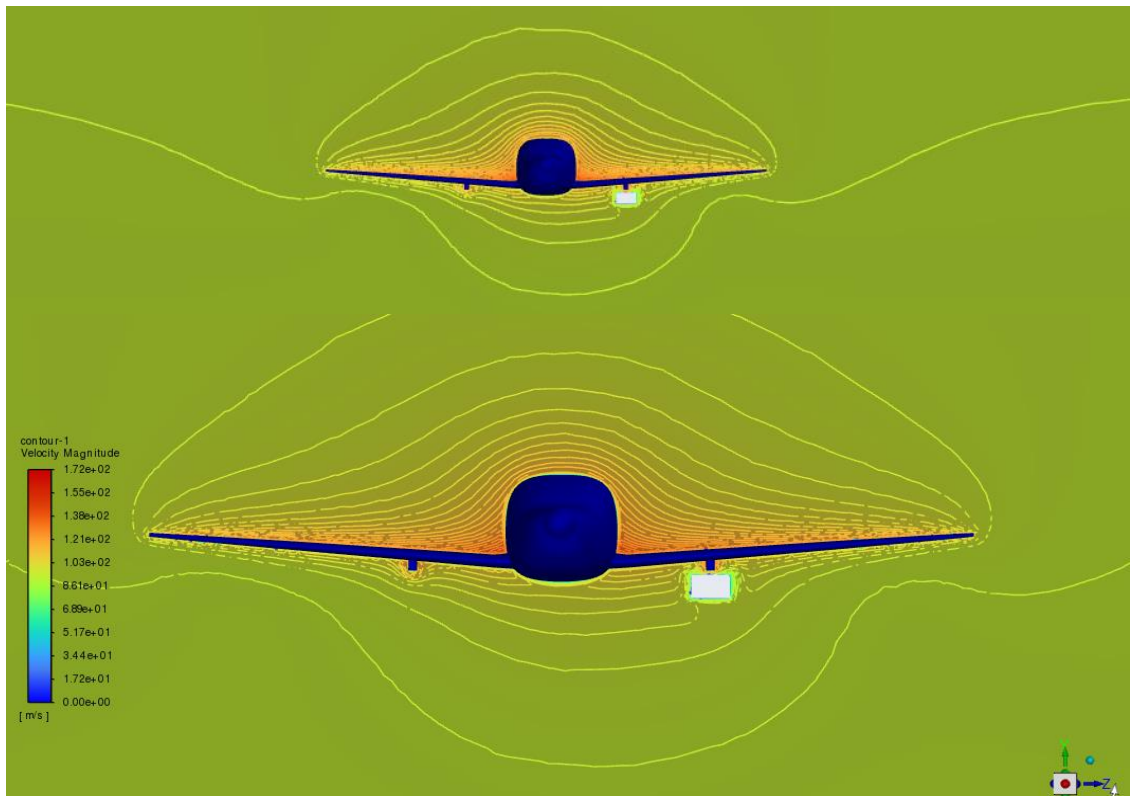


Рис. 5.24 Ізометрія зміни обтікання крила літака-носія з одним плануючим контейнером

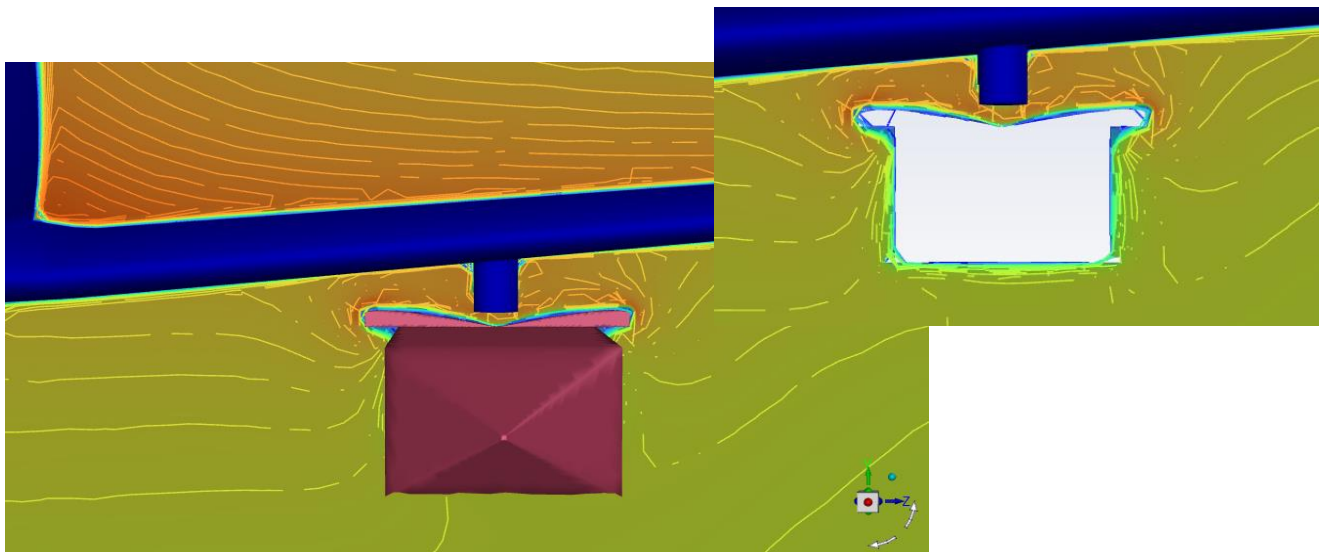


Рис. 5.25 Ізометрія обтікання плануючого контейнера

Візуально вплив плануючого контейнера на літак-носії можна побачити на зображеннях з розподілом тиску. На рисунку 5.26 представлено плануючий контейнер в складеному вигляді прикріплений до крила літака-носія в польоті. На рисунку 5.27 планер відділився від системи підвіски на 160 мм. Можна побачити як зменшується вплив на крило літака-носія при віддаленні планера.

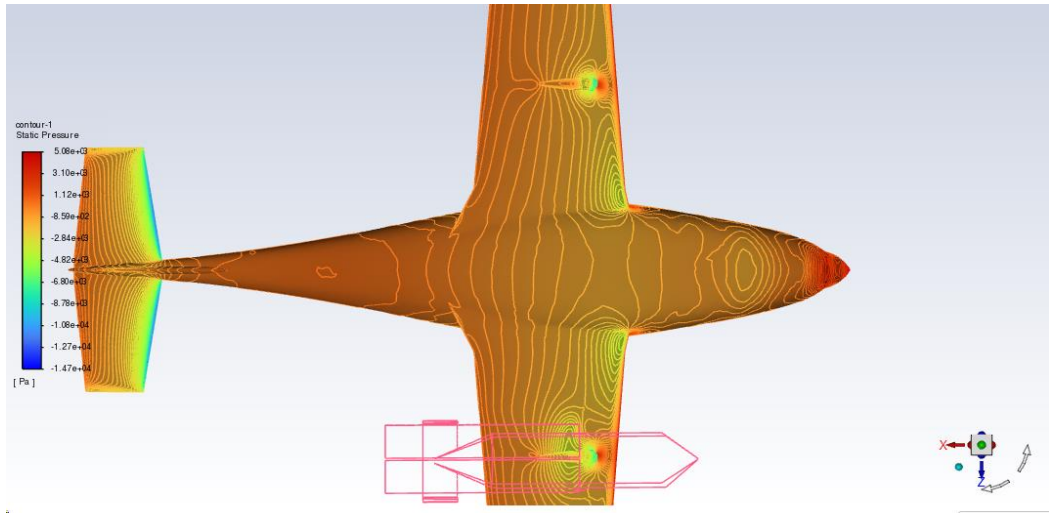


Рис. 5.26 Розподіл тиску по корпусу ЛА, плануючий контейнер в складеному вигляді прикріплений до крила літака-носія в польоті

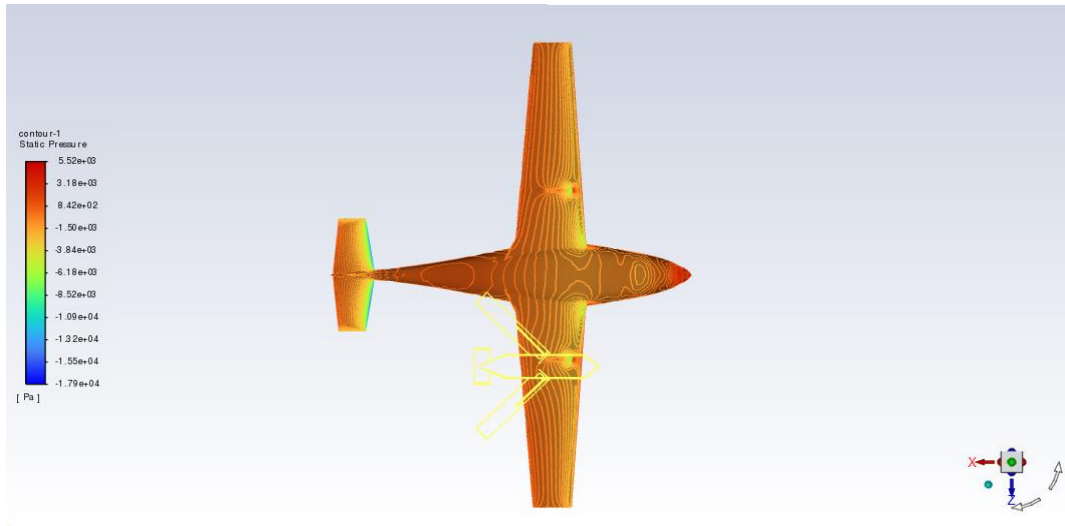


Рис. 5.27 Розподіл тиску по корпусу ЛА, плануючий контейнер відділився від літака-носія на відстань 160 мм від системи підвіски.

5.4 Отримані аеродинамічні характеристики

Після проведених розрахунків отримали значення аеродинамічних коефіцієнтів для різних швидкостей і на різних кутах атаки (α).

Для знаходження аеродинамічних коефіцієнтів плануючого контейнера було обрано за характеристичну площу значення $S_{har} = 1,14 \text{ м}^2$, а характеристичну довжину $S_{har} = 2,41 \text{ м}$.

Результати для плануючого контейнера з розгорнутим крилом на 90° записані в таблиці 5.1, для плануючого контейнера з розгорнутим крилом на 45° – в таблиці 5.2, для складеного планера – в таблиці 5.3.

**Аеродинамічні коефіцієнти плануючого контейнера
зі складеним крилом**

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,044674	-0,0393	0,001802	-0,0002	-0,00019	0,000264
0	0,045	-0,03477	0,000308	1,00E-04	-0,0001	-0,00062
3	0,043306	-0,03657	0,000221	-8,68E-05	-8,27E-05	-0,00091
Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,044828	-0,03847	7,16E-05	-8,34E-05	-8,94E-05	-0,00011
0	0,045847	-0,03455	0,000537	2,88E-05	-9,4E-05	-0,00078
3	0,044003	-0,03672	0,000664	7,55E-05	-2,48E-05	-0,00081
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,045743	-0,03899	0,000438	-1,63E-05	-1,05E-05	0,000411
0	0,046762	-0,0348	0,000727	-9,03E-05	-2,00E-05	-0,00033
3	0,044896	-0,03754	0,000366	-3,96E-06	-9,27E-05	-0,00036

Було отримано від'ємні значення коефіцієнта підйомної сили у планера зі складеним крилом. Отже, планер в складеному вигляді, маючи від'ємну підйомну силу, буде знижуватися. Це важливо при відділенні від літака-носія, щоб контейнер міг відійти від крила і не створював загрози зіткнення.

Таблиця 5.2

**Аеродинамічні коефіцієнти плануючого контейнера
з розгорнутим крилом на 45°**

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,03783	0,153932	0,000171	1,51E-05	-4,43E-05	-0,0356
0	0,04787	0,198192	0,000255	3,82E-05	-3,18E-05	-0,04382
3	0,055103	0,432806	-3,77E-05	-2,34E-05	-8,90E-05	-0,08414

Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,03965	0,150168	5,30E-05	1,25E-05	-6,18E-05	-0,03478
0	0,049128	0,194868	0,000151	2,77E-05	-4,37E-05	-0,04299
3	0,055902	0,425772	4,67E-06	-1,88E-05	-0,00011	-0,08243
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,041608	0,149597	0,000311	-4,44E-05	-6,35E-05	-0,0346
0	0,050898	0,193782	7,36E-05	2,71E-05	-6,08E-05	-0,04267
3	0,057858	0,420714	1,70E-05	2,75E-05	-9,90E-05	-0,08091

Таблиця 5.3

**Аеродинамічні коефіцієнти плануючого контейнера
з розгорнутим крилом на 90°**

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,021283	0,439698	0,000155	-3,26E-05	-4,76E-05	0,008036
0	0,044772	0,516803	0,000127	-4,42E-05	-4,35E-05	0,009353
3	0,066909	0,540832	0,000136	-7,69E-05	-4,58E-05	0,009888
Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,023419	0,426716	-6,30E-05	-2,94E-05	-7,17E-05	0,007817
0	0,045893	0,501582	7,59E-05	-2,96E-05	-7,40E-05	0,009278
3	0,067633	0,530986	0,000103	-5,86E-05	-5,18E-05	0,009693
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,045743	-0,03899	0,000438	-1,63E-05	-1,05E-05	0,000411
0	0,046762	-0,0348	0,000727	-9,03E-05	-2,00E-05	-0,00033
3	0,044896	-0,03754	0,000366	-3,96E-06	-9,27E-05	-0,00036

Аеродинамічні коефіцієнти плануючого контейнера з розкритими крилами і відхиленим кермом висоти на $\delta = -10^\circ$ представлено в таблиці 5.4.

Таблиця 5.4

Аеродинамічні коефіцієнти плануючого контейнера з відхиленим кермом висоти на $\delta = -10^\circ$

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,021283	0,439698	0,000155	-3,26E-05	-4,76E-05	0,042082
0	0,044772	0,516803	0,000127	-4,42E-05	-4,35E-05	0,041556
10	0,066909	0,540832	0,000136	-7,69E-05	-4,58E-05	0,039198
Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,04821	0,425355	8,87E-05	1,14E-05	-5,32E-05	0,041194
0	0,065002	0,549299	9,57E-05	4,76E-05	-4,28E-05	0,040885
10	0,164032	0,706203	-0,00276	-0,00256	-0,00119	0,038603
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
-3	0,050201	0,421229	5,65E-05	1,91E-05	-7,25E-05	0,040535
0	0,066848	0,546442	5,35E-05	5,43E-05	-6,09E-05	0,040228
10	0,174779	0,711771	-0,00198	-0,00511	-0,00382	0,038171

Коефіцієнти підйомної сили та лобового опору плануючого контейнера, який знаходиться під крилом літака-носія представлено в таблиці 5.5.

Таблиця 5.5

Коефіцієнти підйомної сили та лобового опору плануючого контейнера, який знаходиться під крилом літака-носія

Швидкість: 95,8 м/с			Швидкість: 50 м/с		Швидкість: 30 м/с	
α	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y
-3	0,006179	-0,00862	0,00623	-0,0131	0,006457	-0,01318
0	0,004488	-0,01822	0,004652	-0,02032	0,004822	-0,02091
3	0,002811	-0,02147	0,001969	-0,02112	0,003077	-0,02319

Для знаходження аеродинамічних коефіцієнтів системи з двох літальних апаратів було обрано за характеристичну площу значення $S_{har} = 10,8 \text{ м}^2$, а характеристичну довжину $S_{har} = 7,1 \text{ м}$.

Аеродинамічні коефіцієнти для літака без системи підвіски представлені в таблиці 5.6. З системою підвіски – в таблиці 5.7.

Таблиця 5.6

Аеродинамічні коефіцієнти не модифікованого літака-носія

Швидкість: 95,8 м/с				
α	Cx	Cy	Cz	mz
0	0,024056	0,152811	0,00011	-0,00273
3	0,033012	0,210505	8,93E-05	-0,01324
6	0,047103	0,268619	9,30E-05	-0,02413
Швидкість: 50 м/с				
α	Cx	Cy	Cz	mz
0	0,02506	0,145108	0,000123	-0,00183
3	0,033623	0,204557	0,000107	-0,01274
6	0,047589	0,264219	0,000111	-0,02399
Швидкість: 30 м/с				
α	Cx	Cy	Cz	mz
0	0,026256	0,141571	0,000143	-0,00151
3	0,03464	0,201137	0,000134	-0,01248
6	0,048178	0,260899	0,000117	-0,02378

Таблиця 5.7

Аеродинамічні коефіцієнти літака-носія з системою підвіски

Швидкість: 95,8 м/с						
α	Cx	cy	cz	mx	my	mz
0	0,025809	0,136001	-0,00032	-0,00015	-7,83E-05	-0,00181
3	0,031762	0,24645	-0,00045	-0,00017	-9,36E-05	-0,02166
6	0,045304	0,364597	-0,00067	-0,00014	-0,00012	-0,04326

Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,026482	0,130859	-0,00036	9,59E-05	-8,65E-05	-0,00096
3	0,032399	0,243702	-0,00049	-0,00011	-8,96E-05	-0,0215
6	0,046843	0,360886	-0,00062	-6,57E-05	-8,41E-05	-0,04344
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,027449	0,128505	-0,00036	-7,21E-05	-8,67E-05	-0,00071
3	0,033397	0,241886	-0,00047	-8,29E-05	-7,76E-05	-0,02148
6	0,046843	0,36088	-0,00062	-6,57E-05	-8,41E+00	-0,04344

Характеристики літака-носія з одним плануючим контейнером – в таблиці 5.8, а з двома контейнерами – в таблиці – 5.9.

Таблиця 5.8

Аеродинамічні коефіцієнти літака-носія з одним плануючим контейнером

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,031988	0,127377	0,002206	-0,0008	0,00136	0,001567
3	0,03625	0,22823	0,001623	-0,0005	0,001309	-0,01725
6	0,048115	0,34313	0,000773	-1,07E-06	0,001232	-0,0386
Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,032712	0,117755	0,002192	-0,00085	0,001391	0,002945
3	0,037051	0,223383	0,001604	-0,00046	0,001345	-0,01689
6	0,048811	0,339764	0,00077	-2,23E-05	0,001274	-0,03849
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,033907	0,115323	0,002195	-0,000846	0,00142	0,003037
3	0,038219	0,220979	0,001502	-0,000463	0,001358	-0,0168
6	0,04992	0,337691	0,000751	-3,73E-05	0,001295	-0,03849

Коефіцієнт підйомної сили літака-носія з одним плануючим контейнером, який відійшов на відстань 5 см від літака-носія

α	Швидкість, м/с		
	30	50	95,8
0	0,125408	0,12781	0,133866
3	0,236637	0,238974	0,241965
6	0,355178	0,355328	0,35891

Коефіцієнт підйомної сили літака-носія з одним плануючим контейнером, який відійшов на відстань 5 см від системи підвіски літака-носія в таблиці 5.10.

Таблиця 5.10

Аеродинамічні коефіцієнти літака-носія з двома плануючими контейнерами

Швидкість: 95,8 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,037827	0,123771	-0,00037	0	0	0,001296
3	0,041707	0,22612	-9,50E-05	9,87E-05	-0,00011	-0,01767
6	0,053335	0,342377	-0,00034	0,000228	-0,00012	-0,03913
Швидкість: 50 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,038527	0,115121	-0,00019	0	0	0,002521
3	0,042592	0,221329	-1,65E-05	0,00012	-8,91E-05	-0,0173
6	0,054119	0,339131	-0,00035	0,000179	-9,96E-05	-0,03904
Швидкість: 30 м/с						
α	C_x	c_y	c_z	m_x	m_y	m_z
0	0,039832	0,111817	-0,00021	0	0	0,002791
3	0,043843	0,21896	-0,00015	0,0001075	-9,89E-05	-0,01722
6	0,055313	0,337043	-0,00033	0,000162	-0,0001	-0,03904

Висновки до розділу

В розділі описано поетапні результати дослідження. Представлено графічні матеріали, на яких зображено сітки розрахункових областей, сітки моделей, розподіл тиску по корпусу ЛА, лінії течії, ізометрію зміни обтікання, як плануючого контейнера окремо, так і літака-носія разом з плануючими контейнерами. Також представлено результати під час процесу відокремлення. В таблицях надано числові результати дослідження, а саме аеродинамічні коефіцієнти для різних розрахункових моделей, для різних швидкостей і кутів атаки.

6 Аналіз результатів

6.1 Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик плануючого контейнера

6.1.1 Перерахунок центрування планера

Оскільки центрування планера було вибрано приблизним і при такому центруванні не забезпечується стійкість літального апарата, тому необхідно перерахувати коефіцієнт m_z на нове значення центрування.

За допомогою програмного забезпечення Excel підбираємо таке центрування, яке забезпечить поздовжню статичну стійкість плануючого контейнера $\left(\frac{m_z^\alpha}{C_y^\alpha}\right)$ приблизно в межах 4,4%.

Формула перерахунку коефіцієнта моменту тангажу на будь-яке положення центру мас:

$$m_{z_нов} = m_{z_ст} + (C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha) \cdot \frac{X_{нов} - X_{ст}}{L}$$

Нові значення коефіцієнта m_z плануючого контейнера з розгорнутим крилом представлені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1

Перераховані на нове центрування коефіцієнти m_z плануючого контейнера з розгорнутим крилом

mz			
α	95,8 м/с	50 м/с	30 м/с
-3	-0,01922	0,123771	-0,01851
0	-0,02281	0,22612	-0,02167
3	-0,02395	0,342377	-0,02329
mz ($\delta = -10^\circ$)			
α	95,8 м/с	50 м/с	30 м/с
-3	0,014815	0,01472	0,014318
0	0,006741	0,006531	0,006046
10	-0,00728	-0,00646	-0,00735

6.1.2 Розрахунок балансувального кута атаки та балансувального кута відхилення рулів висоти

Для доставки вантажів різної ваги можна порахувати балансувальний кут атаки:

$$\alpha_{\text{бал}} = \frac{mg}{qS \left(C_y^\alpha - \frac{C_y^\delta m_z^\alpha}{m_z^\delta} \right)},$$

де mg – вага ЛА, Н;

q – густина повітря на заданій висоті, кг/м^3 ;

S – характеристична швидкість;

C_y^α – похідна коефіцієнта підйомної сили ЛА по куту атаки;

C_y^δ – похідна коефіцієнта підйомної сили ЛА по куту відхилення керма висоти;

m_z^α – похідна коефіцієнта моменту тангажу ЛА по куту атаки;

m_z^δ – похідна коефіцієнта моменту тангажу ЛА по куту відхилення керма висоти.

Балансувальний кут відхилення рулів висоти:

$$\delta_{\text{бал}} = -\frac{m_z^\alpha}{m_z^\delta} \alpha_{\text{бал}}$$

За допомогою програмного забезпечення Excel було пораховано значення кутів для злітної маси планера 150 кг на висоті 7 км і швидкості 98,5 м/с:

$$\alpha_{\text{бал}} = 5,1^\circ; \delta_{\text{бал}} = -0,5^\circ$$

Отже за розрахункових умов немає необхідності в виставленні кута відхилення керма висоти, для будь-яких інших умов можна розрахувати свої балансувальні кути.

На висоті 7 км, швидкості 98,5 м/с і порахованих балансувальних кутах підйомна сила планера становить:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S = 1721 \text{ Н}$$

6.1.3 Розрахунок аеродинамічної якості плануючого контейнера

Аеродинамічна якість планера:

$$K = \frac{C_y}{C_x}$$

Значення аеродинамічної якості представлено в таблиці 6.2.

Таблиця 6.2

Аеродинамічна якість

Кут атаки	Складені крила	Розкладені на 45°	Розкладені крила
Швидкість: 95,8 м/с			
-3	-0,87971	4,069055	20,65966
0	-0,77257	4,140224	11,54309
3	-0,84445	7,854546	8,083082
Швидкість: 50 м/с			
-3	-0,85807	3,787328	18,22112
0	-0,75354	3,966538	10,92949
3	-0,83457	7,616433	7,850945
Швидкість: 30 м/с			
-3	-0,85247	3,595374	16,36228
0	-0,74411	3,807274	10,36208
3	-0,83616	7,271489	7,584959

6.1.4 Побудова графіків

На основі отриманих аеродинамічних коефіцієнтів можна побудувати графіки їх залежностей,

Графік залежності коефіцієнта підйомної сили планер з розкладеним крилом від кута атаки для різних швидкостей зображено на рис. 6.1, а від коефіцієнта опору на рис. 6.2.

Графік залежності аеродинамічної якості планера з розкладеним крилом від коефіцієнта підйомної сили для різних швидкостей зображено на рис. 6.3.

Графік залежності коефіцієнта опору планера від кута атаки на швидкості 95,8 м/с для різних конфігурацій крила представлено на рис. 6.4.

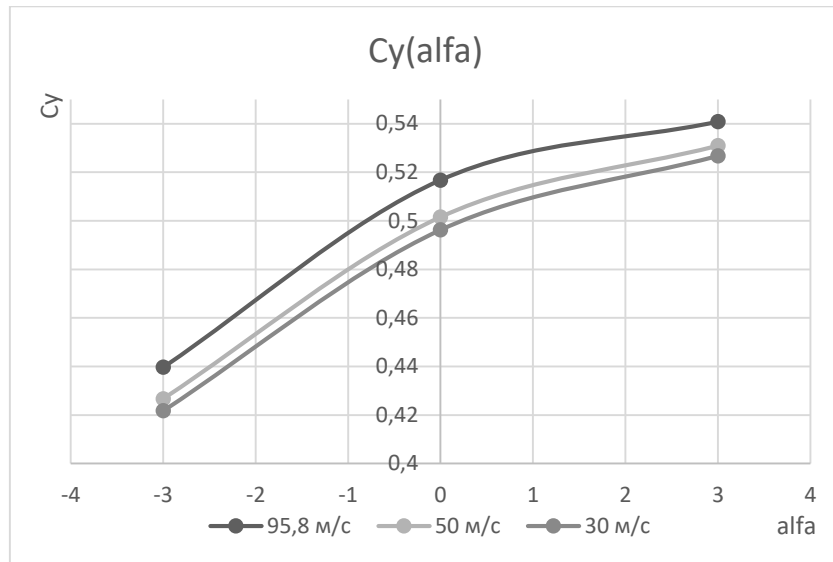


Рис. 6.1 Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

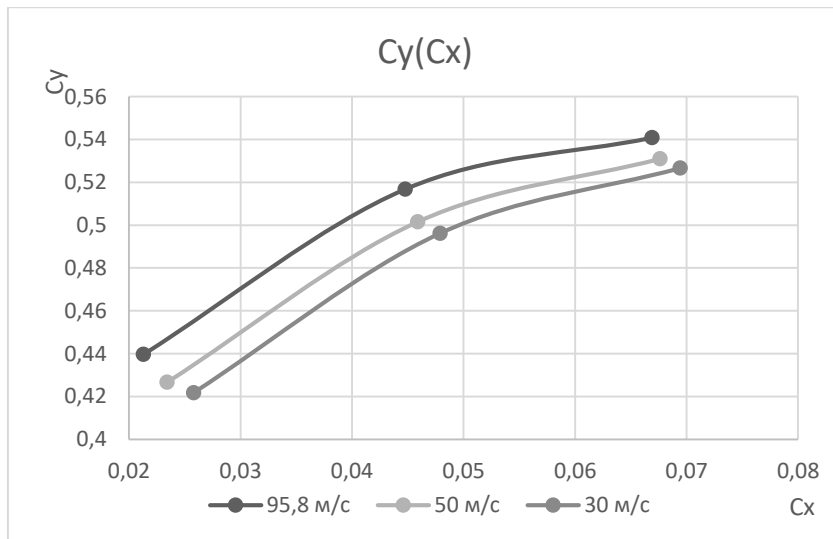


Рис. 6.2 Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта опору

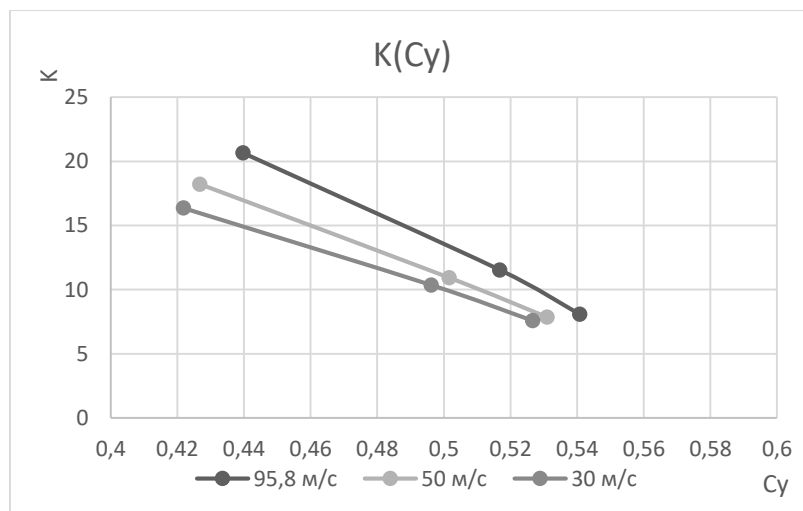


Рис. 6.3 Графік залежності аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили

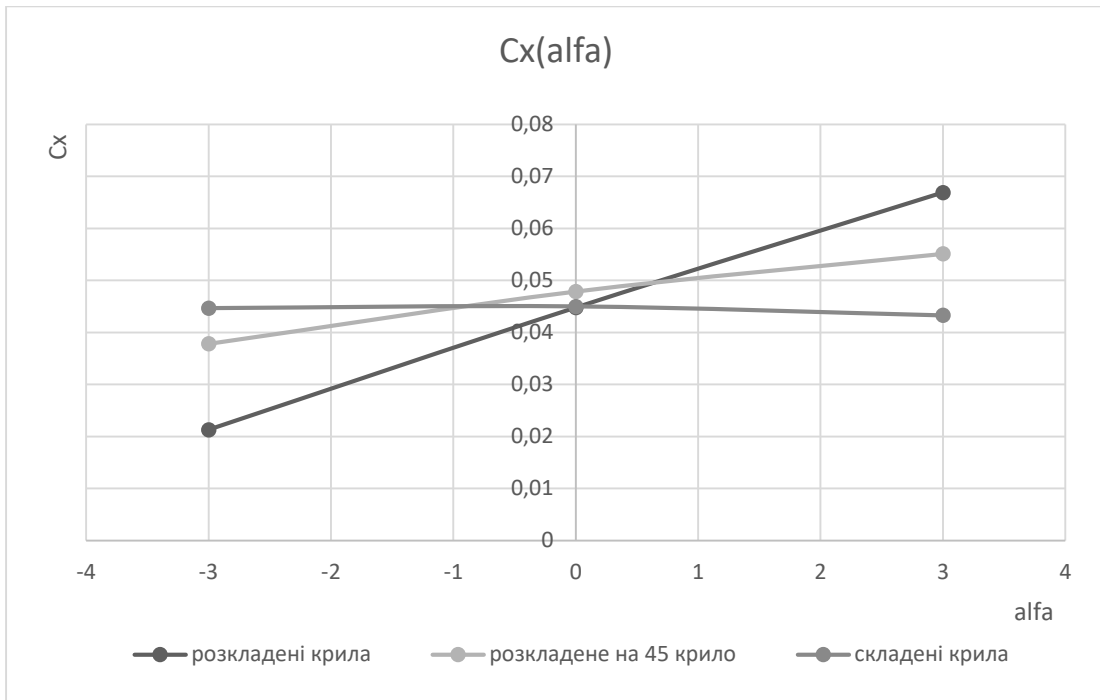


Рис. 6.4 Графік залежності коефіцієнта опору планера від кута атаки

Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили плануючого контейнера з розкладеними крилами в залежності від швидкості руху зображено на рис. 6.5.

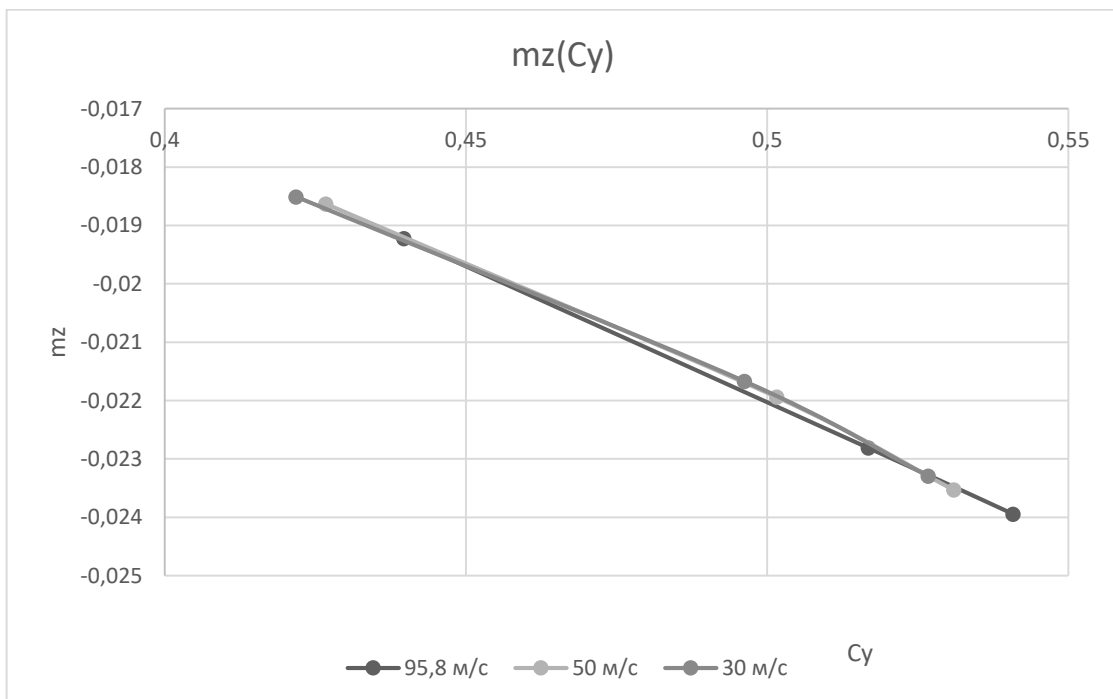


Рис. 6.5 Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили

6.2 Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик літака-носія

Графік залежності коефіцієнта підйомної сили літака-носія від кута атаки представлено на рис. 6.6.

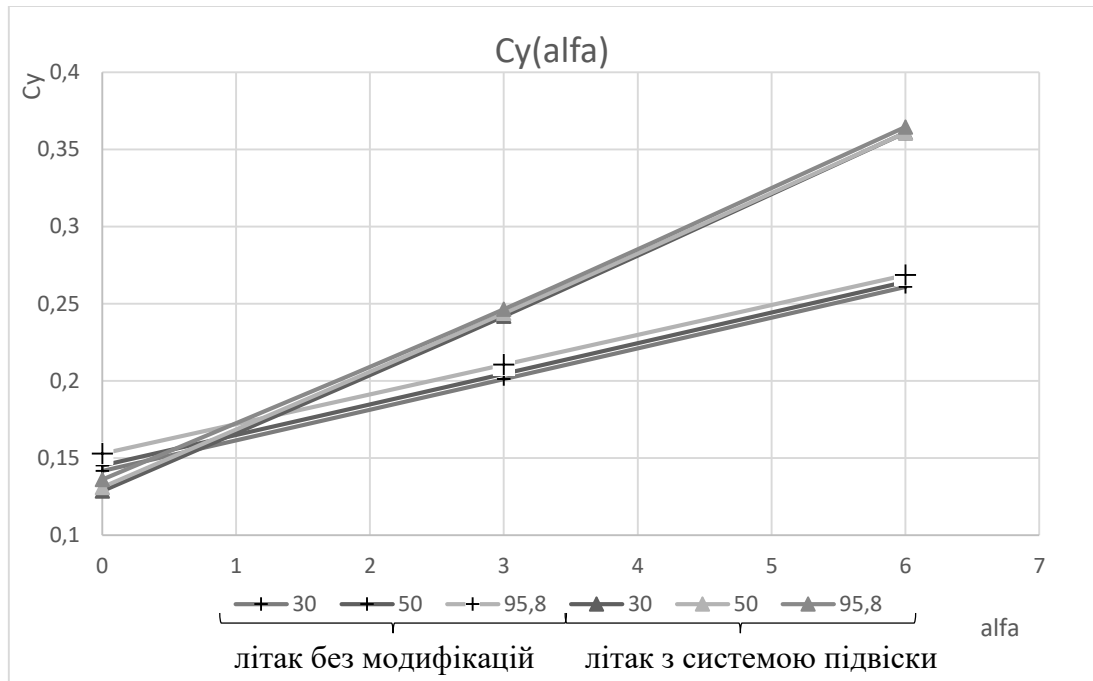


Рис. 6.6 Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

Графік залежності коефіцієнту опору літака-носія від кута атаки представлено на рис. 6.7.

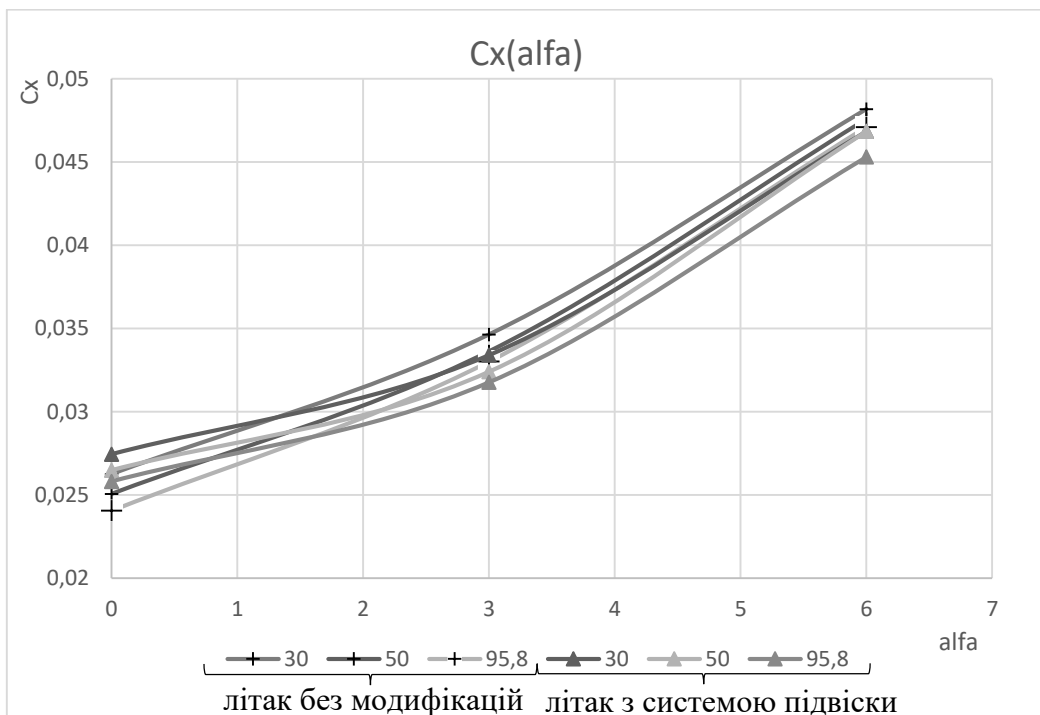


Рис. 6.7 Графік залежності коефіцієнту опору від кута атаки

6.3 Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик системи літака-носія з плануючими контейнерами

Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для системи з двох ЛА, трьох ЛА і літака-носія з системою підвіски зображено на рис. 6.8.

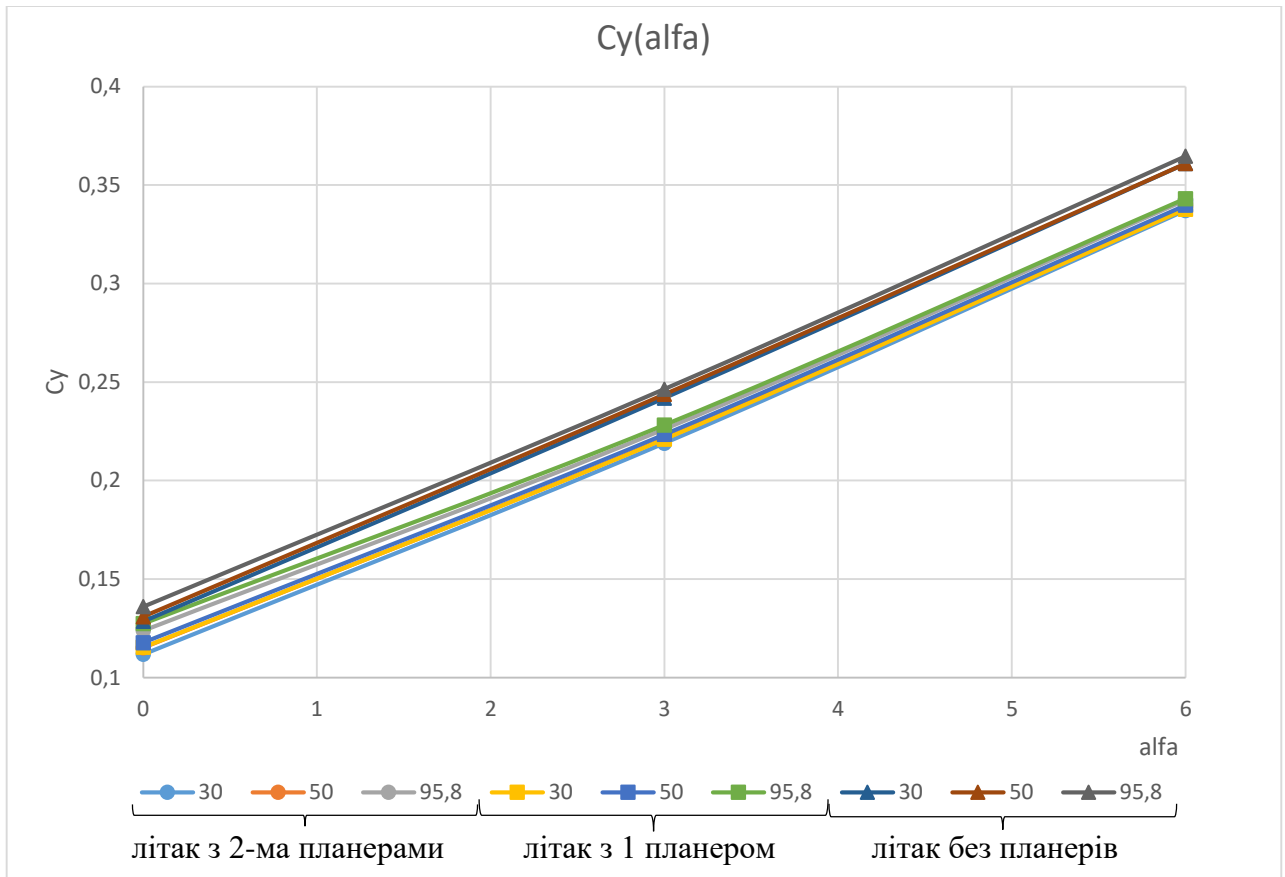


Рис. 6.8 Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

На скільки відсотків зменшується показник коефіцієнта підйомної сили ЛА з прикріпленим одним планером і двома планерами представлено відповідно в таблиці 6.3 і таблиці 6.4 та на рисунку 6.9 і рисунку 6.10.

Таблиця 6.3

На скільки відсотків зменшується C_y якщо літак несе 1 планер

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	10,26%	10,01%	6,34%
	3	8,64%	8,34%	7,39%
	6	6,43%	5,85%	5,89%

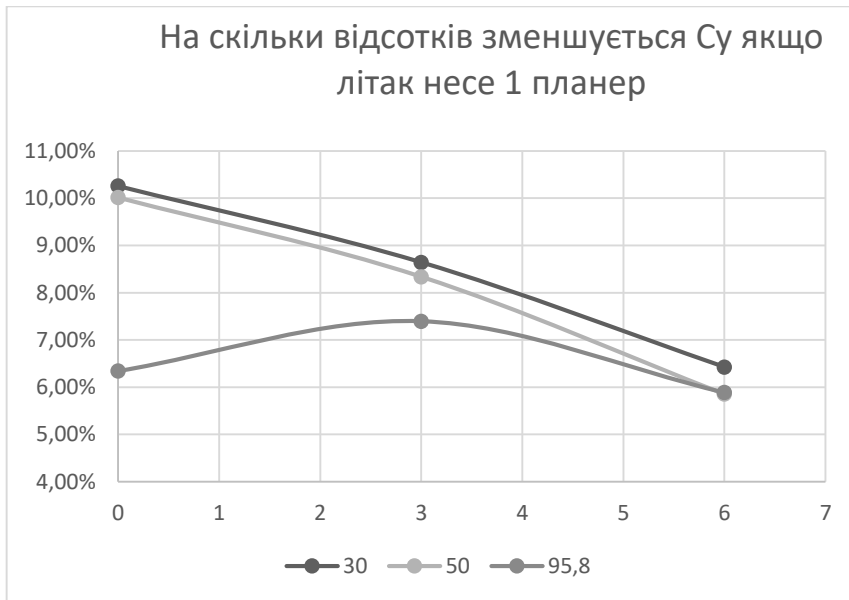


Рис. 6.9 Графік залежності зміни коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для системи з двох ЛА

Таблиця 6.4

На скільки відсотків зменшується C_u , якщо літак несе 2 планери

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	12,99%	12,03%	8,99%
	3	9,48%	9,18%	8,25%
	6	6,61%	6,03%	6,09%

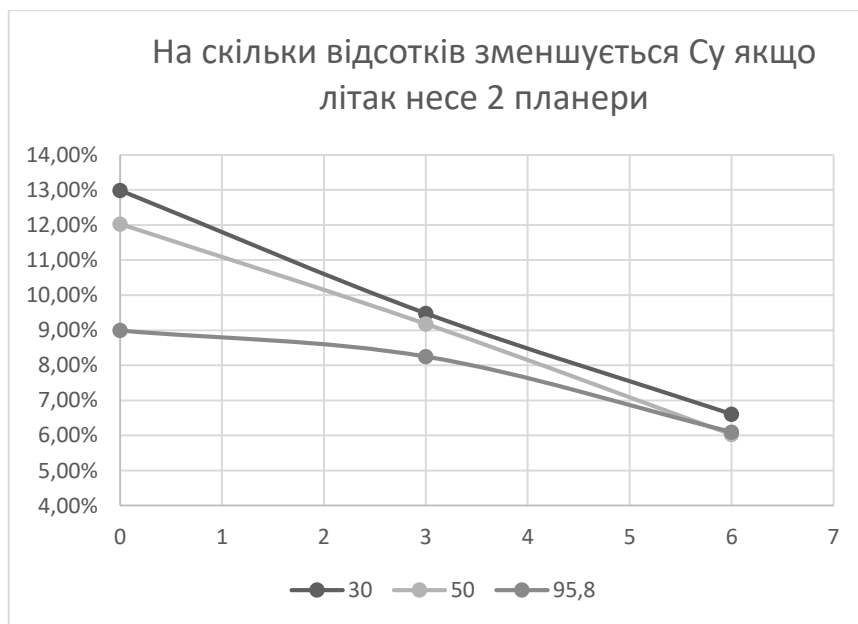


Рис. 6.10 Графік залежності зміни коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для системи з трьох ЛА

На скільки змінюється коефіцієнт підйомної сили літака-носія при віддаленні плануючого контейнера на відстані 50 мм від системи підвіски на крилі літака-носія представлено в таблиці 6.5 та на рисунку 6.11

Таблиця 6.5

На скільки відсотків зменшився C_u літака-носія під відділенні планера на 5 см від системи підвіски на крилі

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	2,41%	2,33%	1,57%
	3	2,17%	1,94%	1,82%
	6	1,58%	1,54%	1,56%

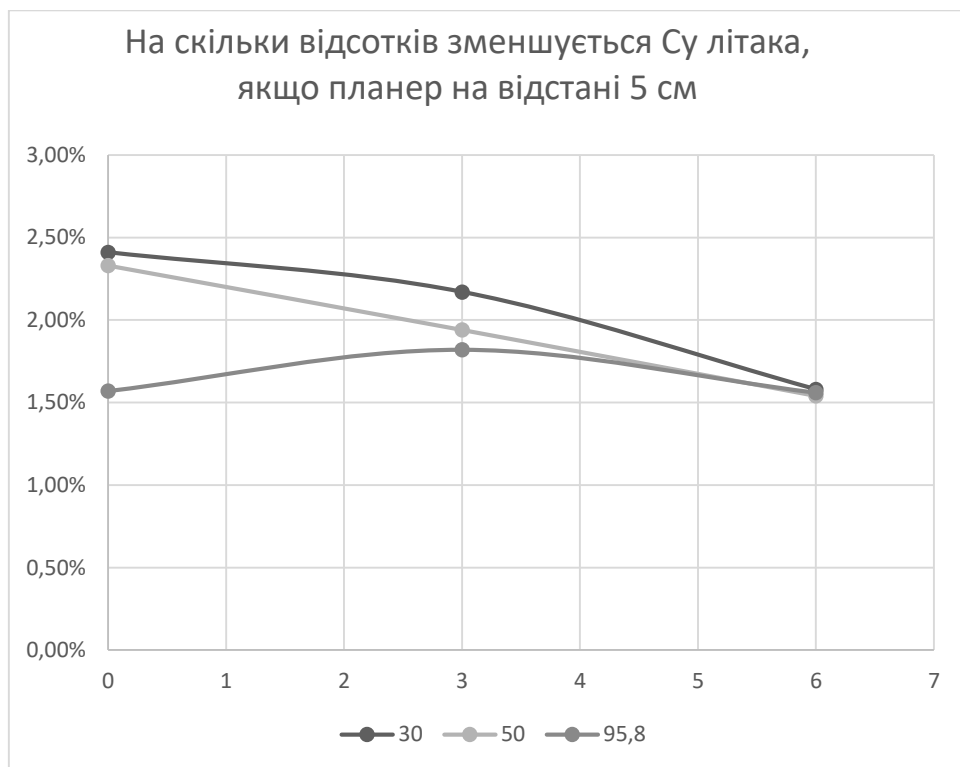


Рис. 6.11 Графік залежності зміни коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки для системи з двох ЛА, трьох ЛА і літака-носія з системою підвіски зображено на рисунку 6.12

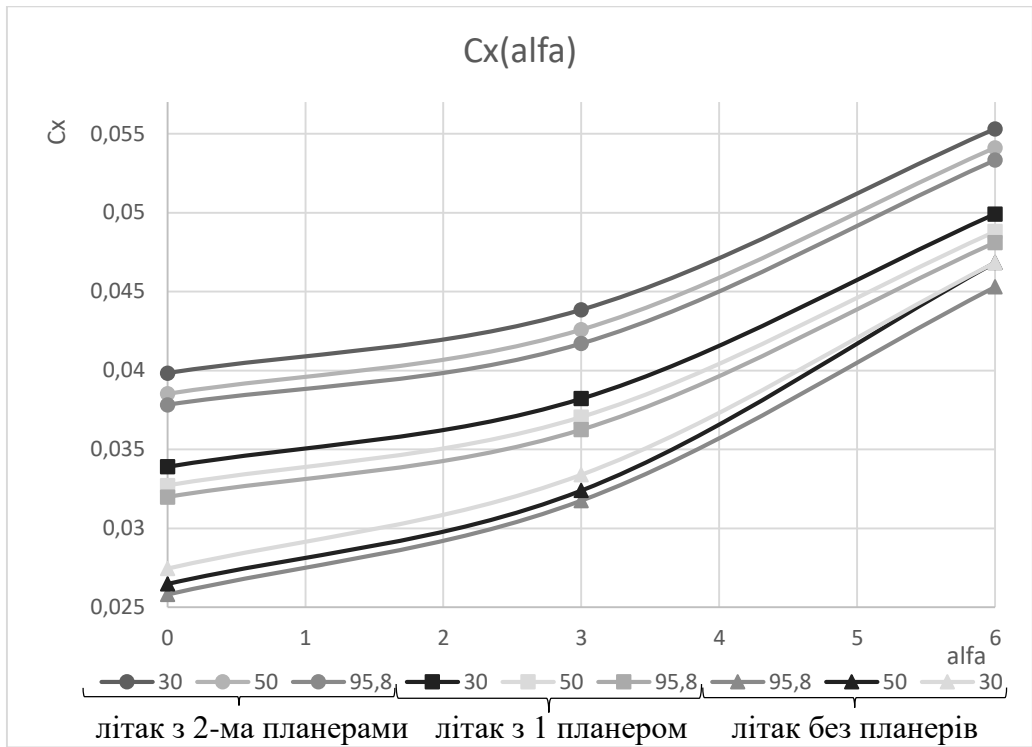


Рис. 6.12 Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили системи з двох ЛА, трьох ЛА і літака-носія з системою підвіски на швидкості 95,8 м/с представлено на рисунку 6.13, а для швидкості 50 м/с на рисунку 6.14.

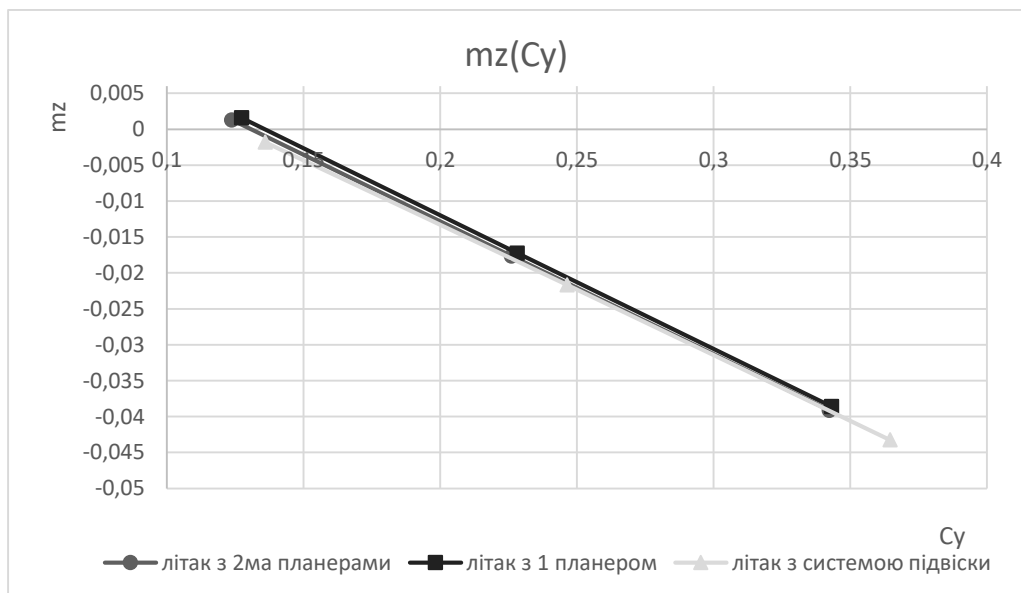


Рис. 6.13 Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили на швидкості 95,8 м/с

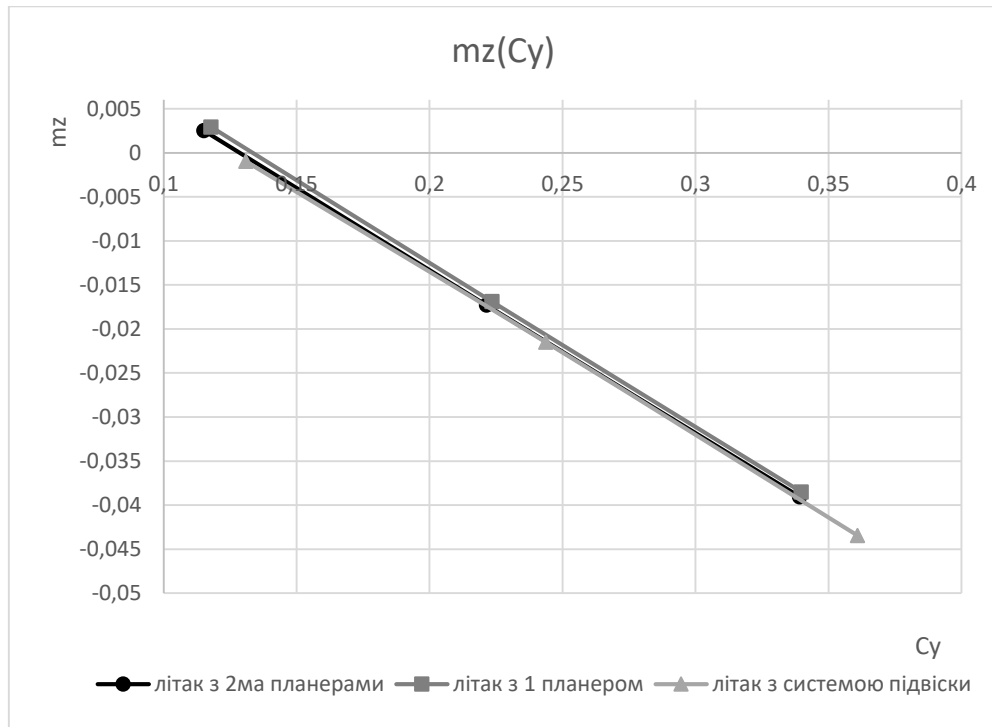


Рис. 6.14 Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили на швидкості 50 м/с

Після відділення одного контейнера з-під крила літака-носія створюється збурюючий момент по рисканню та менш виражений момент крену. За допомогою відхилень керма напрямку та елеронів літак-носій легко компенсує моменти, та відновить рівновагу.

6.4 Аналіз результатів розрахунку аеродинамічних характеристик системи літака-носія з плануючими контейнерами відносно планера

На скільки відсотків збільшився показник коефіцієнта підйомної сили плануючого контейнера в складному вигляді під крилом літака-носія відносно показників коефіцієнта підйомної сили ізольованого плануючого контейнера представлено відповідно в таблиці 6.6 та на рисунку 6.15

На скільки відсотків зменшився показник коефіцієнта опору плануючого контейнера в складному вигляді під крилом літака-носія відносно показників коефіцієнта підйомної сили ізольованого плануючого контейнера представлено відповідно в таблиці 6.7 та на рисунку 6.16

На скільки відсотків збільшився C_u складеного планера під крилом літака

		Кут атаки		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Швидкість	0	66,19%	65,93%	78,06%
	3	39,92%	41,19%	47,59%
	6	38,23%	42,48%	41,30%

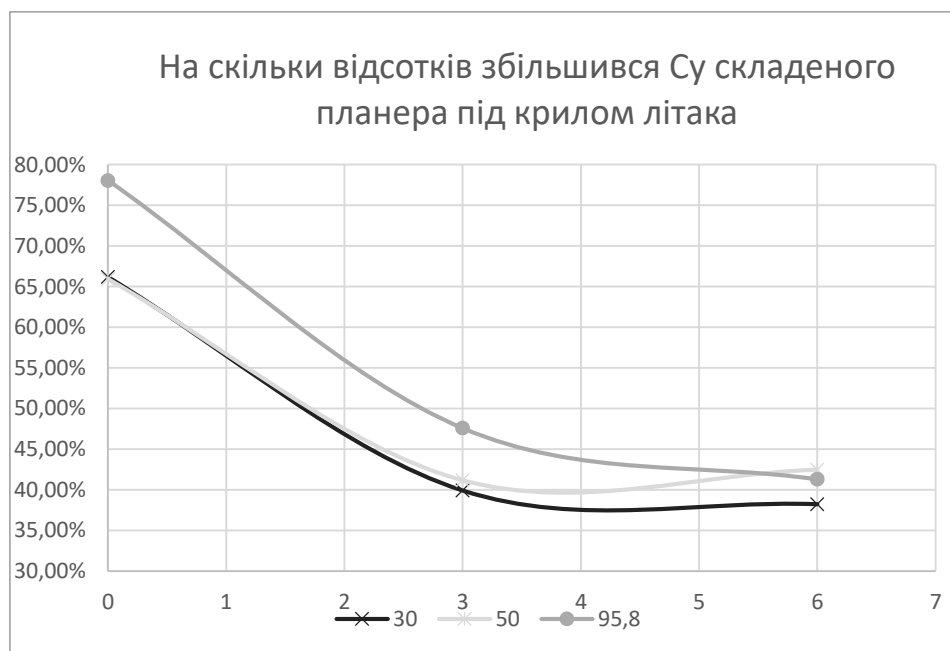


Рис. 6.15 Графік залежності зміни коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

На скільки відсотків зменшився C_x складеного планера під крилом літака

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	85,88%	86,10%	86,17%
	3	89,69%	89,85%	90,03%
	6	93,15%	95,53%	93,51%

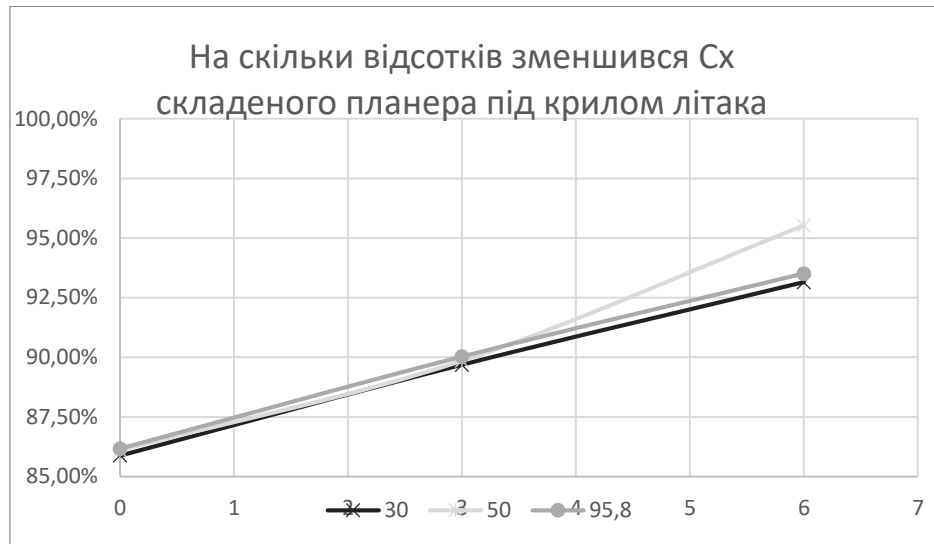


Рис. 6.16 Графік залежності зміни коефіцієнта опору від кута атаки

Результати показують, що під крилом коефіцієнт підйомної сили планера зростає, але залишається від’ємним і при відділенні від літака-носія до моменту розгортання крил плануючий контейнер буде віддалятися від крила літака-носія. Чим далі віддалятимуться два ЛА один від одного тим менше ставатиме їх вплив один на одного.

При віддаленні планера на 160 мм, тобто на таку відстань, щоб літак-носії не заважав розкрити крила, вплив плануючого контейнера на характеристики літака-носія і вплив літака-носія на плануючий контейнер з розгорнутими крилами на 45° і на 90° набагато менше одного відсотка і можна вважати, що з відстані 160 мм і надалі впливу один на одного два ЛА не створюють.

6.5 Розрахунок дальності польоту літака-носія

Можемо визначити на скільки зміниться дальність польоту літака-носія з двома плануючими контейнерами.

Рівняння Бреге для гвинтових літаків [58]:

$$L = \frac{\mu_p}{c_e} K \ln \frac{G_0}{G_0 - G_{\Pi}},$$

де μ_p – ККД гвинта;

c_e —питома витрата палива;

K – аеродинамічна якість;

G_0 – початкова маса;

$G_{\text{п}}$ – маса палива.

В таблиці 6.8 представлено відношення аеродинамічної якості літака без будь-яких модифікацій до аеродинамічної якості літака-носія з двома планерами.

Таблиця 6.8

Відношення аеродинамічної якості літака без модифікацій до літака-носія з двома планерами

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	1,92	1,94	1,94
	3	1,16	1,17	1,18
	6	0,89	0,89	0,89

Відношення дальності польоту літака без будь-яких модифікацій до дальності польоту літака-носія з двома плануючими контейнерами можна визначити за формулою:

$$\frac{L}{L_{\text{пл}}} = \frac{K \ln \frac{G_0}{G_0 - G_{\text{п}}}}{K_{\text{пл}} \ln \frac{G_{0\text{пл}}}{G_{0\text{пл}} - G_{\text{п}}}},$$

де індекс «пл» означає, що це значення літака з плануючими контейнерами.

В таблиці 6.9 представлено результат розрахунку.

Таблиця 6.9

Відношення дальності польоту літака без модифікацій до літака-носія з двома плануючими контейнерами

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	2,90	2,92	2,93
	3	1,75	1,77	1,77
	6	1,34	1,34	1,34

Висновки до розділу

В розділі розраховано правильне центрування для плануючого контейнера та перераховані коефіцієнти m_z на нову центровку. Проведено розрахунок балансувального кута атаки та балансувального кута відхилення рулів висоти і розрахунок аеродинамічної якості плануючого контейнера. Побудовано графіки залежності для різних аеродинамічних коефіцієнтів.

Основні результати:

– Зі збільшенням кута атаки планера від -3° до 3° збільшується коефіцієнт опору, а у планера зі складеними крилами коефіцієнт опору в цьому діапазоні навпаки зменшується.

– Якщо до літака-носія прикріплено один планер, то коефіцієнт підйомної сили в діапазоні швидкостей 50-95,8 м/с зменшується від 5,5% до 10%. Якщо літак-носії несе два планера, то в такому ж діапазоні то коефіцієнт підйомної сили зменшується від 6% до 12%. Коефіцієнт опору у літака з двома планерами вище за інші конфігурації і зі збільшенням кута атаки він росте.

– Під крилом літака-носія коефіцієнт підйомної сили планера росте, проте в складеному вигляді він залишається все ще від'ємний і це допоможе досягнути безпеки розділення двох ЛА. Тим часом опір складеного планера під крилом літака менший.

– При віддаленні планера на відстань 5 см від системи підвіски крила літака-носія коефіцієнт підйомної сили в діапазоні швидкостей 50-95,8 м/с зменшується на 1,5%-2,4%

– При віддаленні планера на 160 мм, вплив плануючого контейнера на характеристики літака-носія і вплив літака-носія на плануючий контейнер з розгорнутими крилами на 45° і на 90° набагато менше одного відсотка, тобто з відстані 160 мм і надалі впливу один на одного два ЛА не створюють.

– Дальність польоту літака-носія з двома контейнерами на кутах атаки 0° - 6° зменшується в 2,9-1,3 разів відповідно.

7 Розробка стартап-проєкту

Розробка стартап-проєкту на плануєчий контейнер [66]

7.1 Опис ідеї проєкту

Запропонована ідея для стартап-проєкту, її вигоди для користувача та напрями застосування подано в таблиці 7.1.

Таблиця 7.1

Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Дослідження та створення системи доставки вантажу за допомогою дешевого плануєчого контейнеру	постачання гуманітарної допомоги в оточені міста або військові частини	мають компакту форму для зберігання
	матеріально-технічне забезпечення військових в умовах А2/AD	малопомітний для відслідковування
	матеріально-технічне забезпечення пожежогасіння	не наражає літак на небезпеку
	розвідка	дешево
	використання як повітряної цілі або приманки	економить ресурси літака
	доставка у віддалені важкодоступні місця, де немає доріг і аеропортів	не потребують аеродромів
	психологічні операції,	можуть бути легко виготовлені за короткий проміжок часу
	доставка рятувальних засобів при надзвичайних ситуаціях	не потребують повернення компонентів

Аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів представлено в таблиці 7.2.

Таблиця 7.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик проєкту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W	N	S
		Мій проєкт	Конкурент 1*	Конкурент 2	Конкурент 3			
1	<u>Економічні:</u> вартість обслуговування	низька	низька	висока	низька		+	

2	<u>Технічні:</u> корисна вага	120-130 кг	740 кг	363 кг	294,8 – 1089 кг	+		
3	Чи помітний?	Малопомітний, тихий	Малопомітний, тихий	помітний	помітний			+
4	якість планування	10	8,4	-	3,25			+
5	<u>Транспортабельність</u> пакування,	складається всередину фюзеляжу	складається всередину фюзеляжу	громіздкий	громіздкий			+
6	<u>Екологічність</u>	більшість матеріалів екологічні	більшість матеріалів екологічні	Більшість матеріалів композитні	Частина матеріалів екологічна			+

* Конкурент 1 - Silent Arrow GD-2000; Конкурент 2 - БПЛА KARGO; Конкурент 3 – FIREFLY JPADS-2K. W – слабка сторона; N - нейтральна сторона; S - сильна сторона.

За результатами аналізу проєкт плануючого контейнеру конкурентоспроможний за багатьма параметрами, а неконкурентоспроможні параметри, наприклад маленька корисну маса, можна показати як перевагу. Оскільки не завжди є потреба у передачі важких вантажів, а конкуренти на ринку доставки менших вантажів відсутні.

7.2 Технологічний аудит ідеї проєкту

Розглядається технологія створення проєкту, його технологічна здійсненність.

Оскільки перевагою і основою проєкту плануючого контейнеру є його максимально можлива простота і дешевизна, тому розроблена конструкція була максимально спрощена. Для створення контейнеру використовуються давно відомі технології склеювання, з'єднання і обробки матеріалів. Усі технології є доступні і не потребують особливих умов або пристроїв.

Отже, проєкт можливо реалізувати, а усі необхідні технології доступні авторам проєкту, наявні на ринку, або можуть бути виконані самостійно.

7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Для успішного планування напряму розвитку проєкту із урахуванням стану ринкового середовища та потреб потенційних клієнтів потрібно

розглянути ринкові можливості і загрози впровадження проєкту. Спочатку необхідно провести аналіз попиту, попередню характеристику потенційного ринку стартап-проєкту.

Кількість БПЛА, які можуть доставляти вантаж у світі дуже велика. Але всі вони націлені на різну масу і різну задачу. Дешевих одноразових БПЛА, які можна легко зібрати і запускати з літаків дуже мало. Ці БПЛА в стадії розробки і досліджень. В стані війни такі розробки актуальні і потрібні, а на теренах України немає конкурентів зі схожими ідеями. Отже ринок є привабливим і перспективним

Потенційні клієнти, їх характеристика та перелік вимог до товарів представлено в таблиці 7.3.

Таблиця 7.3

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проєкту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
	матеріально-технічне забезпечення військових	ЗСУ	наявність ліцензій виробника, наявність результатів випробування, патент	транспортабельність, малопомітність, надійність
	доставка гуманітарної допомоги	МОЗ, приватні лікарні, волонтери	ліцензія, патент	екологічність, безпека
	доставка рятувальних засобів при надзвичайних ситуаціях	ДСНС	ліцензія, патент	точність приземлення, надійність
	матеріально-технічне забезпечення пожежогасіння	ДСНС	ліцензія, патент	точність приземлення, дальність польоту, екологічність
	доставка у віддалені важкодоступні місця, де немає доріг і аеропортів	Служби доставки, ДСНС	ліцензія, патент, наявність результатів випробування	дальність польоту, екологічність

Серед прямих конкурентів для проєкту плануючого контейнеру можна виділити два американські проєкти: планери Logistic Gliders' Revolutionary Airlift Innovation і Silent Arrow. Оскільки прямі конкуренти співпрацюють з Міністерством оборони США, то багато даних про планери приховано. Всередині нашої країни конкуренції немає. Основним споживачем є збройні сили і вони диктують основні вимоги до таких плануючих контейнерів. Товари, якими можна замінити даний проєкт на ринку існує багато, але кожен товар має унікальні особливості, переваги і недоліки, тому немає можливості абсолютної заміни одного товару на інший.

Фактор конкурентоспроможності представлені в таблиці 7.4.

Таблиця 7.4

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Вартість виготовлення та обслуговування	Дуже низька вартість матеріалів та технологій, велика кількість поширених на ринку матеріалів
2	Транспортування	Має компактну форму, крила та оперення складаються всередину фюзеляжа
3	Екологічність	Велика кількість деталей виготовлені з екологічної деревини та екологічно безпечного клейкого матеріалу
4	Технічні характеристики	Має високу якість планування

SWOT-аналіз – це матриця сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл. 7.5).

Таблиця 7.5

SWOT-аналіз

Мета проєкту		
	Внутрішні фактори	Зовнішні фактори
+	Сильні сторони: – Дешевий і безпечний для екіпажу спосіб доставити вантаж	Можливості – Висока зацікавленість в світі у зв'язку з великим потенціалом.
-	Слабкі сторони – Відсутність досвіду у побудові і запуску таких планерів	Загрози – Наявність конкурентів з більшою базою дослідження на цю тему

7.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначення стратегії охоплення ринку, опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 7.6).

Таблиця 7.6

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	військові	високий	низька	складно
2	пожежники	низький	низька	просто
3	лікарі	низький	висока	просто
4	служби надзвичайних ситуацій	високий	низька	складно
5	волонтери	високий	висока	просто
6	приватні організації	низький	висока	просто

Оскільки для кожної цільової групи може бути своя основна ціль і вимога до плануючого контейнеру, то необхідно переробляти виріб під вимоги. Для різного призначення основною перевагою виступатимуть різні характеристики. Тому обрано стратегію диференційованого маркетингу.

Базова стратегія розвитку представлена в таблиці 7.7.

Таблиця 7.7

Визначення базової стратегії розвитку

№	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Зосередитися на унікальності запуску плануючого контейнеру з-під крила літака-носія	розробити стратегію зацікавлення клієнтів, продемонструвати результати можливостей	Надання планеру високої швидкості	Стратегія диференціації
2	Зробити наголос на максимальній простоті конструкції	Визначити групи, які зацікавлені в дешевизні матеріалу	Легко виготовити і замінити деталі	Стратегія спеціалізації

Базова стратегія конкурентної поведінки представлена в таблиці 7.8.

Таблиця 7.8

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проєкт «першопрхідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристик товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
ні	шукати нових	так дешевизна матеріалів і одноразове використання	Стратегія розширення первинного попиту

Розробка стратегії позиціонування, що полягає у формуванні ринкової позиції, за яким споживачі мають ідентифікувати торгівельну марку/проєкт, розробляється на основі вимог споживачів до постачальника (стартап-компанії) та до продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії та стратегії конкурентної поведінки (табл. 7.9).

Таблиця 7.9

Визначення стратегії позиціонування

Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проєкту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проєкту (три ключових)
транспортабельність, надійність, екологічність	стратегія диференціації	порівняння з проєктами конкурентів	надійний, екологічний, компактний
дальність польоту, точність приземлення	стратегія спеціалізації	зосередженість на покращення саме цих якостей	унікальний, точний, висока якість планування

7.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проєкту

Щоб сформувати маркетингову концепцію товару, який отримає споживач для початку підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару (табл. 7.10).

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	надійність	особистий контроль якості	продаж без посередників
2	екологічність	більша частина конструкції виготовлена з екологічного матеріалу	використання екологічних матеріалів
3	транспорتابельність	всі деталі складаються в фюзеляж планера	має компактну форму
4	технічні характеристики	дальність польоту	має високу якість планування

Розробляється трирівнева маркетингова модель товару (табл. 7.11).

Таблиця 7.11

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Доставка товару в небезпечні або важкодоступні місця		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики		
	1. Якість планування	М	Тх
	2. Дальність польоту	Нм	Тх
	3. Екологічність	М	Тх, Тл
	Якість: стандарти НАТО		
Пакування: складається в фюзеляж			
Марка: KONTR – «Небо»			
III. Товар із підкріпленням	Після продажу: технічне обслуговування, гарантія		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: оформлення патенту			

Збут товару відбувається власними силами через специфічну зону застосування товару. Один із способів пошуку споживачів це виставки авіаційних новинок. Прямий контакт із споживачем надасть можливість отримання відгуку про товар, в майбутньому вдосконалення товару, гарантування рівня його надійності і контроль за системою зберігання.\

Висновки до розділу

У розділі проведено розробку стартап-проєкту. В результаті проведеного аналізу можна зазначити, що існує високий попит на запропонований проєкт, пропрацьована велика кількість цільової аудиторії. Усі необхідні матеріали доступні на ринку. Присутня конкуренція не створює перешкод для виходу на ринок і залучення потенційних клієнтів, адже ця розробка є відносно новою, саме тому обрано стратегію розширення первинного попиту. Проєкт є конкурентоспроможним, має сильні сторони, особливо на внутрішньому ринку країни завдяки безпосереднього контакту з виробником, низької вартості і унікального підходу до споживача.

ВИСНОВКИ

В ході проведення дослідження було розглянуто велику кількість матеріалів і отримано аеродинамічні коефіцієнти системи з двох ЛА в різних конфігураціях.

В 1 розділі описано концепцію проекту з двох ЛА, розглянуто аналоги ЛА і результати їх льотних випробувань. На основі детального огляду аналогів сформовано бачення необхідних характеристик плануючого контейнера і його місій.

В 2 розділі було оглянуто статті та книги з тематики магістерської роботи. На основі цього огляду було зроблено висновок приділити більше уваги безпеці розділення ЛА.

В 3 розділі наведено основні методи дослідження аеродинамічних характеристик, описано їх переваги і недоліки. Обрано чисельний метод дослідження за допомогою програмного забезпечення ANSYS. Наведено дослідження, яке доводить, що обраний метод для знаходження аеродинамічних коефіцієнтів дає точні результати.

В 4 розділі описано вибір схеми плануючого контейнера: нормальна схема, з рознесеним вертикальним оперенням, високоплан з прямокутним крилом. Профіль крила – NACA 0009. Кут атаки - 6° , поперечного $V - \psi = 1^\circ$. Фюзеляж прямокутної форми перетину. На основі додаткового дослідження було обрано непрофільоване горизонтальне оперення. За розрахунками площі крила і масового зведення розроблено 3D модель плануючого контейнера. За прототипом розроблено 3D модель літака-носія, додано до крила систему підвіски для вантажу. Виконано всі попередні розрахунки і підготовку для проведення дослідження в програмному забезпеченні ANSYS.

В 5 розділі подано всі отримані результати дослідження: таблиці з даними та графічні матеріали. За допомогою зображень можна візуально оцінити вплив і характеристики системи з двох ЛА.

В 6 розділі проведено аналіз отриманих коефіцієнтів:

– Якщо до літака-носія прикріплено один планер, то коефіцієнт підйомної сили в діапазоні швидкостей 50-95,8 м/с зменшується від 5,5% до 10%. Якщо літак-носії несе два планера, то в такому ж діапазоні коефіцієнт підйомної сили зменшується від 6% до 12%.

– Під крилом літака-носія коефіцієнт підйомної сили плануючого контейнера зі складеними крилами від'ємний, що змушує плануючий контейнер, при відділенні від крила літака-носія, знижувати свою висоту і не підтягуватися до крила.

– При віддаленні планера на відстань 5 см від системи підвіски крила літака-носія, коефіцієнт підйомної сили в діапазоні швидкостей 50-95,8 м/с зменшується на 1,5% - 2,4%

– При віддаленні планера на 160 мм, вплив плануючого контейнера на характеристики літака-носія і вплив літака-носія на плануючий контейнер з розгорнутими крилами на 45° і на 90° набагато менше одного відсотка, тобто з відстані 160 мм і надалі впливу один на одного два ЛА не створюють.

– Дальність польоту літака-носія з двома контейнерами на кутах атаки 0°-6° зменшується в 2,9-1,3 разів відповідно.

На основі отриманих даних можна здійснювати вдосконалення конструкції і проводити додаткові аеродинамічні дослідження та розрахунки динаміки польоту для визначення інших параметрів системи літака-носія та плануючого контейнера.

В 7 розділі здійснено розробку стартап-проєкту. В результаті аналізу стає зрозуміло, що існує високий попит на запропонований проєкт, присутня конкуренція, яка не створює перешкод для виходу на ринок і залучення потенційних клієнтів. Обрано стратегію розширення первинного попиту. Проєкт є конкурентоспроможним, особливо на внутрішньому ринку країни завдяки низькій вартості і унікальності пропозиції.

Список використаних джерел

1. Курт Оберст. Зброя бідних. Частина 2 [Електронний ресурс] / Курт Оберст // Антикризисний медіа-центр. – 2603. – Режим доступу до ресурсу: <https://acmc.ua/zbroya-bidnih-chastina-2/>.
2. ANG Patriot UA [Електронний ресурс] / Офіційний сайт – Режим доступу до ресурсу: <https://angpatriotua.com/ua>.
3. Multi-Mission Aircraft Series. Air Tractor® AT-802U [Електронний ресурс] / Офіційний сайт. Режим доступу до ресурсу: <https://802u.com/>
4. ССО армії США купить легкі штурмовики на базі сільськогосподарського літака [Електронний ресурс] // DEFENSE EXPRESS. – Режим доступу до ресурсу: https://defence-ua.com/weapon_and_tech/sso_armiji_ssha_kupit_legki_shturmoviki_na_bazi_silskog_ospodarskogo_litaka-8431.html.
5. Данилов О. AT-802U Sky Warden: легкий штурмовик з «Кукурудзника» [Електронний ресурс] / Олег Данилов // Mezha. – Режим доступу до ресурсу: <https://mezha.media/2022/08/03/at-802u-sky-warden/>.
6. Contributors to Wikimedia projects. Air Tractor AT-802 [Електронний ресурс] // Wikipedia. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Tractor_AT-802#Armed_version.
7. Лук'янчук С. Бойові літаки-кукурудзники: дуже дешево і дуже сердито [Електронний ресурс] / Сергій Лук'янчук // Texty.org.ua – Режим доступу до ресурсу: https://texty.org.ua/articles/24814/Bojovi_litakykukurudznyky_duzhe_deshevo_i_duzhe_serdyto-24814/?fbclid=IwAR3gQ6CWrmPgVe40Gw1kNFBWqEuyzPFZkMZPf1TtP6davi-RdbGSyEmib7g.
8. Contributors to Wikimedia projects. Cirrus SR20 [Електронний ресурс] // Wikipedia. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Cirrus_SR20#Military
9. Cirrus Aircraft [Електронний ресурс] / Офіційний сайт – Режим доступу до ресурсу: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr20/>.
10. Contributors to Wikimedia projects. Diamond DA40 Diamond Star [Електронний ресурс] // Wikipedia. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Diamond_DA40_Diamond_Star

11. Diamond Aircraft DA40 Series – Airborne innovation [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Diamond Aircraft Industries – Режим доступу до ресурсу: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-owners/aircraft/da40/overview/>
12. Contributors to Wikimedia projects. Van's Aircraft RV-10 [Електронний ресурс] // Wikipedia. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Van%27s_Aircraft_RV-10
13. RV-10 - Van's Aircraft Total Performance RV Kit Planes [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Van's Aircraft Total Performance RV Kit Planes – Режим доступу до ресурсу: <https://www.vansaircraft.com/rv-10/>
14. Logistic Gliders [Електронний ресурс] / Офіційний сайт – Режим доступу до ресурсу: <https://logisticgliders.com/>
15. Marti M. Sarigul-Klijn, Ph.D. Technology Demonstration of a 1-ton Single Use Disposable Glider / Marti M. Sarigul-Klijn, Ph.D, Maurice P. Gionfriddo, Nesrin Sarigul-Klijn, Ph.D. // SciTech Forum. – 2019. – №7. – С. 9.
16. Silent Arrow: в США тестують "безпілотник-транспортник" для спецназу [Електронний ресурс] // DEFENSE EXPRESS. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: https://defence-ua.com/news/silent_arrow_v_ssha_testujut_bezpilotnik_transportnik_dlja_spetsnazu-3639.html
17. MILITARY RESUPPLY AND HUMANITARIAN RELIEF [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Silent Arrow – Режим доступу до ресурсу: <https://silent-arrow.com/>
18. Ben Coxworth. Four-winged drone is designed to glide-in the goods [Електронний ресурс] / Ben Coxworth // New Atlas. – 2019. – Режим доступу до ресурсу: <https://newatlas.com/drones/silent-arrow-gd-2000-drone/>.
19. 48-Foot Wingspan Autonomous Cargo Delivery Drone to be Unveiled at the 2020 Farnborough International Airshow [Електронний ресурс] // Sensors and Systems. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://sensorsandsystems.com/48-foot-wingspan-autonomous-cargo-delivery-drone-to-be-unveiled-at-the-2020-farnborough-international-airshow/>.
20. Delivering lifesaving supplies to the most remote, vulnerable regions [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Avius Air Delivery – Режим доступу до ресурсу: <https://aviusair.com/our-products>
21. Joint Precision Airdrop System Advanced Concept Technology Demonstration (JPADS ACTD) [Електронний ресурс] // Wayback Machine. – 2016. – Режим доступу до ресурсу:

https://web.archive.org/web/20130218112100/http://nsrdec.natick.army.mil/media/fact/airdrop/JPADS_ACTD.htm.

22. Contributors to Wikimedia projects. Joint Precision Airdrop System [Електронний ресурс] // Wikipedia. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Joint_Precision_Airdrop_System

23. FireFly Army Cargo Delivery Parachute | Airborne Systems [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Airborne Systems – Режим доступу до ресурсу: <https://airborne-sys.com/product/firefly-military-cargo-delivery-parachute/>

24. Dr Gareth Evans. JPADS: circumventing GPS for next-gen precision airdrops [Електронний ресурс] / Dr Gareth Evans // Airforce Technology. – 2016. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.airforce-technology.com/analysis/featurej pads-circumventing-gps-for-next-gen-precision-airdrops-4872436/>.

25. JPADS: Making Precision Air-Drops a Reality [Електронний ресурс] / 1 // Defense Industry Daily. – 2014. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.defenseindustrydaily.com/jpads-making-precision-airdrop-a-reality-0678/#AppendixA:JPADSEarlyProgramHistory>.

26. Low Cost Aerial Delivery System [LCADS] [Електронний ресурс] // GlobalSecurity.org – Режим доступу до ресурсу: <https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/lcads.htm>.

27. Your Fabric Source for Low Cost Aerial Delivery Systems (LCADS) | Belton Industries [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Belton Industries – Режим доступу до ресурсу: <https://beltonindustries.com/your-fabric-source-for-low-cost-aerial-delivery-systems-lcads/>

28. Unguided Parachutes [Електронний ресурс] / Офіційний сайт MMIST – Режим доступу до ресурсу: <https://mmist.ca/unguided-parachutes.html>

29. Gillian Rich. Kaman Kargo UAV full-scale test expected in second half of 2022 [Електронний ресурс] / Gillian Rich // Janes. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.janes.com/defence-news/news-detail/kaman-kargo-uav-full-scale-test-expected-in-second-half-of-2022>.

30. ELAN HEAD. Kaman places an early bet on expeditionary logistics with new Kargo drone [Електронний ресурс] / ELAN HEAD // Vertical Mag. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://verticalmag.com/news/kaman-places-early-bet-expeditionary-logistics-kargo-uav/>.

31. Pat Host. AUSA 2021: Kaman Air Vehicles launches Kargo heavy-lift autonomous UAV [Електронний ресурс] / Pat Host // Janes. – 2021. – Режим

доступу до ресурсу: <https://www.janes.com/defence-news/news-detail/ausa-2021-kaman-air-vehicles-launches-kargo-heavy-lift-autonomous-uav>.

32. KARGO [Электронний ресурс] / Офіційний сайт Kaman Corporation – Режим доступу до ресурсу: <https://kaman.com/brands/kaman-air-vehicles/kargo/>

33. JAMES VINCENT. Alphabet's drone delivery service Wing hits 100,000 deliveries milestone [Электронний ресурс] / JAMES VINCENT // The Verge. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.theverge.com/2021/8/25/22640833/drone-delivery-google-alphabet-wing-milestone>.

34. Wing [Электронний ресурс] / Офіційний сайт Wing – Режим доступу до ресурсу: <https://wing.com/>

35. Vanuatu awards international drone companies with commercial contracts for vaccine delivery [Электронний ресурс] / Офіційний сайт UNICEF – Режим доступу до ресурсу: <https://www.unicef.org/eap/press-releases/vanuatu-awards-international-drone-companies-commercial-contracts-vaccine-delivery>

36. Wings Staff. Wingcopter drone delivering COVID-19 test kits to Isle of Mull [Электронний ресурс] / Wings Staff // Wings Magazine. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.wingsmagazine.com/wingcopter-drone-delivering-covid-19-test-kits-to-isle-of-mull/>.

37. Бухалев А. В. установка ракетного и бомбардировочного авиационного оружия Часть 1 Основы теории и устройства / А. В. Бухалев., 1966. – 309с.

38. Selection of a Carrier Aircraft and a Launch Method for Air Launching Space Vehicles / Marti Sarigul-Klijn, Ph.D, Nesrin Sarigul-Klijn, Ph.D, Gary C. Hudson та ін.]. // SPACE Conference & Exposition. – 2008. – С. 12.

39. Sighard F. Hoerner. Fluid-dynamic drag / SighardF. Hoerner., 1965. – 456с.

40. Смирнов. В.Ю. Аэродинамическая совместимость воздушного судна и грузов и оптимизация ее экспериментальных исследований / В.Ю. Смирнов. // // Научный вестник МГТУ ГА. – 2010. – С. 104-110.

41. Смирнов В.Ю. Влияние воздушного судна на аэродинамические характеристики грузов на внешних подвесках / В.Ю. Смирнов. // // Научный вестник МГТУ ГА. – 2009. – С. 113-117.

42. Смирнов В.Ю. Влияние параметров размещения крупногабаритного груза под воздушным судном на аэродинамическую совместимость воздушного судна и груза / В.Ю. Смирнов. // Научный вестник МГТУ ГА. – 2007. – С. 61-66.

43. Ильин В.А. Метод оценки наименьшего расстояния между летательными аппаратами в процессе их разделения / В.А. Ильин, А.П. Леутин. // Ученые записки цаги. – 1990. – С. 107–111.

44. Демешкина В.В.. Некоторые особенности процесса разделения летательных аппаратов вблизи момента разрыва связей Ч. 1, 2 / В.В. Демешкина, В.А. Ильин, А.П. Леутин. // Ученые записки цаги. – 1980. – С. №4 90–101, №5 61–74.

45. Кривохатько І. С. Експериментальна аеродинаміка: курс лекцій з дисципліни «Прикладна та експериментальна аеродинаміка» / І. С. Кривохатько. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 122 с.

46. Дружинин. Е.А. Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники / Е.А. Дружинин, В.В. Чмовж, А.В. Корнев. // Системи озброєння і військова техніка. – 2011. – С. 48–57.

47. Куат К. И. Определение аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата самолетного типа аналитическими методами / К.И. Куат // Вестник томского государственного университета. – 2022. – С. 112–124.

48. Шурина Э. П. Анализ алгоритмов методов конечных элементов и конечного объема на неортогональных сетках при решении уравнений навье — стокса / Э. П. Шурина, Т. В. Войтович. // Вычислительные технологии. – 1997. – С. 84–105.

49. Roger Temam. Navier-Stokes Equations: Theory and Numerical Analysis / Roger Temam., 1977. – 409 с.

50. Єршов С.В.. Конспект лекцій з дисципліни " Методи аналізу, моделювання та оптимізації процесів ОМТ " / С.В. Єршов. – Кам'янське, 2016. – 60 с.

51. Шевелев Ю.Д. Применение метода граничных элементов в задачах аэродинамического проектирования / Ю.Д. Шевелев, Н.А. Егоров. // Математическое моделирование. – 2019. – С. 129–142.

52. Woodward F.A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow / F.A. Woodward., 1973. – 132 с.

53. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов / М. Н. Шульженко., 1971. – 414с.

54. Егер С. М. Проектирование самолетов / С. М. Егер. – Москва: Машиностроение, 1983. – 616 с.

55. Гребеньков О. А. Конструкция самолетов / О. А. Гребеньков., 1984. – 240с.
56. Смирнов Э. П. Как сконструировать и построить летающую модель / Э. П. Смирнов. – Москва: ДОСААФ, 1973. – 178 с.
57. Мерзликин В. Е. Радиоуправляемые модели планеров / В. Е. Мерзликин. – Москва: ДОСААФ, 1982. – 160 с.
58. E. Torenbeek. Synthesis of Subsonic Airplane Design / E. Torenbeek., 1976. – 648 с.
59. Арепьев А. Н. Проектирование легких пассажирских самолетов / А. Н. Арепьев. – Москва: МАИ, 2006. – 640 с.
60. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей / А. С. Кравец. – Москва: Издательство оборонной промышленности, 1939.
61. Ландышев Б. К. Расчет и конструирование планера / Б. К. Ландышев., 1939. – 229 с.
62. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов / [М. С. Воскобойник, Г. С. Лагосюк, Ю. Д. Миленский та ін.]. – Москва: "Транспорт", 1972. – 440 с.
63. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – Москва: Машиностроение, 1995. – 415 с.
64. Dr. Karl Dawson Wood. Airplane Design / Dr. Karl Dawson Wood., 1954. – 419 с.
65. Костенко И. К. Проектирование и расчет моделей планерлв / И. К, Костенко. – Москва: ДОСААФ, 1958. – 203 с.
66. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.

Огляд аналогів концепції та їх льотних випробувань

Air Tractor AT-802



Cirrus SR20



Diamond DA40



Van's Aircraft RV-10



БПЛА KARGO



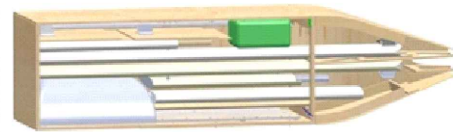
eVTOL



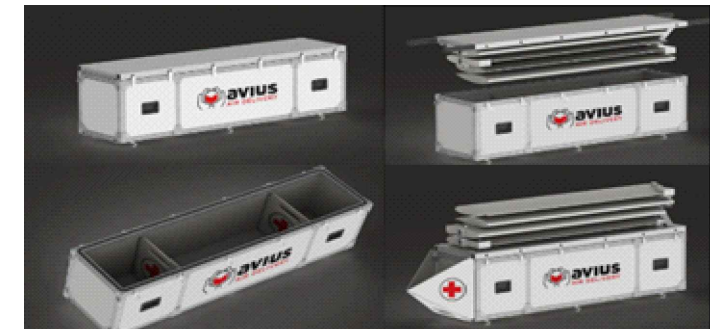
JPADS



Logistic Gliders' Revolutionary Airlift Innovation (RAIN) LG-2K



Silent Arrow



– 10 планерів було розгорнуто з підвіски для вантажу вертольота (1 з Hiller CJ-5, 2 з Bell 206, 5 з Hughes MD-500D і 2 з Sikorsky S-58T)

– Загальний час польоту повномасштабного планера 1 година 40 хвилин і 11 секунд;

– Планування 15 до 1 забезпечує дальність 114 км з висоти розгортання 7600 м;

– Здійснено 58 льотних випробувань з моделлю в масштабі 25%;

– У польоті випробували 7 різних посадкових парашутів у повному масштабі;

– 4 коробки з боєприпасами по 25 фунтів

– 3 коробки з боєприпасами по 15 фунтів

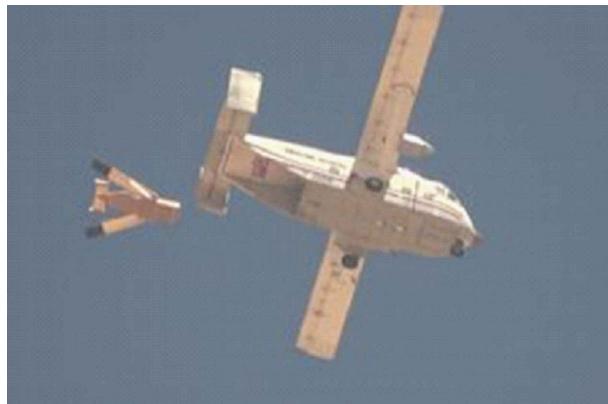
– Дев'ять 20-літрових каністр по 45 фунтів

– 3 коробки ІМН по 21 фунт кожна

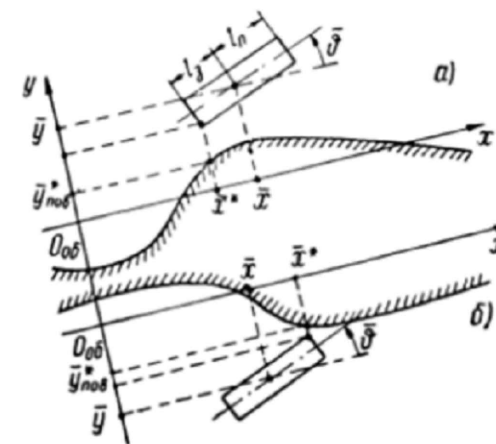
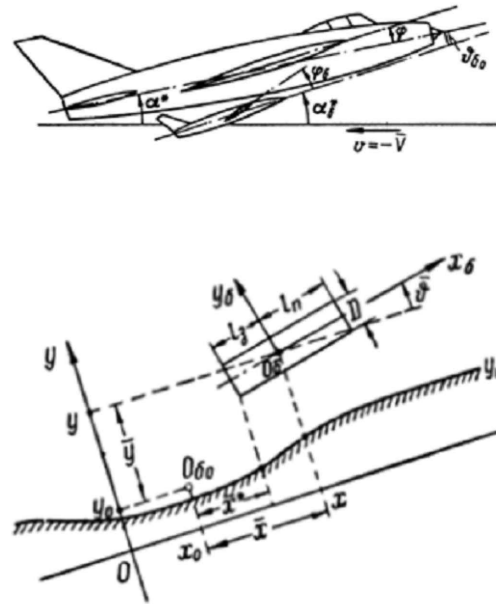
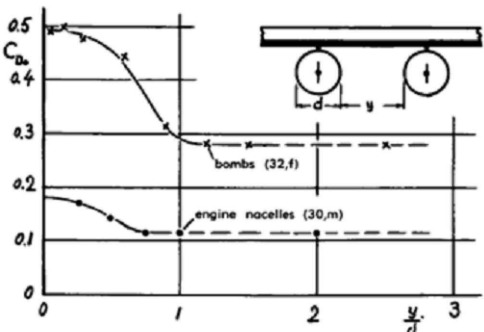
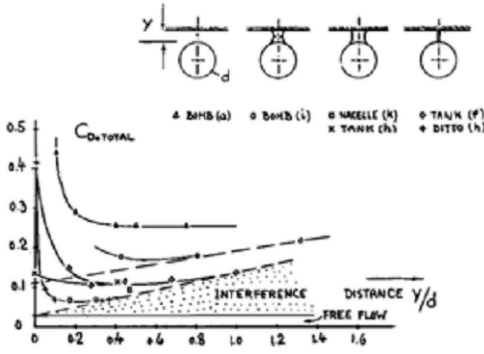
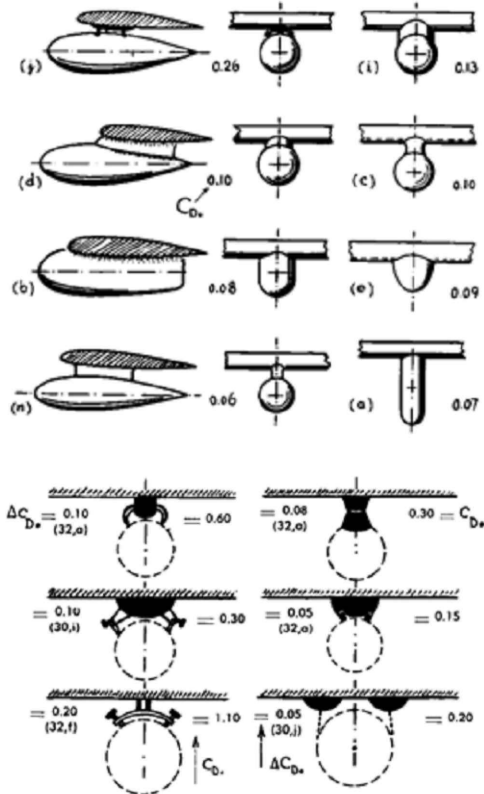
– запуск планера з зовнішньої підвіски вертольотів і з вантажного відсіку літаків з висот від 300 до 7500 метрів над рівнем моря;

– 465 кг нерозголошеного вантажу було закріплено всередині фюзеляжу двох GD-2000, продемонстрував повністю автономний політ, автономний вибір маршрутної точки та навігацію, а під час послідовності автоматичного приземлення автономний авіопілот Silent Arrow зміг керувати і досягти нульової швидкості

– Випробування GD-2000 WB проходили з командуванням спеціальних операцій США з літака C-130, додаткові випробування, як підвісний вантаж гелікоптеру UH-1H



					AK11mp04.16.00.00.01 IM		
					Огляд аналогів концепції та їх льотних випробувань		
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата	Лім.	Маса	Масшт.
Розроб		Коваленко О.В.					1:1
Перев.		Зінченко Д.М.	<i>[Signature]</i>				
Т.контр					Аркуш	Аркушів	1
Н.контр					КПІ ім. Ізгоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп		
Затв.		Маринищенко О.П.					



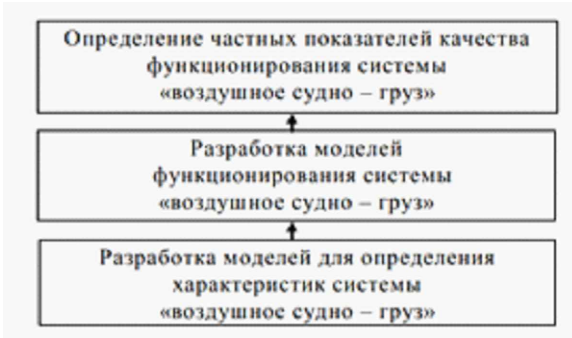
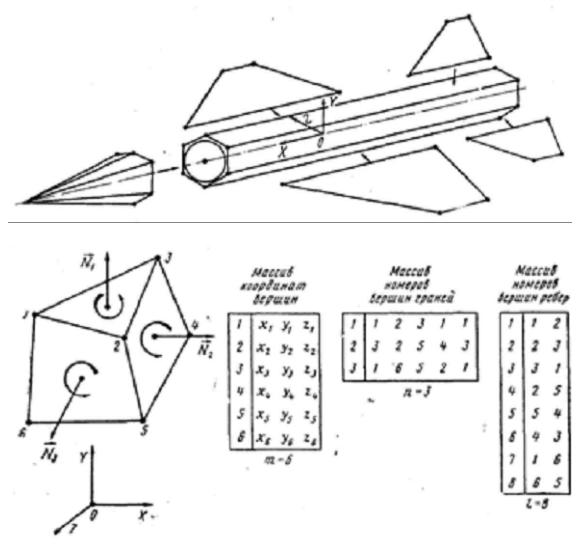
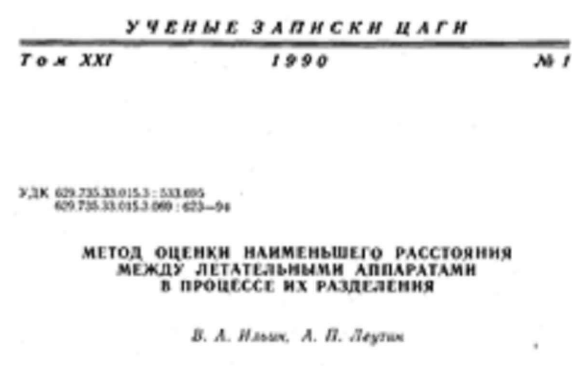
Таким образом, условие безопасности от столкновения снаряда с самолетом выражается общим неравенством

$$\mp (\bar{y} - \bar{y}_{max}) > \bar{y}_{det} \quad (9.9)$$

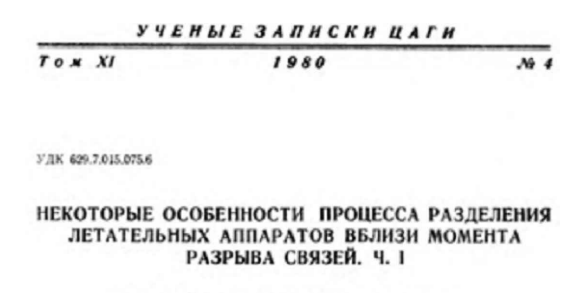
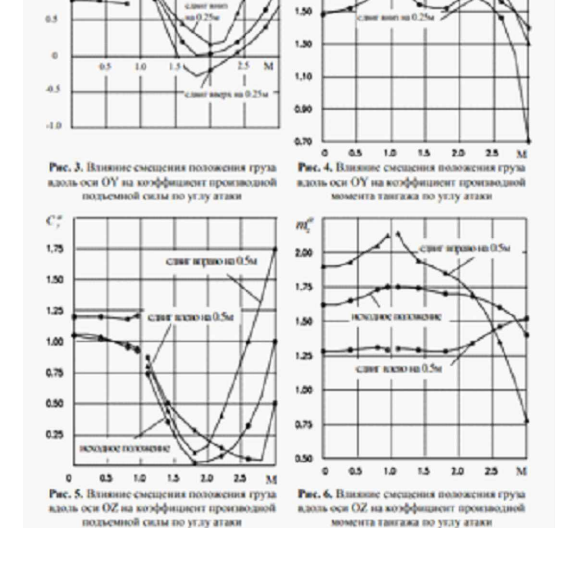
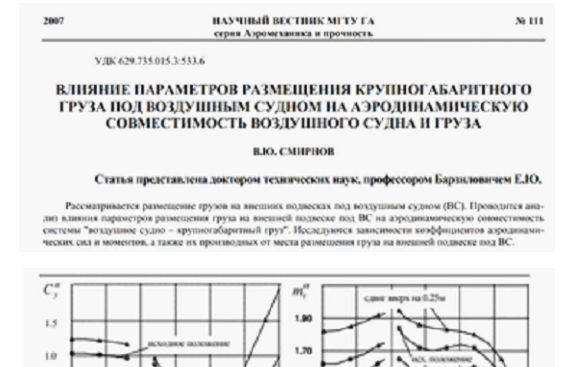
где знак «+» при движении в верхней части окрестности самолета и «-» при движении в нижней части;

$$\bar{y}_{det} = l_{max} |\sin \bar{\theta}| + \frac{D}{2} \cos \bar{\theta} \quad (9.10)$$

Полученное условие безопасности может быть использовано для определения рациональных координат «точки подвеса» x_{00} , y_{00} для выбора рационального контура самолета $y_{00} = f(x)$ и, наконец, для определения допустимых относительных углов тангажа снаряда $\bar{\theta}_{max}$ при отделении.



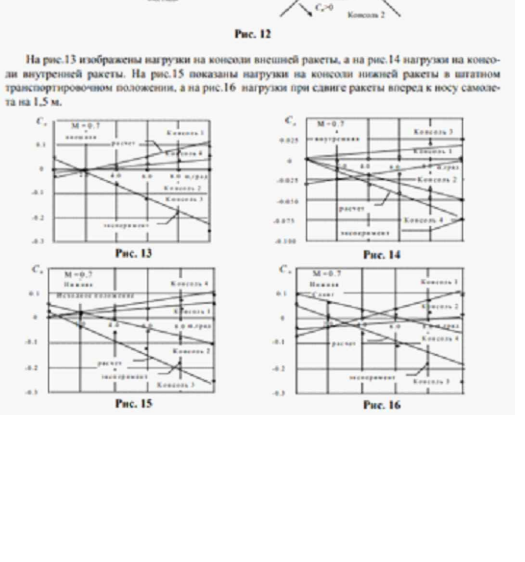
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата
Розроб		Коваленко О.В.		
Перев.		Зінченко Д.М.		
Т.контр				
Н.контр				
Затв.		Мариношенко О.П.		



Определение частных показателей качества функционирования системы «воздушное судно – груз»

Разработка моделей функционирования системы «воздушное судно – груз»

Разработка моделей для определения характеристик системы «воздушное судно – груз»



Некоторые особенности процесса разделения летательных аппаратов вблизи момента разрыва связей. Ч. II

Лім.	Маса	Масшт.
		1:1
Аркуш	Аркушів 1	
КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп		

Методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів

аналітичний експериментальний льотні випробування

чисельний

Рівняння Нав'є-Стокса в векторному вигляді:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \text{grad } p + \mu \Delta \vec{V} + \frac{1}{3} \mu \text{grad}(\text{div } \vec{V}),$$

де ρ – густина повітря (рідини);

V – швидкість повітря (рідини);

R – напруження розподіленої сили (об'ємної сили);

p – тиск;

μ – коефіцієнт динамічної в'язкості;

$$\Delta = \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{k} -$$

векторний оператор Лапласа;

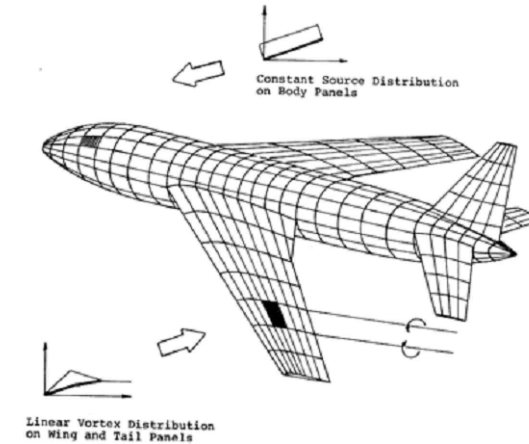
$$\text{div } \vec{V} = \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} - \text{дивергенція швидкості.}$$

При моделюванні обтікання ЛА на малих числах Маха повітря можна вважати нестисливим, як рідину. В такому випадку $\rho = \text{const}$ і рівняння Нав'є-Стокса можна спростити:

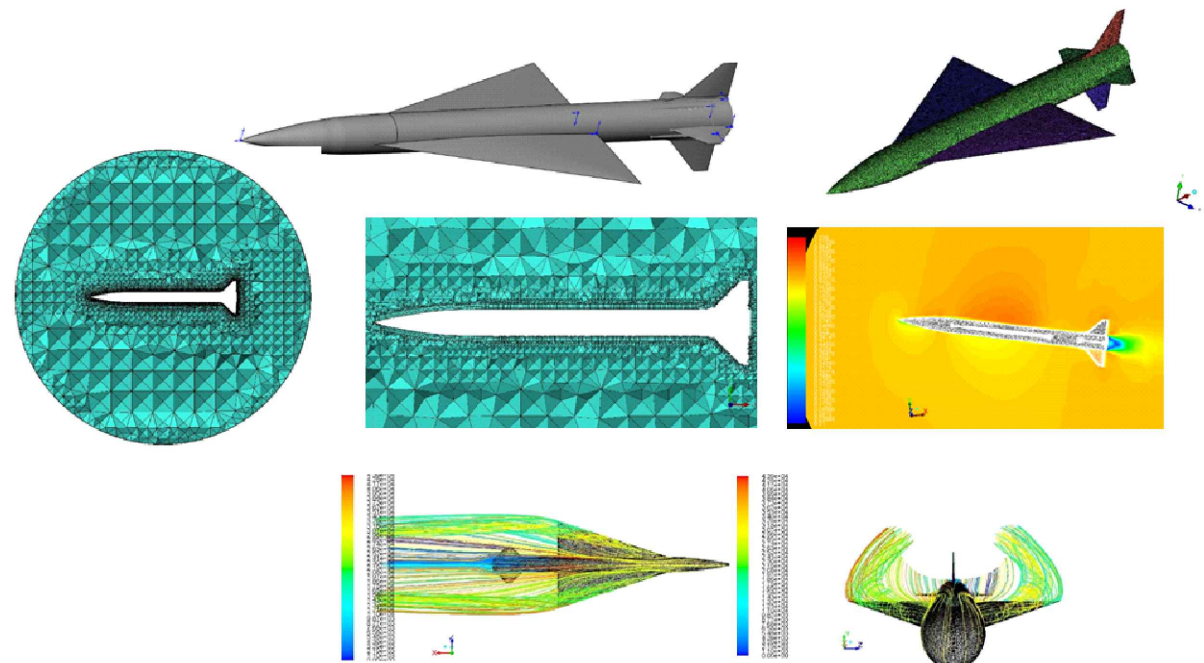
$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \text{grad } p + \mu \Delta \vec{V}$$

Метод скінченних елементів

→ панельний метод



→ Computational Fluid Dynamic (CFD) → ANSYS



Етапи виконання розрахункового методу:

1. Створення 3D моделі повністю аналогічній тій, яка використовується в експериментальному способі;
2. Підготовка моделі до створення кінцево-елементної моделі: поділ моделі на зони і визначення областей;
3. Підготовка моделі до створення кінцево-елементної моделі: створення домену та примежового шару;
4. Файл з моделлю імпортується в ANSYS FLUENT, де накладаються кінцеві і граничні умови. Для кінцевих елементів задається метод поділу POLYHEDRA;

					AK11mp04.16.00.00.03 IM		
					Методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів		
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата	Лім.	Маса	Масшт.
Розроб		Коваленко О.В.					1:1
Перев.		Зінченко Д.М.	<i>[Signature]</i>				
Т.контр					Аркуш	Аркушів 1	
Н.контр					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп		
Затв.		Маринюшко О.П.					

Планування обчислювального експерименту

Модель плануючого контейнера

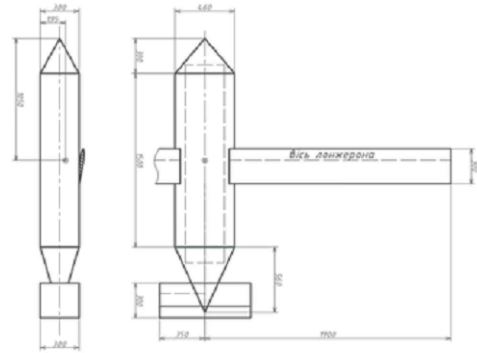
3D модель

Модель літака

вибір схеми моделі

вибір матеріалів

визначення габаритних розмірів

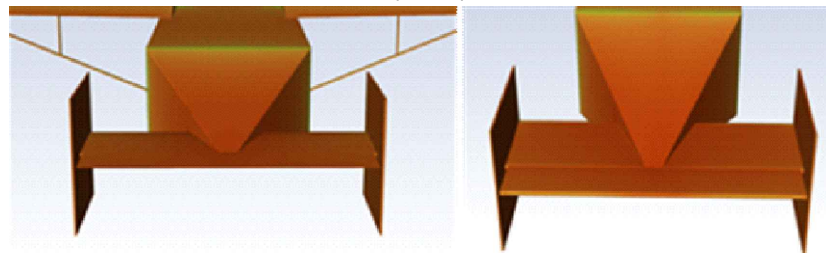


масове зведення

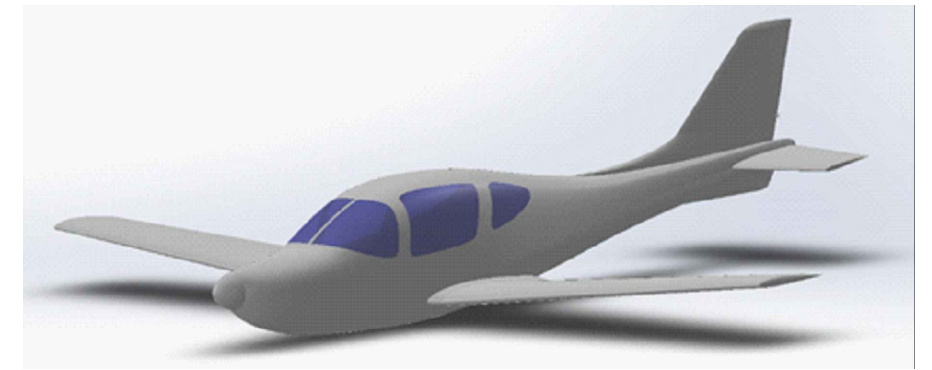
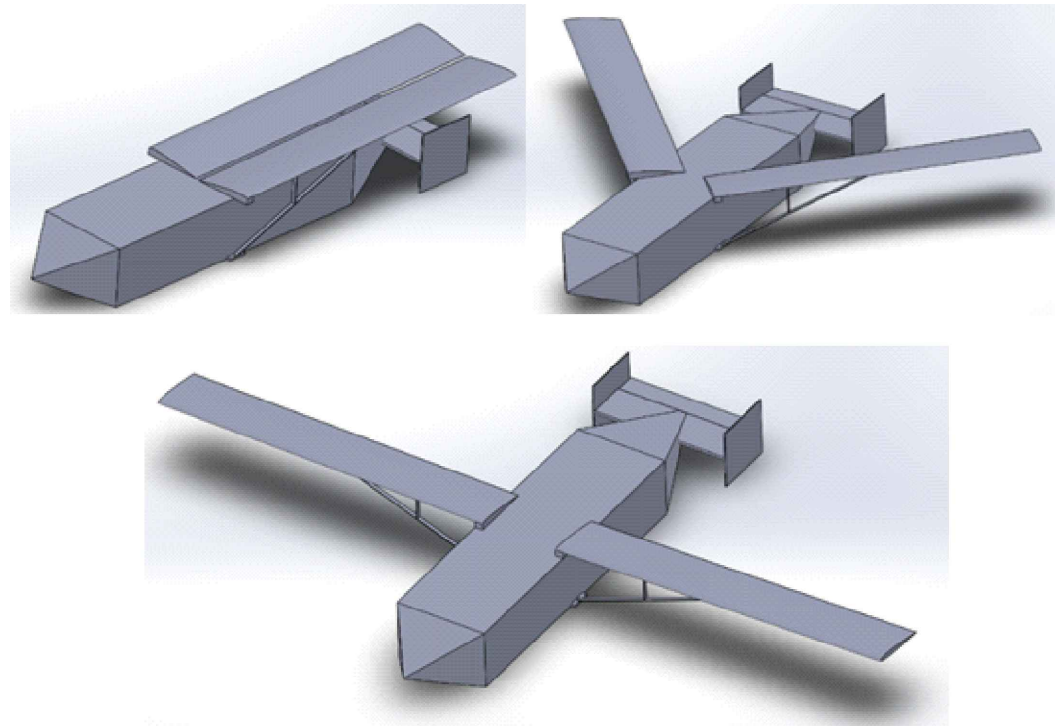
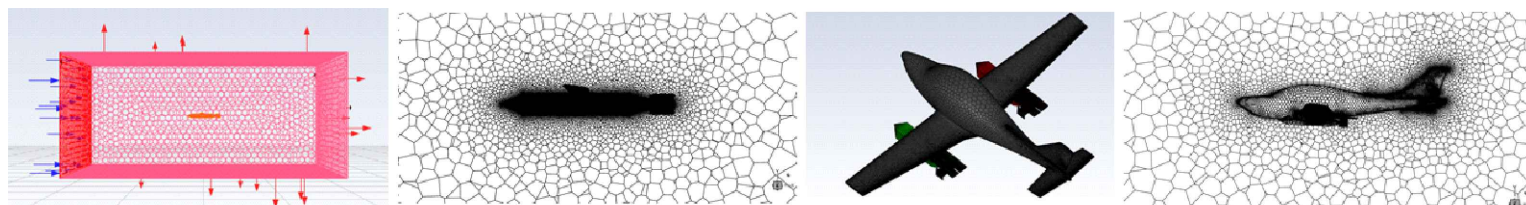
№	Назва	Матеріал	Кількість	Маса	Центр маси	Моменти
1	Корпус контейнера	Алюміній	1	10.5	0.5	0.05
2	Підвіска	Сталь	2	0.5	0.2	0.02
3	Планер	Полікарбонат	1	0.2	0.1	0.01
4	Літак	Алюміній	1	1.5	0.8	0.08
5	Система підвіски	Сталь	1	0.8	0.4	0.04
6	Літак-носія	Алюміній	1	2.0	1.0	0.1
7	Планер	Полікарбонат	1	0.2	0.1	0.01
8	Літак	Алюміній	1	1.5	0.8	0.08
9	Система підвіски	Сталь	1	0.8	0.4	0.04
10	Літак-носія	Алюміній	1	2.0	1.0	0.1
11	Планер	Полікарбонат	1	0.2	0.1	0.01
12	Літак	Алюміній	1	1.5	0.8	0.08
13	Система підвіски	Сталь	1	0.8	0.4	0.04
14	Літак-носія	Алюміній	1	2.0	1.0	0.1

центрування

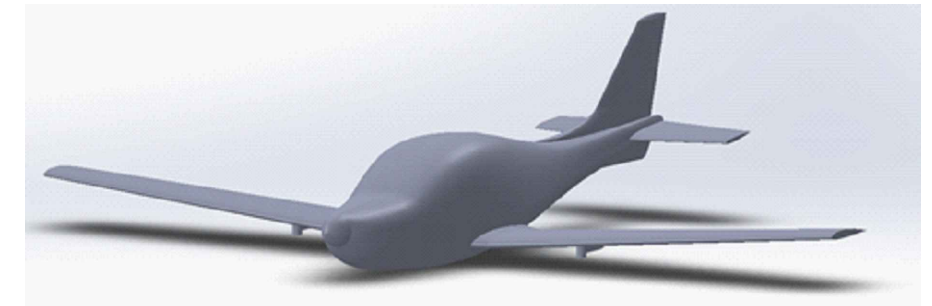
дослідження непрофільованого ГО



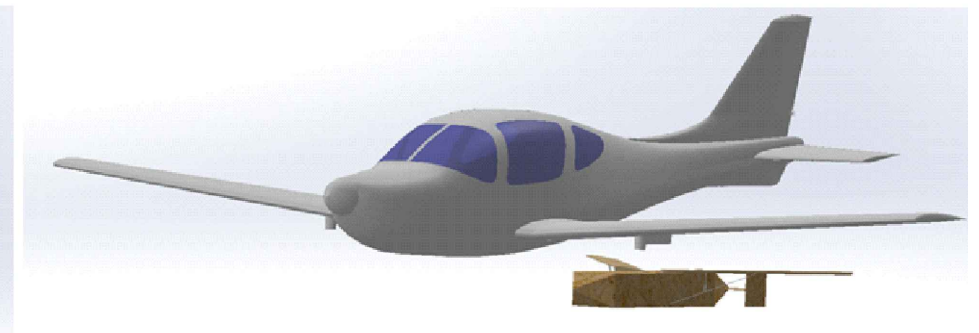
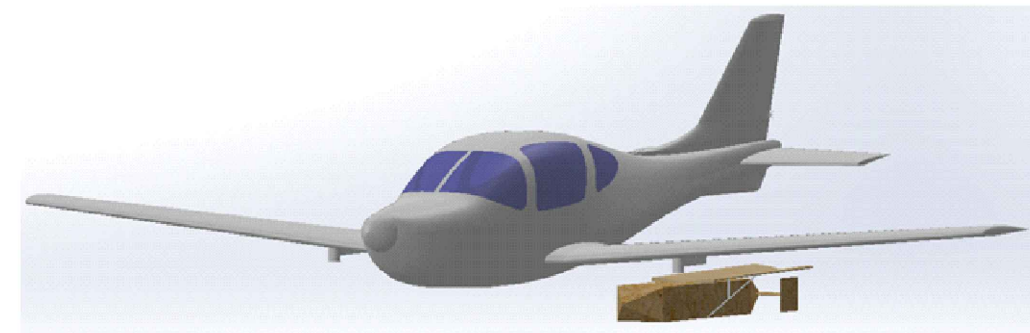
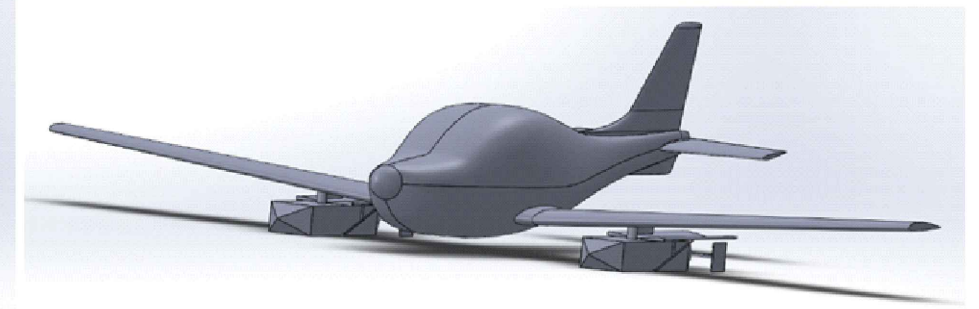
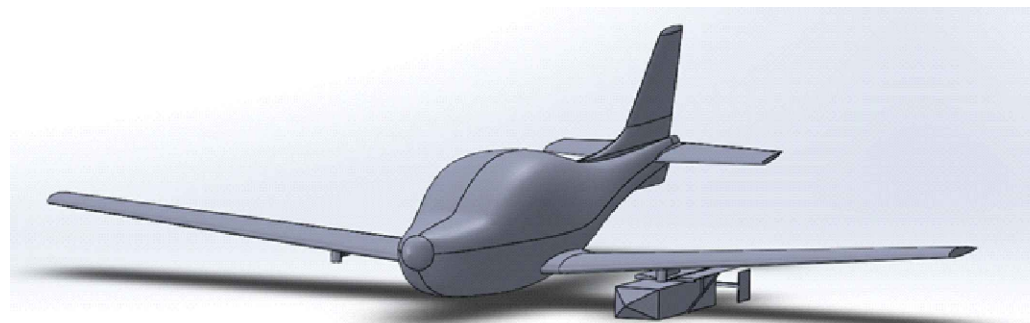
Сітки моделей та розрахункових областей



+ система підвіски



Модель системи літака-носія + планерів

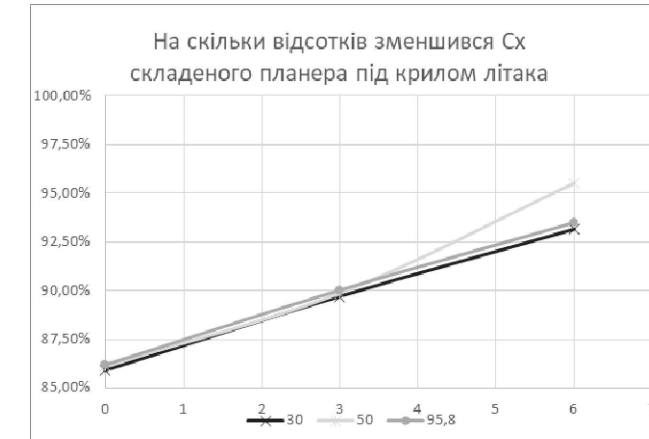
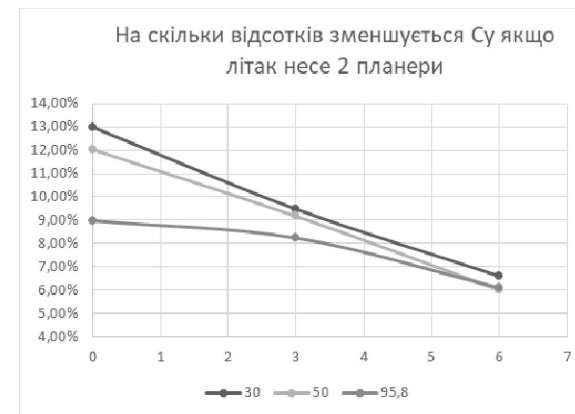
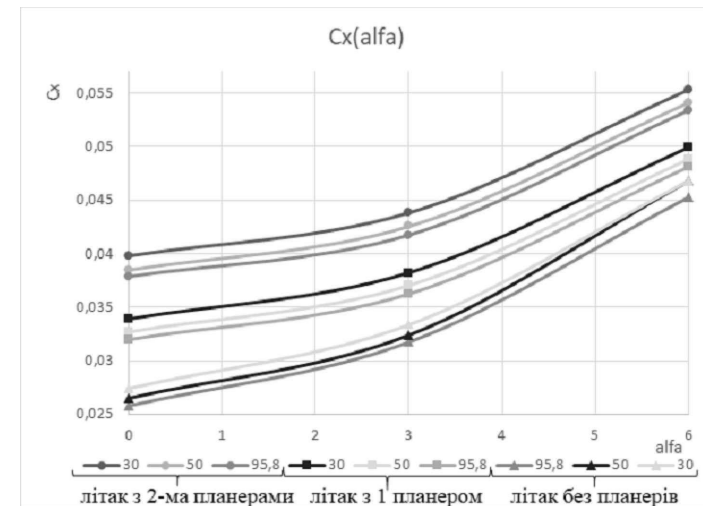
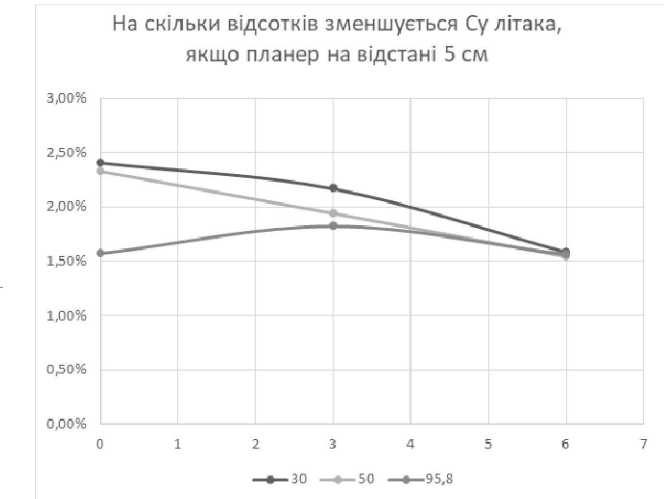
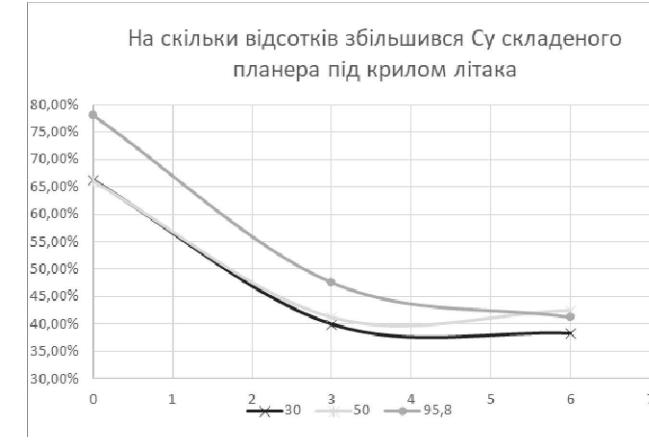
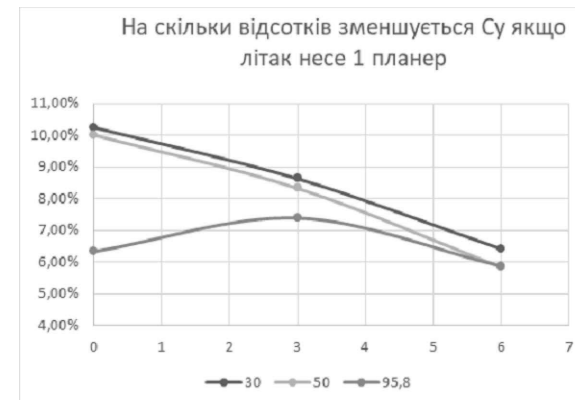
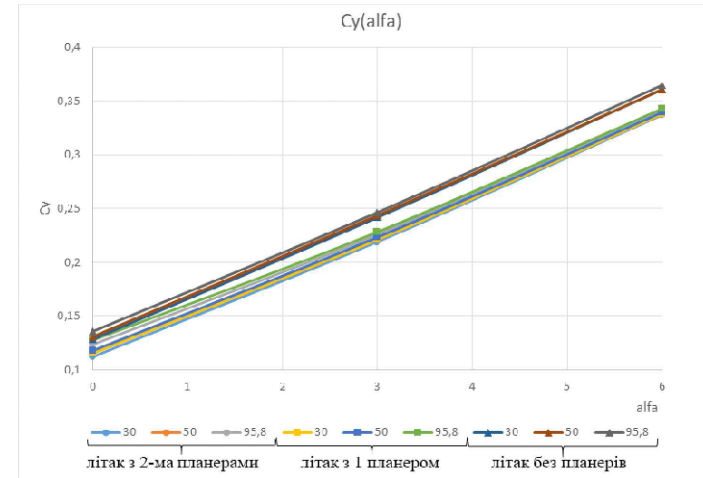
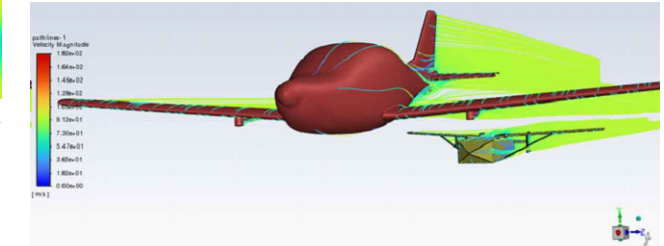
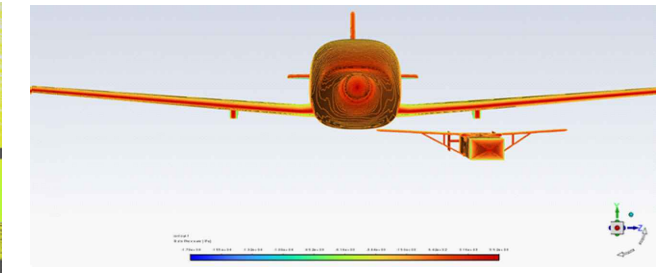
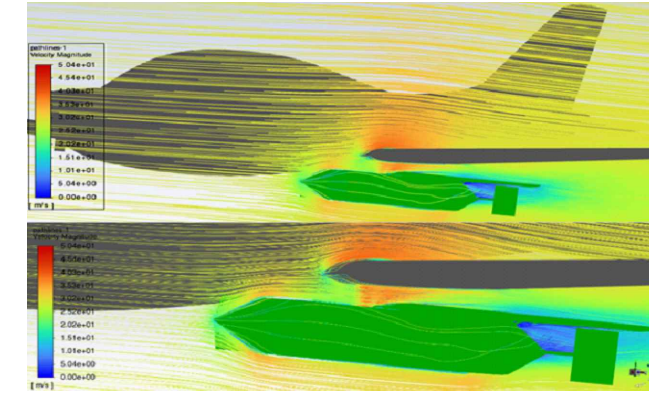
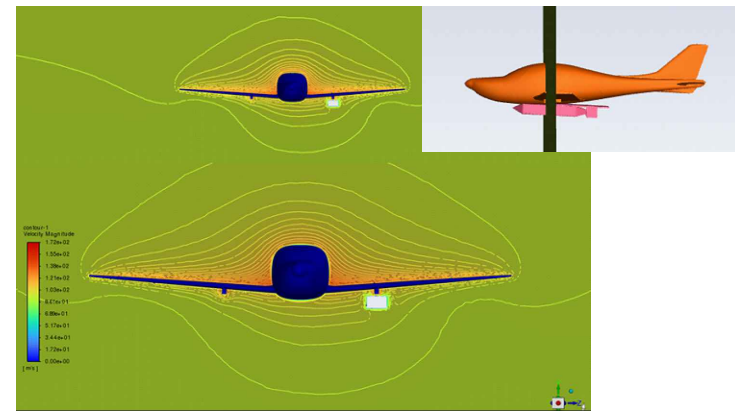
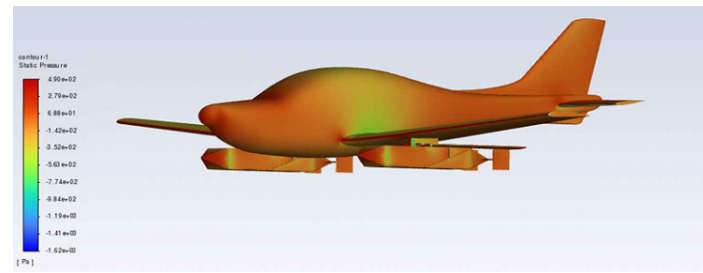


AK11mp04.16.00.00.04 IM					Лім.	Маса	Масшт.
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата			1:1
Розроб		Коваленко О.В.					
Перев.		Зінченко Д.М.	<i>[Signature]</i>				
Т.контр					Аркуш	Аркушів 1	
Н.контр					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп		
Затв.		Маринешенко О.П.					

Планування
обчислювального
експерименту

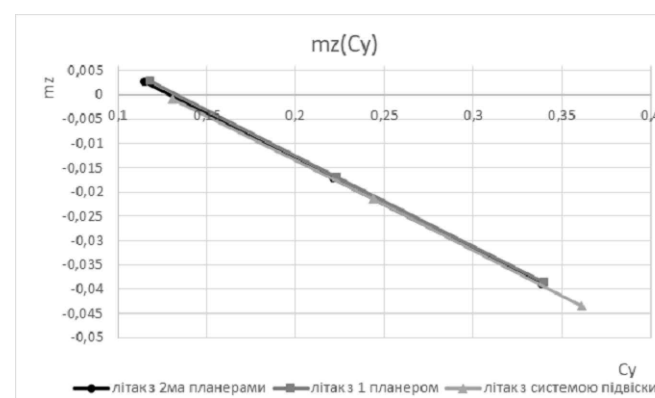
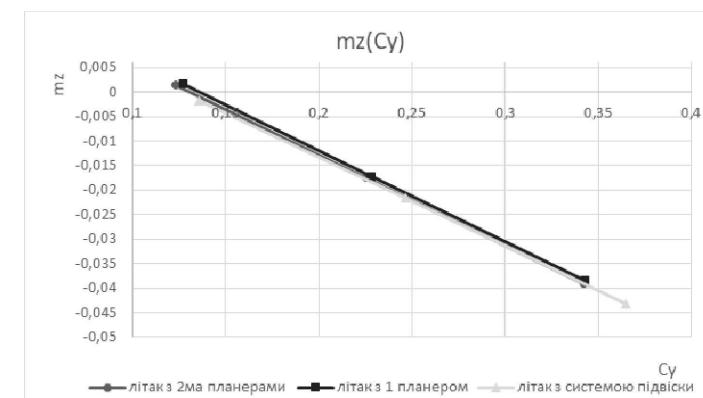
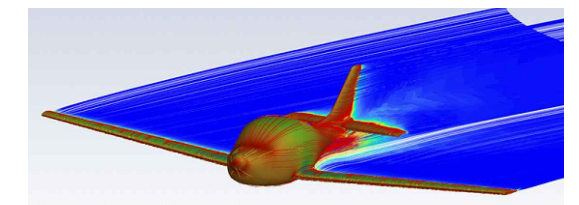
Аналіз результатів моделювання

літак-носій+ 2 плануючі контейнери літак-носій+ 1 плануючий контейнер плануючий контейнер впроцесі відокремлення



95.8 м/с

50 м/с

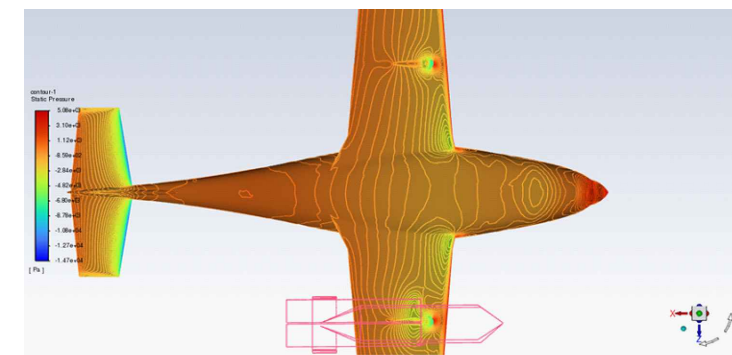
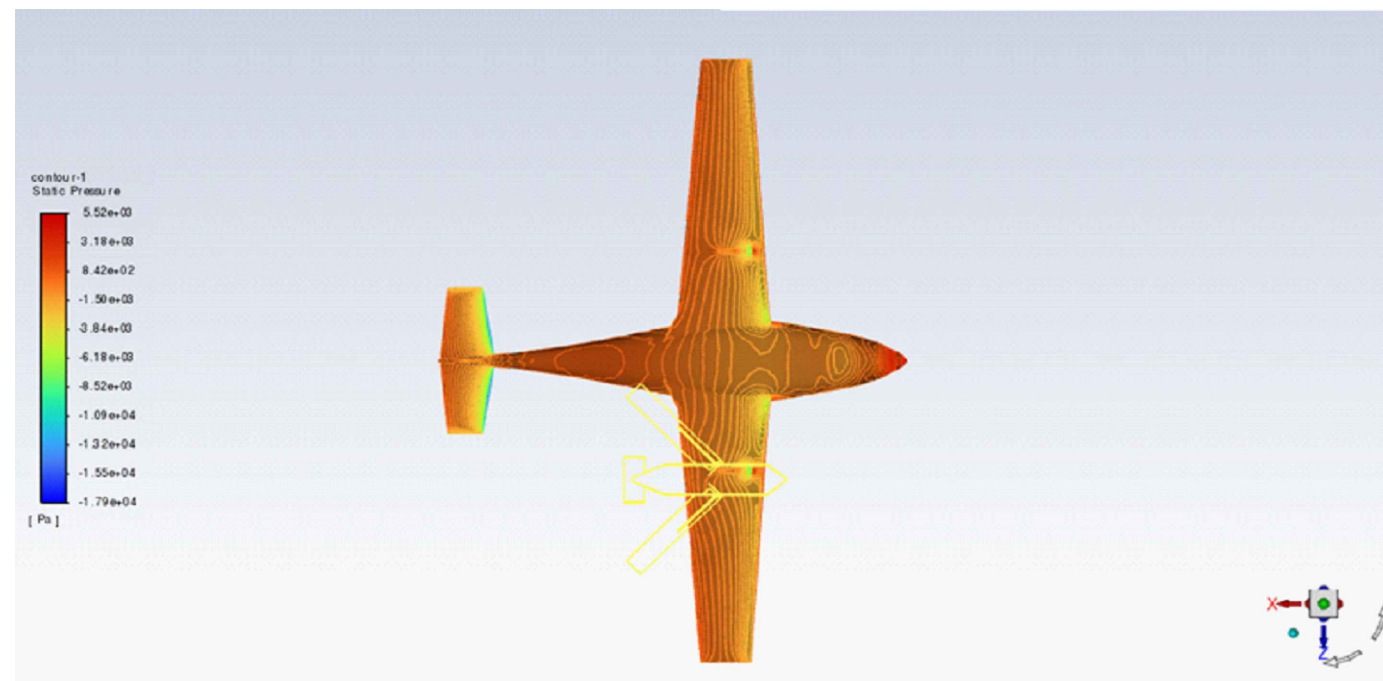


					AK11mp04.16.00.00.05 IM			
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата	Аналіз результатів моделювання	Лім.	Маса	Масшт.
Розроб		Коваленко О.В.						1:1
Перев.		Зінченко Д.М.	<i>[Signature]</i>			Аркуш	Аркушів 1	
Т.контр								
Н.контр								
Затв.		Маринешенко О.П.			КПІ ім. Ізгоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп			

Загальні результати дисертаційного дослідження

1. Коефіцієнт підйомної сили літака-носія на куті атаки 6° і швидкості 95,8 м/с зменшується приблизно на 6% і з одним і з обома плануючими контейнерами, а коефіцієнт опору з одним планером збільшується на 5%, а з двома на 15%. Аеродинамічна якість літака з планерами зі збільшенням кута атаки росте.
2. При віддаленні планера на відстань 5 см від системи підвіски крила літака-носія, коефіцієнт підйомної сили літака в діапазоні швидкостей 50-95,8 м/с зменшується на 1,5% - 2,4%
3. При віддаленні планера на 160 мм, вплив плануючого контейнера на характеристики літака-носія і вплив літака-носія на плануючий контейнер з розгорнутими крилами набагато менше одного відсотка, тобто з відстані 160 мм, коли плануючий контейнер починає розкривати крила, і надалі впливу один на одного два ЛА не створюють.
4. Під крилом літака-носія коефіцієнт підйомної сили плануючого контейнера зі складеними крилами від'ємний, що змушує плануючий контейнер при відділенні знижувати свою висоту і не підтягуватися до крила літака-носія до моменту розкриття крил. Тим самим забезпечується безпечне відділення літального апарату.
5. Після відділення одного контейнера з-під крила літака-носія створюється збурюючий момент по ристанню та менш виражений момент крену. За допомогою відхилень керма напрямку та елеронів літак-носії легко компенсує моменти, та відновить рівновагу.
6. Дальність польоту літака-носія з двома контейнерами на кутах атаки 0° - 6° зменшується в 2,9-1,3 разів відповідно.

На основі отриманих даних можна здійснювати вдосконалення конструкції і проводити додаткові аеродинамічні дослідження та розрахунки динаміки польоту для визначення інших параметрів системи літака-носія та плануючого контейнера.



					<i>AK11mp04.16.00.00.06 IM</i>		
					<i>Загальні результати дисертаційного дослідження</i>		
Зм	Арк	№ докум.	Підпис	Дата	Лім.	Маса	Масшт.
Розроб		Коваленко О.В.					1:1
Перев.		Зінченко Д.М.	<i>[Signature]</i>				
Т.контр					Аркуш	Аркушів 1	
Н.контр					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ АК-11мп		
Затв.		Маринюшко О.П.					