

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

**Інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»

УДК \_\_\_\_\_

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

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

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

**на тему: «Вплив параметрів компонування навчально-тренувального  
безпілотного літака на його ефективність»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Конопляніков Андрій Вікторович \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, к.т.н.

Зінченко Дмитро \_\_\_\_\_

Рецензент:

Професор, д.т.н.

Рижков Лев Михайлович \_\_\_\_\_

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

Студент (-ка) \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**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

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Коноплянікову Андрію Вікторовичу**

- 1. Тема дисертації** «Вплив параметрів компоновання навчально-тренувального безпілотного літака на його ефективність», науковий керівник дисертації Зінченко Д.М., к.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від «\_04\_» \_\_ грудня\_2020 р. №3455-с
- 2. Термін подання студентом дисертації:** 11 грудня 2020 р.
- 3. Об'єкт дослідження:** Процес обтікання тренувального безпілотного літака
- 4. Предмет дослідження:** Аеродинамічні характеристики тренувального безпілотного літака
- 5. Перелік завдань, які потрібно розробити:**
  - 5.1. Огляд та аналіз наукових досліджень аеродинаміки компоновань тренувальних літаків.
  - 5.2. Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик.
  - 5.3. Побудова розрахункових моделей варіантів компоновання тренувального безпілотного літака.
  - 5.4. Аналіз результату обчислюваного експерименту. Визначення прийнятного варіанту компоновання тренувального безпілотного літака.
  - 5.5. Розробка і виготовлення дослідної моделі тренувального безпілотного літака
  - 5.6. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд літератури.

6.2. Особливості аеродинаміки тренувальних літаків.

6.3. Аеродинамічні характеристики комбінованого крила.

6.4. Балансування літака з комбінованим крилом.

6.5. Проектування дослідної моделі.

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: 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд та аналіз наукових досліджень за напрямком димертації	до 15.09.2020 р.	
2.	Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик компонування тренувального безпілотного літака	до 31.10.2020 р.	
3.	Визначення прийнятних засобів обчислювальної аеродинаміки для поставленого завдання	до 15.10.2020 р.	
4.	Визначення параметрів компонування тренувального безпілотного літака	до 30.10.2020 р.	
5.	Побудова розрахункових моделей для різних варіантів компонування тренувального безпілотного літака	до 10.11.2020 р.	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик варіантів компонування	до 20.11.2020 р.	
7.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію	до 30.11.2020 р.	
8.	Підготовка статті до публікації	до 07.12.2020 р.	
9.	Аналіз отриманих результатів та визначення прийнятного варіанту компонування тренувального безпілотного літака	до 10.12.2020 р.	
10.	Розробка стартап-проекту	до 10.12.2020 р.	

Студент

\_\_\_\_\_ Андрій Конопляніков

Науковий керівник

\_\_\_\_\_ Дмитро Зінченко

## Анотація

Метою роботи являється найбільш ефективна компоновка безпілотного учбово-тренувального літака.

У звіті розглянуто процес обтікання тренувального безпілотного літака. Для вирішення даної було оглянуто та проаналізовано наукові дослідження аеродинаміки компонувань тренувальних літаків.

У процесі виконання роботи було побудовано розрахункові моделі варіантів компонування тренувального безпілотного літака. На основі проведеної роботи було прийнято варіант компонування тренувального безпілотного літака та було розроблено та виготовлено дослідну модель.

Звіт складається з 79 сторінок, 67 рисунків, 6 бібліографічних джерел, 1 додатка.

Ключові слова: компонування, учбово-тренувальний, безпілотник, крило.

## **Аннотация**

Целью работы является наиболее эффективна компоновка беспилотного учебно-тренировочного самолета.

В отчете рассмотрен процесс обтекания тренировочного беспилотного самолета. Для решения данной был осмотрен и проанализированы научные исследования аэродинамики компоновок тренировочных самолетов.

В процессе выполнения работы были построены расчетные модели вариантов компоновки тренировочного беспилотного самолета. На основе проведенной работы было принято вариант компоновки тренировочного беспилотного самолета и была разработана и изготовлена опытная модель.

Отчет состоит из 79 страниц, 67 рисунков, 6 библиографических источников, 1 приложения.

Ключевые слова: компоновка, учебно-тренировочный, беспилотник, крыло.

## **Annotation**

The aim of the work is the most efficient layout of the unmanned training aircraft.

The report considers the process of wrapping around a training drone. To solve this, scientific research on the aerodynamics of training aircraft layouts was reviewed and analyzed.

In the course of the work, calculation models of variants of the training drone layout were built. Based on the work performed, a variant of the training drone layout was adopted and an experimental model was developed and manufactured.

The report consists of 79 pages, 67 figures, 6 bibliographic sources, 1 appendix.

Key words: layout, training, drone, wing.

## Зміст

1.	Огляд літератури.....	9
	Висновки по розділу .....	19
2.	Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик .....	20
	2.2 Панельний метод.....	22
	2.3 Рівняння Лапласа .....	23
	2.4 Метод підйомної лінії.....	25
	2.5 Панельно-вихровий метод .....	28
	Висновки по розділу .....	30
3.	Планування обчислюваного експерименту.....	31
	3.1. Розрахункові моделі .....	31
	3.2 Аналіз результатів розрахунку .....	44
	Висновки по розділу .....	45
4.	Розробка та виготовлення дослідної моделі тренувального безпілотного літака .....	46
	4.1 Модель безпілотного літака.....	46
	4.2 Виготовлення дослідної моделі безпілотного літака .....	69
	Висновки по розділу .....	71
5.	Розробка стартап-проекту .....	72
	5.1 Опис ідеї проекту .....	72
	5.2 Технологічний аудит проекту.....	72
	5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту .....	73
	5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту .....	74
	5.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту .....	76
	Висновки по розділу .....	77
6.	Висновки.....	78
7.	Список літератури.....	78

					<i>АЛ91МП 02.16.20.00.00 ПЗ</i>			
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розроб.</i>		<i>Конапляніков</i>			<i>Вплив параметрів компонування учбово- тренувального безпілотного літака на його ефективність</i>	<i>Літ.</i>	<i>Аркцш</i>	<i>Аркцшв</i>
<i>Перевір.</i>		<i>Зиченко Д.М.</i>					<b>8</b>	<b>79</b>
<i>Т. контр.</i>						<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського</i>		
<i>Н. контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>				<i>Каф. АРБ гр. АЛ-91мп</i>		
<i>Затв.</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>						

## 1. Огляд літератури

У роботі [1] автори Shengjun Qia , Feng Wang і Li Jing розглянули питання кваліфікації та навичок необхідних для пілотів БПЛА.

Основна задача була врахувати сучасні вимоги щодо кваліфікації пілота, виданої авіаційними органами США, Великобританії та Китаю, аналізувати загальні та спеціальні кваліфікаційні вимоги, що включають професійну якість, медичні вимоги, психологічну оцінку, вимоги до навчання та досвід експлуатації.

Основними висновками по факторам що впливають на експлуатацію БПЛА є

- Оскільки експлуатаційний екіпаж БПЛА не знаходиться на борту, експлуатаційні характеристики та режим управління БПЛА певною мірою відрізняються від традиційних літальних апаратів. Екіпажі БПЛА розміщуються на GCS за сотні або тисячі миль від літального апарату, тоді як БПЛА покладається на більш запрограмоване програмне забезпечення замість пристрою управління.
- Певною мірою пілот БПЛА повинен закінчити спеціальну підготовку, щоб забезпечити безпеку транспортного засобу за умови, що система управління екіпажем знаходиться в ізолюваному середовищі. Для невеликих БПЛА оператору може бракувати досвіду через роботу в зоровій видимості. Але для більших БПЛА, особливо для застосування у військових або урядових цілях, важливо мати передовий досвід для забезпечення успіху місії та безпеки польотів.
- Крім того, в порівнянні з пілотом літального апарата, пілот / оператор БПЛА, який не знаходиться на борту, а просто керує транспортним засобом на наземній станції управління (GCS), не зміг отримати однакою якість та обсяг інформації. Іншими словами, для пілота / оператора БПЛА, який втрачає більшість сенсорної інформації, як-от зір, звук та кінетичне відчуття, немає прямого зворотного зв'язку з польовим середовищем, таким як погода, дим, вібрація літака та сила тяжіння, коли він рухає елементи управління, в той час як він здійснює нагляд за повітряним



судном через бортові датчики та камери, що посиляють інформацію, що відображається на екрані GCS. Всю інформацію та стан безпілотного літального апарату може відчувати пілот лише за допомогою радіотелеметрії або наземного супутникового зв'язку, а всі маневри, які виконує пілот, здійснюються через висхідний канал для передачі наказів на БПЛА.

- Людські фактори постійно називаються основною причиною аварій на пілотованих літаках. Оцінки відсотків нещасних випадків, що спричиняють людські помилки, коливаються від 70% до 80%. Крім того, за останні 40 років відсоток аварій, спричинених людськими помилками, зріс порівняно з такими, що спричинені несправностями обладнання.

Враховуючи всі ці фактори, підготовка пілота / оператора БПЛА повинна включати теоретичну підготовку, навчання на тренажері, експлуатацію малих БПЛА та спеціалізоване навчання, яке може охопити майже всі навчальні предмети, зменшити навчальні ризики та витрати, підвищити ефективність та зменшити непотрібні збитки внаслідок людських помилок.

*В роботі [2]* автори К. У. Maalawi, Н. М. Negm та М. М. El Sheikh розглядають аеродинамічну та структурну оптимізацію тренувального ЛА. Авторами було із застосовано модель оптимізації до крила низькодозвукового, легкого навчального літака;

Літак АЕІО-360А для наземних спостережень та берегового патрулювання. Це одиночний літальний привід із гвинтовим двигуном потужністю 200 к.с. з максимальною швидкістю на рівні моря 78 м / с та максимальною злітною вагою 1297 кг. Крило консольно прикріплене до фюзеляжу цільної металевої конструкції, за винятком того, що контрольні поверхні виготовлені з композитів, ламінованих скловолокном.

Результатом роботи була аеродинамічна / структурна оптимізаційна модель для легкого навчального, низького дозвукового крила літака. Розроблено та протестовано чотири стратегії оптимізації. Перший базувався на мінімізації

загальної ваги основної конструкції крила з урахуванням міцності, жорсткості та аеропружних обмежень. Друга стратегія розглядала максимізацію критичної швидкості польоту, при якій відбувається розбіжність, тоді як третя фокусувалася на мінімізації відношення опору / підйому крила як міри підвищення аеродинамічної ефективності без порушення вимог до ваги конструкції. Остання стратегія була заснована на мінімізації споживання енергії, яка спрацювала дуже добре і показала збалансовані покращення як аеродинамічної, так і структурної ефективності крила за встановлених конструктивних обмежень.

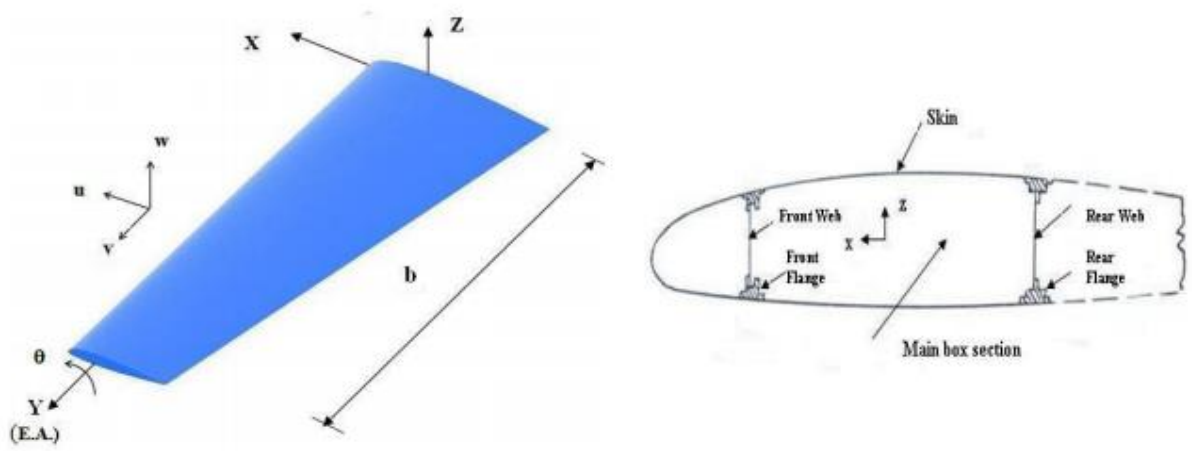


Рис.1 Розрахункова модель крила

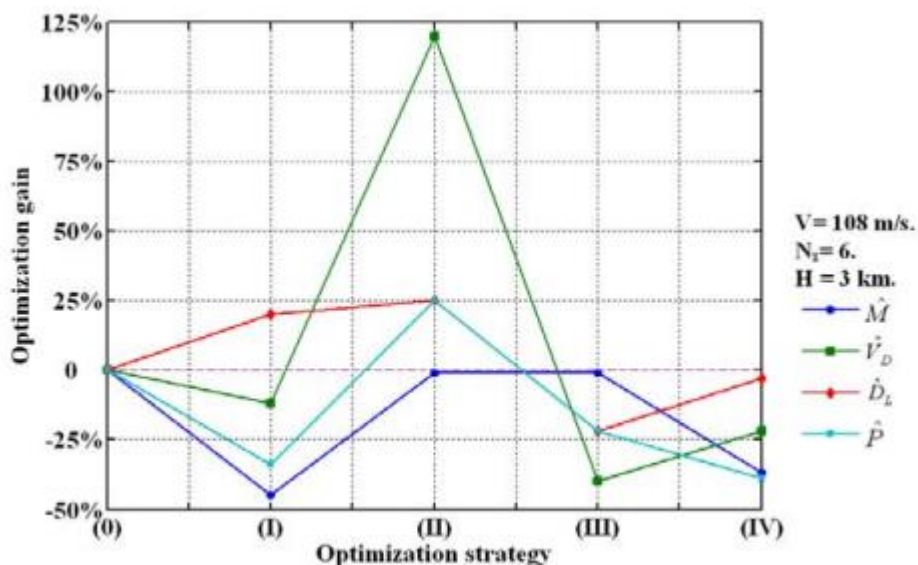


Рис.2 Отримані переваги при використанні відмінних підходів

*В роботі [3]* автор Kevin W. Williams розглядає питання ідентифікації факторів впливу на авіапригоди. Автором було розглянуто дані про аварії БПЛАбули зібрані з армії, флоту та ВПС США.

Класифікація даних про аварії була двоступеневим процесом. На першому етапі аварії класифікували за категоріями людських факторів, технічного обслуговування, літаків та невідомих.

Нещасні випадки можна класифікувати за кількома категоріями. На другому етапі ці нещасні випадки, класифіковані як пов'язані з людськими факторами, класифікувались за конкретними проблемами людських факторів, пов'язаних із попередженнями / сигналами тривоги, дизайном дисплея, процедурними помилками, помилками, заснованими на навичках, або іншими. Класифікація базувалася на заявлених причинних факторах у звітах, думці персоналу центру безпеки та особистому судженню автора. був скоріше причинним фактором, ніж людською помилкою. Важливим висновком аналізу даних є те, що кожна з виведених систем сильно відрізняється,



Рис.3 БПЛА RQ-5 Hunter

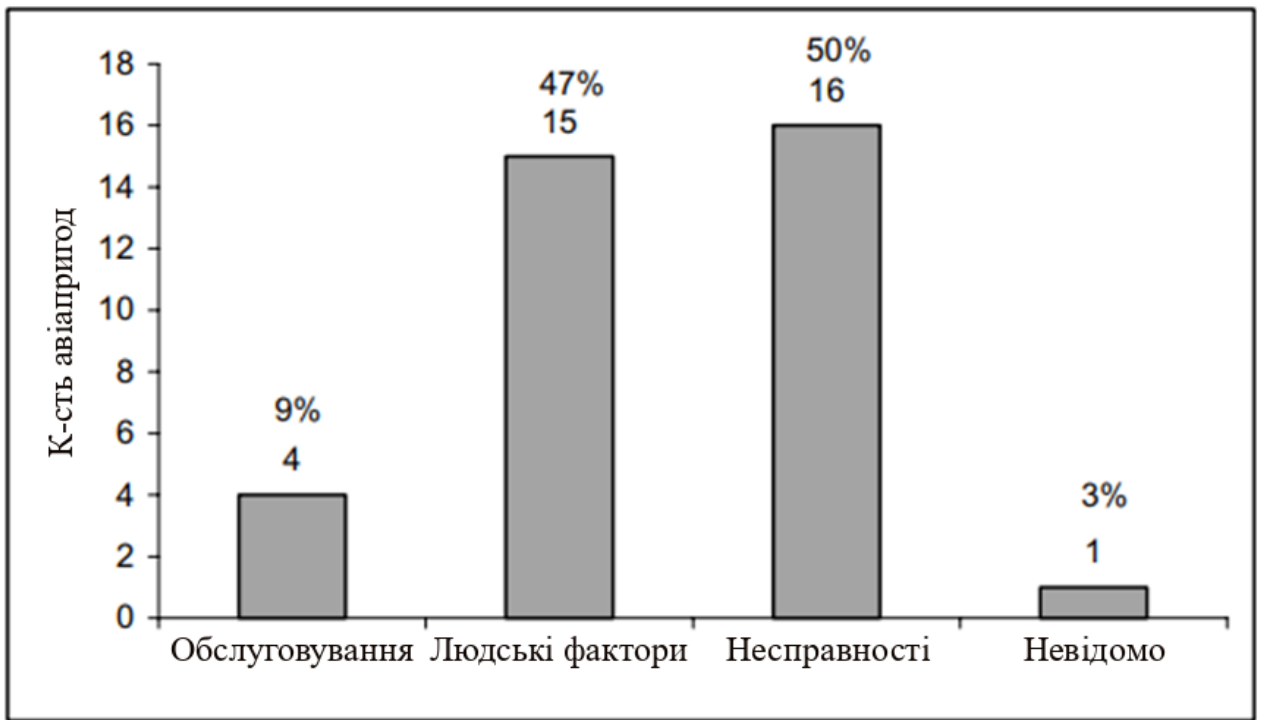


Рис.4 Причини авіапригод БПЛА RQ-5 Hunter

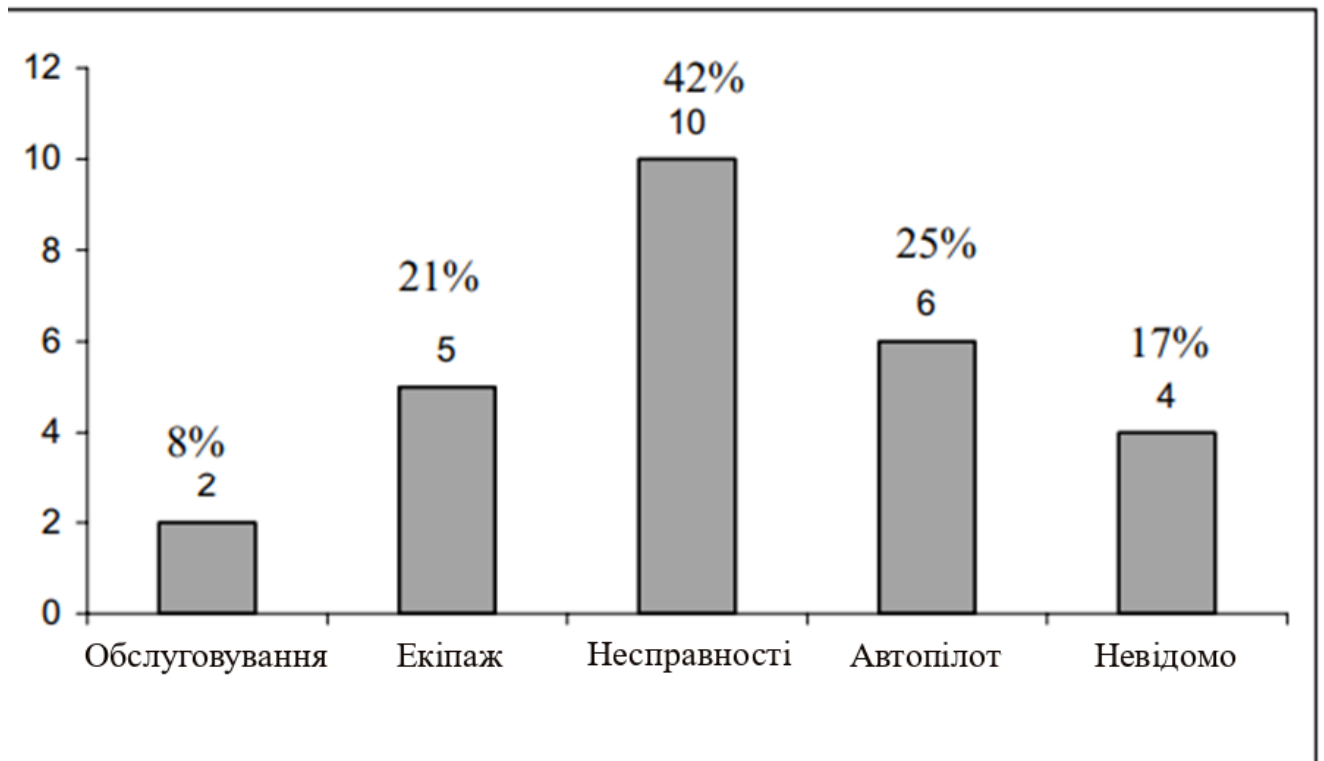


Рис.5. Графік причин авіапригод RQ-7 Shadow

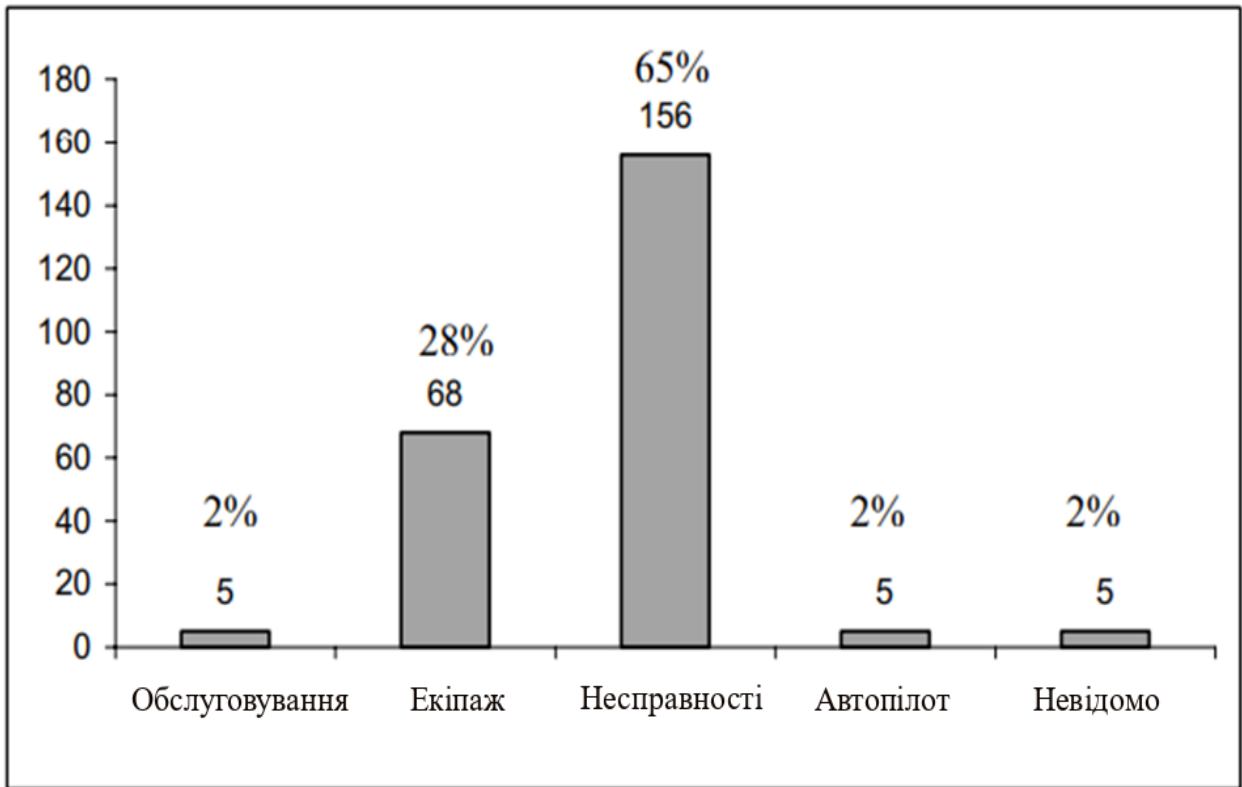


Рис.6. Графік причин авіапригод RQ-2 Pioneer

Табл 1.1 Розбивка причин авіапригод спричиненими людськими факторами для RQ-2.

Причина	Кількість пригод	Процент
Помилка координації	9	13%
Помилка при посадці	46	68%
Помилка при взльоті	7	10%
Погодні умови	6	9%

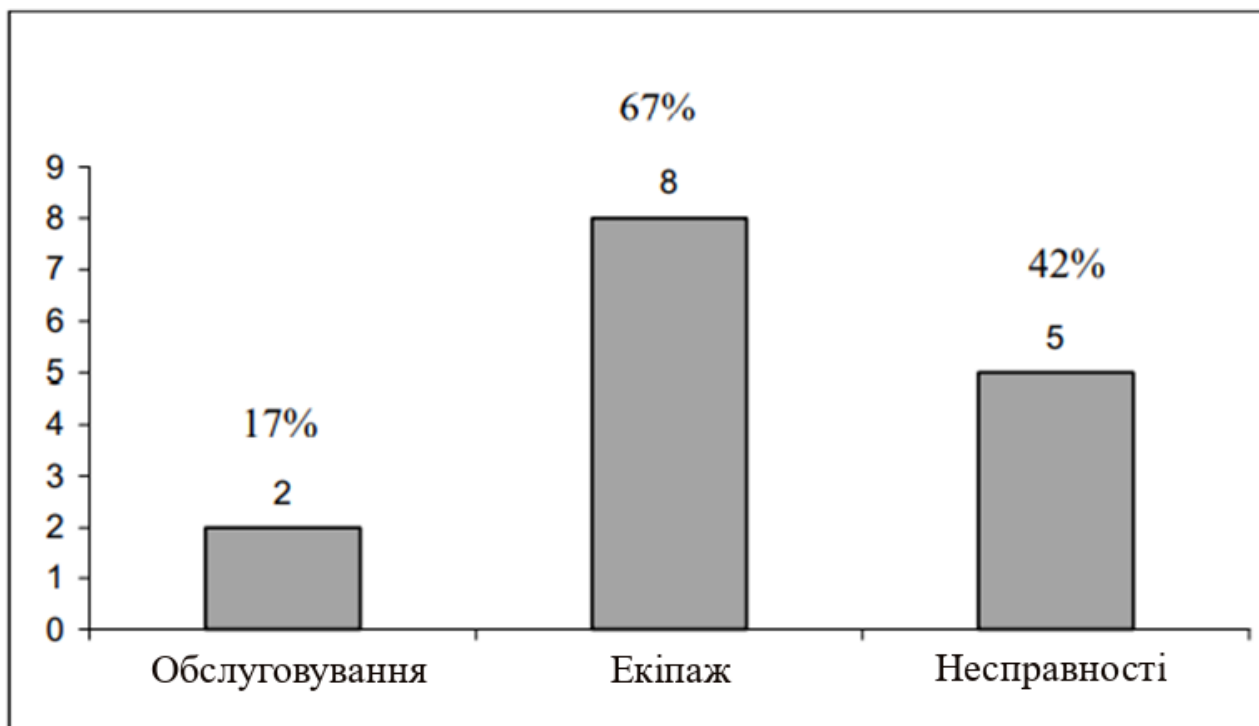


Рис.7. Графік причин авіапригод MQ-1 Predator

Основними факторами являються:

- Безумовно, найбільшою проблемою людських факторів є труднощі, з якими стикаються ОЗ під час висадки, коли на цій фазі трапляється 47% нещасних випадків, пов'язаних з людським фактором.
- Додаткові 20% аварій спричинили помилку з боку пілота під час зльоту. Труднощі з управлінням принаймні частково спричинені тим, що коли літак підходить до ЕР, входи управління для маневрування літаком ліворуч та праворуч протилежні тим, якими вони були б, коли літак відходить від посадкової смуги. Ця проблема зі зворотним управлінням є для будь-якого УА, яким керує зовнішній пілот через візуальний контакт. Інші дослідження також визначили цю проблему як важливу проблему людських факторів, пов'язану з УА (Gawron, 1998).
- Відсоток участі у проблемах людського фактору варіювався у літаків від 21% до 68%. Для більшості систем літальних апаратів електромеханічний збій був скоріше причинним фактором, ніж людською помилкою. Важливим висновком аналізу даних є те, що кожна з виведених систем

сильно відрізняється, що призводить до різних видів аварій та різних факторів людського фактору. Другий висновок полягає в тому, що багато аварій, що сталися, можна було передбачити шляхом аналізу використовуваних користувацьких інтерфейсів та процедур, застосованих для їх використання. Цей документ узагальнює різні проблеми людського фактору, пов'язані з аваріями.

- За останні 40 років відсоток нещасних випадків, спричинених людськими помилками, зріс порівняно з такими, що спричинені несправностями обладнання. Людські фактори постійно називаються основною причиною аварій на пілотованих літаках. Оцінки відсотків нещасних випадків, що спричиняють людські помилки, коливаються від 70% до 80%.

*В роботі [4]* автори Thomas R. Carretta, Mark R. Rose, and Kenneth T. Bruskiwicz оглянули та аналізували методи підготовки пілотів БПЛА. Для оціни підготовки було проаналізовано декілька категорій пілотів, зокрема:

#### Пілоти ВПС США

Пілоти USAF RPAS - це офіцери, які навчаються літати на озброєних літаках на середній висоті Початкові зусилля, спрямовані на задоволення попиту на пілотів БПЛА, передбачали перехресну підготовку досвідчених пілотів з пілотованих літальних апаратів та призначення недавніх випускників Спеціалізованої підготовки пілотів (SUPT) на навчання пілотів БПЛА. Хоча такий підхід дав ефективних пілотів БПЛА, він був дуже дорогим і зменшив кількість персоналу для пілотованих літаків.



Рис.8 Тренажер пілотів MQ-9 Reaper

Проведення курсу Основ RPA вимагає близько 4 тижнів і включає 110 годин викладачів, зосереджених на тактичних та театральних операціях, загрозах, зброї та датчиках. Далі йде навчання в офіційному навчальному підрозділі RPA (FTU). Хоча URT включає практику зльоту та посадки, недавні випускники URT повинні пройти додаткове навчання перед тим, як проводити їх оперативно. Зльоти та посадки вимагають окремої кваліфікації. Вони проводяться на місцях у зонах бойових дій або в місцях проведення навчань спеціальними екіпажами.

#### Комерційні пілоти

У відповідь на попит на можливості, що надаються БПЛА, кілька коледжів та університетів з авіаційними програмами зараз пропонують курси пілотів БПЛА, а деякі пропонують програми для отримання ступеня.

Університет кваліфікує студентів на пілотованих літаках до приватного, комерційного та приладового рейтингу. Ці сертифіковані сертифікати та



рейтинги, а також інші курси цього ступеня готують студентів до експлуатації безпілотного літального апарату відповідно до чинних обмежень та рекомендацій FAA в рамках Національної системи повітряного простору. Курс оператора RPAS орієнтована на спеціальні посади, які не відповідають безпосередньо за політ повітряного судна, такі як SO, сенсорний технік, планувальник місій та персонал служби зв'язку. Хоча ці оператори не несуть відповідальності за польоти літаків, вони повинні добре знати обмеження повітряного простору, правила FAA, вимоги до управління повітряним рухом, а також можливості та обмеження.

Основними результатами згідно [4]

- Пілоти БПЛА схильні до людських помилок, оскільки їх операторам не вистачає сенсорних сигналів (тобто зорових, слухових, рухомих), доступних пілотам пілотованих літальних апаратів, і тому, що у виконанні дій виникають затримки у часі через відстань між оператором. Крім того, БПЛА частіше втрачають зв'язок під час польоту у важку погоду, ніж у пілотованих літаків. Крім того, нинішні БПЛА не є повністю автономними, і їх контроль залежить від безперебійного зв'язку. Їх залежність від постійного сигналу управління сприяла підвищенню рівня аварійності в порівнянні з пілотованими літаками.
- Попит на можливості, що надаються БПЛА, різко зріс за останнє десятиліття і, як очікується, збільшиться у міру того, як вони стануть більш спроможними та інтегровані в Національну систему повітряного простору (NAS). З цим попитом зросла потреба у виборі та підготовці операторів RPAS, обмежуючи витрати та час, необхідний для досягнення кваліфікації.
- методи вибору, які продемонстрували свою ефективність для навчання пілотованих літаків, також виявилися ефективними для навчання пілотів RPAS. . Тому для організацій, які розглядають можливість розробки програми навчання безпілотних літальних апаратів, якщо немає достатніх

ресурсів для проведення аналізу завдань / завдань RPAS та розробки / оцінки нових методів відбору, ймовірно, існуючі методи, ефективні для навчання пілотованих літаків буде гарною базовою лінією. Для американських військових вони включають показники когнітивних та психомоторних здібностей, знання авіаційної роботи, а також попередній досвід та ефективність польотів.

- Між пілотованими пілотами пілотованих літальних апаратів не було відмінностей з точки зору важливості операцій авіаційної системи (наприклад, навігації, датчиків, озброєння), категорій та показників загрози (наприклад, типи систем противника, системи попередження та виявлення) та процедур залучення (наприклад, заходи контролю над зброєю, робота системи зброї). Ці подібності в рейтингах пілотів пілотованих і безпілотних літаків відображають реінтеграцію БПЛА як виконання місій, які перекривають операції розвідувально-атакуючих вертольотів.

#### Висновки по розділу

На даний час особливо важливою проблемою є питання підготовки кваліфікованих пілотів, що ще стане ще більш пріоритетним при очікуваному рості сфери використання БПЛА. Складнощі сприйняття об'єкта управління пілотом-оператором безпілотного комплексу можуть бути причиною авіапригоди, втрати дорогих компонентів та також інших дуже серйозних наслідків. Також слід адекватно враховувати тенденцію збільшення габаритних розмірів сучасних безпілотних літаків і, відповідно, виникають складності в процесі навчання об'єктом пілотування з розмірами, що значно перевищують габарити типових тренувальних радіокерованих моделей.

## 2. Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик

### 2.1 Огляд методик

Панельний метод використовується для опису аеродинаміки потенційного потоку. Зв'язана поверхня змодельована як сукупність трикутних панелей, на яких вектор завихреності поверхні кусково лінійно змінюється. Вільний вихровий лист, або збудження, змодельований як решітка з дискретних вихрових точок, що є узагальненням процедури, застосованої в нестабільному вихрово-решітковому методі. Цей вибір моделювання використовує найкращі особливості як методів панелей, так і методів вихрової решітки, оскільки тиск на зв'язану поверхню є безперервним, а хвиля поступово формується у безсиловому положенні.

Розробка теорії аеродинамічного профілю для прогнозування оцінок підйому та тиску для даного аеродинамічного профілю пройшла кілька етапів. Перша успішна теорія аеродинамічного профілю, яка базується на конформному перетворенні, була розроблена Юковським. Він представив потенційний потік комплексним потенціалом і відображає комплексний потенційний потік навколо кола в площині  $t_0$  до відповідного потоку навколо профілю в площині  $z$ , що дозволяє використовувати результати для циліндра з циркуляцією для розрахунку потоку навколо аеродинамічного профілю. Однак він може застосовуватися лише до певного сімейства профілів аеродинамічного профілю, і всі члени цього сімейства мають стиснуту задню кромку, що суперечить практичній ситуації, що має задні ребра з кінцевими кутами.

Незважаючи на те, що Карман та Треффц розробили більш загальну трансформацію, що забезпечує аеродинамічні профілі із задніми кутами кінцевого кута, вона все ще не може бути широко використана в аеродинамічному проектуванні, оскільки ця техніка не може бути поширена на тривимірні або високошвидкісні потоки.

Друга теорія аеродинамічного профілю - це теорія тонкого аеродинамічного профілю. У теорії тонкого аеродинамічного профілю аеродинамічний профіль

замінений на його середню лінію розвалу. Структура потоку будується шляхом розміщення пов'язаного вихрового аркуша на лінії розвалу та регулювання його сили так, щоб лінія розвалу стала потоковою лінією потоку. У цих рамках теорія адекватно прогнозує підйом і момент для тонкого аеродинамічного профілю.

Тим не менше, його недолік також очевидний - його не можна застосовувати до довільно товстих профілів через ігноровані ефекти товщини. З появою цифрових комп'ютерів, що пропонує привабливу альтернативу чисельному, а не аналітичному рішенню, в наш час широко використовується новий метод аеродинамічного проектування - панельний метод. Він покладається на розподіл особливостей на дискретних сегментах поверхні аеродинамічного профілю. Не задовольняючи умови проникнення та умови Кутти, створюється система лінійних алгебраїчних рівнянь, які потрібно вирішити для невідомої сили сингулярності, за допомогою яких коефіцієнти підйому та розподіл тиску можна легко передбачити.

Панельний метод може бути застосований до профілів профілю з будь-якою товщиною та розвалами. Обчислювальна динаміка рідини (CFD) - ще один варіант забезпечення точних і надійних результатів, але обчислювально дорожчий і складніший, ніж панельні методи.

Панельний метод заснований на лінійному рівнянні завдяки суворим припущенням щодо потоку. Це лінійне рівняння, рівняння Лапласа, допускає елементарні рішення, які завдяки лінійності можуть бути додані та помножені на скаляр для отримання іншого рішення. Потік можна встановити в цілісну форму, яка залежатиме лише від знаходження граничних значень. Отже, знаходження граничних значень буде достатньо для чисельного розрахунку розчину в будь-якій точці потоку рідини. Отже, не потрібно зв'язувати весь потік, як у CFD, що пояснює, чому це набагато розрахунково легше. Оскільки система є лінійною, граничні значення можна побудувати як лінійну комбінацію елементарних розв'язків рівняння Лапласа.

Межа поділяється на панелі, визначені в геометрії, і потік обчислюється за допомогою лінійної комбінації індукованих збурень кожної з цих панелей. Саме звідси пішла назва «Метод панелей».

## 2.2 Панельний метод

Основними припущеннями є те, що потік:

- **Нестисливий**, тому з низьким числом Маха ( $Ma < 0,3$ )
- **Невисокий**, в рідинній області
- **Іротаційний**, оскільки завихреність зосереджена на межі області рідини. Дійсно, далеко від твердих меж та від хвиль вплив в'язких сил, як правило, є незначним порівняно з ефектом інерційних сил. Таким чином, прикордонні шари для твердих тіл і пробудження розглядаються як нескінченно тонкі.

Управляюче рівняння

Поведінка рідини описується рівняннями Нав'є-Стокса, і з гіпотезами про нестисливість, невидимість та іротаційність (за винятком особливостей) це дає:

Рівняння Нав'є-Стокса:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + (\vec{U} \cdot \nabla) \vec{U} = \frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p + \nu \Delta \vec{U}$$

Збереження маси:

$$\nabla \cdot \vec{U} = 0$$

Іротаційне:

$$\nabla \times \vec{U} = \vec{0}$$

### 2.3 Рівняння Лапласа

Швидкість може бути розкладена завдяки розкладанню Гельмгольца на ірротаційний член  $\nabla\Phi$  та обертальний член  $\nabla \times \vec{A}$ , яким нехтують завдяки припущенням. Тому:

$$\vec{U} = \nabla\Phi + \nabla \times \vec{A} = \nabla\Phi$$

Завдяки збереженню маси для нестисливого потоку, рівняння Лапласа обмежено щодо потенціалу  $\Phi$ :

$$\Delta\Phi = 0$$

Граничні умови розрахунку:

Потік не може проникнути через межі (тверді тіла), відповідно існує гранична умова Неймана для рівняння Лапласа: на твердій поверхні нормальна швидкість не може з'явитися:

$$\vec{U} \cdot \vec{n} = \nabla\Phi \cdot \vec{n} = \frac{\partial\Phi}{\partial n} = 0$$

Інша гранична умова полягає в тому, що далеко від твердої поверхні потік досягає того самого значення швидкості, що і швидкість вільного потоку вище за течією тіла, що дає умову (з  $r$  - норма положення):

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla\Phi = \vec{U}_{\infty}$$

Теорема Кутта-Юковського:

Вихр  $\gamma$  і обертання  $\omega$  рідини визначаються як:

$$\vec{\gamma} = 2 \vec{\omega} = \nabla \times \vec{U}$$

Циркуляція  $\Gamma$  є інтегралом швидкості руху рідини по замкнутій кривій  $L$ , яка оточує поверхню  $S$  одиницею нормалі  $n$ :

$$\Gamma = \oint_L \vec{U} \cdot d\vec{l} = \iint_S \vec{\gamma} dS \cdot \vec{n}$$

Вихрова лінія - визначається як лінія, дотична якої скрізь паралельна локальному вектору завихрення.

Вихрова трубка - це об'єм усередині усіх вихрових ліній, проведених у кожній точці замкнутої кривої.

Вихрова нитка - це вихрова трубка, переріз якої нескінченно малих розмірів. Отже, вихрова нитка - це лінія концентрованої завихреності  $\Gamma$ , яка індукує швидкості потоку в його сусідстві, залежно від відстані  $r$  потокового елемента до нитки.

Теореми Гельмгольца:

У нестисливому і невидимому потоці теореми Гельмгольца описують рух рідини в безпосередній близькості від вихрової нитки:

- Перша теорема Гельмгольца: Міцність вихрової нитки постійна по всій довжині
- 2-а теорема Гельмгольца: вихрова нитка не може закінчуватися рідиною; він повинен розширювати межі рідини. Вихрова лінія повинна бути замкнутою, простягатися до нескінченності або закінчуватися суцільною межею.
- Третя теорема Гельмгольца: За відсутності обертальних зовнішніх сил рідина, яка спочатку є ірротаційною, залишається ірротаційною.

Теорема про циркуляцію Кельвіна:

У ідеальній баротропній рідині з консервативними силами тіла циркуляція  $\Gamma$  навколо замкнутої кривої, що рухається з рідиною, залишається незмінною з часом:

$$\frac{D\Gamma}{Dt} = 0$$

Теорема Кутти-Юковського:

У невидимому іротаційному потоці будь-яке 2D тіло у відносному русі до навколишньої рідини зі швидкістю  $U$ , циркуляцією  $\Gamma$  і щільністю  $\rho$  має силу підйому  $L$ , перпендикулярну  $U$ , величини:

$$L = -\rho U \Gamma$$

Для скінченно крила  $b$  з постійним профілем і циркуляцією  $\Gamma$ , прив'язаною до чверті хорди:

$$L = -\rho U \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma_{bound}(y) dy$$

## 2.4 Метод підйомної лінії

Метод підйомної лінії - це метод, що використовується для моделювання кінцевого об'ємного крила в потоці потоку зі швидкістю  $U_\infty$  та заданим кутом атаки  $\alpha$ , із методом розрахунку на основі вихрових ниток. Ідея цього методу полягає в тому, що підйом, вироблений тривимірним крилом, може бути змодельований низкою вихрових ниток, орієнтованих у поперечному напрямку крила, званих зв'язаними вихорами. Насправді теорема Кутти-Юковського, як описано раніше, дає значення сили підйому на одиницю прольоту у залежності від циркуляції, тобто завихрення над поверхнею.

Використовуючи першу і другу теореми Гельмгольца, які стверджують, що циркуляція над вихровою ниткою є постійною і що вихрова нитка повинна



утворювати замкнутий цикл або тягнеться до нескінченності, отже, підйомну силу можна змоделювати як підкововий вихор за крилом. Третя теорема передбачає врахування потенційного потоку. В результаті ціле крило може бути змодельовано низкою замкнутих вихрових ниток  $\Gamma_i$ .

Для нестисливого і невидимого потоку крило може бути змодельовано як єдину зв'язану вихрову лінію, розташовану на одній чверті хорди, за передньою кромкою, та пов'язаний з нею вихровий лист. Для кожного елемента прольоту лінії підйому зв'язаний вихр відповідає одній контрольній точці, одному вихровому вихору за крок часу та двом кінцевим вихорам за крок часу. Вони відсуваються від крила шляхом сліду в часі (рис. 9).

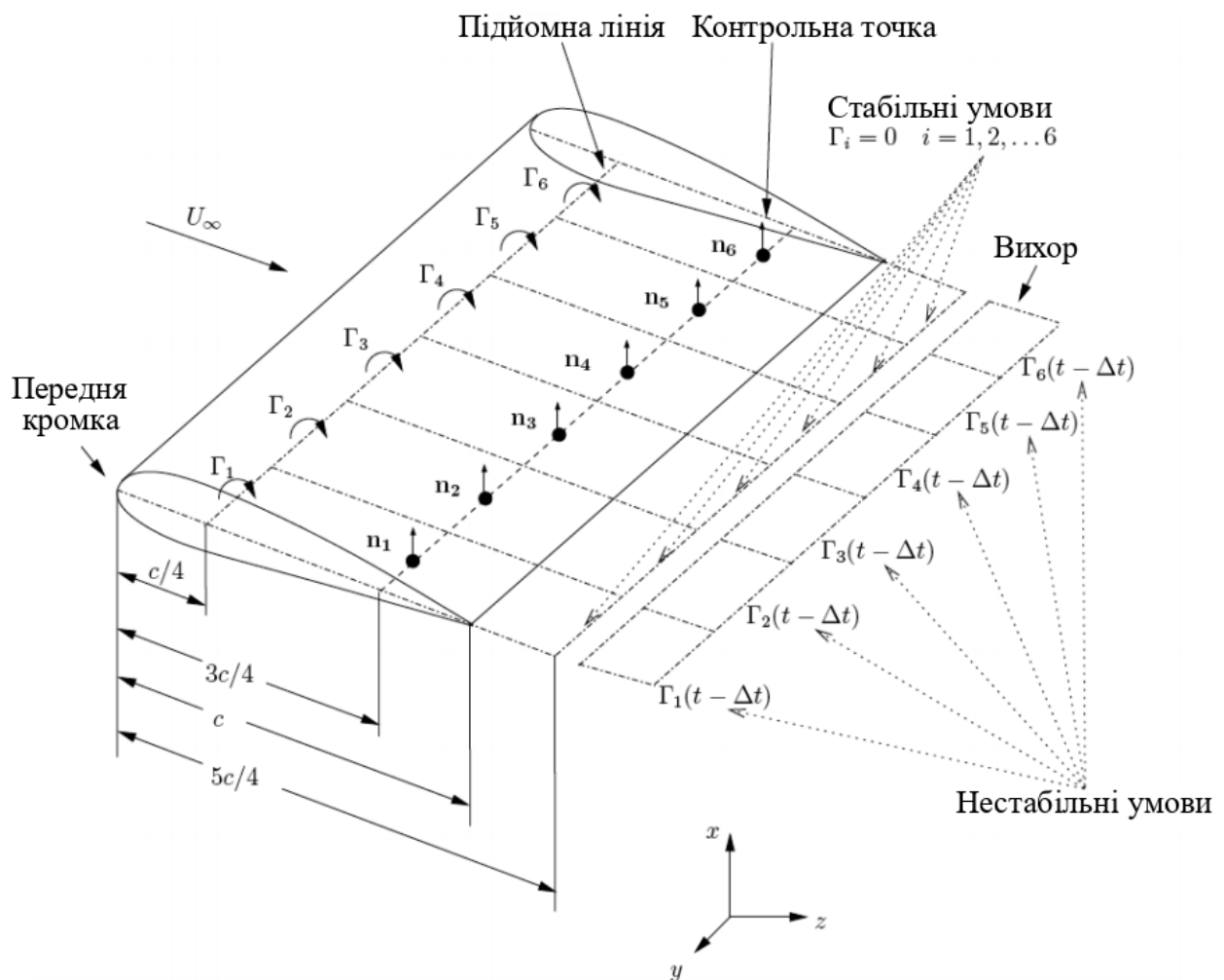


Рис.9. Модель підйомної лінії зі зв'язаними вихорами, точками колокації та елементами пробудження.

Алгоритм методу підйомної лінії ініціалізується з наближеним значенням  $\Gamma_{bound}$ . Потім для кожної ітерації алгоритм обчислює індуковану швидкість, обумовлену  $\overrightarrow{u_{ind,wake}}$  і вплив на тіло  $\overrightarrow{u_{ind,body}}$  на контрольних пунктах. Отже, дійсний AoA визначається із відносної швидкості:

$$\overrightarrow{u_{rel}} = \overrightarrow{U_{\infty}} + \overrightarrow{u_{ind,body}} + \overrightarrow{u_{ind,wake}} - \overrightarrow{U_{motion}}$$

Підйом виконується з полярних кривих щодо елементів крила, що дозволяє обчислити  $\Gamma$ , завдяки теоремі Кутти-Юковського, і вирахування  $\Gamma_{shed}$  та  $\Gamma_{trail}$  за формулами:

$$\Gamma_{bound} = \sum_{wake} \Gamma_{shed}$$

$$\Gamma_{shed}(z, t) = \Gamma_{bound}(z, t) - \Gamma_{bound}(z, t - \Delta t)$$

$$\Gamma_{trail}(z, t) = \Gamma_{bound}(z, t) - \Gamma_{bound}(z - \Delta z, t)$$

## Вихрові методи

Для вихрового методу завихреність є характерною змінною потоку, і його можна моделювати за допомогою вихрових панелей, відстежуваних з часом лагранжевим способом, щоб змінити форму сліду. Метод Лагранжа у 3D дозволяє уникнути дифузії, а збереження завихрення здійснюється за допомогою з'єднання поверхневих сіток на вихрових панелях. Крило змодельовано особливими вихорами, розподіленими вздовж лінії для моделі підйомної лінії або вздовж поверхні в описі панелі крила для методу вихрової панелі.

Однак важко правильно моделювати взаємодію між панелями пробудження, коли вони розтягнуті, розтягнуті або у складному повторному з'єднанні.

## 2.5 Панельно-вихровий метод

Метод вихрової панелі розглядає реальний профіль, тож нескінченний профіль, безперервний хід і граничний шар, що представляє реальну поведінку потоку (рис. 10, зліва). З попередньою гіпотезою, хвильовий та граничний шари розглядаються як нескінченно тонкі.

Потім слід дискретизується методом підйомної лінії на тривимірні поверхні, які представлятимуть зсувний шар у потоці (Рисунок 10, посередині). Нарешті, профіль дискретизується і замінюється кінцевою кількістю плоских панелей (Рисунок 10, праворуч)

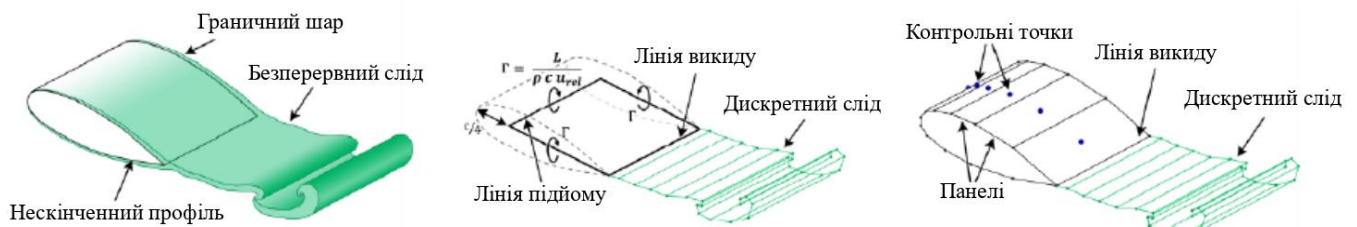


Рис. 10. Реальна поведінка потоку, дискретизація хвилі та дискретизація методу вихрових панелей



Рис.11. Зображення однієї панелі з її вихровим кільцем і контрольною точкою  
Для кожної панелі вихрове кільце слідує за його межами, і вихори обертаються навколо цього кільця (див. рис.11) Ці вихори викликають швидкість у

контрольній точці  $\vec{u}_{ind}$ . При такій швидкості відбувається вплив хвилі  $\vec{u}_{wake}$  та вплив тіла  $\vec{u}_{body}$ .

$$\vec{u}_{ind} = \vec{u}_{wake} + \vec{u}_{body}$$

Більш того, швидкість вільного потоку  $\vec{U}_{\infty}$  та рух крила  $\vec{U}_{motion}$  слід додати для обчислення відносної швидкості  $\vec{u}_{rel}$  панелі, яка повинна бути паралельна поверхні панелі, щоб відповідати умові Неймана. Весь вихровий алгоритм панелі базується на визначенні цих наведених швидкостей.

$$\vec{u}_{rel} = \vec{U}_{\infty} + \vec{u}_{ind} - \vec{U}_{motion}$$

Індукована швидкість пропорційна вихровій силі і обчислюється за законом Біо-Саварта, з  $\vec{r}$  вектором між контрольною точкою і вихровим кільцем,  $d\vec{l}$  вздовж цього кільця та  $\gamma$  інтенсивності:

$$\vec{u}_{ind} = \frac{\gamma}{2\pi} \int_C \frac{\vec{r} \times d\vec{l}}{\|\vec{r}\|^3}$$

Зазвичай цей інтеграл розбивається на чотири інтеграли для кожного сегмента вихрового кільця. Для панелі контрольної точки і існує  $\vec{u}_{ind}(i)_j$  швидкість, індукована вихровим кільцем  $j$ . Відповідно, коефіцієнт впливу  $a$  можна визначити як індуковану панеллю швидкість для вихрової сили  $\gamma = 1$ .

$$\vec{a}(i, j) = \vec{u}_{ind}(\gamma = 1)(i)_j$$

Як наслідок, можна записати швидкість, індуковану в контрольній точці  $i$ , якщо є  $n$  вихрових кілець:

$$\vec{u}_{ind}(i) = \sum_{k=1}^n \gamma_k \vec{a}(i, k)$$

Умова Неймана повинна бути виконана в кожній контрольній точці. Отже, швидкість вільного потоку повинна компенсувати наведену швидкість у нормальному напрямку панелі:

$$\vec{u}_{ind} \cdot \vec{n} = -\vec{U}_{\infty} \cdot \vec{n}$$

Поєднуючи два попередні рівняння, можна отримати систему для всього крила та впливу хвилі та записати її у матричній формі. Матриця  $A = a_{i,j}$  має розмірність  $(m \times n)$ , з  $m$  - кількістю контрольних точок, а  $n$  - кільцем вихрових кілець. Ця матриця називається коефіцієнтом аеродинамічного впливу (AIC). Він враховує вплив панелей один на одного. Після проекції вздовж нормальних векторів система стає:

$$\begin{pmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & \dots & a_{1,n} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & \dots & a_{2,n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m,1} & a_{m,2} & \dots & a_{m,n} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \vdots \\ \gamma_n \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} U_{\infty,1} \\ U_{\infty,2} \\ \vdots \\ U_{\infty,m} \end{pmatrix}$$

Це забезпечує набір рівнянь, які неможливо розв'язати для всіх  $\gamma$  тіла та слідів, оскільки існує занадто багато невідомих. Однак умова Кутти не передбачає швидкості та поперечного потоку на задній кромці. Отже, деякі рішення системи можна знайти, встановивши міцність останніх вихрових кілець лопаті, рівну міцності перших вихрових кілець сліду. Після вирішення матриці сила вихорів дає локальну силу  $F$  для кожної контрольної точки завдяки теоремі Кутти-Юковського.

### Висновки по розділу

Прийнята методика дозволяє з достатньою точністю визначити аеродинамічні характеристики літального апарату в нестисливого повітрі в польотному діапазоні улов атаки аж до звалювання.

Для рішення задачі визначення аеродинамічних характеристик безпілотних апаратів, точність панельно-вихрового методу є доречною, так як метод має достатню низьку похибку.

Прийняті панельно-вихровим методом припущення розрахункової моделі обтікання створюють позитивне відхилення розрахункового результату в порівнянні з експериментальними даними. Що, відповідно до вимог USAR.307, дозволяє застосовувати результати розрахунку для визначення міцності конструкції, тому що всі можливі відхилення розрахункової схеми йдуть в запас міцності конструкції.

### 3. Планування обчислюваного експерименту

#### 3.1. Розрахункові моделі

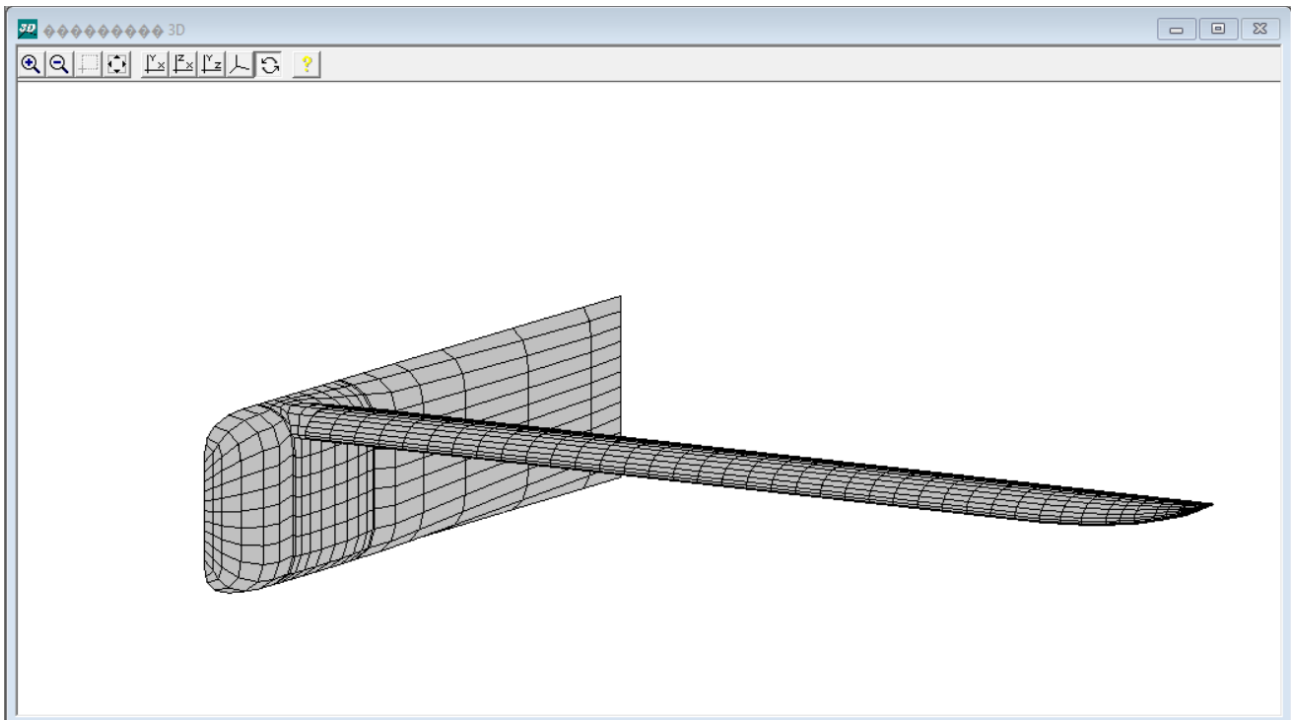


Рис.12 Модель крила с фюзеляжем

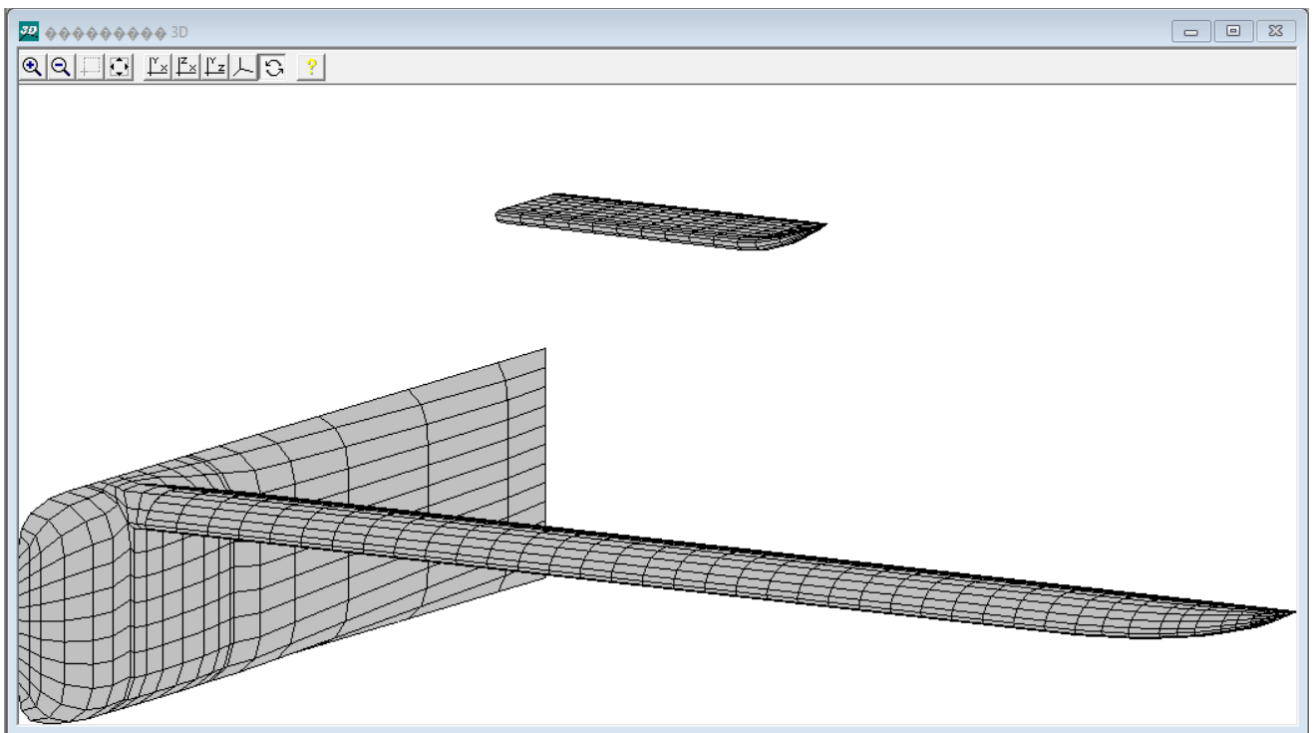


Рис.13 Модель крила, фюзеляжа та оперення

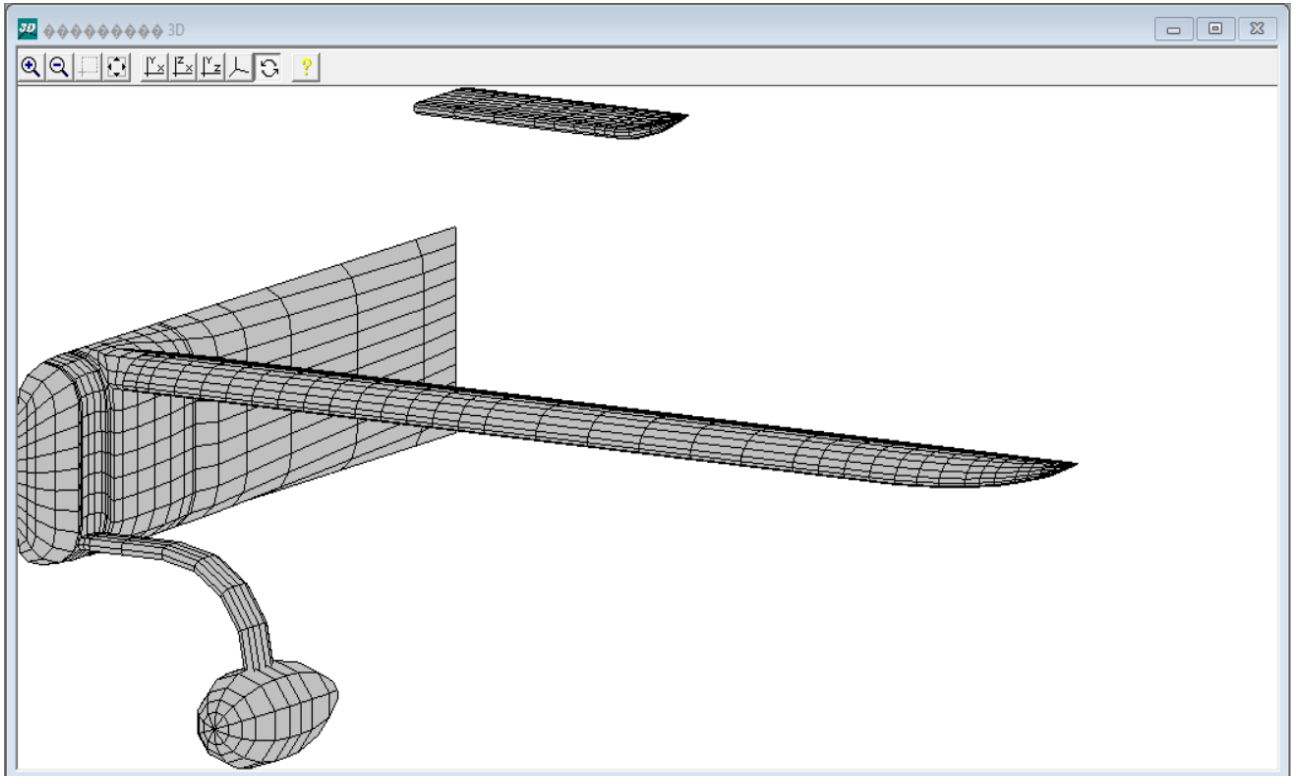


Рис.14 Модель крила, фюзеляжа, оперення та шасі

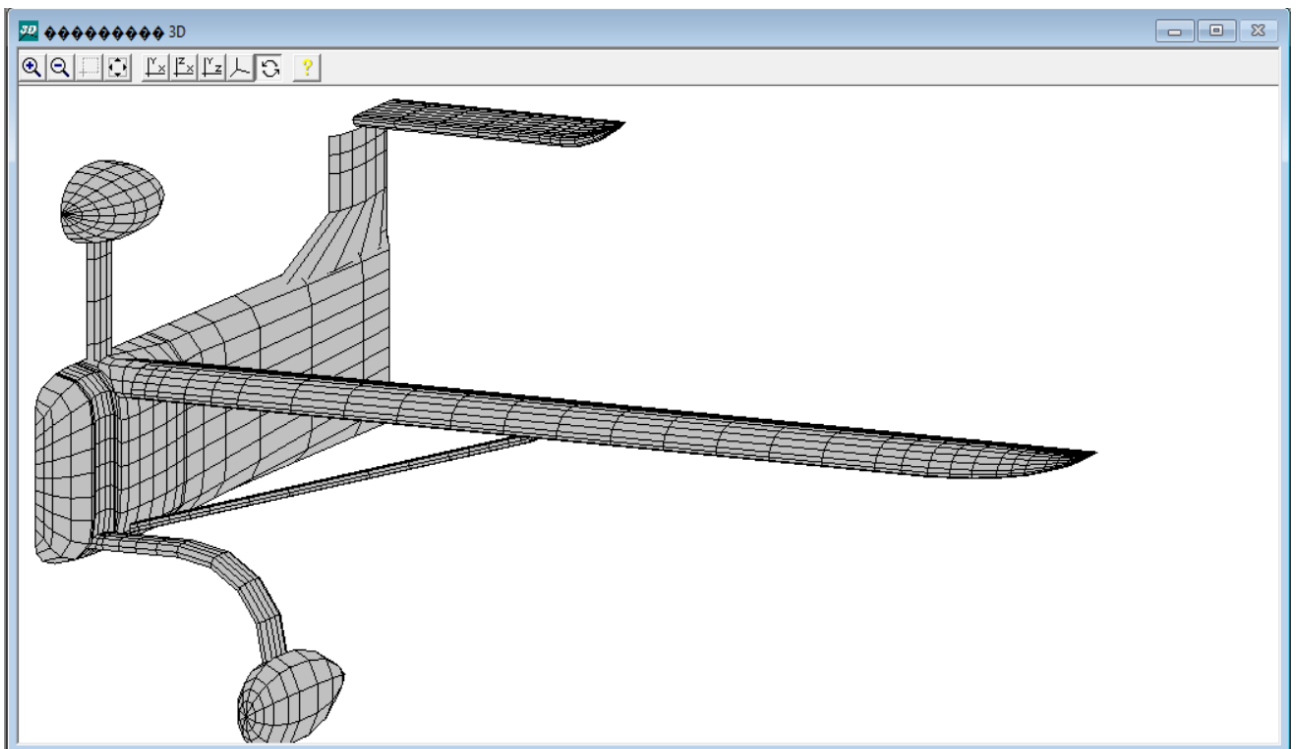


Рис.15 Модель з підкосом крила



Таблиця 3.1. Результати обчислень крила та фюзеляжа

Alpha	CYV	CXV	CXTREN	CX SK-Y	CXIND	CYIND	LAMBDAEI	CZV	MXV	MYV	MZV
-6	-0.22587	1.89E-02	1.43E-02	1.16E-02	0.00152	-0.23831	11.88168	7.84E-02	4.89E-02	-6.73E-03	-4.41E-02
-5	-0.13369	1.61E-02	1.39E-02	1.11E-02	0.00055	-0.14183	11.59776	7.15E-02	2.85E-02	-5.94E-03	-4.27E-02
-4	-4.92E-02	1.39E-02	1.40E-02	1.07E-02	0.00012	-0.05339	7.67738	6.95E-02	9.25E-03	-4.79E-03	-4.10E-02
-3	3.26E-02	1.23E-02	1.41E-02	1.07E-02	0.00007	0.03188	4.33053	6.21E-02	-9.29E-03	-4.66E-03	-3.89E-02
-2	0.11537	1.14E-02	1.41E-02	1.05E-02	0.00041	0.11785	10.67986	6.47E-02	-2.81E-02	-3.21E-03	-3.79E-02
-1	0.20362	1.06E-02	1.41E-02	1.04E-02	0.00119	0.20935	11.68838	5.60E-02	-4.83E-02	-3.59E-03	-3.92E-02
0	0.29083	1.08E-02	1.36E-02	1.02E-02	0.0024	0.29952	11.89362	5.26E-02	-6.85E-02	-3.49E-03	-4.15E-02
1	0.36222	1.13E-02	1.18E-02	8.70E-03	0.00368	0.37396	12.08036	4.73E-02	-8.46E-02	-3.85E-03	-4.14E-02
2	0.43468	1.20E-02	1.21E-02	9.13E-03	0.00533	0.44992	12.09902	4.17E-02	-0.10129	-4.32E-03	-4.20E-02
3	0.51985	1.36E-02	1.21E-02	9.32E-03	0.00757	0.53834	12.18026	3.60E-02	-0.12047	-5.03E-03	-4.64E-02
4	0.61239	1.62E-02	1.20E-02	9.47E-03	0.01043	0.63405	12.2706	2.98E-02	-0.14115	-6.03E-03	-5.39E-02
5	0.69672	1.92E-02	1.20E-02	9.46E-03	0.01346	0.72127	12.302	3.18E-02	-0.16025	-5.92E-03	-6.05E-02
6	0.79045	2.31E-02	1.19E-02	9.38E-03	0.01727	0.8184	12.34822	2.69E-02	-0.18114	-7.13E-03	-7.06E-02
7	0.87812	2.74E-02	1.19E-02	9.45E-03	0.02135	0.90981	12.33991	2.29E-02	-0.20134	-8.46E-03	-8.02E-02
8	0.9623	3.21E-02	1.12E-02	9.30E-03	0.02576	0.99784	12.30211	1.89E-02	-0.22072	-1.00E-02	-8.98E-02
9	1.053	3.76E-02	1.14E-02	0	0.03087	1.09308	12.32066	1.24E-02	-0.24044	-1.20E-02	-0.10217
10	1.1375	4.36E-02	1.17E-02	8.40E-05	0.03602	1.18244	12.35522	1.03E-02	-0.25941	-1.35E-02	-0.11511
10.5	1.1848	4.79E-02	1.15E-02	1.00E-02	0.039	1.23238	12.39736	8.38E-03	-0.26944	-1.44E-02	-0.12371
11	1.2306	5.24E-02	1.20E-02	9.92E-03	0.04205	1.2808	12.41747	6.69E-03	-0.27943	-1.56E-02	-0.13183
11.5	1.2741	5.71E-02	1.22E-02	1.03E-02	0.04514	1.32694	12.41599	5.41E-03	-0.28944	-1.69E-02	-0.13966
12	1.3151	6.20E-02	1.21E-02	1.09E-02	0.04817	1.3712	12.42531	3.86E-03	-0.29855	-1.80E-02	-0.14745
12.5	1.3648	6.83E-02	1.27E-02	1.18E-02	0.0519	1.42424	12.44096	2.65E-03	-0.30917	-1.95E-02	-0.15779
13	1.4051	7.38E-02	1.27E-02	1.22E-02	0.05524	1.46773	12.41287	2.06E-03	-0.31886	-2.10E-02	-0.16442
13.5	1.4393	7.86E-02	1.28E-02	1.19E-02	0.05827	1.50499	12.37258	1.07E-03	-0.3273	-2.25E-02	-0.16895
14	1.4704	8.26E-02	1.28E-02	1.20E-02	0.06132	1.54103	12.32739	-5.83E-03	-0.33485	-2.48E-02	-0.17384
14.5	1.4991	8.66E-02	1.29E-02	1.18E-02	0.06415	1.57401	12.29385	-6.71E-03	-0.3418	-2.61E-02	-0.17847
15	1.5278	9.06E-02	1.30E-02	1.17E-02	0.06709	1.60712	12.25508	-7.83E-03	-0.34864	-2.74E-02	-0.18339
15.5	1.5212	8.94E-02	1.31E-02	9.99E-03	0.06747	1.6007	12.08893	-9.38E-03	-0.34877	-2.81E-02	-0.17453
16	1.5082	8.76E-02	1.28E-02	8.89E-03	0.06744	1.5883	11.90655	-9.94E-03	-0.34742	-2.85E-02	-0.16441
16.5	1.4917	8.54E-02	1.29E-02	8.77E-03	0.06722	1.57197	11.70129	-1.02E-02	-0.34519	-2.87E-02	-0.15359
17	1.4791	8.35E-02	1.24E-02	9.52E-03	0.06707	1.55893	11.53311	-1.08E-02	-0.34293	-2.88E-02	-0.14412
17.5	0.20197	0.66105	0	0	*****	*****	1.63528	286.98	-11.862	35.413	-0.26439
18	0.20773	0.65926	0	0	*****	*****	0.32671	286.98	-12.17	35.308	-0.26439
18.5	0.21347	0.65742	0	0	*****	*****	0.32681	286.98	-12.478	35.201	-0.26439
19	0.2192	0.65553	0	0	*****	*****	0.32691	286.98	-12.785	35.09	-0.26439
19.5	0.22491	0.65359	0	0	*****	*****	0.32687	286.98	-13.09	34.977	-0.26439
20	0.23061	0.65161	0	0	*****	*****	0.32669	286.98	-13.395	34.862	-0.26439

Таблиця 3.2. Результати обчислень повної компоновки

$$All\_Cy=05 S_{HT} = 0.1389 * S$$

Alpha	CYV	CXV	CXTREN	CX SK-Y	CXIND	CYIND	LAMBDAEI	CZV	MXV	MYV	MZV
-4	-0.17012	3.69E-02	1.79E-02	1.43E-02	0.00661	-0.18259	1.60607	0.17667	2.59E-02	9.27E-03	0.30968
-3	-7.09E-02	3.30E-02	1.77E-02	1.39E-02	0.00507	-0.07821	0.38397	0.17279	4.99E-03	9.01E-03	0.28622
-2	2.57E-02	3.01E-02	1.73E-02	1.35E-02	0.00412	0.02326	0.04183	0.17019	-1.55E-02	8.59E-03	0.26209
-1	0.12217	2.82E-02	1.69E-02	1.32E-02	0.00374	0.12462	1.32228	0.16824	-3.57E-02	8.12E-03	0.23941
0	0.20456	2.71E-02	1.70E-02	1.30E-02	0.0038	0.21201	3.76334	0.1653	-5.39E-02	7.22E-03	0.21445
1	0.28237	2.63E-02	1.59E-02	1.22E-02	0.00427	0.29467	6.47569	0.16262	-6.87E-02	6.46E-03	0.19717
2	0.3782	2.67E-02	1.58E-02	1.22E-02	0.00558	0.39541	8.91547	0.15967	-8.91E-02	5.63E-03	0.17825
3	0.47415	2.77E-02	1.48E-02	1.22E-02	0.0074	0.49609	10.59274	0.1576	-0.10953	4.37E-03	0.15101
4	0.57415	2.95E-02	1.57E-02	1.22E-02	0.00983	0.60099	11.69496	0.15466	-0.13014	2.84E-03	0.1182
5	0.67643	3.24E-02	1.58E-02	9.46E-03	0.01297	0.70822	12.30726	0.15187	-0.15143	1.10E-03	8.41E-02
6	0.77986	3.64E-02	1.54E-02	9.66E-03	0.01677	0.81671	12.65911	0.14992	-0.17281	-8.46E-04	4.98E-02
7	0.88343	4.14E-02	1.56E-02	0	0.02128	0.92562	12.81494	0.14799	-0.19419	-3.08E-03	1.51E-02
8	0.98017	4.68E-02	1.51E-02	0	0.02617	1.02801	12.85447	0.14638	-0.21422	-5.34E-03	-1.97E-02
9	1.0799	5.33E-02	1.53E-02	0	0.03175	1.13359	12.88425	0.14505	-0.2346	-7.74E-03	-5.58E-02
10	1.1818	6.08E-02	1.52E-02	0	0.03807	1.24155	12.88948	0.14381	-0.25545	-1.04E-02	-9.41E-02
10.5	1.2323	6.51E-02	1.45E-02	0	0.04145	1.29534	12.8845	0.14334	-0.26589	-1.18E-02	-0.11356
11	1.2799	6.98E-02	1.54E-02	0	0.04485	1.34698	12.87591	0.14295	-0.27577	-1.33E-02	-0.13365
11.5	1.33	7.51E-02	1.56E-02	0	0.04852	1.4008	12.87194	0.1427	-0.28604	-1.48E-02	-0.15439
12	1.3804	8.10E-02	1.59E-02	0	0.05237	1.45513	12.86884	0.1425	-0.29636	-1.64E-02	-0.17541
12.5	1.4307	8.81E-02	1.64E-02	0	0.0564	1.50988	12.86569	0.1424	-0.30663	-1.83E-02	-0.19706
13	1.4807	9.51E-02	1.67E-02	0	0.06061	1.56459	12.85658	0.1425	-0.31688	-2.02E-02	-0.21819
13.5	1.529	0.10196	1.69E-02	6.69E-05	0.06474	1.61751	12.86381	0.14339	-0.32713	-2.19E-02	-0.23946
14	1.5777	0.10879	1.67E-02	6.71E-05	0.06916	1.67103	12.85135	0.14365	-0.33709	-2.38E-02	-0.25996
14.5	1.6379	0.11846	1.72E-02	6.73E-05	0.07664	1.73524	12.50579	0.14294	-0.34719	-2.71E-02	-0.27245
15	1.6923	0.12633	1.67E-02	6.75E-05	0.08254	1.79564	12.43445	0.14461	-0.35839	-2.95E-02	-0.29402
15.5	1.7421	0.13395	1.63E-02	1.63E-02	0.0878	1.85048	12.41464	0.1444	-0.36835	-3.16E-02	-0.31365
16	1.7915	0.14129	1.65E-02	1.62E-02	0.09328	1.90566	12.39236	0.14346	-0.37827	-3.38E-02	-0.33442
16.5	1.8402	0.1493	1.57E-02	1.62E-02	0.0988	1.96052	12.38383	0.14275	-0.38815	-3.63E-02	-0.35565
17	1.887	0.15769	1.63E-02	1.64E-02	0.10437	2.01396	12.37035	0.14241	-0.39754	-3.86E-02	-0.37237
17.5	1.9179	0.15936	1.90E-02	1.66E-02	0.10324	2.04824	12.93526	0.11815	-0.40521	-3.99E-02	-0.42154
18	1.9814	0.1761	1.60E-02	1.70E-02	0.11617	2.12185	12.33682	0.14203	-0.4166	-4.36E-02	-0.41383

Таблиця 3.3. Результати обчислень для першого варіанту

$$ALLHTV1 S_{HT} = 0.1278 * S$$

Alpha	CVV	CXV	CXTREN	CX SK-Y	CXIND	CYIND	LAMBDAEI	CZV	MXV	MYV	MZV
-4	-0.16014	3.65E-02	1.78E-02	1.42E-02	0.00641	-0.17232	1.47473	0.17523	2.48E-02	8.95E-03	0.27446
-3	-6.17E-02	3.27E-02	1.79E-02	1.38E-02	0.00493	-0.06875	0.30498	0.17149	4.01E-03	8.72E-03	0.25363
-2	3.39E-02	2.99E-02	1.72E-02	1.34E-02	0.00404	0.03174	0.07943	0.16899	-1.64E-02	8.32E-03	0.23243
-1	0.12986	2.80E-02	1.69E-02	1.32E-02	0.0037	0.13246	1.51121	0.16712	-3.65E-02	7.85E-03	0.21177
0	0.21011	2.69E-02	1.68E-02	1.29E-02	0.00379	0.21771	3.98391	0.16448	-5.43E-02	7.02E-03	0.19137
1	0.28824	2.62E-02	1.58E-02	1.21E-02	0.0043	0.30065	6.6948	0.16193	-6.93E-02	6.30E-03	0.17596
2	0.38373	2.66E-02	1.57E-02	1.21E-02	0.00564	0.40103	9.08285	0.15917	-8.97E-02	5.48E-03	0.15873
3	0.47896	2.76E-02	1.54E-02	1.21E-02	0.00746	0.50094	10.70745	0.15703	-0.11003	4.22E-03	0.13343
4	0.57802	2.95E-02	1.49E-02	1.21E-02	0.00991	0.60488	11.75758	0.15423	-0.13055	2.73E-03	0.10396
5	0.67941	3.24E-02	1.57E-02	9.46E-03	0.01305	0.71121	12.3415	0.15159	-0.15175	1.02E-03	7.29E-02
6	0.78205	3.63E-02	1.49E-02	9.66E-03	0.01684	0.81886	12.67708	0.14974	-0.17304	-8.90E-04	4.16E-02
7	0.88478	4.13E-02	1.54E-02	0	0.02133	0.9269	12.82262	0.14793	-0.19434	-3.09E-03	9.91E-03
8	0.98066	4.66E-02	1.54E-02	0	0.02619	1.02838	12.85582	0.14643	-0.21428	-5.32E-03	-2.19E-02
9	1.0796	5.30E-02	1.52E-02	0	0.03173	1.13311	12.88125	0.14522	-0.23458	-7.69E-03	-5.50E-02
10	1.1807	6.05E-02	1.51E-02	0	0.038	1.24021	12.88353	0.14408	-0.25536	-1.03E-02	-9.02E-02
11	1.2784	6.94E-02	1.52E-02	0	0.04477	1.3452	12.86562	0.14332	-0.27567	-1.32E-02	-0.12693
12	1.3772	8.03E-02	1.58E-02	0	0.05219	1.45165	12.85136	0.143	-0.29609	-1.62E-02	-0.16553
13	1.4765	9.40E-02	1.66E-02	0	0.06033	1.55998	12.8397	0.14307	-0.31647	-1.99E-02	-0.20505
13.5	1.5249	0.10121	1.68E-02	6.69E-05	0.06445	1.61307	12.85037	0.14398	-0.32674	-2.17E-02	-0.2257
14	1.5734	0.10806	1.69E-02	6.72E-05	0.06884	1.6663	12.8391	0.1443	-0.3367	-2.36E-02	-0.24458
14.5	1.6333	0.1177	1.69E-02	6.74E-05	0.07626	1.73017	12.49424	0.14368	-0.34678	-2.69E-02	-0.25576
15	1.6861	0.12531	1.65E-02	1.59E-02	0.082	1.78889	12.42181	0.14522	-0.35751	-2.91E-02	-0.27543
15.2	1.7065	0.12833	1.66E-02	1.63E-02	0.08412	1.81125	12.41379	0.14514	-0.36163	-3.00E-02	-0.28298
15.4	1.726	0.13143	1.63E-02	1.62E-02	0.08621	1.83291	12.40387	0.14522	-0.36562	-3.09E-02	-0.29021
15.6	1.7468	0.13453	1.62E-02	1.61E-02	0.08844	1.85571	12.39487	0.14492	-0.36985	-3.18E-02	-0.29767
15.8	1.7665	0.13741	1.65E-02	1.61E-02	0.09061	1.87762	12.38489	0.14469	-0.37382	-3.26E-02	-0.30538
16	1.7791	0.13777	1.63E-02	1.60E-02	0.09066	1.89313	12.58381	0.13766	-0.37711	-3.33E-02	-0.3219
16.2	1.8041	0.14294	1.59E-02	1.59E-02	0.09467	1.9201	12.39611	0.14283	-0.38152	-3.44E-02	-0.32216
16.4	1.8077	0.14044	1.67E-02	1.64E-02	0.0921	1.92643	12.8259	0.12681	-0.38399	-3.46E-02	-0.35066
16.6	1.8427	0.14936	1.58E-02	1.61E-02	0.09905	1.96381	12.39413	0.14208	-0.38936	-3.64E-02	-0.33815
16.8	1.8509	0.14884	1.61E-02	1.63E-02	0.09777	1.97483	12.6966	0.13365	-0.39224	-3.68E-02	-0.35905
17	1.8808	0.15663	1.61E-02	1.62E-02	0.10377	2.00715	12.35816	0.14318	-0.39697	-3.82E-02	-0.3512
17.5	1.9121	0.1584	1.88E-02	1.64E-02	0.10269	2.04158	12.91991	0.11873	-0.40461	-3.96E-02	-0.39821
18	1.9743	0.17462	1.59E-02	1.69E-02	0.11545	2.114	12.32211	0.14297	-0.41597	-4.32E-02	-0.3874
18.5	2.0209	0.18372	1.55E-02	1.68E-02	0.12182	2.16767	12.27775	0.14424	-0.42531	-4.54E-02	-0.40749

Таблиця 3.4. Результати обчислень для другого варіанту

$$ALLHTV2 S_{HT} = 0.113625 * S$$

Alpha	CYV	CXV	CXTREN	CX SK-Y	CXIND	CYIND	LAMBDAE	CZV	MXV	MYV	MZV
-4	-0.14754	3.60E-02	1.77E-02	1.40E-02	0.0061	-0.15936	1.32441	0.17315	2.36E-02	8.48E-03	0.23005
-3	-5.01E-02	3.24E-02	1.78E-02	1.37E-02	0.00471	-0.05686	0.21836	0.16961	2.86E-03	8.28E-03	0.21266
-2	4.45E-02	2.96E-02	1.71E-02	1.33E-02	0.0039	0.04255	0.14767	0.1676	-1.75E-02	7.97E-03	0.19542
-1	0.13947	2.78E-02	1.67E-02	1.30E-02	0.00361	0.1423	1.78386	0.1656	-3.75E-02	7.49E-03	0.17751
0	0.21862	2.68E-02	1.67E-02	1.28E-02	0.00376	0.2264	4.34113	0.16326	-5.52E-02	6.72E-03	0.1613
1	0.29529	2.61E-02	1.56E-02	1.20E-02	0.00432	0.30786	6.98495	0.16092	-7.00E-02	6.06E-03	0.14985
2	0.3909	2.65E-02	1.55E-02	1.20E-02	0.00569	0.40834	9.33542	0.15855	-9.04E-02	5.26E-03	0.13392
3	0.4851	2.75E-02	1.52E-02	1.19E-02	0.00753	0.50717	10.87709	0.15614	-0.11061	4.00E-03	0.11074
4	0.58302	2.94E-02	1.51E-02	1.19E-02	0.00999	0.60992	11.84965	0.15358	-0.13103	2.56E-03	8.56E-02
5	0.68331	3.23E-02	1.48E-02	9.46E-03	0.01314	0.71511	12.39196	0.15111	-0.15212	9.00E-04	5.85E-02
6	0.7849	3.62E-02	1.51E-02	9.67E-03	0.01692	0.82168	12.70291	0.14945	-0.17332	-9.68E-04	3.08E-02
7	0.88658	4.11E-02	1.53E-02	0	0.02139	0.92861	12.83398	0.14781	-0.19452	-3.12E-03	2.89E-03
8	0.9814	4.64E-02	1.49E-02	0	0.02621	1.02899	12.85798	0.14648	-0.21437	-5.30E-03	-2.50E-02
9	1.0795	5.27E-02	1.51E-02	0	0.03171	1.13279	12.87933	0.14534	-0.23458	-7.65E-03	-5.49E-02
10	1.1794	6.01E-02	1.49E-02	0	0.03793	1.23871	12.87719	0.14442	-0.25527	-1.02E-02	-8.60E-02
11	1.276	6.89E-02	1.51E-02	0	0.04463	1.34256	12.85681	0.14383	-0.27548	-1.30E-02	-0.11877
12	1.3739	7.97E-02	1.56E-02	0	0.05197	1.44794	12.84102	0.14364	-0.29582	-1.60E-02	-0.15359
13	1.4722	9.33E-02	1.64E-02	0	0.06001	1.5552	12.82837	0.14387	-0.31611	-1.97E-02	-0.18949
13.5	1.5202	0.10041	1.67E-02	6.68E-05	0.0641	1.60786	12.83788	0.14481	-0.32636	-2.15E-02	-0.20877
14	1.5682	0.10719	1.64E-02	6.72E-05	0.06843	1.66066	12.82749	0.14518	-0.33628	-2.33E-02	-0.22607
14.5	1.6278	0.11676	1.67E-02	6.73E-05	0.07582	1.72404	12.47919	0.14459	-0.34632	-2.66E-02	-0.2354
15	1.6801	0.12418	1.63E-02	6.75E-05	0.08149	1.78222	12.40765	0.1463	-0.35702	-2.88E-02	-0.25365
15.2	1.6997	0.1271	1.65E-02	1.61E-02	0.08346	1.80337	12.4034	0.14837	-0.36119	-2.93E-02	-0.25882
15.4	1.7196	0.13029	1.65E-02	1.61E-02	0.08563	1.82566	12.38933	0.1468	-0.36511	-3.04E-02	-0.26674
15.6	1.7401	0.13342	1.61E-02	1.60E-02	0.08784	1.84832	12.38002	0.14617	-0.36931	-3.14E-02	-0.27377
15.8	1.7596	0.13626	1.63E-02	1.60E-02	0.08999	1.87004	12.36997	0.14586	-0.37326	-3.23E-02	-0.28031
16	1.772	0.13658	1.62E-02	1.58E-02	0.09	1.88529	12.5706	0.1388	-0.37653	-3.29E-02	-0.29596
16.2	1.7969	0.14182	1.55E-02	1.58E-02	0.094	1.91217	12.38164	0.14406	-0.38094	-3.40E-02	-0.29546
16.4	1.8003	0.13916	1.65E-02	1.62E-02	0.0914	1.9182	12.81356	0.12802	-0.38338	-3.42E-02	-0.323
16.6	1.8352	0.14812	1.57E-02	1.60E-02	0.09832	1.95541	12.37885	0.14347	-0.38875	-3.60E-02	-0.31005
16.8	1.8433	0.14756	1.61E-02	1.62E-02	0.09703	1.96632	12.68335	0.13505	-0.39163	-3.63E-02	-0.33056
17	1.8518	0.14672	1.57E-02	1.60E-02	0.09609	1.97696	12.94751	0.12671	-0.39475	-3.61E-02	-0.34987
17.5	1.9038	0.1568	1.87E-02	1.62E-02	0.10186	2.03237	12.90765	0.121	-0.40397	-3.92E-02	-0.36793
18	1.9655	0.17291	1.61E-02	1.68E-02	0.1146	2.10438	12.30013	0.14455	-0.41529	-4.27E-02	-0.35523
18.5	2.0129	0.18233	1.57E-02	1.67E-02	0.12113	2.15868	12.24548	0.14611	-0.42479	-4.49E-02	-0.37242

Таблиця 3.5. Результати обчислень для третього варіанту

$$ALLHTV3 S_{HT} = 0.1025 * S$$

Alpha	CVV	CXV	CXTREN	CX SK-Y	CXIND	CYIND	LAMBDAEI	CZV	MXV	MYV	MZV
-4	-0.13771	3.56E-02	1.76E-02	1.39E-02	0.00585	-0.14924	1.21143	0.17127	2.27E-02	8.03E-03	0.19531
-3	-4.12E-02	3.20E-02	1.74E-02	1.36E-02	0.00455	-0.0477	0.15927	0.16797	2.05E-03	7.89E-03	0.18108
-2	5.27E-02	2.94E-02	1.70E-02	1.31E-02	0.00378	0.05096	0.21877	0.16587	-1.82E-02	7.56E-03	0.16593
-1	0.14686	2.76E-02	1.66E-02	1.29E-02	0.00356	0.14988	2.00891	0.16433	-3.81E-02	7.17E-03	0.15128
0	0.22508	2.66E-02	1.66E-02	1.27E-02	0.00372	0.23301	4.64532	0.16202	-5.57E-02	6.41E-03	0.13717
1	0.30111	2.60E-02	1.56E-02	1.20E-02	0.00433	0.31379	7.23888	0.15994	-7.05E-02	5.81E-03	0.12862
2	0.39608	2.64E-02	1.55E-02	1.19E-02	0.00573	0.41358	9.50566	0.15739	-9.08E-02	5.03E-03	0.11413
3	0.48981	2.75E-02	1.51E-02	1.18E-02	0.00758	0.51193	11.0033	0.15538	-0.11101	3.79E-03	9.33E-02
4	0.58699	2.93E-02	1.50E-02	1.18E-02	0.01006	0.61392	11.92351	0.15296	-0.13137	2.40E-03	7.10E-02
5	0.68644	3.22E-02	1.54E-02	9.46E-03	0.01321	0.71824	12.43191	0.15067	-0.1524	7.78E-04	4.69E-02
6	0.78723	3.61E-02	1.46E-02	9.67E-03	0.01698	0.82397	12.72381	0.14915	-0.17353	-1.05E-03	2.21E-02
7	0.8881	4.10E-02	1.52E-02	0	0.02144	0.93007	12.8434	0.14767	-0.19466	-3.16E-03	-2.94E-03
8	0.98211	4.62E-02	1.51E-02	0	0.02624	1.0296	12.86035	0.14648	-0.21444	-5.30E-03	-2.79E-02
9	1.0794	5.25E-02	1.49E-02	0	0.03171	1.13255	12.87737	0.14549	-0.23459	-7.61E-03	-5.48E-02
10	1.1786	5.98E-02	1.48E-02	0	0.03788	1.23775	12.87315	0.14464	-0.25522	-1.02E-02	-8.35E-02
11	1.2744	6.85E-02	1.49E-02	0	0.04452	1.34069	12.85043	0.14423	-0.27537	-1.29E-02	-0.11301
12	1.3714	7.93E-02	1.55E-02	0	0.0518	1.4452	12.83336	0.1442	-0.29565	-1.59E-02	-0.14484
13	1.469	9.27E-02	1.63E-02	0	0.05978	1.55166	12.81999	0.14455	-0.31589	-1.95E-02	-0.17793
13.5	1.5163	9.97E-02	1.65E-02	6.68E-05	0.0638	1.60354	12.82896	0.14554	-0.326	-2.12E-02	-0.19567
14	1.5644	0.10652	1.64E-02	6.71E-05	0.06813	1.65637	12.81812	0.14598	-0.33601	-2.31E-02	-0.21189
14.5	1.6237	0.11604	1.63E-02	6.74E-05	0.07548	1.71949	12.46885	0.14541	-0.34603	-2.64E-02	-0.22041
15	1.6755	0.12339	1.62E-02	6.75E-05	0.08109	1.77711	12.39698	0.14722	-0.35669	-2.85E-02	-0.23674
15.2	1.6952	0.1266	1.64E-02	1.60E-02	0.08314	1.79887	12.38872	0.14733	-0.36078	-2.93E-02	-0.24303
15.4	1.7145	0.12954	1.61E-02	1.60E-02	0.08521	1.82025	12.37757	0.14722	-0.36472	-3.02E-02	-0.24935
15.6	1.7352	0.13252	1.59E-02	1.59E-02	0.0874	1.8429	12.36907	0.14691	-0.36895	-3.12E-02	-0.25528
15.8	1.7546	0.1354	1.62E-02	1.59E-02	0.08953	1.86446	12.35859	0.14675	-0.3729	-3.20E-02	-0.26173
16	1.7576	0.13199	1.62E-02	1.58E-02	0.08755	1.87004	12.71441	0.12691	-0.37518	-3.19E-02	-0.28844
16.2	1.7793	0.13612	1.63E-02	1.59E-02	0.09003	1.89425	12.68579	0.1305	-0.37934	-3.30E-02	-0.29166
16.4	1.7946	0.13785	1.60E-02	1.60E-02	0.09094	1.91211	12.79758	0.12933	-0.38297	-3.37E-02	-0.30245
16.6	1.8294	0.14716	1.57E-02	1.59E-02	0.09778	1.94901	12.36635	0.14461	-0.38835	-3.57E-02	-0.28904
16.8	1.837	0.14638	1.58E-02	1.61E-02	0.09638	1.95937	12.67991	0.13566	-0.39117	-3.60E-02	-0.30923
17	1.8672	0.15436	1.59E-02	1.61E-02	0.10241	1.99203	12.33434	0.14539	-0.39592	-3.75E-02	-0.30102
17.5	1.8994	0.15638	1.91E-02	1.61E-02	0.10163	2.02755	12.8762	0.12279	-0.40364	-3.90E-02	-0.34453
18	1.9543	0.16958	1.63E-02	1.66E-02	0.11223	2.09269	12.42066	0.13891	-0.4143	-4.20E-02	-0.33804
18.5	1.9982	0.17773	1.53E-02	1.66E-02	0.11737	2.14307	12.45584	0.13886	-0.42341	-4.41E-02	-0.35559
19	2.0407	0.18561	1.57E-02	1.65E-02	0.12177	2.19226	12.56312	0.14029	-0.43262	-4.58E-02	-0.37696

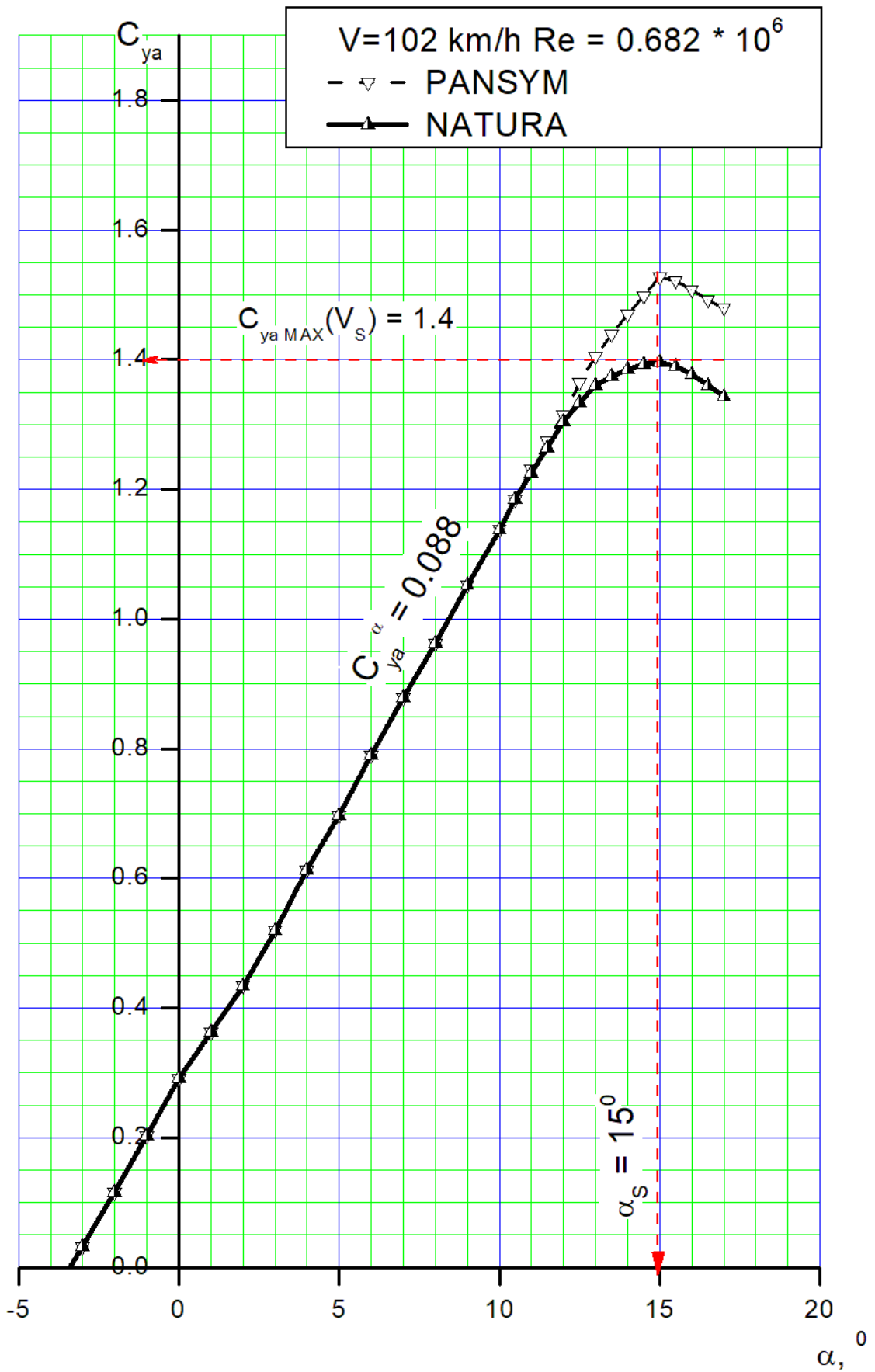


Рис.16 Графік підйомної сили від кута атаки для крила та фюзеляжу

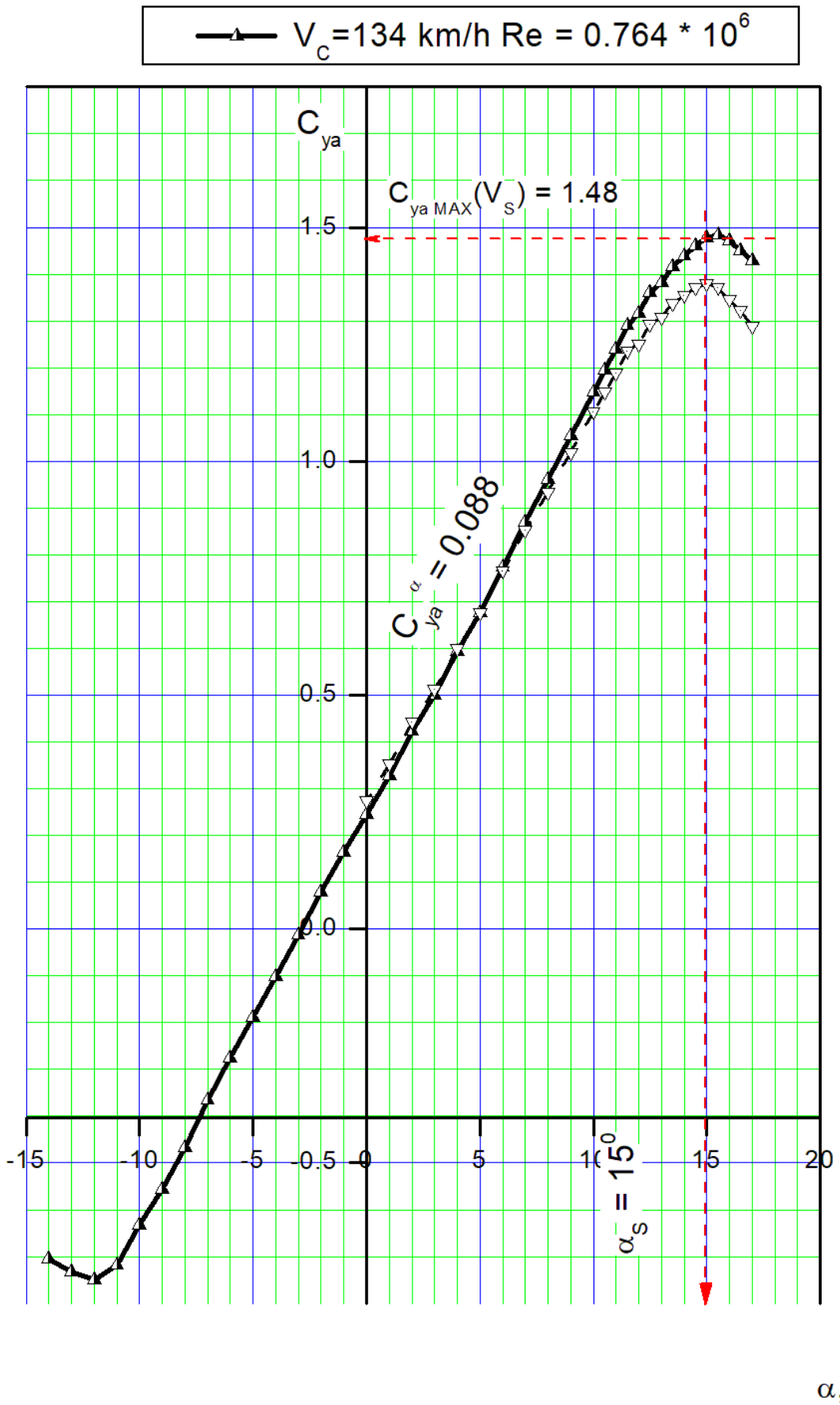


Рис.17 Графік підйомної сили від кута атаки для крила, фюзеляжу та оперення

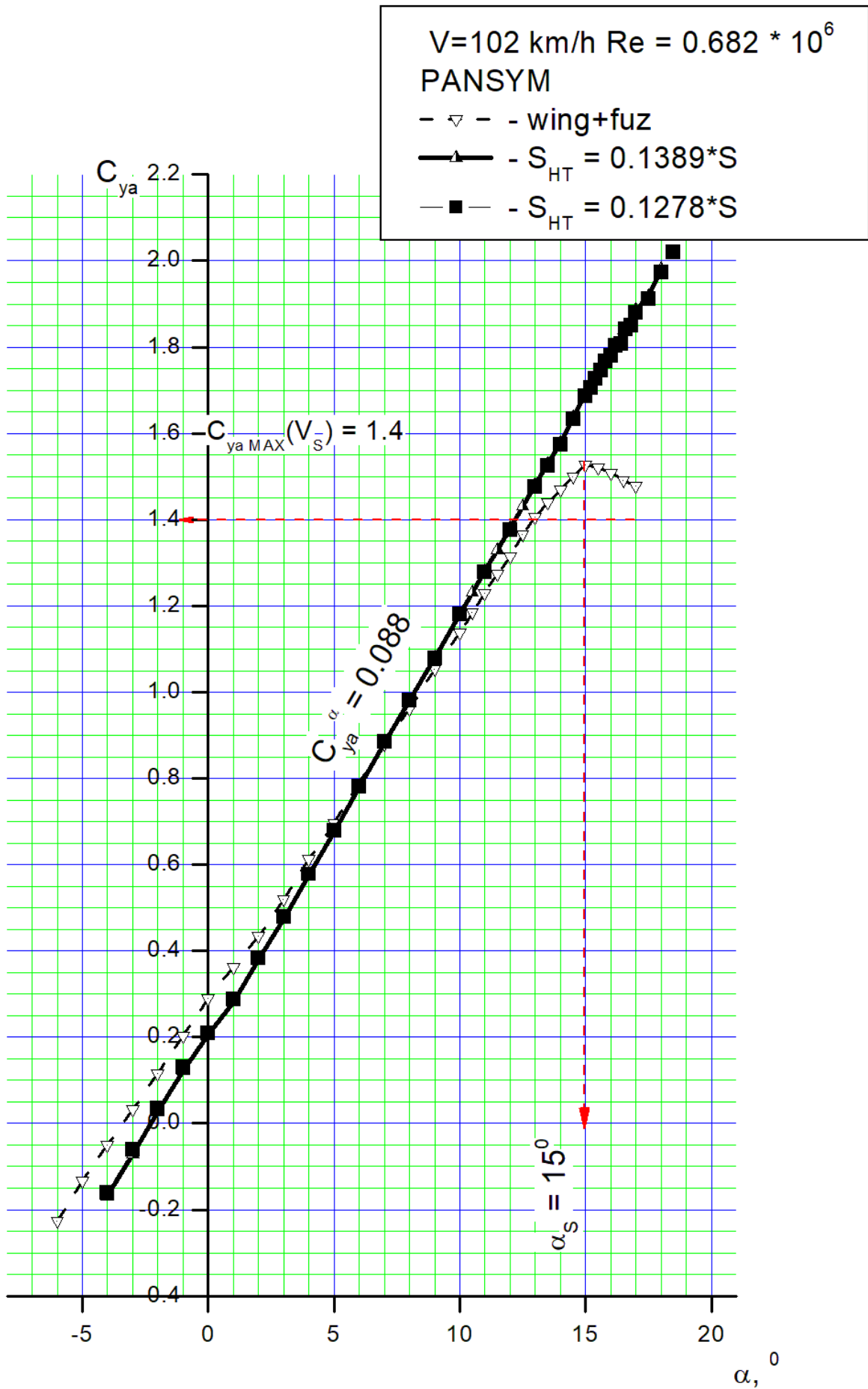


Рис.18 Графік підйомної сили від кута атаки для різних видів компоки



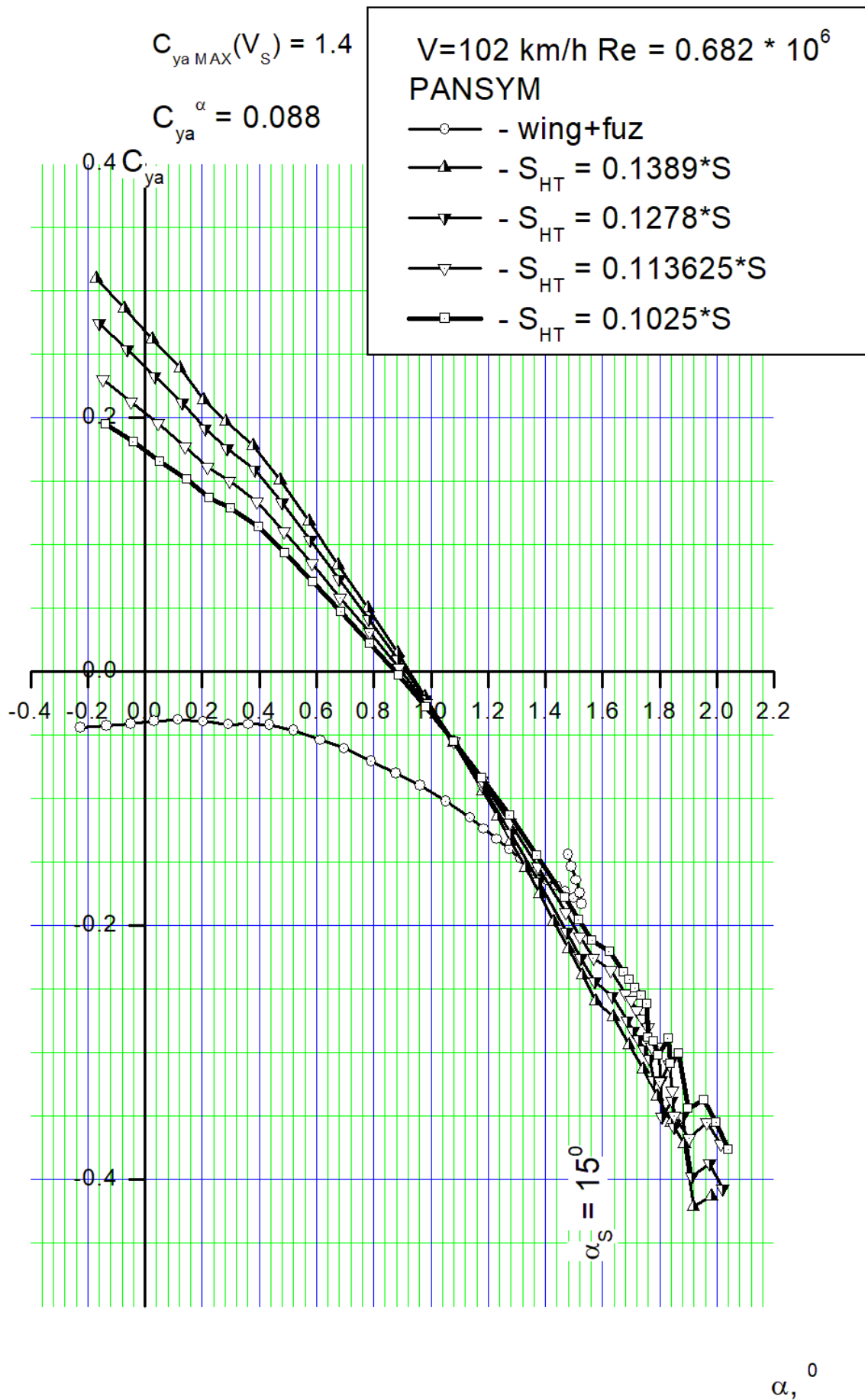


Рис. 19 Графік балансування

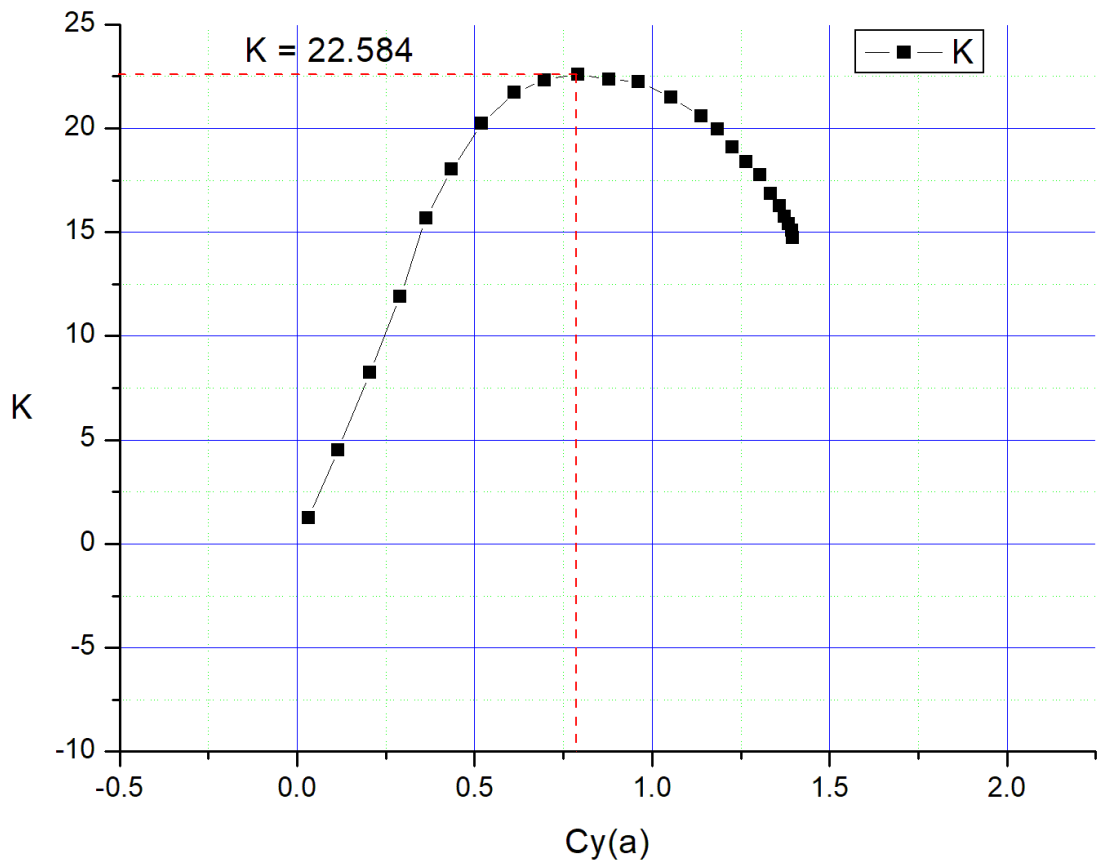


Рис.20 Графік  $K/Cy$  для крила та фюзеляжу

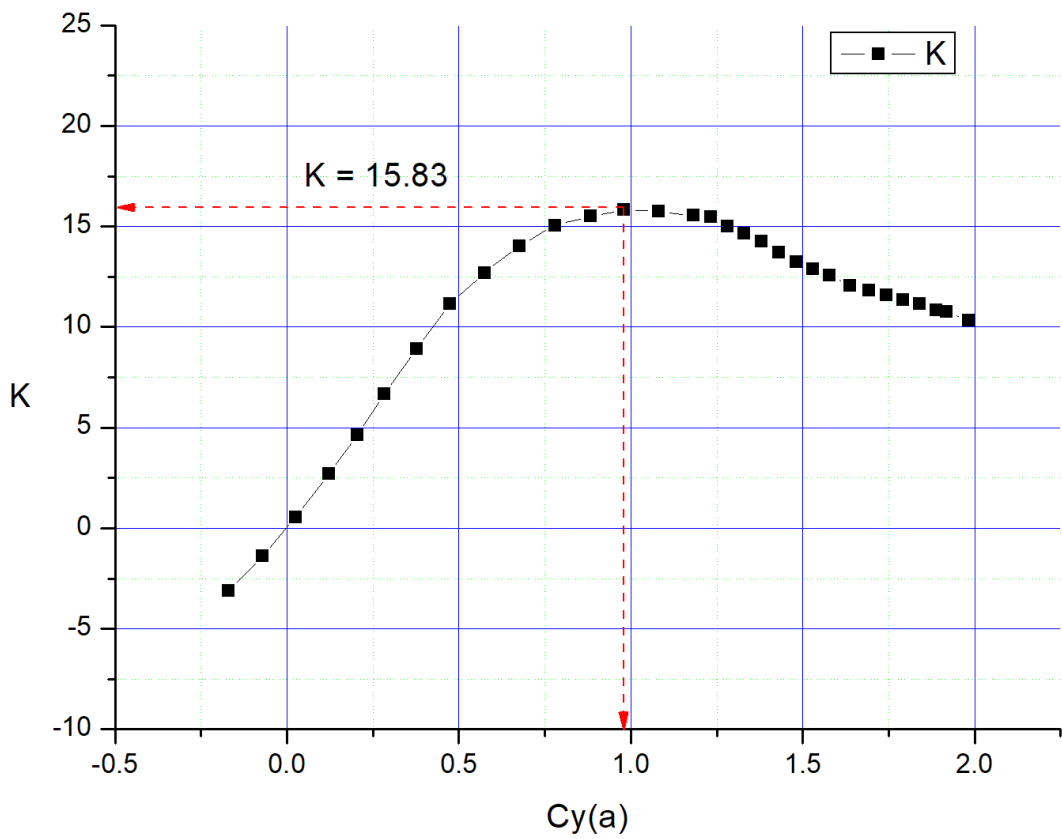


Рис.21 Графік  $K/Cy$  для повної компоновки

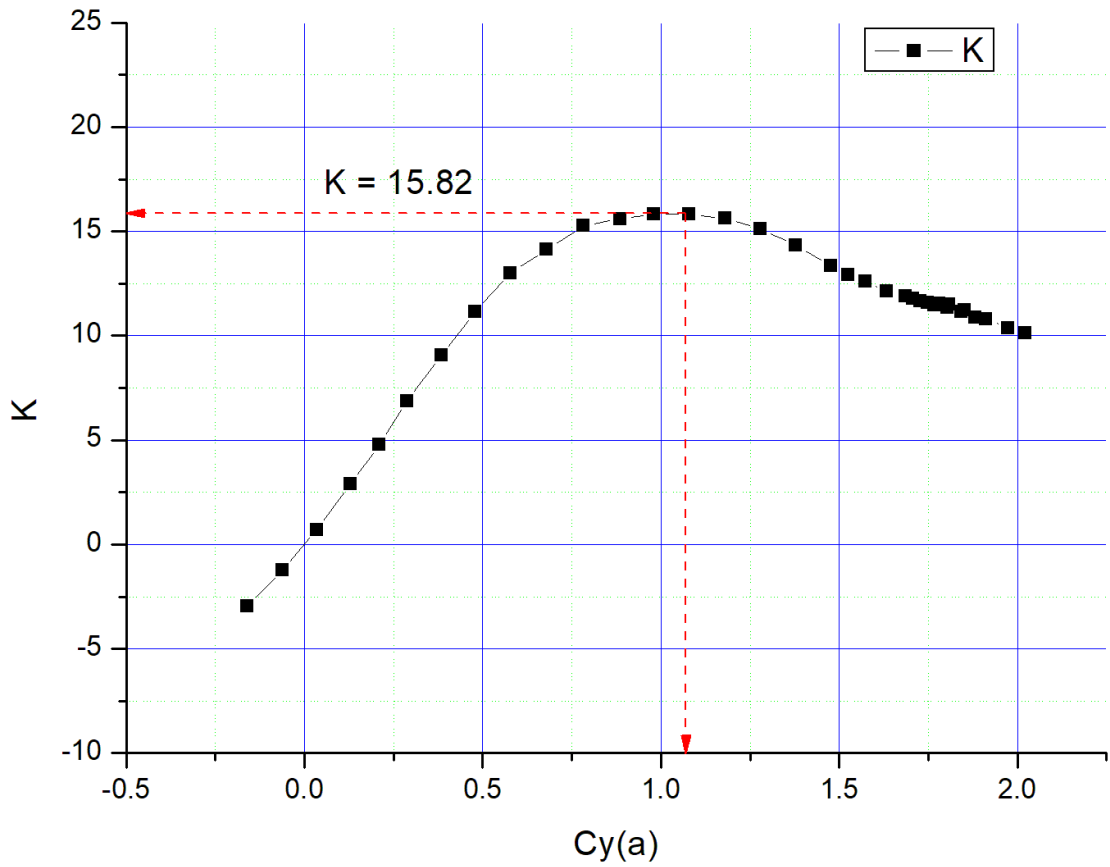


Рис.21 Графік  $K/Cy$  для першого варіанту

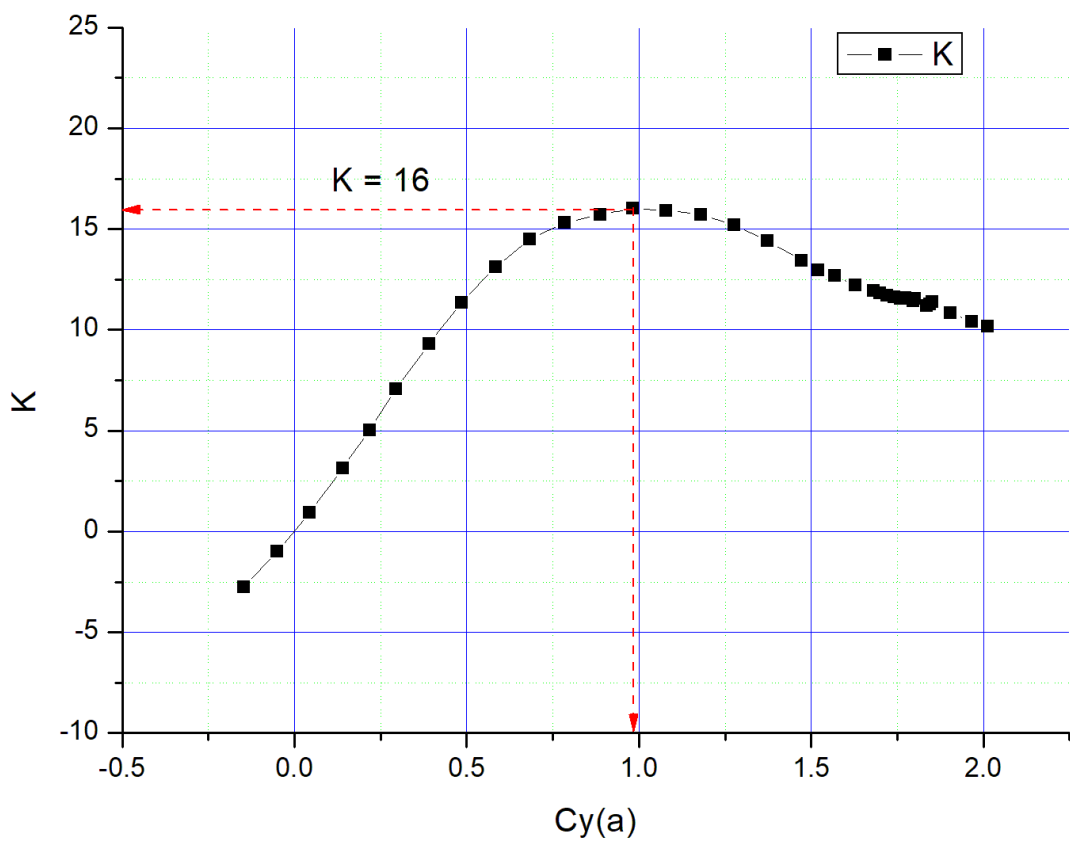


Рис.22 Графік  $K/Cy$  для другого варіанту

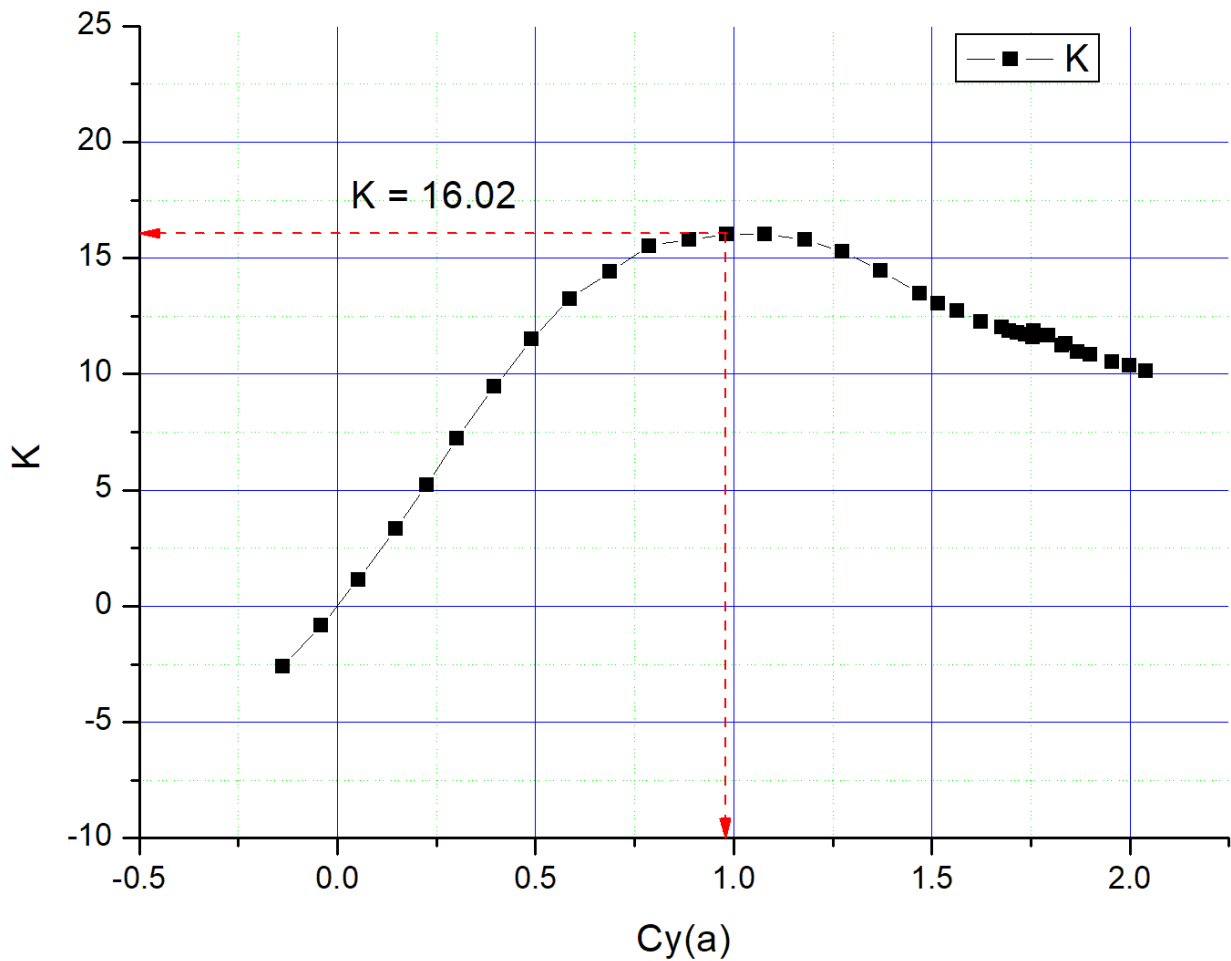


Рис.23 Графік K/Su для третього варіанту

### 3.2 Аналіз результатів розрахунку

Для визначення впливу компоновання літального апарату було використано панельно-вихровий метод, так як він дозволяє отримати найбільш точні данні без продувки моделі в авіатрубі.

Умови експерименту:

При розрахунку компоновки крило + фюзеляж, крило набуває найбільшої  $Su_{a \max} = 1.4$  при куту атаки  $15^\circ$  при швидкості  $102 \text{ км/год}$ .

При розрахунку компоновки крило + фюзеляж + оперення, крило набуває найбільшої  $Su_{a \max} = 1.48$  при куту атаки  $15^\circ$  при швидкості  $138 \text{ км/год}$  завдяки дії оперення  $Su_{a \max}$  збільшилось в порівнянні з попереднім варіантом.

## Висновки по розділу

Було визначено зміни аеродинамічних параметрів БПЛА, в залежності від схеми розрахункових моделей, таких як крило і фюзеляж; крило, фюзеляж, оперення. Отримані аеродинамічні характеристики, здійснено аналіз зміни максимального значення коефіцієнту підйімальної сили та критичного кута атаки. Проведено оцінку доцільності параметрів компоновання для літака.

Безпосередній розрахунок було виконано з  $Re = 0.682 \times 10^6$  та  $M = 0.1$  для кутів атаки  $\alpha = -15 \dots 20^\circ$  за допомогою програми PANSYM.

Отримані результати проаналізовано за допомогою програми Origin, побудовані графіки залежності  $C_{Ya}(\alpha)$ ,  $K(C_{Ya})$ ,  $K/(C_{Ya})$ .

Аеродинамічне компоновання дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик:

- Аеродинамічна досконалість  $K_{max} = 16.02$ ;
- Несучі властивості літака характеризуються значенням  $C_{Ya_{max}} = 1.4$ ;
- Рівень статичної стійкості компоновання безпілотного літака відповідає вимогам норм льотної придатності;

#### 4. Розробка та виготовлення дослідної моделі тренувального безпілотно літака

##### 4.1 Модель безпілотно літака

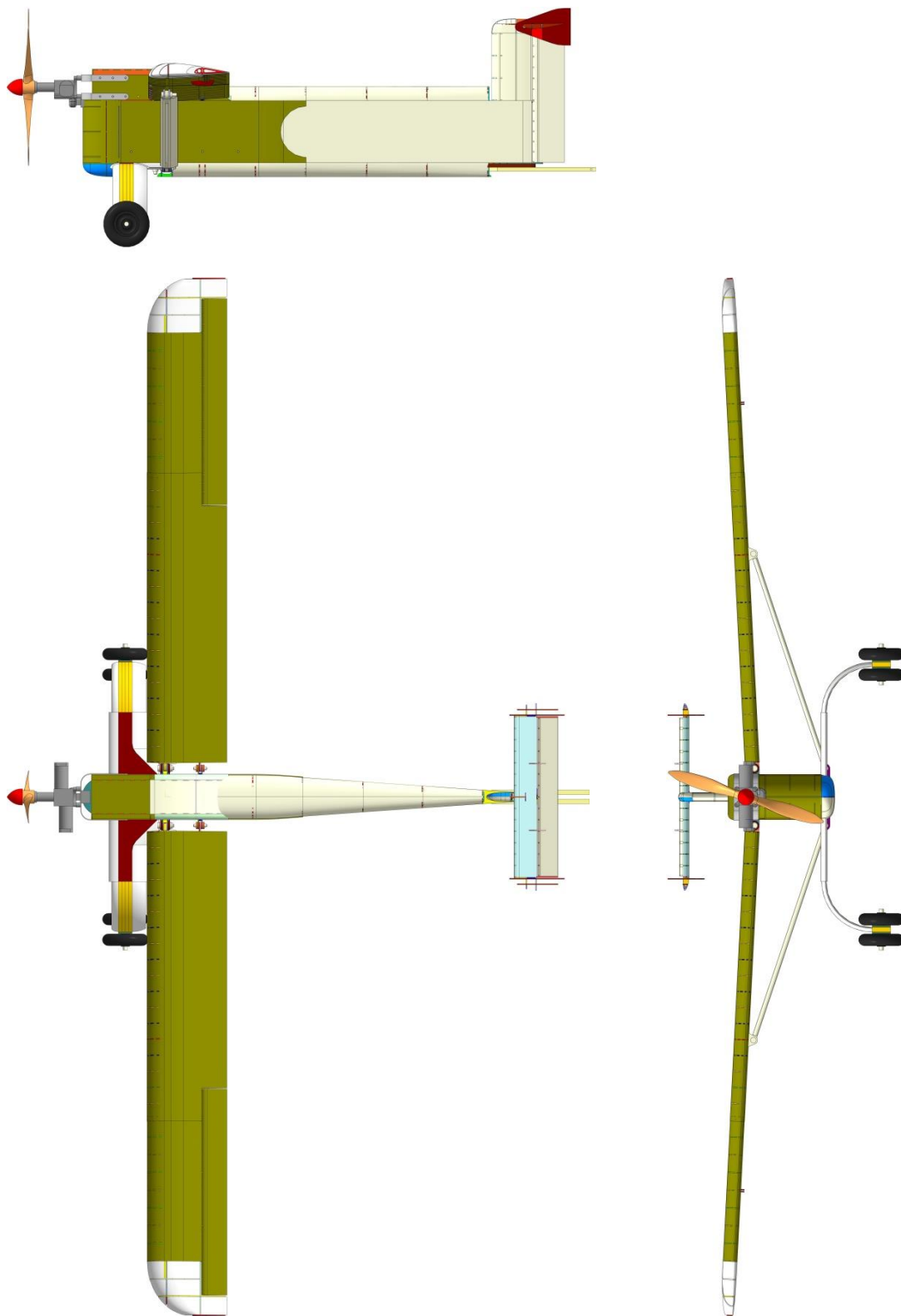


Рис.23. Зовнішній вигляд

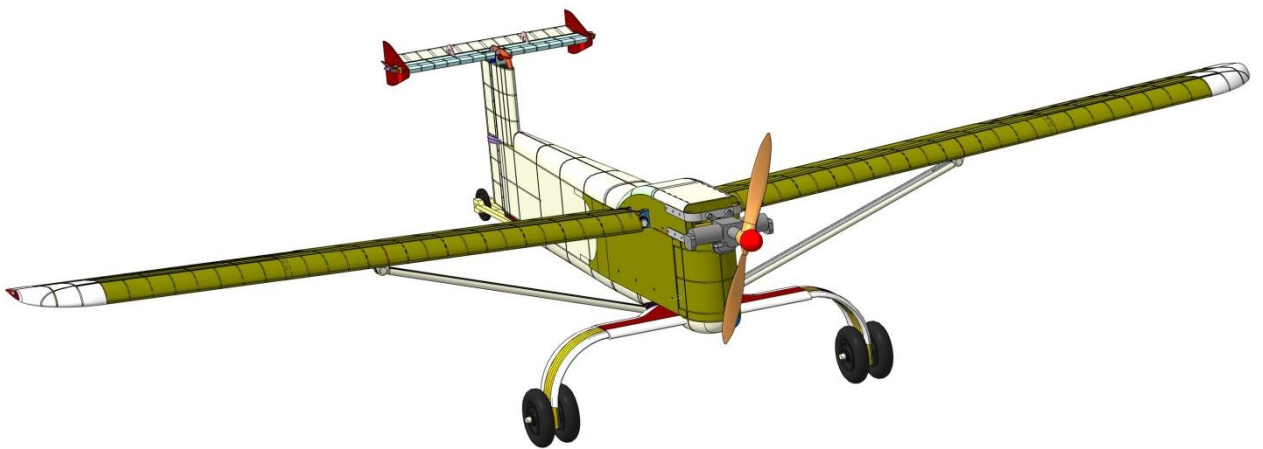
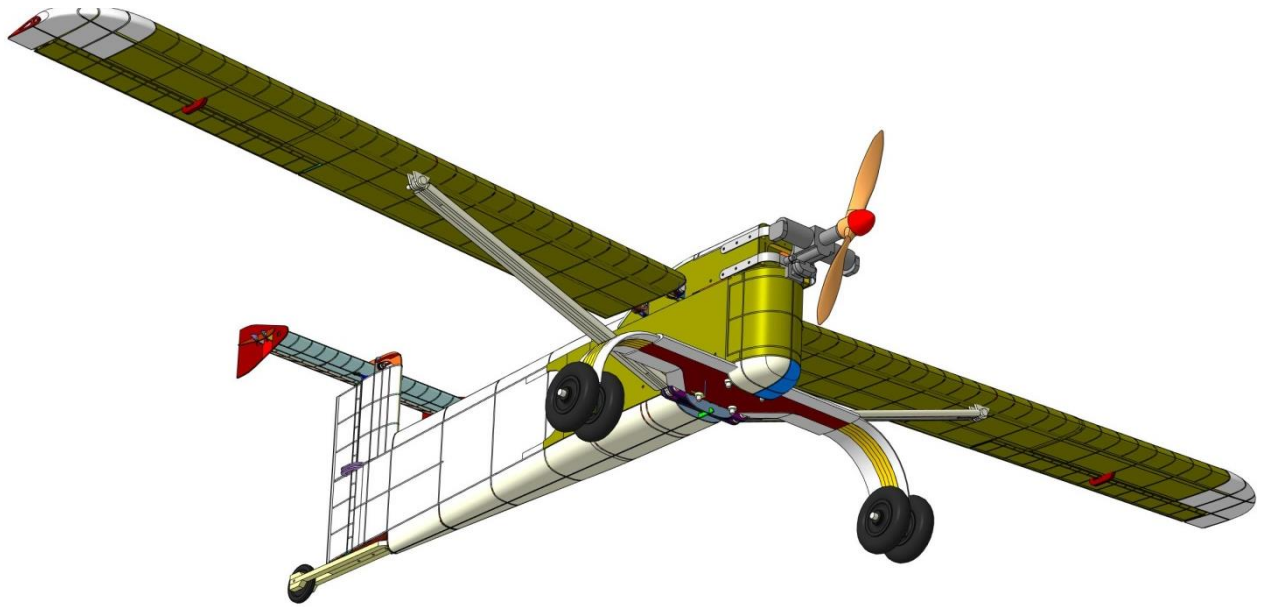


Рис.24. БПЛА К10. Зовнішній вигляд.

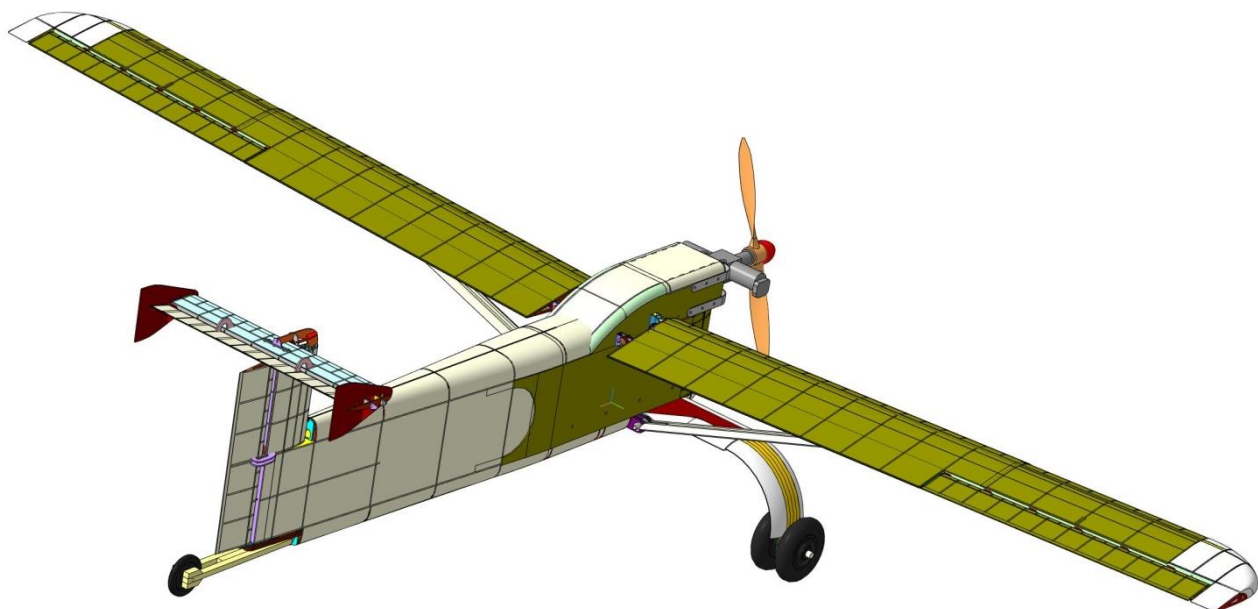


Рис.25. БПЛА К10. Зовнішній вигляд.



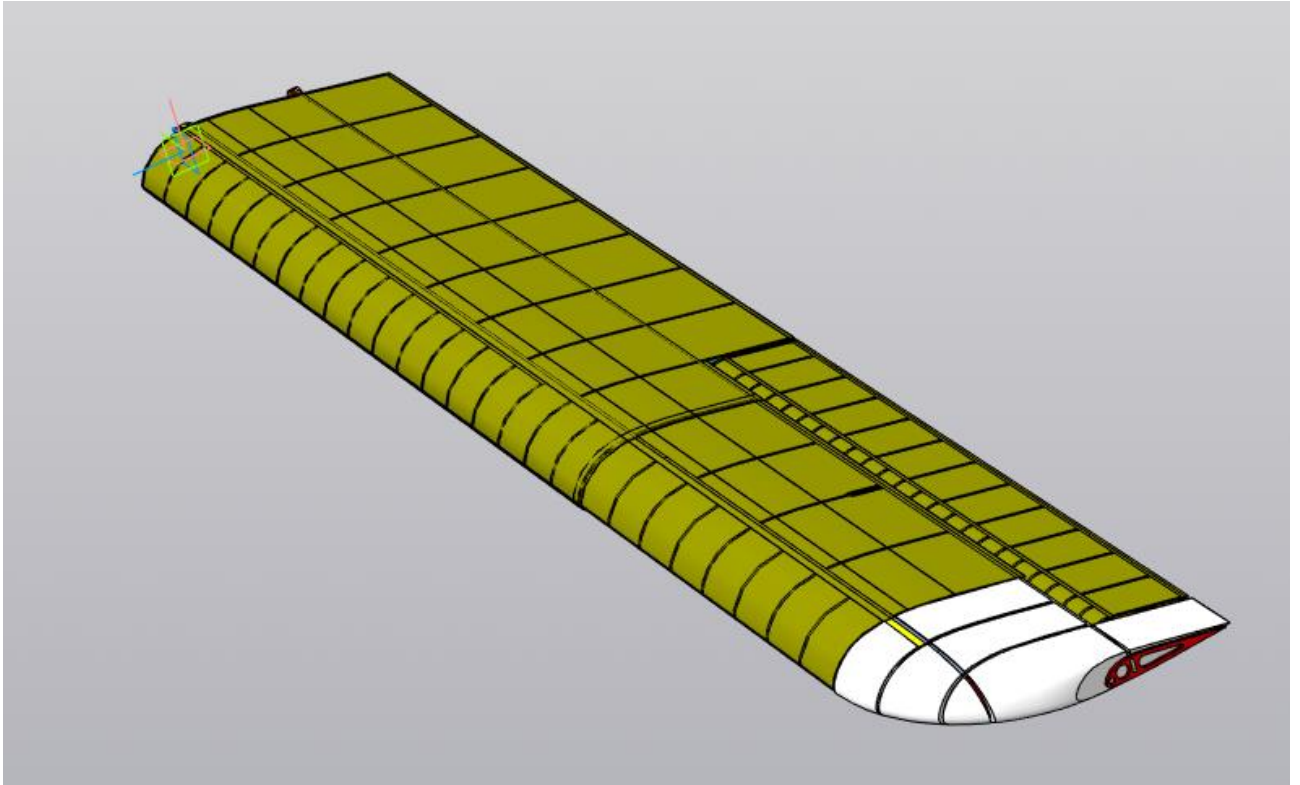


Рис.26 Загальний вид крила

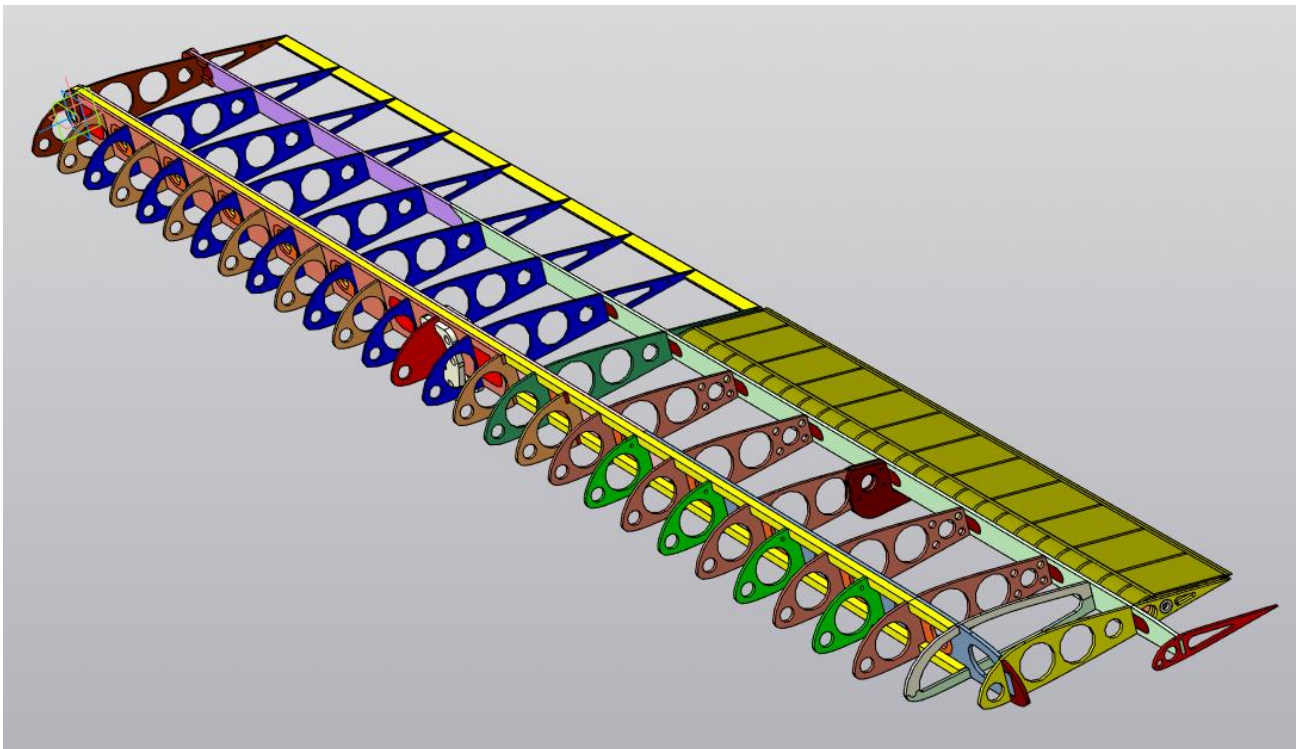


Рис.27 Конструктивно-силова схема крила

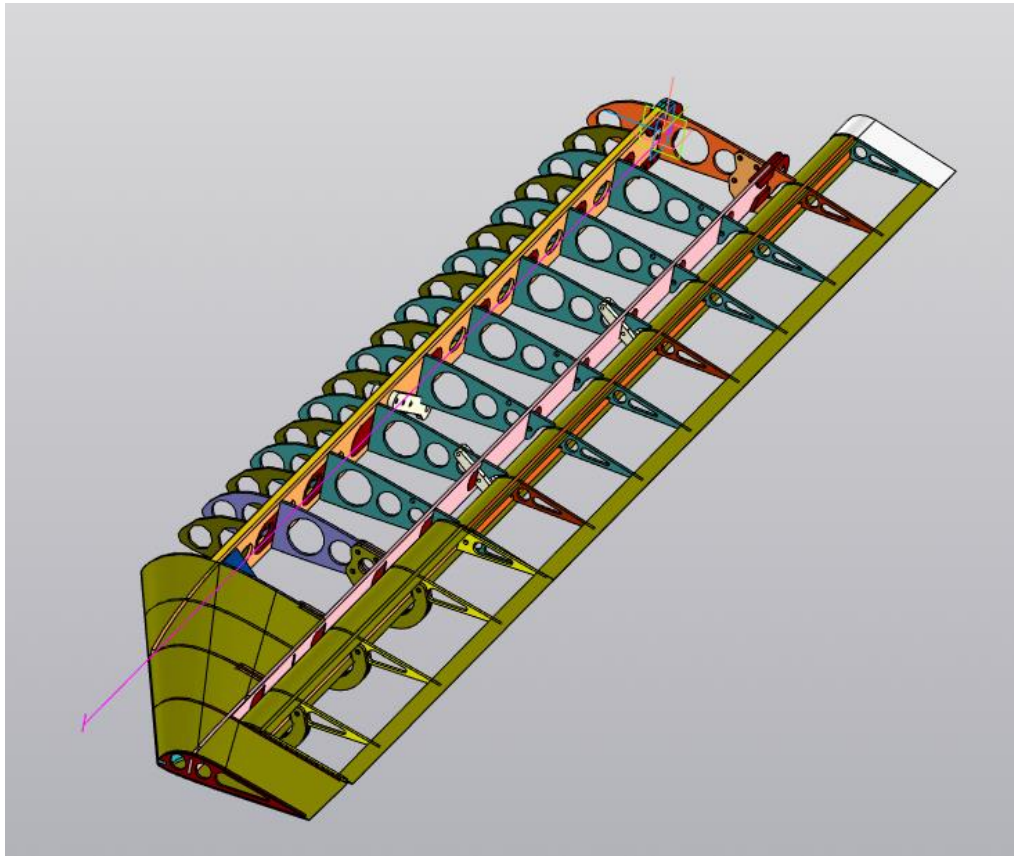


Рис.28 Конструктивно-силова схема крила

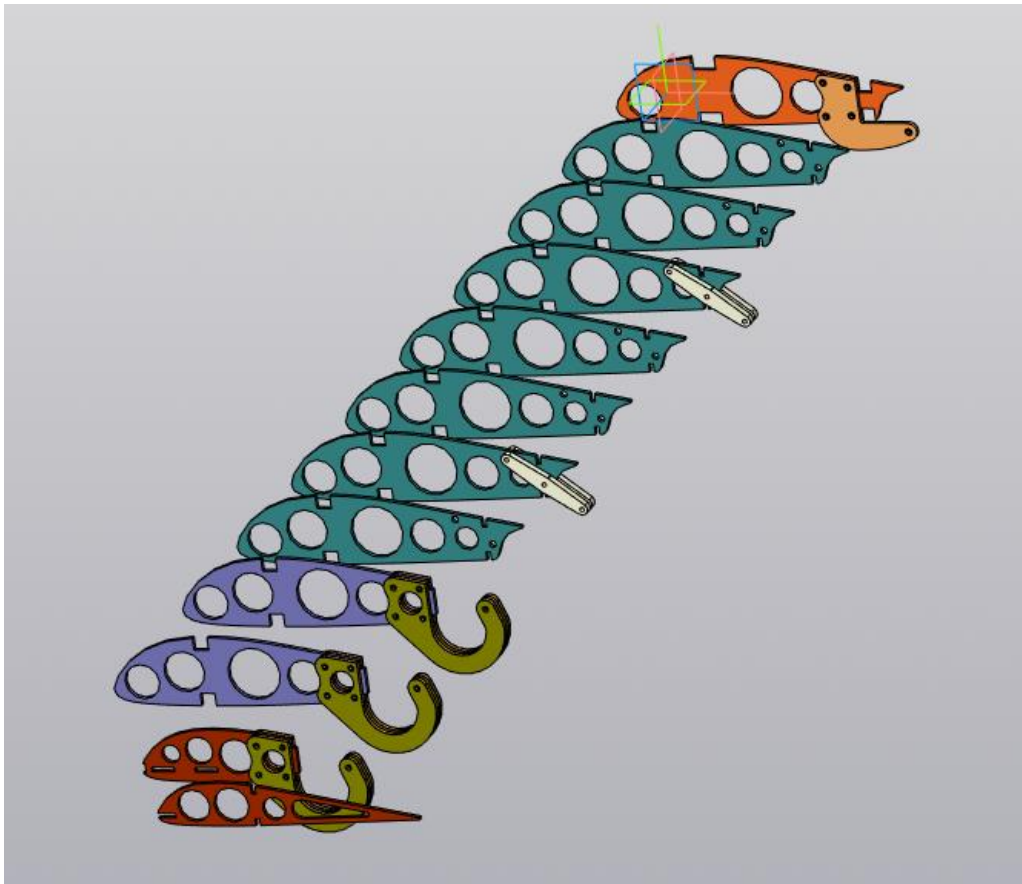


Рис.29 Ривјори

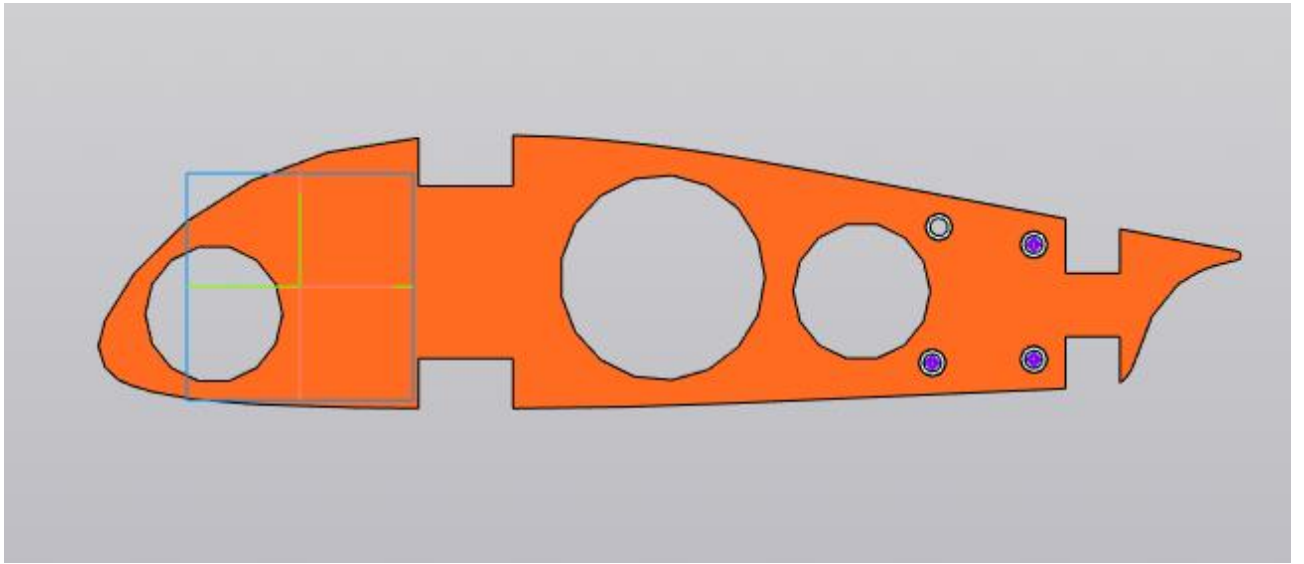


Рис30. Корнева нервюра

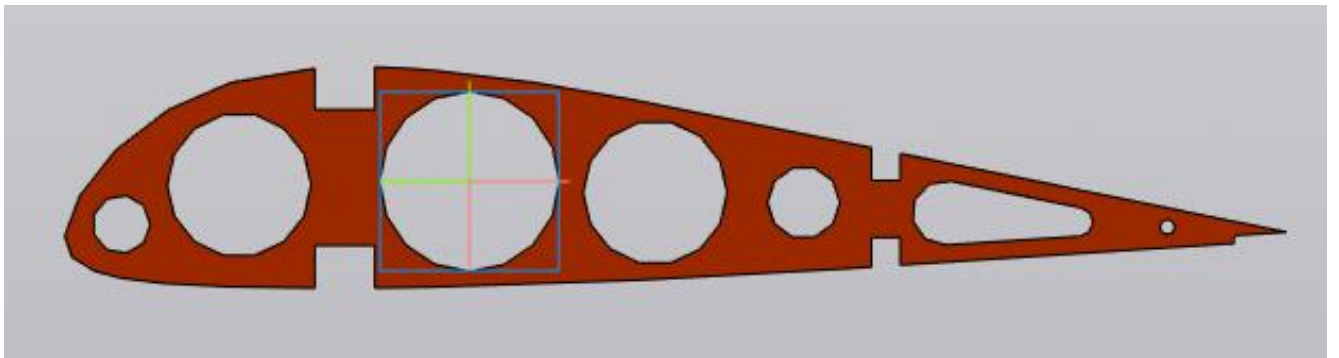


Рис31. Кінцева нервюра

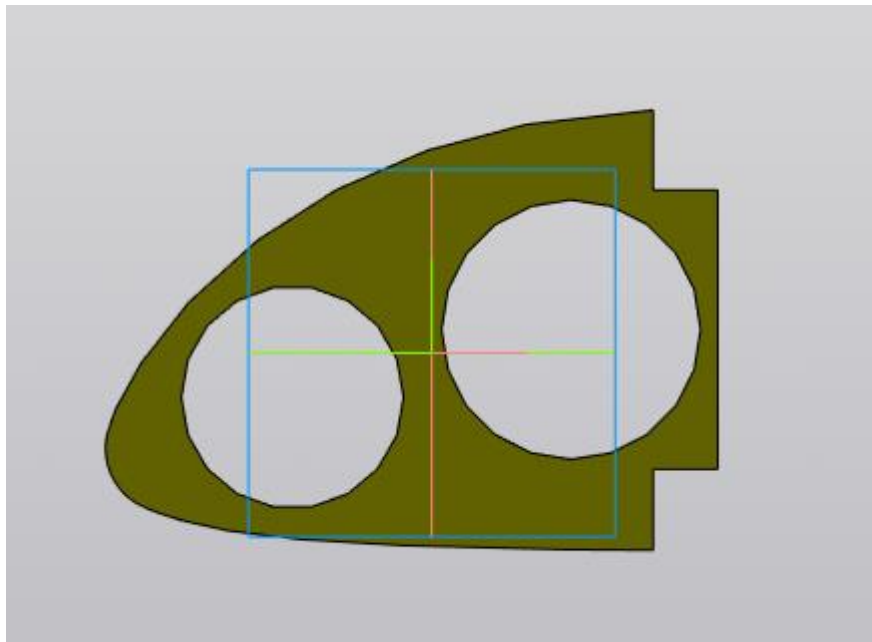


Рис.32 Носик нервюри

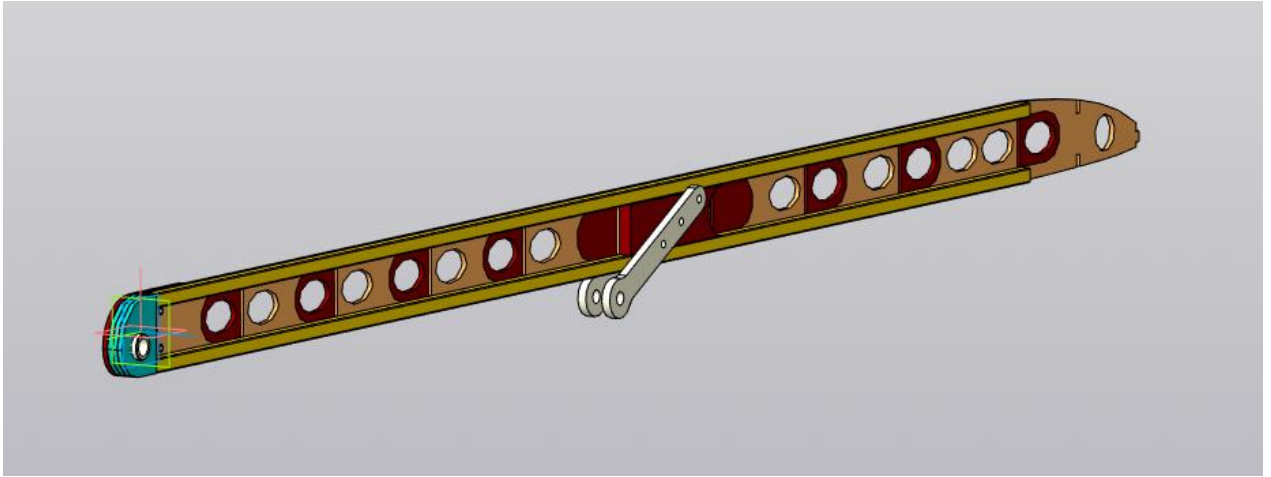


Рис.33 Лонжерон

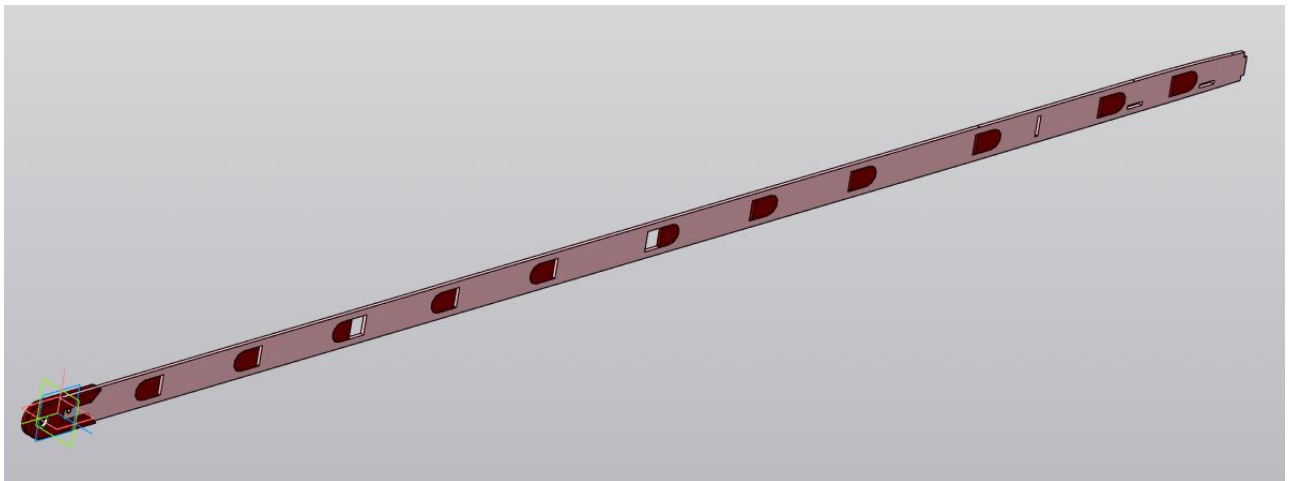


Рис.34 Стенка второго лонжерона

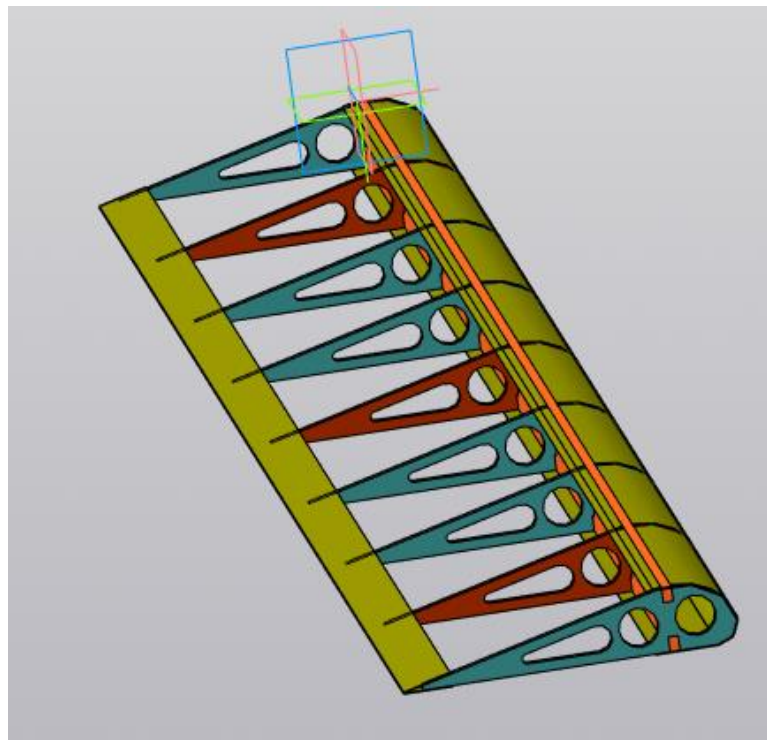


Рис.35 Закрилок

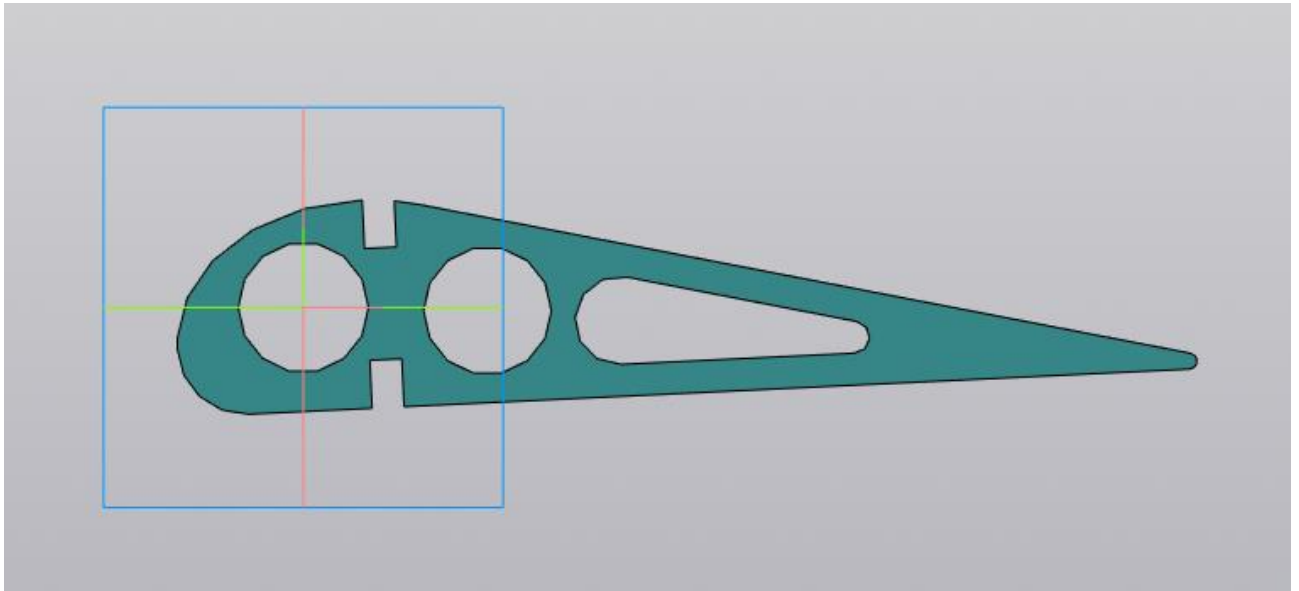


Рис.36 Нервюра закрылка

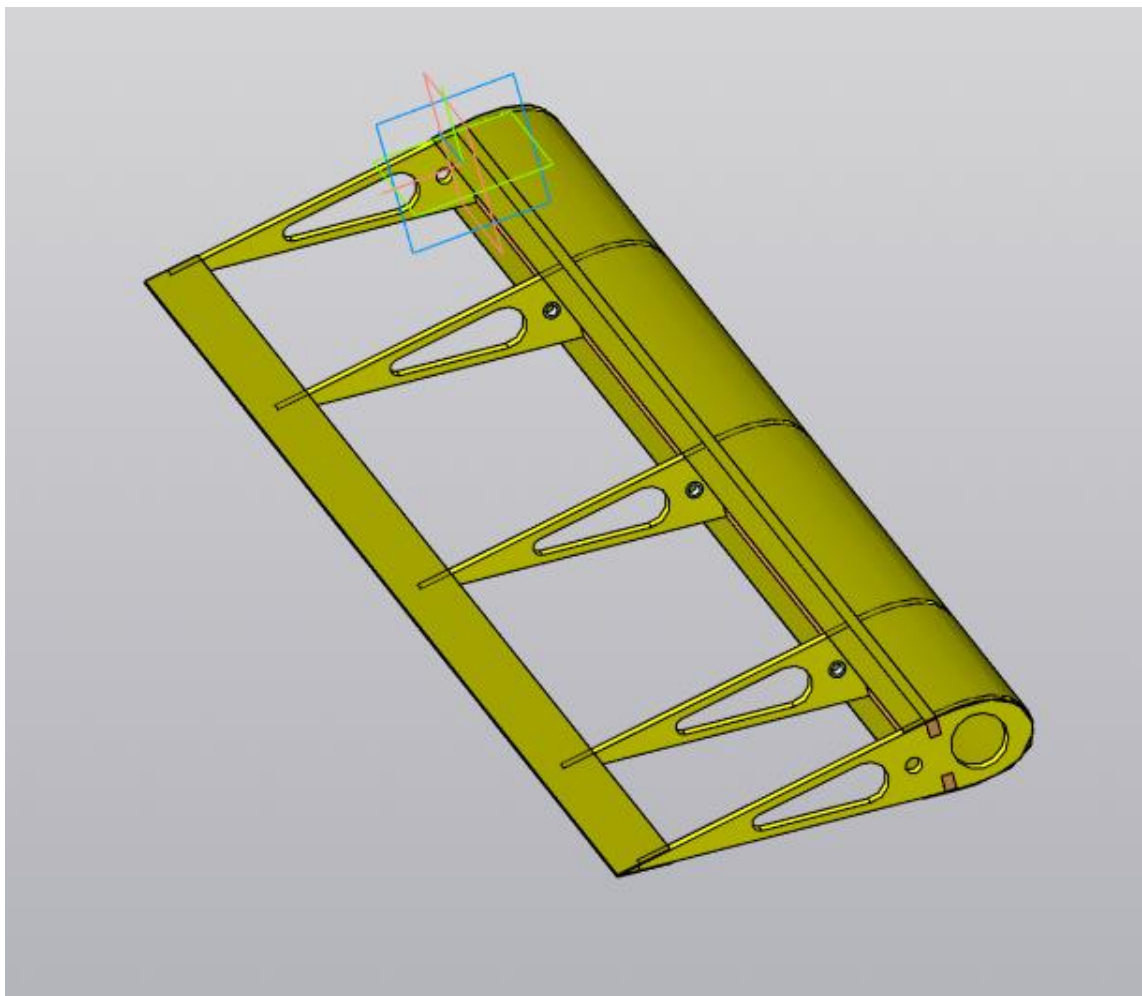


Рис.37 Елерон

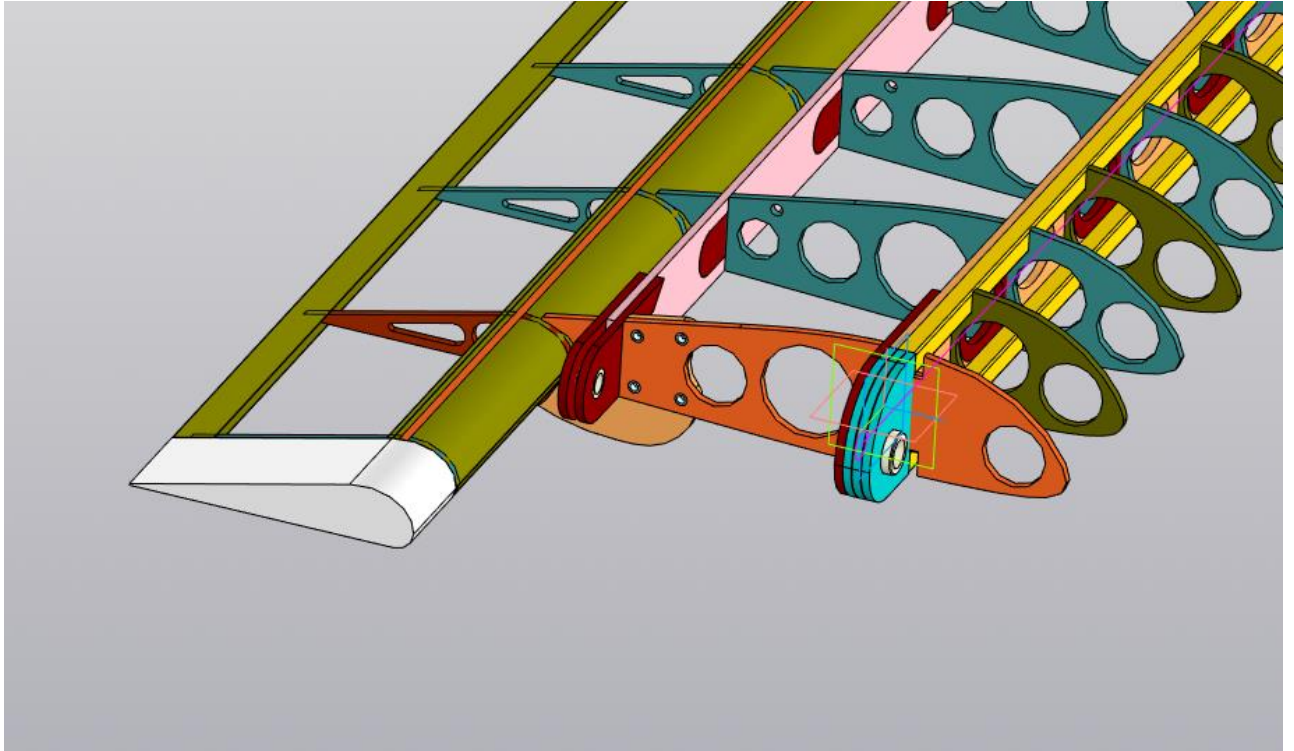


Рис.38 Кріплення крила до центроплану

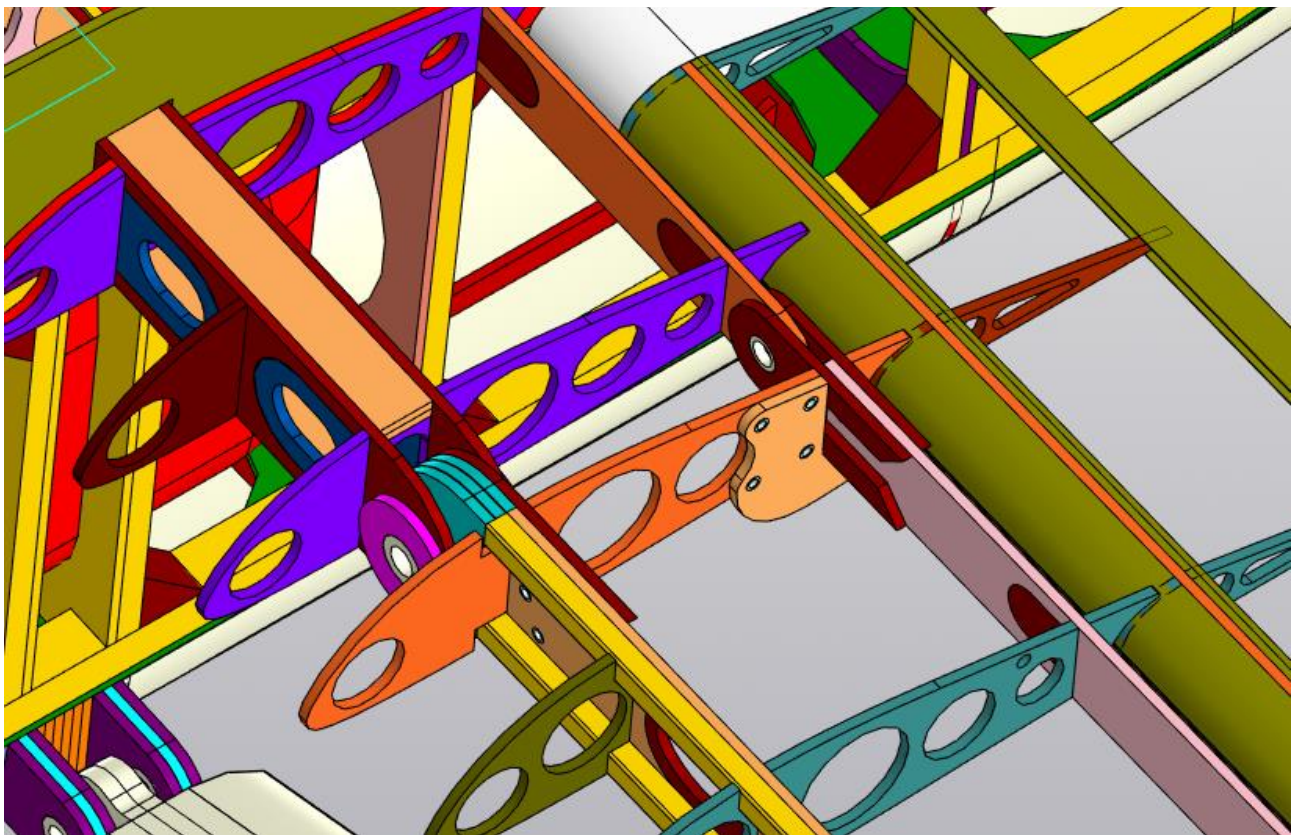


Рис.39 Кріплення крила до центроплану

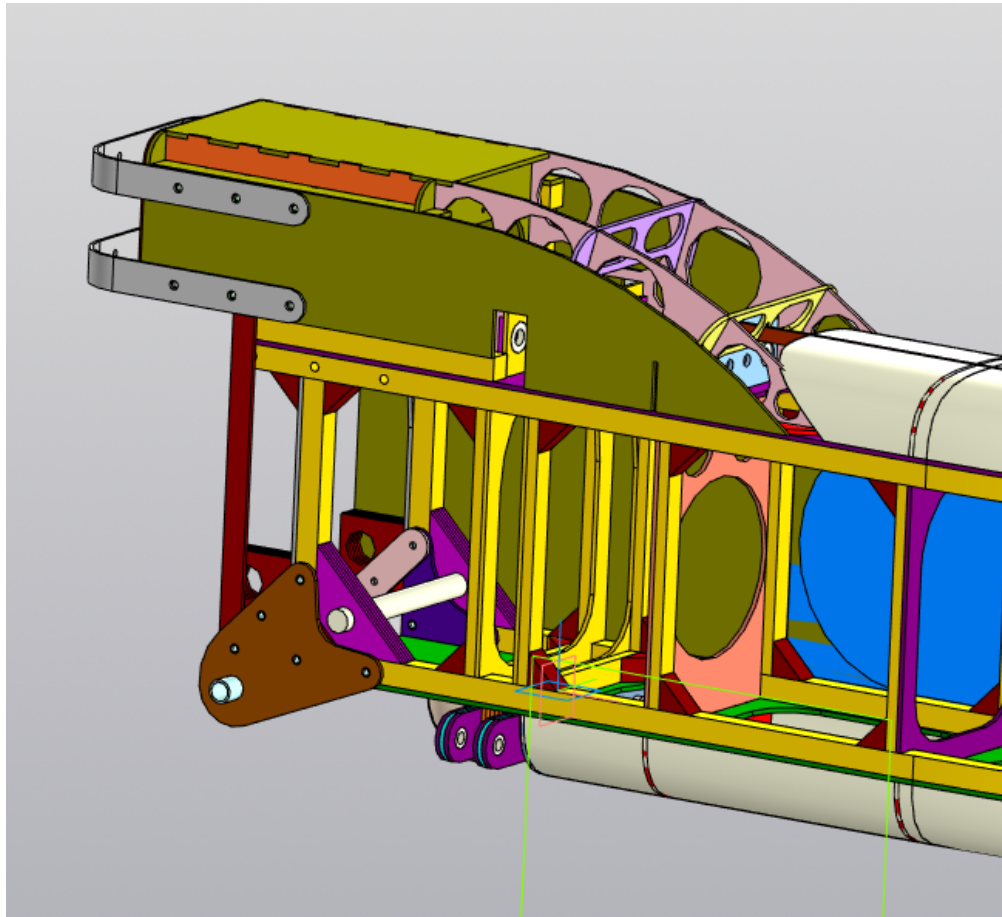


Рис.40 Кріплення крила до центроплану

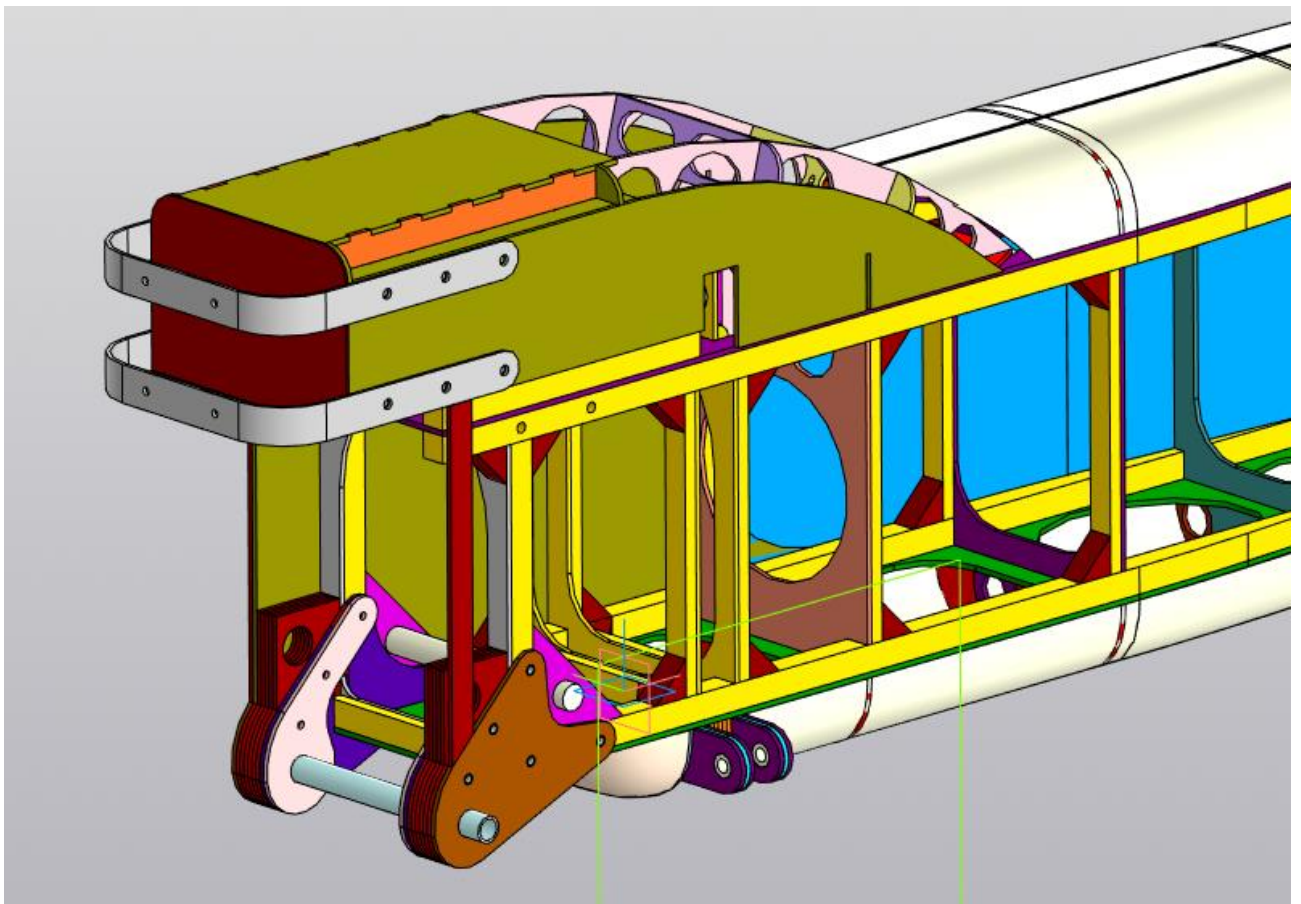


Рис.41 Кріплення крила до центроплану

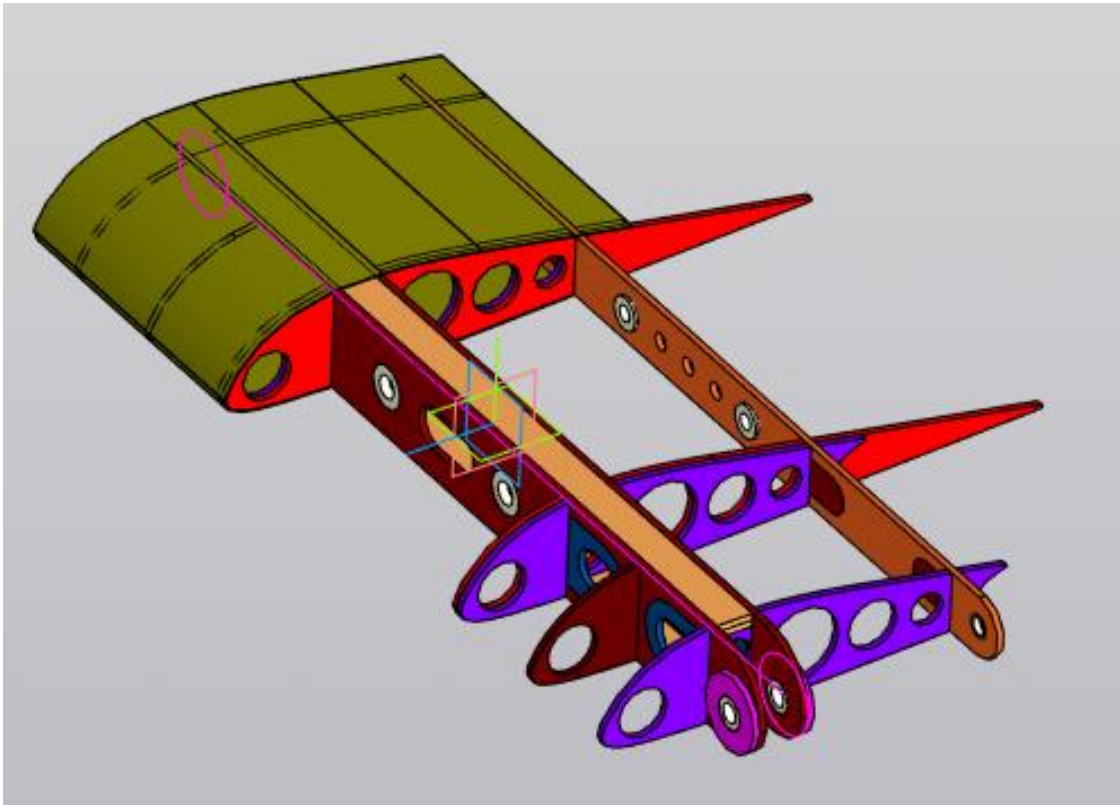


Рис.42 Центроплан

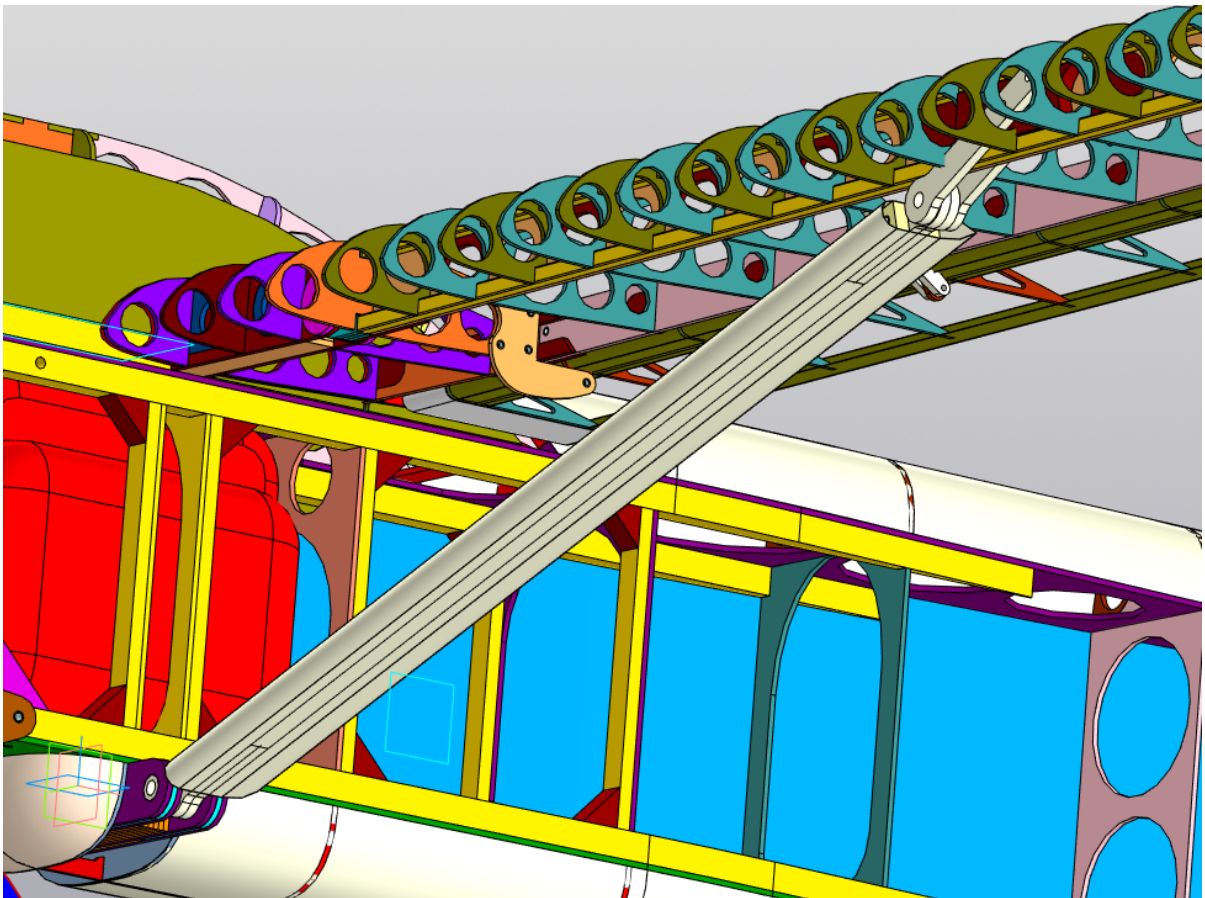


Рис.43 Підкіс крила



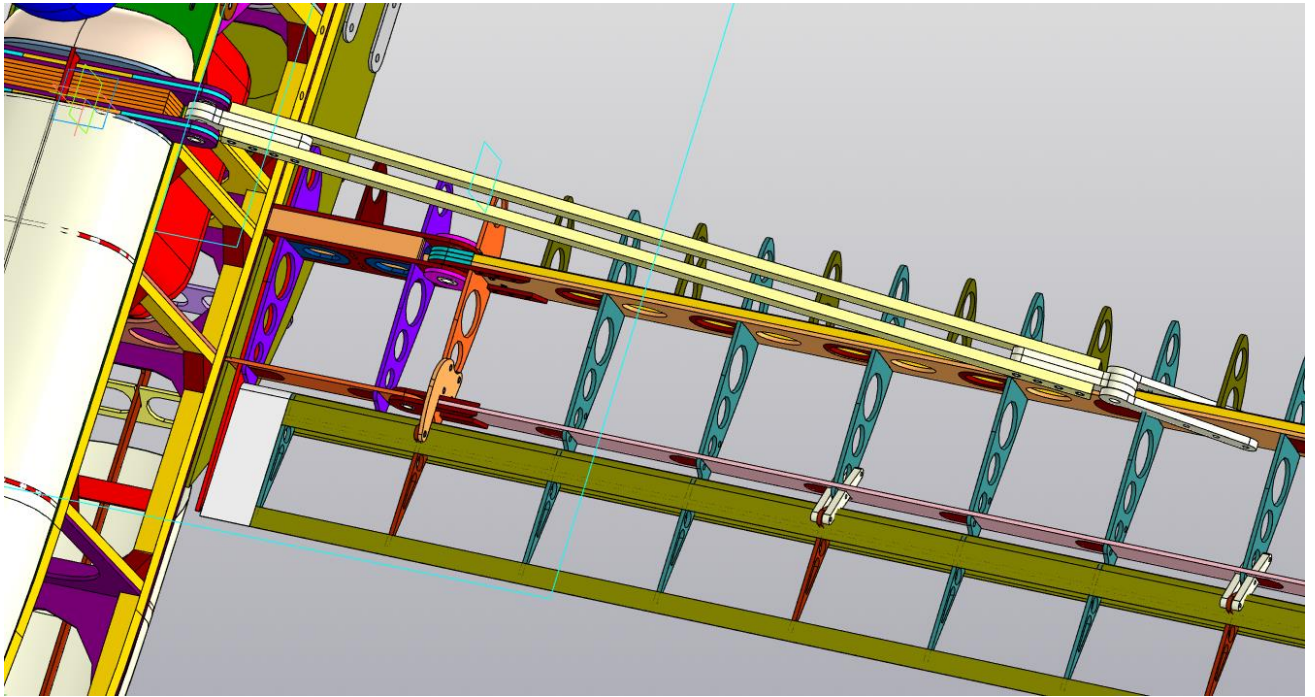


Рис.44 Кріплення підкосу крила

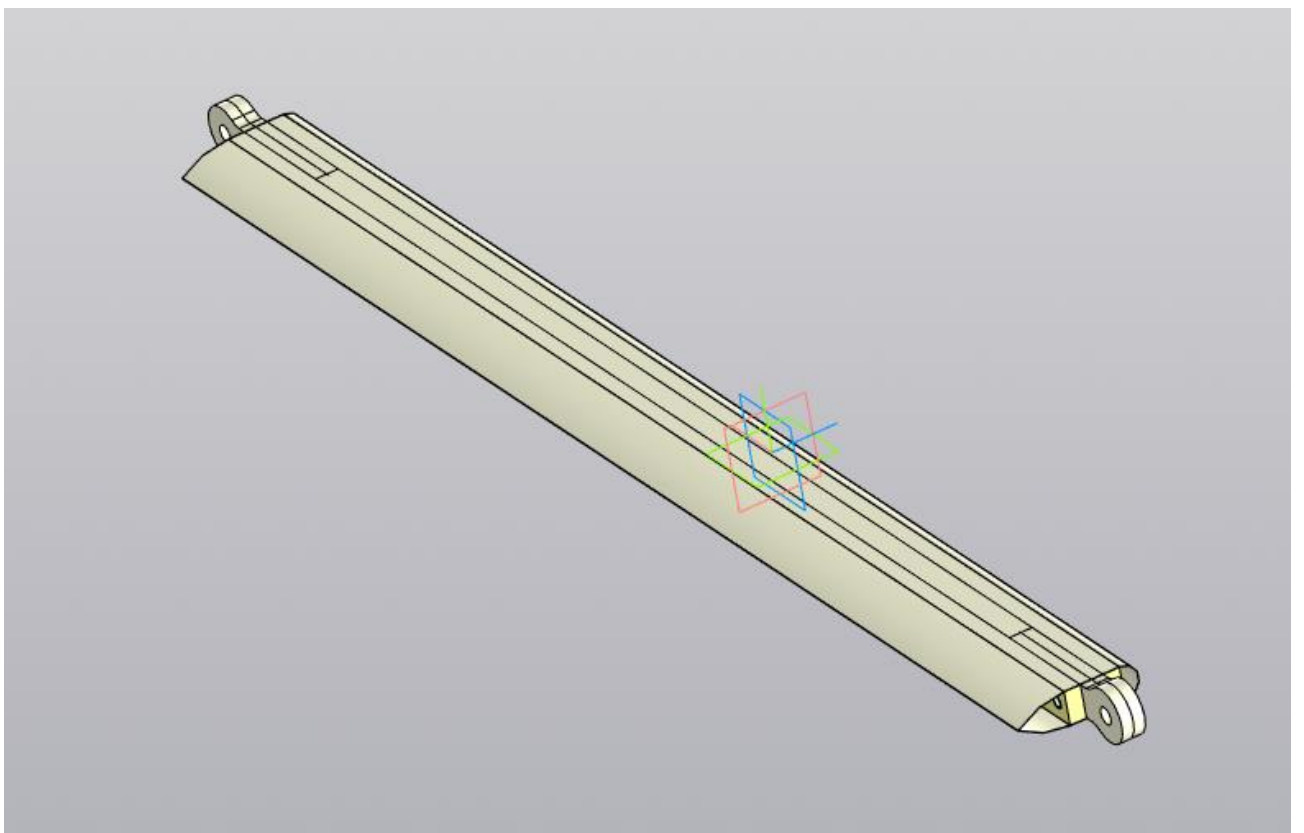


Рис.45 Підкос крила

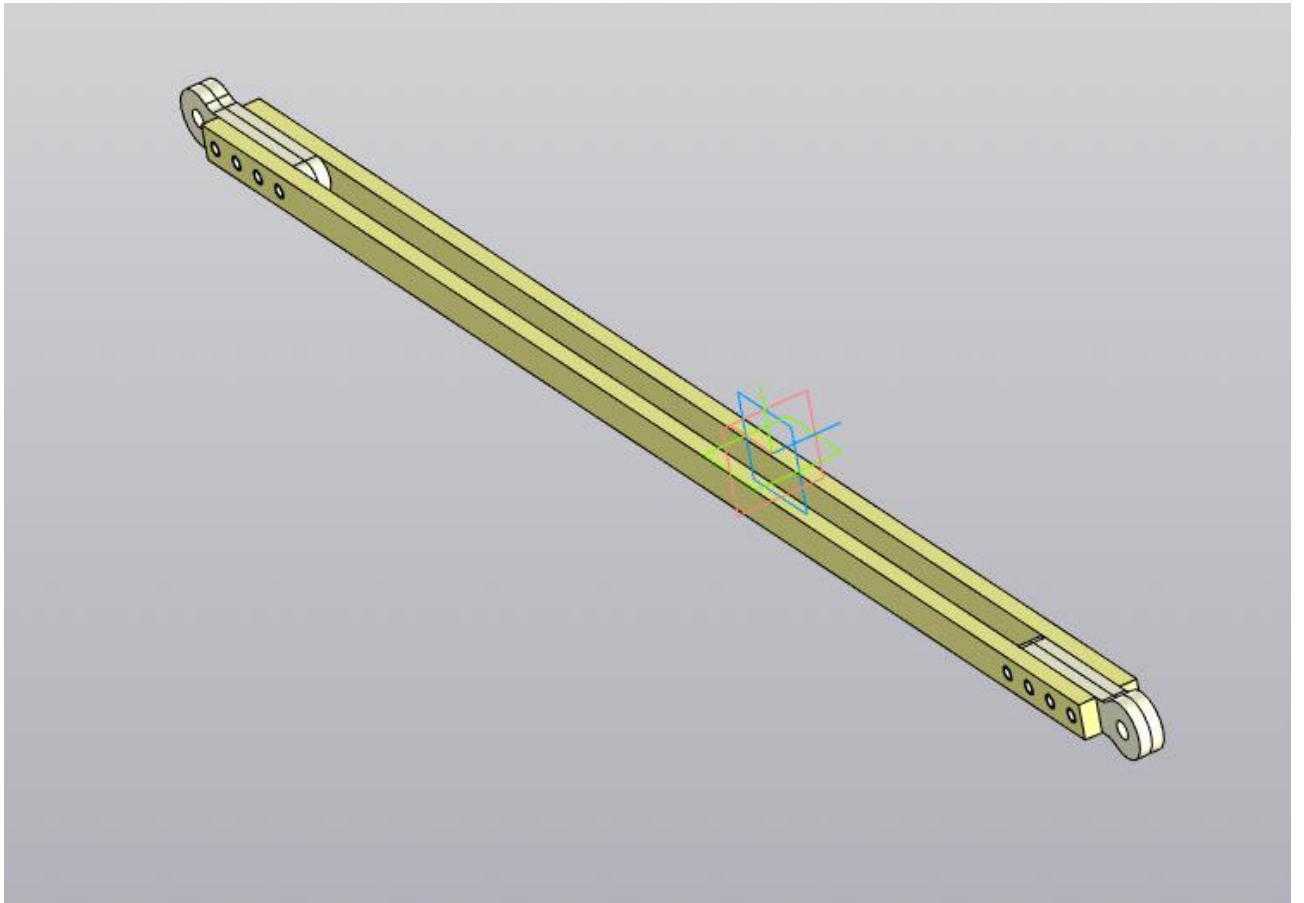


Рис.46 Конструкція підкосу крила

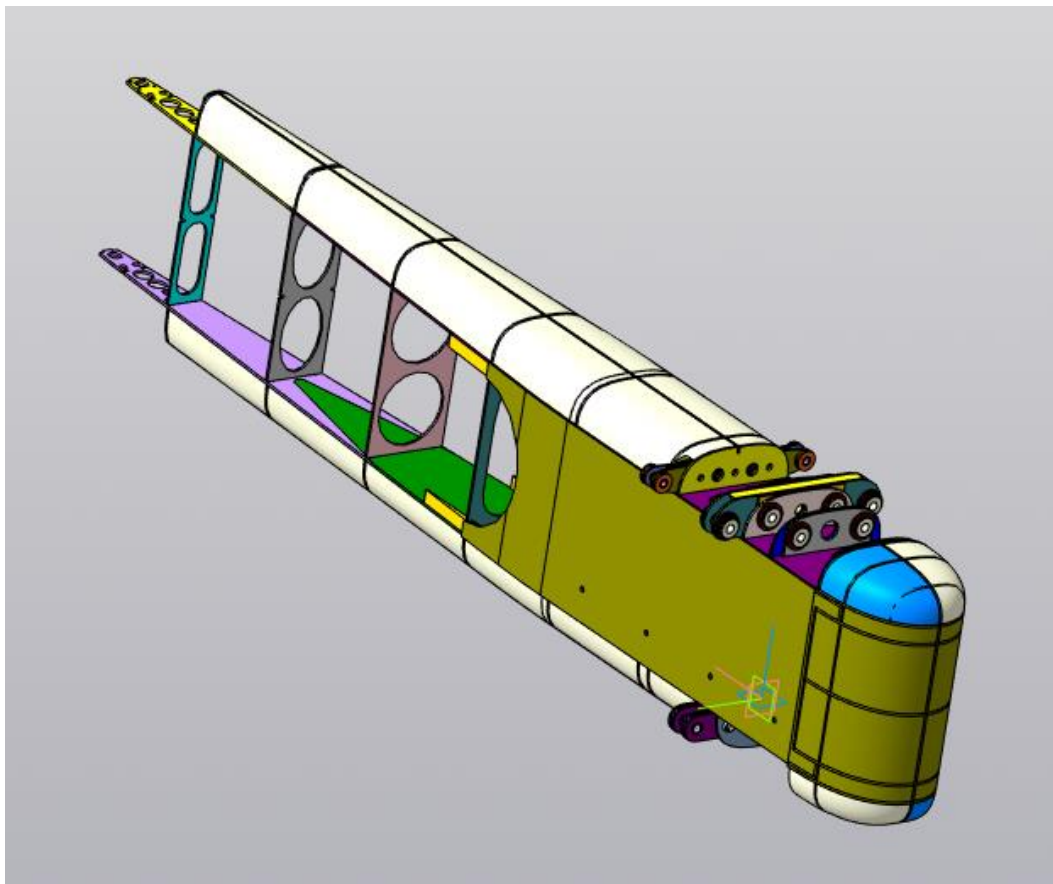


Рис.47 Загальний вид фюзеляжу

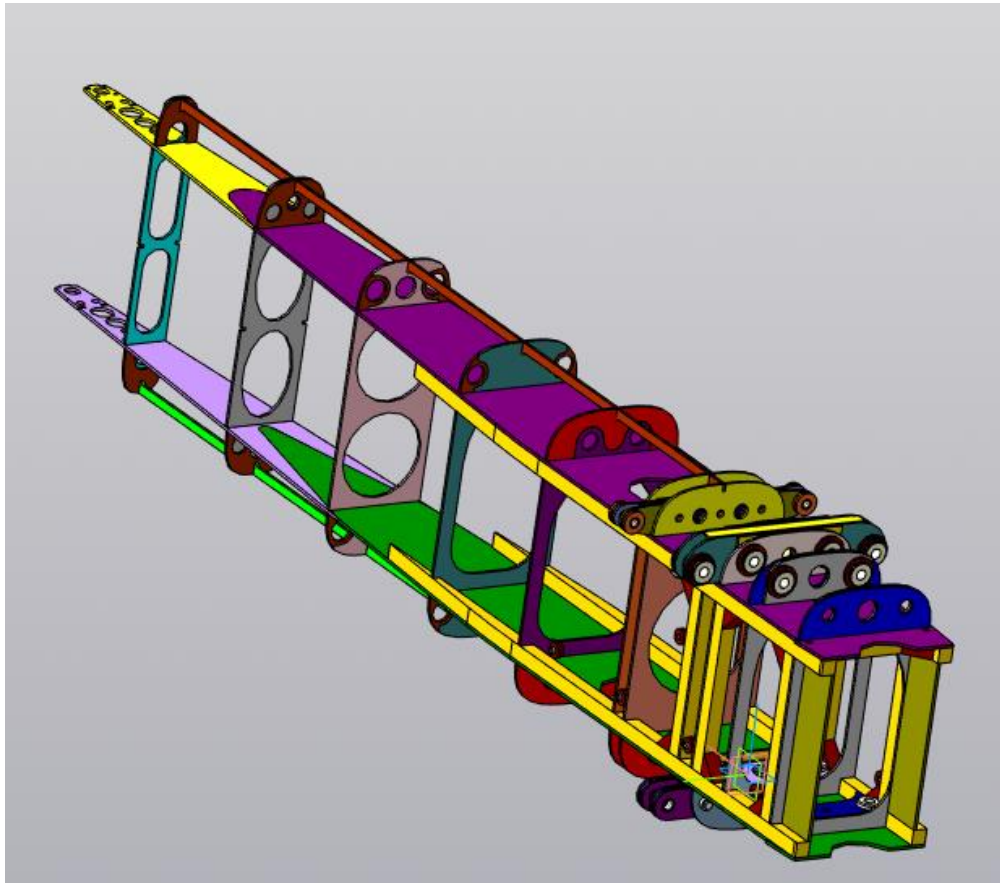


Рис.48 Конструктивно-силовая схема фюзеляжу

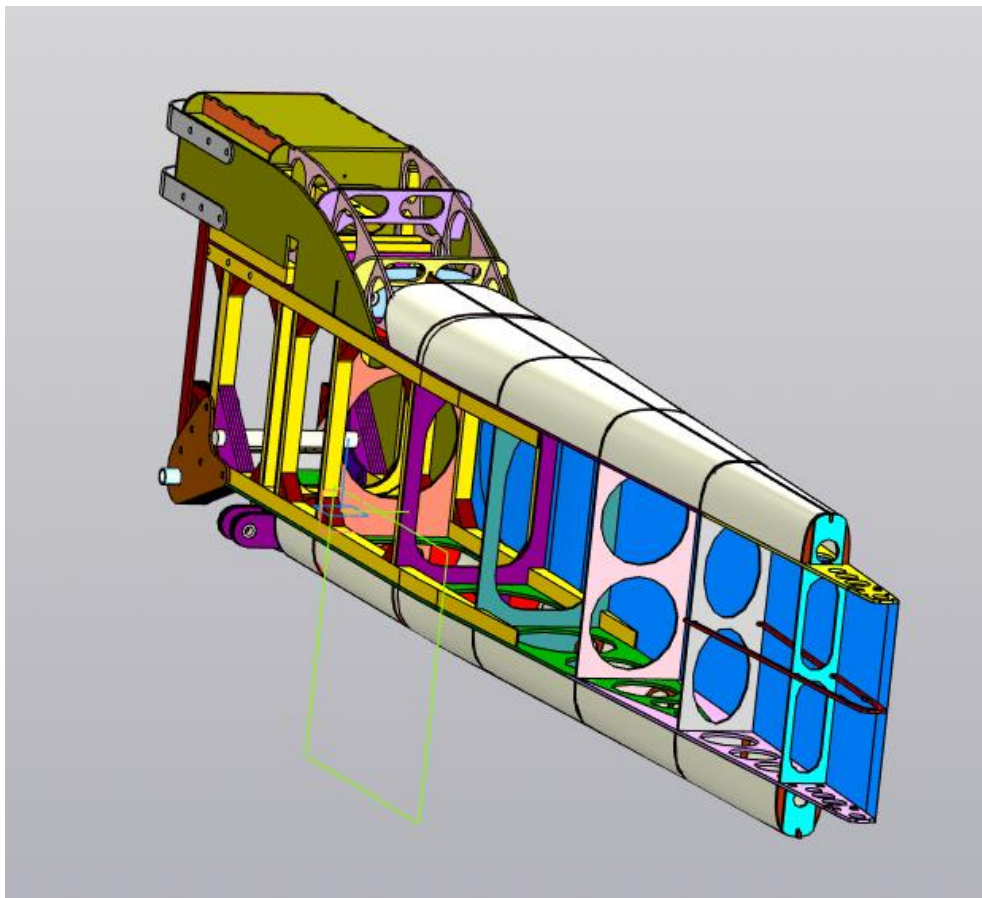


Рис.49 Конструктивно-силовая схема фюзеляжу

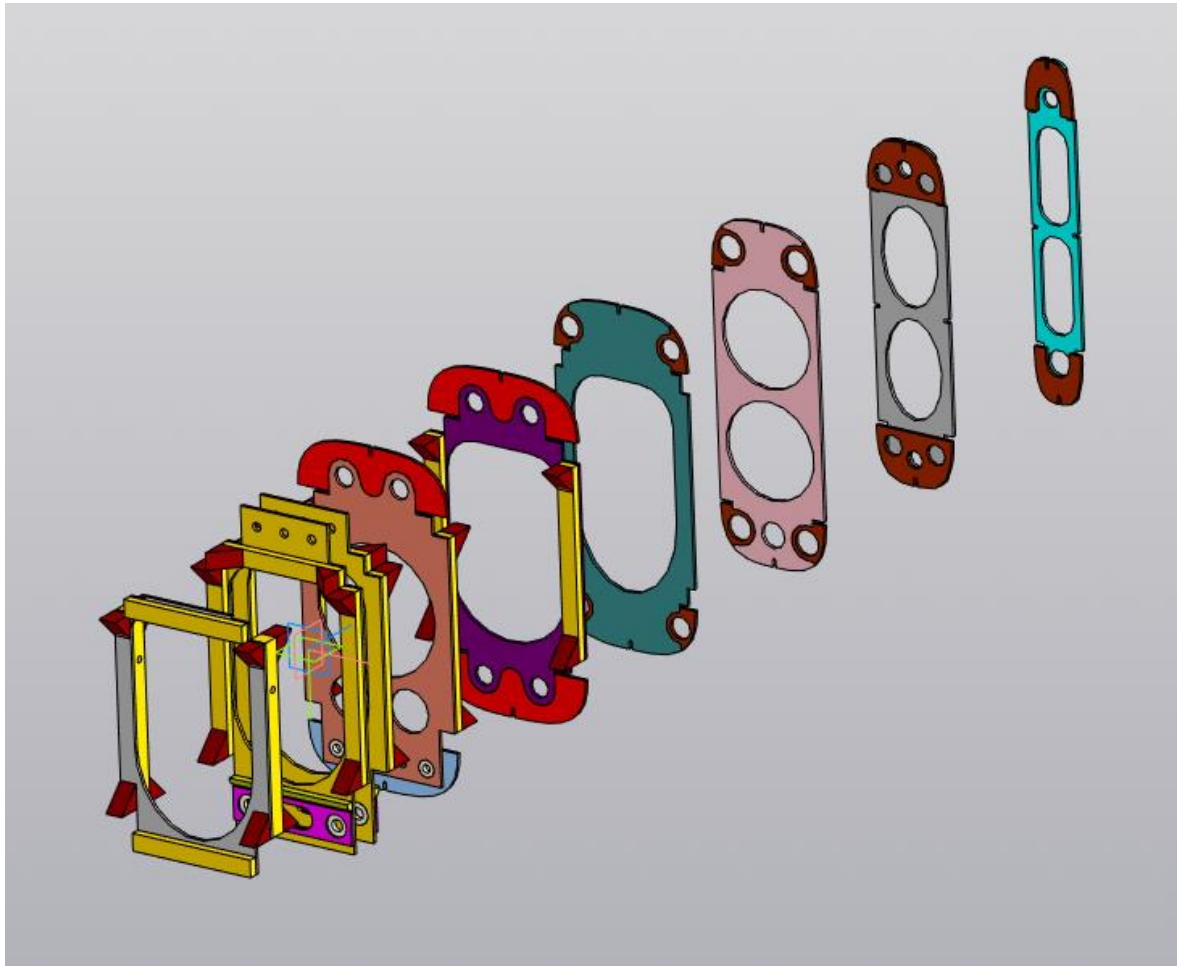


Рис.50 Конструктивно-силовая схема фюзеляжу

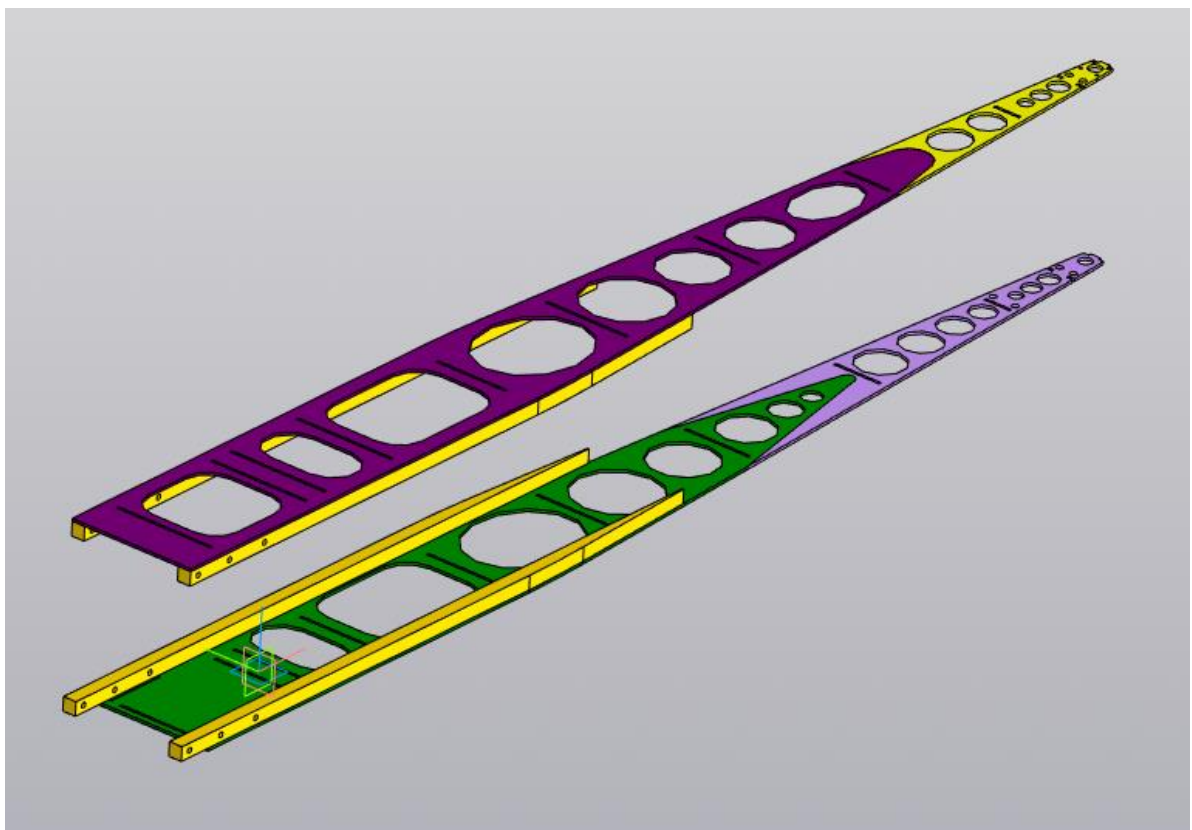


Рис.51 Конструктивно-силовая схема фюзеляжу

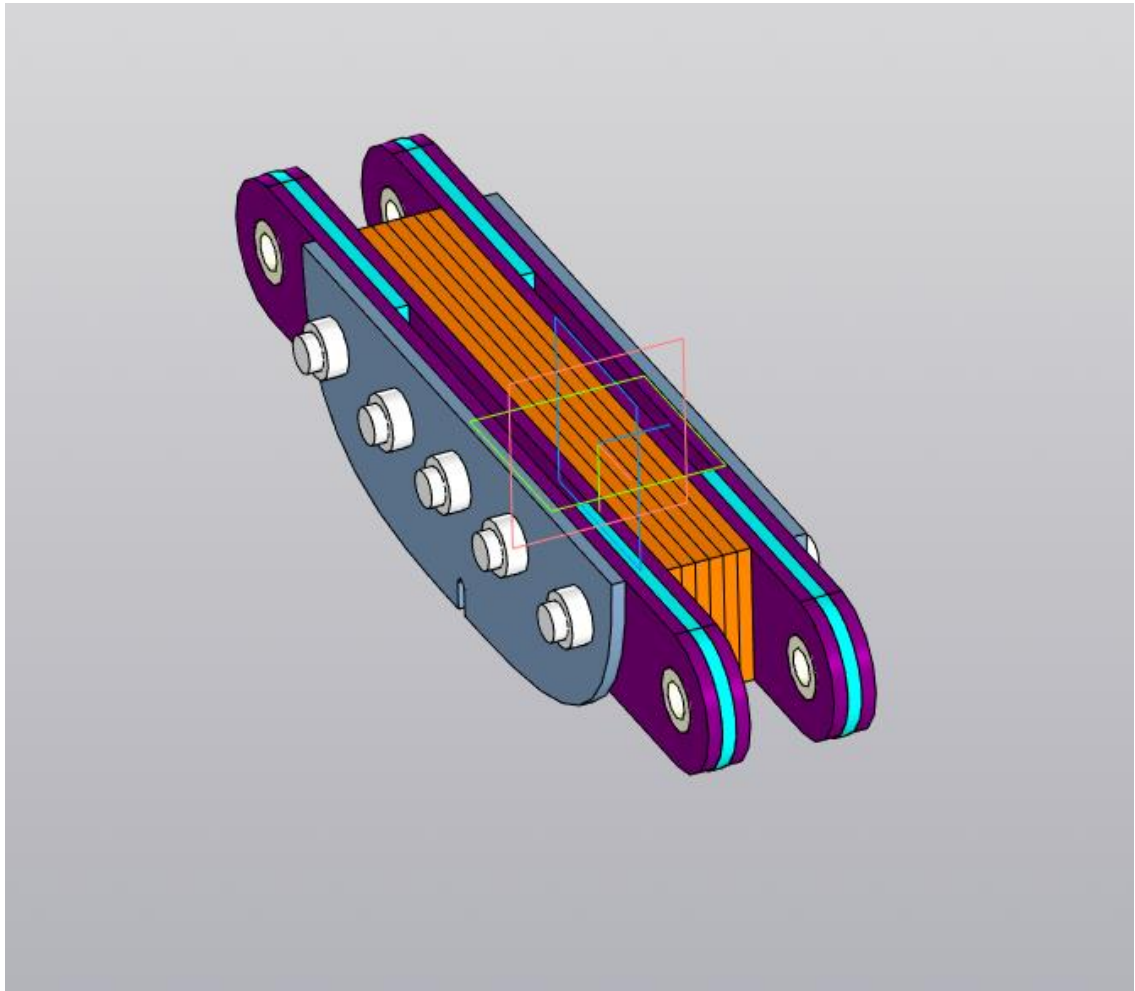


Рис.52 Елемент кріплення підкосу крила

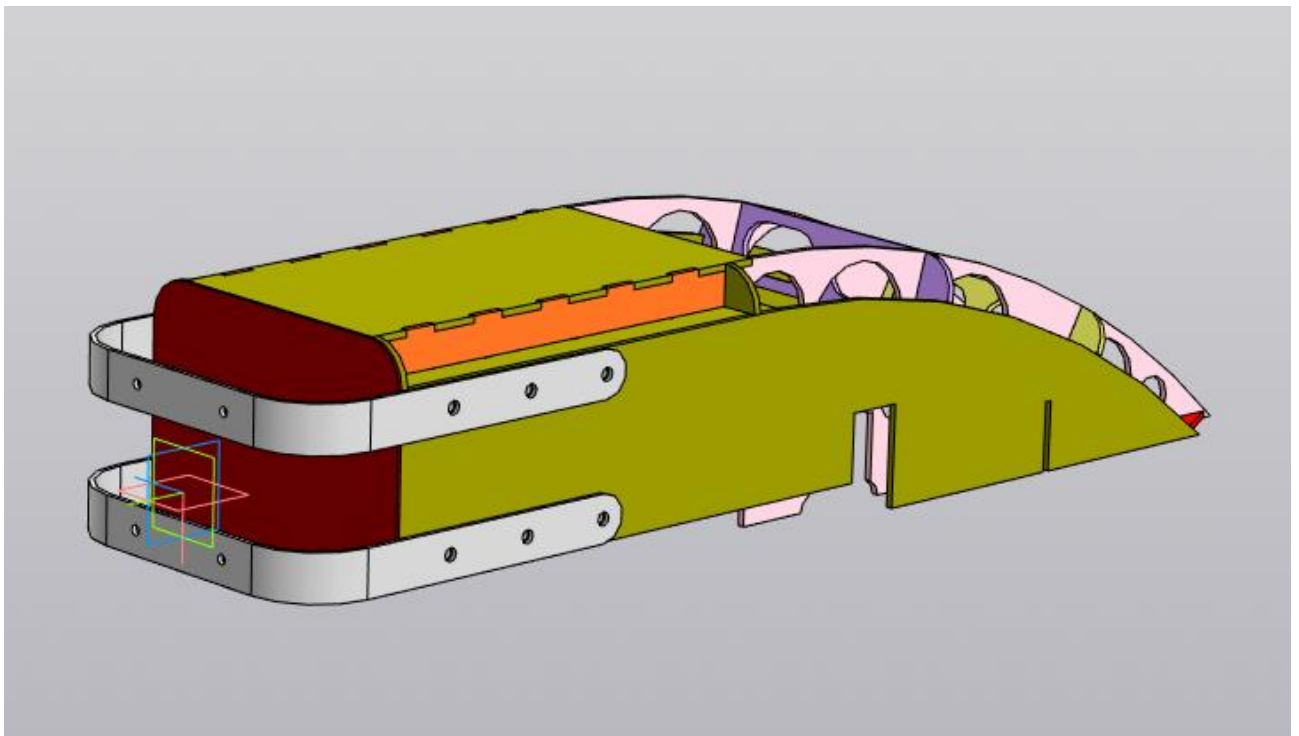


Рис.53 Гондола двигуна

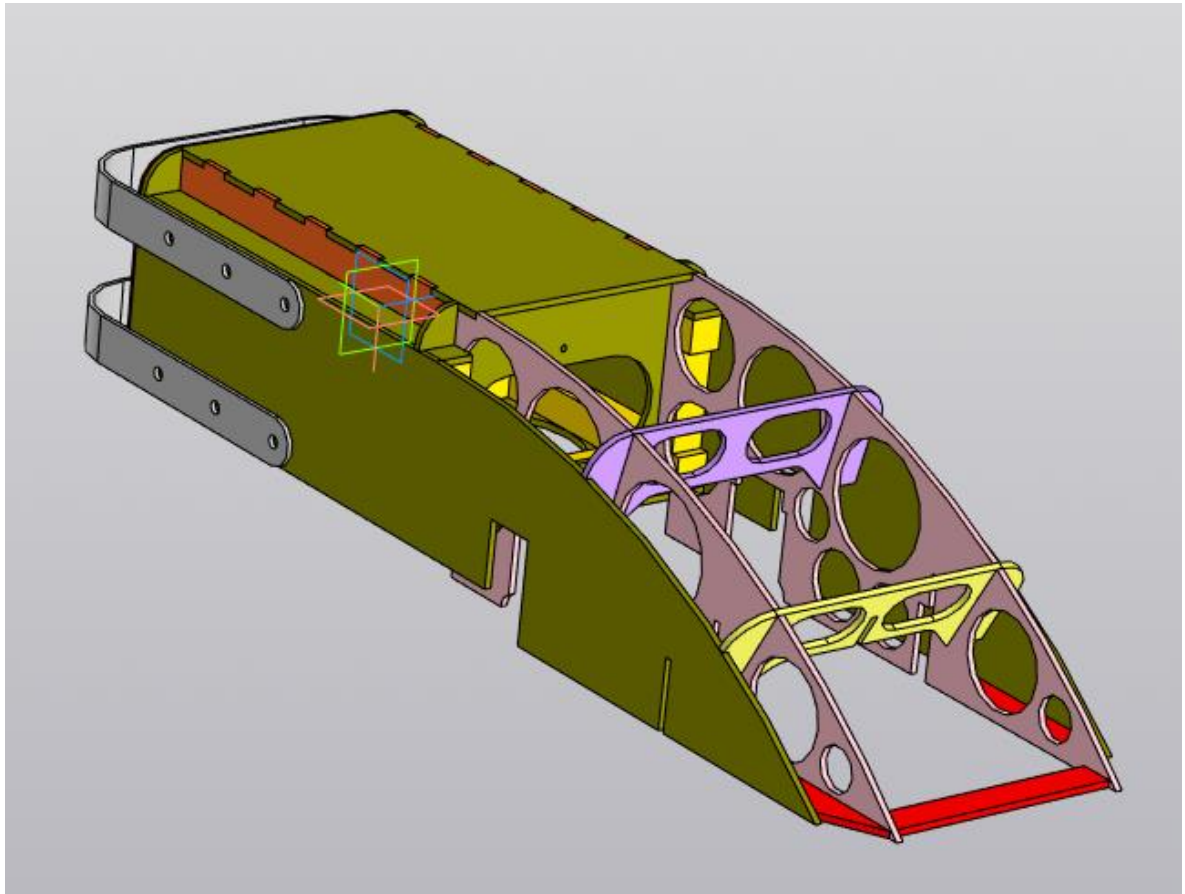


Рис.54 Гондола двигуна

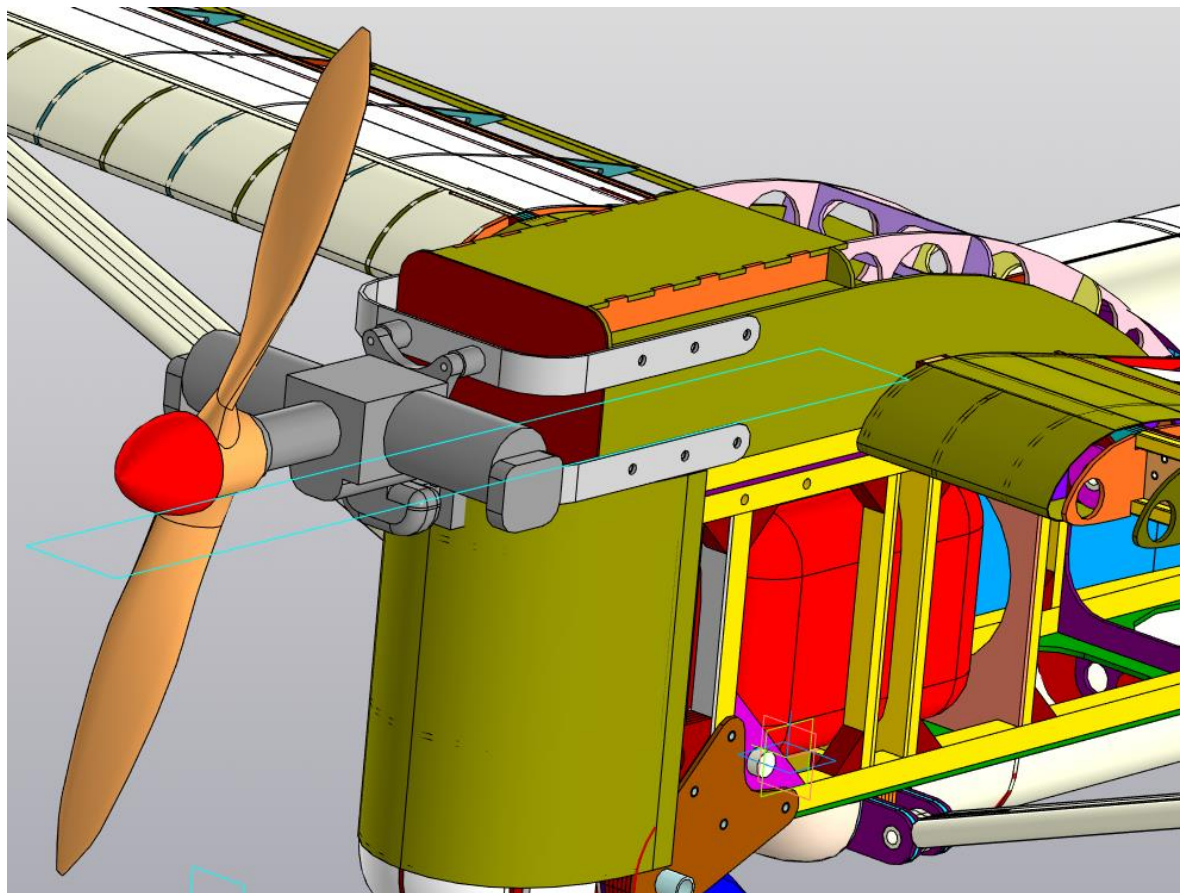


Рис.55 Гондола двигуна

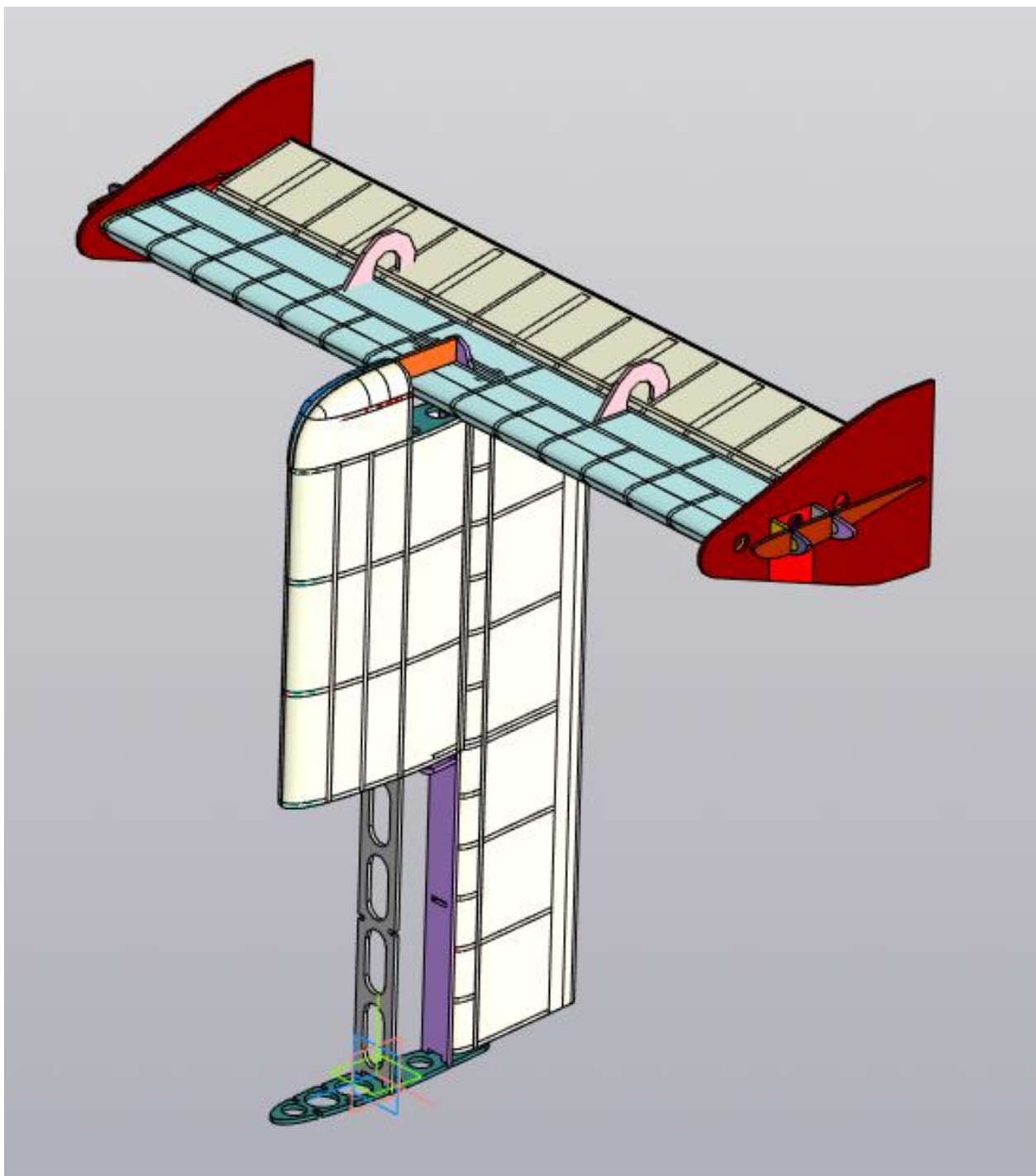


Рис.56 Загальний вигляд ГО та ВО

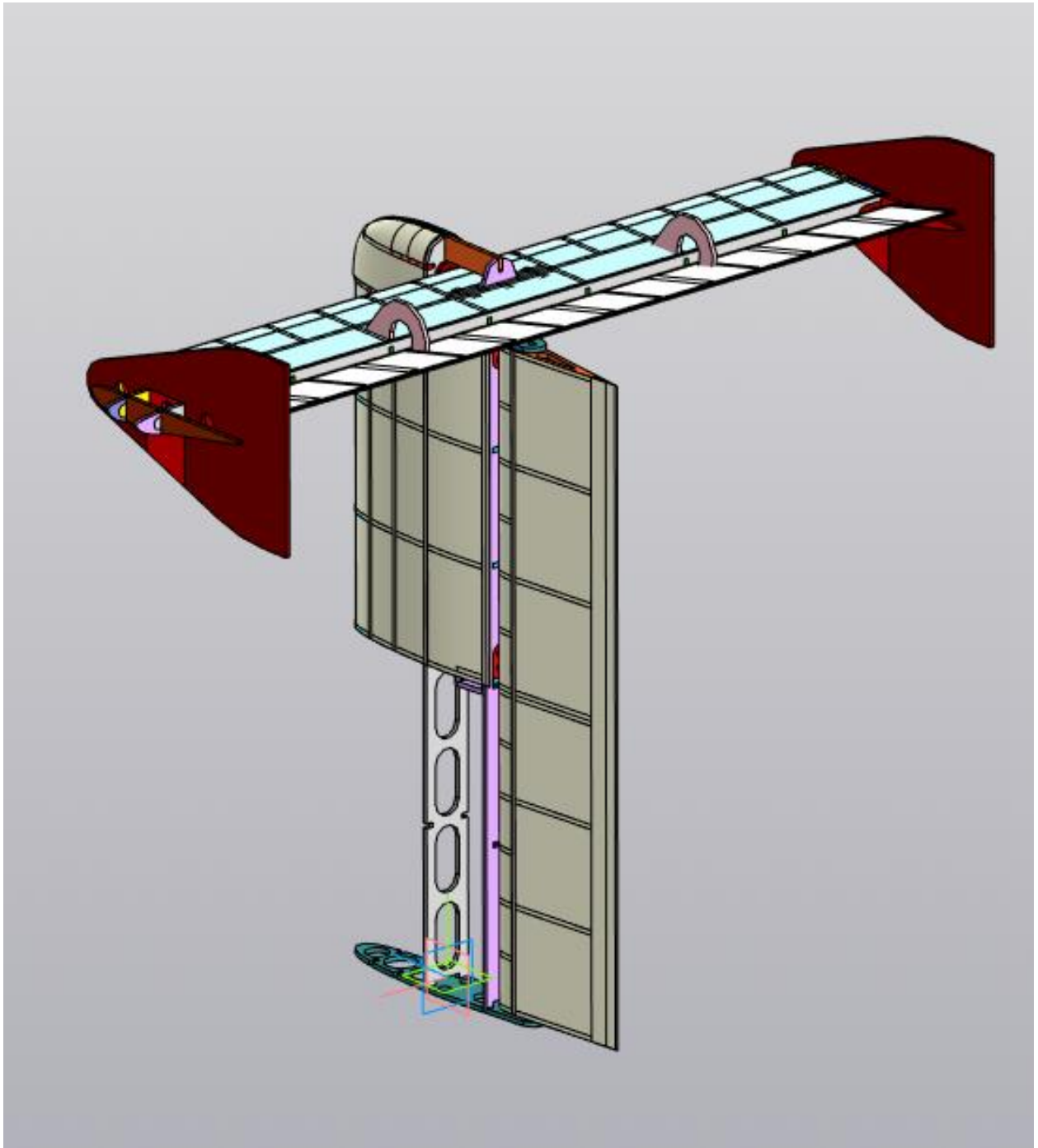


Рис.57 Загальний вигляд ГО та ВО



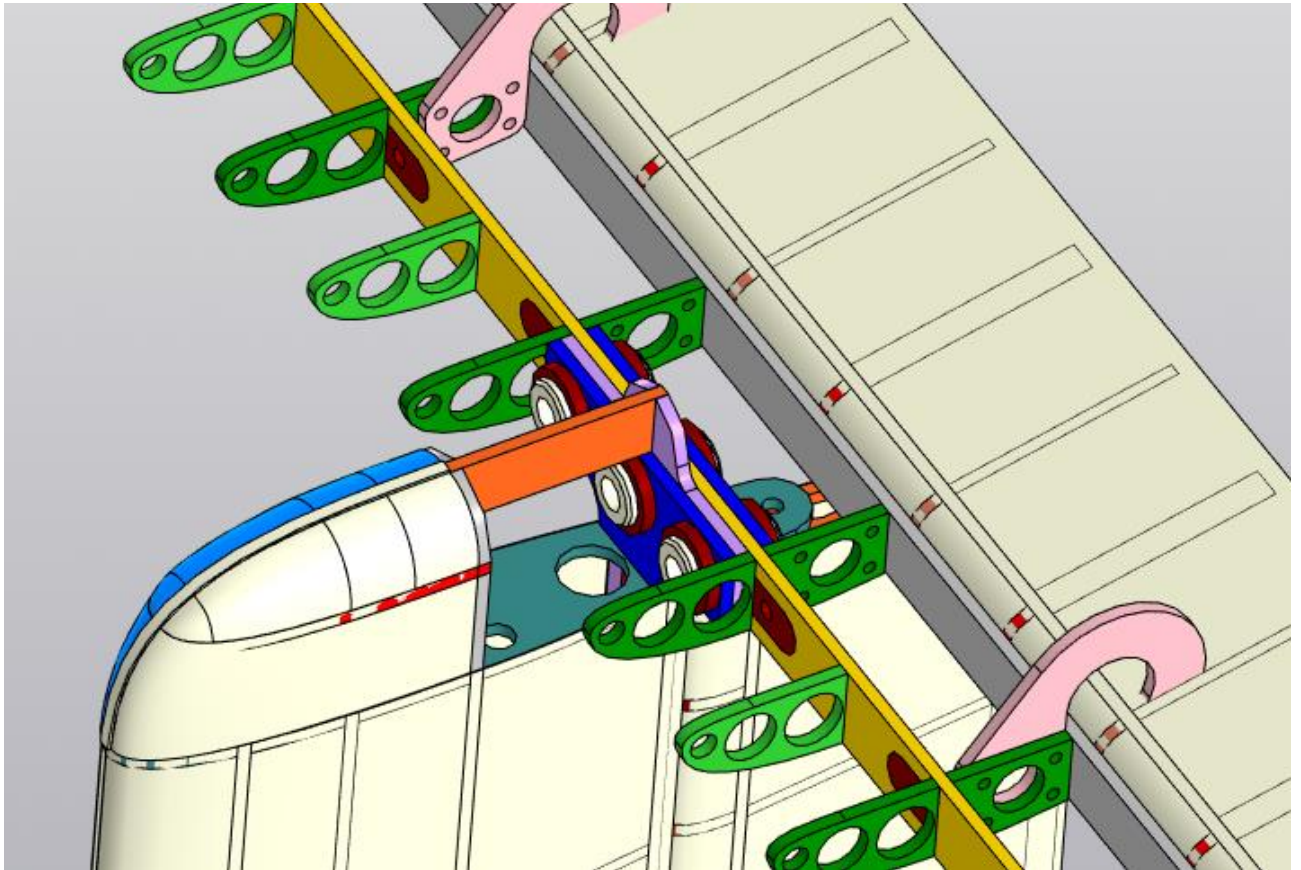


Рис.58 Кріплення горизонтального оперення

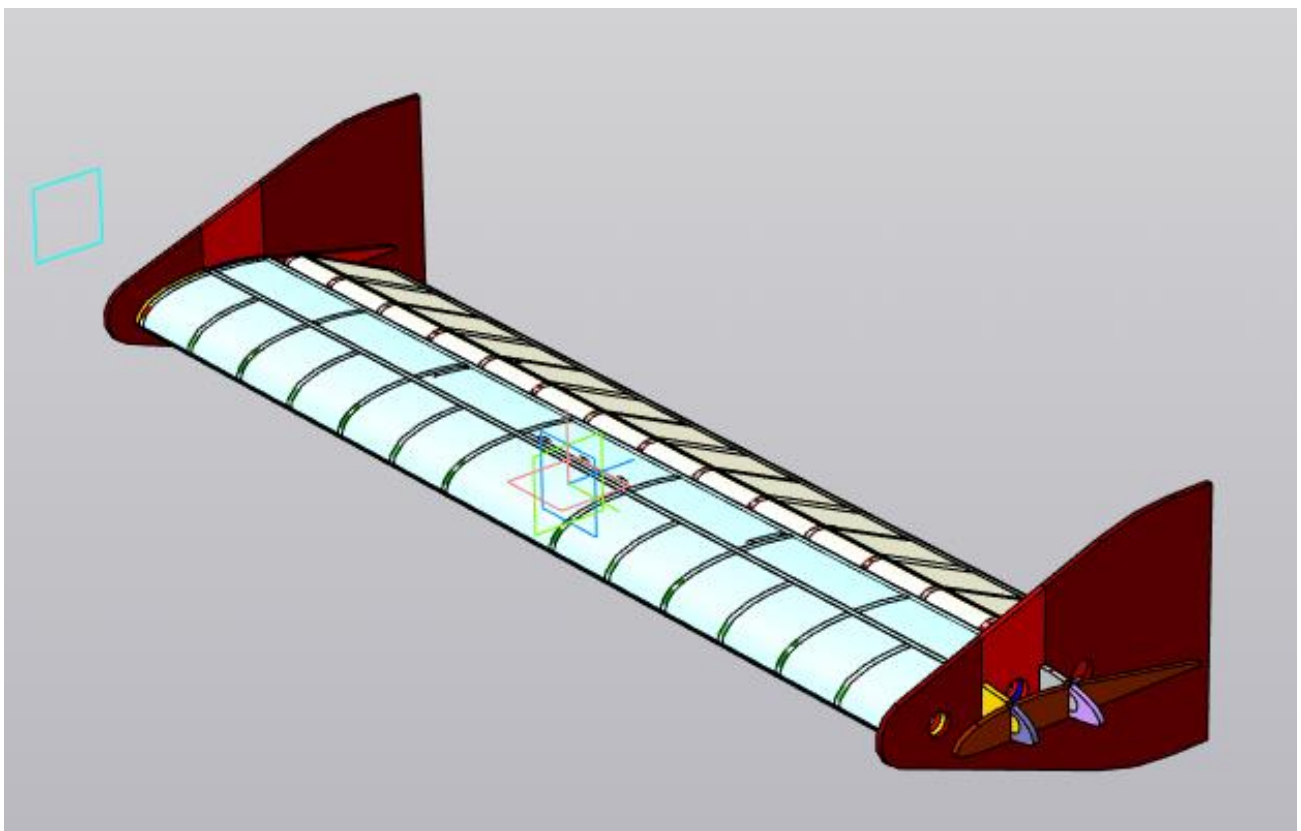


Рис.59 Загальний вид горизонтального оперення

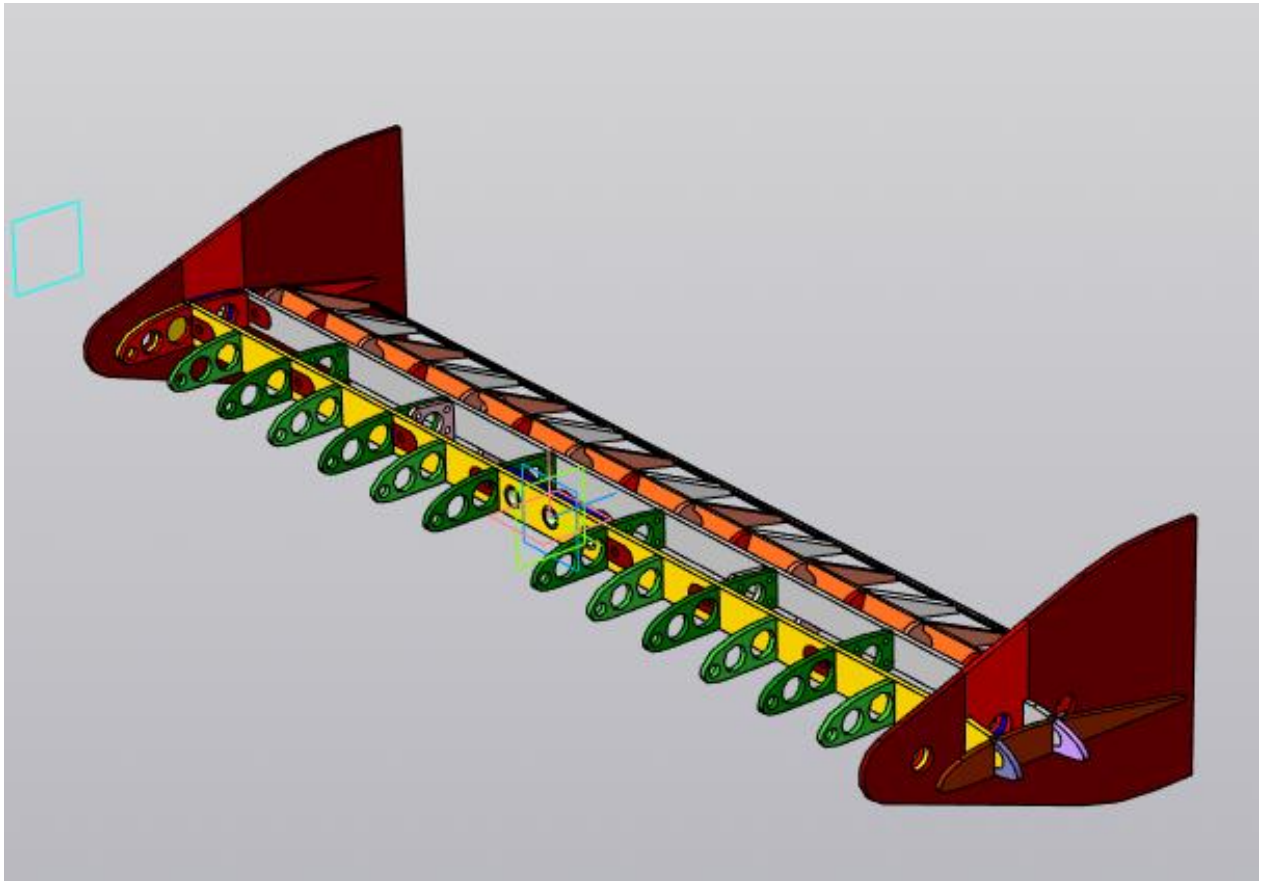


Рис.60 Конструктивно-силова схема вертикального оперения

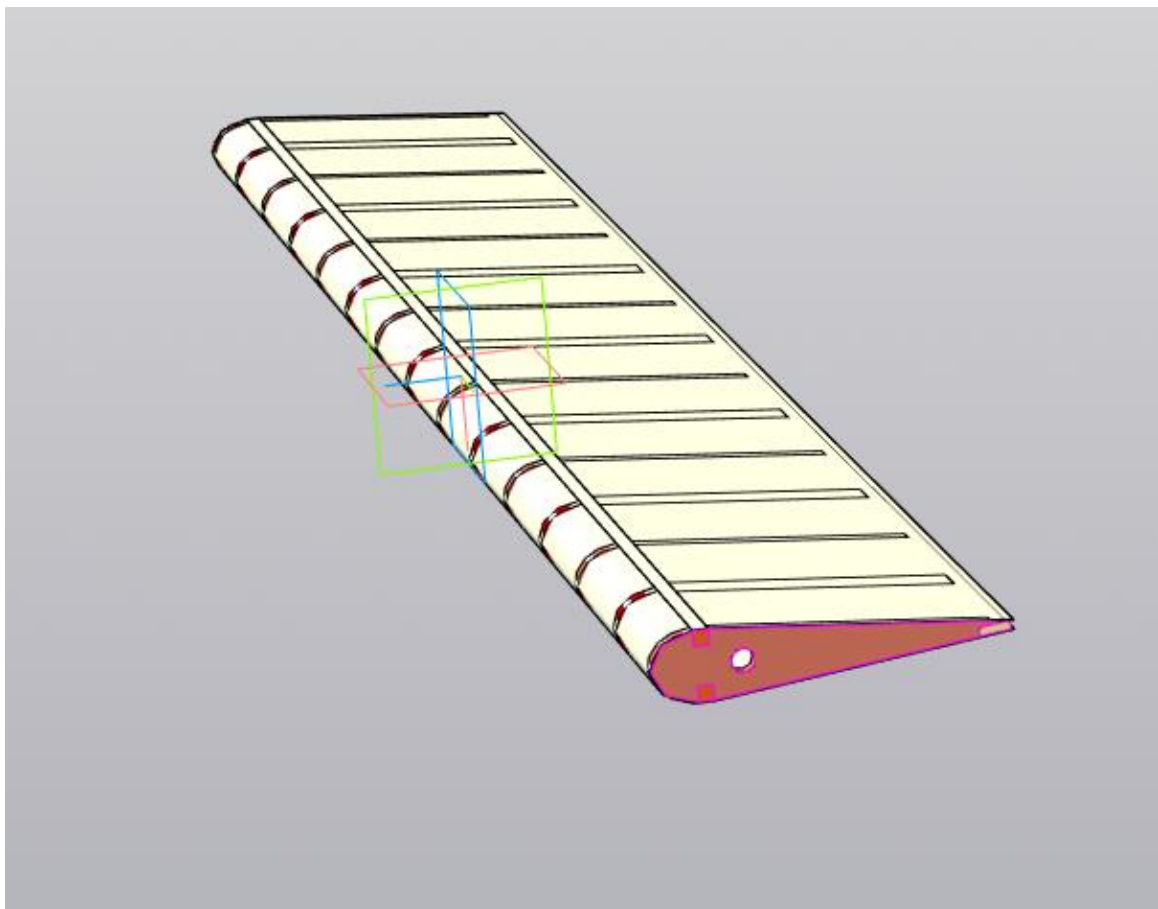


Рис.61 Рудь висоти

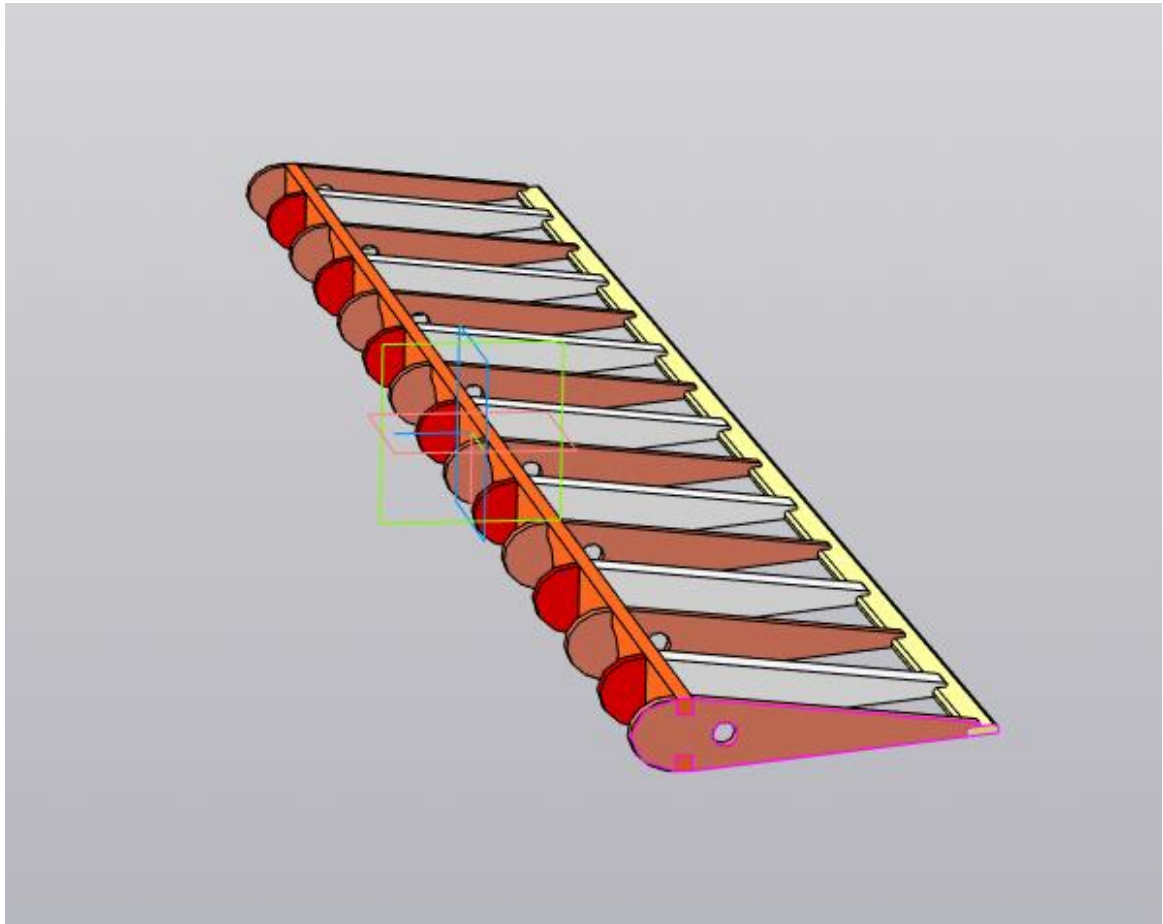


Рис.62 Конструктивна схема руля висоти

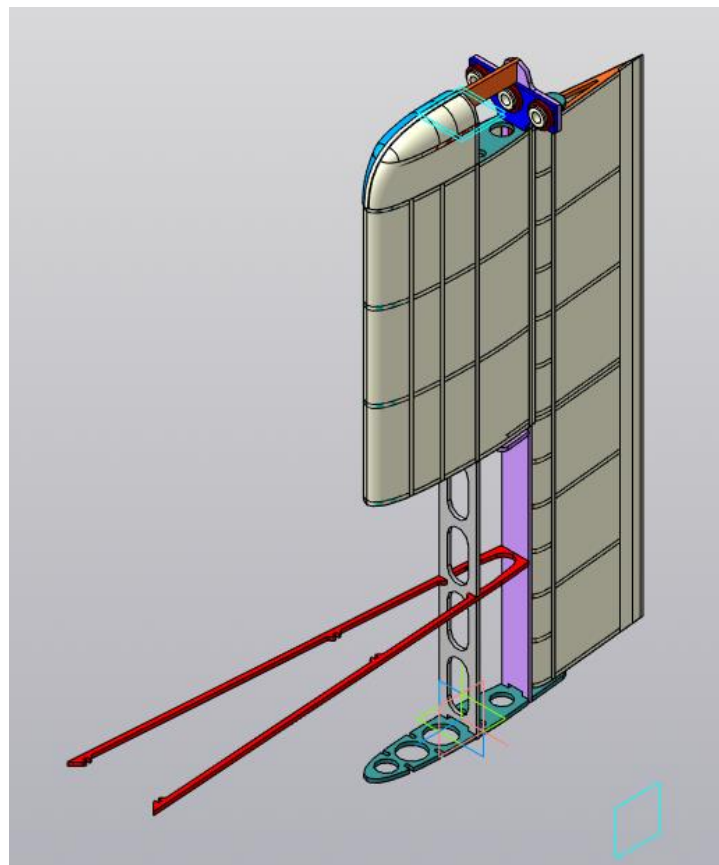


Рис.63 Загальний вигляд вертикального оперення

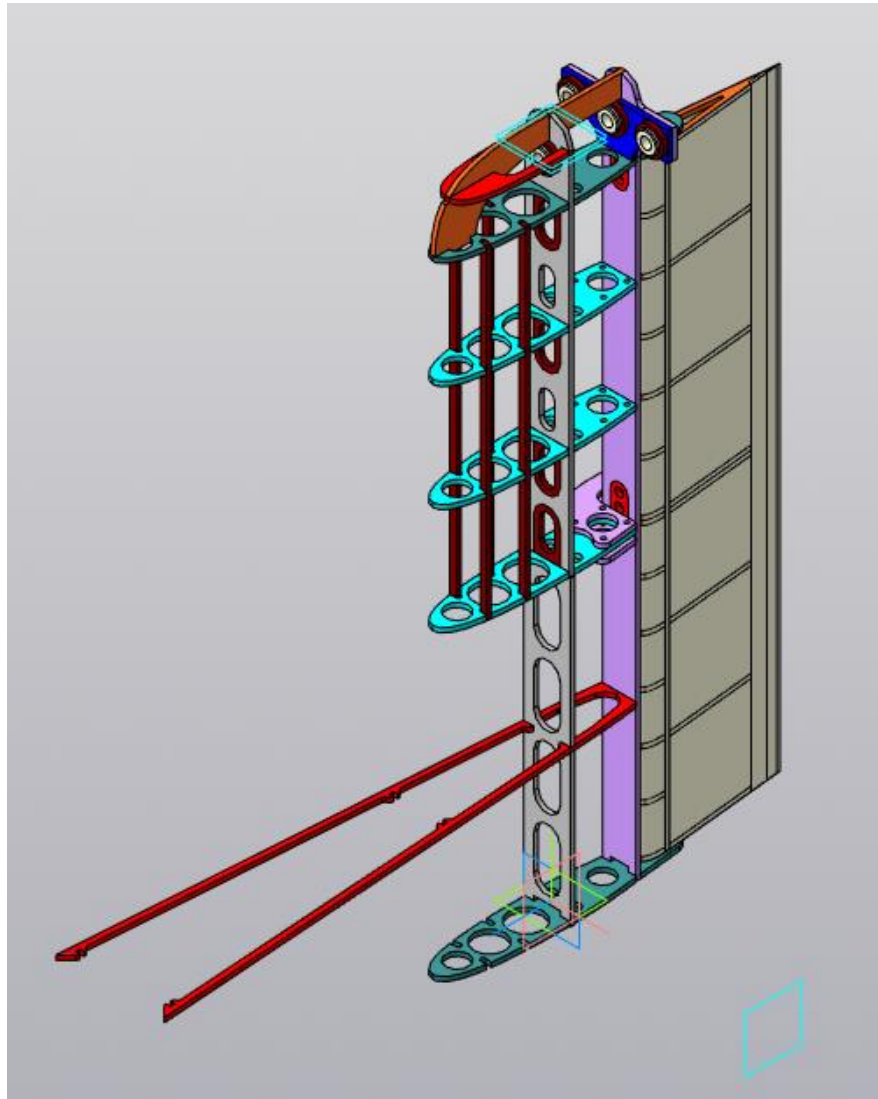


Рис.64 Конструктивно-силова схема вертикального оперения

## 4.2 Виготовлення дослідної моделі безпілотної літака



Рис.65 Суха збірка фюзеляжу



Рис.66 Суха збірка крила



Рис.67 Суха збірка крила

## Висновки по розділу

Технологічно конструкція безпілотного літака виконана модульно і взаємозамінно, що дозволяє виконувати ремонт в польових умовах без застосування спеціалізованого устаткування.

Вартість виготовлення пропонованого безпілотного літака однозначно повинна бути нижче, ніж вартість аналогічних безпілотних комплексів, що можливо реалізувати шляхом застосування добре відомих бюджетних технологій, заснованих на застосуванні конструктивних матеріалів природного походження, а саме деревини і її похідних.

Проект безпілотного літака спроектований в системі автоматичного проектування і почато виготовлення експериментального зразка.

## 5. Розробка стартап-проекту

Впровадження стартап-проекту на ринок передбачає послідовне та чітке визначення ринкових перспектив проекту, графіку та принципів організації виробництва, фінансового аналізу та аналізу ризиків та заходів з просування пропозиції для інвесторів.

Стартап-проект розроблено згідно з рекомендаціями наведених у методичних вказівках [13].

### 5.1 Опис ідеї проекту

Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці 5.1 і дають цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 5.1 – Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Проектування та виробництво системи доставки вантажу за допомогою безпілотної системи носій+контейнер	Екстрене постачання корисного навантаження в локації з підвищеним ризиком для використання пілотованої авіації.	Підвищення ефективності доставки вантажу

### 5.2 Технологічний аудит проекту

Організація даної інженерно-виробничої компанії не потребує винайдення принципово нових технологій, оскільки її діяльність ґрунтується на використанні простих та доступних технологій та матеріалів для виробництва авіаційної техніки. Фахівцями команди запропонованого стартапу досліджені, розроблені та освоєні унікальні технології склейки, виготовлення та складання агрегатів безпілотної носія та транспортного контейнеру на основі екологічних відтворюваних матеріалів – волокон бамбуку. Розроблена технологія є



унікальною тому її відтворення для можливих конкурентів практично неможливо.

### 5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Ринкові можливості та ринкові загрози, пов'язані із реалізацією запропонованого стартап-проекту мають бути визначені для подальшого плануванню напрямків проекту із урахуванням реальних ринкових обставин, потреб можливих замовників та конкурентних пропозицій.

Таблиця 5.2 – Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1	Необхідність термінового постачання корисного навантаження	ЗСУ, МНС	Транспортабельність, ефективність застосування, висока ймовірність виконання	Монтаж спеціального обладнання

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Аналіз можливостей ринку та ринкових загроз базується на аналізі факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові можливості та загрози є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: посилення державного регулювання польотів БПЛА – фактор загрози, на основі якого можна зробити прогноз щодо спаду попиту на БПЛА, особливо в нижній ціновій категорії, це призведе до посилення значущості функціональних можливостей БПЛА при його продажі, щоб максимально розширити коло можливих клієнтів та зберегти виробництво

БПЛА на рентабельному рівні. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3 – SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Високоєфективний безпілотний комплекс	Слабкі сторони: атмосферні умов польоту, можлива наявність інших факторів ризику
Можливості: Проектування високоєфективної безпілотної транспортної системи індивідуально для клієнта.	Загрози: Виникнення сильної конкуренції, посилення державного регулювання польотів

#### 5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Ринкова стратегія в першу чергу передбачає визначення цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано організації, що використовують, або можуть використовувати у своїй роботі БПЛА для екстреної доставки вантажів. Так як проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформувані базову стратегію розвитку ( Таблиця 5.4).

Таблиця 5.4 – Базова стратегія розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	<b>Стратегія спеціалізації</b> (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спирається на лідерство по витратах у рамках сегменту легких БПЛА літакового типу. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом виготовлення уніфікованої системи БПЛА).
Ключові конкурентоспроможні	Покращення та здешевлення конструкції за рахунок масовості, підвищення ймовірності доставки вантажу в зони із високими факторами ризику.

позиції відповідно до обраної альтернативи	
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує БПЛА або починає виробляти новий, не змінюючи при цьому його призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 5.5).

Таблиця 5.5 – Вибір стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбеном :

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийнятного для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;
- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

### 5.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 5.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.6 – Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
БПЛА	Менша ціна в порівнянні з конкурентами	Універсальність застосування, модульність конструкції

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;

- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

### Висновки по розділу

БПЛА набувають все більшої популярності, значно розширюються сфери їх застосування. Проблемою сучасних БПЛА є значна вартість та вузька спеціалізація використання даних БПЛА, тому актуально робити максимально дешевий та універсальний БПЛА. Для цього можна використовувати технології "початку минулого століття", як найбільш дешеві та перевірені часом. Залучивши достатню кількість кваліфікованих або не дуже, робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по швидкому виготовлені значної кількості простих, дешевих та універсальних БПЛА, що зможуть задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В дисертації досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку.
2. Розроблений засіб доставки вантажів за допомогою системи носій-контейнер, що від'єднується від БПЛА є перспективним для впровадження у виробництво оскільки він дешевший та екологічний на відміну від аналогів та конкурентів, що, представленні на ринку.
3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

## **6. Висновки**

У магістерській дисертації було викладено теоретичне узагальнення і вирішення актуальної задачі – вплив параметрів компоновання учбово-тренувального безпілотного літака на його ефективність.

Було проведено розрахунок аеродинамічних характеристик різних компоновок за допомогою панельно-вихрового методу. Прийняті панельно-вихровим методом припущення розрахункової моделі обтікання створюють позитивне відхилення розрахункового результату в порівнянні з експериментальними даними. Результуюче аеродинамічне компоновання дозволило реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик.

Вартість виготовлення пропонованого безпілотного літака однозначно повинна бути нижче, ніж вартість аналогічних безпілотних комплексів, що можливо реалізувати шляхом застосування добре відомих бюджетних технологій, заснованих на застосуванні конструктивних матеріалів природного походження, а саме деревини і її похідних.

Необхідність обґрунтована високою аварійністю сучасних дорогих безпілотних комплексів на етапі навчання персоналу, який не володіє необхідними навичками. Також слід адекватно враховувати тенденцію збільшення габаритних розмірів сучасних безпілотних літаків і, відповідно, виникають складності в процесі навчання об'єктом пілотування з розмірами, що значно перевищують габарити типових тренувальних радіокерованих моделей.

Складнощі сприйняття об'єкта управління пілотом-оператором безпілотного комплексу можуть бути причиною льотної події, втрати дорогої конструкції і також інших дуже серйозних наслідків.

## 7. Список литературы

1. Unmanned Aircraft System Pilot/Operator Qualification Requirements and Training Study Shengjun Qia , Feng Wang and Li Jing Chinese Flight Test Establishment, 710089 Xi'an, China
2. IMPACT OF PRIOR FLIGHT EXPERIENCE ON LEARNING PREDATOR UAV OPERATOR SKILLS, Brian T. Schreiber, Don R. Lyon, Elizabeth L. Martin , Herk A. Confer, AIR FORCE RESEARCH LABORATORY
3. A Summary of Unmanned Aircraft Accident/Incident Data: Human Factors Implications Kevin W. Williams, Civil Aerospace Medical Institute Federal Aviation Administration
4. Selection Methods for Remotely Piloted Aircraft Systems Operators, Thomas R. Carretta , Mark R. Rose , and Kenneth T. Bruskiwicz.
5. UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR) for North Atlantic Treaty Organization (NATO) Military UAV Systems. draft STANAG 4671. Edition 1 – March 22nd, 2007
6. EASA CS-23. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. 14 November 2003.