

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 533.695.14

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: «Взаємний вплив літака-носія і планера на аеродинамічні
характеристики транспортної системи»**

Виконав :

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Мельник Олексій Володимирович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри КІ

Зінченко Д. М. _____

Рецензент:

Професор каф. КІ, д.т.н.,

професор Рижков Л. М. _____

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

Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
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
Мельнику Олексію Володимировичу

1. Тема дисертації «Взаємний вплив літака-носія і планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи», 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 10 грудня 2020 р.
3. Об'єкт дослідження: Процес обтікання спільного компонування літака-носія і транспортного планеру
4. Вихідні дані Висота польоту – 400 – 3000 м.;
Швидкість польоту – 25 – 40 м/с.;
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Огляд та аналіз наукових досліджень аеродинаміки компонувань літаків-носіїв зовнішнього корисного навантаження.
 - 5.2. Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик.
 - 5.3. Побудова розрахункових моделей варіантів компонування.
 - 5.4. Аналіз результатів обчислюваного експерименту. Визначення прийнятного варіанту спільного компонування літака-носія і транспортного планеру.
 - 5.5. Аналіз можливостей застосування смарт-матеріалів в конструкції.
 - 5.6. Розробка і виготовлення агрегатів дослідної моделі літака-носія.
 - 5.7. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд аналогів.

6.2. Аеродинаміка спільного компонування.

6.3. Планування обчислюваного експерименту.

6.4. Аналіз результатів моделювання.

6.5. 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 дисертації.	до 01.11.2019	
2.	Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик спільного компонування літака і контейнера з корисним навантаженням	до 05.12.2019	
3.	Визначення прийнятних засобів обчислювальної аеродинаміки для поставленого завдання.	до 25.02.2020	
4.	Визначення параметрів спільного компонування літака-носія і транспортного планеру.	до 20.03.2020	
5.	Побудова розрахункових моделей для різних варіантів спільного компонування	до 10.04.2020	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик варіантів спільного компонування.	до 01.05.2020	
7.	Аналіз варіантів застосування смарт-матеріалів в конструкції.	до 20.05.2020	
8.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.	до 10.06.2020	
9.	Підготовка статті до публікації	до 15.08.2020	
10.	Аналіз отриманих результатів та визначення прийнятного варіанту спільного компонування літака-носія і транспортного планеру	до 10.10.2020	
11.	Розробка стартап-проекту.	до 01.12.2020	

Студент

Олексій МЕЛЬНИК

Науковий керівник

Дмитро ЗІНЧЕНКО

Анотація

Пояснювальна записка містить 116 сторінок, в тому числі 65 рисунків, 16 таблиць, 15 джерел. Графічна частина виконана на аркушах формату А1.

В дисертаційному дослідженні запропонована концепція безпілотного комплексу, що складається із безпілотного літака-носія та безпілотного транспортного контейнеру-планеру, який під час злету та горизонтального польоту до точки роз'єднання складають один цілий літальний апарат.

В даному проекті були розглянуті наукові дослідження аеродинаміки компонувань літаків-носіїв зовнішнього корисного навантаження та проаналізовано особливості конструктивних рішень. Визначено вплив компонування транспортного планера на аеродинамічні характеристики системи.

З використанням методів обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання впливу різних варіантів компонування транспортного контейнеру на значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{БЛ}}$, коефіцієнту підіймальної сили $C_{ya_{\text{БЛ}}}$, критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{ya}}$ та стійкості mzC_{ya} системи носій-планер. Проаналізовано можливості застосування смарт-матеріалів в конструкції.

Під час проектування та моделювання використовувалося комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, КОМПАС-3D- V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

Ключові слова: безпілотний авіаційний комплекс, критерій льотної ефективності, бпла, літак-носіє, транспортний планер.

Abstract

The explanatory note contains 116 pages, including 65 figures, 16 tables, 15 sources. The graphic part is made on sheets of A1 format.

The dissertation research proposes the concept of an unmanned complex, consisting of an unmanned aerial vehicle and an unmanned transport container-glider, which during takeoff and horizontal flight to the point of separation make one whole aircraft.

In this project scientific researches of aerodynamics of configurations of planes-carriers of external payload were considered and features of constructive decisions were analyzed. The influence of the layout of the transport glider on the aerodynamic characteristics of the system is determined.

Using the methods of calculated aerodynamics, the influence of different variants of the transport container layout on the values of aerodynamic perfection of KBAL, lifting coefficient C_{ya} score, criterion of maximum range $K / \sqrt{C_{ya}}$ and stability mzC_{ya} of the carrier-glider system is performed. Possibilities of application of smart materials in a design are analyzed.

During the design and modeling, computer modeling and modern software were used, namely: Microsoft Office programs, KOMPAS-3D-V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

Key words: unmanned aerial complex, criterion of flight efficiency, UAV, carrier aircraft, transport glider.

3MICT

Перелік умовних позначень	8
Вступ	9
1. Особливості конструктивних рішень	16
1.1 Транспортні контейнери.....	16
1.2 Підвісні транспортні кабіни	19
1.3 Десантні Планери.....	21
1.4 Системи носій+контейнер.....	23
1.5 Загальний огляд SMART-матеріалів	37
Висновки по розділу	42
2. Теоретичне обґрунтування дослідження	43
2.1 Характеристики профілів крила	43
2.2 Вплив основних параметрів крила і течії на несучі властивості крила	48
2.3 Вплив параметрів крила на аеродинамічні характеристики крил з фюзеляжем.....	52
Висновки по розділу	56
3. Аналіз впливу компоновання транспортного планера на аеродинамічні характеристики системи.....	57
3.1 Аеродинамічні характеристики безпілотного носія.....	57
3.2 Аеродинамічне компоновання транспортного планера.....	69
3.3 Аналіз впливу компоновання носія та планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи	82
Висновки по розділу	97

Підп. і дата

№

Інв. № дубл.

Підп. і дата

Інв. №

3. Аналіз впливу конструювання транспортного планера на аеродинамічні характеристики системи..... 57

3.1 Аеродинамічні характеристики безпілотного носія 57

3.2 Аеродинамічне конструювання транспортного планера..... 69

3.3 Аналіз впливу конструювання носія та планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи 82

Висновки по розділу 97

					A/191MP09.16.00.00.00 ПЗ				
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата					
Розробив		Мельник О.В.			Взаємний вплив літака-носія і планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи				
Перевірив		Зінченко. Д.М.							
Т. контр.									
Н. контр.									
Затв.		Кабанячий В.В.							
					Літ	Лист	Листів		
						6	116		
					КПП ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ АЛ-91мп				

4. Аналіз можливостей застосування смарт-матеріалів в конструкції ...	99
4.1 Види змінної геометрії крила.....	99
4.2 Моделювання закінцівки крила змінної геометрії	102
Висновки по розділу	106
5. Розробка стартап-проекту	107
5.1 Опис ідеї проекту	107
5.2 Технологічний аудит проекту.....	107
5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	108
5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту	109
5.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту	111
Висновки по розділу	112
Висновки	113
Список літератури	115

Перелік умовних позначень

K_{BAL} – аеродинамічна досконалість в збалансованому стані

$C_{ya\text{ бал}}$ – коефіцієнт підйімальної сили в збалансованому стані

V_{BAL} - швидкість планування в збалансованому стані

ЛА – літальний апарат

ПВМ – панельно-вихровий метод

МСЕ – метод скінчених елементів

НГ – несучий гвинт

ЛА – літальний апарат

БПЛА – безпілотний літальний апарат

Вступ

В наш час ми можемо спостерігати інтенсивний розвиток безпілотної авіації. Технічний прогрес у цій галузі техніки неабияк пришвидшився за останнє десятиліття, адже все частіше для виконання тих чи інших завдань робиться ставка на БПЛА. Особливо стрімко розвиваються системи, що слугують для виконання таких задач, як спостереження (фото-відеозйомка, дистанційне зондування землі, наукові дослідження і т.п.); специфічна військова діяльність (розвідка (засоби РЕБ), імітація повітряних мішеней для систем ППО, несення озброєння для враження наземних цілей).

Клас транспортної безпілотної авіації також розвивається, але темпи такого росту значно менші. Хоча, враховуючи динаміку розвитку БПЛА, це питання часу. На відміну від вищезгаданих задач робочий цикл переміщення вантажу складніший і пов'язаний з низкою додаткових умов із завантаженням, доставкою та розвантаженням.

Для розкриття проблеми варто звернути увагу на класичну пілотовану авіацію і відслідкувати еволюцію способів вирішення її завдань. Перелік задач, що виконує транспортна система, напрямку залежить від характеристик транспортних засобів. В роки активного використання авіації сформувався чітко означений клас літальних апаратів, що оптимізовані для вирішення задач перевезення людей та вантажів, та, відповідно, визначився певний сектор світового ринку авіаційних перевезень. Одночасно спеціалізовані транспортні літаки почали застосовуватись для перевезення військових вантажів, їх десантування – тобто вирішення специфічних військових транспортних задач. В подальшому специфіка застосування літаків у військовому напрямку сформувала окремий клас повітряних транспортних засобів – військово-транспортну авіацію (ВТА).

Застосування військово-транспортних літаків для вирішення задач постачання збройних сил набуло масовий характер під час Другої Світової

Війни та ряду локальних конфліктів у минулому сторіччі [1]. На сьогодні застосування ВТА в сучасних локальних конфліктах має так само значний об'єм, проте розвиненість систем протиповітряної оборони в супротивника створило суттєві обмеження для вирішення задач логістики, на самперед в зоні безпосередньо бойових дій. Втрати ВТА СРСР в Афганістані, літаків країн НАТО в безлічі локальних конфліктів є характерним прикладом ефективності портативних засобів ППО.

Проте потреба в негайному постачанні корисного навантаження існує не тільки для військового напрямку діяльності транспортної авіації. На сьогодні є актуальним надання невідкладної медичної допомоги в зонах природних катаклізмів або техногенних катастроф, в місцях із обмеженою або відсутньою транспортною інфраструктурою. Характерним прикладом є центральна Африка із вкрай небезпечною епідеміологічною ситуацією та неможливістю швидко і вчасно поставити засоби екстреної медицини у випадку раптового виникнення епідемії через банальну відсутність доріг.

Одним із засобів вирішення задачі негайного постачання необхідного вантажу в задану локацію є десантування із транспортного літака або вертольоту [2]. Проте необхідність перебування транспортного повітряного судна безпосередньо над точкою скидання вантажу з парашутною системою значно збільшує ризик втрати повітряного судна разом із екіпажем від дії засобів ППО супротивника або в умовах, несприятливих для польоту (пилові бурі або викиди попелу під час виверження вулканів). Збільшення висоти скидання вантажу здатне суттєво вплинути на точність десантування через дію мінливих атмосферних факторів, зокрема сили та напрямку вітру та маневри транспортного повітряного судна перед скиданням вантажу. Вказані особливості актуальні і у випадку використання безпілотного транспортного літака, але в цьому випадку з'являється ймовірність помилки управління або перехоплення системи керування ЛА.

Особливості термінової доставки необхідного вантажу в певну зону з можливістю активної протидії вирішенню транспортної задачі сформували

концепцію, що досліджується в даному дисертаційному дослідженні, а саме: застосування транспортної системи, яка складається з літака-носія та транспортного контейнеру у вигляді планеру. Широке застосування планерів для доставки корисного навантаження в задану локацію мало місце під час широкомасштабних та спеціальних операцій під час Другої Світової Війни[3]. Загальний об'єм побудованих і використаних десантних планерів як засобів транспортування вантажу всіма учасниками війни може бути оцінено в кілька десятків тисяч екземплярів [4] що свідчить про високу ефективність цього транспортного засобу.

Стандартний спосіб підняття у повітря десантного планера здійснюється за допомогою літака, що буксує планер в точку роз'єднання із застосуванням линви певної довжини. В заданій точці десантний планер відчіплюється від тросу та планує в точку приземлення. Зниження планеру після роз'єднання не має великої складності з точки зору пілотування, але найважчим для пілота є режим злету системи літак-планер та політ з планером на буксирі в умовах збуреності середовища. В практиці сучасного спортивного планеризму режим злету за літаком на причепленому тросі є ризикованим.

В дисертаційному дослідженні запропонована концепція безпілотного комплексу, що складається із безпілотного літака-носія та безпілотного транспортного контейнеру-планеру, який під час злету та горизонтального польоту до точки роз'єднання складають один цілий літальний апарат. Подібні за компонуванням системи були створені в середині двадцятого століття та мали назву ЗВНО-СПБ [6] та «Mistel» [5]. Концепція застосування літака - носія для старту пілотованих або безпілотних літальних апаратів періодично застосовувалась для вирішення специфічних задач провідними розробниками авіаційної техніки: фірма Lockheed застосувала надзвуковий літак SR-71 в якості носія безпілотного надзвукового літака D-21 Drone [7], фірма Scaled Composites розробила та успішно випробувала в польоті систему із повітряним стартом космічного ракетоплану SpaceShipOne (Two) що базується на літаку – носії White Knight [8]. Проте в наведених зразках концепція доставки

корисного навантаження в певний район не застосовувалось на пряму через різні вимоги в технічному завданні на проектування.

Застосування в якості транспортного контейнеру безпілотного планеру із автоматичною системою керування дозволяє:

- Мінімізувати ризик втрати комплексу в процесі доставки вантажу в зоні безпосередніх бойових дій чи інших факторів впливу, оскільки роз'єднання транспортного контейнеру та носія відбувається на значно більшій відстані від місця доставки вантажу, в порівнянні із доставкою за допомогою парашутних систем. Також слід зазначити що транспортний контейнер-планер може бути виконаний із дешевих радіо прозорих матеріалів (деревина, склотканина, пластик та т.п.), є значно меншим за розмірами в порівнянні із класичним транспортним літаком, не містить елементів системи керування, що випромінюють радіохвилі в процесі доставки вантажу;
- Підвищити точність доставки вантажу в задану локацію, оскільки повітряна швидкість зниження контейнеру-планеру є набагато вищою за швидкість спускання вантажу на парашуті, та вплив сили та напрямку вітру буде незначним та легко враховуватись алгоритмами системи керування планеру;
- В разі неможливості здійснення посадки контейнеру як планер за допомогою шасі, в систему доставки закладено можливість використати парашутну систему на висоті, що відповідає вимогам гарантійного розкриття парашуту.
- Збільшення радіусу дії системи доставки, оскільки до зони дії системи носій-планер додається ще дистанція, яку транспортний контейнер-планер здатний здолати в процесі зниження.

Актуальність дослідження полягає в дослідженні впливу параметрів конструювання та збільшення експлуатаційної ефективності системи безпіотної доставки вантажів, шляхом застосування тандему «безпілотні

літак-носіє та засіб доставки планерного типу» із застосуванням SMART-матеріалів.

Нерозв'язаними задачами є визначення аеродинамічних та, відповідно, льотно-технічних характеристик системи до моменту роз'єднання носія і контейнеру, оскільки саме аеродинамічні характеристики системи в цілому визначають радіус дії такої системи та її ефективність.

Критерії ефективності

В дисертаційному дослідженні застосовані наступні основні критерії оцінки ефективності запропонованої концепції:

Максимальні несучі властивості компонування, що характеризуються максимальним значенням коефіцієнту підйімальної сили компонування в збалансованому стані $C_{Ya_MAX_bal}$, що визначає мінімально можливу швидкість горизонтального польоту – швидкість звалювання V_S [9]:

$$V_S = \sqrt{\frac{2*m_{POL}*cos\theta}{\rho*C_{Ya_MAX_bal}*S}} \approx = \sqrt{\frac{2*m_{POL}}{\rho*C_{Ya_MAX_bal}*S}} \quad (1)$$

де:

m_{POL} – маса літального апарату;

S - характерна площа крила;

ρ – технічна густина повітря

Швидкість збалансованого польоту V_{BAL}

Згідно [9] повітряна швидкість збалансованого польоту V_{BAL} літального апарату визначається як :

$$V_{BAL} = \sqrt{\frac{2*m_{POL}*cos\theta}{\rho*C_{Yabal}*S}} \approx = \sqrt{\frac{2*m_{POL}}{\rho*C_{Yabal}*S}} \quad (2)$$

де:

C_{Yabal} – коефіцієнт підйімальної сили компонування в збалансованому стані ($m_z=0$).

Аеродинамічна досконалість K , що визначається рівнем аеродинамічної досконалості літального апарату K_{BAL} в збалансованому стані, що визначається згідно [9] як :

$$K_{BAL} = \frac{C_{yaBAL}}{C_{xaBAL}} = \frac{1}{tg(\vartheta)} \quad (3)$$

де:

$C_{xa\text{ бал}}$ - коефіцієнт лобового опору літального апарату в збалансованому стані;

ϑ – кут нахилу траєкторії планування.

Критерій максимальної дальності $K/\sqrt{C_{ya}}$

Згідно формули Бреге, що визначає дальність горизонтального польоту по прямій :

$$L = 3.6 * \frac{1}{g} * \frac{1}{c_p} * K_{BAL} * V_{BAL} * \ln \frac{1}{1-\xi_T} \quad (4)$$

де:

$\xi_T = \frac{m_T}{m_0}$ – питома вага пального;

c_p – питома витрата пального;

$g = 9.81 \text{ м / с}^2$ - прискорення вільного падіння;

максимум дальності польоту за формулою Бреге визначається максимумом добутку $K_{BAL} * V_{BAL}$, або ж максимумом співвідношення $K/\sqrt{C_{ya}}$ компонування в сбалансованому стані

Стійкість планування

Стійкість планування визначається значенням похідної коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили C_{ya} :

$$m_z^{C_{ya}} < 0 \quad (5)$$

При цьому доцільно, щоби умова балансування $m_z = 0$ виконувалась для значення $C_{ya\text{ бал}}$ що відповідатиме максимальному значенню аеродинамічної досконалості $(K_{BAL})_{\text{MAX}}$.

Таким чином наочною є безпосередня залежність основних льотно-технічних характеристик системи носій-контейнер від параметра K_{BAL} . За умови рівності всіх інших параметрів компоновання параметри польоту визначаються виключно значенням аеродинамічної досконалості K_{BAL} літального апарату в збалансованому стані на заданій швидкості V_{BAL} за умови виконання вимоги стійкості $m_z^{C_{ya}} < 0$.

Постановка задачі

З використанням методів обчислюваної аеродинаміки [10], [11] виконати моделювання впливу різних варіантів компоновання транспортного контейнеру на значення аеродинамічної досконалості K_{BAL} , коефіцієнту підйімальної сили C_{ya} бал, критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{ya}}$ та стійкості $m_z^{C_{ya}}$ системи носій-контейнер.

Аналіз впливу параметрів компоновання носія та контейнеру доцільно виконати в наступній послідовності:

- Аеродинамічні характеристики крила;
- Аеродинамічні характеристики основної несучої схеми (крило+фюзеляж);
- Аеродинамічні характеристики повного компоновання

Моделі для досліджень

В дослідженні застосовуються наступні розрахункові моделі:

- Розрахункова модель носія
- Розрахункові моделі варіантів транспортного контейнеру
- Розрахункові моделі варіантів компоновання носій+контейнер

При формуванні розрахункових моделей не було виконано моделювання агрегатів, що не створюють значний внесок в створення підйімальної сили, таких як шасі, двигун і т.п.

1. Особливості конструктивних рішень

1.1 Транспортні контейнери

Зазначені вище переваги застосування окремого транспортного контейнеру спонукають до детального аналізу результатів проведених досліджень в історії авіації. Першочергово слід окреслити загальний плин пошуку аеродинамічного проектування концепцій транспортних контейнерів.

Fairchild XC-120 Pack Plane

Військово-транспортні літаки, особливо важкого класу, змушені витратити на навантаження і розвантаження значний час. Навіть спільне проведення навантаження і необхідного обслуговування не дозволяє заощадити багато часу, що може мати негативні наслідки в умовах особливого періоду, як то природного катаклізму чи збройного конфлікту. Прискорити і спростити вантажно-розвантажувальні роботи можна за допомогою використання великих стандартних контейнерів замість дрібної тари. Оригінальний варіант розвитку цієї ідеї був запропонований в проекті військово-транспортного літака Fairchild XC-120 Pack Plane [15].

Літаки-транспортники класичної схеми транспортують корисне навантаження усередині фюзеляжу у відповідному відсіку великих розмірів. При необхідності кабіна може оснащуватися спеціальним обладнанням, сидіннями для пасажирів і т.д. В кінці сорокових років з'явилося оригінальне пропозицію, що дозволяло значною мірою спростити переобладнання літака під нові цілі і завдання, а також скоротити час, необхідний на його завантаження. Конструктори компанії Fairchild Aircraft запропонували транспортувати вантаж не всередині літака, але в спеціальному контейнері. Останній повинен був кріпитися до літака і мати можливість розстикування.

В рамках нового проекту було запропоновано використовувати готові вироби і агрегати, взяті у серійної техніки. Такий підхід дозволяв різко скоротити терміни розробки проекту, а також спростити майбутнє серійне виробництво військово-транспортних літаків. З точки зору конструкції новий

«Літак з коробкою» повинен був стати глибокою модернізацією транспортного Fairchild C-119 Flying Boxcar, прийнятого на озброєння трохи раніше. Існуючий літак повинен був «поділитися» з новим деякими великими агрегатами планера, силовою установкою і т.д. Також використовувалася існуюча двохбалочна схема. Одночасно з цим частину наявних виробів потребувала великих доробках, необхідних для вирішення основних завдань проекту.



Рис.1.1.1 Літак Fairchild XC-120 Pack Plane.

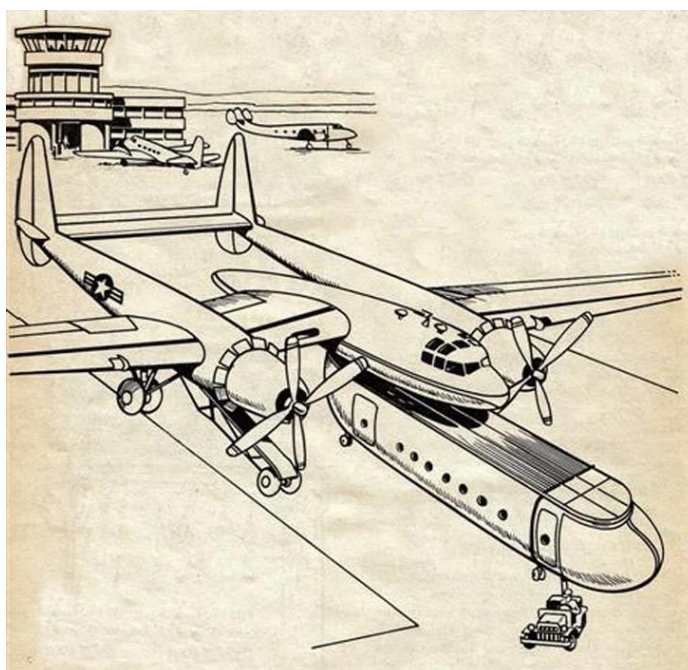


Рис.1.1.2 Літак Fairchild XC-120 Pack Plane. Концепція застосування



Рис.1.1.3 Літак Fairchild XC-120 Pack Plane без контейнеру



Рис.1.1.4 Літак Fairchild XC-120 Pack Plane монтаж контейнеру

XC-120 Pack Plane повинен був розвивати максимальну швидкість до 476 км / год при крейсерській близько 340 км / ч. Практична стеля задавався на рівні 6700 м, дальність - 3700 км. Слід зазначити, точні характеристики літака залежали від ряду факторів, насамперед, від конфігурації. Так, наявність контейнера збільшувало опір повітря і, як наслідок, знижувало фактичні характеристики. Відсутність контейнера, відповідно, дозволяло літаку літати швидше і далі.

Табл 1.1.1. Льотно-технічні характеристики Fairchild XC-120 Pack Plane

Розмах крила, м	33.30
Довжина, м	26.37
Висота, м	8.40
Площа крила, м ²	131.92
Маса, кг	
пустого	18136
максимальна злітна	33747
Двигун	2 ПД Wright R-3350 Duplex Cyclone
Потужність, к.с.	2 x 3500
Максимальна швидкість, км/год	476
Крейсерська швидкість, км/год	342
Практична дальність, км	3700
Практична стеля, м	6700
Екіпаж, чол	3
Корисне навантаження:	65 парашутистів або 9000 кг вантажу

1.2 Підвісні транспортні кабіни

В 30-ті роки двадцятого сторіччя в СРСР різними винахідниками були виконані дослідження різних типів підвісних контейнерів для вантажу та пасажирів [16] , показаних нижче на рис.1.2.1-2 :

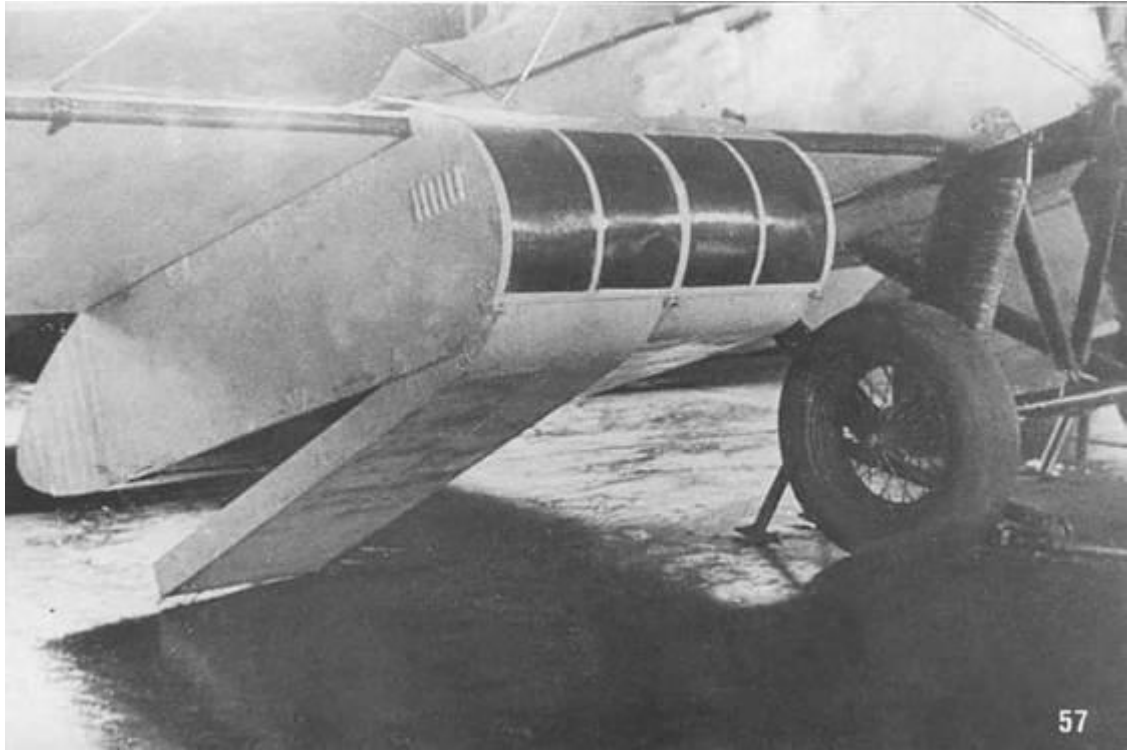


Рис.1.2.1. Підвісна кабіна Гроховського Г-61.



Рис.1.2.2. Скидання плаваючого танку Т-37 з літака в польоті

Основними особливостями підвісних транспортних контейнерів, або касет, що досліджувались на той час є значний рівень аеродинамічного опору та нездатність самостійно виконувати плануючий політ.

На той час набула значного розвитку концепція застосування одноразових транспортних планерів, що діставалися до точки доставки вантажу на буксирі за літаком та прямували до місця посадки під керуванням пілота-планериста.

1.3 Десантні Планери

"Як-14" – типовий десантний металевий планер, за схемою - підкісний високоплан [18]. Крило однолонжеронне, профіль Clark Y. Носок крила обшитий дюралем, центральна частина обшита полотном. Щілинні закрилки і елерони розташовані по всьому розмаху крила і розділені на дві секції. На трапецієподібних ділянках крила розміщені інтерцептори, виготовлені з алюмінієвих пластин.

Фюзеляж – ферма з сталевих труб. Середня частина фюзеляжу, поперечного перерізу, є вантажним відсіком об'ємом 42,5 м³ з розмірами 8х2,3х2,3 м. Уздовж нижньої площині середньої ферми проходять дві зварні балки, що сприймають навантаження від вантажів, що перевозяться. Підлога на перших серійних планерах - з десятиміліметрової фанери, на наступних серіях - з алюмінієвого листа. Для покидання планера десантом в повітрі по лівому борту є двері. З 1951 року була введена ще одні двері по правому борту в передній частині фюзеляжу.

Кабіна пілотів знаходиться над вантажним відсіком, для поліпшення огляду зміщена до лівого борту. Для підйому в кабінку до ферми фюзеляжу приварені сходинок, які виступають в потік. Вхід в кабінку зовні - через двері на лівому борту, з вантажного відсіку - через люк в стелі. На правому борту кабіни льотчиків також була маленька двері, що скидається при аварійному покиданні.

Буксирування планера Як-14 здійснювалася літаками Іл-12Т і Іл-12Д за допомогою троса діаметром 14,5 мм і довжиною 100 м. Запас палива Іл-12Т становив 3950 літрів і дозволяв забезпечити тактичну дальність закидання планера (з відчіпленням на висоті 1000 м в районі цілі) 495 км. Дальність при використанні літака Іл-12Д з запасом палива 3000 літрів становила 340 км. Зв'язок під час буксирування здійснювалася по телефонному дроту, сполученого з буксирним тросом. Зв'язок з наземними станціями та іншими

планерами - за допомогою радіостанції РСІ-6К. Дальність зв'язку при польоті на висоті 1000 м - 150 км.

Після відчеплення найвигідніша швидкість планування становила 140 км / год. При посадці на сухий трав'яний покрив довжина пробігу на колесах - 380 м, на лижах - 275 м. При посадці на вологий трав'яний покрив довжина пробігу на лижах збільшувалася до 480 м. Великим незручністю в останньому випадку було те, що пілот не міг користуватися гальмами і не міг виробляти відвороти, необхідні при масовій посадці планерів. Як бачимо, не все було просто. При посадці на ріллю або пухкий сніг досить було майданчики 300х70 м, що має відкриті підходи. Як-14 сідав з повним польотним вагою 6750 кг на свіжозораному полі поперек борозен глибиною 300-400 мм. Довжина пробігу при цьому становила 70-140 м.



Рис.1.3.1. Десантний планер Як-14.

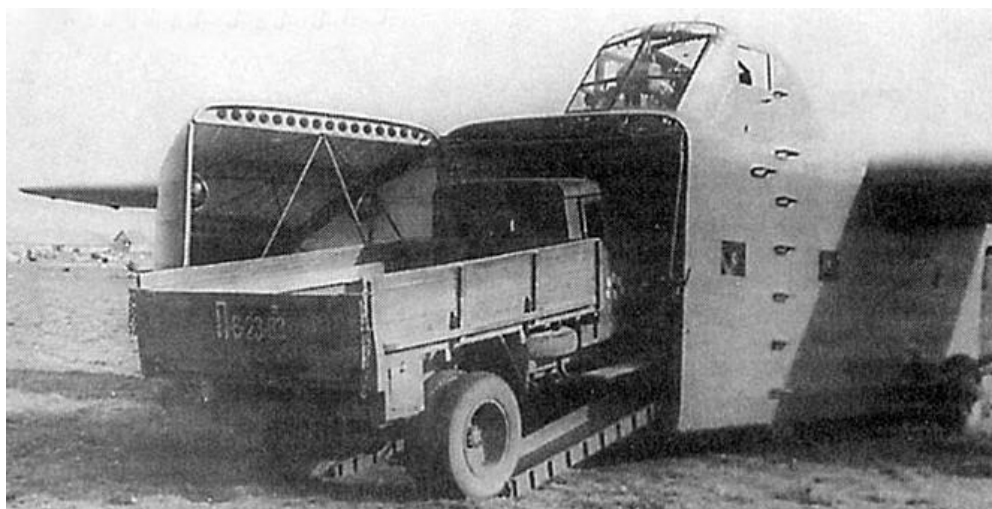


Рис.1.3.2. Завантаження авто до десантного планеру Як-14.

Табл 1.3.1. Льотно-технічні характеристики планера Як-14

Модифікація	Як-14
Розмах крила, м	26.17
Довжина, м	18.44
Висота, м	7.20
Площа крила, м ²	83.30
Маса, кг	
пустого	3082
максимальна польотна	6750
Макс. допустима швидкість, км/год	300
Макс. аеродинамічна якість	12.5
Екіпаж, чол	2
Корисне навантаження:	27 (максимально - 35) десантників або 3500 кг вантажу

1.4 Системи носій+контейнер

Авіаційний комплекс військового призначення "Містель"

Авіаційний комплекс військового призначення "Містель" був створений в кінці Другої світової війни (перший виліт - в липні 1943 року). Ідея цього безпілотного снаряда достатня проста: в носовій частині літака Юнкерс Ju 88 розміщували велику кількість вибухової речовини, літак перетворювався на бомбу. Носову частину фюзеляжу оснастили довгим наконечником-детонатором. На фюзеляжі були розпірки, до яких кріпився літак-носіє. У польоті "літак-бомба" від'єднується від носія, який мав можливість повернутися на базу.

Сама ідея застосування відслужили літаків належала пілотів-випробувачу компанії "Юнкерс" Зігфріду Гольцбауеру, який брав участь ще до Другої світової війни в випробуваннях "складеного" англійського літака "Майо" S-20 / S-21. Запропонована в 1941 році схема, була відхилена Технічним департаментом, як не має практичного застосування. У 1942 році Фріц Штамер з дослідницького інституту DFS розробив серію "Ніскераск", в основі якої лежала та сама можливість буксирування планера-снаряда.

"Містель-1", нагадуючи перший дослідний екземпляр, відрізнявся більш надійною системою кріплення стійок. Зліт системи проводився за рахунок

роботи двигунів обох літаків. Після набору висоти (1500-2000 м) двигун винищувача вимикався і політ тривав за допомогою двигунів нижнього літака. При підльоті до цілі знову включався мотор літака-носія. Паливо надходило з баків бомбардувальника. В ході атаки пілот перекладав систему в режим пологого пікірування. На безпечної дистанції винищувач відчіплювався, а безпілотний літак летів на ціль.

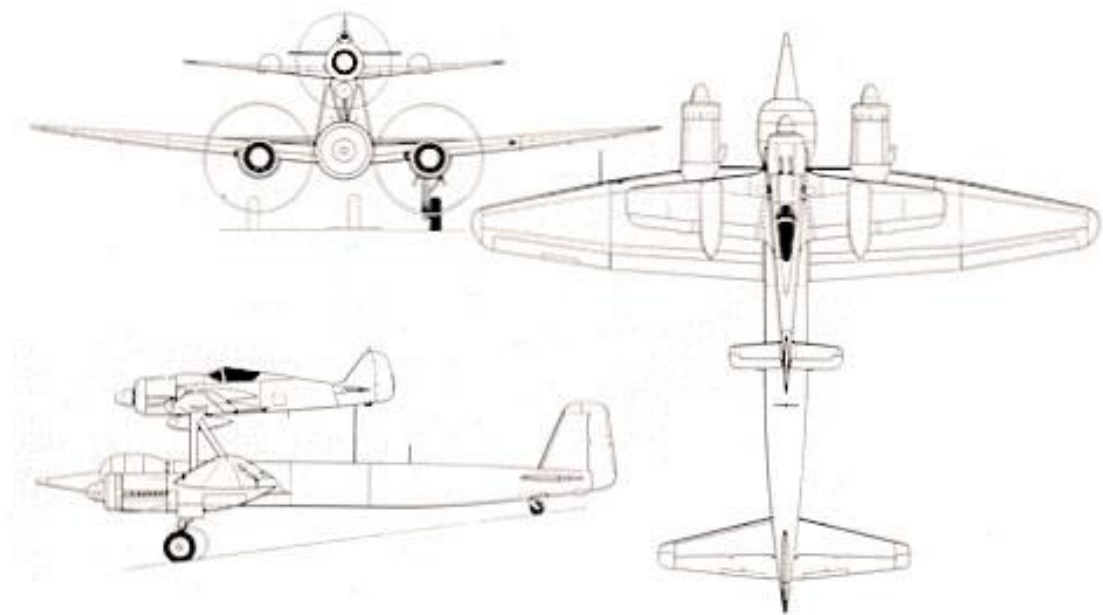


Рис.1.4.1. Система «Містель».

Табл 1.4.1. Льотно-технічні характеристики системи «Містель»

Модифікація	Ju.88a-4
Розмах крила, м	20.00
Довжина, м	14.40
Висота, м	4.85
Площа крила, м ²	54.50
Маса, кг	
Пустого	9870
нормальна злітна	12115
максимальна злітна	14000
Двигун	2 ПД Junkers Jumo-211J-2
Потужність, к.с.	2 x 1340
Максимальна швидкість, км/год	467
Крейсерська швидкість, км/год	400
Практична дальність, км	2710
Максимальна швидкість підйому, м/хв.	235
Практична стеля, м	8200

Авіаційний комплекс військового призначення "ЗВЕНО СПБ"

Проект «ЗВЕНО» - авіаційний проект, що розроблявся в СРСР в 1930-ті - на початку 1940-х років інженером В. С. Вахмістрова і ґрунтується на використанні літака-носія, що несе від одного до п'яти винищувачів для збільшення їх радіусу дії. Створений за цим проектом комплекс «ЗВЕНО - СПБ» (складовою пікіруючий бомбардувальник) взяв участь в першому періоді Великої Вітчизняної війни.

Роботи над проектом «ЗВЕНО» почалися в червні 1931 року в Науково Дослідницькому Інституті Військово Повітряних Сил, під керівництвом Володимира Сергійовича Вахмістрова. Завданнями проекту «ЗВЕНО» були:

- доставки літаків-винищувачів на відстані, що перевищують радіус їх дії за рахунок палива літака з великою дальністю польоту;
- збільшення дальності супроводу важкого літака винищувачами, що базуються на ньому, що злітають з нього і сідають на нього;
- використання винищувачів в якості пікіруючих бомбардувальників для точного прицільного бомбометання такими великими бомбами, які винищувач при самостійному зльоті підняти не може;
- полегшення зльоту перевантаженого літака за допомогою допоміжного літака [1].

Винищувачі кріпилися на крилі і фюзеляжі - а також під ними. Для цього на носії кріпилися спеціальні стрижневі піраміди і підкоси з замками кріплення, керовані від льотчиків. Підвішуються літаки кріпилися в трьох точках, з яких замок був в задній точці, а передні дві звільнялися автоматично.

Для «Ланки» в якості носіїв застосовувалися спочатку ТБ-1 а потім ТБ-3.

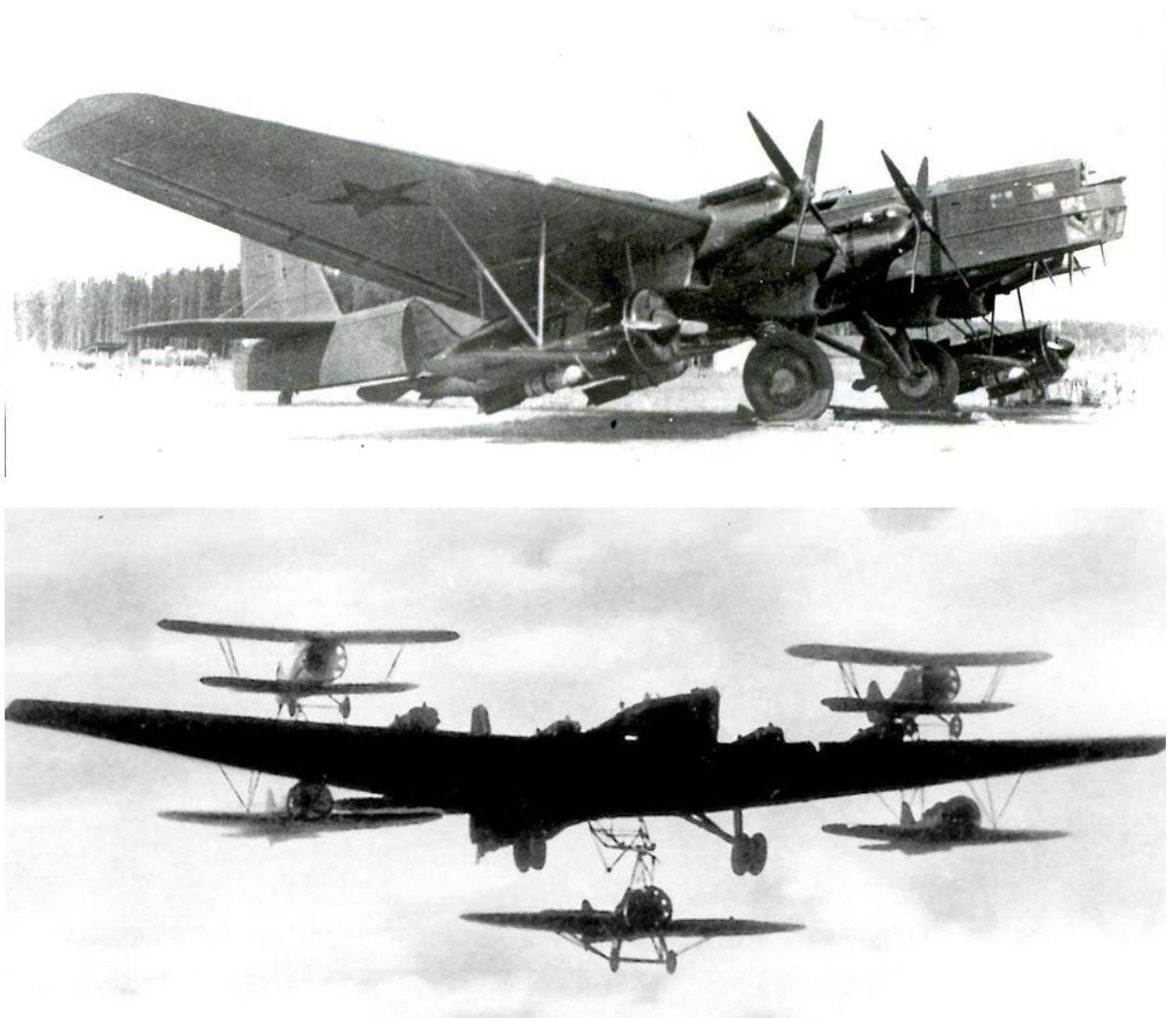


Рис.1.4.2. Система «ЗВЕНО-СПБ».

Табл 1.4.2. Льотно-технічні характеристики «Звено-СПБ»

Модифікація	ТБ-3
Розмах крила, м	41.80
Довжина, м	25.10
Висота, м	8.5
Площа крила, м ²	234.50
Маса нормальна злітна, кг	18877
Тип двигуна	4 ПД МФ-34ФРН
Потужність, к.с.	4 x 900
Максимальна швидкість, км/год	
Біля землі	245
на висоті	300
Крейсерська швидкість, км/год	182
Практична дальність, км	2000
Максимальна швидкість підйому, м/хв	75
Практична стеля, м	8000
Екіпаж, чол	4
Озброєння:	чотири 7.62-мм кулемети ДА, 3000 кг бомб

Система SR-71 Blackbird & D-21 Drone Lockheed

Ідея розробки безпілотного літального апарату (БЛА) на основі досвіду створення надзвукового літака А-12 виникла на фірмі "Локхід" в жовтні 1962-го. Передбачалося, що БЛА буде запускатися в повітрі з носія А-12. В якості силової установки вибрали прямоточний повітряно-реактивний двигун (ПВРД).

Апарат замислювався як одноразовий, щоб мінімізувати його вага і вартість. Однак для порятунку фотоапаратури і дорогої системи навігації в конструкції БЛА передбачили скидається контейнер з парашутом.

Натурний макет апарату підготували в грудні 1962-го. Тоді ж проведені радіолокаційні випробування показали, що апарат мав низьку помітність. Випробування в аеродинамічній трубі також підтвердили розрахункові параметри апарату.

Однією з головних проблем при розробці Q-12 стало його відділення від носія А-12, так як БЛА повинен був розташовуватися між колами носія. Проект, завершений в Жовтень 1963-го, отримав позначення - D-21A, а його носій - М-21 ("D" означає "Daughter -дочь", а "М" - "Mother- мати"). Зв'язка ж D-21A / М-21 (за іншими даними М-12 -прім.ред.) Мала кодову назву "Tagboard".

Конструкція апарату, в основному, була виконана з титану і сталі, а деякі елементи - з композиційних матеріалів. Контейнер з розвідувальної апаратурою і системою наведення розташовувався в відсіку "Q" довжиною 1,9 м.

Перед польотом в обчислювач ADC вводилося заданий число "М" автономного польоту. Згідно початкової концепції проекту, апарат після відчеплення від носія повинен летіти в автоматичному режимі за заданою програмою. повинен був летіти до Києва над океаном, де скидався контейнер. Апарат же підривався по сигналу барометрического датчика.

З висоти близько 4500 м контейнер спускався на парашуті, висячи на тросі довжиною в кілька десятків метрів. На тросі були так звані "котячі вуса" для надійного зачеплення системою MARS, якою був обладнаний рятувальний літак JC-130B. На випадок, якщо контейнер впаде в воду, передбачався його підйом рятувальним судном.

На пілоні для БЛА були механічний і пневматичний (з штовхачем) замки і пристрій для подачі палива в D-21A. Паливо подавалося по двох трубопроводах. Один призначався для циркуляції в системі охолодження обшивки, нагрівають до температури понад 300 С °, а інший - для дозаправки паливних баків розвідника.

У оператора управління, розміщувався у другій кабіні носія, був перископ, через який він стежив за апаратом. Для льотних випробувань підготували два М-21 і сім D-21A.

Перший політ зчипки відбувся 22 грудня 1964-го на полігоні в "Грум-Лейк". D-21A залишався на спині М-21 під час всього польоту, оскільки вивчалася аеродинаміка зчипки і працездатність різних систем. Повітрозабірник і реактивне сопло БЛА були закриті обтічниками.

Один з ділянок маршруту був пройдений на надзвуковий швидкості. Перший запуск відбувся 5 березня 1966 року. Перед розстикування А-12

набрав висоту більше 18000 м і досяг швидкості, втричі перевищувала звукову, необхідну для запуску ПВРД.

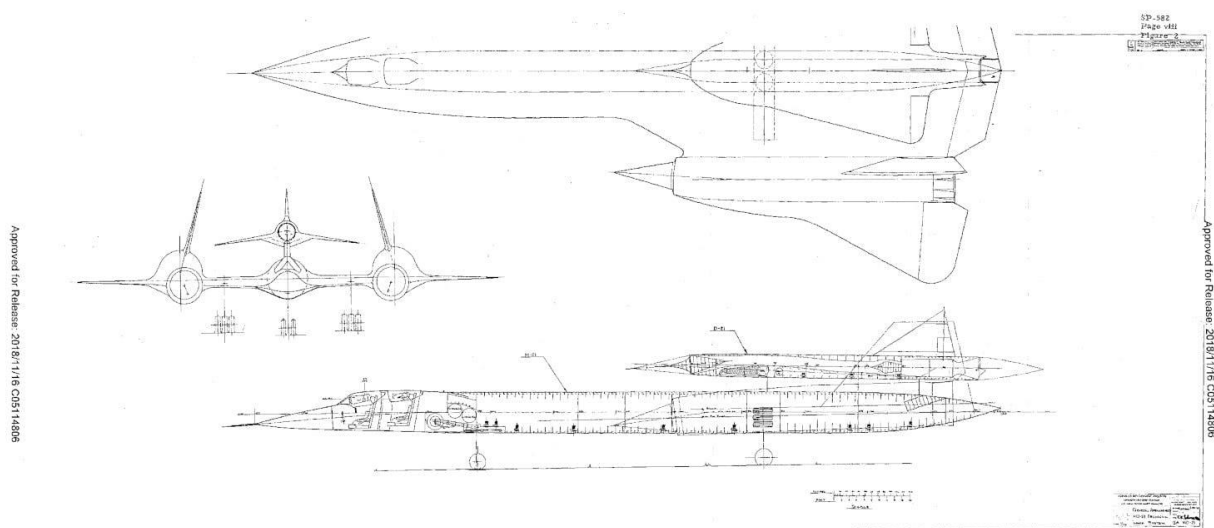


Рис.1.4.3. Система *SR-71&D-21 Drone*

Табл 1.4.3. Льотно-технічні характеристики системи SR-71&D-21 Drone

Модифікація	M-21
Розмах крила, м	16.94
Довжина, м	31.66
Висота, м	5.64
Площа крила, м ²	167.22
Маса, кг	
пустого	27216
нормальна злітна	65772
максимальна злітна	77111
Паливо, кг	34184
Тип двигуна	2 ТРДФ Pratt Whitney J58
Тяга, кгс	
нефорсована	9298
форсована	14723
Максимальна швидкість, М	3.35
Практична дальність, км	4700
Дальність дії, км	2000
Практична стеля, м	29000
Екіпаж, чол	2

Система White KnightTwo & SpaceShipTwo фірми Scaled Composites

В рамках проекту "Tier 1B" і на хвилі успіху своєї суборбітальній системи SpaceShipOne / White Knight компанія "Scaled Composites" спроектувала і побудувала нову суборбітальну систему. До її складу входили літак-носій Model 348 White Knight Two і суборбітальний ракетоплан Model 339 SpaceShipTwo, який мав у цілому схожу з попередником конструкцію, але в два рази більше його.

SpaceShipTwo виводиться літаком-носієм White Knight Two на висоту 15 240 м, після чого проводиться його пуск - в ході самостійного польоту, що триває на одному гібридному двигуні RocketMotorTwo, ракетоплан здатний досягати висоти 110 км. Після сходу з суборбітальній траєкторії ракетоплан починає зниження, а на висоті близько 21 300 м пілоти переводять поворотні крило і хвостове оперення в положення "по-літаковому" і, плануючи, виходять на звичайний аеродром, де і здійснюють посадку.

У січні 2008 року проект White Knight Two був представлений широкій громадськості. Літак-носій конструктивно являє собою літальний апарат

двохбалочної схеми (точніше, двохфюзеляжний) з крилом дуже великого відносного подовження. Силова установка включала в себе чотири двигуни Pratt & Whitney Canada PW308A тягою по 30,69 кН кожен. Літак призначений для доставки корисного вантажу масою 16 783 кг на висоту 15 240 м. Один з фюзеляжів (або корпусів) White Knight Two конструктивно виконаний схожим з SpaceShipTwo, що дозволяє успішно здійснювати спеціальну підготовку майбутніх астронавтів.

Літак-носій був офіційно виведено з цеху 28 липня, отримавши номер N348MS і назва VMS (Virgin Mother Ship) Eve в честь матері Річарда Бренсона, творця і власника "Virgin". Перший політ він здійснив 21 грудня 2008 року. Ракетоплан SpaceShipTwo був представлений широкій громадськості 7 грудня 2009 року, а 22 березня 2010 він виконав перший політ на літаку-носії. На той час він уже отримав назву VSS (Virgin Space Ship) Enterprise.

Перший літак-носій White Knight Two і ракетоплан SpaceShipTwo були побудовані компанією "Scaled Composites", такі літак-носій і ракетоплани для космоліній "Virgin Galactic" будуються вже компанією "Spaceship Company". В цілому керівництво "Virgin Galactic" планує мати в своєму парку два літака-носія White Knight Two і п'ять ракетопланов SpaceShipTwo, а комерційні космічні польоти планувалося почати в кінці 2013 року. Польоти мали виконуватися з космопорту Spaceport America в Нью-Мексико.

Компанія "Virgin Galactic" також здійснює маркетинг SpaceShipTwo як багаторазового корабля для здійснення суборбітальних наукових польотів – в ході польоту протягом 3-5 хвилин може забезпечуватися режим невагомості

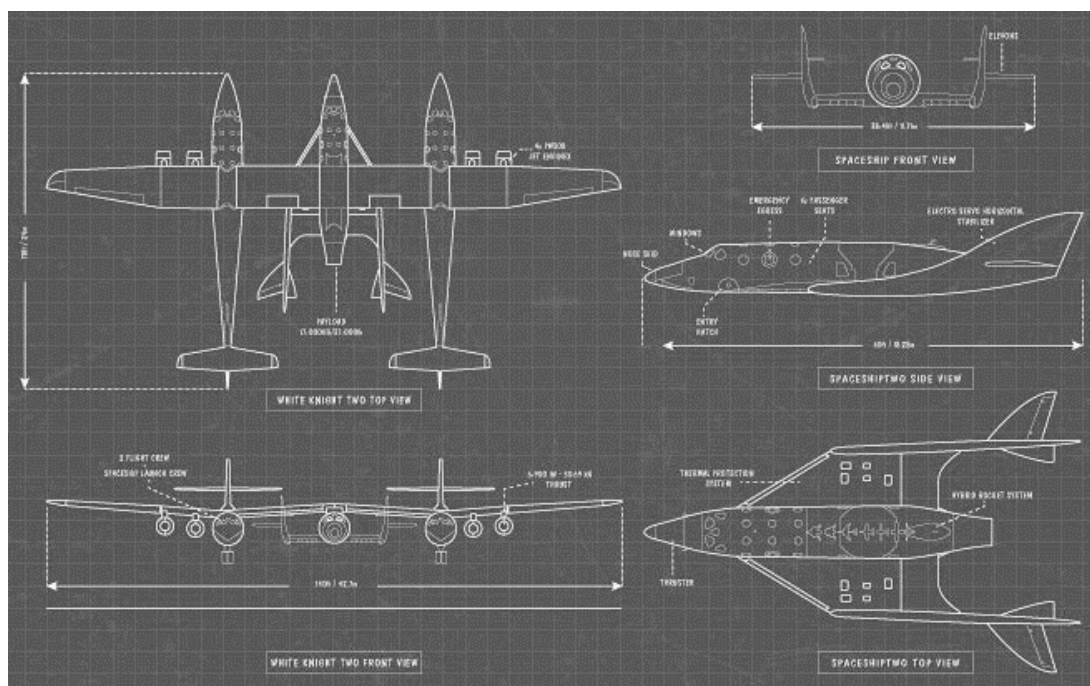


Рис.1.4.4. Система *White KnightTwo & SpaceShipTwo*

Табл 1.4.4. Льотно-технічні характеристики системи White KnightTwo & SpaceShipTwo

Модифікація	White Knight Two
Розмах крила, м	43.00
Довжина, м	24.00
Висота, м	9.14
Тип двигуна	4 ТРДД Pratt & Whitney Canada PW308
Тяга, кН	4 x 30.69
Практическая дальность, км	3704
Практический потолок, м	21000
Экипаж, чел	2

Система Stratolaunch

Концептуальне опрацювання системи, відомої сьогодні під ім'ям Stratolaunch, почалася в першій половині 1990-х рр., Коли за завданням NASA

група американських інженерів сформувала в Льотно-дослідному центрі ім. Драйдена (нині - Центр ім. Армстронга) вигляд оптимальної АКС.

Особливо цінною якістю повітряного startу ракет визнано можливість запуску ракети в будь-якому напрямку для досягнення цільових орбіт. Справа в тому, що при класичному startі з поверхні землі нахил орбіти не може бути менше географічної широти startового комплексу без виконання просторових маневрів, "з'їдають" помітну частину енергетики. При цьому само-років-носій легко може змінювати курс: наприклад, вилетівши з Європи або США, досягти екватора і там провести пуск над океаном, вивівши супутник на геостаціонарну орбіту без втрат енергетики на поворот її площині.

Виходячи з того, що для виведення на низьку навколоземну орбіту корисного вантажу масою не менше 5000 кг потрібно ракета, яку можна порівняти з розмірності з існуючими на той момент американськими носіями "Атлас-2" або "Дельта-2", що входив в експертну групу знаменитий американський авіаконструктор -новатор Берт лаяти запропонував відмовитися від спроб пристосувати до вирішення завдання наявні або проектується транспортні літаки, розробивши спеціалізовану платформу повітряного запуску. На його думку, дозвуковий літак-носій, який отримав найменування Grasshopper ("коник"), що має двохфюзеляжну багатодвигунну схему з чотирьохточковим шасі, слід оптимізувати на висотний пуск ракети (12 км і вище).

Вже в 2011 році компанія представила проект своєї АКС, що складається з трьох основних компонентів - літаючої startової платформи, ракети-носія середнього класу і системи сполучення разом з відповідною наземною інфраструктурою.

Літак-носій Model 351 розробила фірма Берта Рутана Scaled Composites (сам лаяти відійшов від справ у своїй компанії в квітні 2011 р). У проект було закладено злітна маса АКС в 544 т, але в міру розробки і будівництва літака вона зросла до 590 т.

Ракету-носіїв моделювала компанія Ілона Маска SpaceX, використовуючи в якості основи свій знаменитий Falcon 9. Через лімітовану вантажопідйомність літака-носія (250 т) ракету в порівнянні з прототипом довелося "урізати" до варіанту Shorty ("коротун"): до того часу Falcon 9 мав стартову масу цілих 400 т і не міг використовуватися для повітряного старту. Falcon Shorty була коротша за довжиною і помітно легша за масою (не більше 230-250 т), мав на першому місці п'ять двигунів замість дев'яти, а в хвостовій частині оснащувався трикутним крилом малого подовження.

При повітряному старті ракета повинна була виводити на низьку орбіту 6,12 т корисного навантаження, що вважалось достатнім навіть для виконання пілотованих місій: так, в презентації, яку представив публіці Пол Аллен, Shorty ніс космічний корабель Dragon.

Третім компонентом була система сполучення літака-носія і ракети, проєктована компанією Dynetics. Остання виконувала і концептуальну опрацювання системи в цілому.

Незважаючи на свої величезні розміри, літак Model 351 був спроектований компанією Scaled Composites і побудований в дуже стислі терміни. Прискоренню робіт і зниження витрат сприяло початкове рішення Рутана запозичувати ряд складних систем і агрегатів у існуючої авіатехніки. Так, двигуни, шасі, агрегати системи управління механізацією крила і бортове радіоелектронне обладнання взяті з спеціальних придбаних Stratolaunch Systems двох пасажирських лайнерів Boeing 747-400. Ці два літака випуску 1997 року (No.28715 / 1120 і 28716/1124) до 2008-2009 рр. експлуатувалися в авіакомпанії United Airlines, маючи реєстраційні номери N196UA і N198UA, в Мохаве їх перегнали на початку 2012 р.

Літак виконаний за схемою двохфюзеляжного високоплана з прямим крилом великого подовження і двома комплектами вертикального і горизонтального оперення в хвостовій частині фюзеляжів. Під центропланом, що з'єднує два фюзеляжу, передбачена система підвіски і скидання ракети-

носія з космічним апаратом, здатна витримати зосереджене навантаження в 250 т.

Планер літака-носія, відповідно до традицій компанії Scaled Composites, практично цілком виконаний з вуглепластика. Велика частина поверхні фюзеляжів виготовлена з уніфікованих прямокутних - плоских або одинарної кривизни - панелей, що спрощує і здешевлює складання.

Шасі машини - чотириколісні, забирається: кожен фюзеляж має по три основні стійки з чотирьохколісними візками і по одній передній двоколісній стійці (всі вони взяті практично без змін з літаків Boeing 747-400). Таким чином, шасі літака має 28 коліс, що дозволяє отримати прийнятну навантаження на ЗПС при очікуваній злітній масі (до 590 т).

Силова установка машини включає шість турбовентиляторних двигунів PW4056 компанії Pratt & Whitney, розвиваючих злітну тягу по 25,7 тс, підвішених на пілонах по три під кожною консолю крила.

Літаючу платформу планується оснастити системою моніторингу стану корисного навантаження, а також пристроями заправки і підживлення баків ракети (для компенсації випаровування криогенних компонентів). Але запуски космічних апаратів - не надто часта подія; щоб літак-носії не простоював, його припускають завантажити перевезенням негабаритних вантажів на дальність до 15 тис. км. При виконання цих завдань з літака демонтуються спеціальні системи для підвіски і обслуговування ракети-носія.

Космоплан також планувалося використовувати для виведення космічних апаратів або для суборбітальній транспортування вантажів між двома пунктами - він міг би доставити "бандерольку" в будь-яку точку Землі в межах 1-1,5 годин. Крім того, за розрахунками, нова АКС дозволяла забезпечити екстрений - протягом доби - запуск (або евакуацію) астронавтів або вантажів на Міжнародну космічну станцію або в розробляється "туристичний готель" на низькій навколоземній орбіті.



Рис.1.4.5. Система Stratolaunch (показані варіанти корисного навантаження)

Табл 1.4.5. Льотно-технічні характеристики системи Stratolaunch

Модифікація	Stratolaunch
Розмах крила, м	117.35
Довжина літака, м	75.55
Висота літака, м	15.25
Маса, кг	
пустого	226795
максимальна злітна	589680
Двигун	6 ТРДД Pratt & Whitney PW4056
Тяга, кН	4 x 213,4
Крейсерська швидкість, км/ч	850
Практична дальність, км	3705
Екіпаж, чол	2-8

1.5 Загальний огляд SMART-матеріалів

«Інтелектуальний» (SMART) матеріал - це матеріал, що володіє, на відміну від функціонального матеріалу, комплексом функцій, які допомагають йому реагувати на зовнішні умови і зовнішні впливи. Ці матеріали здатні «відчувати» (контролювати) себе і вироби, виконані з них, і здатні адаптуватися до мінливих зовнішніх впливів. Причому «інтелектуальні» функції в більшості випадків визначаються поєднанням різних структур як на морфологічному, так і на молекулярному і навіть атомному рівнях.

Структура такого матеріалу складається з основного, базового матеріалу (композиту) і введених в структуру спеціальних функціональних елементів: сенсорних і виконавчих. Сенсорні елементи забезпечують отримання інформації про стан матеріалу, яку реєструє і обробляє спеціальна комп'ютерна система. Виконавчі (керуючі) елементи служать для управління параметрами самого матеріалу. Функціональними елементами інтелектуального матеріалу можуть бути сплави з пам'яттю форми, магнітострикційні сплави і магнітні рідини, Електролюмінісцентні і радіопоглинаючі матеріали, оптичні волокна, п'єзоелектрики, біфункціональні сополімери, які проводять полімери, золь-гелі та ін., що дозволяють відслідковувати і змінювати їх властивості в режимі реального часу за допомогою електричних, електромагнітних і інших впливів.

В авіаційній техніці витривалість і живучість елементів авіаційних конструкцій - необхідна умова забезпечення безпеки польотів. Принципово новим підходом для забезпечення витривалості і живучості є розробка і застосування матеріалів інтелектуального типу.

Основні концепції розвитку інтелектуальних матеріалів

У науково-технічній літературі описані різні концепції і наукові підходи, що визначають розвиток напряму «Інтелектуальні матеріали».

Американська концепція інтелектуальних матеріалів

Відмінною особливістю американського підходу є так звана «система конструкцій», що пропонує упорядкувати всю різноманітність і схожість функцій різних конструкцій з елементами систем управління, використовуючи теорію множин. Відповідно до цієї теорії будь-які два пересічних безлічі, що характеризуються різними відмітними і подібними ознаками, спосіб третину безліч, що володіє одночасно і тим і іншим одночасно ознаками. Дане безліч може містити одне або кілька вкладених множин - підмножин, що характеризуються іншими відмітними ознаками. Таким чином, будується ієрархічна структура.

Відповідно до американської концепції, конструкції з функціональними компонентами і елементами систем управління можна розділити на адаптивні і чутливі. Під адаптивними розуміються конструкції, в складі яких є виконавчі пристрої, що дають можливість змінювати стан або характеристики системи в певному напрямку. Чутливі конструкції мають в своєму складі сенсори, що реагують на зміни в конструкції, зумовлені впливом зовнішніх чинників, що визначають її стан або характеристики. Очевидно, що конструкції, які мають адаптивністю і чутливістю, є керованими, тобто мають в своєму складі як сенсори, так і виконавчі пристрої, що входять в систему управління зі зворотним зв'язком, що дозволяє активно управляти станом або характеристиками конструкції. У свою чергу, підмножиною керованих конструкцій є активні конструкції, що мають в своєму складі і сенсори, і актуаторні елементи, інтегровані в основну конструкцію, що виконують одночасно конструктивну і управлінську функцію. Спільна інтеграція конструктивних і керуючих елементів призводить до створення гібридних активних конструкцій, подальший розвиток яких призводить до виділення серед них інтелектуальних конструкцій, що характеризуються високим ступенем інтеграції сенсорних, актуаторні, логічних схем управління, які формують систему розподіленого ієрархічного вбудованого контролю.

Описана класифікація розумних конструкцій на основі ІМ досить умовна і суб'єктивна, але разом з тим дозволяє осмислити і впорядкувати наші думки з цього питання.

Японська концепція інтелектуальних матеріалів

Концепція японських вчених принципово відрізняється від американського підходу. Вона ґрунтується переважно на матеріалознавчий фундаменті, а не на базі систем конструкцій. Відповідно до цієї точки зору історичний розвиток матеріалознавства йде в напрямку від конструкційних матеріалів до функціональних матеріалів. Ґрунтуючись на данній ідеї, в майбутньому необхідно розробити гіперфункціональний матеріал, за своїми можливостями еквівалентний або перевершуючий живі організми; природа - джерело ідей для створення нових синтетичних матеріалів, здатних реалізувати, наприклад, адаптивні функції, властиві біологічним матеріалами, і перевершити їх по ряду інтелектуальних ознак, що відповідають різним категоріям розумності.

Таким чином, в науковому світі поки немає єдиної думки про те, як називати це новий напрямок розвитку матеріалів і конструкцій, проте більшість дослідників прийшло до єдиної думки, що інтелектуальні матеріали нового покоління і конструкції на їх основі повинні включати в себе розподілені інтегровані сенсорні системи реєстрації зовнішніх і внутрішніх впливів, логічні схеми і мікропроцесорні пристрої, які приймають рішення при настанні тієї чи іншої події, а також актуаторні системи, що здійснюють безпосереднє механічне управління «розумною конструкцією» після прийняття рішення про настання даної події.

Разом з тим японські експерти виділяють наступні пріоритетні напрямки практичного застосування ІМ:

- ПКМ з оптоволоконними сенсорами;
- багат шарові п'єзоелектричні силові приводи;

- п'єзоелектричні вібраційні гіроскопи;
- високочастотні ультразвукові сенсори;
- ПКМ з ефектом пам'яті форми;
- хімічні і біологічні детектори.

Основними розробниками подібних матеріалів є фірми Mitsubishi Heavy Industries і Fuji Heavy Industries, які займають одну з лідируючих позицій у світі в області розробки і випробувань елементів літальних апаратів (ЛА), виготовлених з інтелектуальних конструкційних матеріалів нового покоління на основі вуглецевого волокна. До складу їх внутрішньої структури інтегровані оптоволоконні сенсори, які виконують також роль ліній передачі даних, об'єднані в локальну мережу і підключення до процесорів обробки даних. При виникненні механічних дефектів в зоні розташування оптоволоконна змінюються його оптичні характеристики, що дозволяє автоматично реєструвати місце, характер і масштаби пошкоджень. Фірмою Fuji Heavy Industries також розроблений наноконпозиційний матеріал з покриттям зі сплаву з пам'яттю форми, який може самостійно відновлюватися при пропущенні через цей шар слабого електричного струму. Матеріал знайшов практичне застосування в корпусних конструкційних вузлах ЛА. Одним з високотехнологічних досягнень в області ІМ є розробка шумопоглинаючих панелей для внутрішньої обшивки салонів пасажирських авіалайнерів з вбудованими п'єзоелектричними елементами, здатними зменшити рівень вібрацій на 30% і знизити рівень шуму в салоні з 91 до 87 дБ.

Аналізуючи дані з літературних джерел і мережі Інтернет, варто відзначити, що роботи в області створення ІМ на різних фізичних принципах і конструкцій на їх основі в різний час були отримані такими організаціями, як Air Force Systems Command, Air Force Aeronautical Lab., Wright Paterson AFB , Air Force Astronautical Lab., The Army Research Office, ARPA, Naval Research Laboratory, Naval Air Development Center і ін. - по лінії Міністерства оборони США, а також НАСА (Langley Research Center) і Міністерства енергетики

США. Роботи за контрактами велися з великими авіаційно-космічними фірмами, в тому числі McDonnell Douglas, Hughes Aircraft, Rockwell International, Boeing Company, TRW, Raytheon і ін.

Найцікавіші роботи в області розробки, досліджень і моделювання структури і властивостей ІМ з використанням САЕ інженерного аналізу таких наукових дослідницьких центрів, як Політехнічний інститут і Університет штату Вірджинія, Університет Буфало, Лабораторія реактивного руху, Каліфорнійський технологічний інститут, Університет штату Пенсільванія, Стенфордський університет, фірма Payload Systems Inc., Дослідницький центр НАСА в Ленглі, Технологічний інститут штату Джорджія, фірма Litton-Itek Optical Systems, Advanced Structure Monitoring Inc. (США); Токійський університет, фірма Nissan Motor Co., Науково-технологічний інститут космосу і астронавтики (Канагава, Японія).

Висновки по розділу

Як походить з наведеного огляду конструктивних рішень, застосування літака в якості носія зовнішнього корисного навантаження є широко вживаною практикою як з початком масового використання транспортної авіації у 20 столітті, так і сьогодні.

В залежності від виконуваних задач існує велике поле варіацій компонування літальних апаратів подібного класу. Експлуатація літальних апаратів, що розглядаються, довела нежиттєздатність більшості схем, але показала актуальність, перспективність і необхідність компоновок, що дозволяють підвищити ефективність наукових досліджень, освоєння ближнього космосу та рішення спеціальних завдань.

Аналізуючи даний огляд виникає інтерес до дослідження характеристик поширеної і конструктивно простішої (у порівнянні з іншими) схеми розміщення транспортного контейнеру над (під) фюзеляжем літака-носія (транспортний контейнер після роз'єднання здатний здійснювати подальший плануючий політ чи політ з допомогою силової установки).

Виходячи з сучасних можливостей використання інтелектуальних матеріалів є сенс вивчити та дослідити можливість застосування інтелектуальних матеріалів для активного керування аеродинамічними характеристиками ЛА, у даному випадку – отримати можливість контролювати аеродинамічні характеристики літака-носія та планера за допомогою зміни геометричних параметрів несучих поверхонь. Досягти цього можна, використовуючи, у тому числі технічні можливості матеріалів з пам'яттю форми.

2. Теоретичне обґрунтування дослідження

2.1 Характеристики профілів крила

При дослідженні крила вводять ряд геометричних характеристик, що описують його форму. Форма плоского крила в плані може бути прямокутної, трапецієподібної і т. Д. (Рис.2.1).

Крило характеризується площею S його проекції вplane, яка називається площею крила. Поряд з плоскими іноді застосовують V-подібні, X-подібні, кільцеві, гвинтові та інші просторові крила.

Протяжність крила в напрямку, перпендикулярному до набігаючого на нього потоку, називається розмахом крила.

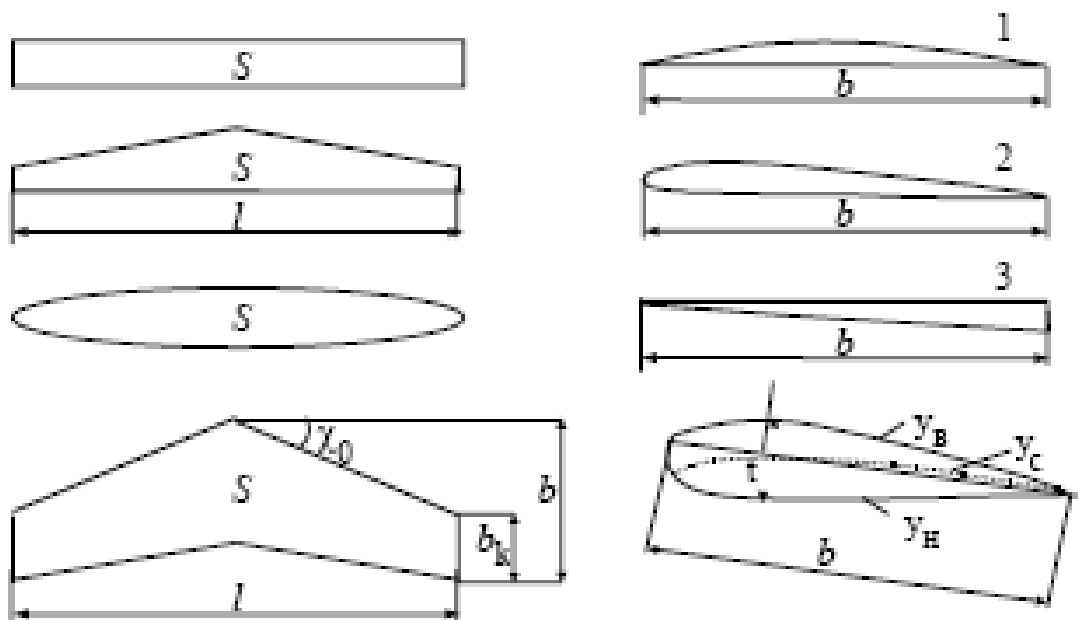


Рис.2.1. Параметри геометрії крила.

При вивченні обтікання крил потоком рідини часто використовують пов'язану з крилом праву поточкову систему координат $Oxyz$, в якій початок O розташоване в передній точці кореневої хорди, вісь Ox збігається за напрямком з вектором швидкості потоку, що набігає на нескінченності V_∞ , вісь Oz спрямована за розмахом крила (см. рис.2.2). Поряд з цією системою, застосовується пов'язана система координат $Ox_1y_1z_1$, початок і вісь Oz_1 якої збігаються з попередньою, а вісь Ox_1 спрямована по хорді профілю. Кут α , що складається хордою профілю і вектором швидкості потоку на нескінченності,

а отже осями Ox і Ox_1 , називається кутом атаки профілю. Для не зверненої руху кут атаки - це кут між напрямком руху крила і хордою профілю.

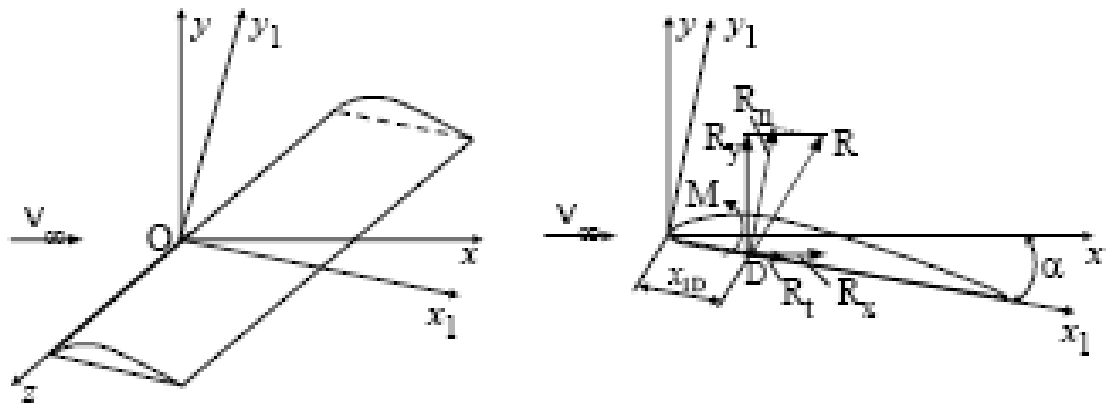


Рис. 2.2. Поточна і пов'язана системи координат

Гідроаеродинамічні реакція R , що виникає на профілі крила, може розглядатися в будь-який з наведених вище систем координат. У потокової системі компоненти цієї реакції R_x -сила опору і R_y -під'ємная сила. Відповідно до загальних формулами теорії подібності для гідроаеродинамічні сил, підйомна сила і сила опору можуть бути представлені у вигляді:

$$R_x = C_x \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad R_y = C_y \frac{\rho V_\infty^2}{2} S \quad (2.1)$$

где: S - площа крила в плані ; V_∞ - швидкість руху або швидкість обтікання крила.

Безрозмірні коефіцієнти C_x і C_y називаються відповідно коефіцієнтом опору і коефіцієнтом підйомної сили крила.

Силу R можна представити у вигляді суми нормального R_n і R_t компонентів в зв'язаній системі координат; для цих компонентів справедливі формули:

$$R_n = C_n \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad R_t = C_t \frac{\rho V_\infty^2}{2} S \quad (2.2)$$

У багатьох випадках крила застосовуються для створення підйомної сили при досить малому опорі; в зв'язку з цим для оцінки гідроаеродинамічні ефективності крил використовують поняття гідроаеродинамічні якості K , яке визначають як відношення підйомної сили до сили опору при фіксованому куті атаки:

$$K = \frac{R_x}{R_z} = \frac{C_x}{C_z} \quad (2.3)$$

Гідроаеродинамічні реакцію R зазвичай переносять вздовж лінії її дії і вважають прикладеної в точці перетину цієї лінії з хордою профілю крила. Ця точка D називається центром тиску профілю. Її положення характеризується абсциссой x_{1D} (рис.1.7). Коефіцієнтом центру тиску крила називають безрозмірне відношення

$$C_D = \frac{x_{1D}}{b} \quad (2.4)$$

Для гідроаеродинамічного моменту можна також скористатися загальними формулами теорії подібності і представити його у вигляді:

$$M_z = m_z \frac{\rho V_\infty^2}{2} S b, \quad (2.5)$$

де m_z - безрозмірний коефіцієнт моменту.

Зв'язок між коефіцієнтами C_D і m_z

$$C_D = \frac{m_z}{C_z} \quad (2.6)$$

Для даного профілю, обтічного безмежним потоком рідини, безрозмірні коефіцієнти сил, моменту і центру тиску є функціями від кута атаки α , а також від критеріїв динамічного подоби, тобто чисел Рейнольдса, Фруда, Струхалю, Маха, числа кавітації.

Для опису гідроаеродинамічних характеристик профілю використовують два основних типи графіків. Перший з них (рис.2.3) являє собою залежність коефіцієнтів C_x , C_y , і C_D від кута атаки крила. Другий графік (див. Рис.2.3б) встановлює залежність $C_y = f(C_x)$ і називається полярою крила. На поляра відзначаються кути атаки, відповідні кожній характерній комбінації значень C_y і C_x . Поляра зручно використовувати для визначення якості крила. Для цього достатньо її точку, яка відповідає певному куті атаки, з'єднати прямою з початком координат. Тангенс кута нахилу цієї прямої β по відношенню до осі абсцис при однакових масштабах для C_x і C_y дорівнює якості K крила. Кут атаки, відповідний максимальної якості крила,

визначається кутом β_{\max} , утвореним дотичній, проведеної до поляра з початку координат і віссю абсцис.

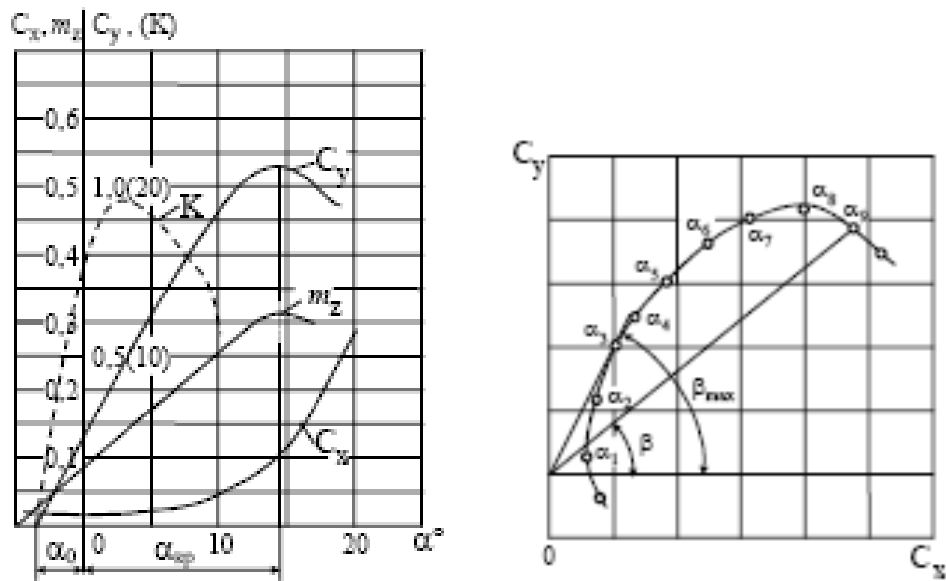
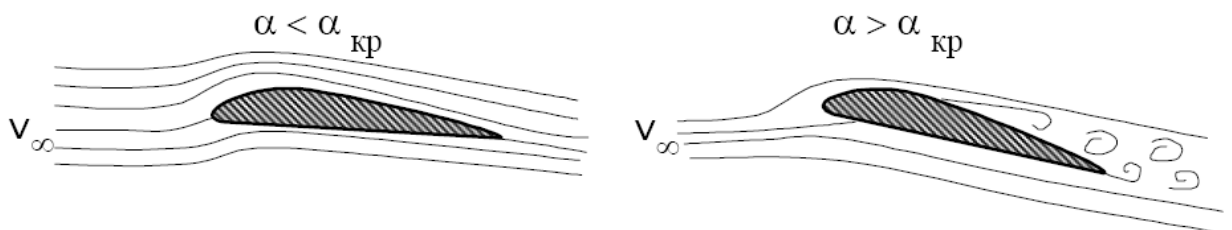


Рис. 2.3. Аеродинамічні характеристики крила

Крива $C_y = f(\alpha)$ має максимум $C_{y\max}$ при деякому куті атаки. Цей кут називається критичним; для крил великого подовження $\alpha_{\text{кр}} = 12 \dots 18^\circ$. При закритичних кутах атаки спостерігається швидке зменшення C_y , а, отже, і підйомної сили крила, що супроводжується значним зростанням C_x , тобто різким зниженням його якості. Причина цього явища полягає у виникненні відриву прикордонного шару на спинці профілю, в результаті якого порушується плавність обтікання верхньої сторони крила і виникають вихрові доріжки в сліді за крилом (рис.2.4):



Безотрывное и отрывное обтекания профиля

Рис. 2.4. Характер обтікання крила

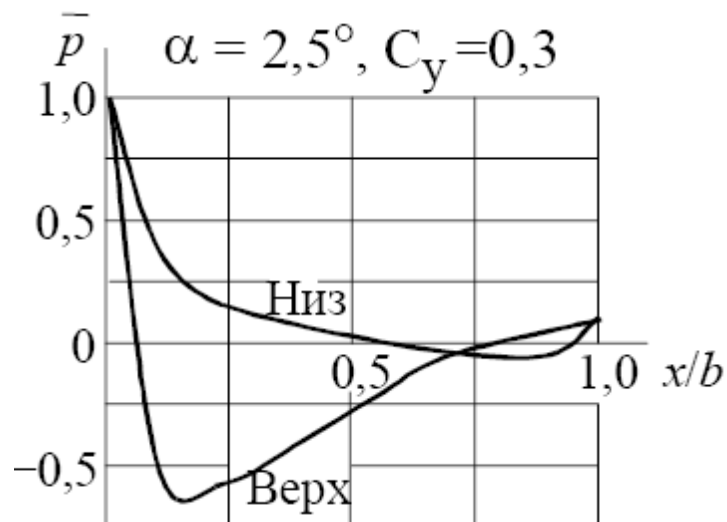
На рис.2.5 представлені експериментальні результати по розподілу коефіцієнта тиску p по верхній і нижній сторонах типового перетину крила парашюта при двох значеннях кута атаки. Підйомна сила профілю пропорційна сумі площ позитивної та негативної частин цих епюр.

У міру збільшення кута атаки розрідження збільшується, т. Е. Зростає абсолютна величина p_{\min} , а, отже, значно зростає поздовжній перепад тиску вздовж спинки. Зростання поздовжнього перепаду тиску при наближенні до критичного кута атаки викликає відрив прикордонного шару, в результаті якого спостерігається порушення плавності обтікання спинки і задньої гострої кромки профілю.

Підйомна сила симетричних профілів дорівнює нулю при $\alpha = 0$; однак при обтіканні несиметричних профілів при $\alpha = 0$ профіль створює підйомну силу. У несиметричного профілю $C_y = 0$ при деякому куті атаки $\alpha = -\alpha_0$, т. Е. При обтіканні його у напрямку, який не збігається з напрямком хорди. Пряма, що проходить в цьому напрямку через задню гостру кромку профілю, називається лінією нульової підйомної сили, а кут α_0 називають кутом нульовий підйомної сили.

$$C_y = \frac{d C_y}{d \alpha} (\alpha - \alpha_0) = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0); \quad m_z = \frac{d m_z}{d \alpha} (\alpha - \alpha_0), \quad (2.7)$$

де C_y і m_z - постійні для даного крила величини



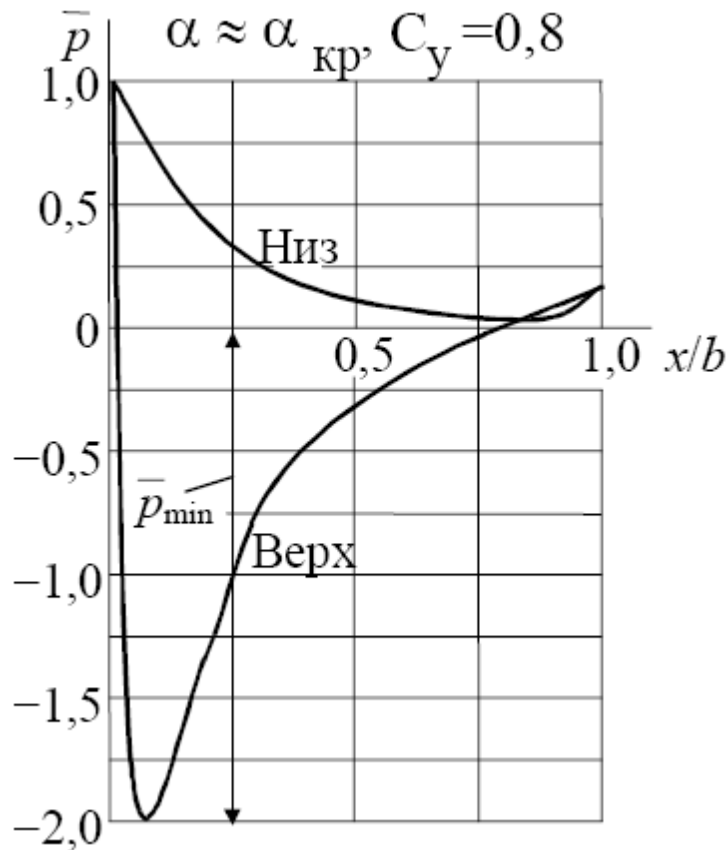


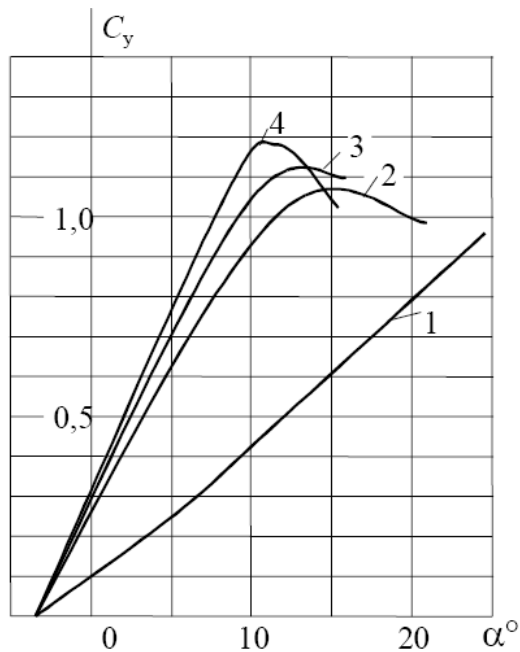
Рис. 2.5. Епюри розподілу тисків по спинці і нижньому боці профілю для C_y і mz існують такі лінійні залежності:

2.2 Вплив основних параметрів крила і течії на несучі властивості крила

Вплив подовження крила.

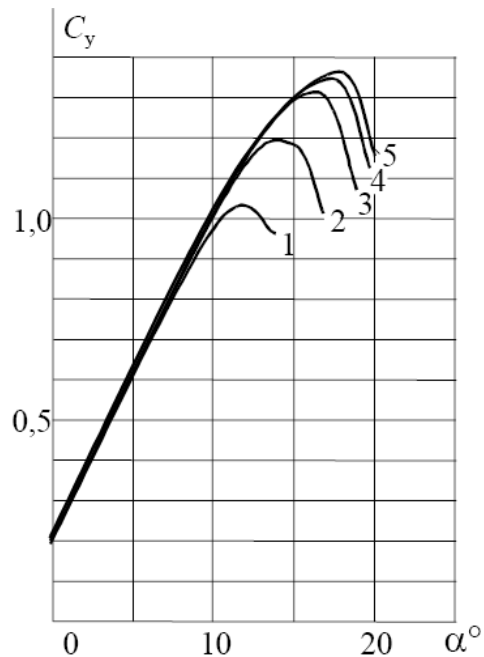
З геометричних параметрів крила кінцевого розмаху найбільш істотний вплив на його гідроаеродинамічні характеристики надає подовження крила. Експериментально встановлено, що при зменшенні подовження λ зменшується діапазон кутів атаки, в межах яких залежність C_y (α) лінійна (рис.2.6). При $\lambda < 1$ зазначена крива навіть при невеликих значеннях α носить явно нелінійний характер. Зі зменшенням подовження збільшується значення критичного кута атаки і зменшується величина похідної C_y .

Зменшення подовження при інших рівних умовах веде до зростання коефіцієнта опору і зниження гідроаеродинамічної якості.



1 – $\lambda = 1,0$; 2 – $\lambda = 3,0$;
3 – $\lambda = 5,0$; 4 – $\lambda = 7,0$

а) Влияние удлинения крыла на коэффициент подъемной силы



1 – $Re = 1,76 \cdot 10^5$; 2 – $Re = 6,5 \cdot 10^5$;
3 – $Re = 1,1 \cdot 10^6$; 4 – $Re = 1,93 \cdot 10^6$;
5 – $Re = 8,25 \cdot 10^6$

б) Влияние числа Рейнольдса на коэффициент подъемной силы

Рис. 2.6. Вплив подовження і в'язкості на несучі властивості

Товщина профілю і форма середньої лінії профілю. Похідна C_y для тонких профілів ($t < 10\%$) слабо залежить від відносної товщини t . Цей експериментально-встановлений факт обґрунтований теоретично, що дозволяє при теоретичному визначенні C_y тонких профілів розглядати обтікання їх середньої лінії. Зміна середньої лінії профілю веде до зміни кута нульової підйомної сили α_0 і критичного кута атаки $\alpha_{кр}$. Цей ефект використовується при управлінні паракрилом, коли відповідної деформацією профілю змінюють форму його середньої лінії відхиленням хвостовій (закрилків) частини.

Вплив чисел Рейнольдса і Маха.

Відповідно до теорії гідродинамічного подоби коефіцієнт підйомної сили крила повинен в принципі залежати від числа Рейнольдса характеризує вплив сил в'язкості в рідині. Експериментально встановлено, що число Рейнольдса впливає на значення C_y в області критичного кута атаки $\alpha_{кр}$

(рис.2.6б). При малих значеннях α ($\alpha < 10^\circ$) автомодельності по числу Рейнольдса настає при $Re > (1 \dots 5) \times 10^6$.

Систематичними експериментами встановлено, що вплив числа Маха на інтегральні аеродинамічні характеристики крила помітно проявляється при $M_\infty > 0,7$. При числах Маха, відповідним режимам польоту паракрила і помірних значеннях α ($\alpha < 10^\circ$) визначення коефіцієнтів аеродинамічних сил і моменту можна проводити в рамках моделі нестисливої рідини.

Вплив твердої плоскої стінки (екрану) на коефіцієнт підйомної сили крила проявляється при отстояння h_1 задньої кромки крила від екрану, менших хорди крила. Якщо підйомна сила на крилі паракрила при $h_1 \rightarrow \infty$ позитивна, то зі зменшенням h_1 спостерігається збільшення підйомної сили. Особливо помітний цей ріст при $h_1 / b < 0,3$ (див. Рис.2.7). При цьому відбувається і зниження опору, що призводить до значного збільшення якості пара крила.

Підвищення несучих властивостей і аеродинамічного якості в цьому випадку пов'язане з підвищенням тиску на нижньому боці крила, в результаті чого між крилом і екраном виникає так звана динамічна повітряна подушка.

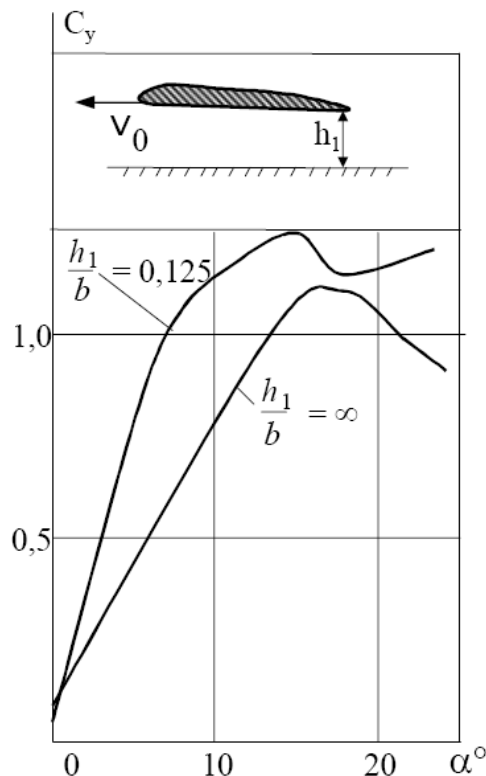


Рис. 2.7. Вплив близькості землі на несучі властивості

Вплив кута атаки

Порівняння розрахункових і експериментальних залежностей для прямих, стріловидний і трикутних крил наведені на рис. 2.8.

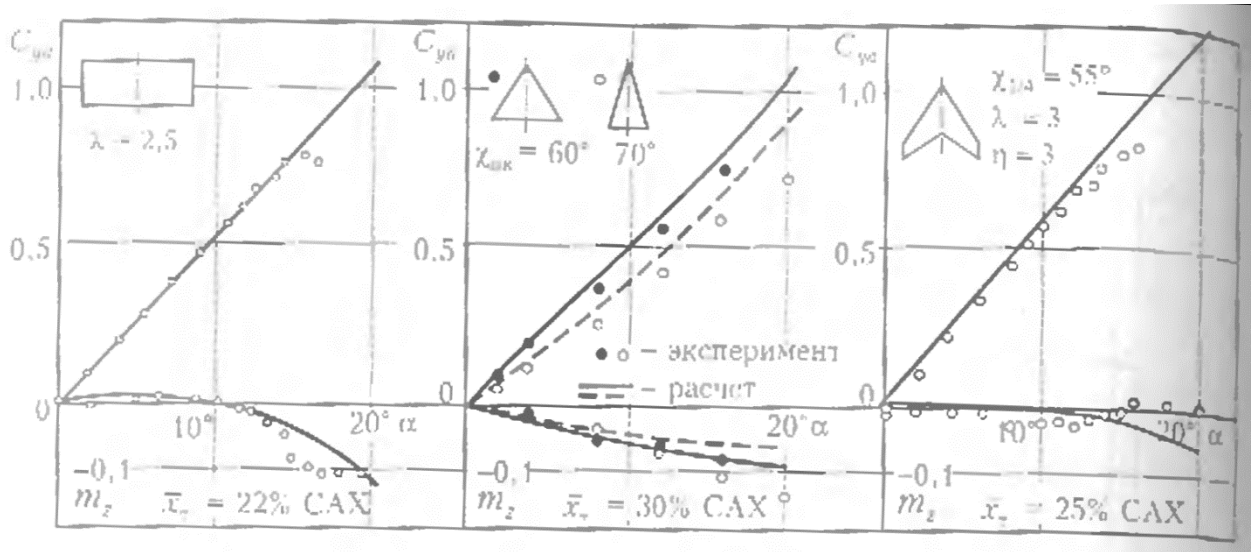


Рис. 2.8. Аеродинамічні характеристики крил різної форми в плані.

Пряме крило

Величина $C_{y\alpha}$ мах прямого крила з відотною товщиною з 3 * 4% на 30 + 40% нижче, ніж у крила з відотною товщиною профілю з = 10-12%, і не перевищується $C_{y\alpha} \text{ мах} = 0,7 - 0,8$, а зіставлення $C_{y\alpha} \text{ мах}$ прямого і стріловидного крил показує складність проблеми забезпечення високих $C_{y\alpha} \text{ мах}$ для літаків з прямим крилом (рис. 2.9).

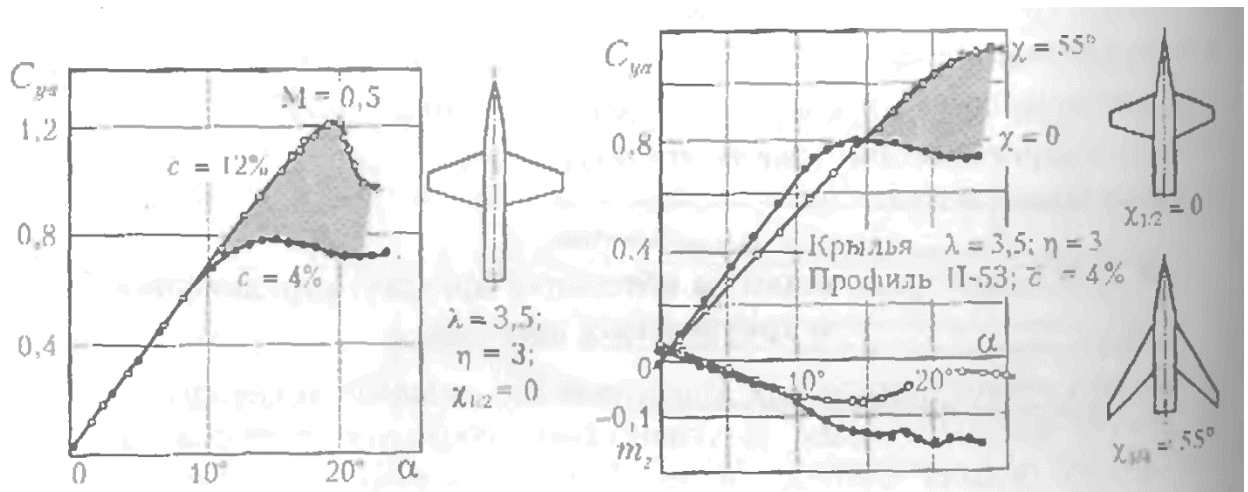


Рис. 2.9. Вплив відотної товщини і кута стріловидності

Вплив подовження на АДХ прямих крил показано нижче на рис. 2.10

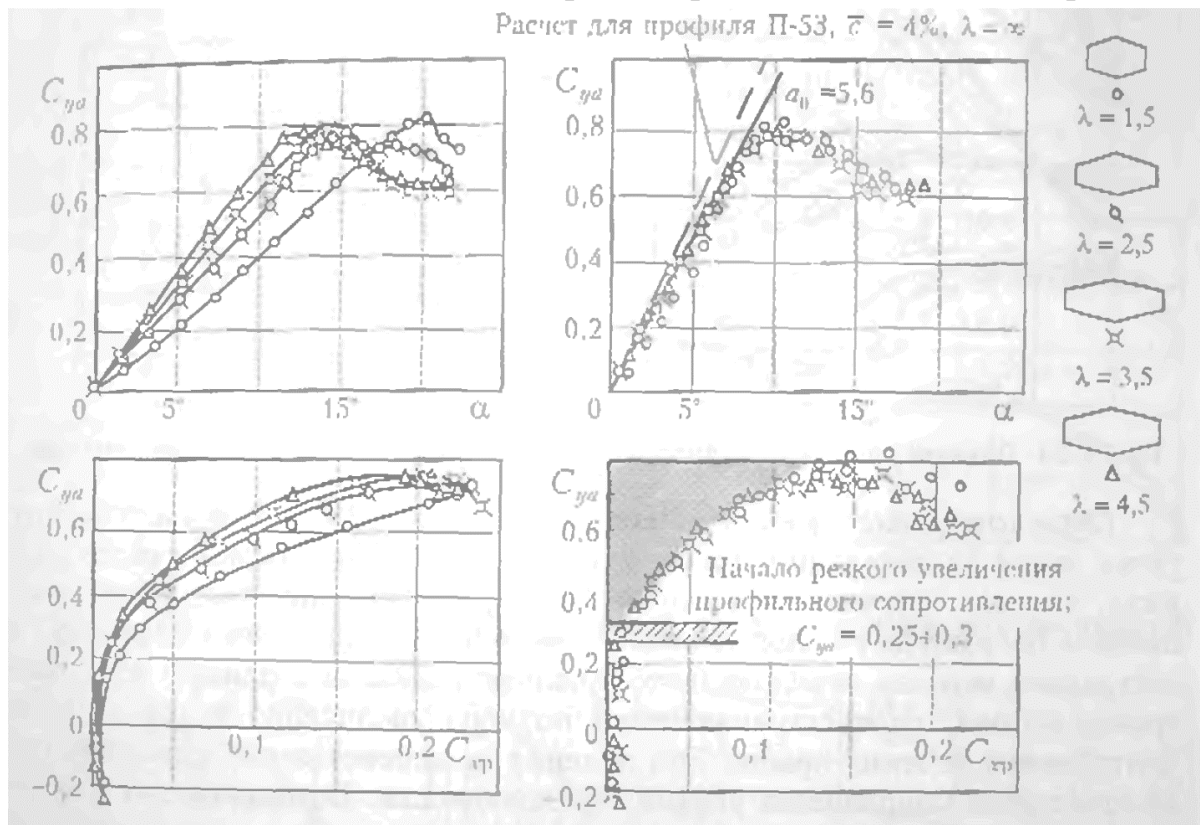


Рис. 2.10 Вплив подовження на АДХ прямих крил

Для забезпечення поздовжньої і поперечної стійкості і управ-ність літака з прямим крилом і попередження звалювання на необхідно забезпечити великі несучі властивості кінцевим перетинах крила але порівняно з кореновими його перетинами на великих кутах атаки. Це досягається за рахунок застосування більш несучих профілів в кореновому відсіку крила, диференціальним відхиленням поворотних шкарпеток зі збільшенням кутів їх відхилення до кінців крила.

2.3 Вплив параметрів крила на аеродинамічні характеристики крил з фюзеляжем

При обтіканні комбінації крила з фюзеляжем лінії рівних тисків на більшій частині поверхні розташовуються як і на ізолюваному крилі. У бортових перетинах стріловидних і трикутних крил лінії рівних тисків розгортаються перпендикулярно потоку і кінці крил обтикаються просторовим потоком.

Присутність фюзеляжу збільшує місцеву швидкість обтікання крила поблизу борту фюзеляжу, що тягне за собою деяке зростання підйомної сили в бортових і центральних перетинах в порівнянні з - значенням у ізолюваного крила.

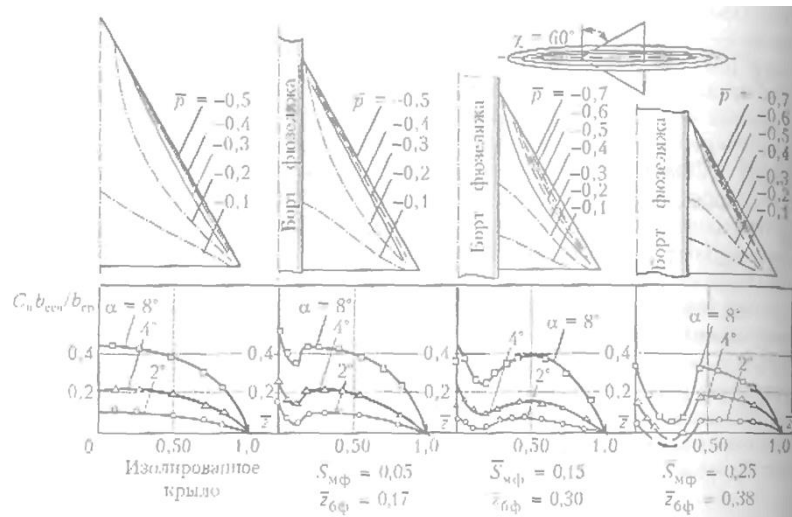


Рис 2.16. Вплив фюзеляжу на ізобари трикутного крила ($M = 0,15$; $\alpha = 4^\circ$)

Характер обтікання стрілоподібного та трикутного крил з великими кутами $\chi_{\text{лк}}$ мало змінюється на великих кутах атаки при установці на них фюзеляжу (рис. 2.17 і 2.18). так як зрив потоку на таких крилах виникає на їх кінцевих перетинах і повільно поширюється вздовж фюзеляжу в міру збільшення кута атаки.

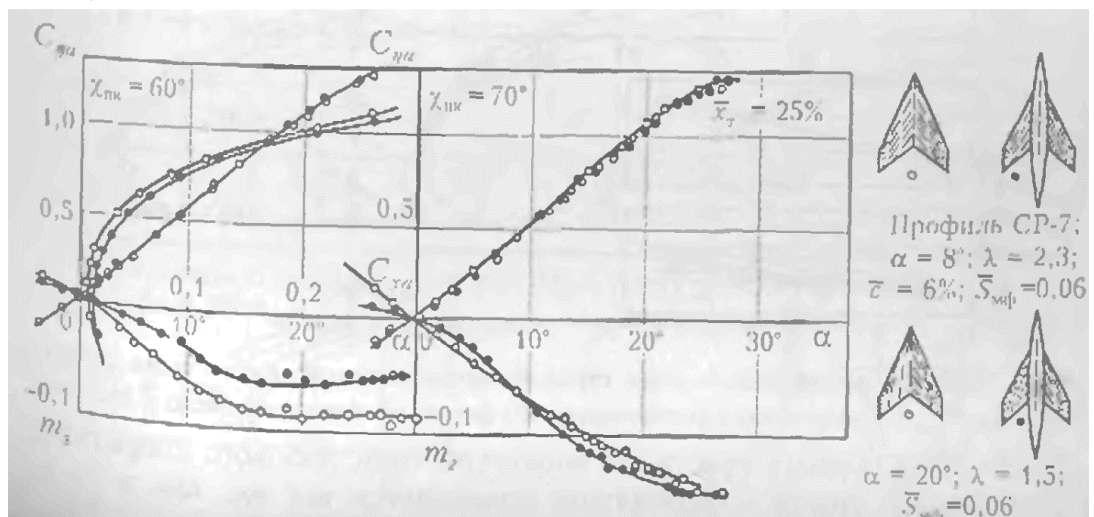


Рис. 2.17. Вплив фюзеляжу на АДХ і обтікання стрілоподібних крил.

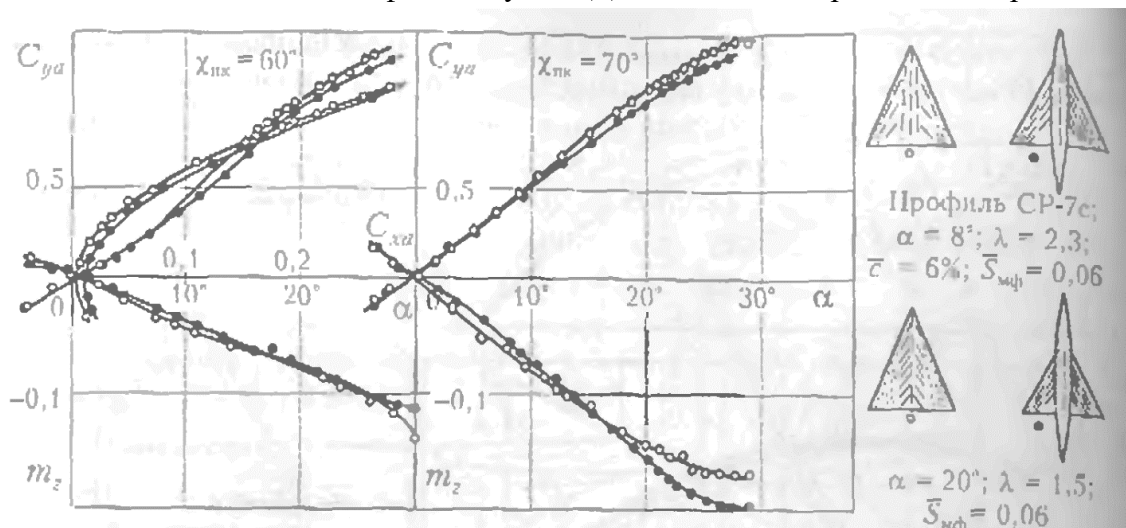


Рис. 2.18. Вплив фюзеляжу на АДХ і обтікання трикутних крил.

Вплив подовження крила. При дозвукових швидкостях збільшення подовження трапецієподібних і трикутних крил призводить до зростання несучих властивостей комбінації крила з фюзеляжем (рис. 2.20). Результати досліджень ізольованих крил і комбінацій таких крил з фюзеляжами показали, що при надзвукових швидкостях зміна відносної площі міделю фюзеляжу ($S_{mf} < 0,1$) практично не змінює несучих властивостей крила.

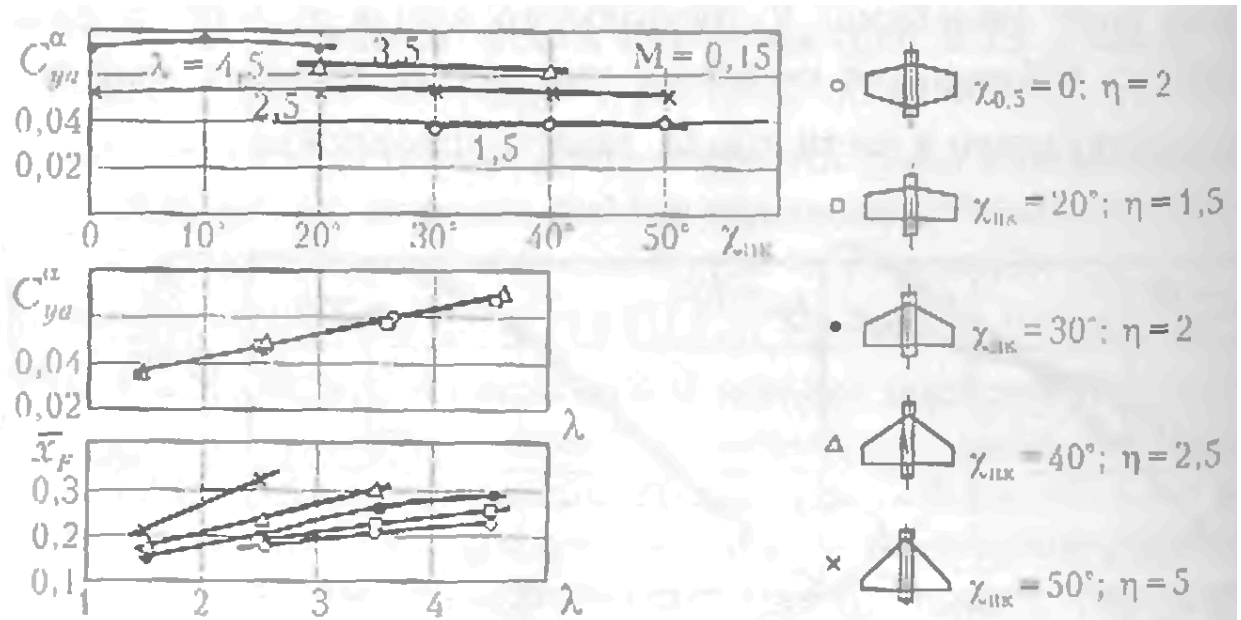


Рис. 2.20. Вплив подовження і кута стріловидности крил на несущей (похідну C_{ya}) і положення аеродинамічного фокусу комбінації крило + фюзеляж.

Вплив звуження та кута стрілоподібності крила.

Дослідження щодо впливу звуження крила на аеродинамічні характеристики комбінації крила з фюзеляжем показали, що при надзвукових швидкостях зміна звуження η від 1 до 5 мало впливає на несучі властивості і індуктивне опір прямих і стріловидних крил. Невелике зменшення коефіцієнтів лобового опору у комбінації прямих і стріловидних крил з фюзеляжем при збільшенні звуження крила пояснюється зменшенням "коні консольної частини крила (при збереженні його повної площі).

Форма профілю крила має суттєвий вплив на динамічні характеристики комбінації крила з фюзеляжем. Застосування профілів з гострою передньою кромкою на прямих крилах призводить до вельми істотного зниження опору комбінації крила з фюзеляжем при надзвукових швидкостях, але викликає збільшення опору в області навіколозвукових швидкостей.

Вплив положення крила по висоті. Зміна положення на фюзеляжі крила по висоті мало впливає на несучі властивості, опір, аеродинамічна

якість і характеристики поздовжньої стійкості літака при надзвукових швидкостях, але значно впливає на характеристики бічної стійкості (рис. 2.26).

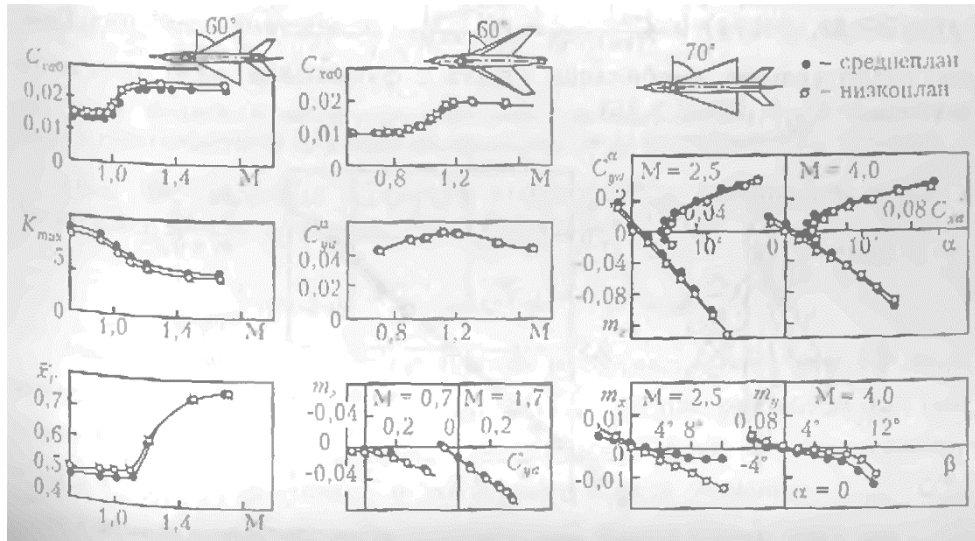


Рис 2.26. Вплив положення крила на АДХ комбінації "крило + фюзеляж"

Вплив міделю фюзеляжу. Як відомо, лобове опір комбінації крила з фюзеляжем при малих дозвукових, навколосвукових і надзвукових швидкостях тим більше, чим більше мідель фюзеляжу (рис. 2.27). При цьому підйомна сила комбінації крила з фюзеляжем при невеликих відносних площах міделю фюзеляжу залишається близькою підйомній силі ізольованого крила (рис. 2.27, 2.28)

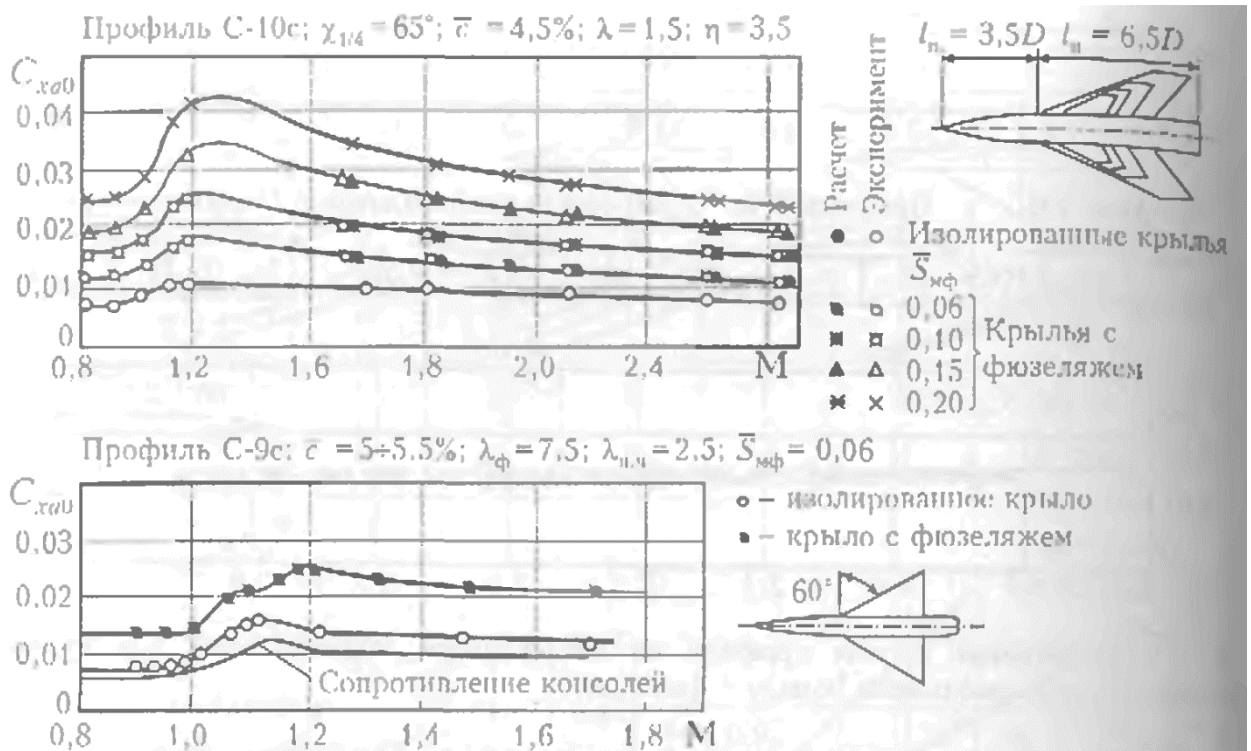


Рис. 2.27. Вплив площі міделю фюзеляжу на коефіцієнт опору нульової підйомної сили комбінації " крило + фюзеляж "

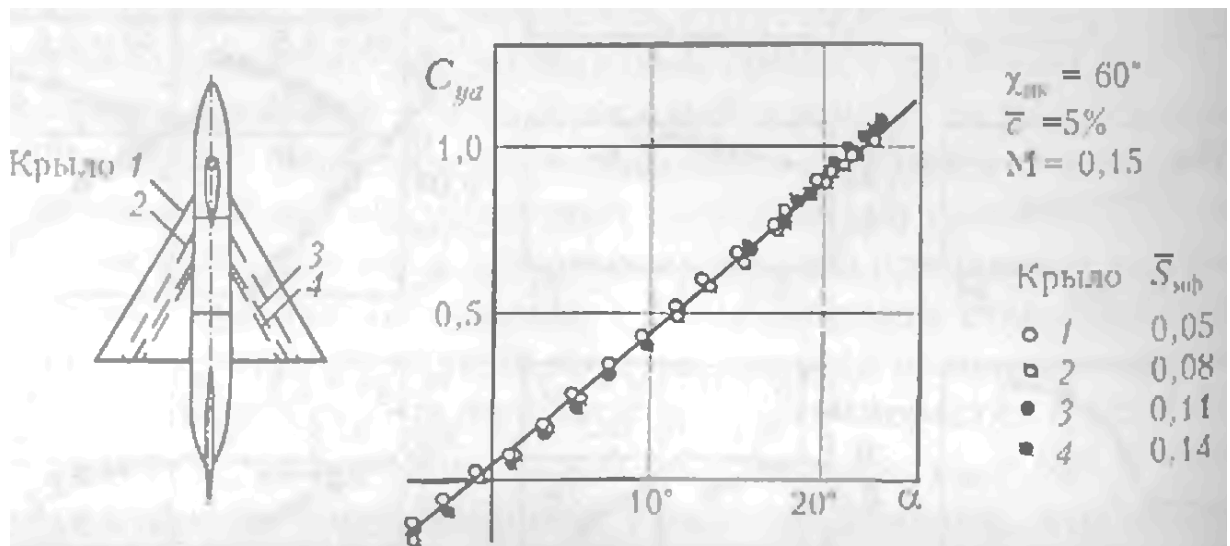


Рис. 2.28. Вплив площі миделя фюзеляжу на несучі властивості фюзеляжу з трикутним крилом на малих швидкостях.

Висновки по розділу

1. Дослідження крил з малими подовженнями показують, що до подовження 1,74 максимальний коефіцієнт підйомної сили зменшується при одночасному збільшенні критичних кутів атаки.

2. При подальшому зменшенні подовження до 1,27 максимальний коефіцієнт підйомної сили збільшується одночасно зі збільшенням критичного кута атаки, після чого максимальний коефіцієнт підйомної сили знову починає зменшуватися. Ці результати отримані для прямокутних крил, що мали на кінцях заокруглення, радіусом рівним половині хорди.

3. Подовження, найвигодніше щодо величини максимального коефіцієнта підйомної сили відповідають крила, що має в плані форму кола (з подовженням 1,27). Після досягнення критичного кута атаки і максимального коефіцієнта підйомної сили спостерігається різкий зрив потоку. Збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили при подовженні 1,27, у порівнянні з подовженням 6 одно 0,61, або становить 49%, причому критичний кут атаки збільшується з 14 до 45 градусів. Форма кінців крила малого видовження робить істотний вплив на величину коефіцієнта підйомної сили або коефіцієнт повної аеродинамічної сили. Найкращі результати дають крила з напівкруглими кінцями (1), найгірші - з закругленими кінцями

3. Аналіз впливу компонування транспортного планера на аеродинамічні характеристики системи

3.1 Аеродинамічні характеристики безпілотного носія

Безпілотний літак-носій, призначений для доставки в точку від'єднання плануючого транспортного контейнера є універсальною безпіотною платформою. Безпілотний літак-носій також призначений для довготривалого патрулювання, проведення тренувальних польотів.

Основні характеристики (Табл.3.1.1), трьохмірна модель (Рис.3.1.1-3.1.2) та необхідні графіки представлені нижче.

Табл 3.1.1. Носій. Основні характеристики

	Основні характеристики				
	Максимальна розрахункова маса	$m_{взл_мах}$	=	60	кг
	Злітна розрахункова маса	$m_{взл}$	=	40	кг
	Льотна розрахункова маса	$m_{пол}$	=	40	кг
	Маса порожнього спорядженого	$m_{пуст}$	=	18	кг
	Розмах	L		4.546	м
	Довжина	X		1.78	м
	Висота на стоянці без гвинтів	H		1.0	м
	Геометричні параметри агрегатів				
	<u>Крило</u>				
	Форма крила у плані	Пряме з параболічним кінцем			
	Площа крила	S	=	1.6	м ²
	Розмах крила	l	=	1.78	м
	Хорда крила	b	=	0.352	м
	САХ	$b_{САХ}$	=	0.352	м
	Видовження крила	λ	=	12.92	
	<u>Фюзеляж</u>				
	Площа міделю фюзеляжу	$S_{мид_ф}$	=	0.0718	м ²
	Довжина фюзеляжу	$l_{ф}$	=	1.76	м
	Висота X ширина фюзеляжу	$h_{ф} \times B_{ф}$	=	0.408x0.190	м
	Внутрішня січна вантажного відсіку фюзеляжу	$a_{ф} \times b_{ф}$	=	0.150x0.220	м
	Еквівалентний діаметр фюзеляжу	$d_{ф_екв}$	=	0.3024	м
	Видовження фюзеляжу	$\lambda_{ф}$	=	5.29	

	<u>Оперення</u>				
--	-----------------	--	--	--	--

Табл 3.1.1 продовження

	<u>Горизонтальне оперення</u>				
	Площа ГО	$S_{ГО}$	=	0.164	m^2
	Відносна площа ГО	$S_{ГО}/S$	=	0.1025	
	Плече ГО	$L_{ГО}$	=	1.345	м
	Відносне плече ГО	$L_{ГО}/b_{САХ}$	=	3.82	
	Коефіцієнт стат. моменту	$A_{ГО}$	=	0.39	
	Розмах ГО	$l_{ГО}$	=	0.824	м
	Хорда ГО	$b_{ГО}$	=	0.202	м
	Видовження ГО	$\lambda_{ГО}$	=	4.14	
	Площа РВ	$S_{РВ}$	=	0.0635	m^2
	Відносна площа РВ	$S_{РВ} / S_{ГО}$	=	0.3872	
	<u>Вертикальне оперення</u>				
	Площа ВО	$S_{ВО}$	=	0.17	m^2
	Відносна площа ВО	$S_{ВО}/S$	=	0.10625	
	Плече ВО	$L_{ВО}$	=	1.544	м
	Відносне плече ВО	$L_{ВО}/l$	=	0.3384	
	Коефіцієнт стат. моменту	$B_{ВО}$	=	0.036	
	Площа РН	$S_{РН}$	=	0.0594	m^2
	Відносна площа РН	$S_{РН} / S_{ВО}$	=	0.35	
	<u>Шасі</u>				
	Тип шасі	двохстійкова з хвостовою опорою			
	Колея шасі	$B_{Ш}$	=	1.28	м
	База шасі	$X_{Ш}$	=	1.2	м
	Діаметр колес ОШ	$D_{ОШ}$	=	0.2	м
	Кількість колес ОШ	$N_{ОШ}$	=	2	
	Діаметр колеса ХШ	$D_{ПОШ}$	=	0.1	м

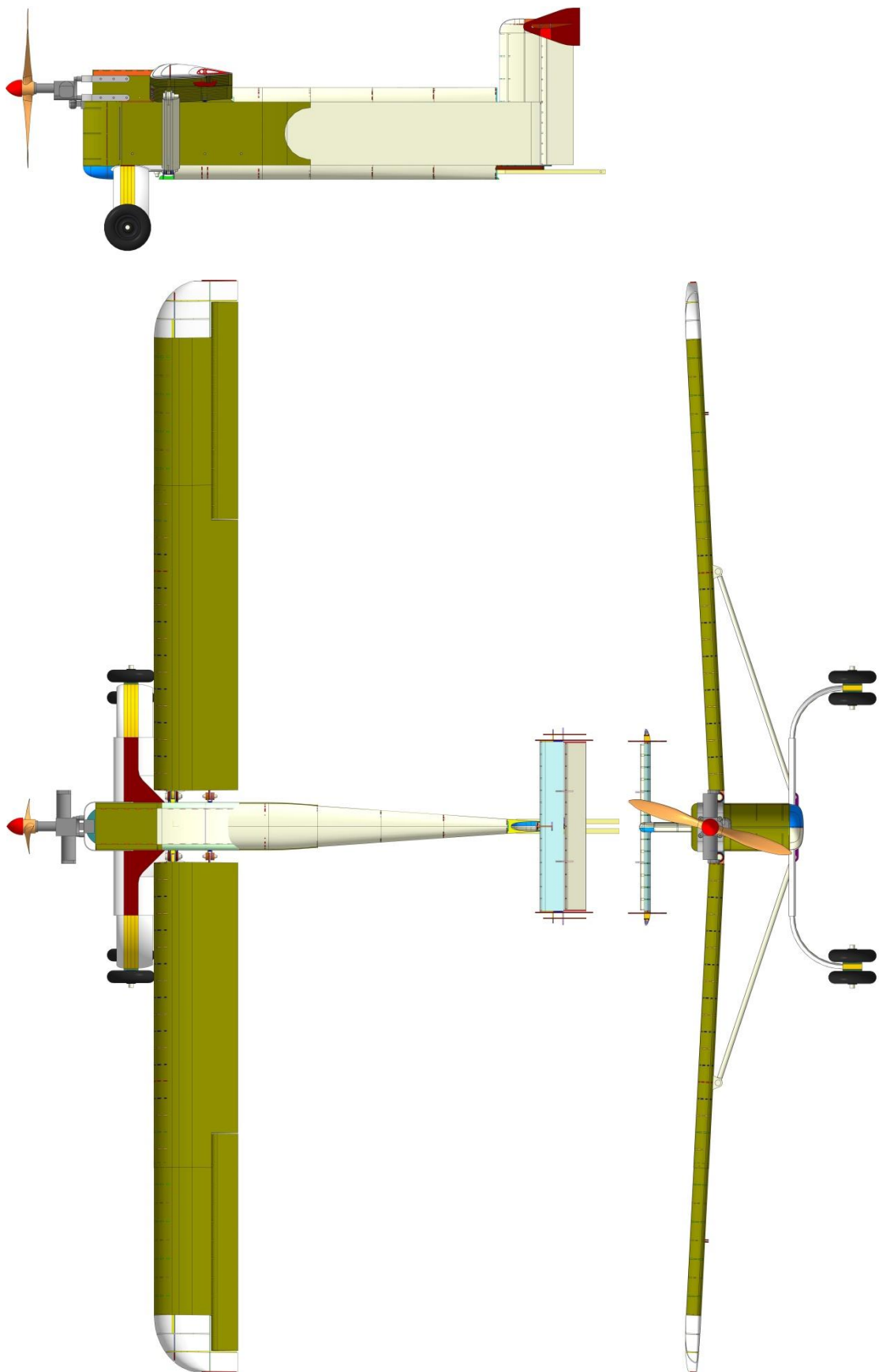


Рис.3.1.1. Безпілотний носій. Теоретична схема.

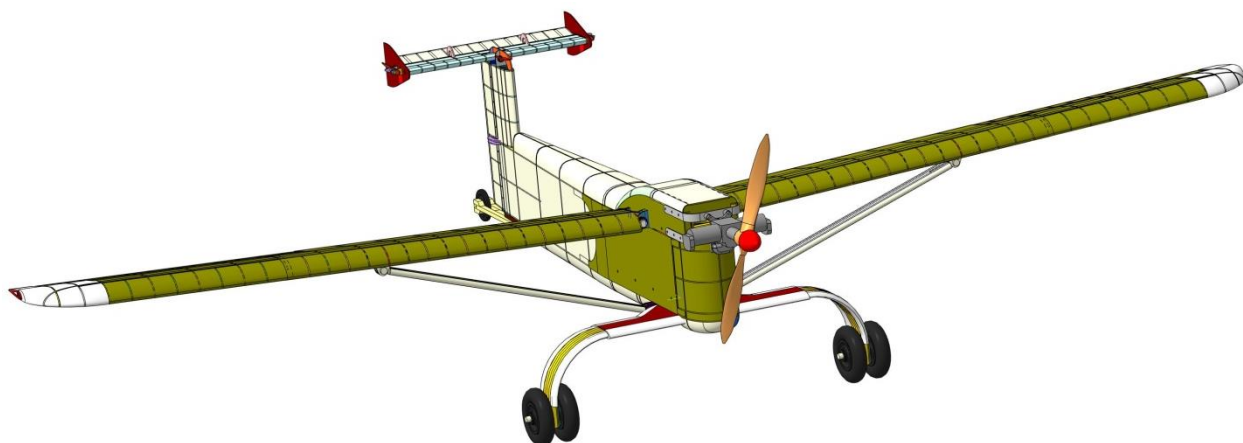


Рис.3.1.2. Безпілотний носій. Зовнішній вигляд.

Розрахункові моделі безпілотного літака-носія, що використовуються в дисертаційному дослідженні наведені на рис.3.1.3 – 3.1.6 :

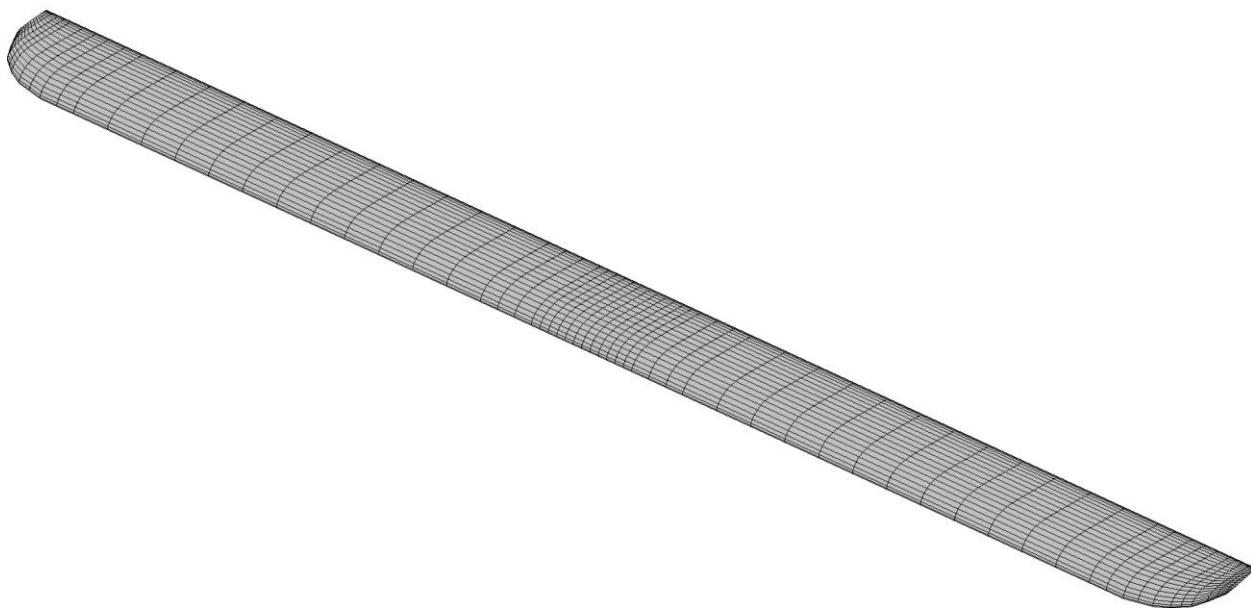


Рис.3.1.3. БПЛА- носій. Розрахункова модель крила.

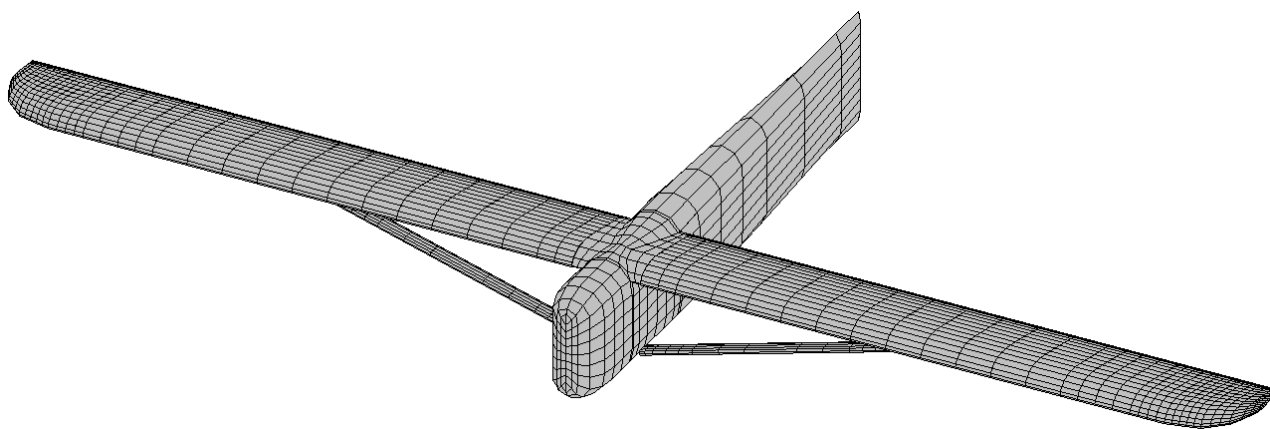


Рис.3.1.4. БПЛА- носій. Розрахункова модель основної несучої схеми.

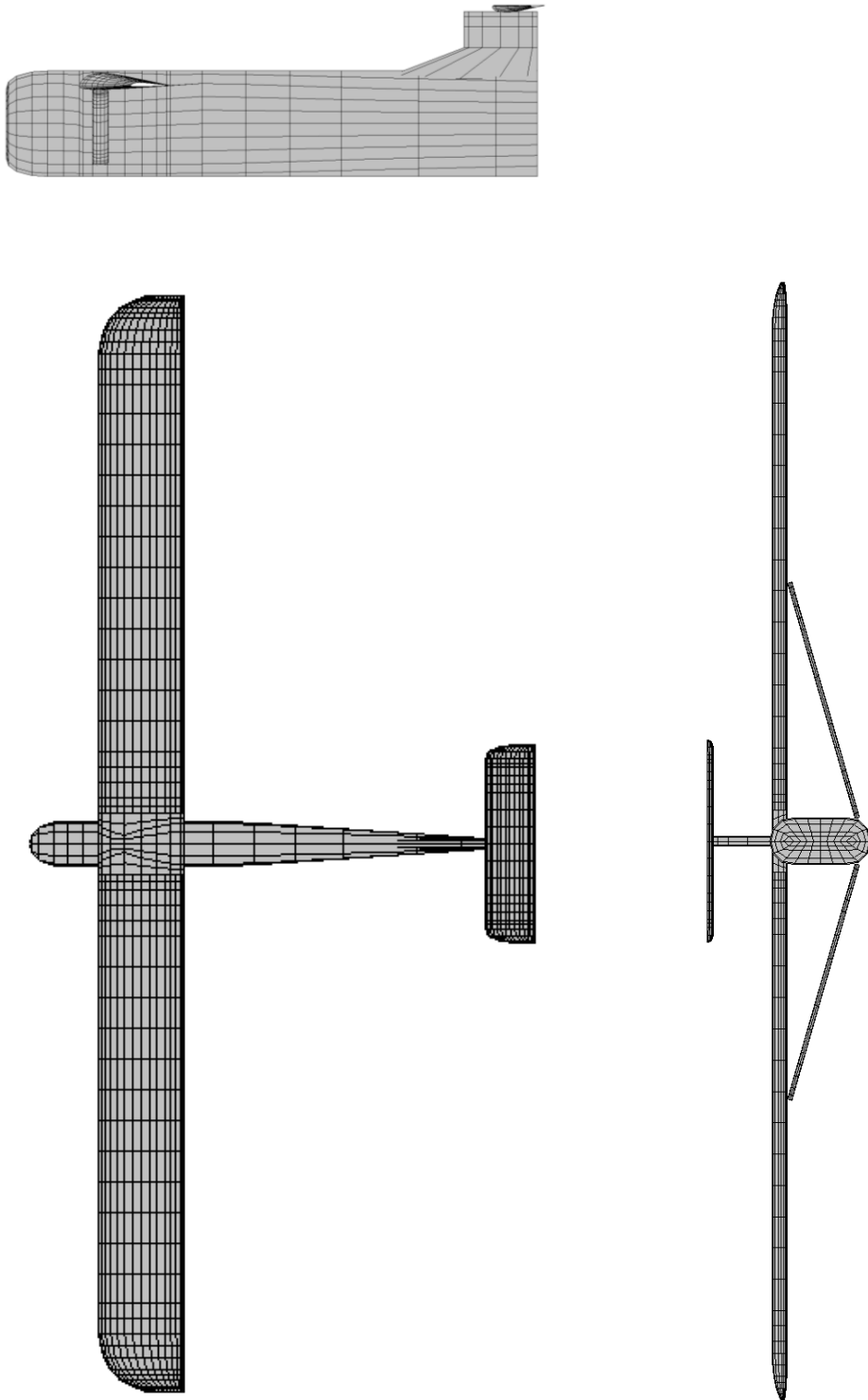


Рис.3.1.5. БПЛА- носій. Розрахункова модель повне компонування. Теоретична схема.

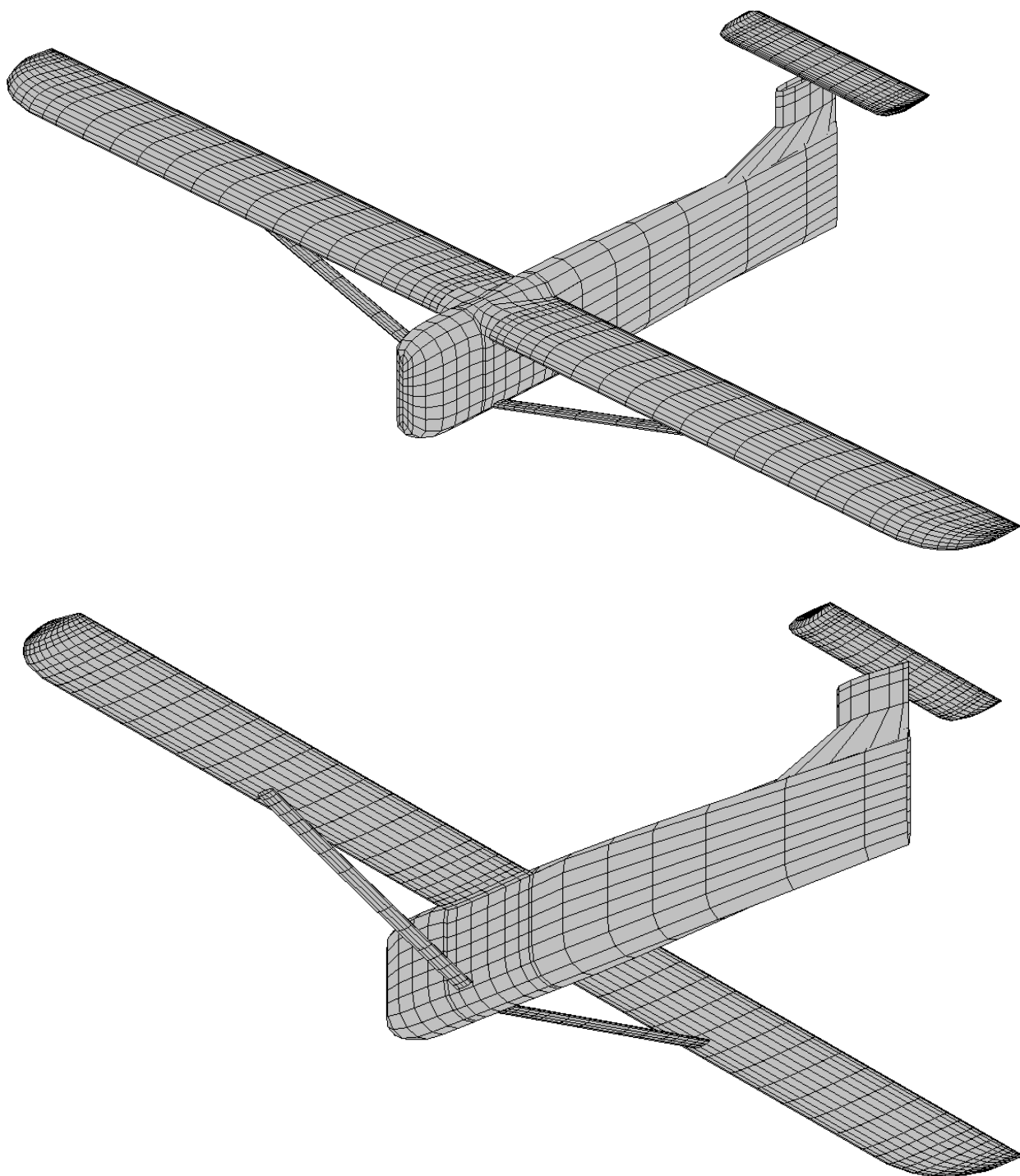


Рис.3.1.6. БПЛА- носій. Розрахункова модель повне компонування. Ізометрія.
Основні аеродинамічні характеристики безпілотного носія, визначені за допомогою панельно-вихрового методу наведені на рис.3.1.7 – 3.1.10.

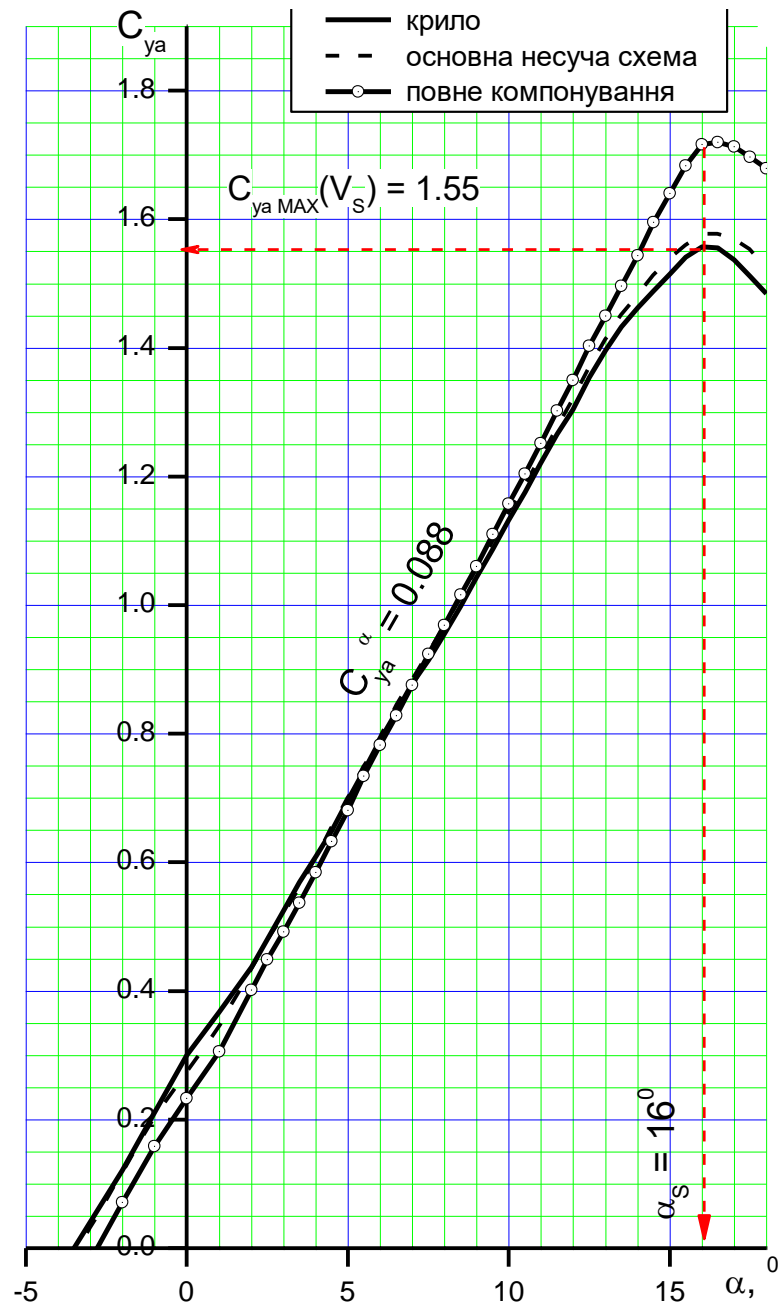


Рис.3.1.7. БПЛА- Носій. Несучі властивості. Залежності $C_{ya}=f(\alpha)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

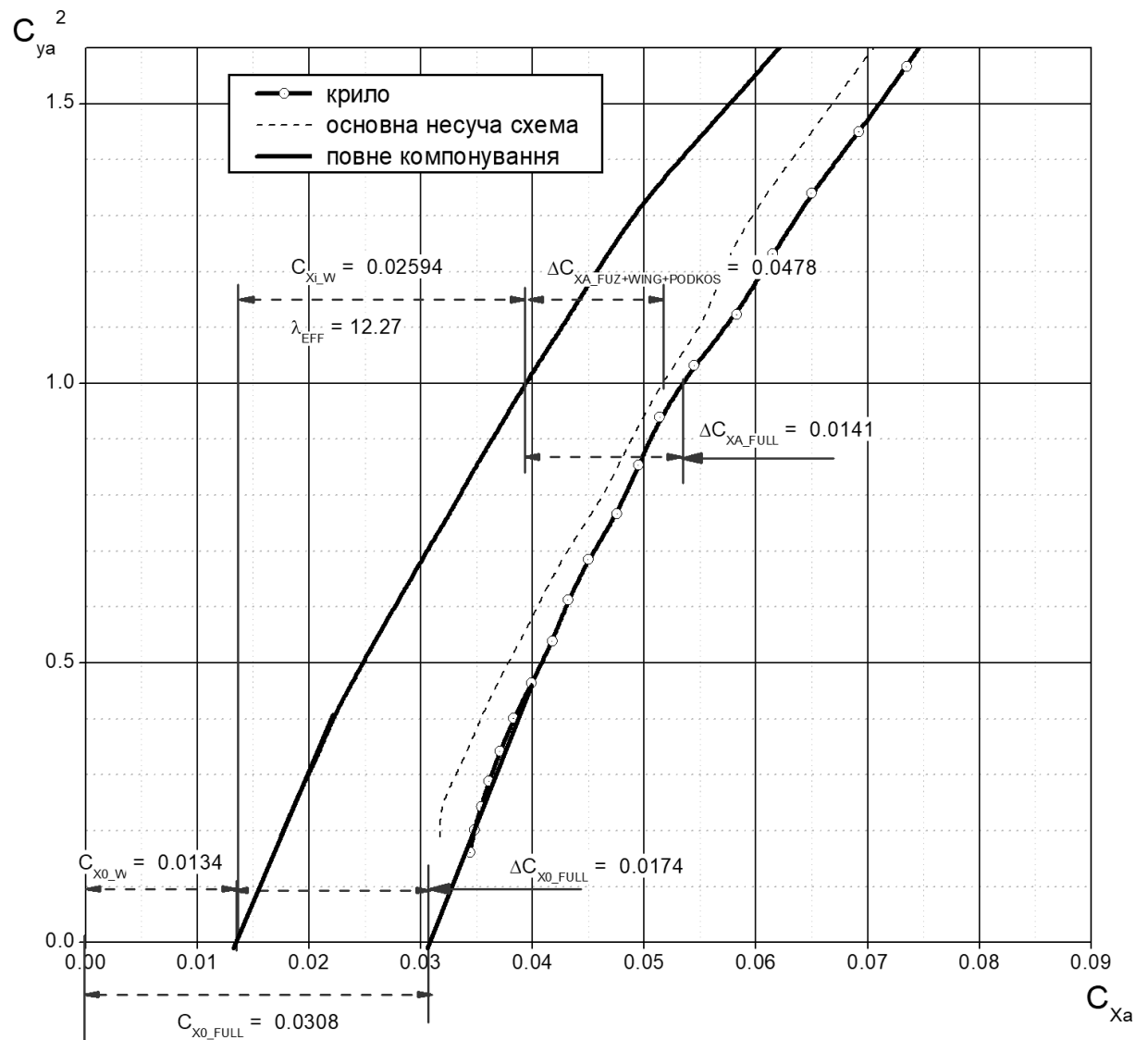


Рис.3.1.8. БПЛА- Носій. Квадратична поляра. Залежності $C_{ya}^2=f(C_{xa})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

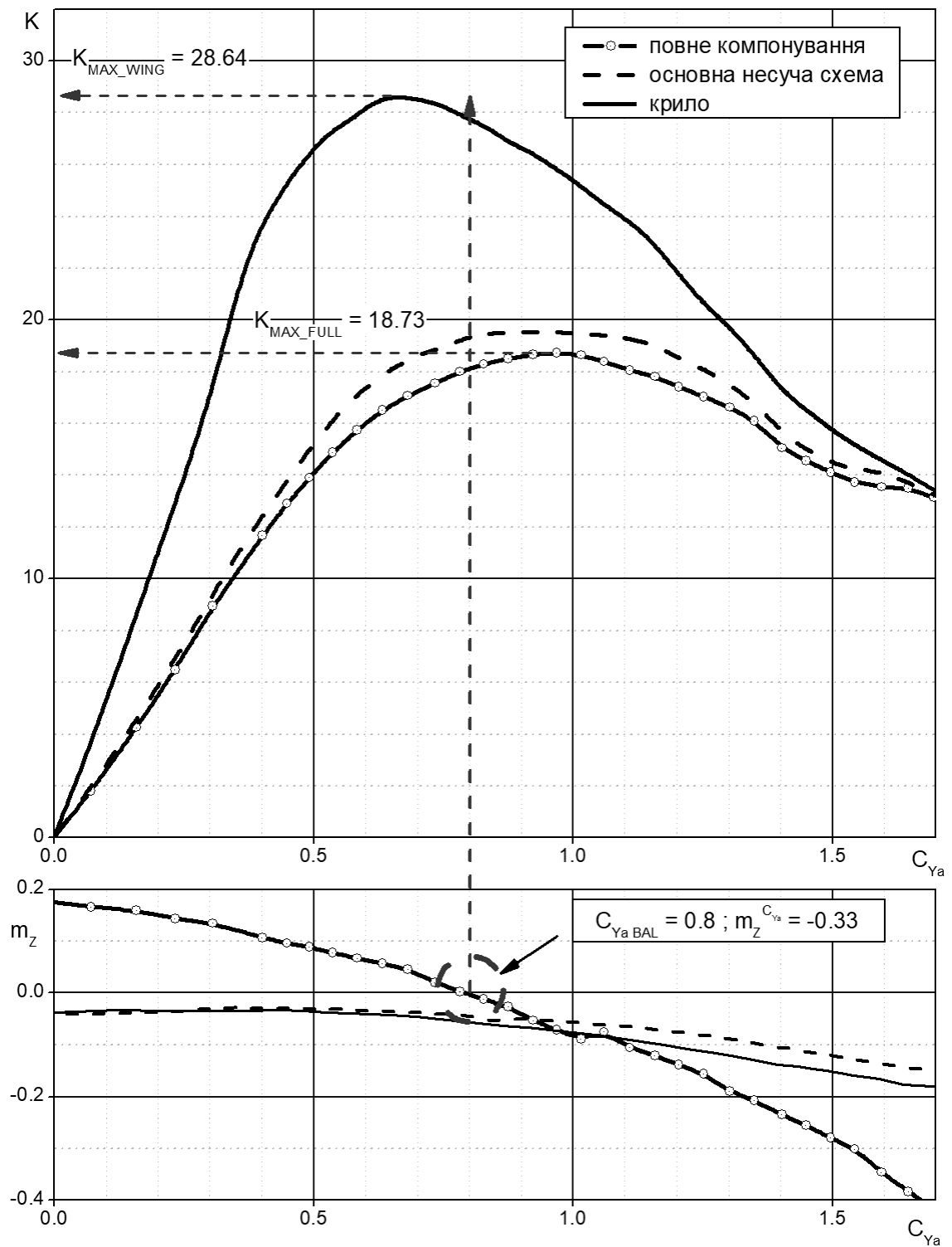


Рис.3.1.9. БПЛА- Носій. Залежності $K, m_Z = f(C_{Ya})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

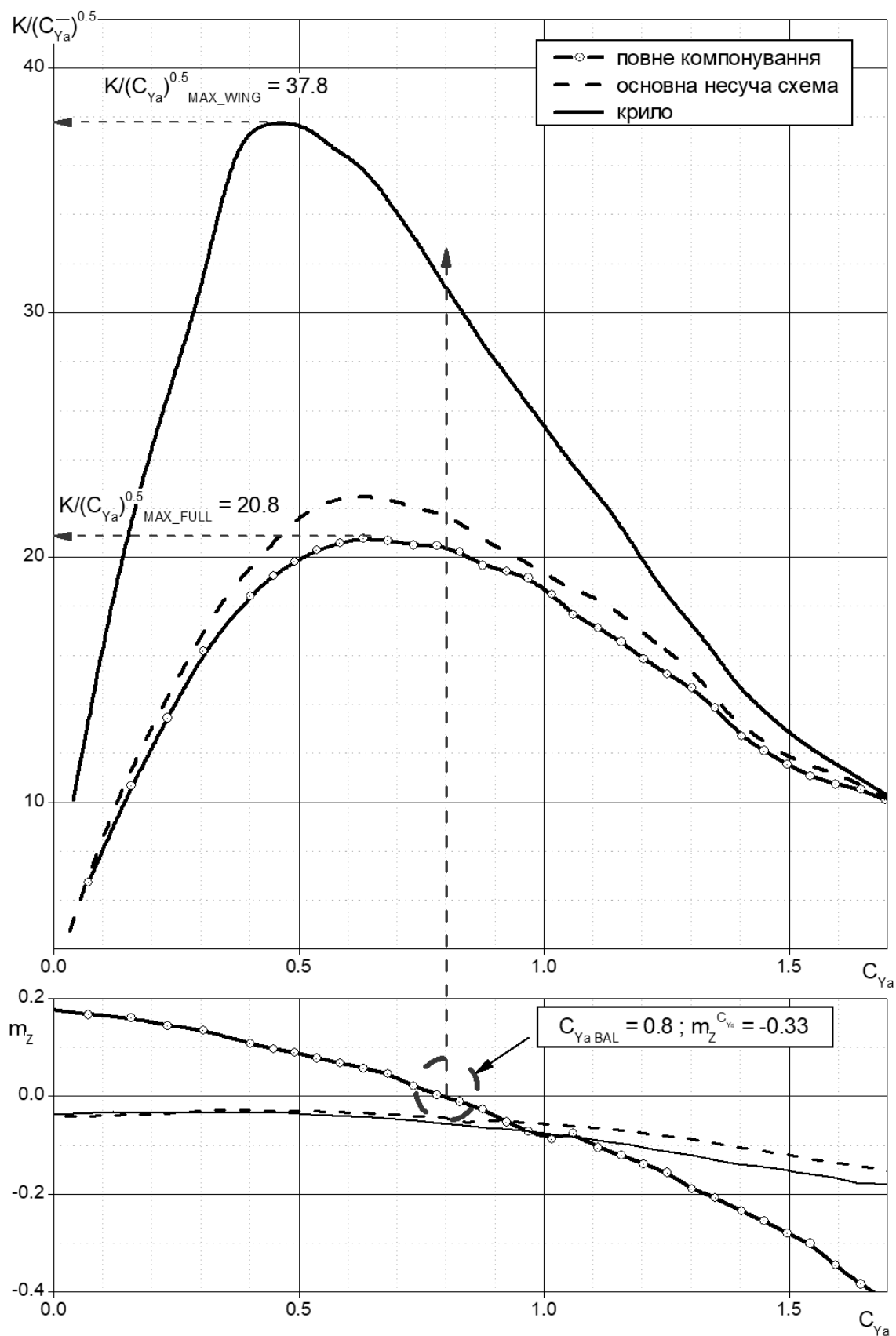


Рис.3.1.10. БПЛА- Носій. Залежності $(K/\sqrt{C_{Ya}})$, $m_z = f(C_{Ya})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

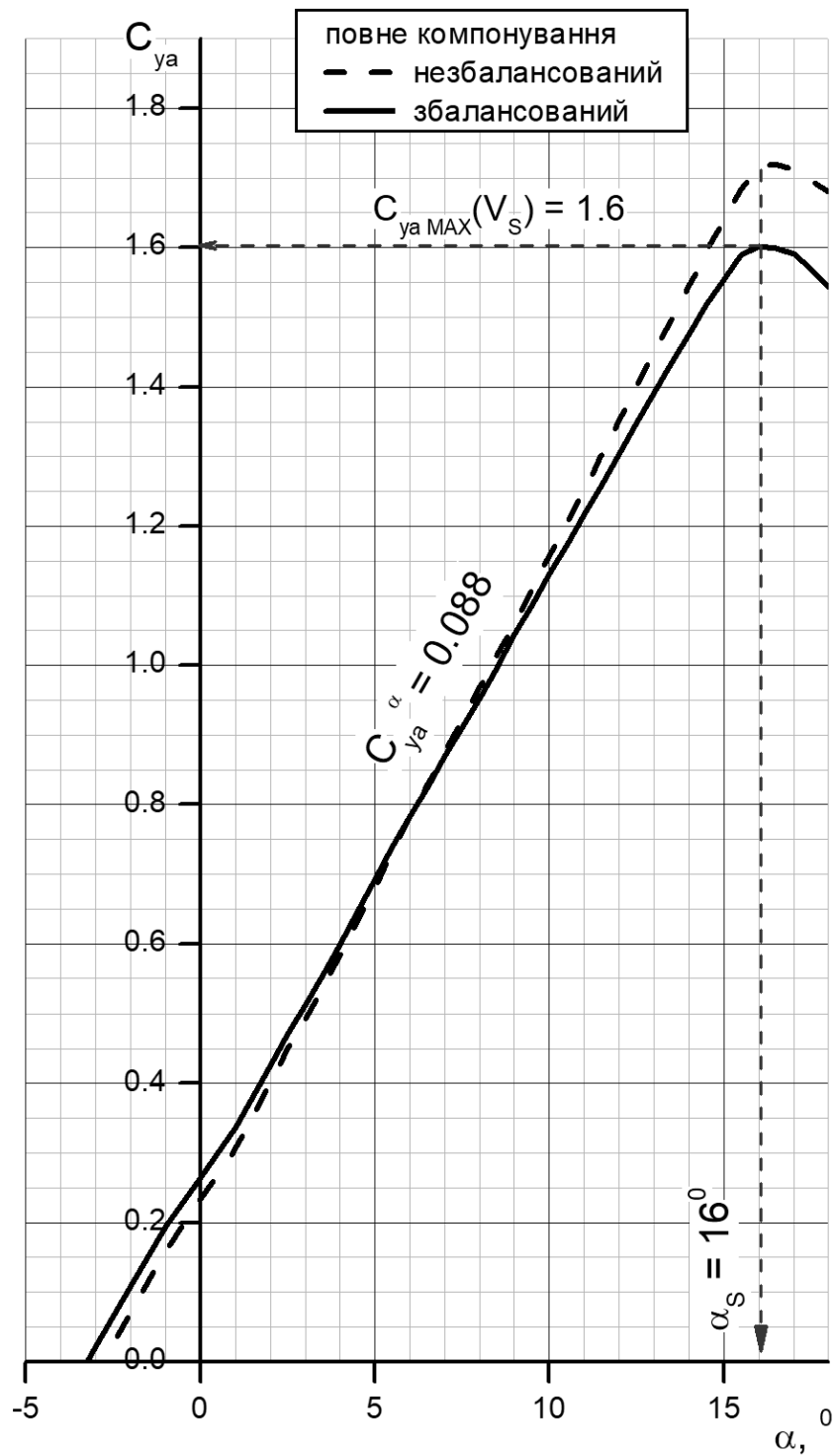


Рис.3.1.11. БПЛА- Носій. Несучі властивості в збалансованому стані.

Залежності $C_{Y\alpha}$, $C_{Y\alpha_BALL} = f(\alpha)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

Висновки за п.п.3.1

Аеродинамічне компонування безпілотного носія транспортного контейнеру дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик :

Максимальне значення аеродинамічної досконалості складає $K_{MAX} = 18,7$;

Балансування безпілотного носія відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} .

Рівень статичної стійкості компонування безпілотного носія складає $m_Z^{C_Y} = -0.33$, що відповідає вимогам норм льотної придатності [3],[4];

Максимальні несучі властивості компонування літака-носія в збалансованому стані характеризуються достатньо високим максимальним значенням коефіцієнту підйімальної сили $C_{Ya_MAX_BAL} = 1.6$

3.2 Аеродинамічне компонування транспортного планера

Виходячи з описаної вище концепції доставки корисного навантаження, транспортний планер являє собою безпілотний літаючий апарат, що від'єднується від безпілотного носія та виконує плануючий політ в точку доставки.

При цьому є очевидним, що дистанція планування є вирішальним критерієм, оскільки чим більш віддаленим є точка роз'єднання носія та транспортного контейнеру, тим менша ймовірність ураження всієї системи засобами протиповітряної оборони. Дистанція планування напряду визначається значенням аеродинамічної досконалості транспортного контейнеру в збалансованому стані:

$$K_{BAL} = \frac{C_{Ya_BAL}}{C_{Xa_BAL}} = \frac{L_{GL}}{H_{GL}} = ctg(\theta) \quad (3.2.1)$$

де:

L_{GL} – дистанція планування по прямій;

H_{GL} – висота початку сталого планування;

C_{Ya_BAL} – коефіцієнт підйимальної сили транспортного контейнеру в збалансованому стані;

C_{Xa_BAL} - коефіцієнт лобового опору транспортного контейнеру в збалансованому стані;

Θ – кут нахилу траєкторії планування транспортного контейнеру

Швидкість сталого планування визначається як :

$$V_{BAL} = \sqrt{\frac{2 * m_{POL} * \cos \theta}{\rho * C_{Yabal} * S}} \quad (3.2.2)$$

де:

m_{POL} – вага транспортного контейнеру;

$\rho = 0.125 \frac{\text{кг} * \text{с}^2}{\text{м}^4}$ – технічна густина повітря в стандартних умовах на нульовій висоті;

S – площа крила

При всіх інших рівних параметрах транспортного контейнеру - висоті польоту, температурі повітря, фактичної ваги та ін. саме значення аеродинамічної досконалості є вирішальним.

C_{YaBAL} и C_{XaBAL} є коефіцієнтами підйимальної сили та лобового опору транспортного контейнеру в збалансованому стані, але більш детально розглянемо складові коефіцієнту лобового опору літака C_{XaBAL} . Нехтуючи впливом стискаємості повітря при польоті на швидкостях із $M \leq 0.5$ значення C_{XaBAL} згідно [5] доцільно розглядати як суму наступних складових:

$$C_{XaBAL} = C_{Xa0} + C_{Xi} + \Delta C_{XaBAL} + \Delta C_{XaBP} \quad (3.2.3)$$

де:

C_{Xa0} - коефіцієнт лобового опору літального апарату за відсутністю підйимальної сили;

$C_{Xi} = \frac{C_{YaKP}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)$ - коефіцієнт індуктивного літального апарату за наявністю підйимальної сили;

ΔC_{XaBAL} - коефіцієнт додаткового опору літального апарату, спричинений відхиленням рульових поверхонь;

$\Delta C_{x_{aBP}}$ - коефіцієнт шкідливого опору літака, спричинений наявністю виробничих дефектів.

Для різних швидкостей горизонтального польоту а сума значень $C_{x_{a0}}$, $\Delta C_{x_{aBAL}}$ и $\Delta C_{x_{aBP}}$ є практично сталою константою та в порівнянні із C_{x_i} її зміни нехтувано малі. Через це значення коефіцієнту лобового опору транспортного контейнеру $C_{x_{aBAL}}$ може бути визначено як :

$$C_{x_{aBAL}} = A_{C_x} + C_{x_i} = A_{C_x} + \frac{C_{y_{aKP}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau) \quad (3.2.4)$$

де:

$C_{y_{aKP}}$ – коефіцієнт підйимальної сили крила, згідно [10] близький з $C_{y_{aBAL}}$.

$\lambda = l^2/S$ – видовження крила транспортного контейнеру;

τ – коефіцієнт форми крила в плані.

Таким чином значення аеродинамічної досконалості K , що визначає всі основні льотно-технічні характеристики літака при всіх рівних інших умовах визначається значенням видовження крила λ :

$$K_{BAL} = \frac{C_{y_{aBAL}}}{C_{x_{aBAL}}} = \frac{C_{y_{aBAL}}}{A_{C_x} + \frac{C_{y_{aKP}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \approx \frac{C_{y_{aBAL}}}{A_{C_x} + \frac{C_{y_{aBAL}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \quad (3.2.5)$$

Результати статистики, наведені на Рис.3.2. 3.2.3.2.1. згідно [12] наочно підтверджує вплив видовження крила на льотно-технічні характеристики літального апарату.

В дисертаційному дослідженні запропонована концепція транспортного контейнеру – планеру базується на застосуванні в компонуванні агрегатів, що здатні реалізовувати обтікання без наявності відривів потоку та водночас є технологічними та дешевими у виготовленні та експлуатації.

Основним елементом компонування транспортного планера є власне сам контейнер з корисним навантаженням, що являє собою циліндр із носовим та хвостовим обтічниками. Теоретична схема транспортного контейнеру наведена на Рис.3.2.1.

Оскільки вплив видовження крила на аеродинамічні характеристики транспортного контейнеру є наочним, параметри крила, що застосовується в компонованні приймаються за даними статистики Теоретична схема компоновання наведена на Рис.3.2.2.

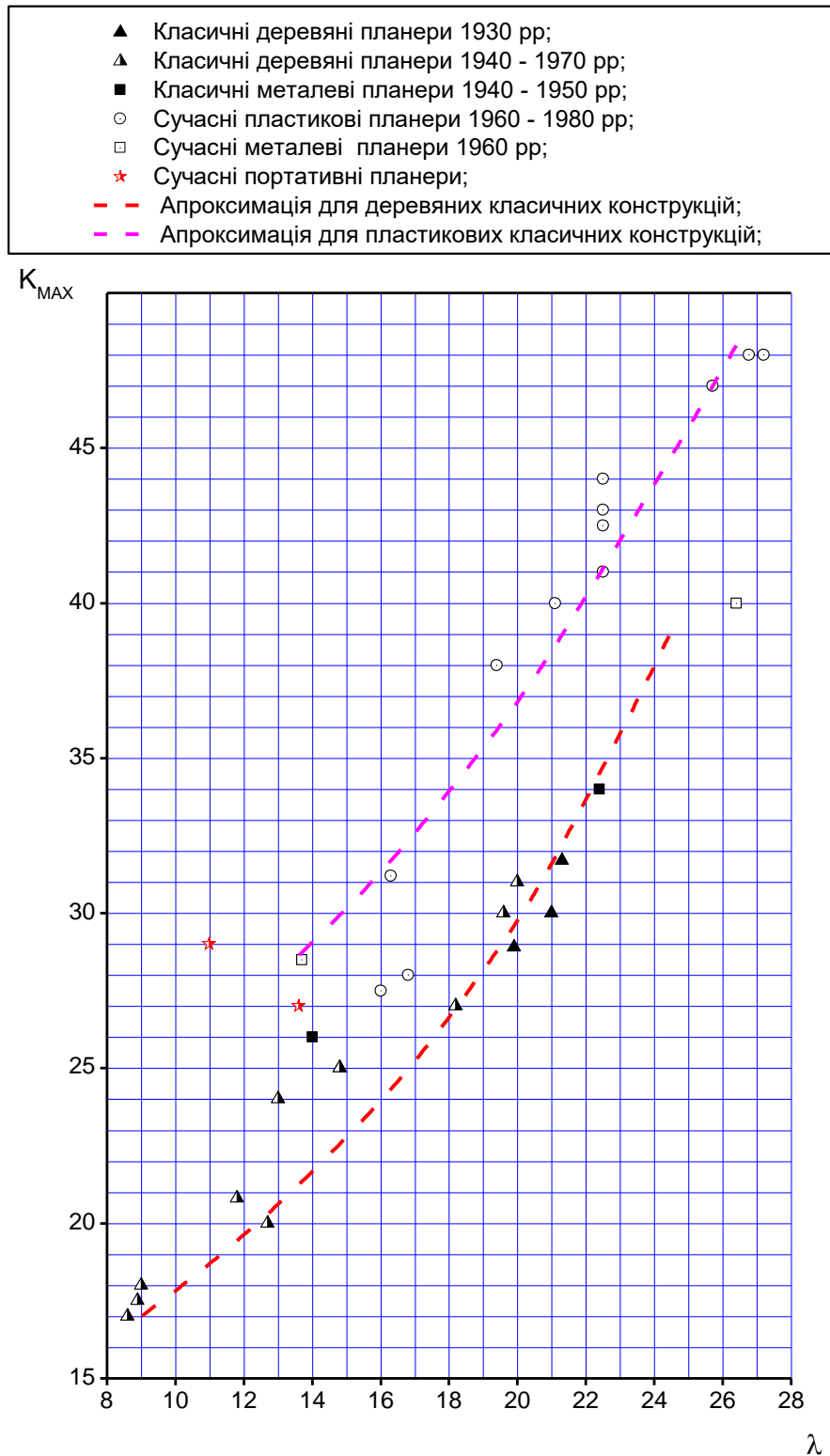


Рис.3.2.1. Залежність максимального аеродинамічної досконалості K_{MAX} від видовження крила λ .

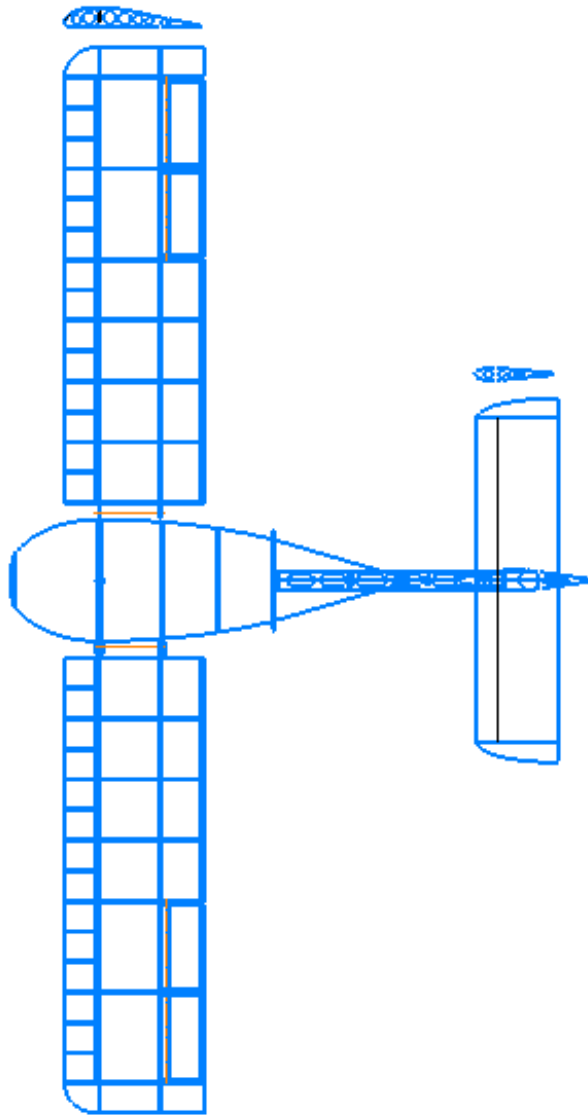


Рис.3.2.2. Транспортний планер. Компонування крило+фюзеляж+оперення.
Теоретична схема.

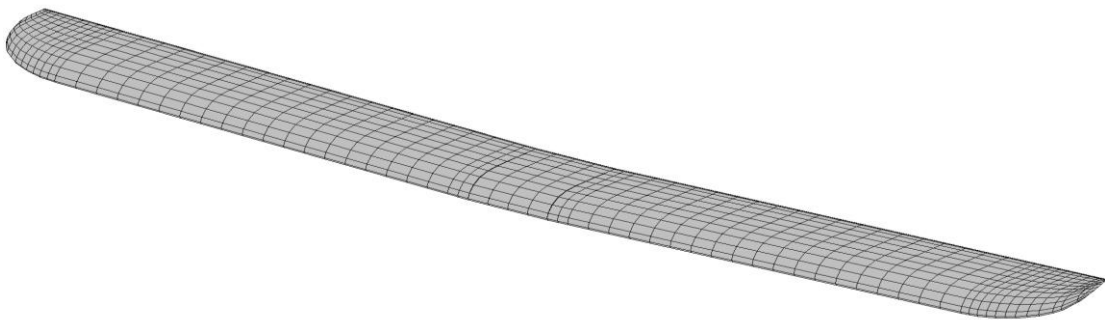


Рис.3.2.3. Транспортний контейнер.Крило. Розрахункова модель.

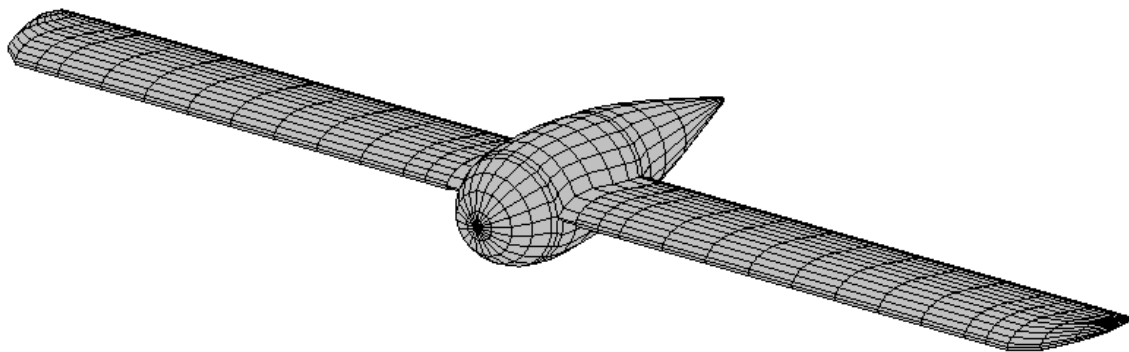


Рис.3.2.4. Транспортний контейнер.Основна несуча схема. Розрахункова модель.

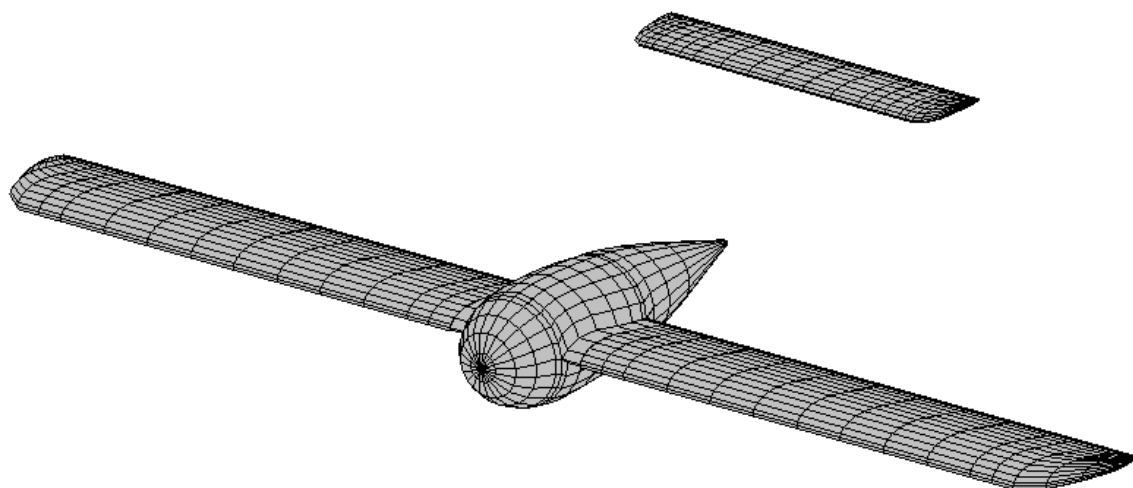


Рис.3.2.5. Транспортний контейнер.Повне компонування. Розрахункова модель.

Табл 3.2.1. Транспортний контейнер. Геометричні параметри агрегатів

	<u>Крило</u>				
	Форма крила у плані	Пряме з параболічним кінцем			
	Площа крила	S	=	1.11	м ²
	Розмах крила	l	=	3.26	м
	Хорда крила	b	=	0.352	м
	САХ	b _{САХ}	=	0.352	м
	Видовження крила	λ	=	9.6	
	<u>Фюзеляж</u>				
	Площа міделя фюзеляжу	S _{мид_ф}	=	0.0955	м ²
	Довжина фюзеляжу	l _ф	=	0.84	м
	Висота X ширина фюзеляжу	h _ф x B _ф	=	0.4508x0.220	м
	Еквівалентний діаметр фюзеляжу	d _{ф экв}	=	0.349	м
	Видовження фюзеляжу	$\lambda_{ф}$	=	2.4	
	<u>Оперення</u>				
	<u>Горизонтальне оперення</u>				
	Площа ГО	S _{ГО}	=	0.164	м ²
	Відносна площа ГО	S _{ГО} /S	=	0.148	
	Плече ГО	L _{ГО}	=	1.191	м
	Відносне плече ГО	L _{ГО} / b _{САХ}	=	3.38	
	Коефіцієнт стат. моменту	A _{ГО}	=	0.5	
	Розмах ГО	l _{ГО}	=	0.824	м
	Хорда ГО	b _{ГО}	=	0.202	м
	Видовження ГО	$\lambda_{ГО}$	=	4.14	
	Площа РВ	S _{РВ}	=	0.0635	м ²
	Відносна площа РВ	S _{РВ} / S _{ГО}	=	0.3872	
	<u>Вертикальне оперення</u>				
	Площа ВО	S _{ВО}	=	0.114	м ²
	Відносна площа ВО	S _{ВО} /S	=	0.103	
	Плече ВО	L _{ВО}	=	1.128	м
	Відносне плече ВО	L _{ВО} / l	=	0.346	
	Коефіцієнт стат. моменту	B _{ВО}	=	0.0356	
	Площа РН	S _{РН}	=	0.04	м ²
	Відносна площа РН	S _{РН} / S _{ВО}	=	0.35	

Основні аеродинамічні характеристики безпілотного планера, визначені за допомогою панельно-вихрового методу наведені на Рис.3.2.7 – 10.

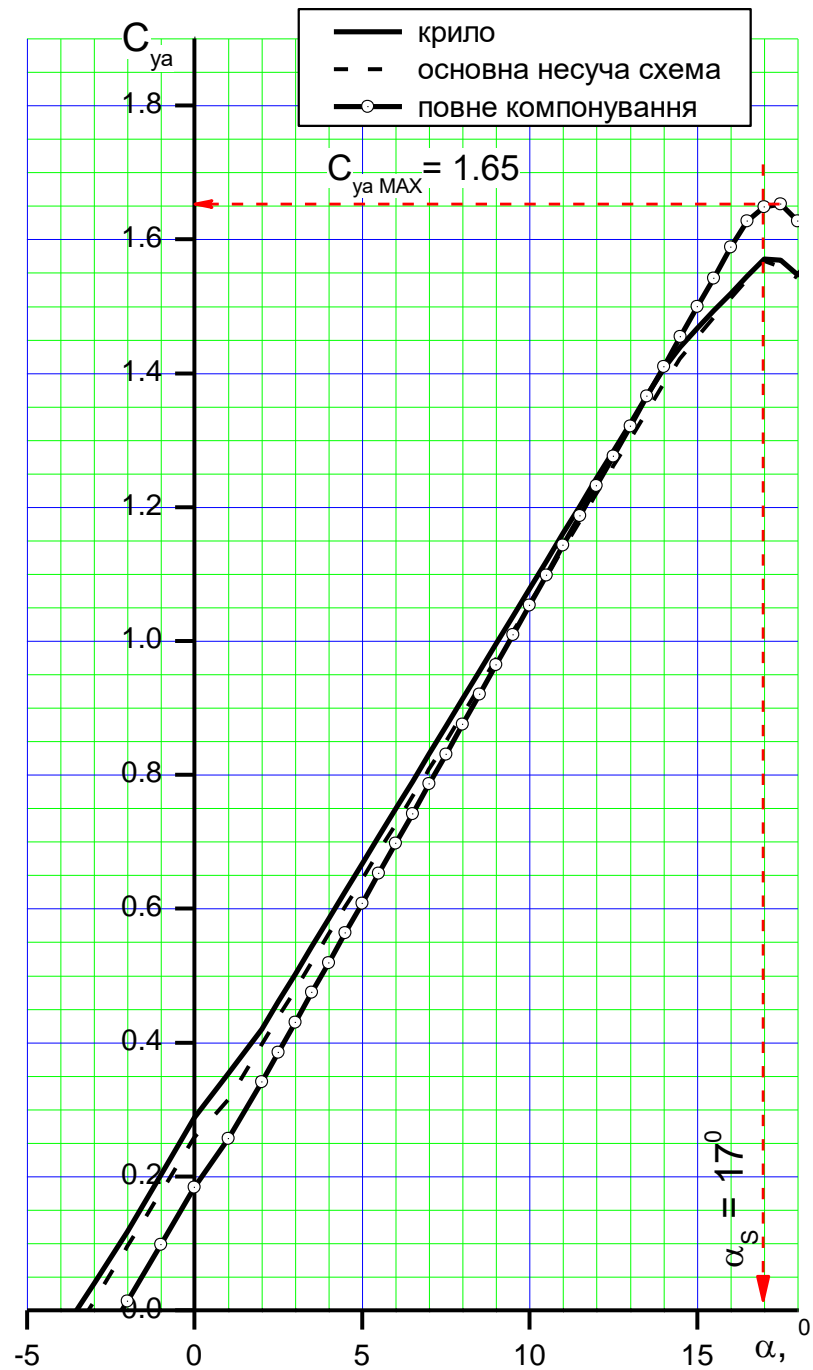


Рис.3.2.6. Транспортний контейнер.Варіант 1. Несучі властивості. Залежності $C_{Ya}=f(\alpha)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

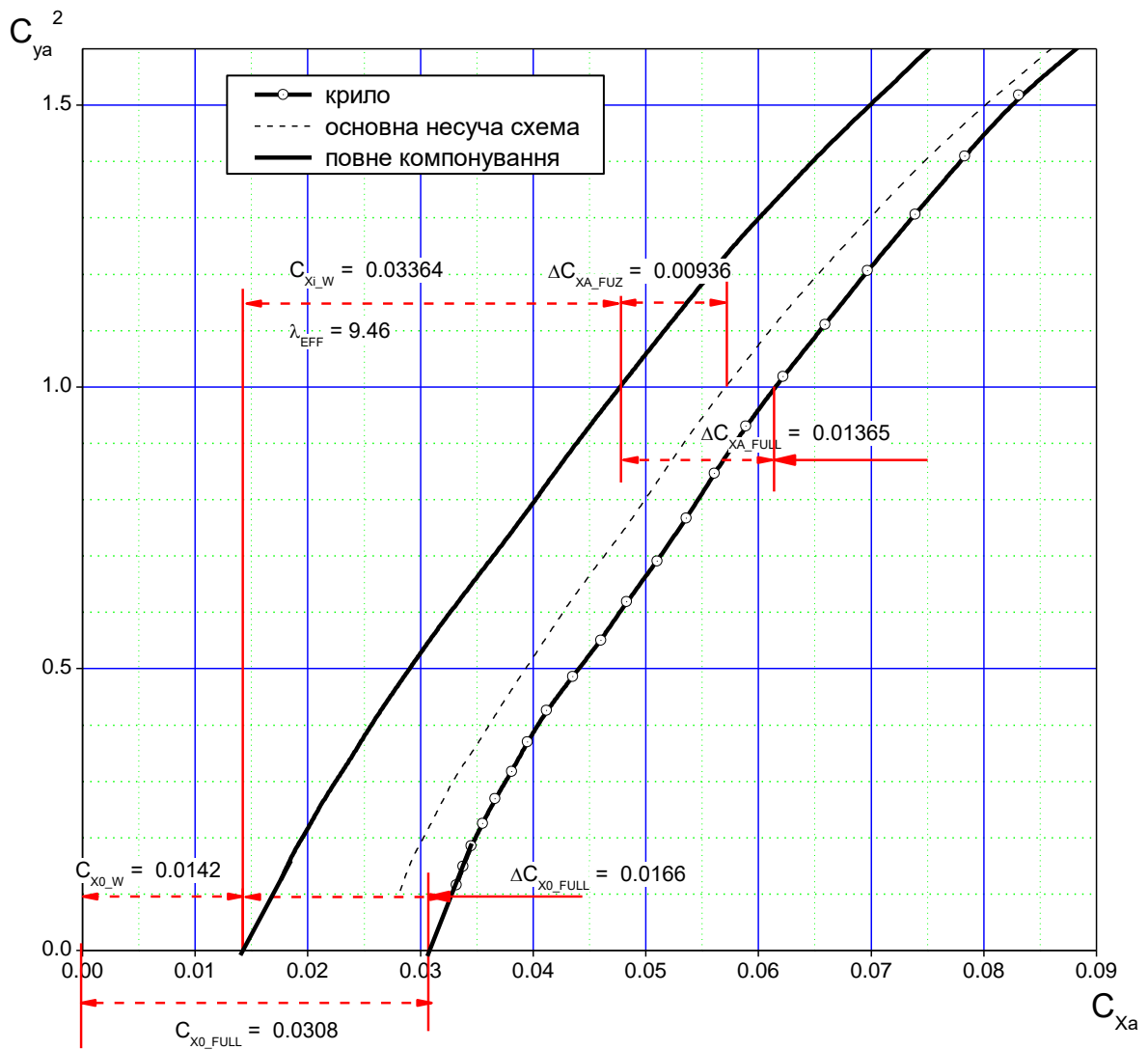


Рис.3.2.7. Транспортний контейнер.Варіант 1. Квадратична поляра. Залежності $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

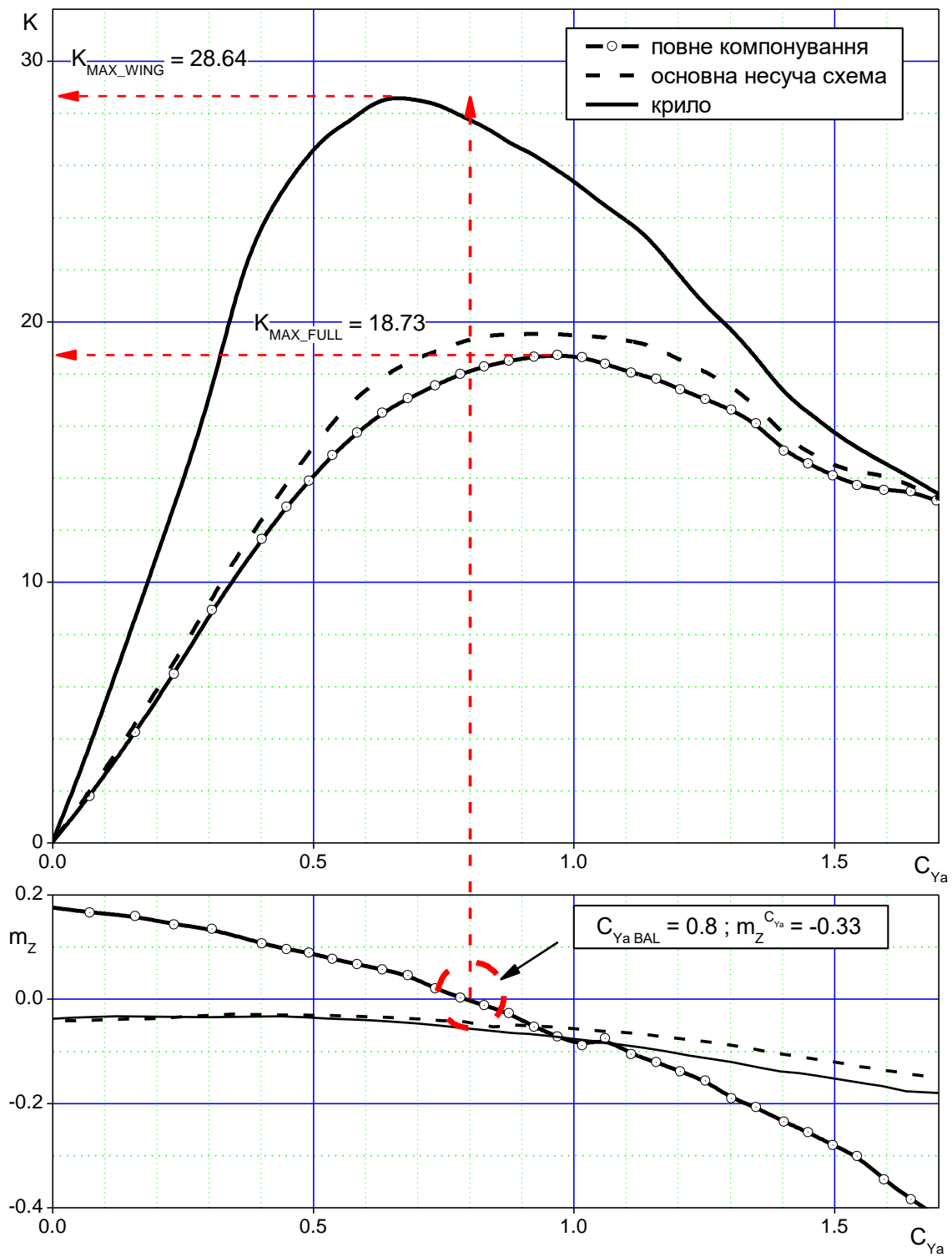


Рис.3.2.8. БПЛА- Носій. Залежності K , $m_Z = f(C_{Ya})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

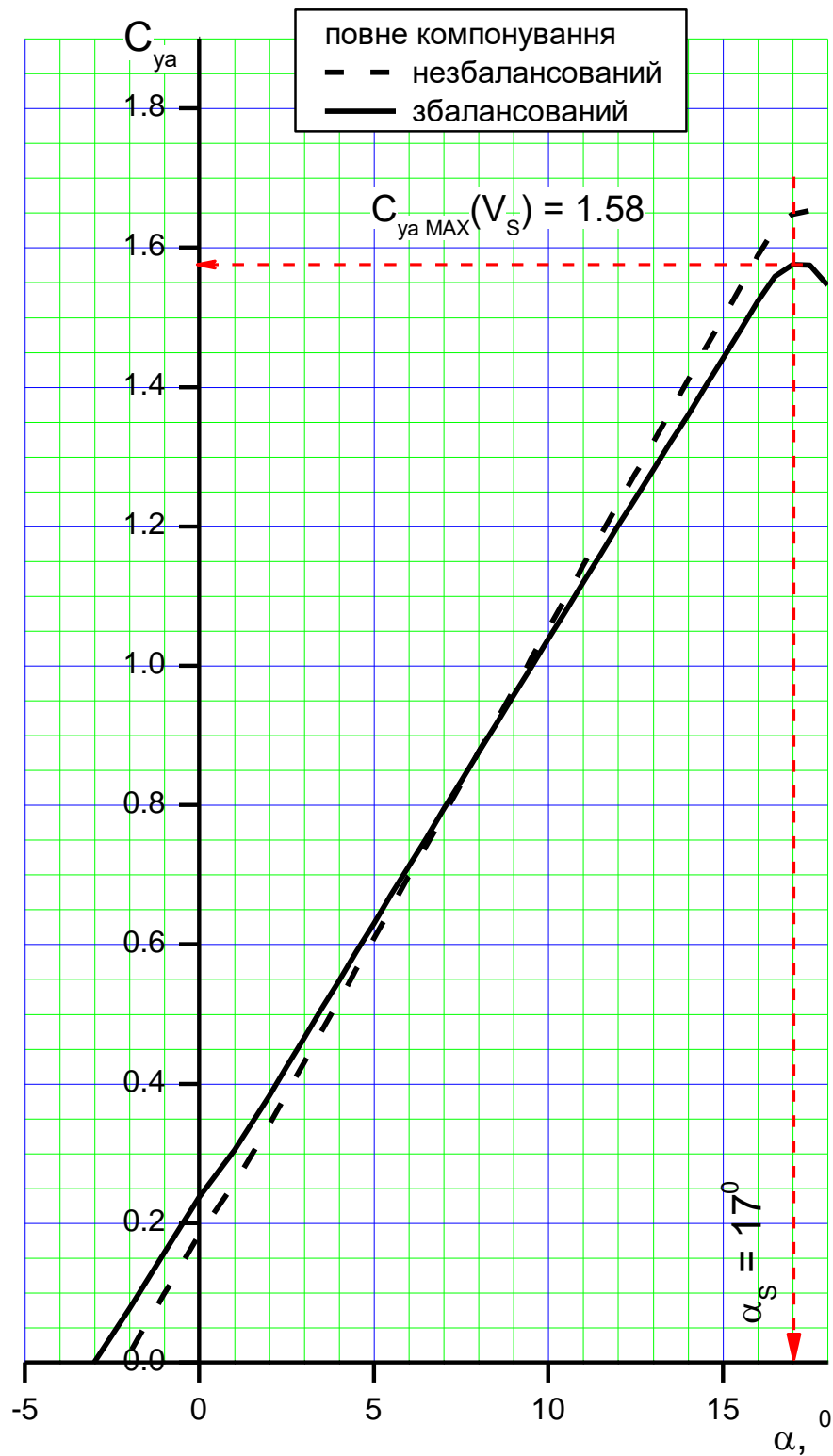


Рис.3.2.9 Транспортний контейнер. Варіант 1 Несучі властивості в збалансованому стані.

Залежності C_{Ya} , $C_{Ya_BALL} = f(\alpha)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПБМ

Результати моделювання вихрового сліду компонування транспортного контейнеру на кутах атаки, що відповідають польоту на режимі максимальної досконалості ($\alpha = 5^\circ$) та критичному куті атаки ($\alpha = 15^\circ$) приведено нижче на Рис.3.2.10 – 11:

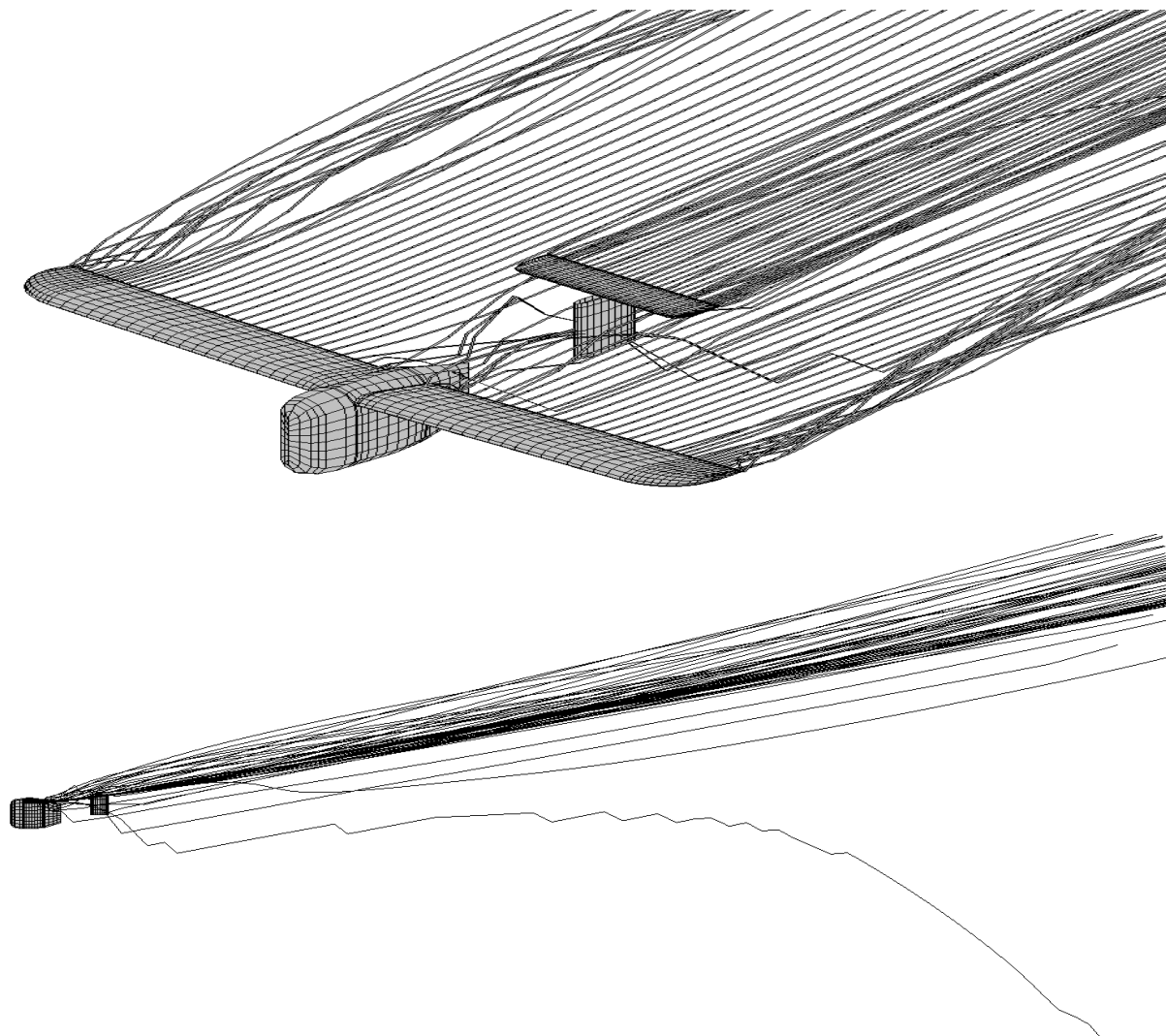


Рис.3.2.10. Транспортний контейнер. Вихровий слід. $\alpha = 15^\circ$

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА. Результат ПВМ

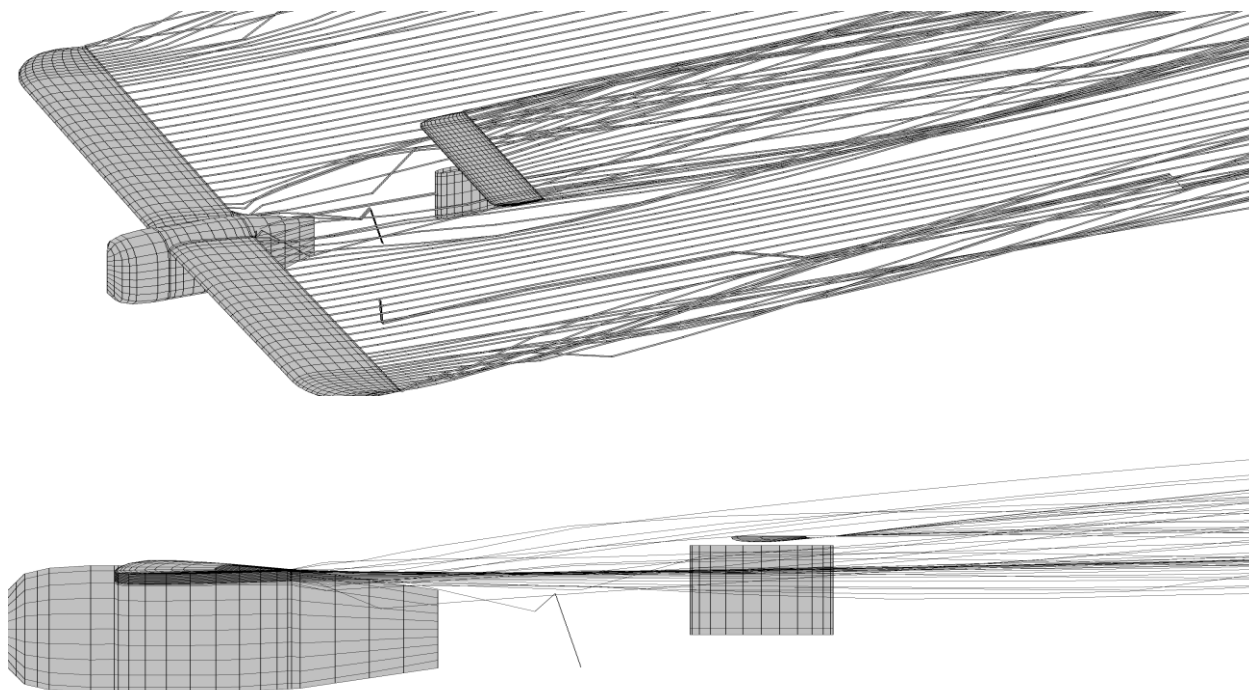


Рис.3.2.11. Транспортний контейнер. Вихровий слід. $\alpha = 5^\circ$

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА. Результат ПВМ

Висновки за п.п.3.2

Аеродинамічне компонування транспортного планера дозволяє реалізувати прийнятний рівень льотно-технічних характеристик :

Максимальне значення аеродинамічної досконалості складає $K_{MAX} = 16,3$;

Балансування транспортного контейнеру відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} .

Рівень статичної стійкості компонування транспортного контейнеру складає $m_Z^{C_Y} = -0.3$, що цілком відповідає вимогам норм льотної придатності [3],[4];

Максимальні несучі властивості компонування транспортного контейнеру в збалансованому стані характеризуються достатньо високим максимальним значенням коефіцієнту підйімальної сили $C_{Ya_MAX_BAL} = 1.58$;

Як походить з аналізу вихрового сліду транспортного контейнеру, в зоні спряження крила з фюзеляжем спостерігається потужне вихрове

збурення як на режимі планування, так і на критичному куті атаки. Це зумовлює необхідність подальшої оптимізації місцевої аеродинаміки транспортного контейнеру в наступних розділах досліджень .

3.3 Аналіз впливу компоновання носія та планера на аеродинамічні характеристики транспортної системи

Для оцінки впливу параметрів компоновання транспортного контейнеру на аеродинамічні характеристики безпілотного літака-носія використано панельно - вихровий метод моделювання обтікання. Розрахункова модель компоновання транспортний контейнер+носії створюється походячи з наступних припущень :

- Транспортний контейнер розміщується над або під безпілотним носієм;
- Положення центру ваги транспортного планера збігається з положенням центру ваги носія при вигляді на горизонтальну площину розрахунку;
- Положення центру ваги компоновання носій+планер по висоті знаходиться по середині між центрами ваги окремо носія та окремо планера;
- Через обмеження застосування програми моделювання що до кількості розрахункових панелей (до 1999) розрахункові моделі транспортного планера та носія моделюються без вертикального оперення та підкосів крил (оскільки ці агрегати не мають значного впливу на створення повздовжнього моменту та, відповідно, на умови балансування)

Зовнішній вигляд розрахункової моделі носій+планер наведена нижче на Рис.3.3.1 - 2 :

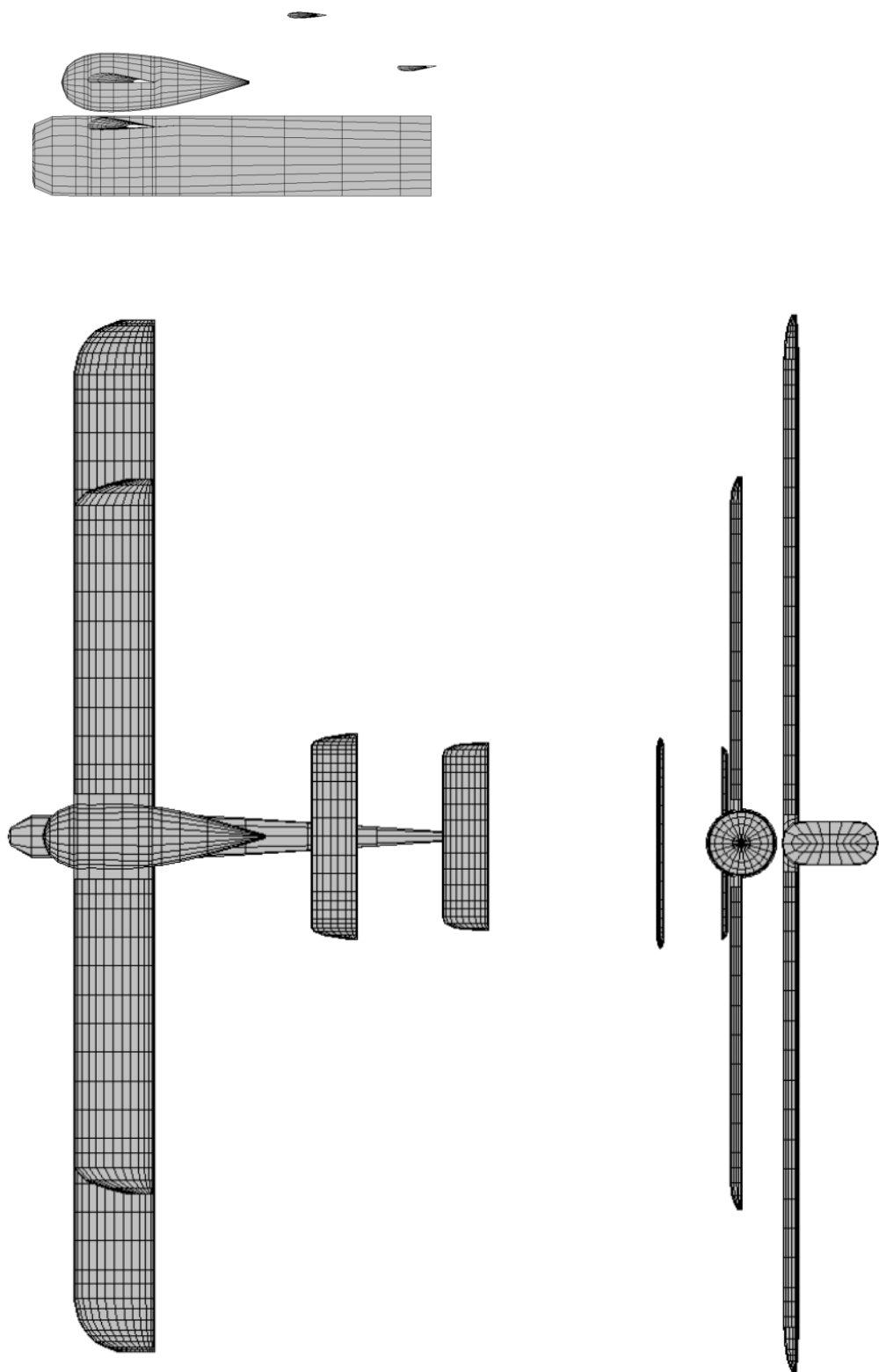


Рис.3.3.1. Компонування носій+ планер. Варіант 1 (планер розміщується над носієм)
Повне компонування. Розрахункова модель.

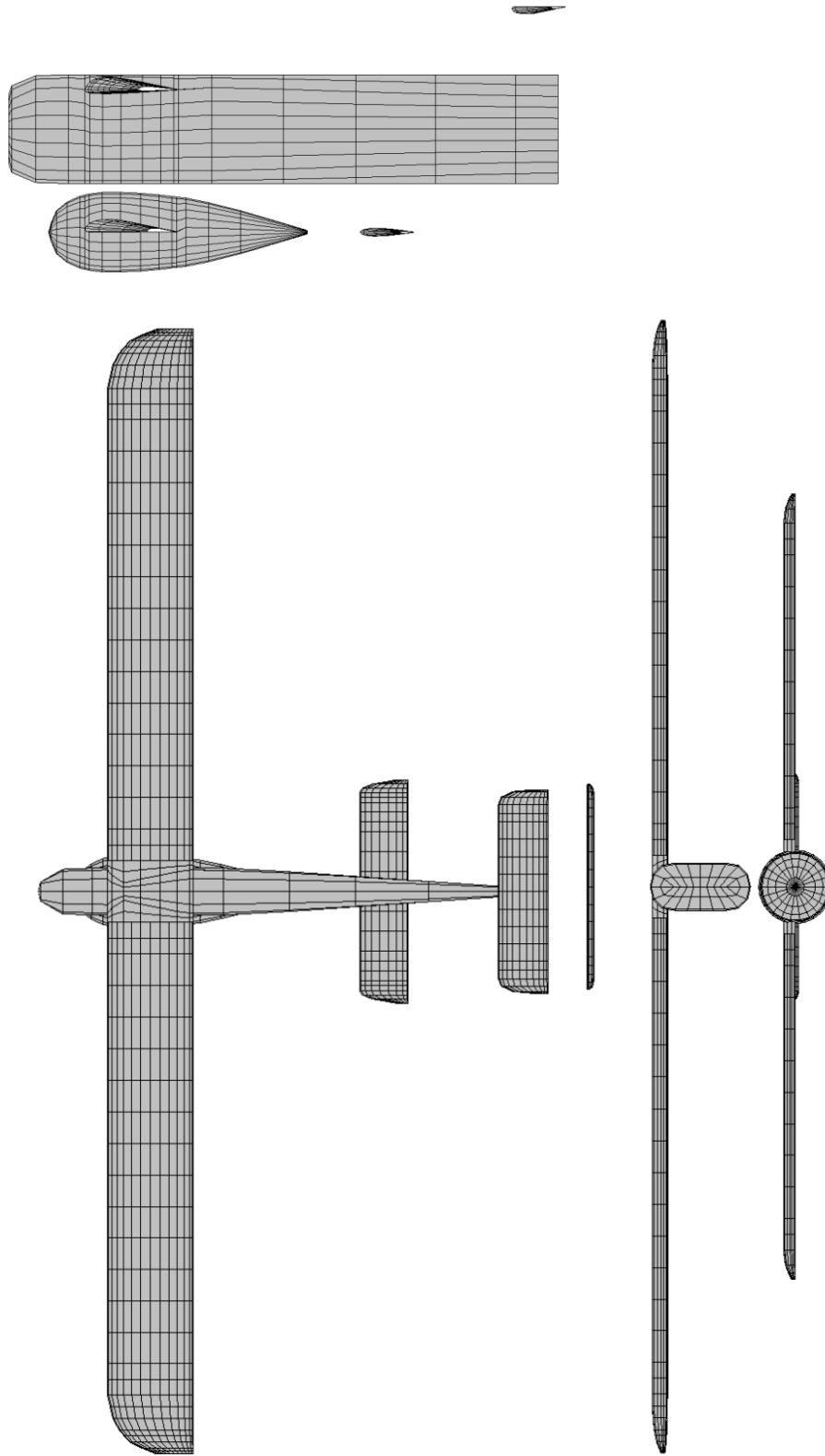


Рис.3.3.2. Компонування носій+ планер. Варіант 2 (планер розміщується під носієм) Повне компонування. Розрахункова модель.

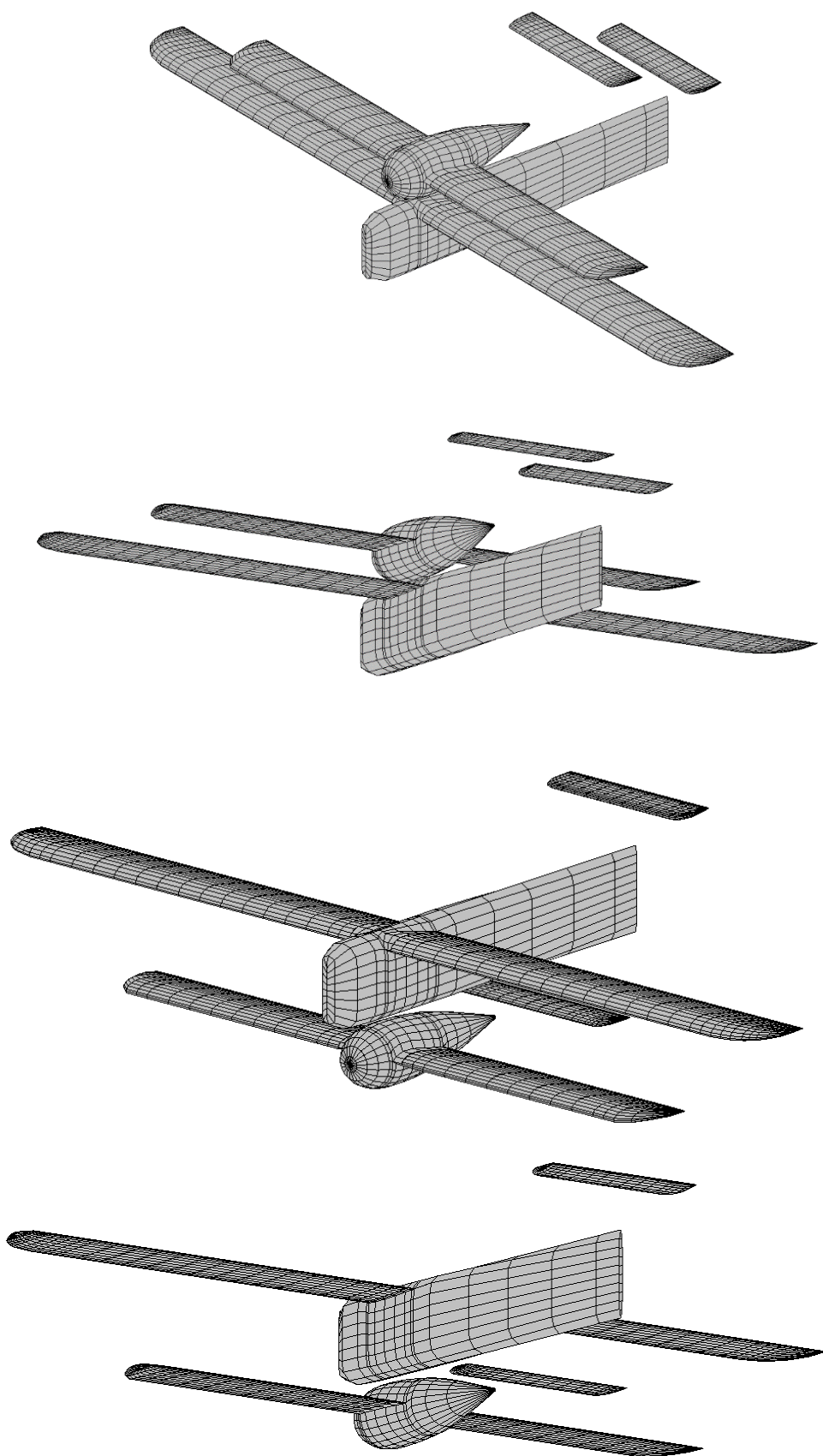


Рис.3.3.3. Компонування носій+ планер. Повне компонування. Обидва варіанти.
Розрахункова модель.

Основні аеродинамічні характеристики безпілотного носія, визначені за допомогою панельно-вихрового методу наведені на Рис.3.3.1.3 – 6.

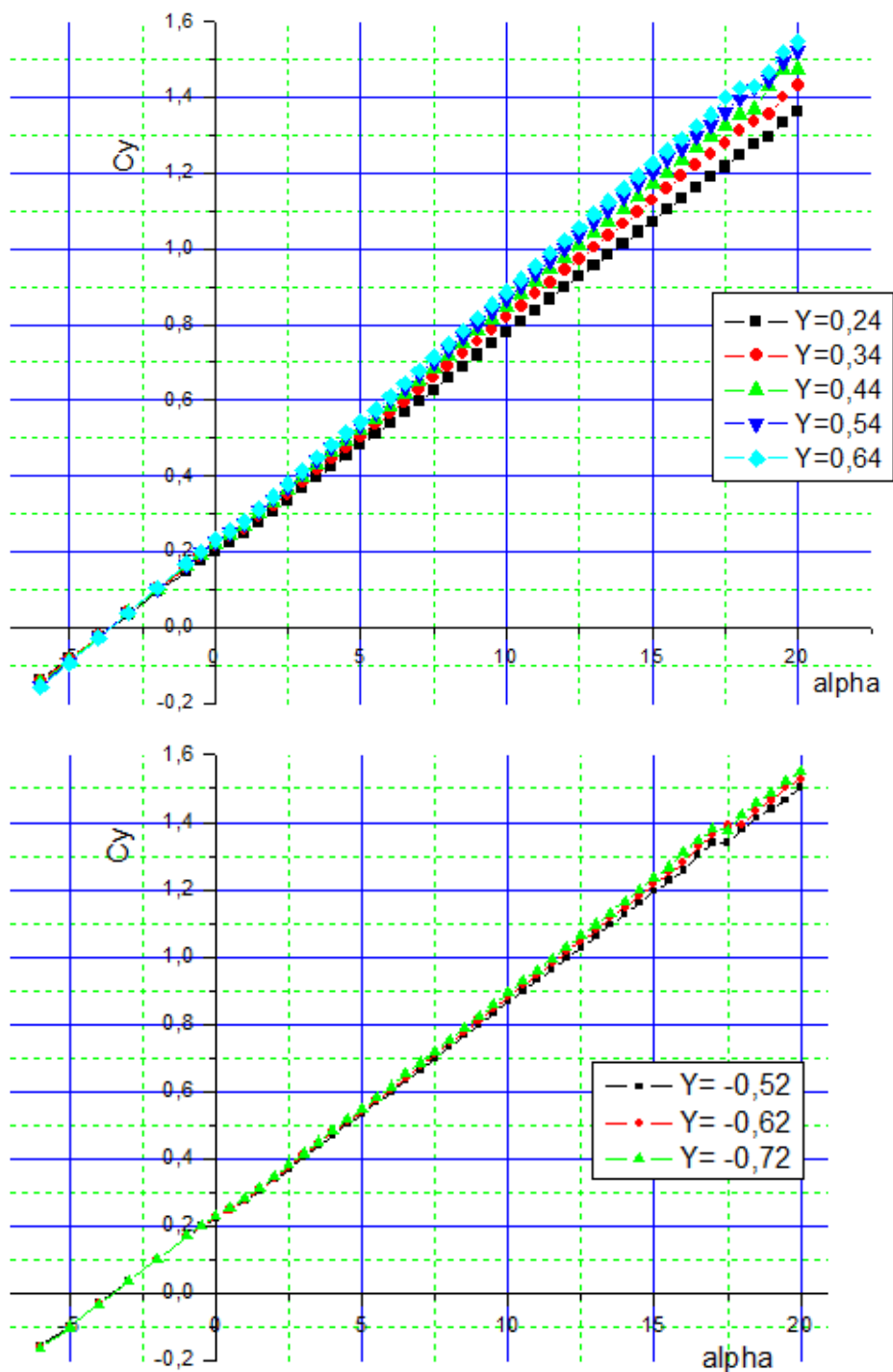


Рис.3.3.3. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу ($-Y$) відповідно. Несучі властивості. Залежності $C_{Y\alpha}=f(\alpha)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

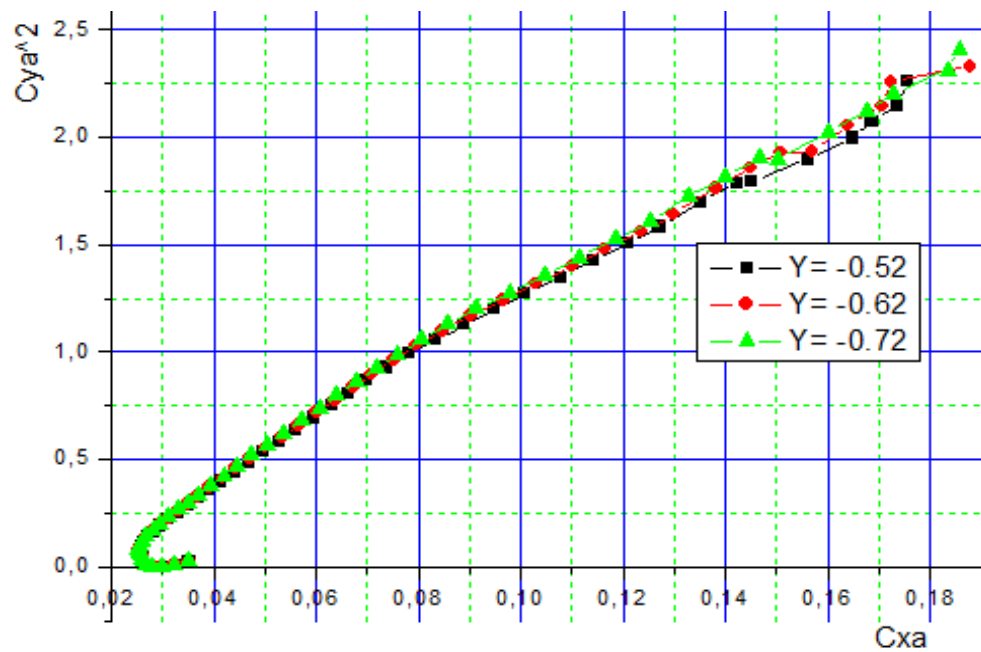
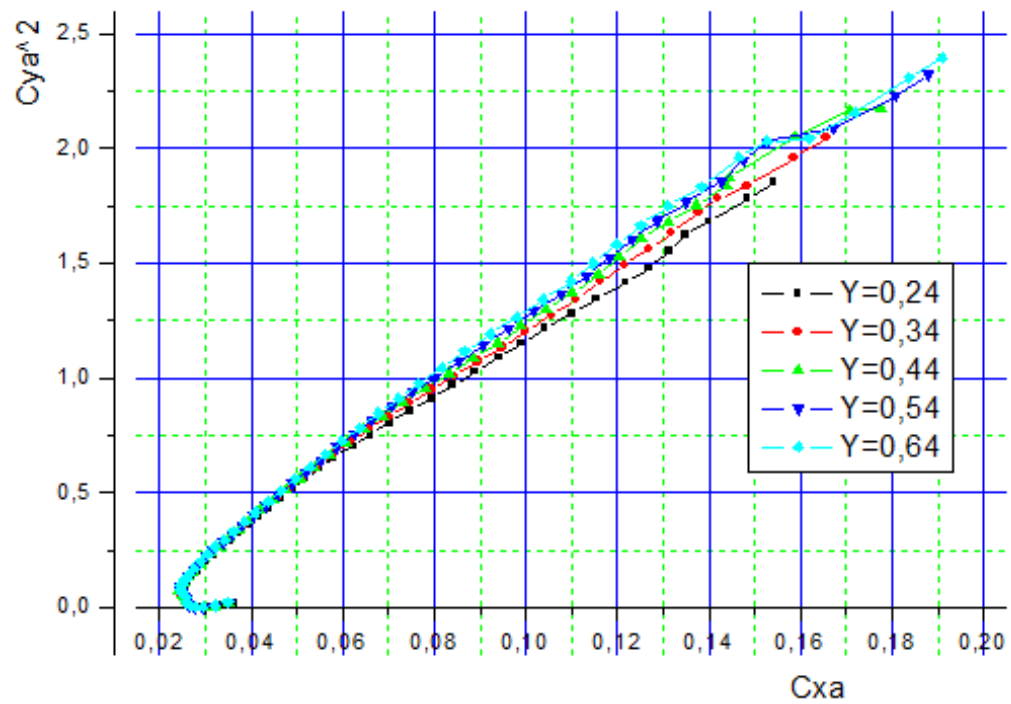


Рис.3.3.4. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу ($-Y$) відповідно. Квадратична поляра. Залежності $C_{ya}^2=f(C_{xa})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

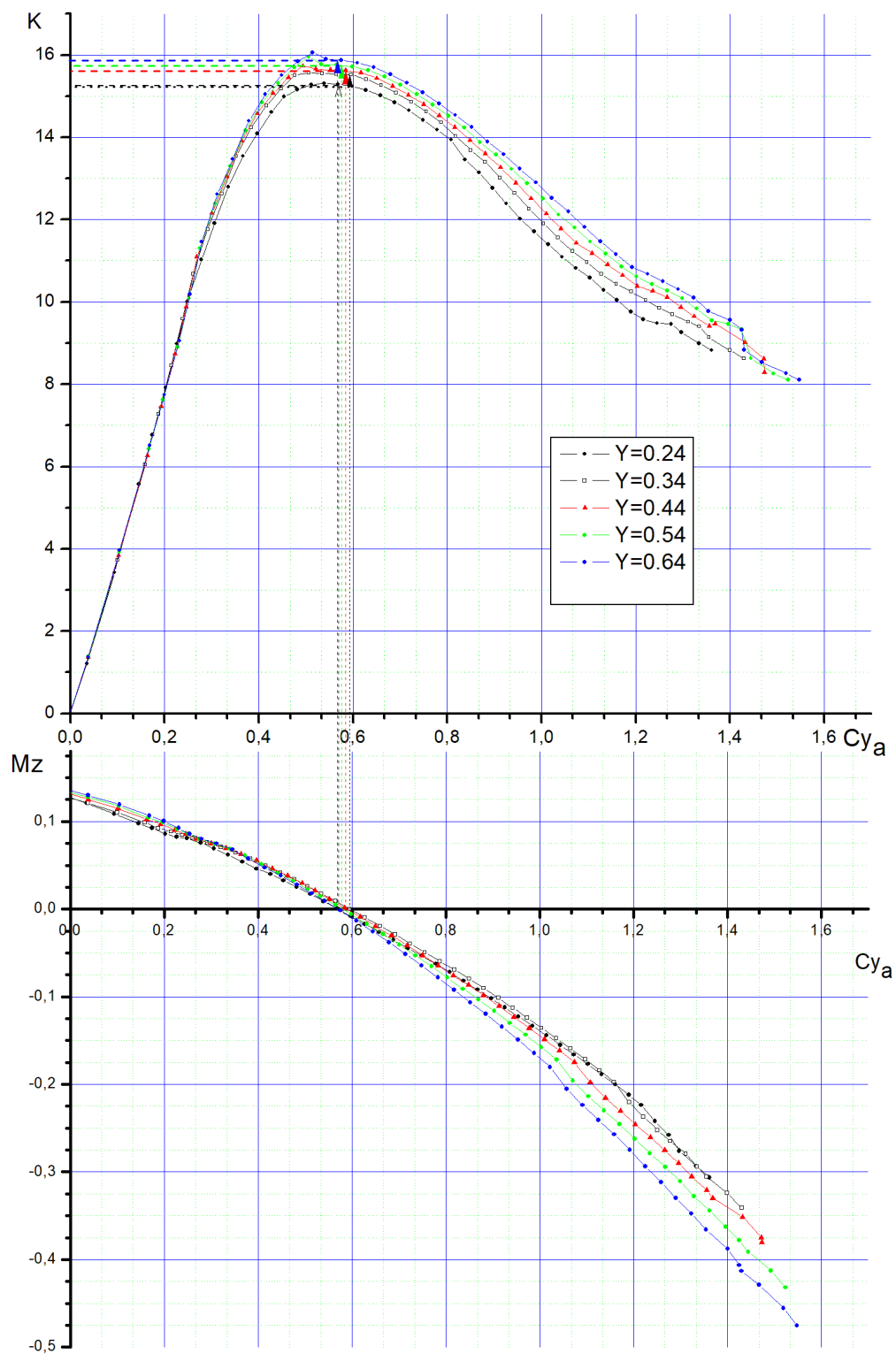


Рис.3.3.5. Компонування носій+ контейнер. Розміщення планера зверху (Y). Залежності $K, m_z = f(Cy_a)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, CA

Результат ПВМ

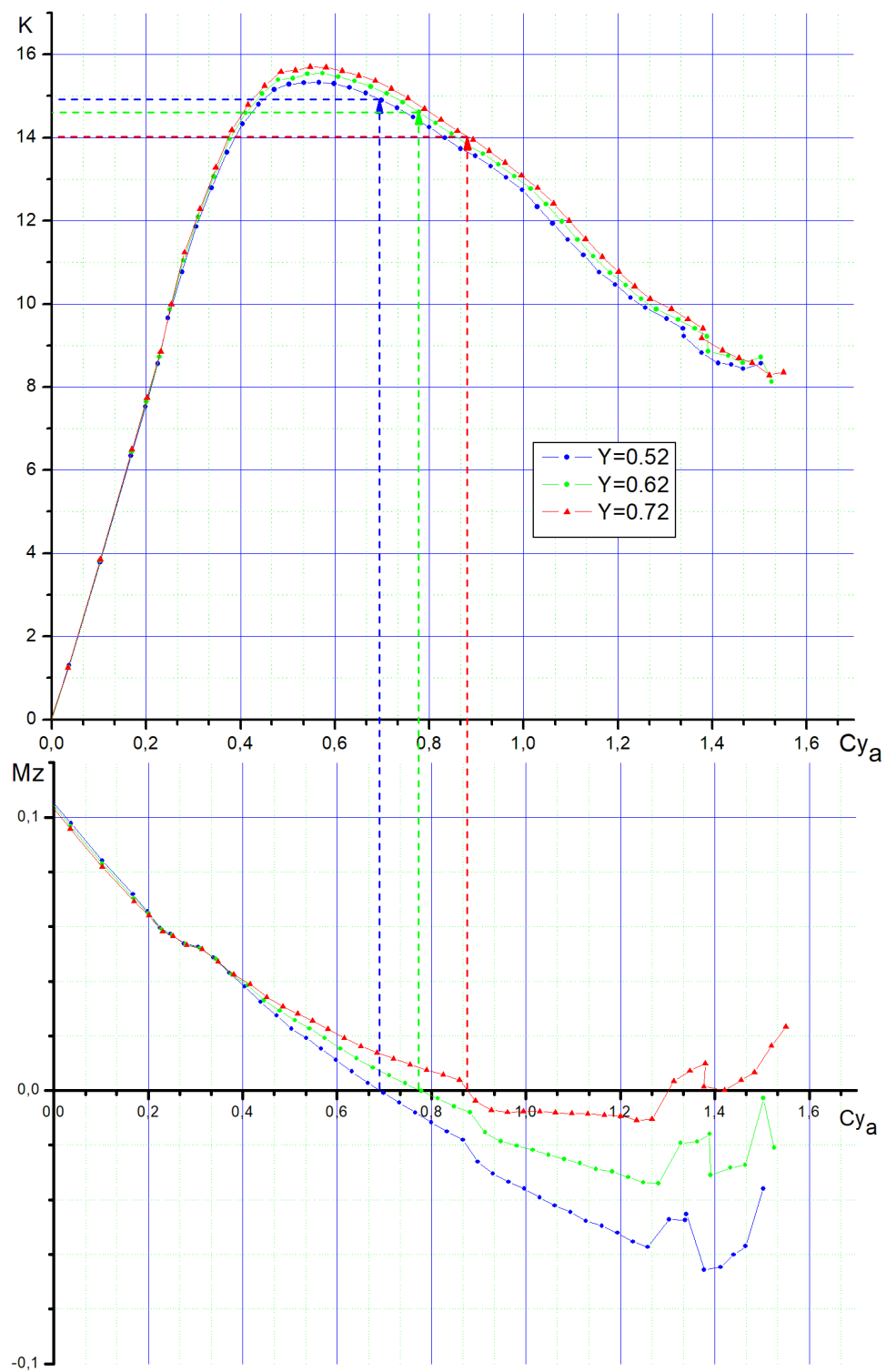


Рис.3.3.6. Компонування носій+ контейнер. Розміщення планера знизу (-Y). Залежності K , mz $=f(Cy_a)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, CA

Результат ПВМ

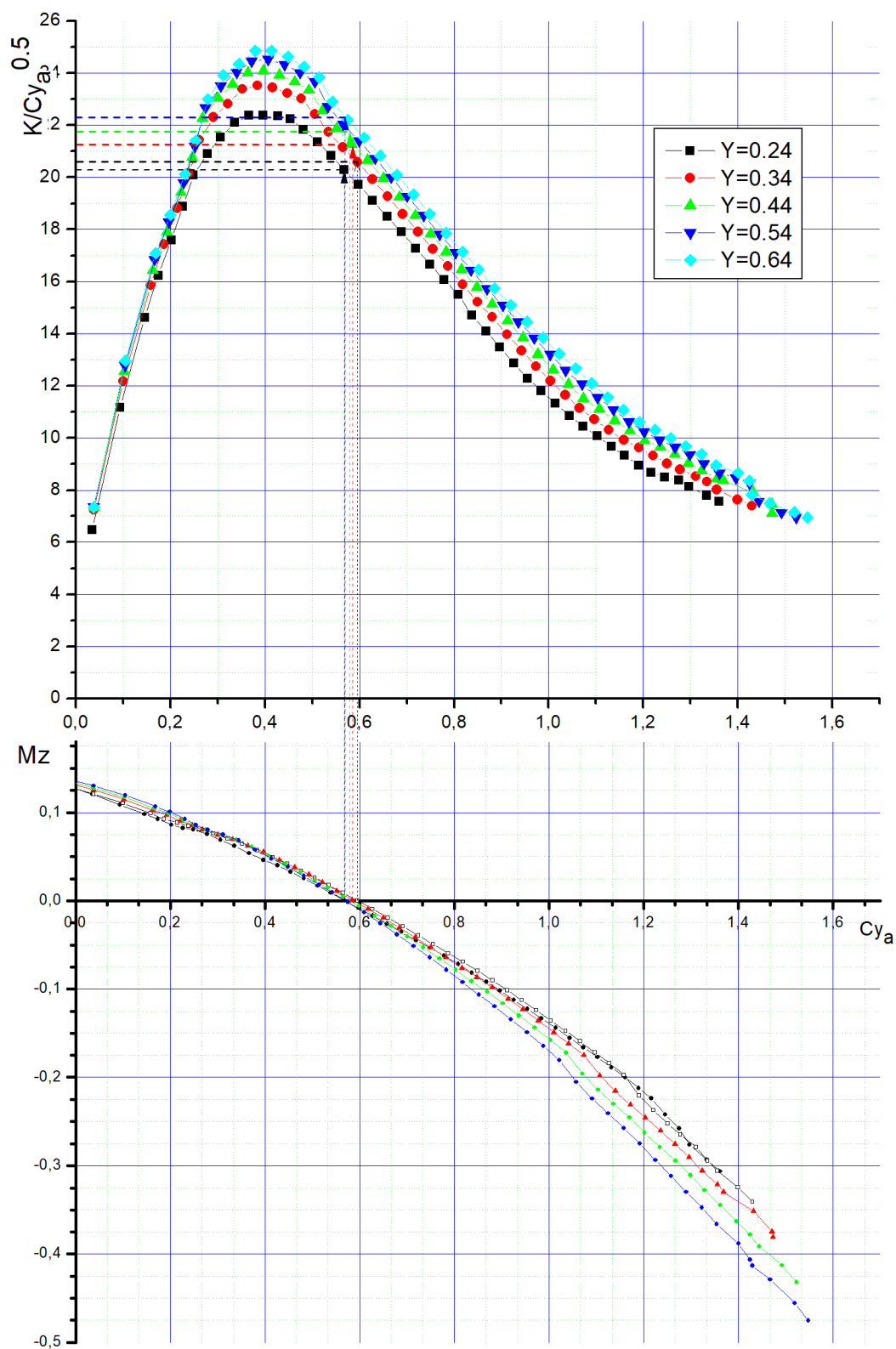


Рис.3.3.7. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y)

Залежності $(K/\sqrt{C_{y_a}}), m_z = f(C_{y_a})$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА

Результат ПВМ

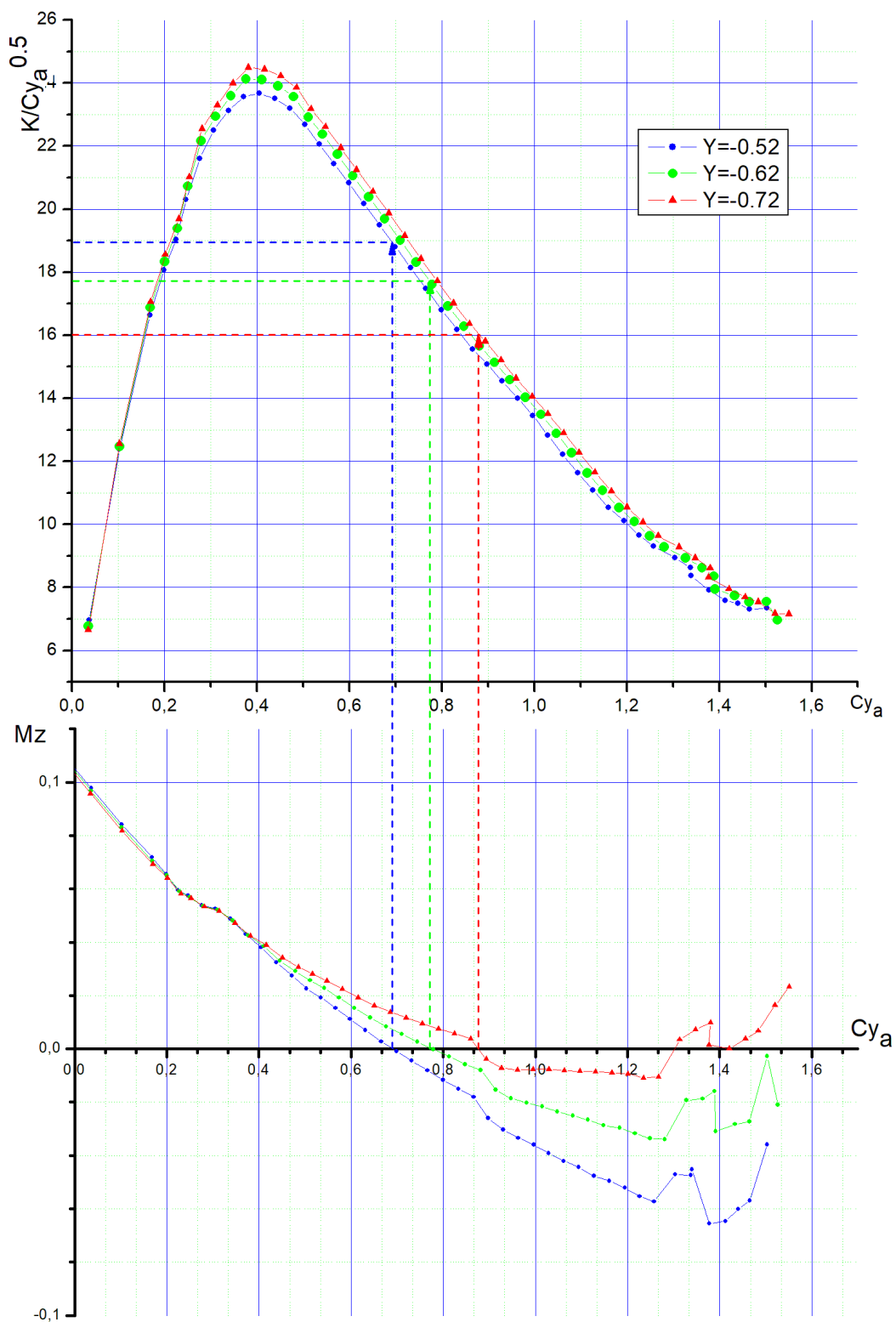


Рис.3.3.8. Компонування носій + планер. Розміщення планера знизу ($-Y$).

Залежності $(K/\sqrt{Cy_a}), mz = f(Cy_a)$.

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, CA

Результат ПВМ

Результати моделювання вихрового сліду компоновання на кутах атаки, що відповідають польоту на режимі максимальної досконалості ($\alpha = 5^\circ$) та критичному куті атаки ($\alpha = 15^\circ$) приведено нижче на Рис.3.3.7 – 10:

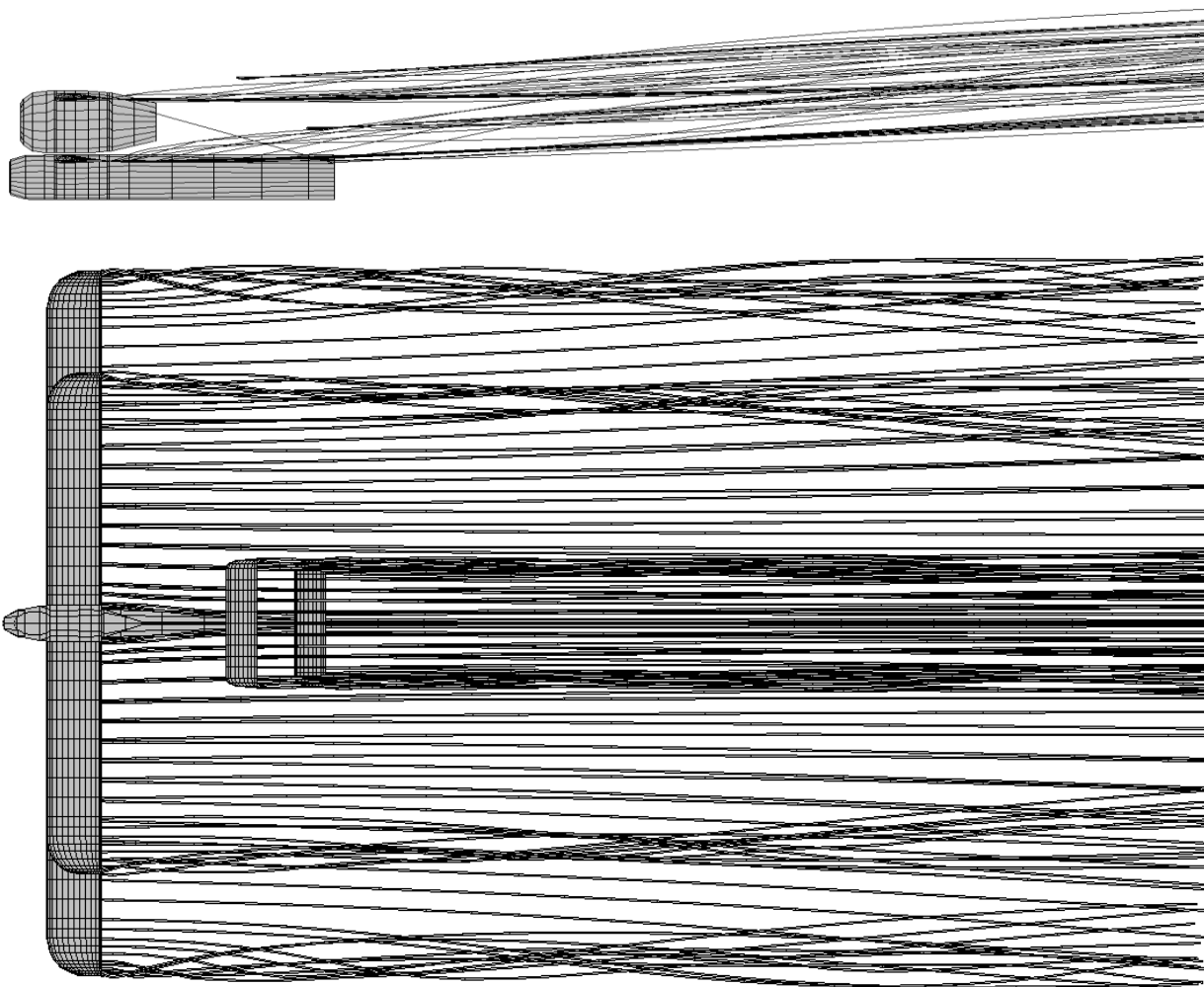


Рис.3.3.9. Компоновання носій+ контейнер. Вихровий слід. $\alpha = 5^\circ$

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА. Результат ПВМ

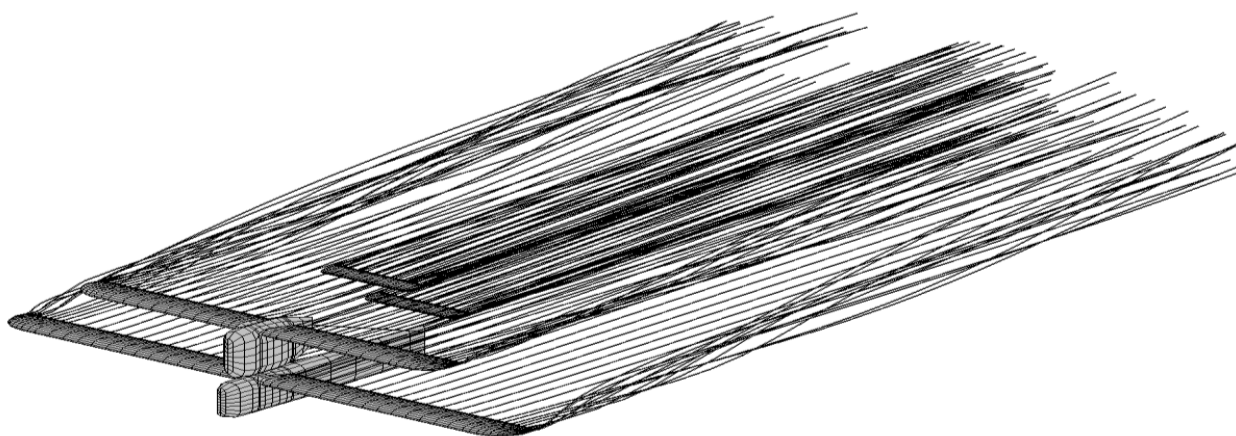


Рис.3.3.10. Компоновання носій+ контейнер. Вихровий слід. $\alpha = 5^\circ$

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА. Результат ПВМ

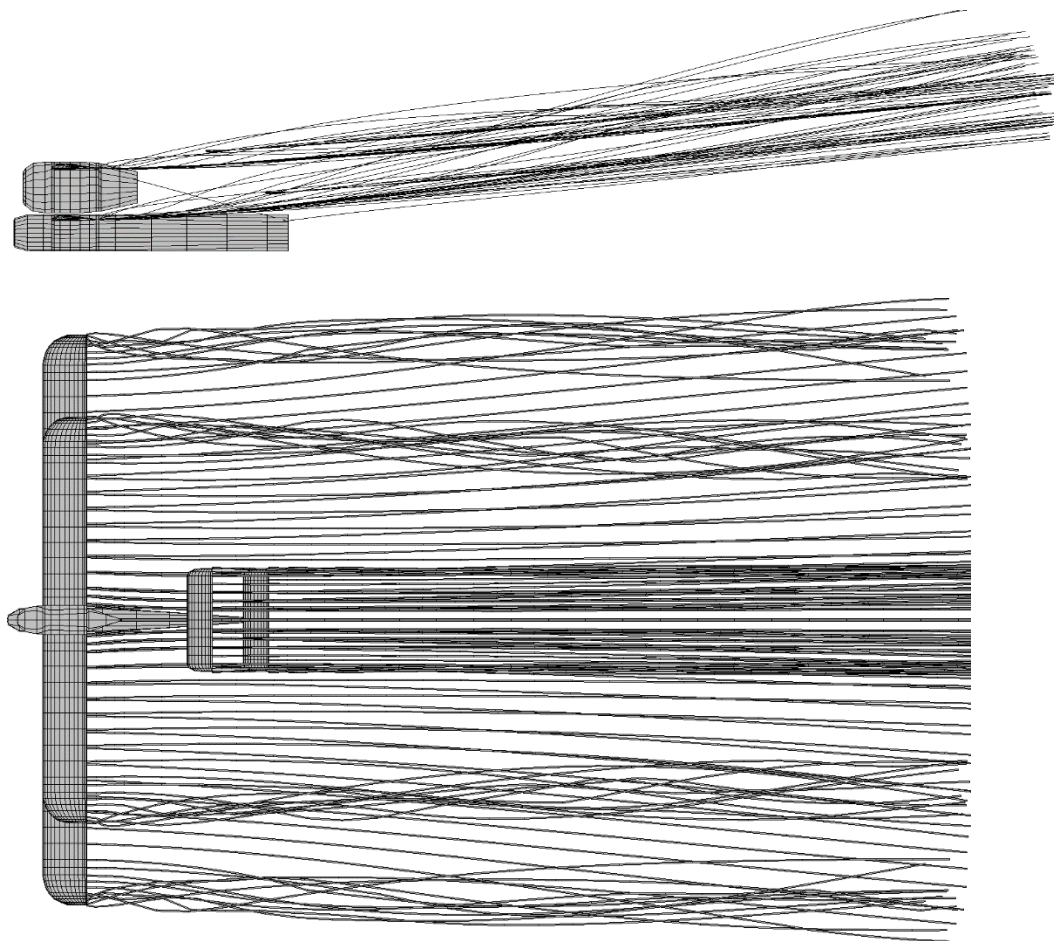


Рис.3.3.11. Компонування носій+ контейнер. Вихровий слід. $\alpha = 15^\circ$

$V=102$ км/год; $Re=0.682 \cdot 10^6$, $H=3$ км, СА. Результат ПВМ

Табл 3.3.1. Носій і планер. Основні характеристики

Відстань по осі Y	K_{\max}	$C_{y \text{ н.в.}}$	$m_z^{C_y}$	$K_{\text{бал}}$	$C_{y \text{ бал}}$	$\frac{K}{\sqrt{C_{y_a}}}$ бал
Верхнє розміщення						
0,24 (Y_1)	15,28	0,53	-0,292	15,27	0,569	20,28
0,34 (Y_2)	15,56	0,48	-0,294	15,51	0,596	20,59
0,44 (Y_3)	15,68	0,49	-0,311	15,61	0,588	21,25
0,54 (Y_4)	15,89	0,50	-0,319	15,74	0,580	21,76
0,64 (Y_5)	15,11	0,51	-0,332	15,87	0,571	22,29
Нижнє розміщення						
0,52 (Y_1)	15,32	0,54	-0,111	14,91	0,690	18,94
0,62 (Y_2)	15,52	0,55	-0,084	14,61	0,778	17,71
0,72 (Y_3)	15,73	0,6	-0,153	14,02	0,876	16,03

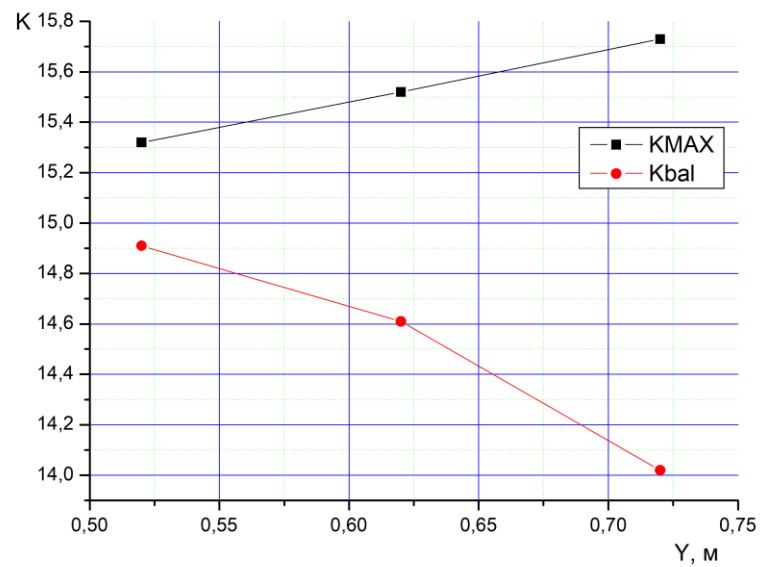
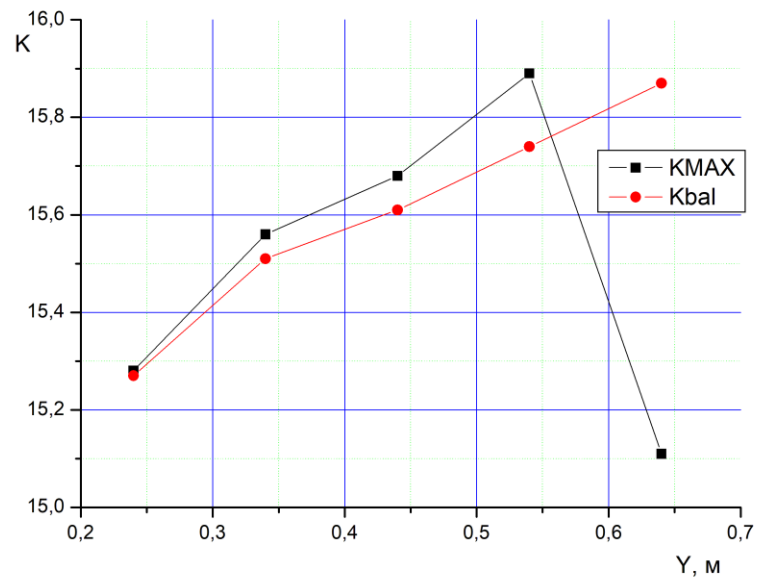


Рис.3.3.12. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу (-Y) відповідно. Залежності K_{\max} , $K_{\text{бал}}=f(Y)$.

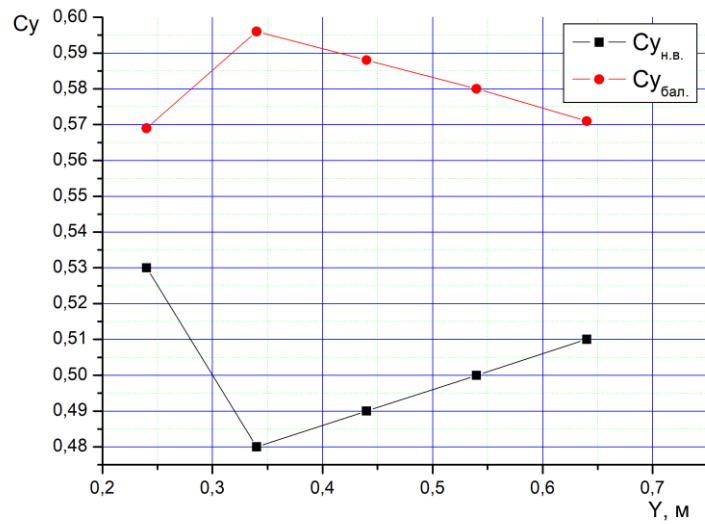
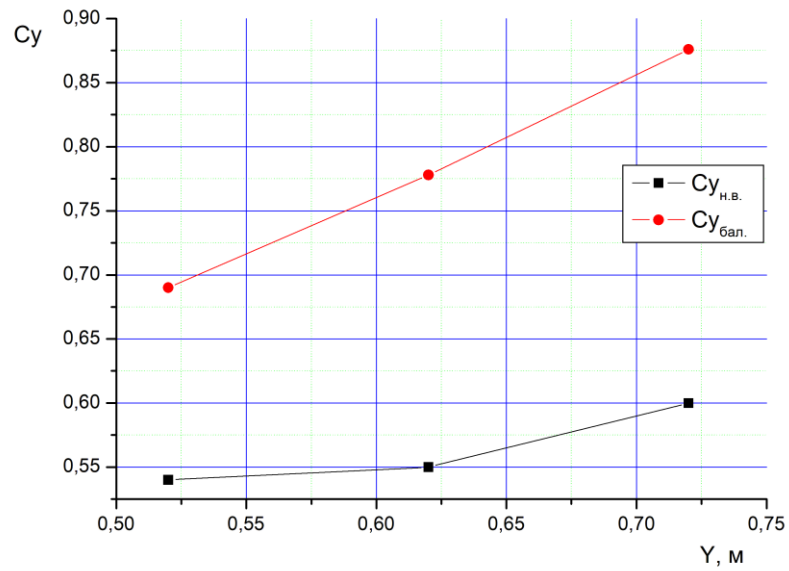


Рис.3.3.13. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу ($-Y$) відповідно. Залежності $C_{y_{н.в.}}$, $C_{y_{бал.}}=f(Y)$.

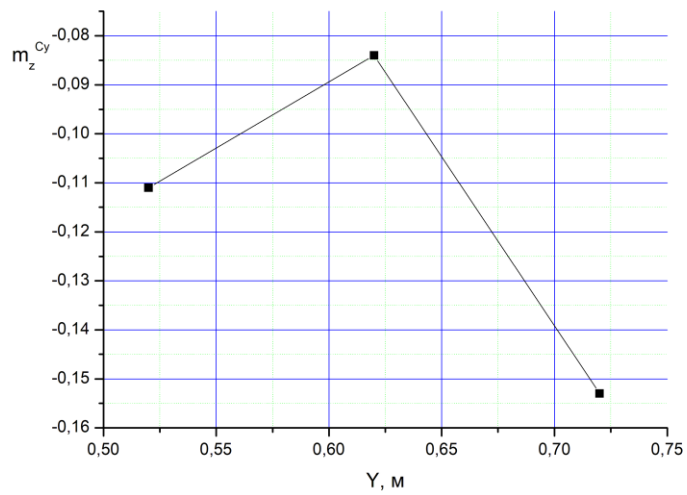
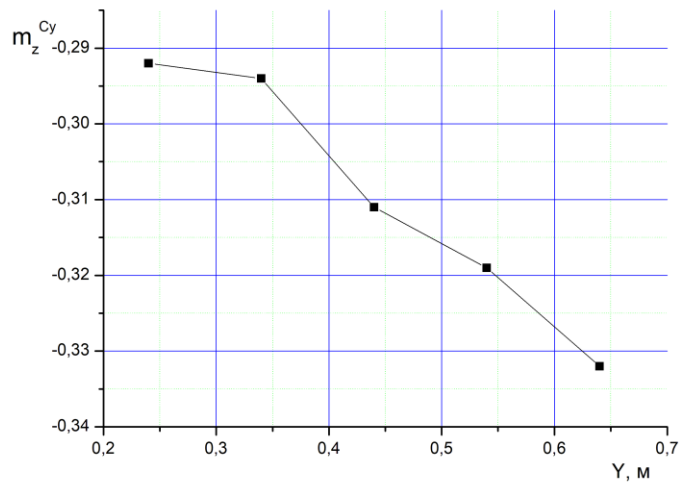


Рис.3.3.14. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу ($-Y$) відповідно. Залежність $m_z^{Cy} = f(Y)$.

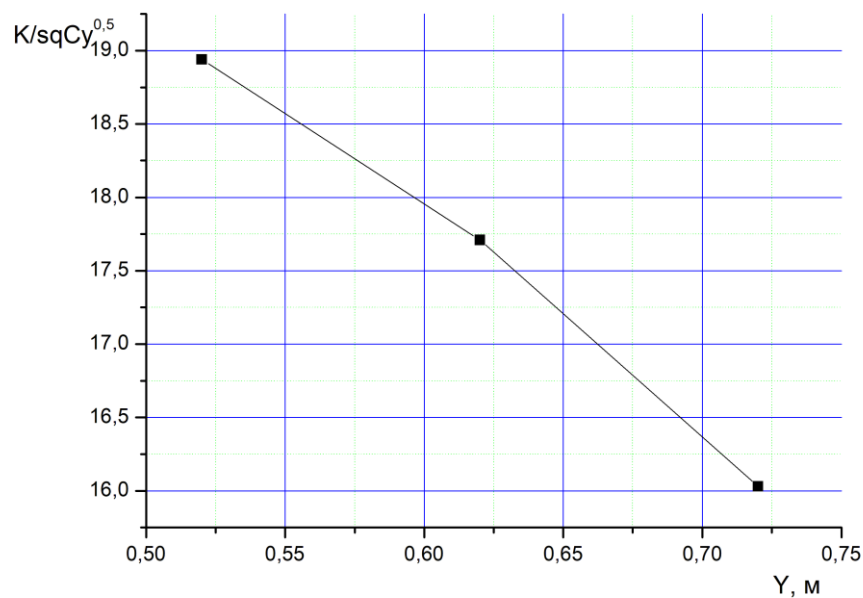
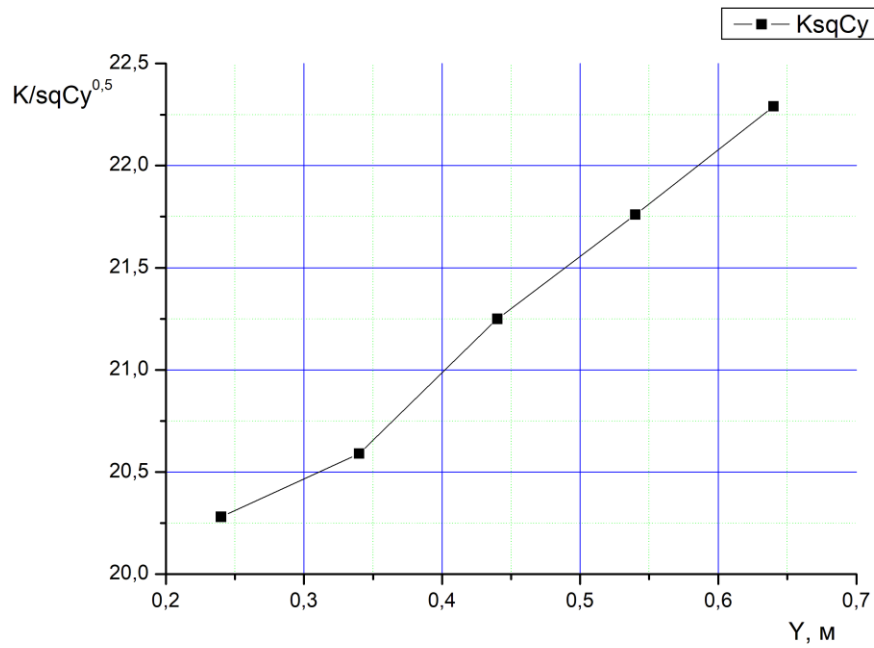


Рис.3.3.15. Компонування носій+ планер. Розміщення планера зверху (Y) і знизу (-Y) відповідно. Залежність $K/\sqrt{C_{Ya}} = f(Y)$.

Висновки по розділу

Аеродинамічне компонування носій+планер дозволяє реалізувати прийнятний рівень льотно-технічних характеристик :

Максимальне значення аеродинамічної досконалості розрахункової моделі складає $K_{MAX} = 15.89 - 15.28$ од., що з врахуванням вертикального оперення, підкосів крил, шасі, двигуна та інших агрегатів що не були

змодельовані дає підстави експертно визначити максимальне значення аеродинамічної досконалості як 12-13 одиниць. ;

Найоптимальніший рівень статичної стійкості компоновання носій+контейнер складає $m_z^{C_Y} = -0.292$, що перевищує рекомендоване значення длч літаків загальної авіації $m_z^{C_Y} = -0.25$ але загалом відповідає вимогам норм льотної придатності [3],[4];

Максимальні несучі властивості компоновання носій+контейнер в збалансованому стані характеризуються достатньо прийнятним максимальним значенням коефіцієнту підйімальної сили $C_{Ya_MAX_BAL} = 1.44$;

Аналіз вихрового сліду компоновання носій+контейнер демонструє потужний вплив кінцевих вихорів крила носія на кінцеві вихори крила планера.

В подальшому є доцільним застосувати в компонованні транспортного контейнеру крила із більшим видовженням, оскільки отримана для розглянутого компоновання значення критерію максимальної дальності в збалансованому польоті $K/\sqrt{C_{Ya}} = 16$ од. в порівнянні із даними статистики є дещо меншим. В подальшому доцільно вивчити та дослідити можливість компенсації негативного взаємного впливу носія та планера за допомогою зміни геометричних параметрів несучих поверхонь. Досягти цього можна, використовуючи, у тому числі технічні можливості матеріалів з пам'яттю форми.

4. Аналіз можливостей застосування смарт-матеріалів в конструкції

4.1 Види змінної геометрії крила

Сучасні дослідження в області морфінгу крил зосереджені на подоланні основних проблем, як зазначено Рейхом та Сандерсом :

- вимоги до приводів великої відносної потужності
- структурна механізація
- унікальні обшивки
- контроль зміни геометрії

Як зазначалося, ідея морфінгу крил полягає в суттєвій зміні форми крила в результаті значних безшовних змін у всій структур агрегату.

Існує [19] огляд щодо класифікації доступних методів морфінгу конструкції. Цю класифікацію зображено на малюнку 4.3.1. Огляд показує, що є три основні зміни: 1 - деформація в площині, 2 - зміна профілю крила і 3 - поза площинна деформація).

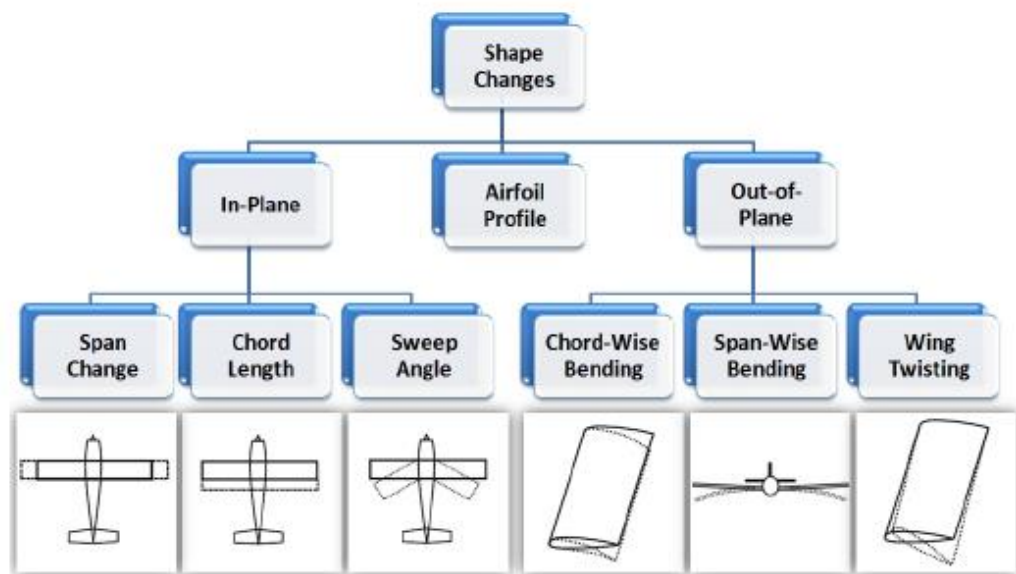


Рис.4.1.1 Види змін крила

Зі структурної точки зору, переміщуючи навантаження ближче до кореня, можна досягти меншого згинального моменту крила. Скручування крила може здійснюватися у такі способи:

1. геометричне скручування використовує той самий аеродинамічний профіль вздовж консолі, але локальний кут атаки (геометрична крутка) змінюється по розмаху крила.
2. аеродинамічне скручування варіює аеродинамічний профіль вздовж розмаху крила

Морфінг може включати зміну форми крила, розмаху крила, розвалу аеродинамічного профілю, якості поверхні та будь-який інший параметр крила. Все це суттєво впливає на льотні характеристики. На даний момент існує кілька сучасних літаків, які використовують переваги змінної геометрії крил: крила F-14 Tomcat і B-1B Lancer, а також кілька сучасних військових реактивних літальних апаратів. Під час надзвукового польоту крила зміщуються назад, обертаючись навколо точки, розташованої у фюзеляжі, щоб змінити ефективне відношення товщини до хорди крила. Зменшуючи цей коефіцієнт, критичне число Маха крила може зменшуватись, і в результаті хвильовий опір зменшується. Крім того, за допомогою зміщення крила довжина хорди зменшується, що також робить літак більш маневреним в результаті зменшення інерції.

Бомбардувальник B1 Lancer вступив в експлуатацію в жовтні 1986 року. Він має корпус крила, який може змінювати радіус дії від 79 футів до 137 футів, змінюючи розмах крила. У незмінній конфігурації B1 може злітати на менші відстані та збільшувати свою дальність. У розгорнутому положенні він може досягти надзвукової швидкості. Морфінговий аспект цього бомбардувальника прославив B1-B своєю здатністю переносити велике корисне навантаження з великою швидкістю на великі відстані.

F-14 використовує технологію махових крил. У цьому випадку поворотна конструкція крила охоплює весь центр літака. На жаль, це сприяє значному збільшенню маси. Нормальний діапазон кута повороту становить від 20 до 68 градусів, з можливістю збільшення цього кута для стоянки в ангарі. Швидкість зміни кута становить 7,5 градусів в секунду.

У розгорнутому стані сприяє короткому злету та посадці, а також зберігання в носії. У згорнутому ж положенні F-14 може досягати швидкості, що перевищує два Маха. Система має гідравлічні виконавчі механізми, щоб змінити кут становлення крила при великій втраті вагової ефективності та великому точковому навантаженні на виконавчі вузли.

Під час проекту DARPA Smart Wing 2 [15] була досліджена концепція використання ексцентуратора, як показано на малюнку 4.2 Ексцентуратор бере свій початок у 70-х роках [21] і є вигнутою консольною балкою, яку можна повертати в корені, щоб визначити напрямок, в якому він вигинається (вгору / вниз / вперед / назад, а також їх комбінації). Поворот відбувається при увімкненні ультразвукового двигуна. Ефективними є два ексцентуратори в крилі, що утворюють два лонжерони, на яких розміщуються нервюри. Ексцентуратори обертаються незалежно, кожне стержень змінює свій локальний кут атаки, і в результаті отримуємо крило з геометричною круткою.

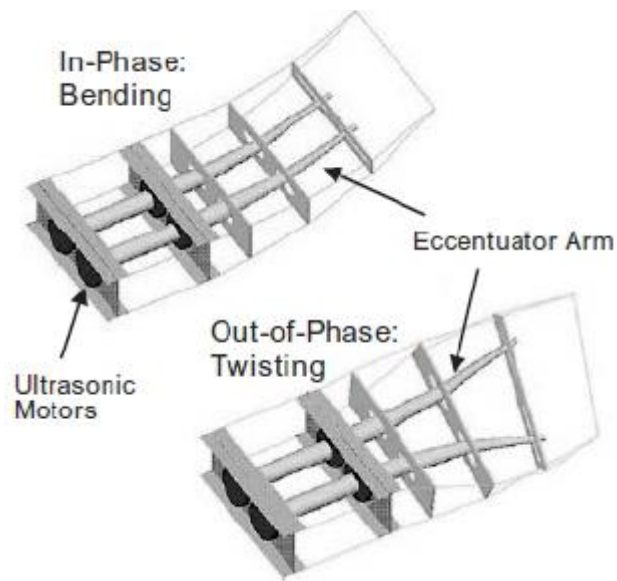


Рис.4.1.2 Візуалізація роботи ексцентуратора

Сконструюване крило, в якому використовувались чотири концентричні трубки, прикріплені окремо в різних точках уздовж прольоту, щоб забезпечити скручувальну дію чотирьом секціям крила. Це крило

використовувало еластомерну обшивку. У Стенфорді[23] використане крило що скручується для управління БПЛА невеликого розміру. Приведення в дію здійснювалося крутним моментом на стрижні, що проходили вздовж розмаху крила. Вони були з'єднані з крилом втулками до дозволити їм обертатися. Закінцівки динамометричних стрижнів були зігнуті під кутом 90 градусів назад утворюючи Г-подібний стрижень, який був з'єднаний з еластичною мембраною, подібною до того, що ми бачимо в керованих поверхнях управління крилами. Їх чисельний аналіз показав, що концепція є достатньою для реалізації «в металі».

4.2 Моделювання закінцівки крила змінної геометрії

Моделювання використовувалося для вимірювання сил та моментів, що діють на крило.

Морфінг у площині прямого крила показаний на рисунку 4.1.3. Зменшення площі перетину крила у плані в результаті морфінгу супроводжується зменшенням коефіцієнтів підйому та опору, як показано на малюнку 4.1.4 та у таблиці 5.1. Це зменшення можна спостерігати при порівнянні досліджень продувки крил під однаковими кутами атаки. При низьких кутах атаки коефіцієнт підйому і тяги вигнутих крил є вищим, якщо використовувати значення CL як еталон. Навіть виходячи з кута атаки як еталону, коефіцієнт не суттєво зменшується в результаті кривизни крила. Співвідношення L / D падає на 7,8%, якщо порівнювати випадок прямого крила і крила, вигнутого на 30 градусів під кутом атаки 4° . Враховуючи, що точність моделювання становить приблизно 4,5%, чіткого висновку зробити не можна, оскільки числова похибка близька до зміни співвідношення L / D . Однак, враховуючи, що існує послідовна тенденція зменшення L / D , оскільки крило більш вигнуте, можна помітити, що L / D спостерігається дуже незначне зменшення.

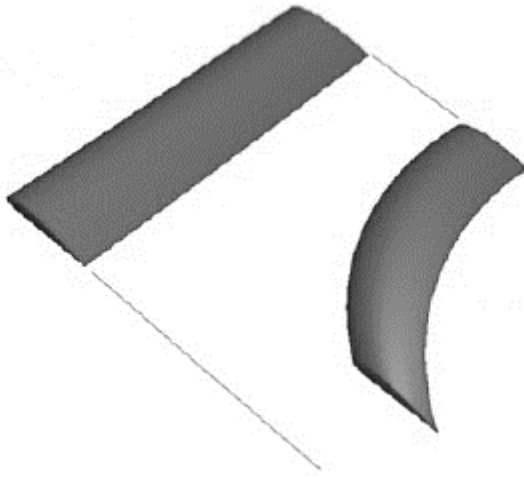


Рис.4.2.3 Деформація прямого крила в його площині

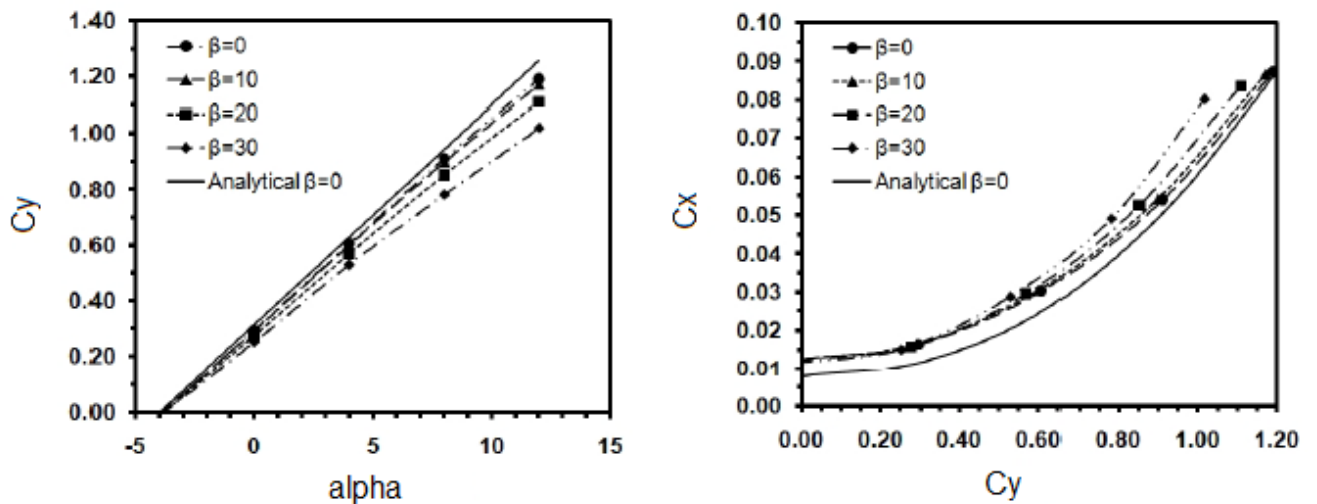


Рис.4.2.4 Коефіцієнти опору та підйому для площинної морфінгу прямого крила

У разі криволінійного крила потік контактує з викривленим крилом поза площиною крила разом із кривизною в площині в результаті морфінгу. Результатом є вища простірчаста складова потоку, як показано на малюнку 4.2.5. Ми повинні усвідомити, що лише вільний потік компонента навколо аеродрому відповідає за генерацію підйому. Завдяки його розкладанню на менший вільний потік навколо профілю і прольотний компонент, підйомність зменшується. Вважається, що невелике зменшення співвідношення L / D може бути додатково зменшено додаванням огорож, особливо на верхній поверхні крила. Огорожі перешкоджають формуванню прольотової складової потоку.

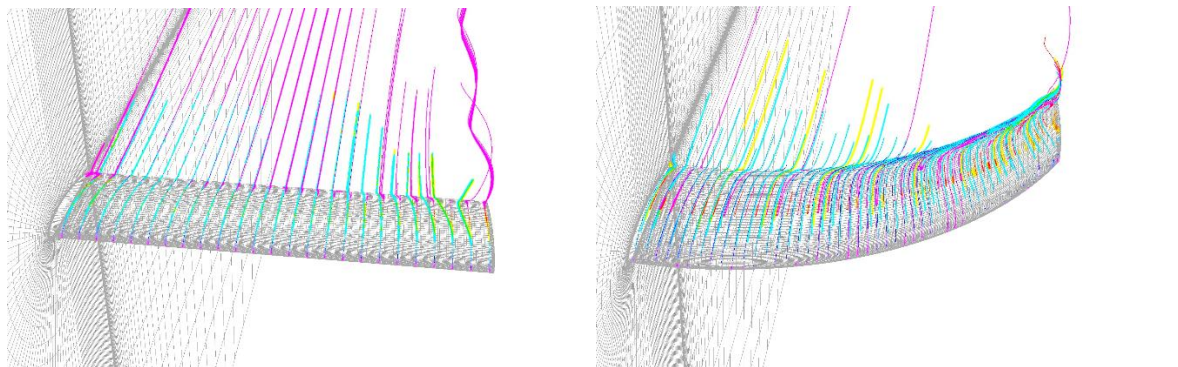


Рис.4.2.5 Вихрова пелена. Ближче до закінцівки можемо спостерігати зміну характеристик обтікання

На рисунках показано морфінг розгорнутого крила, а також часткове перетворення прямого крила. Результати представлені на рисунках.

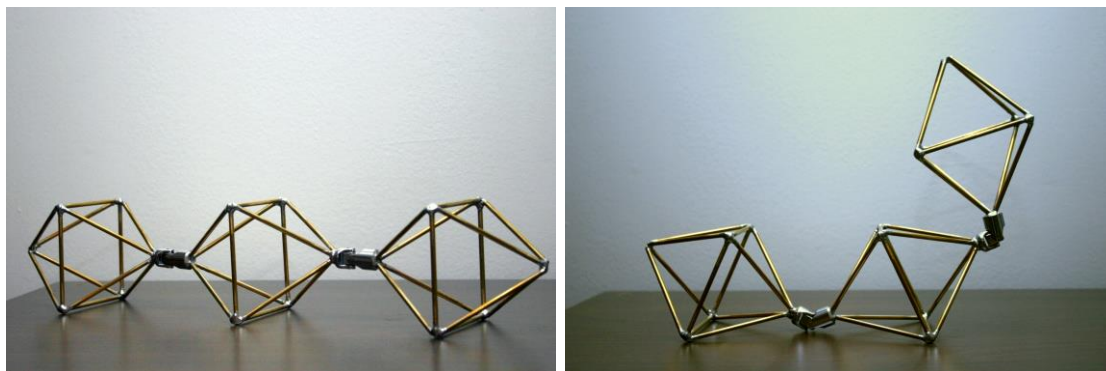


Рис.4.2.6 Геометрична зміна закінцівки

Відомо, що утворення завихрень крила зменшує аеродинамічні характеристики крила. Кінцеві вихори утворюються в результаті циркуляції повітря між нижньою поверхнею крила високого тиску і верхньою поверхнею низького тиску. Можна було лише припустити, що, перешкоджаючи цій циклічній циркуляції повітря, аеродинамічні характеристики крила збільшаться. Однією із спроб досягти цього є випробування ефектів згинання крила. Це оцінювали за 4 кутами: вгору / вниз при 10 і 20 градусах. Ділянки, зображені на малюнку 4.9, показують, що найвищий коефіцієнт підйому можна отримати від прямого крила, тоді як коефіцієнт підйому зменшується із збільшенням кута вигину, з вищими коефіцієнтами для кривизни вгору. Цікавим зауваженням є те, що коефіцієнт L / D зігнутих крил вищий, ніж у прямолінійного крила, особливо при більш високих кутах атаки, як показано в таблиці 5.2.

Скручування крила також розглядалося, оскільки вважалося, що воно зменшує утворення кінцевих вихорів крила і як спосіб зміни розподілу

навантаження крила. До того ж, скручування крил може бути використано як метод управління креном літака. Результати представлені на рисунку 4.10 і в таблиці 5.3, де ефективним кутом атаки є кут атаки середнього діапазону.

Висновки по розділу

Аналіз вихрового сліду компонування носій+контейнер демонструє потужний вплив кінцевих вихорів крила носія на кінцеві вихори крила контейнеру, що не є оптимальним рішенням.

В подальшому є доцільним застосувати в компонуванні транспортного контейнеру крила із більшим видовженням, оскільки отримана для розглянутого компонування значення критерію максимальної дальності в збалансованому польоті $K/\sqrt{C_{Y_a}} = 16$ од. в порівнянні із даними статистики є дещо меншим. В подальшому доцільно вивчити та дослідити можливість компенсації негативного взаємного впливу носія та планера за допомогою зміни геометричних параметрів несучих поверхонь. Досягти цього можна, використовуючи, у тому числі технічні можливості матеріалів з пам'яттю форми.

Видно, що просто виходячи зі значення ефективного кута атаки, коефіцієнти підйому та опору дуже схожі на коефіцієнти прямого крила. Навіть при однакових співвідношеннях L / D прямого крила, скручування крила призводить до зміни розподілу тиску. Результатом є зменшення згинаючого та крутного моментів біля кореня крила, що дає змогу сконструювати більш легке крило. На додаток до цього, він пропонує можливість зменшити ефективний кут атаки закінцівки крила, що зменшить тенденцію до зриву потоку з закінцівки крила, що є значною перевагою.

На даному етапі задачею є не стільки детальний опис конкретної конструкції, а розгляд принципів схем елементів ЛА зв використанням сплавів з пам'яттю форми. Як результат, у майбутньому, подібні конструктивні рішення дозволять значно покращити аеродинамічні характеристики літальних апаратів, що в свою чергу збільшить льотну ефективність транспортних систем, подібних до тої що розглядається даному дослідженні. Особливо актуальним такий підхід буде у разі використання транспортного комплексу в інтересах науково-дослідних робіт, де планер буде містити корисне навантаження для дослідження атмосфери, або, як приклад, при наявності легкої силової установки – моторизований планер для тимчасової комунікації.

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 безпілотного 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 планування 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 безпіотної 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 сформулювати базову стратегію розвитку (Таблиця 5.4).

Таблиця 5.4 – Базова стратегія розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (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 спиратися 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 позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення конструкції за рахунок масовості, підвищення ймовірності доставки вантажу в зони із високими факторами ризику.
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. Ламбенom :

- 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 виготовленні 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.

Висновки

Максимальне значення аеродинамічної досконалості розрахункової моделі компоновання складає $K_{\text{MAX}} = 15.89$ од. ($\Delta K_{\text{MAX}} = +0.9$ од.), що з врахуванням вертикального оперення, підкосів крил, шасі, двигуна та інших агрегатів що не були змодельовані дає підстави експертно визначити максимальне значення аеродинамічної досконалості компоновання як 14 одиниць. ;

Балансування компоновання носій+планер відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} , у збалансованому вигляді.

Рівень статичної стійкості компоновання носій+планер складає $m_Z^{C_Y} = -0.292$ що перевищує рекомендоване значення для літаків загальної авіації $m_Z^{C_Y} = -0.25$ та потребує додаткового аналізу потужності рульових приводів при проектування системи керування, але в цілому відповідає вимогам норм льотної придатності;

Максимальні несучі властивості компоновання носій+контейнер в збалансованому стані лишаються практично не змінними $C_{Ya_MAX_BAL} = 1.42$;

Аналіз вихрового сліду компоновання носій+контейнер демонструє зменшення впливу кінцевих вихорів крила носія на кінцеві вихори крила контейнеру;

Запропоноване в результаті дисертаційних досліджень компоновання системи носій+контейнер вважати прийнятним, оскільки отримана для розглянутого компоновання значення критерію максимальної дальності в збалансованому польоті в порівнянні з попереднім варіантом є більшою та складає $K/\sqrt{C_{Ya}} = 19$ од.

Розроблений засіб доставки вантажів за допомогою системи носій-транспортний планер, що від'єднується від БПЛА у заданій точці є перспективним для впровадження у виробництво оскільки він за технологією виготовлення дешевший та екологічніший, на відміну від аналогів та конкурентів, що представленні на ринку.

На даному етапі задачею є не стільки детальний опис конкретної конструкції, а розгляд принципів схем елементів ЛА зв використанням сплавів з пам'яттю форми. Як результат, у майбутньому, подібні конструктивні рішення дозволять значно покращити аеродинамічні характеристики літальних апаратів, що в свою чергу збільшить льотну ефективність транспортних систем, подібних до тої що розглядається даному дослідженні. Особливо актуальним такий підхід буде у разі

використання транспортного комплексу в інтересах науково-дослідних робіт, де планер буде містити корисне навантаження для дослідження атмосфери, або, як приклад, при наявності легкої силової установки – моторизований планер для тимчасової комунікації.

Список літератури

1. <http://avia.pro>
2. <https://www.militaryfactory.com>
3. UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR) for North Atlantic Treaty Organization (NATO) Military UAV Systems. draft STANAG 4671. Edition 1 – March 22nd, 2007
4. EASA CS-23. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. 14 November 2003.
5. Тайц М.А. Теоретические основы методов определения в полете летных характеристик самолетов. Применение теории подобия. М. Машиностроение 1983 г.
6. Е.П. Ударцев, М.А. Переверзев, С.А. Ищенко Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев.1998 г.
7. Глушков Н.Н., Инешин Ю.Л., Свириденко Ю.Н. "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов", Ученые записки ЦАГИ, т.ХХ, N1, 1989 г. 18 с.
8. Зінченко Д.М. «Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом». Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 г.
9. <https://vrtule-fiala.cz/en/for-model-planes/fm-210-b2-fs-109.html>
10. Jane's. All The World's Aircraft. 2004. 2005 <https://shop.janes.com/Yearbooks-IHS/All-the-World-s-Aircraft/>
11. Э. Торнбик. Проектирование дозвуковых самолетов. М. Машиностроение 1983 г.
12. К. Флетчер. Вычислительные методы в динамике жидкости. – М.: Мир, 1991. (в 2-х томах) – 1. – 501 с.; 2. – 552 с.
13. Красильщиков А.П. Планеры СССР. М. Машиностроение. 1999 г.
14. Справочник авиаконструктора. Т.1. Аэродинамика. М. Изд-во ЦАГИ. 1937 г.

15. Vlad Paul Galantai. Masters of Applied. Science Department of Mechanical and Industrial Engineering University of Toronto, 2010