

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа-та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33

«До захисту допущено»
В. о. завідувача кафедри АРБ
Володимир КАБАНЯЧИЙ
(підпис) (ініціали, прізвище)
“ ” _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеню магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
зі спеціальності 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

на тему: «Інтегральне компонування крила і підкосу літака загального
призначення»

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ - 91мп
Рогоцький Ілля Олегович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н.
Зінченко Дмитро Миколайович _____

Рецензент:

доцент, к.т.н., с.н.с
Пономаренко Сергій Олексійович _____

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

Студент _____
(підпис)

(підпис)

Київ – 2020 року

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

Інститут аерокосмічних технологій

(повна назва)

Кафедра авіа - та ракетобудування
(повна назва)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувача кафедри

Володимир КАБАНЯЧІЙ

(підпис)

(Ім'я ПРІЗВИЩЕ)

« ___ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Рогуцькому Іллі Олеговичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації: **Інтегральне конструювання крила і підкошу літака загального призначення**

**науковий керівник
дисертації**

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

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. №3455-с

2. Термін подання студентом дисертації: 08 грудня 2020 року

3. Об'єкт дослідження: Процес обтікання крила і підкошу літака загального призначення

4. Предмет дослідження: Аеродинамічні характеристики літака загального призначення

5. Перелік питань, які потрібно розробити:

5.1. Огляд результатів наукових досліджень

5.2. Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик.

5.3. Побудова розрахункових моделей конструювання літака загального призначення із варіантами спряження крила та підкошу.

5.4. Аналіз результатів обчислюваного експерименту. Визначення прийняттого варіанту спряження крила і підкошу для літака загального призначення.

5.5. Розробка стартап-проекту..

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу:

6.1. Огляд результатів наукових досліджень.

6.2. Особливості аеродинаміки літаків з підкосними крилами.

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 літака з підкосним крилом | до 05.12.2019 | |
| 3. | Визначення прийнятних засобів обчислювальної аеродинаміки для поставленого завдання. | до 25.02.2020 | |
| 4. | Визначення параметрів спряження крила і підкосу літака загального призначення | до 20.03.2020 | |
| 5. | Побудова розрахункових моделей для різних варіантів спряження | до 01.04.2020 | |
| 6. | Розрахунок аеродинамічних характеристик варіантів спряження. | до 15.04.2020 | |
| 7. | Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію. | до 01.05.2020 | |
| 8. | Підготовка статті до публікації | до 01.07.2020 | |
| 9. | Аналіз отриманих результатів та визначення прийнятного варіанту компонування літака загального компонування | до 01.10.2020 | |
| 10. | Розробка стартап-проекту. | до 01.12.2020 | |

Студент

_____ (підпис)

Ілля РОГУЦЬКИЙ

_____ (ІМ'Я ПРІЗВИЩЕ)

Науковий керівник

_____ (підпис)

Дмитро ЗІНЧЕНКО

_____ (ІМ'Я ПРІЗВИЩЕ)

Анотація

Метою роботи Інтегральне компонування крила і підкосу літака загального призначення є дослідження взаємодії крила та підкосу літака загального призначення.

У звіті розглянуто дослідження конструктивних особливостей та аеродинамічних характеристик концепції застосування підкосу у компонуванні крила літака загального призначення. На основі існуючого літака вітчизняного виробництва Дельфін проведено дослідження впливів конструкції варіантів підкосу, проведено дослідження та вибір задовольняючого вимоги до критеріїв максимальної дальності та якості крила, із яким вивчено вплив взаємозв'язку обраної конструкції підкоса. Результатом виконання аналітичної роботи стає побудова вихрової пелени від запропонованої моделі літака із встановленим у конструкцію досліджуваним крилом та підкосом. Завершується магістерська дисертація розробкою стартап-проекту з урахуванням усіх можливих ризиків.

Дисертація включає в себе 98 сторінок, 61 малюнок, 17 бібліографічних джерел, 14 таблиць.

Ключові слова: аеродинамічні характеристик, підкос, крило, взаємний вплив, аеродинамічна якість, критерій дальності.

Annotation

The aim of the work wing and strut integral configuration for general purpose aircraft is to study the interaction of the wing and the strut of aircraft.

The report examines the study of design features and aerodynamic characteristics of the concept of application of the strut in the layout of the wing of a general purpose aircraft. On the basis of the existing domestic Dolphin aircraft, a study of the effects of the design of the strut options, a study and selection of satisfactory requirements for the criteria of maximum range and quality of the wing, which studied the effect of the relationship of the selected strut design. The result of the analytical work is the construction of a vortex veil from the proposed model of the aircraft with installed in the structure of the investigated wing and strut. The master's dissertation ends with the development of a startup project taking into account all possible risks.

The dissertation includes 98 pages, 61 figures, 17 bibliographic sources, 14 tables.

Key words: aerodynamic characteristics, strut, wing, mutual influence, aerodynamic quality, range criterion.

Зміст

| | |
|--|----|
| Вступ | 8 |
| 1. Огляд аналогів | 18 |
| 1.2 Висновки з розділу | 27 |
| 2. Методика визначення аеродинамічних характеристик | 29 |
| 2.1 Аеродинамічний розрахунок літака | 29 |
| 3. Побудова розрахункових моделей компонування | 46 |
| 3.1 Технічна документація літака | 46 |
| 3.2 Аеродинамічні характеристики | 49 |
| 3.3 Характерні швидкості польоту | 58 |
| 3.4. Аналіз навантажень на крило | 61 |
| 3.4.1 Стиковка крила з фюзеляжем. | 61 |
| 3.4.2 Кореневий перетин лонжерона | 62 |
| 3.4.3 Вузли стикування переднього і заднього лонжерона | 62 |
| 3.4.4 Навішування закрилка. | 63 |
| 3.4.5 Навішування елерона. | 65 |
| 4. Аналіз результатів моделювання | 67 |
| 4.1 Вибір оптимального видовження крила | 67 |
| 4.2. Підбір оптимального компонування підкосу | 71 |
| 4.3. Оптимізація спряження крила з інтегрованим підкосом | 79 |
| 4.4 Висновки з розділу | 87 |
| 5. Розробка стартап-проекту | 89 |
| 5.1 Опис ідеї проекту | 89 |
| 5.2 Технологічний аудит проекту | 89 |
| 5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту | 90 |
| 5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту | 91 |
| 5.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту | 94 |
| 5.6 Висновки по розділу | 95 |
| Висновки з роботи | 96 |
| Список використаних джерел | 98 |

| | | | | | | | | | | | | | | | | |
|-----------|--|----------------|-------|--|--|--|--|--|------|------|--------|---|----|--|--|--|
| | | | | | | АЛ-91мп 13.16.20.00.00 ПЗ | | | | | | | | | | |
| им. | | № докум. | Підп. | | | <i>Інтегральне компонування крила і підкосу літака загального призначення</i> | | | Лит. | Лист | Листів | | | | | |
| Розроб. | | Рогуцький І.О. | | | | | | | | | | 6 | 98 | | | |
| Перев. | | Зінченко Д.М. | | | | КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. АЛ-91мп | | | | | | | | | | |
| Н. контр. | | Поваров С.А | | | | | | | | | | | | | | |
| Затв. | | Кабанячий В.В. | | | | | | | | | | | | | | |

Перелік умовних позначень

АХ – аеродинамічні характеристики

ЛА – літальний апарат

КТ – коефіцієнт тиску

КД – конструкторська документація

ЛТХ – льотно-технічні характеристики

КСС – конструктивна-силова схема

ВП – вихрова пелена

САХ – середня аеродинамічна хорда

ГО – горизонтальне оперення

ВО – вертикальне оперення

Вступ

Основним завданням аеродинамічного проектування будь-якого літака є формування геометрії зовнішньої поверхні як літака в цілому так і його агрегатів окремо, що дозволяє виконати вимоги технічного завдання в частині реалізації заданого рівня льотно-технічних характеристик.

До основних льотно-технічними характеристиками літака відносяться в першу чергу дальність польоту L , тривалість польоту t , максимальну висоту польоту H_{MAX} , а також градієнт набору висоти, що визначається як тангенс кута нахилу траєкторії набору $\tan \theta$. Для сучасного літака згідно діючих норм льотної придатності [1] ці параметри польоту є нормованими, тобто їх значення повинні відповідати встановленим межам.

Згідно формулам [2] та [3] значення дальності польоту L , тривалості польоту t , максимальної висоти польоту H_{MAX} , градієнт набору висоти і вертикальна швидкість польоту V_Y визначаються з умов збалансованого польоту за наведеними нижче формулами:

Максимальна дальність польоту визначається формулою Бреге:

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

Максимальна тривалість польоту:

$$t = \frac{1}{g} * \frac{1}{c_p} * K_{BAL} * \ln \frac{1}{1-\xi_T} \quad (2)$$

Де

$$\xi_T = \frac{m_T}{m_0} \text{— питома маса палива;}$$

c_p — відносна витрата палива;

K_{BAL} — аеродинамічна якість літака в збалансованому стані;

a — швидкість звуку на даній висоті польоту;

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

M — число Маха на даному режимі польоту;

Максимальна висота польоту визначається можливістю забезпечити значення вертикальної швидкості набору 0.5 м / с. Система рівнянь набору висоти літака в збалансованому стані вертикальна швидкість набору визначається як:

$$V_Y = \frac{\Delta N}{m_{pol} * g} = \frac{V_{BAL} * (P - X_a)}{m_{pol} * g} \quad (3)$$

де:

ΔN - надлишкова потужність руху ЛА;

V_{BAL} - повітряна швидкість збалансованого руху ЛА

$$V_{BAL} = \sqrt{\frac{2 * m_{POL} * g * \cos \theta}{\rho * C_{Yabal} * S}}$$

m_{POL} – маса ЛА в конкретний момент часу;

Кут нахилу траєкторії набору висоти:

$$\tan \theta = \frac{P}{Y_a} - \frac{1}{K_{BAL}} = \frac{P}{m_{pol}} - \frac{1}{K_{BAL}} \approx \frac{V_Y}{V_{BAL}} \quad (4)$$

Тоді вертикальна швидкість набору висоти визначається як:

$$V_Y = V_{BAL} * \left(\frac{P}{m_{pol}} - \frac{1}{K_{BAL}} \right) \quad (5)$$

Зниження літака з непрацюючим двигуном буде здійснюватися з вертикальною швидкістю:

$$V_Y = 5.66 * \sqrt{\frac{m_{pol} * g}{l^2}} * \frac{C_{XaBAL}^{\frac{3}{2}}}{C_{YaBAL}^{\frac{3}{2}}} * \sqrt{\lambda} = 5.66 * \sqrt{\frac{m_{pol} * g}{l^2}} * \alpha * \sqrt{\lambda} \quad (6)$$

де:

C_{XaBAL} - коефіцієнт лобового опору літака в збалансованому стані;

C_{YaBAL} - коефіцієнт підйомної сили літака в збалансованому стані;

S - площа крила;

L - розмах крила.

λ - видовження крила;

ρ - щільність повітря;

$$\alpha = \frac{C_{XaBAL}}{C_{YaBAL}^{\frac{3}{2}}} - \text{коефіцієнт оптимальності параметрів компонування};$$

Очевидною є безпосередня залежність основних льотно-технічних характеристик літака від параметра K_{BAL} . При всіх інших рівних параметрах компонування - висоті польоту, температура повітря, потужність двигуна, фактична вага літака, питома вага палива та ін. Винятково значення аеродинамічного якості K_{BAL} літака в збалансованому стані на розглянутій швидкості V_{BAL} .

Розглянемо складові аеродинамічного якості, що визначається як:

$$K_{BAL} = \frac{C_{YaBAL}}{C_{XaBAL}} \quad (7)$$

значення C_{YaBAL} і C_{XaBAL} описані вище, але ми докладніше зупинимося на складових компонентах коефіцієнта лобового опору літака. Загалом під час польоту на дозвукових швидкостях значення C_{XaBAL} згідно [4], [5] може бути представлено у вигляді:

$$C_{XaBAL} = C_{Xa0} + C_{Xi} + \Delta C_{XaBAL} + \Delta C_{XaBP} \quad (8)$$

Де:

C_{Xa0} - коефіцієнт лобового опору літака при відсутності підйомної сили;

C_{Xi} - коефіцієнт індуктивного опору при наявності підйомної сили

ΔC_{XaBAL} - коефіцієнт додаткового опору літака, викликаний відхиленням рульових поверхонь, необхідним для створення балансування моменту;

ΔC_{XaBP} - коефіцієнт шкідливого опору літака, викликаний наявністю виробничих дефектів.

Для різних швидкостей горизонтального польоту літака сума значень C_{Xa0} ΔC_{XaBAL} ΔC_{XaBP} є практично константою і в порівнянні з C_{Xi} її зміни нехтує

малі. Тому значення коефіцієнта лобового опору літака ΔC_{XaBAL} може бути представлено як:

$$C_{XaBAL} = A_{C_X} + C_{Xi} = A_{C_X} + \frac{C_{YaKP}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau) \quad (9)$$

Де:

C_{YaKP} - коефіцієнт підйомної сили крила, згідно [4] досить близький до значення C_{YaBAL}

$\lambda = l2/S$ – подовження крила

τ - коефіцієнт форми крила в плані.

Таким чином значення аеродинамічного якості, що визначає всі основні льотно-технічні характеристики літака при всіх інших рівних умовах визначається значенням подовження крила λ :

$$K_{BAL} = \frac{C_{YaBAL}}{C_{XaBAL}} = \frac{C_{YaBAL}}{A_{C_X} + \frac{C_{YaKP}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \approx \frac{C_{YaBAL}}{A_{C_X} + \frac{C_{YaBAL}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \quad (10)$$

Результати статистики, представлені на рис. 1-3 згідно [8] наочно підтверджують вплив подовження крила на льотно-технічні характеристики літака.

Отримана аналітична залежність (10) наочно підтверджує тенденцію розвитку конструкцій комерційних літаків в частині збільшення подовження крила. За останні 40 років розвитку комерційної авіації, згідно з даними [6], [7], значення подовження крила зросло від 7 одиниць до 12. Це стало можливим завдяки вдосконаленню технологій проектування і виготовлення літаків, застосування в конструкції нових більш міцних і технологічних матеріалів.

- ▲ Класичні дерев'яні планери 1930 рр;
- △ Класичні дерев'яні планери 1940 - 1970 рр;
- Класичні металеві планери 1940 - 1950 рр;
- Сучасні пластикові планери 1960 - 1980 рр;
- Сучасні металеві планери 1960 рр;
- ★ Сучасні портативні планери;
- - Апроксимація для дерев'яних класичних конструкцій;
- - Апроксимація для пластикових класичних конструкцій;

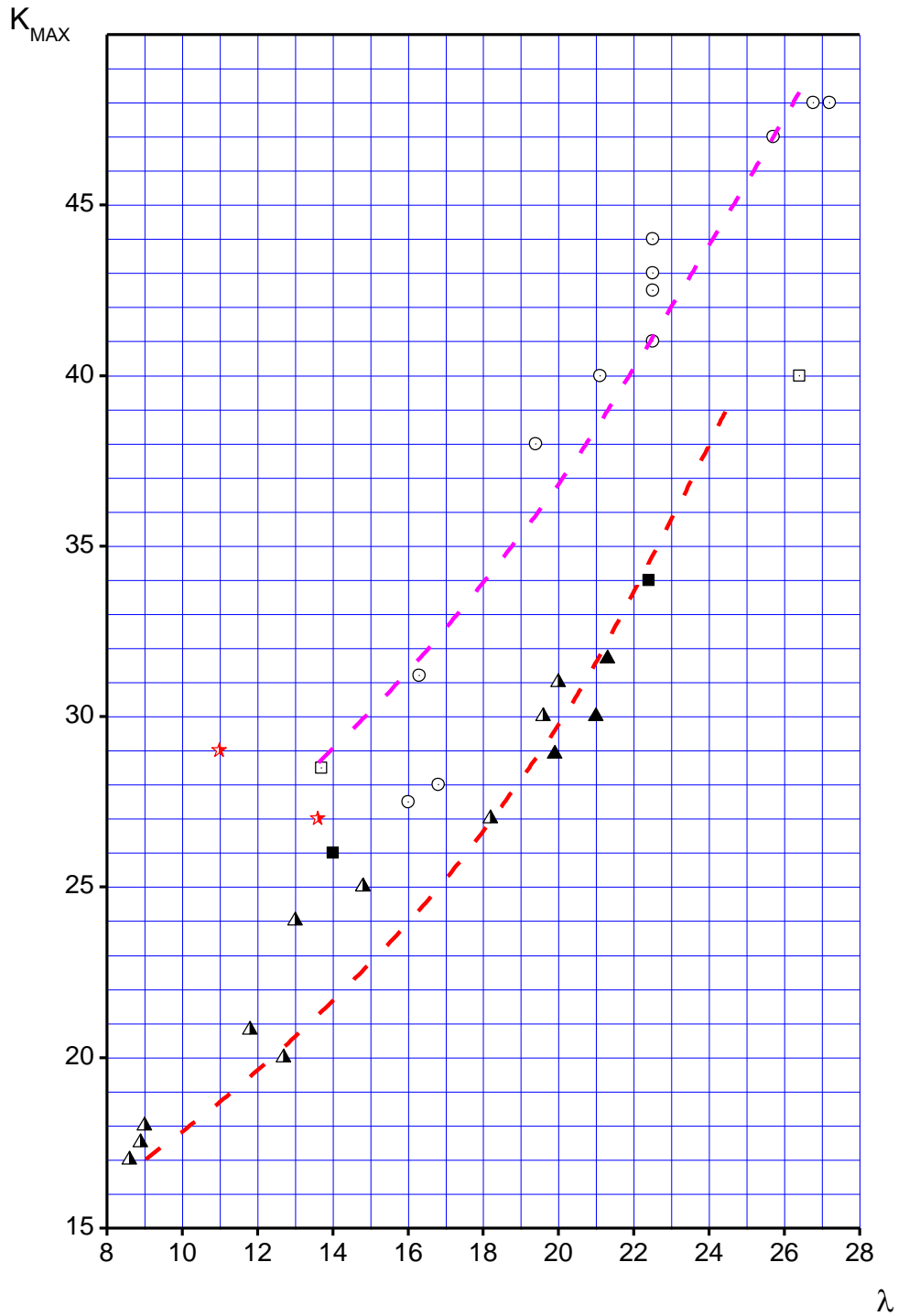


Рис. 1.1 Залежність максимального аеродинамічного якості K_{MAX} від подовження крила. Дані статистики.

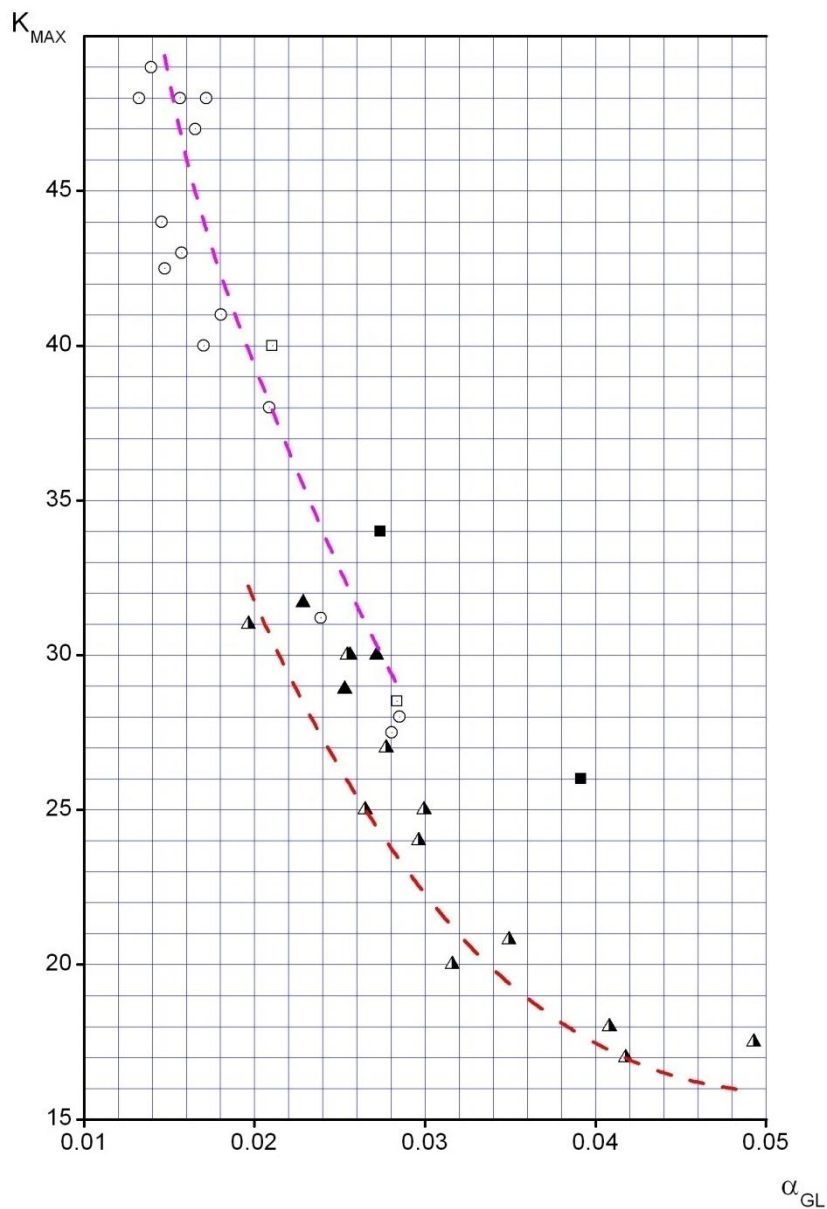


Рис. 1.2 Залежність максимального аеродинамічного якості K_{MAX} від коефіцієнта оптимальності параметрів компонування α_{GL} . Дані статистики.

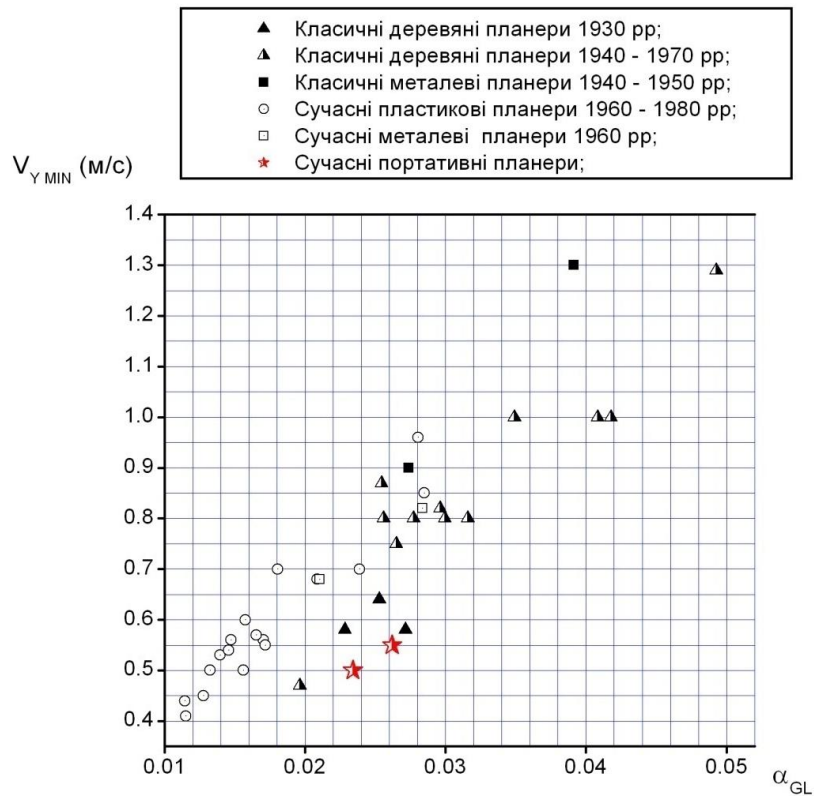


Рис. 1.3 Залежність мінімальної швидкості зниження V_{YMIN} від коефіцієнта оптимальності параметрів компоновання α_{GL} .

Однак подальше збільшення подовження крила, вкрай бажане з точки зору поліпшення льотно-технічних характеристик на даний момент для компоновання вільнонесучого крила не представляється можливим в першу чергу за умовами динамічної міцності крила, т.зв. флатера. Також подальше збільшення подовження призводить до неминучого істотного зростання навантажень в корневих перетинах вільнонесучого крила, як це показано на типовою схемою навантаження вільнонесучого крила, представленої на рис. 4.

Наявність в компонованні літака підкоса, що стикується з консоллю крила в точці прикладання рівнодіючої аеродинамічного навантаження дозволяє згідно з даними [9], [10] за інших рівних умов зменшити рівень статичних навантажень, що діють на конструкцію більш ніж в 2 рази, як це представлено на типовою схемою навантаження крила з підкосом, представленої на рис. 5.

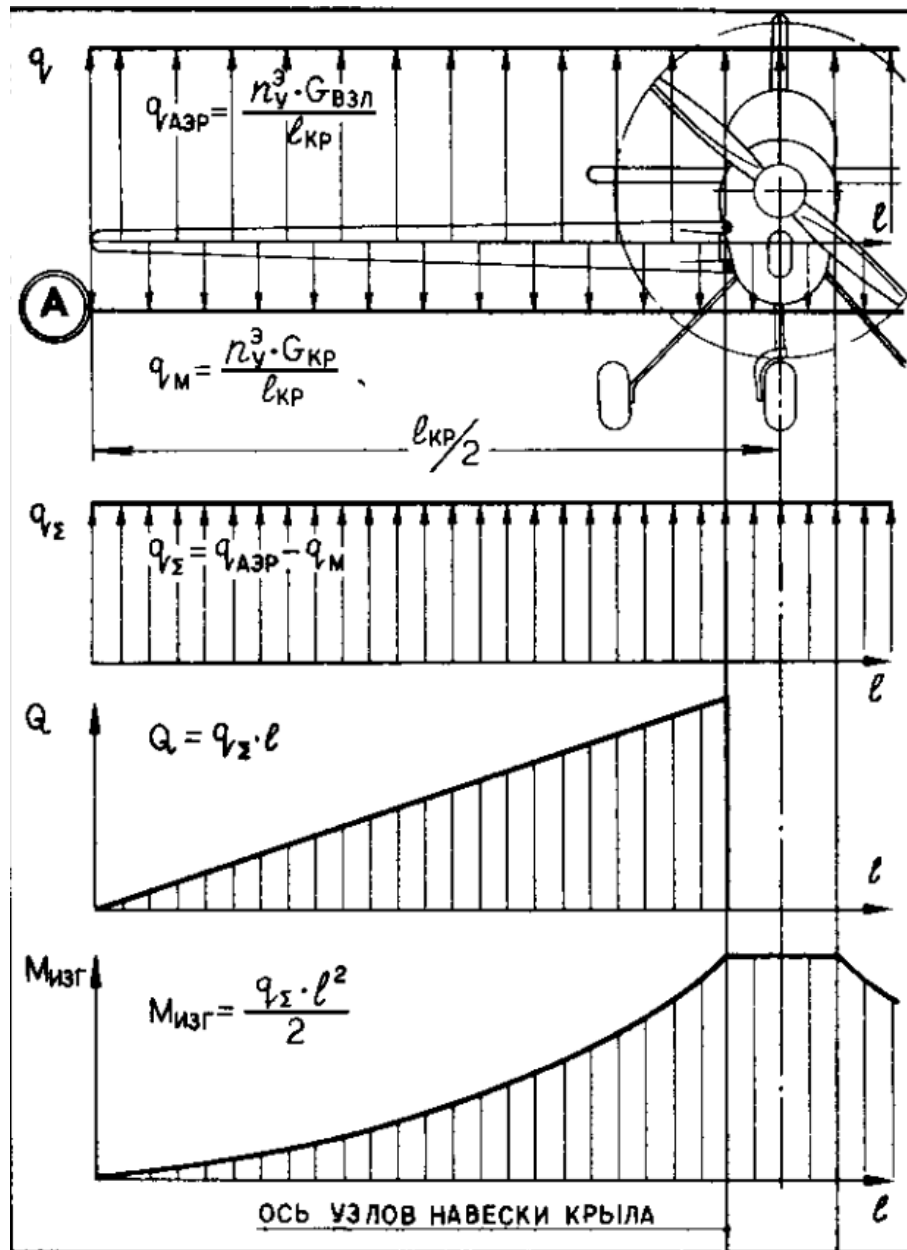


Рис. 1.4 Типова схема навантаження вільнонесучого крила.

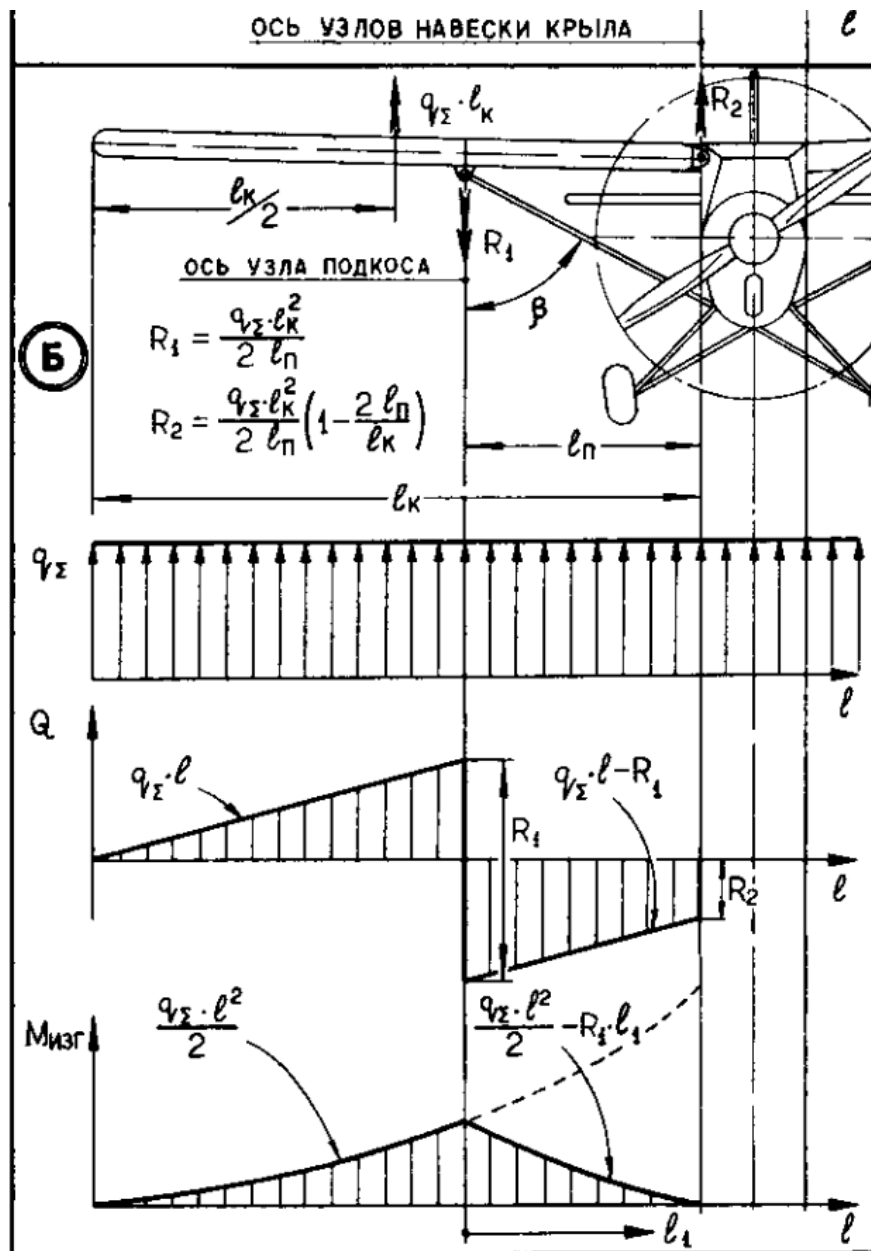


Рис. 1.5 Типова схема навантаження крила з підкосом.

Саме це конструкторське рішення, широко застосовується в конструкції легких літаків викликає серйозний інтерес з точки зору дослідження можливості його застосування в конструкції великих комерційних літаків, тому що можливість збільшити подовження крила в 1.5 рази в порівнянні з класичною схемою згідно [11] дозволить досягти додаткової економії палива більш ніж на 40%, що є істотним стимулом для проведення наукових досліджень.

Наявність підкоса крила також зменшує довжину вільної частини крила, і амплітуду його коливань при польоті в умовах турбулентності, що сприятливо

впливає на умови розвитку флатера - по суті явища резонансу внутрішніх частот аеропружних коливань конструкції крила і зовнішніх частот коливань аеродинамічного навантаження. У порівнянні з вільно-несучим крилом, яке по суті є вільно хитається балкою з однією точкою фіксації, крило з підкосом можна розглядати як систему зафіксованих стрижнів, по суті - замкнуту ферму, у якій значення амплітуди деформацій конструкції на порядок менше, ніж в разі вільно хитається балки.

Завдання аеродинамічного проектування підкосного крила літака складається в дослідженні питань аеродинаміки крила з підкосом і оцінці значення швидкості польоту літака з таким крилом, при якому настане резонанс аеропружних коливань, тобто флатер. Представлений нижче огляд літератури розділений на два підрозділи, а саме аеродинаміка крила з підкосом і дослідження флаттера крила з підкосом.

1. Огляд аналогів

- В роботі [12] автори GUANGQIU WANG. JIE ZENG. JEN-DER LEE. XI DU. XIAOWEN SHAN розглядають питання забезпечення природного ламінарного обтікання підкосний композитного крила літака з урахуванням впливу аеропружності. На рис. 1.1 представлена компонування досліджуваної розрахункової моделі, яка відповідає за своїми параметрами комерційному літаку Boeing 737.

Основне завдання, вирішена авторами полягає у визначенні впливу аеропружних деформацій на аеродинамічні характеристики літака з підкосний крилом за допомогою методів обчислювальної аеродинаміки. Також досліджено можливість реалізації ламінарного обтікання підкосний крила за допомогою математичного моделювання обтікання. На підставі аналізу напружено-деформованого стану крила з підкосом, представлено на рис. 1.2, виконано порівняння маси підкосний крила літака в порівнянні з літаком класичної схеми Boeing 737.

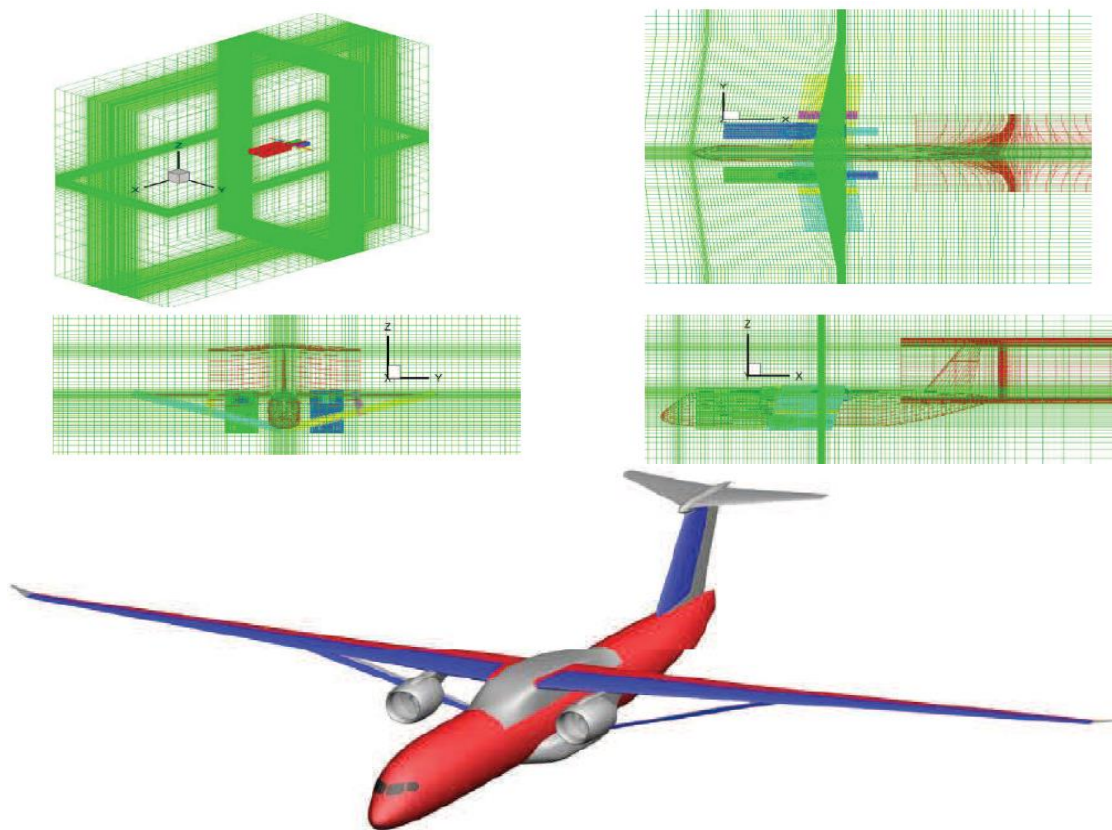


Рис.1.1

Розрахункова модель літака з підкосним крилом. Аналог В-737

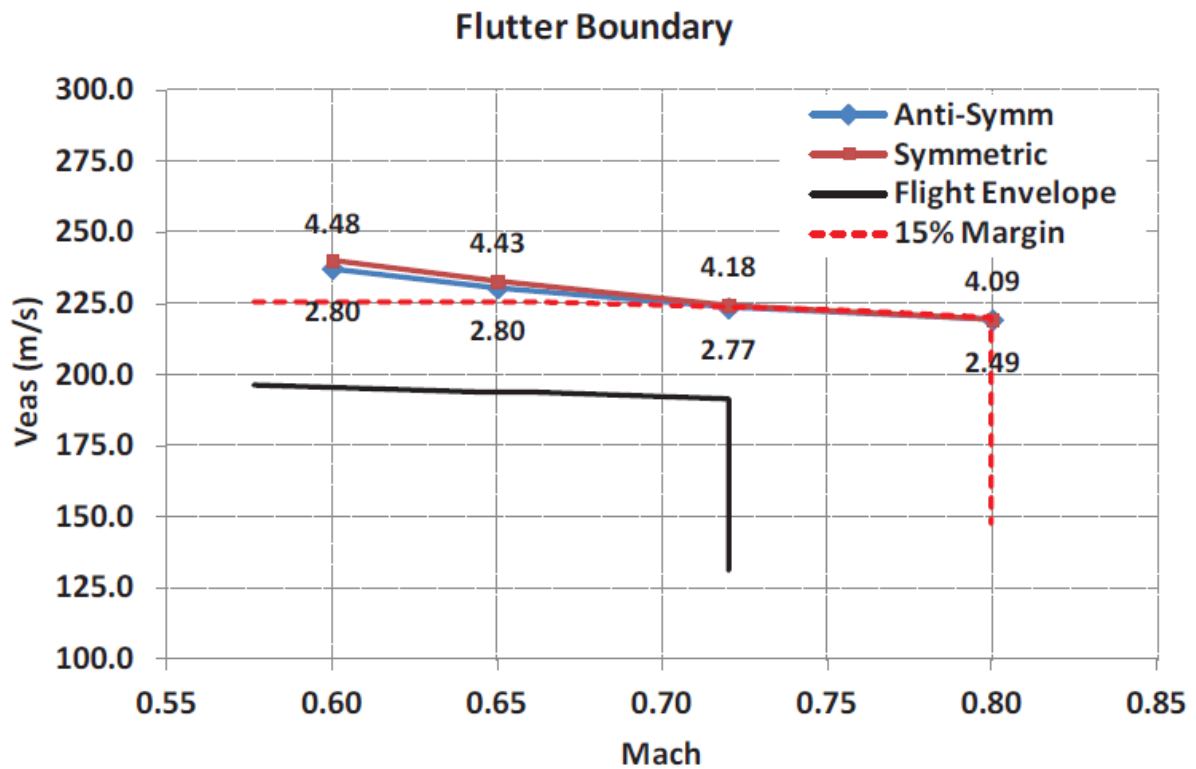


Рис. 1.2. Розрахункова модель літака з підкосним крилом. Аналог В-737.

кордон флатера

Основні результати роботи такі:

- на підставі розрахункових досліджень компоновання підкосний крила підтверджена можливість реалізації ламінарного обтікання поверхні такого крила

- приріст аеродинамічного якості, отриманий авторами для значення точки переходу ламінарного прикордонного шару в турбулентний на 30% хорди крила становить 24%. У разі розташування точки переходу на 50% хорди приріст аеродинамічного якості нараховувало 60%., Що відповідає зниженню витрат палива відпов. на 13% і 35%.

- маса конструкції підкосний крила досліджуваної компоновання в порівнянні з масою крила літака В-737 (загальний злітна вага - 70 тон) зростає тільки на 726 кг

- наявність підкоса крила збільшує швидкість настання флатера на 15%.

- У роботі [13] автори G.Garrier, O.Atinault, S.Dequand, J.-L.Hantrais-Gervois, C.Liauzun розглядають питання аеродинамічного проектування та загальної компоновки майбутнього літака з силовою установкою, встановленої в хвостовій частині, показаної на рис.1.3.

Основне завдання, вирішене авторами полягає в оптимізації місць сполучення крила і фюзеляжу а також крила і підкоса з урахуванням тертя. Також розглянуто можливість компоновання розрахункової моделі з не прямим, а «провисаючим» підкосом.

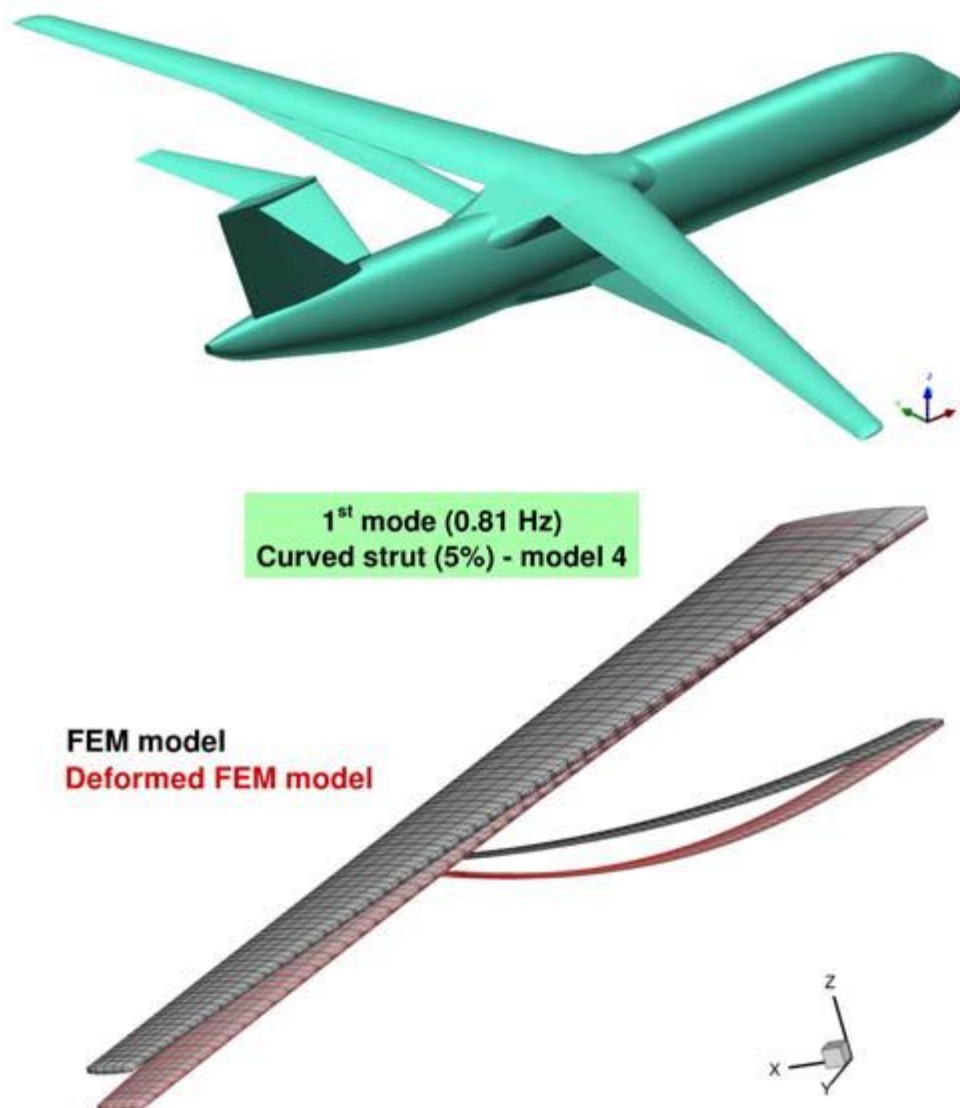


Рис. 1.3 Розрахункова модель літака з підкосним крилом.

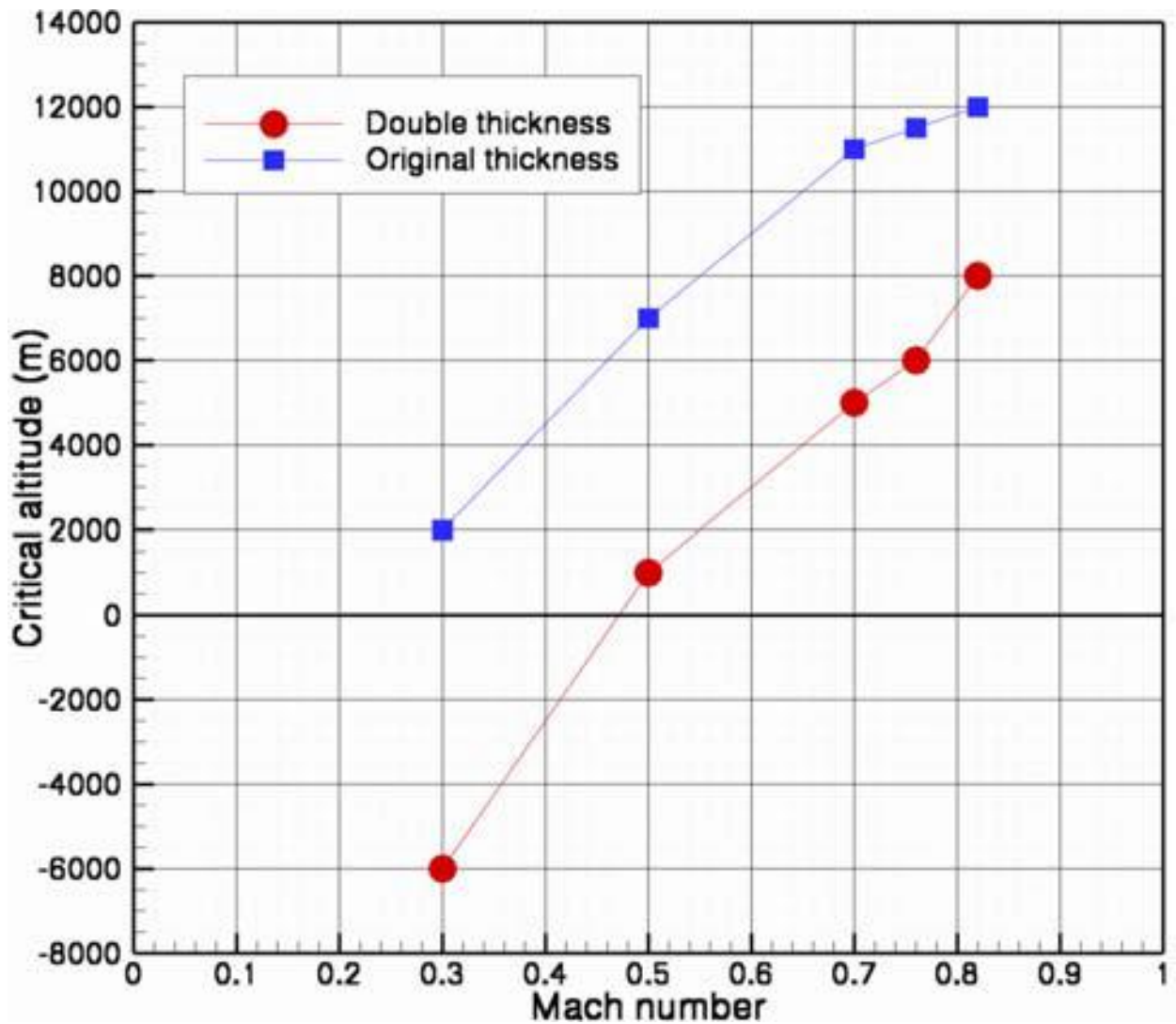


Рис. 1.4 Розрахункова модель літака з підкосний крилом. Зміна критичної висоти польоту.

Основні результати роботи:

- на підставі розрахункових досліджень компоновання підкосний крила підтверджена можливість формування крила з більш тонких профілів з меншим на 15% опором;
- визначена більш оптимальна з точки зору опору конструктивно-силова схема крила з підкосом
- обґрунтована можливість збільшення критичної висоти польоту літака з підкосний крилом (рис.1.4).

- В роботі [14] автори Andy Ko, W.H. Mason and B. Grossman Liauzun розглядають питання трансзвукової аеродинаміки зчленування крила, пілона і підкоса. Досліджувана авторами компоновка, заснована на геометрії палубного літака A-7 Корсар показана на рис.1.5:

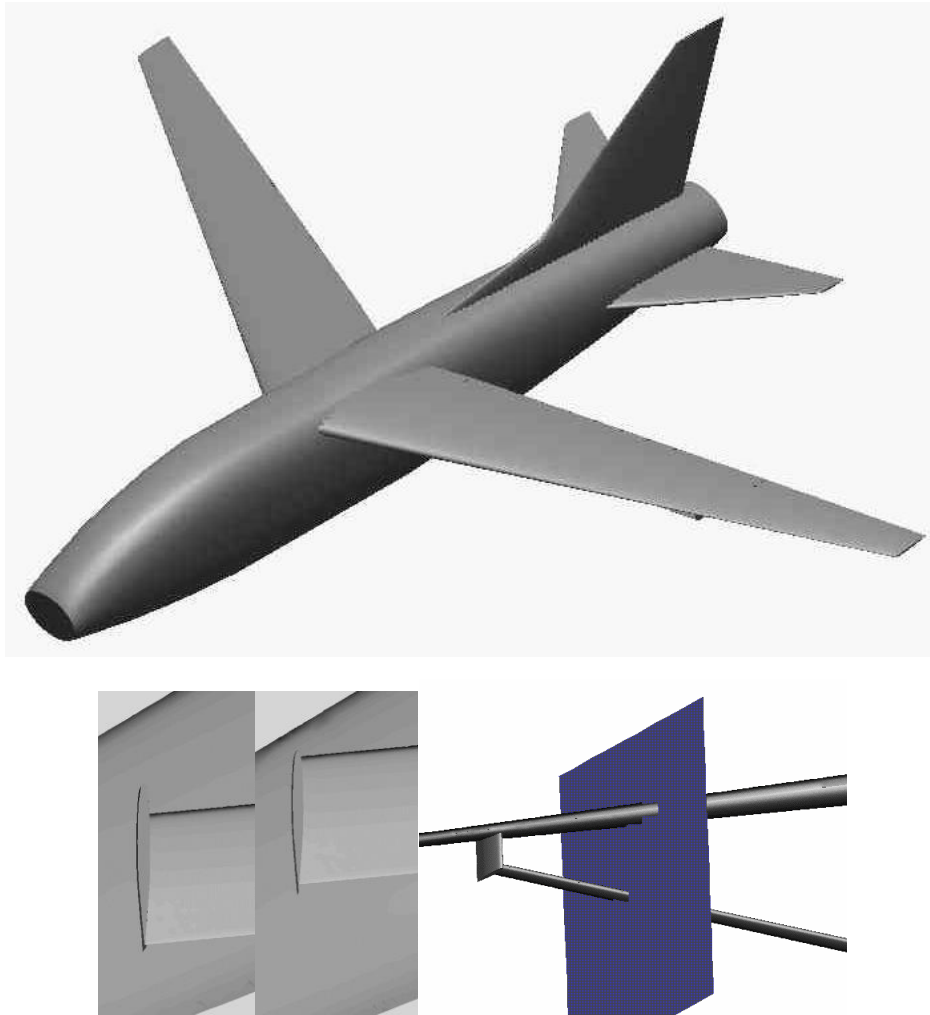


Рис. 1.10 Розрахункова модель літака A-7 з підкосний крилом

Основне завдання, вирішена авторами полягає визначенні особливостей обтікання крила з підкосом при наявності ефекту стисливості і наявності місцевих стрибків ущільнення в місцях сполучення крила і підкоса з урахуванням тертя. Також розглянуті різні варіанти з'єднання підкоса і крила за допомогою допоміжного пілона, показаного вище на рис.1.6.

Результати моделювання обтікання досліджуваної компоновки представлені на рис.1.7.

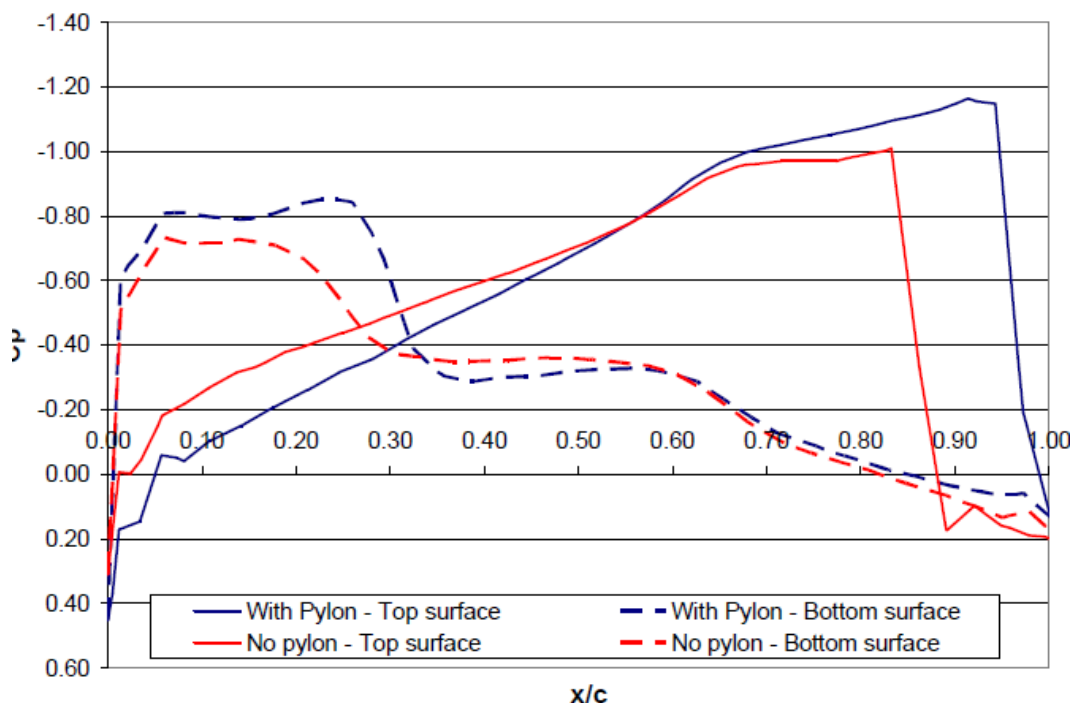


Рис. 1.7. Розрахункова модель літака А-7 з підкосний крилом. Розподіл тиску по поверхні. $M = 0.85$

Основним результатом роботи є певне в ході параметричних досліджень значення відносної товщини пілона, місця розташування підкоса по хорді і розмаху при якому на швидкості крейсерського польоту, відповідної швидкості польоту вихідного літака А-7 не виникають перегони ущільнення. Автори на підставі проведених досліджень підтверджують можливість конструктивного виконання компоновання підкосного крила для трансзвукових швидкостей польоту, відпов. числу $M = 0.85$.

- У джерелі [15] (інтернет-стаття) повідомляється про проведення випробувань в аеродинамічній трубі NASA випробування тонкого видовженого підкосне крила, розробки американського авіабудівного концерну Boeing



Рис. 1.8 Модель літака Boeing з підкосним крилом

Команда розробників NASA і американського авіабудівного концерну Boeing провела випробування тонкого подовженого підкосного крила. Як пише Aviation Week, випробування проводилися в транззвуковій аеродинамічній трубі, а їх основною метою була оцінка перебігу і тиску повітря навколо крила, особливо в місцях його з'єднання з підкосом, спеціальної розпіркою, що підтримує консолі крила знизу.

Для оцінки використовувалися датчики повітряного тиску, розташовані за межами аеродинамічної труби і з'єднані тонкими трубками з приймачами тиску на передній крайці крила. Крім того, оцінку повітряних потоків дослідники проводили методом кольорової масляної плівки - на поверхню літака наносилася спеціальна фарба, що починала текти під впливом вітру.

У випробуваннях використовувалася модель крила, розміри якої становили лише 4,5 відсотка передбачених проектом нормальних розмірів. Найближчим часом розробники займуться аналізом отриманих даних. Інші подробиці про проведені випробування не уточнюються.

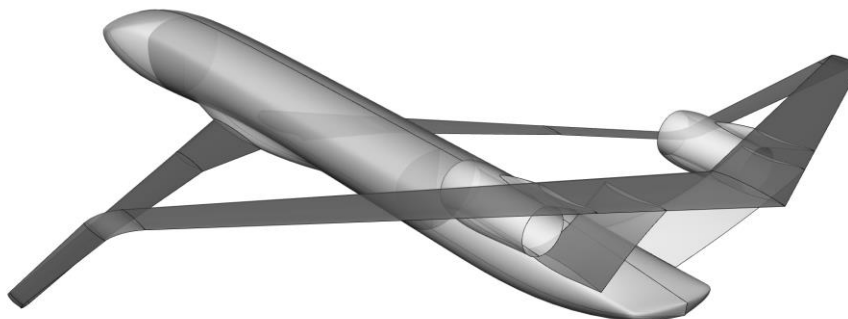
Основні результати:

- визначено, що в порівнянні зі звичайним вільнонесучим крилом трансзвуковим підкосний буде набагато легше. При цьому підкос буде приймати на себе частину аеродинамічного навантаження і забезпечувати стійкість до згинання. Це, в свою чергу, дозволить зробити крило значно довшим, поліпшивши льотні і економічні характеристики літака.

- тонкий профіль крила дозволить істотно знизити його лобовий опір, підвищити аеродинамічну якість. У поєднанні з підкосом в порівнянні зі звичайним, нове крило буде робити менше коливань, а значить зробить можливими пасажирські польоти на трансзвукових швидкостях, тобто близьких до швидкості звуку.

- 1.4 Euler-Equation-Based Drag Minimization of Unconventional Aircraft Configurations.

В роботі [16] автори Hugo Gagnon and David W. Zingg розглядали можливість зменшення опору літаків різних нетрадиційних схем за допомогою методу Ейлера. Авторами розглянуті компоновання літаючого крила, літак із зчленованим крилом, літак з підкосним крилом, показані на рис. 1.9



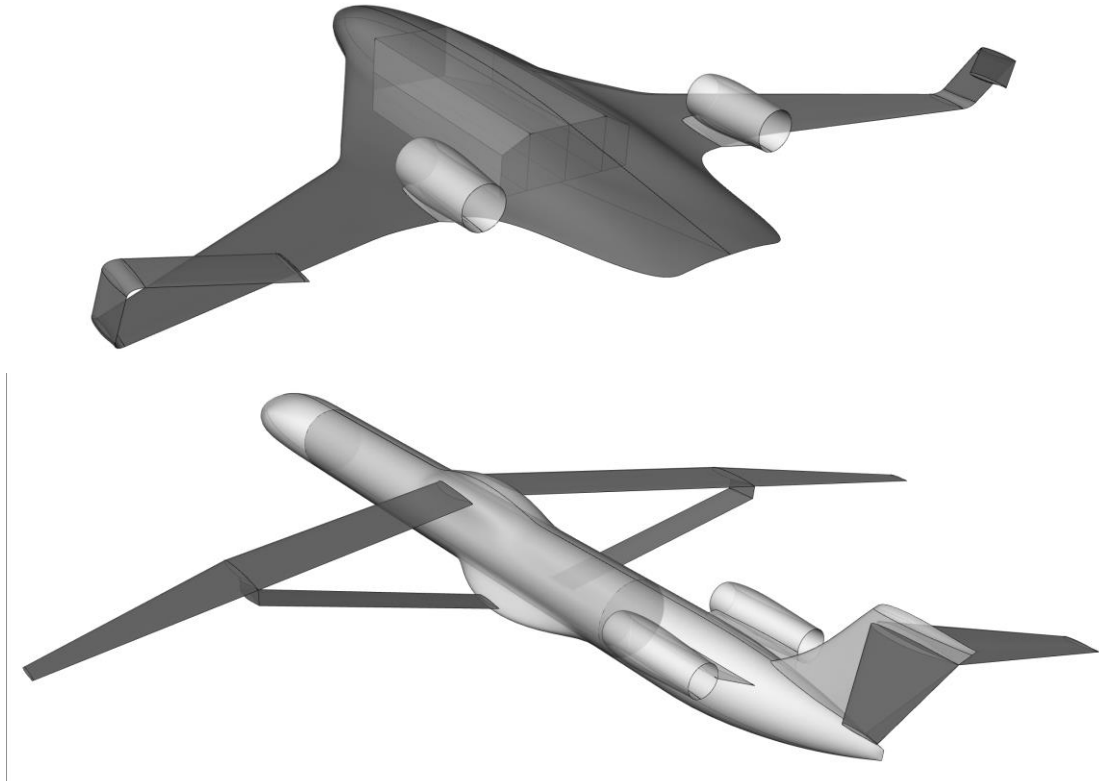


Рис.1.9. Расчетные модели самолетов нетрадиционных схем [5]

Основним завданням, що розглядається авторами є визначення параметрів розрахункової моделі - граничних умов, типу розрахункової сітки, що застосовуються моделей турбулентності для адекватного визначення значення опору.

Залежності компонування літака з підкісний крилом як результати оптимізації аеродинамічного компонування, отримані авторами на основі

застосування методу Ейлера представлені нижче на рис.1.10

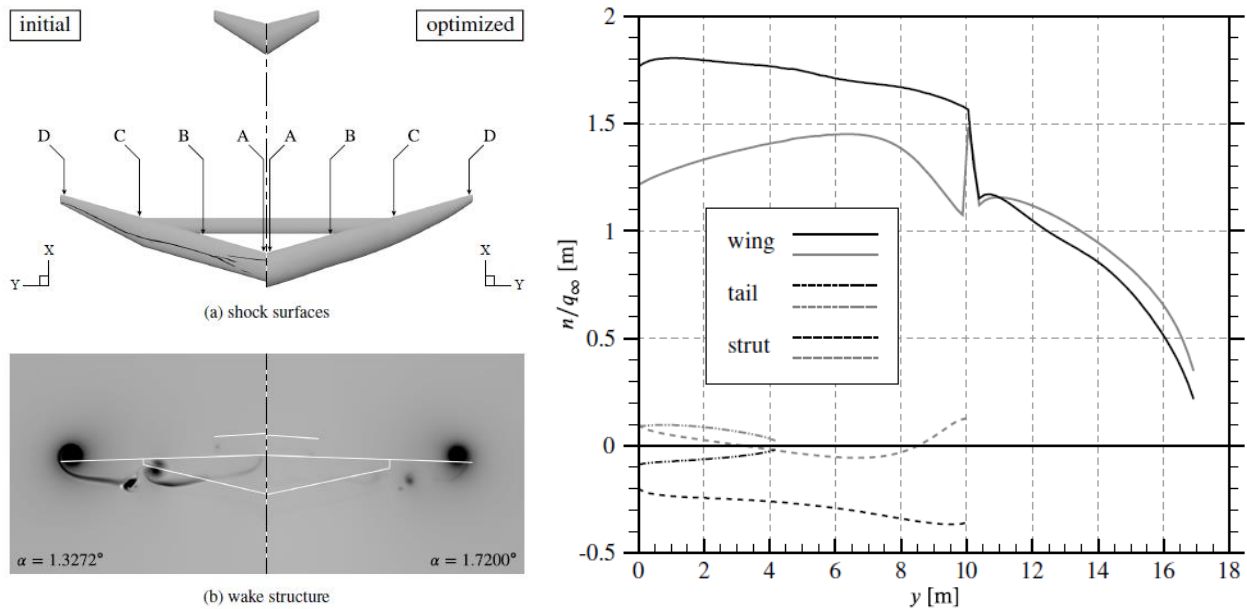


Рис.1.10. Результати оптимізації аеродинамічного компонування літака з підкосним крилом

Основним результатом роботи [17], що заявлено авторами стосовно компонуванні літака з підкосним крилом є можливість застосування методу Ейлера до вирішення завдань оптимізації компоновки літака з підкосним крилом і можливого зменшення індуктивного опору крила на 40.3% в порівнянні з класичним компонуванням.

1.2 Висновки з розділу

Вирішені проблеми

- Аналіз результатів численних і експериментальних досліджень показує можливість суттєвого збільшення рівня аеродинамічного якості (до + 60%) з одночасним зменшенням споживання палива (до -35%);

- на підставі розрахункових і експериментальних досліджень встановлена можливість збільшення обмеження максимальної швидкості польоту (до + 15%) тому КСС підкосного крила значно знижує амплітуди коливань конструкції під впливом зовнішніх змінних навантажень;

- розрахунково і експериментально встановлена можливість реалізації компонування крила з підкосом для польоту на трансзвукових швидкостях польоту без наявності місцевих стрибків ущільнення;

- застосування методів обчислювальної аеродинаміки для вирішення завдань аеродинамічного проектування компоновки літака з підкосним крилом обґрунтовано за умови попередньої верифікації результатів математичного моделювання з даними експериментів;

Не вирішені проблеми

- у всіх без винятку дослідженнях конструкція крила з підкосом розглядалася як жорстка суцільнометалева або композитна. В цьому випадку деформації елементів конструкції підсумовуються і значення місцевих коефіцієнтів запасу міцності є заниженими, тобто конструкція є дещо заважкою, що підтверджують результати [1];

- збільшення видовження крила при збереженні заданого навантаження на крило і відповідно площі крила неминуче збільшуються габаритні розміри крила, і створюються проблеми з базуванням літака на типових аеродромах;

- у поданих результатах досліджень відсутня пропозиція про реалізацію літака з підкосним крилом змінної геометрії, а саме літака зі складаним або не твердим крилом.

2. Методика визначення аеродинамічних характеристик

2.1 Аеродинамічний розрахунок літака

У даній роботі ми розглядатимемо загалом повністю нерозривне середовище, стан якого можна описати за допомогою інтерпретації термодинамічних параметрів та швидкісних рівнянь, представлених у виді функцій простору і часу.

Намагаючись досягти цього ми будемо використовувати базові принципи збереження імпульсу енергії та маси тіла, отримуючи з цих даних системи диференціальних рівнянь

Спочатку необхідно сформулювати умови початкових процесів для вирішення подібних завдань. Ці процеси мають відповідати течії на поверхні проектованого апарату та базуватись на формулі рівняння нерозривності:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v) = 0 \quad (3.1)$$

Для малого елемента рідини наслідком другого закону Ньютона стає рівняння кількості руху яке ми розглянемо як замкнуту систему:

$$\frac{d}{dt} \int \rho v dV_{cs} = \sum F; \quad (3.2)$$

де :

$\sum F$ – сили, що діють на області досліджуваної поверхні елементарного об'єму обтікаючої речовини.

Далі, використаємо рівняння енергії, яке базується на використанні принципів першого закону термодинаміки для контрольного об'єму V :

$$\int_V \rho \frac{D}{Dt} \left[e + \frac{q^2}{2} \right] dV = \int_V \rho f \cdot v dV + \int_S n \cdot (v \sigma - Q) dS \quad (3.3)$$

Рівняння енергії, що випливає з першого закону термодинаміки для контрольного об'єму V :

$$\int_V \rho \frac{D}{Dt} \left[e + \frac{q^2}{2} \right] dV = \int_V \rho f \cdot v dV + \int_S n \cdot (v \sigma - Q) dS \quad (3.4)$$

де:

Q – означає швидкість перенесення теплової енергії через одиницю площі;
 e - питома внутрішня енергія.

Використовуючи наведені вище рівняння, граничні умови та рівняння стану досліджуваного тіла, ми можемо описати для в'язкої стислої речовини її нестационарний тривимірний рух.

Нажаль дана система рівнянь буде занадто громіздка навіть при використанні сучасних систем автоматизованого обчислювання, тому для проведення дослідів рідини застосовуються менш точніші але водночас і легші у використанні класи течій і відповідні до них системи рівнянь та залежностей.

У таблиці 3.1 представлена класифікація течій, які мають важливе значення для розв'язання поставленого завдання.

Таблиця 3.1 *Класифікація течій*

| В'язкість | Щільність | |
|---|---|---|
| | Нестискувані (щільність постійна) | Стискуванні (щільність перемінна) |
| Нев'язкі течії ($\mu = 0$) | Потенціальні течії | Газова динаміка (при $k = 0$) |
| Течії в пограничних шарах (в'язкість істотна поблизу поверхні) | Ламінарні течії (дуже малі Re) Турбулентні течії (великі Re) | Перенесення тепла (також суттєво) |
| Відривні течії (в'язкість істотна скрізь) | Ламінарні течії (малі Re) турбулентні течії | Перенесення тепла (також суттєво) |

Найбільш відповідними згідно задача можуть вважатись течії, які мають досить малу швидкість порівняно із швидкістю звука ($M < 1$).

Правильно буде розглядати обтікання механізованого крила з відхиленої механізацією в'язким та на режимах зльоту й посадки. Дана умова дозволить

нам математично записати задачу користуючись як рівняннями нерозривності, так й рівняннями імпульсу:

$$\nabla^* v = 0; \quad \rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f - \nabla^* p + \mu \nabla^2 v = 0. \quad (3.5)$$

На граничні умови буде впливати ускладнююча специфіка завдання, вона корегує систему рівнянь. Це відбувається таким чином. Якщо межа області розрахунку утворюється завдяки твердим стінкам, у такому разі ми маємо прийняти складові швидкостей твердої поверхні як тотожні. У даній граничній межі знаходиться рідина з безперервною швидкістю та зсувними напруженнями, що задіяні у якості граничних умов. Всі залежні змінні мають задаватись на вхідних та вихідних межах. Також доцільно розглядати віддалені від досліджуваного тіла течії як локально нев'язкі, а на вихідній межі буде досить поставити лише одну граничну умову

У разі утворення відривних течій у потоці розглядається повна система рівнянь. А у разі відсутності масових сил така система у безрозмірному вигляді матиме наступний запис:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right] \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right] \quad (3.8.)$$

Ламінарні течії описуються при рішенні даної системи рівнянь при досить невеликих числах Рейнольдса ($\text{Re} < 200$), оскільки при збільшенні останнього ламінарні течії перетворюються на турбулентні.

Невідривність потоку на малих швидкостях у злітно-посадкових режимах течії описується за допомогою даного рівняння Лапласа для потенціалу вимірюваної швидкості:

$$\Delta \Phi = 0 \quad (3.9)$$

Швидкість потоку буде аналогічна незбуреній у нескінченно віддаленій точці від поверхні апарату:

$$\text{grad}(\Phi)|_{\infty} = V_{\infty} \quad (3.10)$$

Умова не протікання а саме відсутність нормальної складової швидкості задовольняється на поверхні апарату, отже:

$$v_n|_S = 0 \quad (3.11)$$

А умова Кутта – Жуковського виконується на усіх інших несучих компонентах компоновки й кінцях крила.

З огляду на це для розв'язання задачі запропоновано використовувати метод симетричних особливостей.

Суть методу полягає у наступному. На поверхні крила, у районах в яких проводиться дослідження будуть розподілені шари джерел. Їх інтенсивність у весь час постійна у межах панелі що досліджується, як і вихорів, величина інтенсивності яких лінійно змінюється уздовж усієї хорди. Ми отримаємо однакові значення як у джерел так і у вихорів у межах однієї смуги панелей на обох сторонах крила.

Умови не протікання на гранях крил виконуються у розташованих в центрах панелей позначених контрольних точках. А також умова Чаплигіна - Жуковського виконується завдяки прирівнюванню інтенсивності вихрового шару на задній кромці до нуля.

Ми застосовуємо метод джерел у разі компоновання на фюзеляжі як на слабонесучому тілі, враховуючи що у під фюзеляжній частині крила виконується гіпотеза про сталість циркуляції за умови симетричного обтікання.

Для найкращого обчислення швидкостей що індукують безперервними шарами гідродинамічних особливостей можна запропонувати заміну за допомогою використання кінцевої суми швидкостей від дискретних особливостей що приймає вигляд вихрових відрізків і відрізків джерел як показано на рис. 3.1. Вони розташовані на поверхні досліджуваної панелі.

Використовуючи отримані від розрахунку дані стосовно кількості розташованих в межах панелі дискретних особливостей, ми маємо можливість змоделювати відомий нам безперервний розподіл по хорді панелі. Однак такі дані будуть не достатньо точними через не сталу кількість використаних таких точок.

Розподіл буде сильно залежати від отриманої відстані між точкою у якій визначається швидкість та центром панелі що досліджується та має розкид від одного до шістдесяти чотирьох відрізків. Підсумовуючи, отримаємо що сумарна циркуляція вихорів та інтенсивність їх джерел на досліджуваній панелі зовсім не залежить від величини кількості прокладених відрізків. Ми можемо апроксимувати швидкість від безперервного шару вихорів у вигляді наступного рівняння:

$$\vec{v}^{\gamma} = \sum_{i=1}^N \vec{v}_i^{\gamma} \tilde{\gamma}_i \quad (3.12)$$

У якому:

$\tilde{\gamma}_i = \frac{2i-1}{N^2}$, \vec{v}_i^{γ} - швидкість що індукується i -м підковоподібним вихором;

N - кількість дискретних показників на панелях.

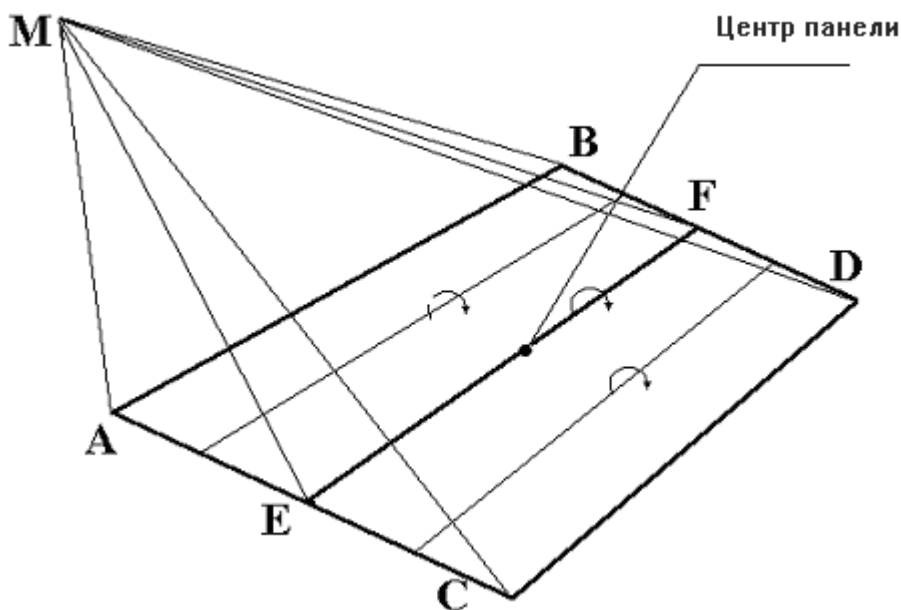


Рис. 3.1 Схема базового метода.

Вираз для розрахунку швидкості прийме наступний вид, якщо досліджується панель подібна на рис 3.2:

$$\begin{aligned} \vec{V}_i^\gamma = & \frac{1}{4\pi} \left(\frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[\frac{CA \times CM}{|CM|} - \frac{CA \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} \right] \right) + \\ & + \frac{1}{4\pi} \left(\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{a}_i \times \vec{q}_i|^2} \left[\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] \right) + \\ & + \frac{1}{4\pi} \left(\frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \left[\frac{BD \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} - \frac{BD \times DM}{|DM|} \right] \right) \end{aligned} \quad (3.13)$$

де:

$$\vec{q}_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) CA; \quad \vec{p}_i = DM - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) BD; \quad \vec{a}_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) (CA + BD) \quad (3.14)$$

Так само й для індукованих поділом джерел швидкостей маємо наступне рівняння:

$$\vec{V}^\sigma = \sum_{i=1}^N \vec{V}_i^\sigma \vec{\sigma}_i \quad (3.15)$$

де:

$$\vec{\sigma}_i = \frac{1}{N}; \quad \vec{V}_i^\sigma = \frac{1}{4\pi} \frac{[\vec{a}_i \times \vec{q}_i] \times \vec{a}_i}{|\vec{a}_i \times \vec{q}_i|^2 |\vec{a}_i|} \left[\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] + \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{a}_i}{|\vec{a}_i|} \left[\frac{1}{|\vec{p}_i|} - \frac{1}{|\vec{q}_i|} \right] \quad (3.16)$$

Дані вирази, за допомогою яких описується збурення швидкості потоку від наявності вихорів, набагато легші для обчислення й займають менше часу при розрахунку їх електронними системами обчислення. На противагу їм алгоритми у яких пропонується розрахунок значень інтегралів від безперервних шарів у гранях панелей, набагато громіздкі, хоча й дають точніший результат. Однак у даній роботі витрати часу на розрахунок знизилися дуже суттєво, без значних втрат точності.

Застосування дискретного аналога у виді відрізків дозволяє розширити можливості у геометричному описі поверхні, та знімає досить вагову лінійку обмежень властивих інакшим методам, що базуються на формі панелі,

Вихрові лінії циркуляції і нескінченної інтенсивності криволінійного характеру моделюють пелену за крило. Такі лінії зриваються з задніх і бічних кінців крила.

Для спрощення розрахунку вони замінюються на систему вихрових відрізків. Враховуючи поставлену задачу, такі відрізки сполучаються напівнескінченими відрізками і спрямовуються уздовж швидкості незбуреного потоку.

Форма вихрової пелени у зоні ближнього сліду розраховується за допомогою метода ітерації. Суть методу по-кроково наступна:

Задається початкова наближена форма геометрії пелени;

У лінійному виді розв'язується задача обтікання;

На поверхні ЛА шукаються розподілені інтенсивності властивостей;

Напрямок кожного відрізка змінюється завдяки коригуванню його положення. Це необхідно для збігу напрямків вектора швидкості в його середині;

При отриманні збігу векторів швидкості за формою пелени, починається повторний цикл, у якому розв'язується задача обтікання, при якому враховуються геометричні зміни форми пелени.

Процес вважається закінченим у разі визначення форми вихрової пелени, її інтенсивностей та гідродинамічних особливостей. Дані знайдені параметри визначають сумарні та розподілені аеродинамічні характеристики ЛА.

Також особливістю теорії вихрових потоків є наявність вихору, що практично лежить на відрізку дискретного вихору. Для запобігання таким ситуаціям, приймається штучна в'язкість, що має вид ядра вихору. Як варіант можна застосувати аналітичну функцію, при наближенні якої до відрізка власна збурена швидкість буде рівна нулю, а у випадку віддалення на приблизно два радіуси – дискредитація прагнимо до точного значення за формулою Біо-Савара-Лапласа.

Під час розв'язання завдання з обтікання тіла, необхідно виявити величини властивостей на поверхні компонування, гранях струменів і активних перетинів. Також потрібно погодитися з формами вихрової пелени і струменів,

що стікають з кінців несучих поверхонь. Така задача приймає вид нелінійної через відсутність даних стосовно граней, і має розв'язуватися ітераційним методом.

При нульовому наближенні ми приймаємо вихрову завісу плоскою, і погоджуємося з тим, що вона спрямована по швидкості незбуреного потоку. Струмені завіси у такому випадку матимуть вигляд циліндрів, перетин яких буде збігатися з формою вихідного перетину гвинта чи мотогондолі.

Прийmemo рівною інтенсивність вихрової завіси на поверхні струменя як:

$$\tilde{\gamma}^{(0)} = \tilde{V}_{J\infty} - V_{\infty} \quad (3.17)$$

Тепер щільність шару завіси на активному перетині визначається формулою:

$$\tilde{V}_{na}^{(0)} = (\tilde{V}_{J\infty} + V_{\infty}) / 2 \quad (3.18)$$

Завихреність буде відсутня на активному перетині при нульовому наближенні. Наступною задачею стане визначення інтенсивності особливостей на панелях, компоновання яких буде забезпечувати не протікання, при даній формі граней струменя, у контрольних точках. Для такої задачі використовується система лінійних рівнянь для невідомих властивостей на панелях компоновання γ_s :

$$[A]\bar{\gamma}_s + [B_J]\bar{\gamma}_J = 0 \quad (3.19)$$

Наступним буде визначення поле швидкостей у контрольних точках на панелях компоновки, струменів та активних перетинів, і головне, у точках що знаходяться на вихрових відрізках, за допомогою яких і працюється вихрова завіса. Для визначення нових граней струменів, їх розподілу особливостей і зміни форми вихрової пелени, використовується отримані раніше значення швидкостей та їх напрям.

З наведених систем рівнянь невідомих інтенсивностей на кожній панелі, можна знайти інтенсивності особливостей на панелях утворених струменів. Цей процес продовжується до моменту досягнення збігу, ступінь якого визначається за відмінністю у розподілах особливостей по поверхні ЛА та струменю двигуна.

Найважчим для розрахунку може бути випадок, коли струмінь двигуна перетинається з елементами планера такими як крило чи ГО.

Ситуація, коли попадання однієї з контрольних точок струменя у зону, що знаходиться біля дискретного вихору розташованому на поверхні компонування, вимушує застосовувати особливість швидкості $v \sim 1/r^2$.

У результаті, знайшовши розподіл тиску по досліджуваній поверхні апарату буде поставлено питання приведення його до натурних величин. Першим кроком пропонуваної методики є визначення параметру корекції тиску розподіленого по поверхні до натурального, оскільки вірність інтегральних аеродинамічних коефіцієнтів це наслідок того, що обраний розрахунковий розділ тертя і тиску є задовольняючим умови поставленої задачі.

Якщо узагальнити, параметр корекції можна записати як відносну функцію:

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{Cp^X_{-\varepsilon}(x)}{Cp^X_{-P}(x)} \quad (3.20)$$

де:

$Cp^X_{-P}(x); Cp^X_{-\varepsilon}(x)$ - похідні коефіцієнта розподіленого тиску по хорді, отримані для чисельного і натурального експерименту;

$F_A(x, y, \dots, n)$ - параметр корекції, функція n кількості параметрів впливу на об'єкт, прикладом може бути стан поверхні, зовнішні умови, геометрія тощо.

Знайти параметр корекції можна за допомогою порівняння результатів досліджень вагових та дренажних випробувань моделі, та чисельного моделювання обтікання відсіків крил та їх механізації у якості функціонального поля з n кількістю вимірів

Коефіцієнт тиску місцевого значення визначається за допомогою формули:

$$Cp_{-H}(x) = Cp^X_{-\varepsilon}(x) * F_A(x, y, \dots, n) * x + Cp_{-H}(x=0) \quad (3.21)$$

Результат подібного розрахунку представляється у виді епюри розподілу коефіцієнта тиску по хорді дренажу, чи перетину який розраховується.

На будь-якій точці що лежить на поверхні можна представити коефіцієнт тиску у виді :

$$Cp_i = 1 - \left(\frac{V_i}{V_\infty} \right)^2 = 1 - \frac{a^* x}{V_\infty^2} \quad (3.22)$$

де:

V_i - швидкість потоку в досліджуваній точці;

V_∞ - швидкість потоку у рамках нескінченності.

Квадрат швидкості потоку записують у виді:

$$V_i = a^* t; \quad V_i = \frac{x}{t}; \quad V_i^2 = a^* x \quad (3.23)$$

де :

x – шлях яка пройду частинка від моменту початку розгону;

a - середнє прискорення частинки на досліджуваній ділянці розгону.

У результаті :

$$Cp_i = 1 - \frac{a^* x}{V_\infty^2} \quad (3.24)$$

Аналог серединного прискорення частинки рідини на досліджуваній ділянці розгону буде похідною даного параметра за траєкторією руху частинки.

$$Cp_i^x = - \frac{a}{V_\infty^2} \quad (3.25)$$

Співвідношення серединного прискорення експериментального виду $a_{cp-\varepsilon}(x)$ до серединного прискорення $a_{cp-p}(x)$ на досліджуваній ділянці дорівнює співвідношенню епюр розподіленого тиск, що були отримані за допомогою розрахункових методів та експериментів.

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{Cp^x_\varepsilon(x)}{Cp^x_p(x)} = \frac{a_{cp-\varepsilon}(x)}{a_{cp-p}(x)} \quad (3.26)$$

Частина газу буде працювати механічно з тілом що обтікається на досліджуваній ділянці її траєкторії. На цій ділянці виконується заміна кількості руху та її переходу у виді кінетичної енергії, на зміну внутрішньої енергії й виконання роботи по переміщенню.

Загальний баланс енергії частинки рідини, яка буде елементарною можна записати як:

$$dQ = d\left(\frac{V^2}{2}\right) + di + g^* dz + dL \quad (3.27)$$

де:

di – загальна зміна тепловмісту;

dL – виконувана робота зовнішніх сил;

dQ – загальна зміна кількості тепла;

$d\left(\frac{V^2}{2}\right)$ – загальна зміна кінетичної енергії;

$g^* dz$ – загальна зміна потенційної енергії;

Виводимо рівняння Бернуллі для механічної енергії потоку газу за допомогою припущення, що обтікаючий тіло газ є адіабатичним, а також виходячи з першого закону термодинаміки, виключаємо теплові функції:

$$L_{\infty-x} + \left(\frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2}\right) + \frac{p_x - p_\infty}{g} + g^*(z_x - z_\infty) + L_{TP\infty-x} = 0 \quad (3.28)$$

Робимо припущення, що статичний тиск досліджуваного потоку початку розгону і на відомій ділянці буде рівний, прийmemo сталість питомої енергії сил тиску:

$$\frac{p_x}{g} = \frac{p_\infty}{g} = const; \quad \frac{p_x - p_\infty}{g} = 0 \quad (3.29)$$

Висота ліній траєкторії частинок що обтікають крило та його механізацію на ділянці розгону та гальмування відносно до висоти польоту що є загальною, матиме більше чотирьох порядків малості включно. Як наслідок ми можемо нехтувати зміною потенційної енергії:

$$g^* z_x \approx g^* z_\infty; \quad g^*(z_x - z_\infty) = 0. \quad (3.30)$$

Наслідком цього стане зведення рівняння Бернуллі до суми робіт технічних, сил тертя, а також кінетичних енергій, на ділянці розгону та гальмування:

$$L_{\infty-x} + \left(\frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2}\right) + L_{TP\infty-x} = 0 \quad (3.31)$$

Сумарну роботу запишемо у виді:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = \int_0^x F_{\Sigma}(x) ds = \int_0^x F_{\Sigma CP} ds \quad (3.32)$$

У якому:

F_{Σ} - результуюча сила, діюча на частинку потоку, що змінює положення у напрямку траєкторії руху.

Згідно за першим законом Ньютона сила, що діє на тіло постійної маси в даний момент часу, ми можемо представити у виді:

$$F_{\Sigma}(t) = m * a(t) ;$$

$$\text{Чи } F_{\Sigma cp}(x) = m * a_{cp}(x) :$$

Або в проекції на напрям n :

$$F_{\Sigma cp_n}(x) = m * a_{cp_n}(x) \quad (3.33)$$

Отже, з виходячи з отриманих даних, проекції аеродинамічних сил що проектуються на швидкісну СК, можна записати як:

$$Y = m * a_{cp_y} = C_y * q * S = q * S * \int_0^1 C_p(x) dx \quad (3.34)$$

У той час як параметр корекції сили діючої уздовж напрямку осі Оу можна записати у виді співвідношень площ епюр тиску що розподіляється до хорди тіла обтікання.

А шуканий параметр корекції сили, яка діє в напрямку осі Оу може бути виражений як співвідношення площ епюр розподіленого тиску до хорди тіла обтікання:

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{Cp^x_{\Delta}(x)}{Cp^x_P(x)} = \frac{a_{cp_y}(x)}{a_{cp_P}(x)} = \frac{Y_{\Delta}}{Y_P} = \frac{C_{y_y} * q * S}{C_{y_P} * q * S} = \frac{\int_0^1 Cp(x)_{\Delta} dx}{\int_0^1 Cp(x)_{-P} dx} \quad (3.35)$$

Сума роботи виконуваних на ділянці:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = m * a_{cp}(x) \int_0^x ds = m * a_{cp}(x) * x \quad (3.36)$$

Для тіла з масою рівною одиниці:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = a_{cp}(x) * x \quad (3.37)$$

Кінетична енергія частинки первісного виду з масою рівною одиниці:

$$E_{\infty} = \frac{V_{\infty}^2}{2} \quad (3.38)$$

В даній точці поверхні значення кінетичної енергії буде рівне:

$$E_x = \frac{V_x^2}{2} \quad (3.39)$$

Рівняння Бернуллі показують що потік газу у загальному виді для питомих механічних енергій буде:

$$E_{\infty} - E_x = -a_{cp}(x) * x \quad (3.40)$$

Також можна підставити значення отриманої раніше похідної коефіцієнта тиску Cp_i^x :

$$-a_{cp}(x) = V_{\infty}^2 * Cp_i^x ; L_{\infty-x} + L_{TP_{\infty-x}} = -V_{\infty}^2 * Cp_i^x * x ;$$

$$Cp_i^x = -\frac{L_{\infty-x} + L_{TP_{\infty-x}}}{V_{\infty}^2 * x} = A_{V_{\infty}} * (L_{\infty-x} + L_{TP_{\infty-x}}) = A_{V_{\infty}} * (E_{\infty} - E_x) \quad (3.41)$$

Як бачимо з даної формули, значення отриманої раніше похідної КТ Cp_i^x є результатом втрати первісної кінетичної енергії частинки E_{∞} . Енергія була витрачена на здійснення робіт сил тертя і тиску, які виконується часткою газу на ділянці розгону та гальмування. Тепер КТ Cp_i можна записати у якості співвідношення кінетичних енергій потоку :

$$Cp_i = 1 - \left(\frac{V_i}{V_{\infty}} \right)^2 = 1 - \frac{E_x}{E_{\infty}} \quad (3.42)$$

Для наочності нижче прикріплено малюнок, за яким можна оцінити витрати кінетичної енергії (Рис. 3.2)



Рис. 3.2 Схематичне зображення витрати кінетичної енергії при адіабатичному русі частинки.

Однак значення коефіцієнта тиску не буде достатньо коректним, оскільки при застосуванні будь-якого чисельного методу моделювання компоновки крила для задовільного обтікання схема витрат кінетичної енергії завжди буде відмінна від реальних експериментальних даних як кількісно, так і якісно.

Загалом, збільшення значень епюр розподіленого тиску тягне за собою й помилковість коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів ЛА.

Під час процесу обтікання у реальних умовах польоту можна виразити роботу опору у якості суми фізичних компонентів:

$$L_{x\Sigma} = L_{xp} + L_{xi} + \Delta L_{xturb} + \Delta L_{xнест} + \Delta L_{xвр} + \Delta L_{xсж} \quad (3.43)$$

Нижче представлено схематичне уявлення спільної роботи сил тиску Рис. 3.3:

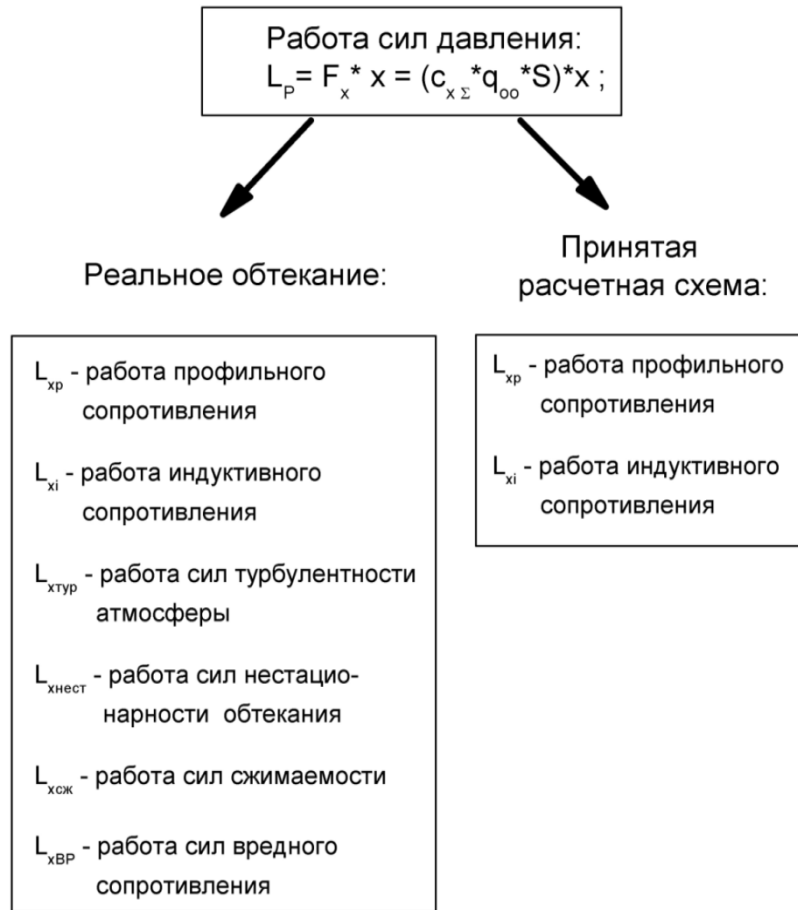


Рис. 3.3 Складові роботи сил тиску, визначена базовим методом чисельної аеродинаміки.

Стан поверхні тіла що обтікається, а також швидкість і сам вид течії у прикордонному шарі є ключовими факторами що впливають на роботу сил тертя:

$$L_{xTP} = c_f * q * S * x \quad (3.44)$$

Треба зауважити що C_f є функцією від числа Рейнольдса.

Завдяки обраному методу розрахунку поставленої задачі, розв'язання включає в себе безвідривне ламінарне обтікання поверхні, у той час як коефіцієнт опору тертя для такої течії можна визначити за допомогою формули:

$$C_f = \frac{0.66}{\sqrt{\text{Re}_x}} \quad (3.44)$$

Коефіцієнт опору тертя для плоскої турбулентної течії можна знайти за формулою:

$$C_f = 2 * \frac{0.116}{\text{Re}_x^{0.2}} * \left(\frac{\delta^{**}}{\delta} \right)^{0.2} * \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} * M^2 \right)^{0.6}}{\left(1 + 0.75 * \frac{k-1}{2} * M^2 \right)^{1.05}} * \bar{T}_w^{0.6} * \left(\frac{2}{1 + \bar{T}_w} \right)^{1.05} \quad (3.45)$$

У якій:

$\frac{\delta^{**}}{\delta}$ - відносна товщини витрати імпульсу турбулентного шару на гранях тіла.

Re_x - місцеве число Рейнольдса;

$\bar{T}_w = \frac{T^*}{T_0}$ - відносна температура потоку;

M_x - місцеве число Маха;

Узагальнюючи наведену вище інформацію можна привести схему запропонованої методики розрахунку аеродинамічних характеристик (Рис 3.4).



Рис. 3.4 Алгоритм методики розрахунку аеродинамічних характеристик

3. Побудова розрахункових моделей компонування

3.1 Технічна документація літака

Для виконання поставленого завдання з дослідження інтегрального компонування крила та підкосу та визначення розрахунку зовнішніх аеродинамічних навантажень на конструкцію літака, в даній роботі використана геометрія літака Дельфін вітчизняного виробництва.

Характерні розміри і масові характеристики літака, що використані в цій роботі наведені нижче:

| | |
|---------------------------------------|-------------|
| Злітна вага (маса): | |
| нормальний - 1225 кг; | 1225 кг; |
| навчальний варіант 1100 кг | 1100 кг |
| Геометричні розміри літака: | |
| Розмах, м | 9,976 |
| Довжина, м | 7.858 |
| Висота на стоянці, м | 3,005 |
| крило: | |
| Профіль крила | NACA-64.215 |
| Площа крила м ² | 13,3 |
| Сах, м | 1,42 |
| Поперечний V крила | 6 ° 56 ' |
| Кут атаки інсталяційний | 3 ° 14 ' |
| елерон: | |
| Розмах одного елерона, м | 1,80 |
| Площа одного елерона м ² | 0,60 |
| закрилки: | |
| Розмах одного закрилка, м | 2,05 |
| Площа одного закрилка, м ² | 0,86 |
| стабілізатор: | |
| Профіль стабілізатора і РВ | NACA-66.012 |

| | |
|-------------------------------------|-------|
| Розмах, м | 3,562 |
| Площа стабілізатора, м ² | 2.94 |
| Площа керма висоти, м ² | 1,27 |
| Кіль і кермо напряду | |
| Висота, м | 1,42 |
| Площа, м ² | 1,50 |
| Площа керма напряду, м ² | 0.59 |
| двигун: | |
| потужність к.с. | 230 |
| повна заправка л | 174 |

Зовнішній вигляд представлений нижче на рис. 3.1:

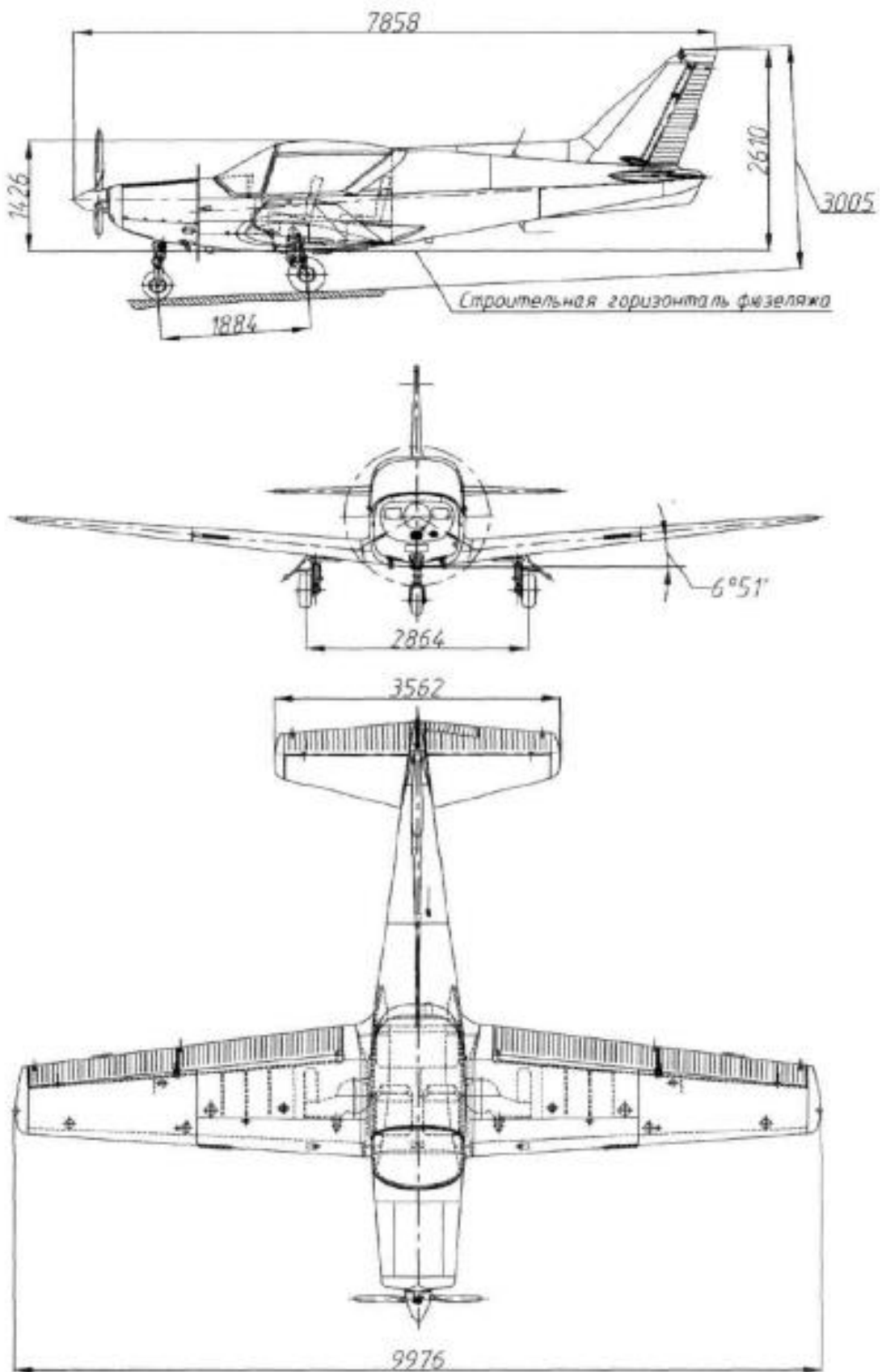


Рис. 3.1 Літак С09 «Дельфін». Загальний вигляд.

3.2 Аеродинамічні характеристики.

Для оцінки міцності вузлів і агрегатів літака УТС «Дельфін» відповідно до вимог FAR-23 використовуються залежно $C_y(\alpha)$ крила літака, літака в повній компонованні в незбалансованому стані, а також залежно $C_y(\alpha)$ його горизонтального оперення. Залежність $C_y(\alpha)$ ізольованого крила з прибраній і відхиленою механізацією представлена нижче в табл.3.1 і на рис. 3.2:

Табл. 3.1. Літак С09 «Дельфін». Залежність $C_y(\alpha, \delta_3)$. ізольоване крило

| α | C_y | | |
|----------|-------|-------|---------|
| | крейс | зліт | посадка |
| -18 | -1.87 | -1.31 | -1.12 |
| -16 | -1.65 | -1.12 | -0.92 |
| -14 | -1.43 | -0.92 | -0.72 |
| -12 | -1.21 | -0.72 | -0.53 |
| -10 | -0.99 | -0.52 | -0.33 |
| -8 | -0.77 | -0.32 | -0.13 |
| -6 | -0.55 | -0.12 | 0.07 |
| -4 | -0.33 | 0.08 | 0.27 |
| -2 | -0.11 | 0.28 | 0.47 |
| 0 | 0.11 | 0.48 | 0.67 |
| 2 | 0.33 | 0.68 | 0.87 |
| 4 | 0.55 | 0.88 | 1.07 |
| 6 | 0.77 | 1.08 | 1.27 |
| 8 | 0.97 | 1.28 | 1.47 |
| 10 | 1.13 | 1.48 | 1.67 |
| 11.86 | 1.24 | 1.68 | 1.86 |
| 13 | 1.28 | 1.78 | 1.99 |
| 14 | 1.32 | 1.84 | 2.04 |
| 15 | 1.34 | 1.87 | 2.04 |
| 16 | 1.35 | 1.85 | 2 |

| | | | |
|------|------|------|------|
| 16.5 | 1.35 | 1.79 | 1.94 |
| 17 | 1.35 | 1.71 | -- |
| 17.5 | 1.35 | -- | -- |
| 18 | 1.34 | -- | -- |
| 18.5 | 1.31 | -- | -- |
| 19 | 1.27 | -- | -- |
| 19.5 | 1.22 | -- | -- |

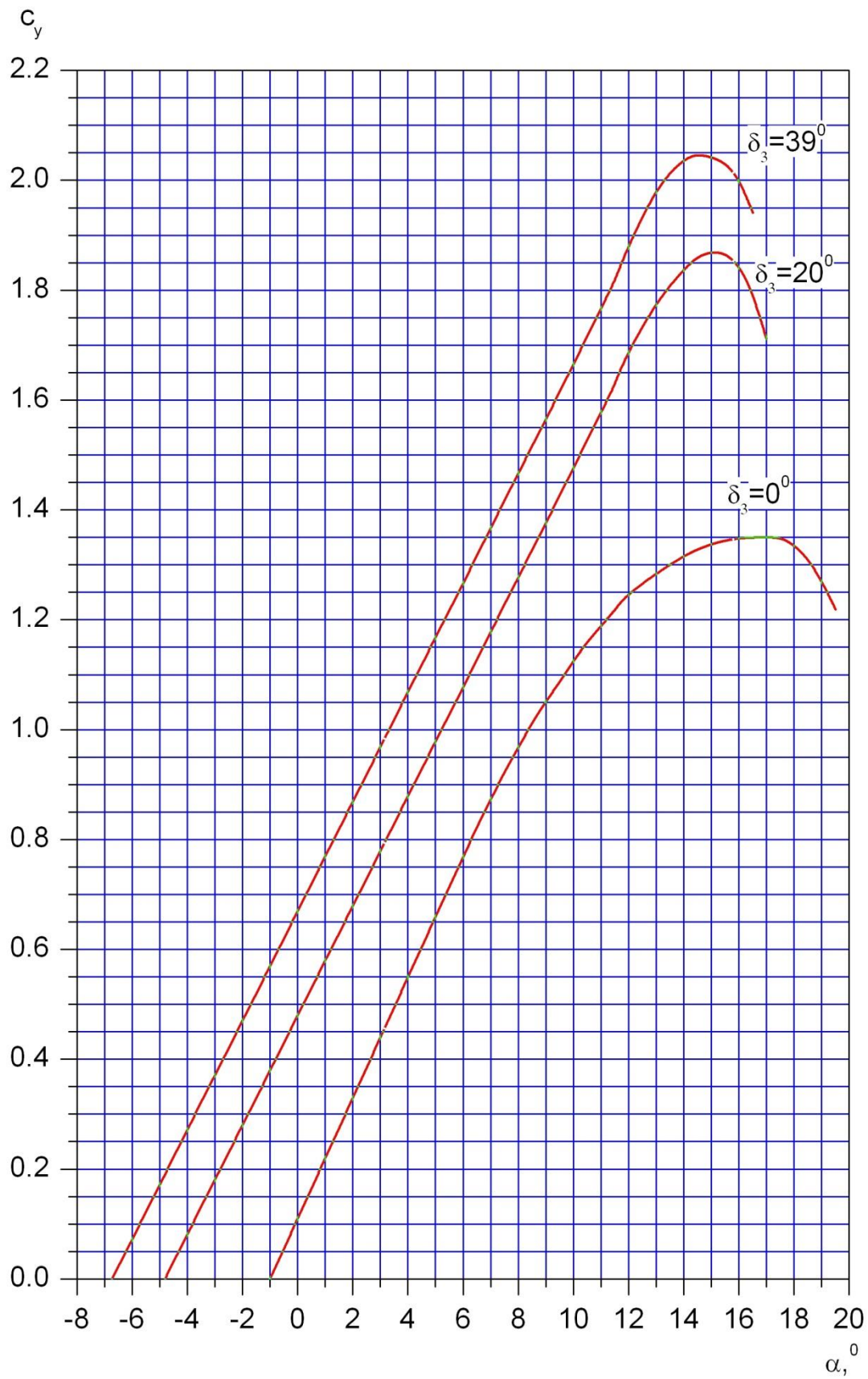


Рис. 3.2 Літак С09 «Дельфін». Залежність C_y (α , δ_3).

ізолюване крило

Залежність $C_y(\alpha)$ літака в повній компоновці в незбалансованому стані з прибраній і відхиленою механізацією представлена нижче в табл.3.2 і на рис. 3.3:

Табл.3.2. Літак С09 «Дельфін». Залежно $C_y(\alpha, \delta_3)$. Повна компоновка. Далеко від землі.

| α | C_y | C_y | |
|----------|-------|-------|---------------|
| | | крейс | взлет посадка |
| -18 | -2.1 | -1.62 | -1.46 |
| -16 | -1.86 | -1.4 | -1.24 |
| -14 | -1.62 | -1.18 | -1.02 |
| -12 | -1.39 | -0.96 | -0.8 |
| -10 | -1.15 | -0.74 | -0.58 |
| -8 | -0.91 | -0.52 | -0.36 |
| -6 | -0.67 | -0.3 | -0.14 |
| -4 | -0.43 | -0.08 | 0.08 |
| -2 | -0.19 | 0.14 | 0.3 |
| 0 | 0.05 | 0.36 | 0.52 |
| 2 | 0.29 | 0.58 | 0.73 |
| 4 | 0.53 | 0.8 | 0.95 |
| 6 | 0.77 | 1.01 | 1.17 |
| 8 | 0.99 | 1.23 | 1.39 |
| 10 | 1.16 | 1.45 | 1.61 |
| 11.86 | 1.3 | 1.67 | 1.83 |
| 13 | 1.35 | 1.78 | 1.96 |
| 14 | 1.39 | 1.85 | 2.02 |
| 15 | 1.42 | 1.9 | 2.04 |
| 16 | 1.44 | 1.88 | 2.01 |
| 16.5 | 1.45 | 1.84 | 1.95 |
| 17 | 1.45 | 1.76 | -- |

| | | | |
|------|------|----|----|
| 17.5 | 1.46 | -- | -- |
| 18 | 1.45 | -- | -- |
| 18.5 | 1.43 | -- | -- |
| 19 | 1.4 | -- | -- |
| 19.5 | 1.35 | -- | -- |

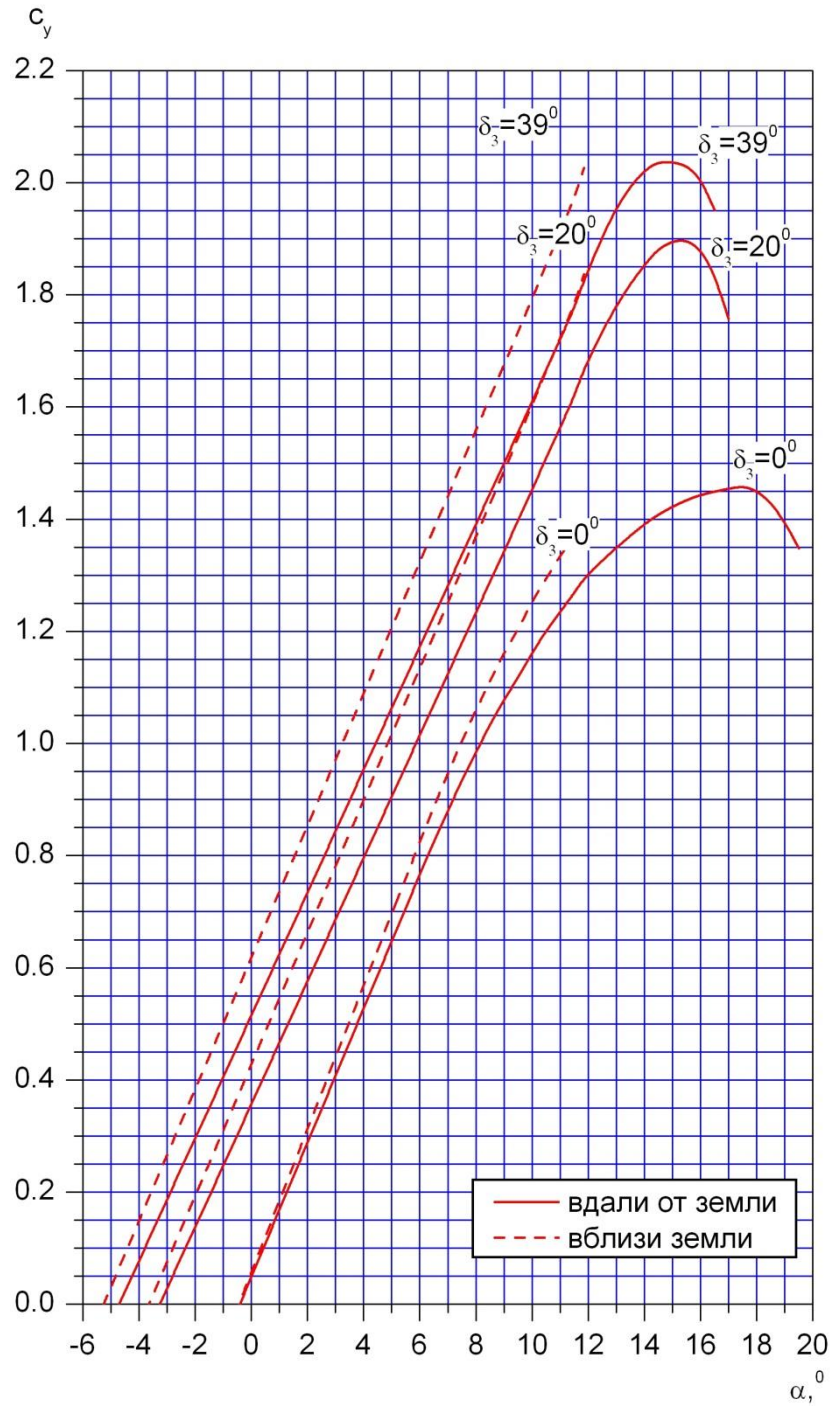


Рис. 3.3. Літак С09 «Дельфін». Залежність C_y (α , δ_3).

ПОВНА КОМПОНОВКА

Залежність $C_y(\alpha)$ горизонтального оперення літака С09 «Дельфін», віднесена до власної планової площі ГО представлена нижче в табл.3.3 і на рис. 3.4:

Табл.3.3. Літак С09 «Дельфін». Залежність $C_y(\alpha)$ ГО. Прийнято для будь-яких змін. Віднесено до СГО.

| α | C_y |
|----------|-------|
| 0 | 0 |
| 2 | 0.2 |
| 4 | 0.4 |
| 6 | 0.6 |
| 8 | 0.8 |
| 10 | 1 |
| 12 | 1.19 |
| 13 | 1.15 |

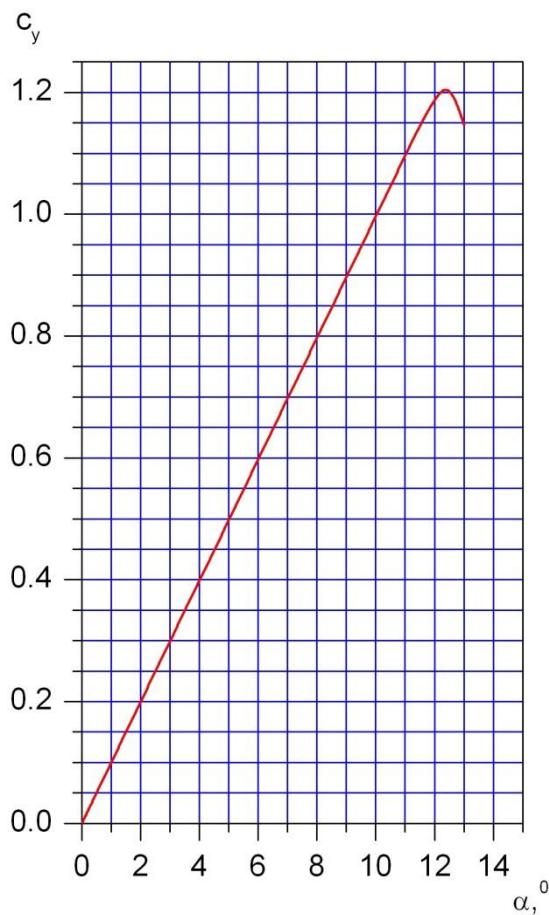


Рис.3.4. Літак С09 «Дельфін». Залежність $C_y(\alpha)$ ГО.

Приведено до повної площі ГО.

Залежності коефіцієнта поздовжнього моменту літака без горизонтального оперення $m_{Z\text{БГО}}(\alpha)$ з прибраній і відхиленою механізацією крила представлена нижче в табл.3.4 і на рис. 3.5:

Табл.3.4. Літак С09 «Дельфін». Залежно $m_{Z\text{БГО}}(\alpha, \delta_3)$. БГО

| α | $m_{Z\text{БГО}}$ | | |
|----------|-------------------|-------|---------|
| | крейс | взлет | посадка |
| -6 | -0.11 | -0.16 | -0.14 |
| -4 | -0.09 | -0.14 | -0.11 |
| -2 | -0.06 | -0.11 | -0.08 |
| 0 | -0.04 | -0.08 | -0.05 |
| 2 | -0.01 | -0.04 | -0.02 |
| 4 | 0.02 | -0.01 | 0.01 |
| 6 | 0.05 | 0.02 | 0.04 |
| 8 | 0.08 | 0.05 | 0.06 |
| 10 | 0.1 | 0.06 | 0.08 |
| 11.86 | 0.12 | 0.07 | 0.1 |
| 13 | 0.14 | 0.07 | 0.1 |
| 14 | 0.15 | 0.08 | 0.11 |
| 15 | 0.16 | 0.09 | 0.13 |
| 16 | 0.18 | 0.11 | 0.15 |

Залежності коефіцієнта поздовжнього моменту незбалансованого літака в повній компоновці $m_Z(\alpha)$ з прибраній і відхиленою механізацією крила представлена нижче в табл.3.5 і на рис. 3.5:

Табл.3.5. Літак С09 «Дельфін». Залежно $m_Z(\alpha, \delta_3)$. Повна компоновка. Далеко від землі.

| α | m_Z | | |
|----------|-------|-------|---------|
| | крейс | взлет | посадка |
| -6 | 0.23 | 0.36 | 0.48 |
| -4 | 0.2 | 0.33 | 0.45 |
| -2 | 0.17 | 0.3 | 0.42 |
| 0 | 0.14 | 0.28 | 0.39 |
| 2 | 0.11 | 0.25 | 0.36 |
| 4 | 0.08 | 0.23 | 0.34 |
| 6 | 0.06 | 0.2 | 0.31 |
| 8 | 0.03 | 0.17 | 0.28 |
| 10 | -0.01 | 0.13 | 0.24 |
| 11.86 | -0.03 | 0.08 | 0.2 |

| | | | |
|----|-------|------|------|
| 13 | -0.05 | 0.05 | 0.18 |
| 14 | -0.07 | 0.03 | 0.16 |
| 15 | -0.08 | 0.01 | 0.14 |
| 16 | -0.09 | 0.01 | 0.14 |

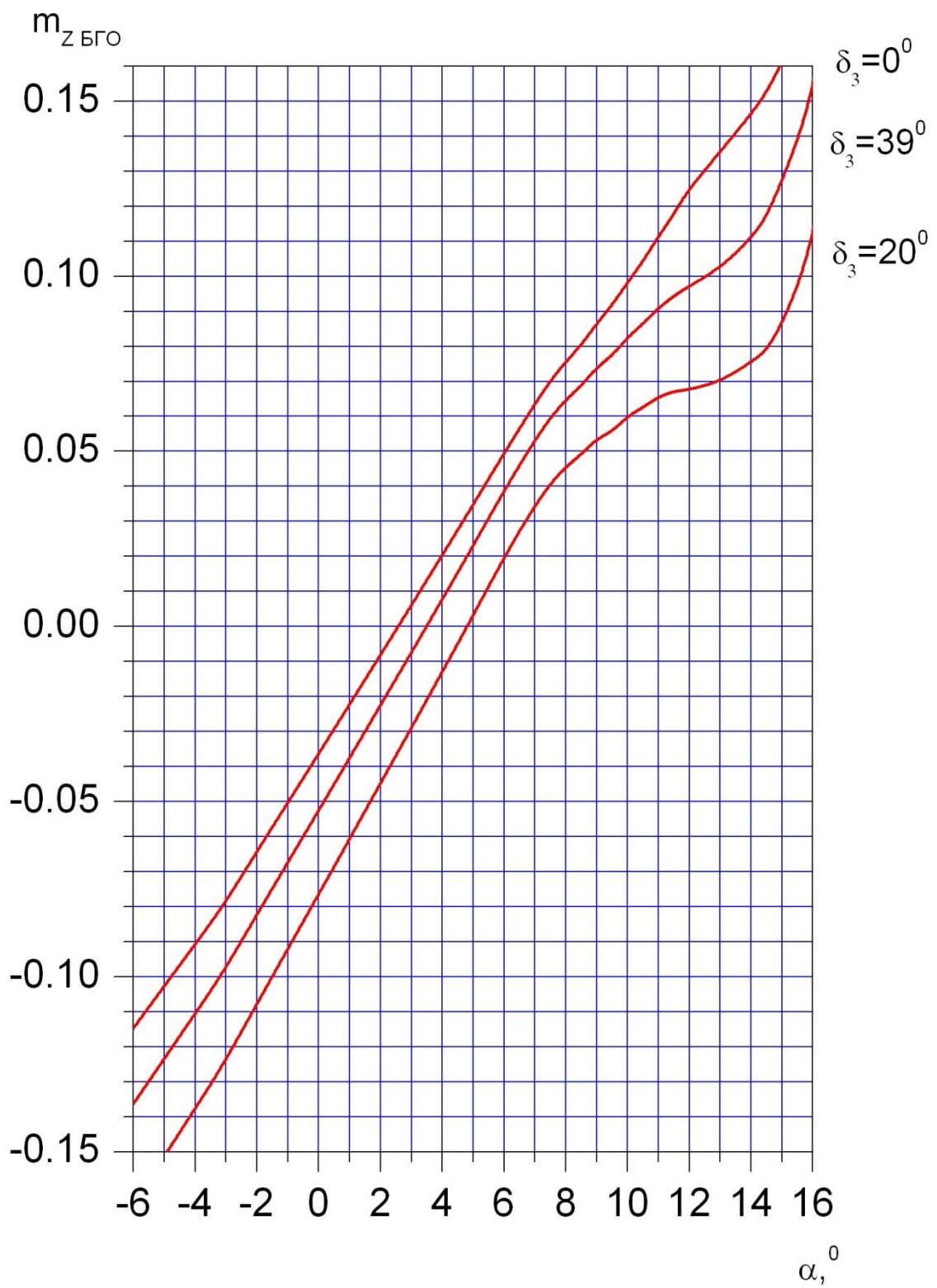


Рис.3.5. Літак С09 «Дельфін». Залежність $m_{z_{БГО}}$ (α , δ_3).
ізолюване крило

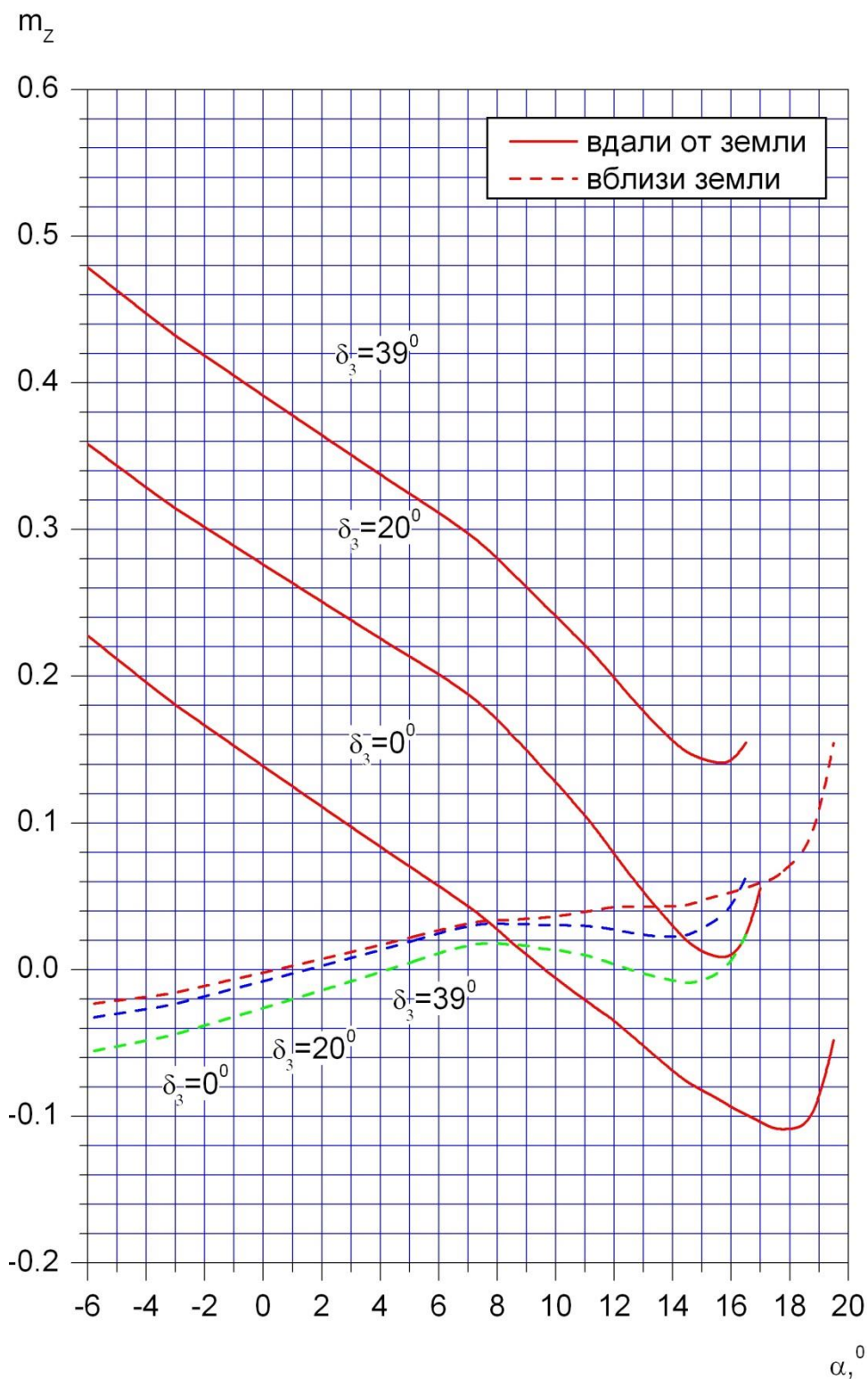


Рис.3.6. Літак С09 «Дельфін». Залежність m_z (α , δ_3).

повна компоновка

Значення аеродинамічних похідних, необхідних для визначення нормальної складової аеродинамічної перевантаження від вертикальних поривів вітру представлено нижче в таблиці 3.6.

Таблиця 3.6 Літак С09 «Дельфін». аеродинамічні похідні

| конфігурація | C_{ya}^{α} град ⁻¹ (1/рад) | | |
|-------------------------|--|----------------|------------------|
| | Ізольоване крило | ГО | Повна компоновка |
| $\delta_3 = 0$ | 0,1098 (6.29) | 0,0315 (1,805) | 0,1195 (6,85) |
| $\delta_3 = 20^{\circ}$ | 0,1 (5.73) | | 0,1098 (6.29) |
| $\delta_3 = 39^{\circ}$ | 0,1 (5.73) | | 0,1098 (6.29) |

3.3 Характерні швидкості польоту

Розрахунок характерних швидкостей польоту літака С09 «Дельфін», необхідних для проведення проносної оцінки вузлів і агрегатів виконаний відповідно до розділу 23.335 АП-23. Всі характерні швидкості є індикаторними і визначені для максимальної польотної маси літака відповідно до 23.335 (а) (1).

23.335 (а) Розрахункова крейсерська швидкість V_C

мінімальне значення :

$$V_{c \min} = 27.7 \sqrt{\frac{G}{S}} = 27.7 \sqrt{92,1} = 266 [\text{км/ч}]$$

де: $\frac{G}{S} = \frac{1225}{13.3} = 92.1 \text{ кг / м}^2$ - максимальне навантаження на крило.

На підставі аеродинамічних вихідних даних і наданої дросельної характеристики двигуна на номінальному режимі роботи, (Н = 3000 м, СА) для максимальної польотної маси $G = 1225$ кг справжня збалансована швидкість крейсерського польоту складе:

$$V_{C \text{ БАЛ}} = 345 \text{ км/ч}$$

індикаторна:

$$V_{C \text{ БАЛ}} = 297 \text{ км/ч ИН}$$

За даними прототипу [JWA 2004-2005 стор 298] AirMassі SF-260 крейсерська індикаторна швидкість на 75% потужності двигуна на висоті 1830 м складає:

$$V_C^{\text{II}} = 296 \text{ км/ч ИН}$$

Для розрахунків міцності приймаємо індикаторне значення розрахункової крейсерської швидкості

$$V_C = 300 \text{ км/ч ИН}$$

23.335 (b) Розрахункова швидкість пікірування V_D

Мінімальне значення згідно [23.335 (b) (ii)]:

$$V_{D_{\min}} = 1.5 * V_{c_{\min}} = 1.5 * 266 = 399 [\text{км/ч}]$$

На підставі аеродинамічних вихідних даних і наданої дросельної характеристики двигуна на злітному режимі роботи, ($H = 0$, СА) для максимальної польотної маси $G = 1225$ кг справжня (і індикаторна) збалансована максимальна швидкість польоту складе:

$$V_{\text{МАХ БАЛ}} = 322 \text{ км/ч} = 322 \text{ км/ч ИН}$$

За даними прототипу [JWA 2004-2005, стор 298] AirMassi SF-260 максимальна індикаторна швидкість польоту на рівні моря в стандартній атмосфері становить:

$$V_{\text{МАХ}}^{\text{П}} = 337 \text{ км/ч ИН}$$

Для розрахунків міцності приймаємо індикаторне значення розрахункової швидкості пікірування

$$V_D = 400 \text{ км/ч ИН}$$

23.335 (c) Розрахункова маневрена швидкість V_A

мінімальне значення [23.335 (c) (2)]:

$$V_{A_{\min}} = V_s \sqrt{n_{y_{\text{МАХ}}}^{\ominus}} = 116 \sqrt{4.4} = 243 \text{ км/ч.}$$

де:

$V_s = 116$ км / год - швидкість звалювання літака в крейсерській конфігурації на рівні моря в СА з польотної масою 1 225 кгс;

$n_{y_{\text{МАХ}}}^{\ominus} = 4,4$ - максимальна маневрена експлуатаційна перевантаження, яка визначається для багатоцільових літаків в соотв. з [23.337 (a) (2)].

Оскільки [23.335 (c) (2)] не вимагає, щоб $V_A > V_C$, то при розрахунку зовнішніх навантажень приймаємо розрахункове значення V_A рівним:

$$V_A = 250 \text{ км / ч ИН.}$$

23.335 (d) Розрахункова швидкість при максимальній інтенсивності пориву
VB

Згідно [23.335 (d) (2)] можна прийняти значення розрахункової швидкості при максимальній інтенсивності пориву VB рівній розрахунковим значенням VC:

$$V_B = V_C = 300 \text{ км/ч ИН}$$

Максимальна не перевищує швидкість VNE

За даних літака-прототипу AirMassi SF-260:

$$V_{NE}^{\Pi} = 437 \text{ км/ч}$$

Значення максимальної не перевищує швидкості для літака C09 «Дельфін» приймається з урахуванням можливих відхилень в технології виробництва в порівнянні з прототипом AirMassi SF-260 рівним:

$$V_{NE} = 420 \text{ км/ч}$$

23.345 (b) Пристрої для збільшення підйомної сили. Розрахункова маневрена швидкість польоту з відхиленою механізацією VF повинна бути вище ніж більше з значень:

$$1.4 V_S = 1.4 * 116 = 162.4 \text{ км/ч}$$

$$1.8 V_{SF} = 1.8 * 96 = 172.8 \text{ км/ч}$$

де:

$V_{SF} = 96 \text{ км/год}$ ИН - швидкість звалювання літака з в посадковій конфігурації з масою 1225 кгс

Для розрахунку навантажень на агрегати літака з відхиленою механізацією приймаємо значення розрахункової маневреної швидкості з відхиленою механізацією VF рівним:

$$VF = 180 \text{ км / ч ИН.}$$

3.4. Аналіз навантажень на крило

Об'єкти аналізу:

Кореневе перетин крила, вузли кріплення консолі крила, вузли навішування закрилка і елерона.

допущення:

Згинальний момент сприймається вузлом стикування основного лонжерона і корневих перетином основного (середнього) лонжерона по бортовий нервюрі №14.

Перерізуюча сила сприймається корневих перетином основного (середнього) лонжерона по бортовий нервюрі №14. і вузлами навішування крила на передньому і задньому лонжеронах.

Враховується вплив на вигинає момент і поперечну силу зосередженої маси палива в крилі $G_{ТОП} = 64$ кгс і розподіленої маси конструкції консолі крила з паливним баком і основною опорою шасі $G_K = 50$ кгс. Точка прикладання відповідає координаті нервюрі № 9 по осі Z, $Z_{ТОП} + K = 2.25$ м.

Розрахункові навантаження:

Швидкість польоту: $V_c = 300$ км / ч ІН; перевантаження: $n_{YMAX} = +4,91$

Зовнішній момент вигину: $M_{XCq_{NC}} = 6006$ кг * м;

Зовнішня поперечна сила: $Q_{NC} = 2502.47$ кгс.

Розрахунковий вигинає момент в ПСС:

$$M_X^{ПСС} = M_{XCq_{NC}}^{ПСС} - (G_{ТОП} + G_K) * Z_{ТОП+K} = 6006 - (50 + 64) * 2.25 = 5750 \text{ кг*м};$$

Розрахунковий момент вигину у кореновому перерізі лонжерона:

$$M_X^{H14} = M_{XCq_{NC}}^{H14} - (G_{ТОП} + G_K) * (Z_{ТОП+K} - Z_{H14}) = 4380 - (50 + 64) * (2.25 - 0.65) = 4200 \text{ кг*м};$$

Розрахункова поперечна сила:

$$Q_N = Q_{NC} - (G_{ТОП} + G_K) = 2502.47 - (50 + 64) = 2388.5 \text{ кгс};$$

3.4.1 Стиковка крила з фюзеляжем.

Сумарне перерізують зусилля на полицях лонжерона:

$$N_{\text{л}} = \frac{M_{\text{XC} q_{\text{NC}}}}{2 * h_{\text{л}}} = \frac{5750}{2 * 0.312} = 9215 \text{ кгс.}$$

де: $h_{\text{л}} = 0,312$ м - висота полки лонжерона в кореневому перерізі.

Силовий елемент - болт 10-30-КД ОСТ131133-80.

Матеріал силового елемента - 30ХГСА.

Розрахункове зусилля на зріз (один болт) згідно табл.5.1:

$$[P_{\text{б}}] = 5440 \text{ кгс};$$

Загальна кількість перетинів, що працюють на зріз:

$$n = 11$$

Сумарний опір зрізу:

$$P_{\Sigma} = n * P_{\text{б}} = 11 * 5440 = 59840 \text{ кгс.}$$

Наявний запас міцності з'єднання

$$f = \frac{P_{\Sigma}}{N_{\text{л}}} = \frac{59840}{9215} = 6,5$$

3.4.2 Кореневий перетин лонжерона

Момент опору кореневого перетину лонжерона

$$W_{\text{XН14}} \approx 150 \text{ 271 мм}^3 = 1.503 * 10^{-4} \text{ м}^3$$

Напруга вигину кореневого перетину лонжерона:

$$\sigma_{\text{XН14}} = \frac{M_{\text{XН14}}}{W_{\text{XН14}}} = \frac{4200}{1.503 * 10^{-4}} = 27949425.1 \text{ кгс / м}^2 = 27.95 \text{ кгс / мм}^2$$

межа витривалості матеріалу полиць лонжерона

$$[\sigma_{\text{б}}] = 50 \dots 57 \text{ кгс / мм}^2;$$

Рекомендована межа міцності на розтяг-стиск:

$$[\sigma_{0.2}] = 0.4 * [\sigma_{\text{б}}] = 0.8 * 50 = 40 \text{ кгс / мм}^2;$$

Наявний запас міцності з'єднання

$$f = \frac{[\sigma_{\text{w}}]}{\sigma_{\text{XН14}}} = \frac{40}{27.95} = 1.43$$

3.4.3 Вузли стикування переднього і заднього лонжерона.

Розрахункова поперечна сила:

$$Q_{\text{N}} = 2388.5 \text{ кгс};$$

Болтове з'єднання:

Силові елементи - болти діаметром 10 і 8 мм ОСТ131133-80,

Матеріал силових елементів - 30ХГСА.

Розрахункове зусилля на зріз болтового з'єднання згідно табл.5.1:

$$[P_B] = 5440 + 3482 = 8922 \text{ кгс};$$

Наявний запас міцності болтового з'єднання:

$$f = \frac{[P_B]}{Q_N} = \frac{8922}{2388.5} = 3.74$$

Кронштейни навіски на шпангоутах №3 і №7

Силові елементи - пластини кронштейнів навішування на шпангоутах №3 і №7.

Матеріал силових елементів - Д16Т, $[\sigma_B] \geq 42 \text{ кгс / мм}^2$

$$[\tau_B] = 0.65 * [\sigma_B] = 27.3 \text{ кгс / мм}^2;$$

Сумарна площа кронштейнів, $F \approx 660 \text{ мм}^2$,

Наявний запас міцності кронштейнів:

$$f = \frac{[P_B]}{Q_N} = \frac{18018}{2388.5} = 7.54$$

3.4.4 Навішування закрilка.

Розрахункова поперечна сила:

$$Q_{N \text{ зк}} = 126.35 \text{ кгс.}$$

Болтове з'єднання:

Силові елементи - 2 болта діаметром 6 мм ОСТ131133-80,

Матеріал силових елементів - 30ХГСА.

Розрахункове зусилля на зріз болтового з'єднання згідно табл.5.1:

$$[P_B] = 2 * 1958 = 3916 \text{ кгс};$$

Наявний запас міцності болтового з'єднання:

$$f = \frac{[P_B]}{Q_N} = \frac{3916}{126.35} = 31$$

Кронштейни навіски:

Силові елементи - пластини кронштейнів навішування.

Матеріал силових елементів - Д16Т, $[\sigma_B] \geq 42 \text{ кгс / мм}^2$

$$[\tau_B] = 0.65 * [\sigma_B] = 27.3 \text{ кгс / мм}^2; [\sigma_w] = 0.25 * [\sigma_B] = 10.5 \text{ кгс / мм}^2;$$

Площа кронштейна, що працює на вигин (найменше кореневий перетин кронштейна):

$$F \approx 45 * 6 = 270 \text{ мм}^2,$$

Момент опору перетину (прямокутник $h \times b$):

$$W = \frac{1}{6} b * h^2 = \frac{1}{6} 6 * 45^2 = 2025 \text{ мм}^3;$$

Згинальний момент відносно небезпечного перетину:

$$M_Z = \frac{1}{2} Q_{N3K} * XK = \frac{1}{2} 126.35 * 100 = 6317.5 \text{ кгс} * \text{мм};$$

де:

$XK \approx 100$ мм - плече дії Q_{N3K} щодо небезпечного перетину.

Напруга вигину кореневого перетину плеча:

$$\sigma_z = \frac{M_z}{W_z} = \frac{6317.5}{2025} = 3.12 \text{ кгс} / \text{мм}^2$$

Наявний запас міцності кронштейна на вигин:

$$f = \frac{[\sigma_w]}{\sigma_z} = \frac{10.5}{3.12} = 3.36$$

Напруга зрізу кореневого перетину плеча:

$$\tau = \frac{1}{2} \frac{Q_{N3K}}{F} = \frac{1}{2} \frac{126.35}{270} = 0.23 \text{ кгс} / \text{мм}^2$$

Наявний запас міцності кронштейна на зріз:

$$f = \frac{[\tau_B]}{\tau} = \frac{27.3}{0.23} = 118$$

Запас міцності на зріз істотно більше запасу міцності на вигин, тому, беручи до уваги подібність конструкції кронштейнів навішування надалі розглядається тільки вигин вузлів навішування.

Площа кронштейна, що працює на вигин (найменше кореневий перетин кронштейна):

$$F \approx 90 * 3 = 270 \text{ мм}^2,$$

Момент опору перетину (прямокутник $h \times b$):

$$W = \frac{1}{6} b * h^2 = \frac{1}{6} 3 * 90^2 = 4050 \text{ мм}^3;$$

Згинальний момент відносно небезпечного перетину:

$$M_Z = \frac{1}{2} Q_N \text{ЗК} * \text{ХК} = \frac{1}{2} 126.35 * 100 = 6317.5 \text{ кгс} * \text{мм};$$

де:

ХК \approx 100 мм - плече дії QN ЗК щодо небезпечного перетину.

Напруга вигину кореневого перетину плеча:

$$\sigma_z = \frac{M_z}{W_z} = \frac{6317.5}{4050} = 1.56 \text{ кгс} / \text{мм}^2$$

Наявний запас міцності кронштейна на вигин:

$$f = \frac{[\sigma_w]}{\sigma_z} = \frac{10.5}{1.56} = 6.72$$

3.4.5 Навішування елерона.

Розрахункова поперечна сила:

$$Q_N \text{ЕЛ} = 124.8 \text{ кгс.}$$

Болтове ще з'єднання:

Силкові елементи - 2 болта діаметром 6 мм ОСТ131133-80,

Матеріал силових елементів - 30ХГСА.

Розрахункове зусилля на зріз болтового з'єднання згідно табл.5.1:

$$[P_B] = 2 * \text{тисяча дев'ятсот п'ятдесят вісім} = 3916 \text{ кгс};$$

Наявний запас міцності болтового з'єднання:

$$f = \frac{[P_B]}{Q_N} = \frac{3916}{124.8} = 32$$

Кронштейни навіски:

Силкові елементи - пластини кронштейнів навішування.

Матеріал силових елементів - Д16Т, $[\sigma_B] \geq 42 \text{ кгс} / \text{мм}^2$

$$[\tau_B] = 0.65 * [\sigma_B] = 27.3 \text{ кгс} / \text{мм}^2; [\sigma_w] = 0.25 * [\sigma_B] = 10.5 \text{ кгс} / \text{мм}^2;$$

Площа кронштейна, що працює на вигин (найменше кореневий перетин кронштейна):

$$F \approx 50 * 2 = 100 \text{ мм}^2,$$

Момент опору перетину (прямокутник hxb):

$$W = \frac{1}{6} b * h^2 = \frac{1}{6} 2 * 50^2 = 833 \text{ мм}^3;$$

Згинальний момент відносно небезпечного перетину:

$$MZ = \frac{1}{2} QN \text{ ЕЛ} * XK = \frac{1}{2} 124.8 * 48 = 2995.2 \text{ кгс} * \text{мм};$$

де:

$XK \approx 48 \text{ мм}$ - плече дії QN ЕЛ щодо небезпечного перетину.

Напруга вигину кореневого перетину плеча:

$$\sigma_z = \frac{M_z}{W_z} = \frac{2995.2}{833} = 3.6 \text{ кгс} / \text{мм}^2$$

Наявний запас міцності кронштейна на вигин:

$$f = \frac{[\sigma_w]}{\sigma_z} = \frac{10.5}{3.6} = 2.92$$

Площа кронштейна, що працює на вигин (найменше кореневе перетин кронштейна):

$$F \approx 90 * 3 = 270 \text{ мм}^2,$$

Момент опору перетину (прямокутник $h \times b$):

$$W = \frac{1}{6} b * h^2 = \frac{1}{6} 3 * 90^2 = 4050 \text{ мм}^3;$$

Згинальний момент відносно небезпечного перетину:

$$MZ = \frac{1}{2} QN \text{ ЕЛ} * XK = \frac{1}{2} 124.8 * 100 = 6240 \text{ кгс} * \text{мм};$$

де:

$XK \approx 100 \text{ мм}$ - плече дії QN ЗК щодо небезпечного перетину.

Напруга вигину кореневого перетину плеча:

$$\sigma_z = \frac{M_z}{W_z} = \frac{6240}{4050} = 1.54 \text{ кгс} / \text{мм}^2$$

Наявний запас міцності кронштейна на вигин:

$$f = \frac{[\sigma_w]}{\sigma_z} = \frac{10.5}{1.54} = 6.8$$

4. Аналіз результатів моделювання

4.1 Вибір оптимального видовження крила

У даному розділі приведені результати розрахунку за допомогою програми Pansim для різних варіантів видовження високопланового крила літака Дельфін. Для розрахунку використовувались варіанти крил з $\lambda = 0.75, 0.81, 10.87, 13.75$, а також оригінальне низькопланове видовження крила, дані якого наведені вище.

За допомогою обчислювальної програми Pansim були отримані дані стосовно коефіцієнтів підйомної сили та тертя а також моменти діючих сил залежно від кутів атаки у діапазоні α (-2:10). Отримані дані були апроксимовані, і на основі них були отримані значення аеродинамічної якості K , що буде використовуватись у подальшому.

Нижче на графіках наведені залежності необхідні для подальшого виконання роботи.

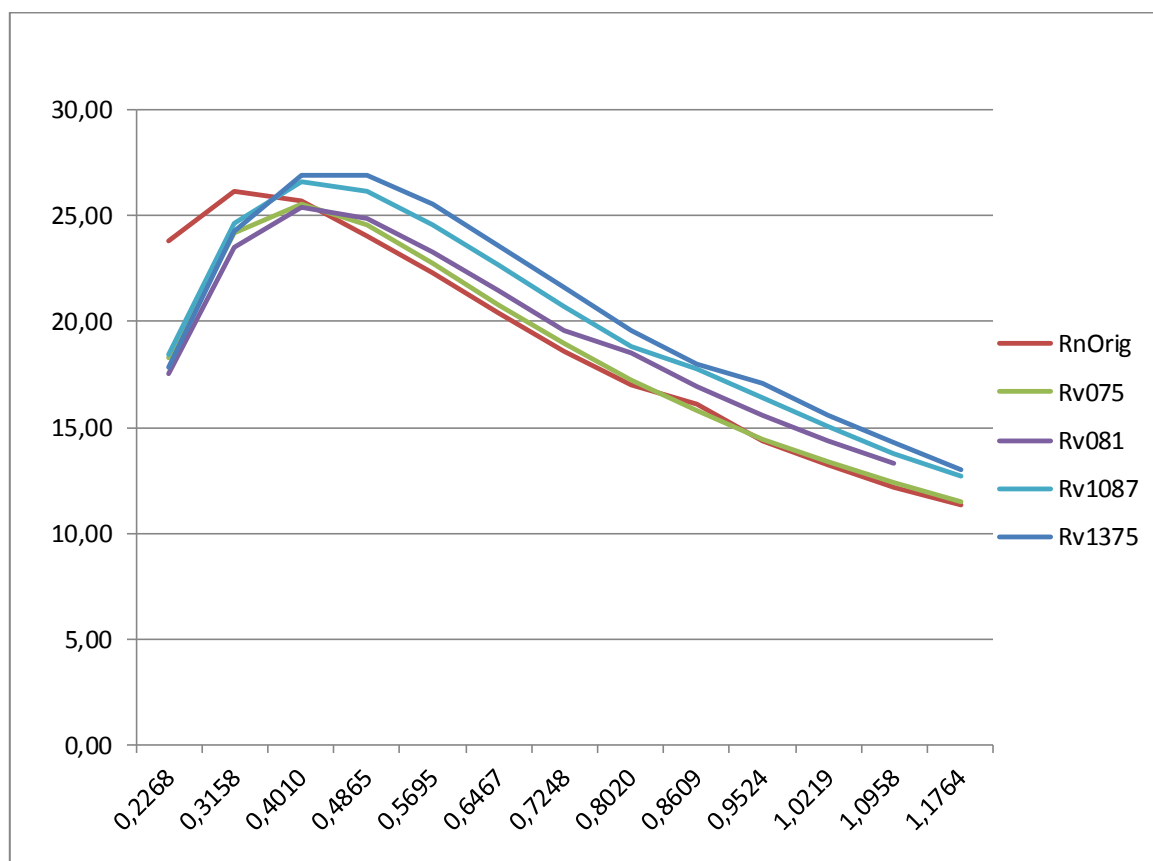


Рис. 4.1.1 Залежність K від C_u для різних варіантів видовження крила літака Дельфін.

З даного графіку можемо зробити висновок що найбільше значення якості набуває крило з видовженням 13.75. Значення $K_{\text{макс}} = 26.89$. У той час як у варіанта з $\lambda=0,75$ максимальна аеродинамічна якість буде найнижчою і дорівнює 25.36. Ця залежність добре ілюструє тезис який вказує що максимальна аеродинамічна якість прямо залежить від видовження крила літака.

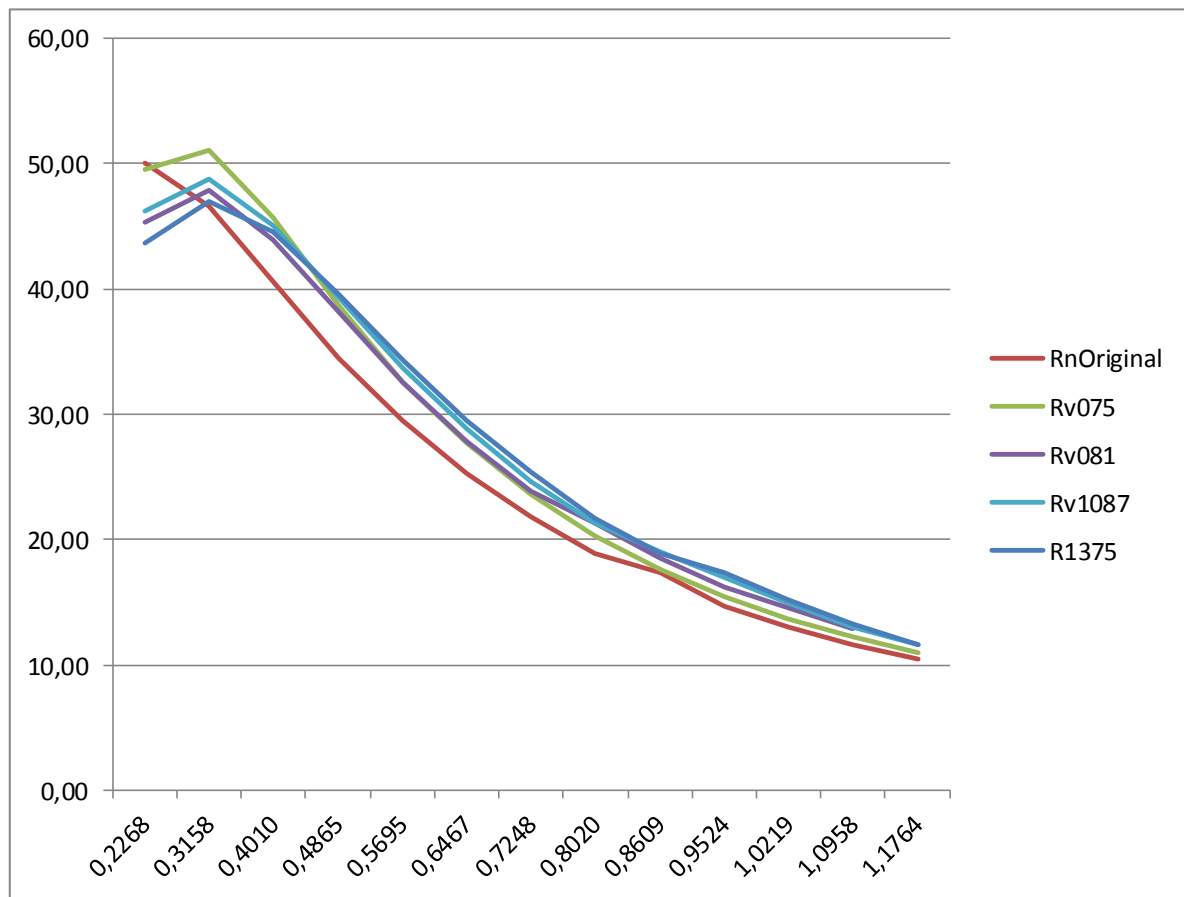


Рис. 4.1.2 Залежність частки K та кореня C_u від C_u для різних варіантів видовження крила літака Дельфін.

З наведеного графіку бачимо що найнижче значення приймає оригінальне низькопланове компонування.

Нижче наведена серія залежностей максимальних значень аеродинамічної якості та коефіцієнта підйомної сили від видовження крила літака Дельфін.

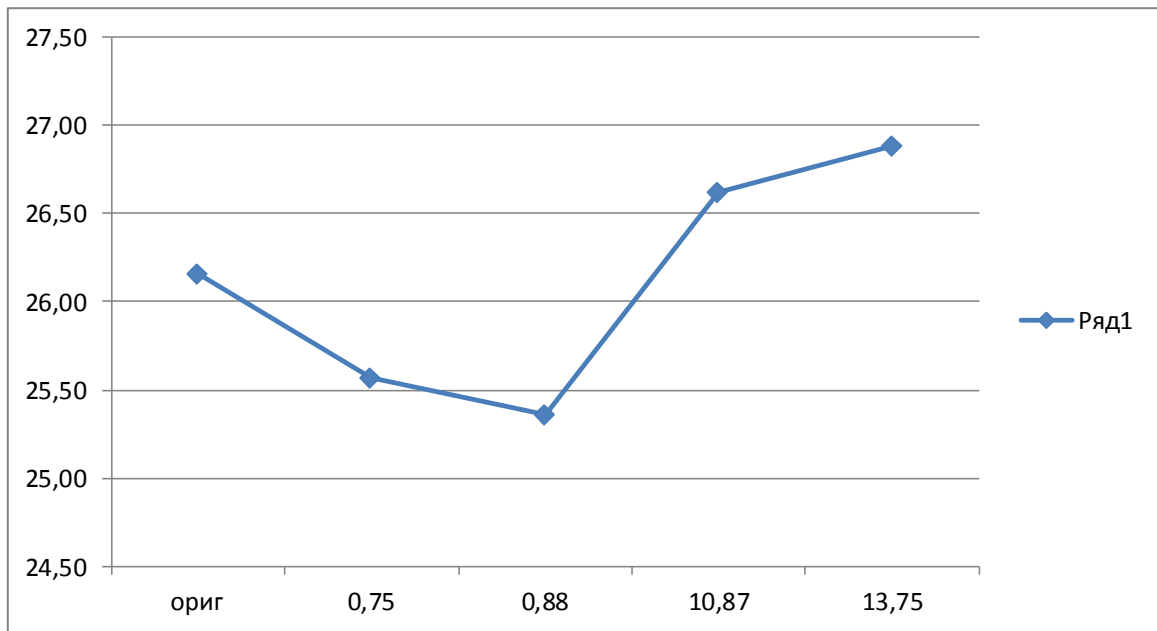


Рис 4.1.3 Залежність K_{max} від видовження λ крила літака Дельфін

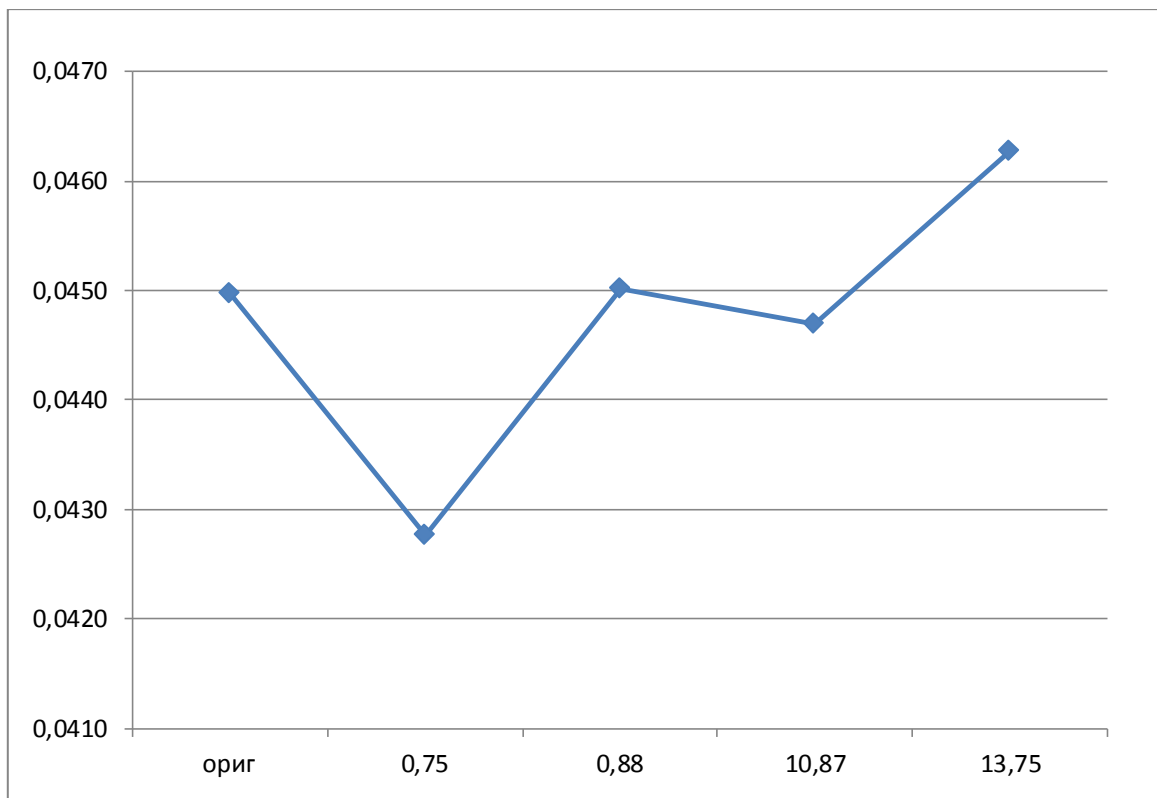


Рис 4.1.4 Залежність $S_u(K_{max})$ від видовження λ крила літака Дельфін

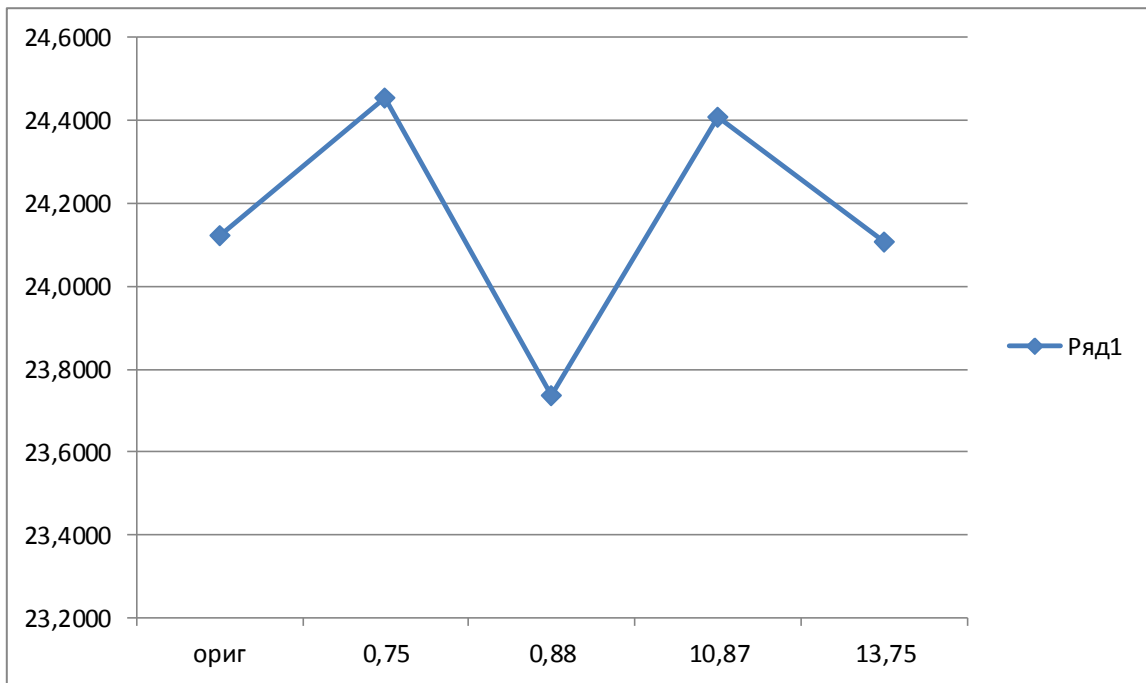


Рис 4.1.5 Залежність $(K/\sqrt{C_y})_{\max}$ від видовження λ крила літака Дельфін

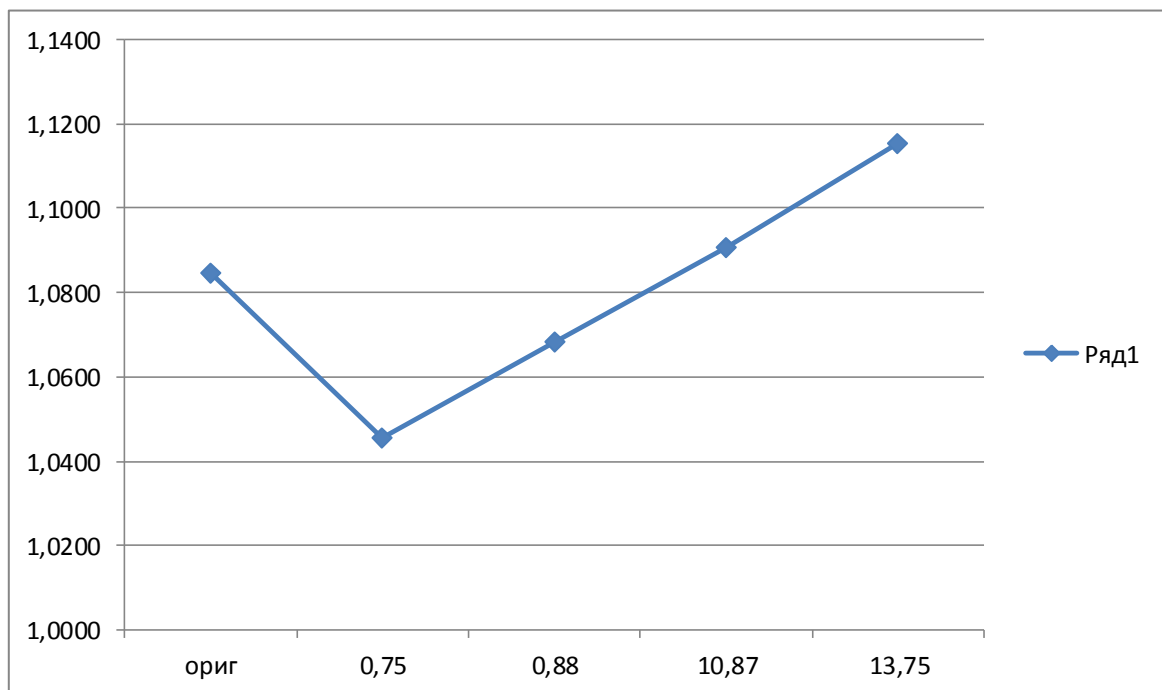


Рис 4.1.6 Залежність $C_y(K/\sqrt{C_y})_{\max}$ від видовження λ крила літака Дельфін

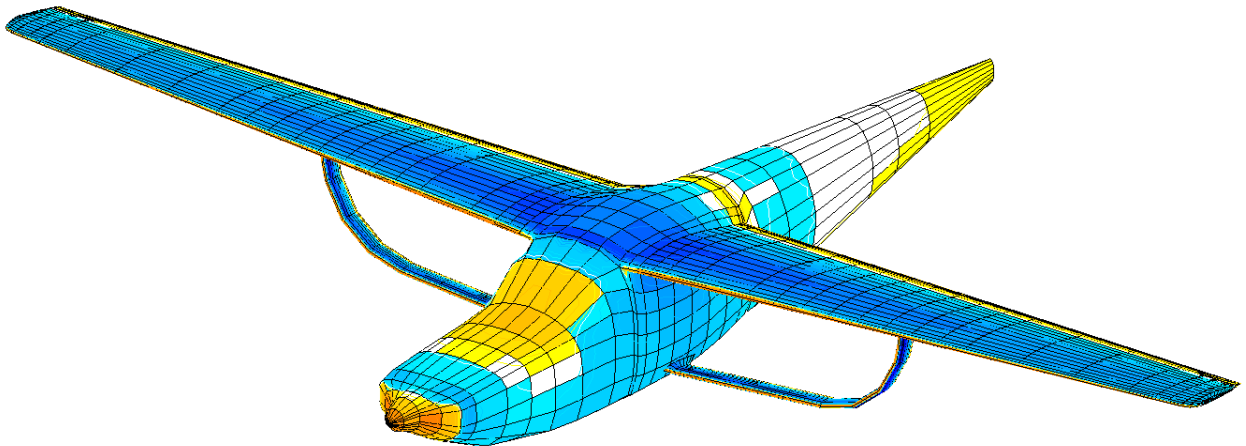
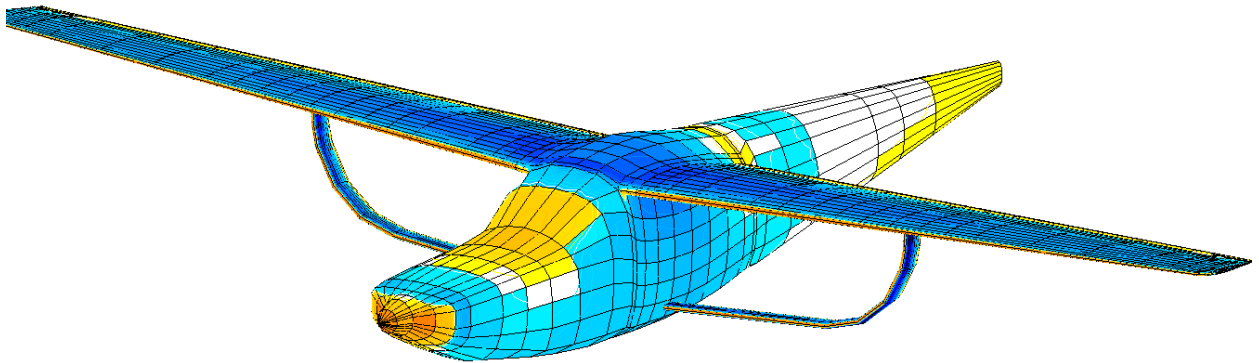
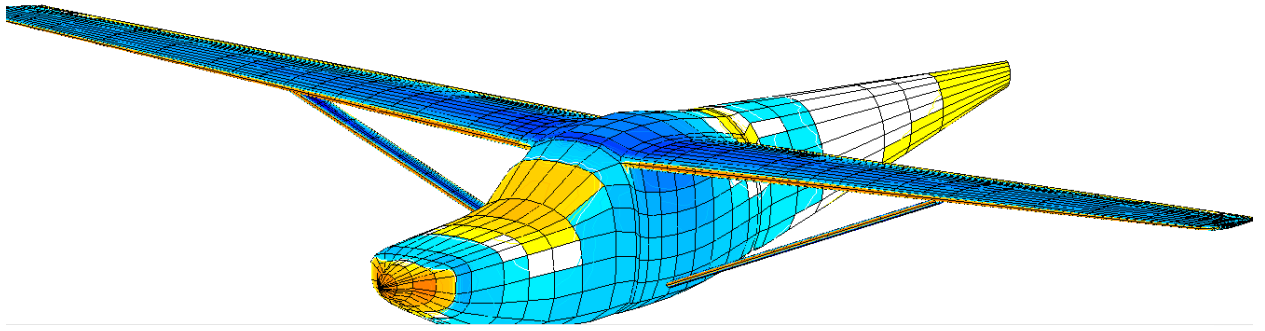
Як походить з аналізу результатів математичного моделювання обтікання розрахункових моделей компонування крило та фюзеляж літака Дельфін, застосування схеми високоплан з підкосом крила дозволяє нам: по-перше значно збільшити величину критерію максимальної дальності. Зокрема у

змодельованої моделі з видовженням основного крила 10.87, величина критерію максимальної дальності буде дорівнювати 24.4, у той час як у базової моделі літака Дельфін той самий критерій дорівнює 24.1. Відповідно, як походить з графіку коефіцієнта підйимальної сили що відповідає максимуму значенню критерія максимальної дальності, величина коефіцієнта підйимальної сили для цієї моделі і для базової моделі крила літака схеми низькоплан є фактично тотожними. Як походить з порівняння залежності максимальної аеродинамічної досконалості від видовження, наявна модель з видовженням крила 10.87 одиниць має значно більше значення аеродинамічної досконалості 26.6, у порівняння з базовою моделлю яка дорівнює 26 одиниць. При цьому так само коефіцієнт підйимальної сили на якому реалізується максимальна досконалість зберігається майже тотожною, тобто характерні швидкості польоту і власне ЛТХ літака Дельфін будуть зберігатись. Але при цьому як походить з аналізу матеріалів зовнішніх навантажень згинаючий момент що діє на конструкцію кесону крила з підкосом є втричі меншим за згинаючий момент що діє у кореновому перетині вільної консолі крила що дозволяє нам збільшити ресурс конструкції або зменшити її вагу.

4.2. Підбір оптимального компонування підкосу

У даному розділі приведені результати розрахунку за допомогою програми Pansim для різних варіантів компонування підкосу високопланового крила літака Дельфін. Для розрахунку було використано варіант крила з $\lambda = 10.87$.

Нижче наведені види шести моделей з різним конструкційним застосуванням підкоса. При виконанні розрахунків надані варіанти отримали артикули 3.0, 3.1, 3.2, 3.3, 3.5 та 3.5 відповідно на Рис 4.2.1-4.2.6.



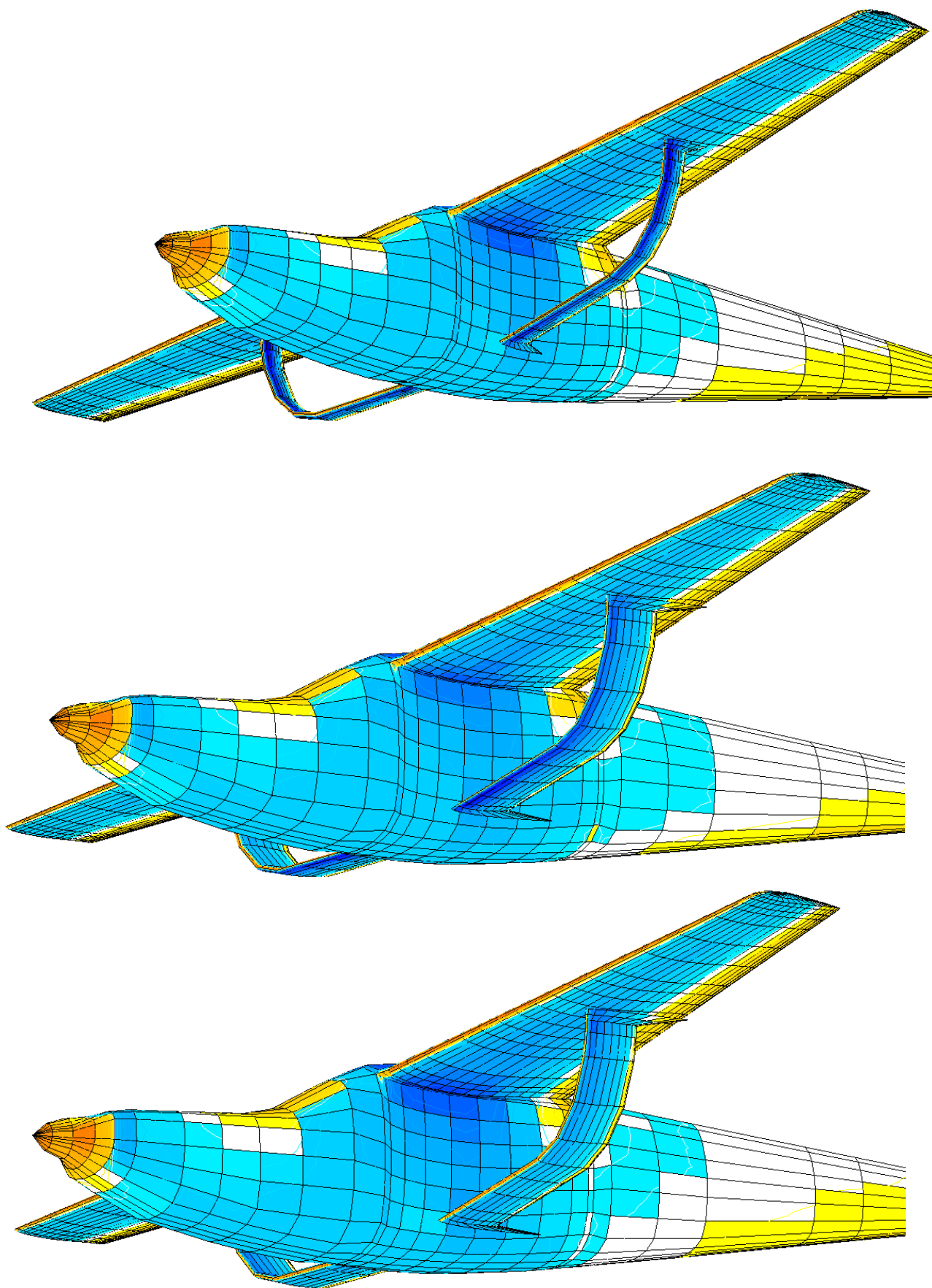


Рис 4.2.1-4.2.6 Спроектовані у програмі Pansim варіанти підкоса для літака
Дельфін

За допомогою обчислювальної програми Pansim були отримані дані стосовно коефіцієнтів підйомної сили та тертя а також моменти діючих сил залежно від кутів атаки у діапазоні α (-2:10). Отримані дані були апроксимовані, і на основі них були отримані значення аеродинамічної якості K , що буде використовуватись у подальшому.

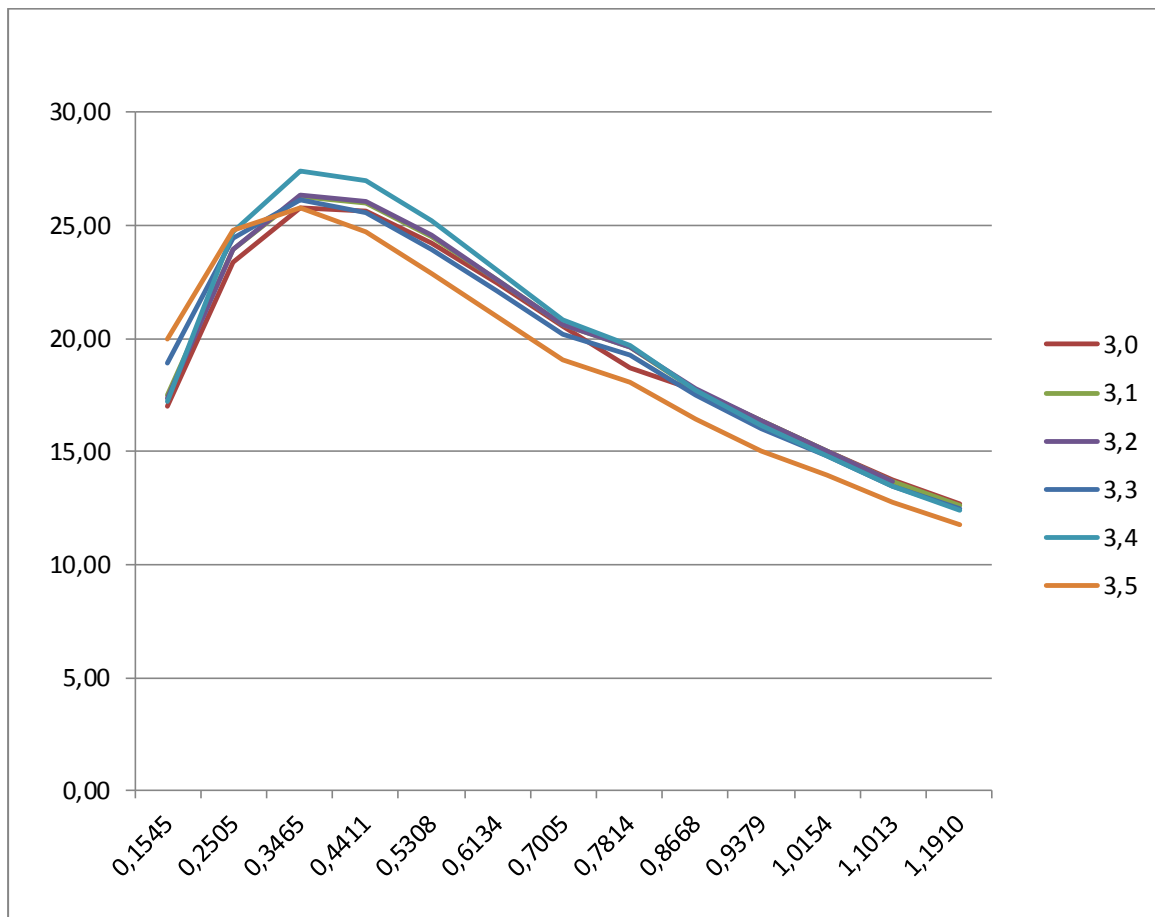


Рис 4.2.7 Залежність K від S_u для різних варіантів компонування підкоса та крила літака Дельфін.

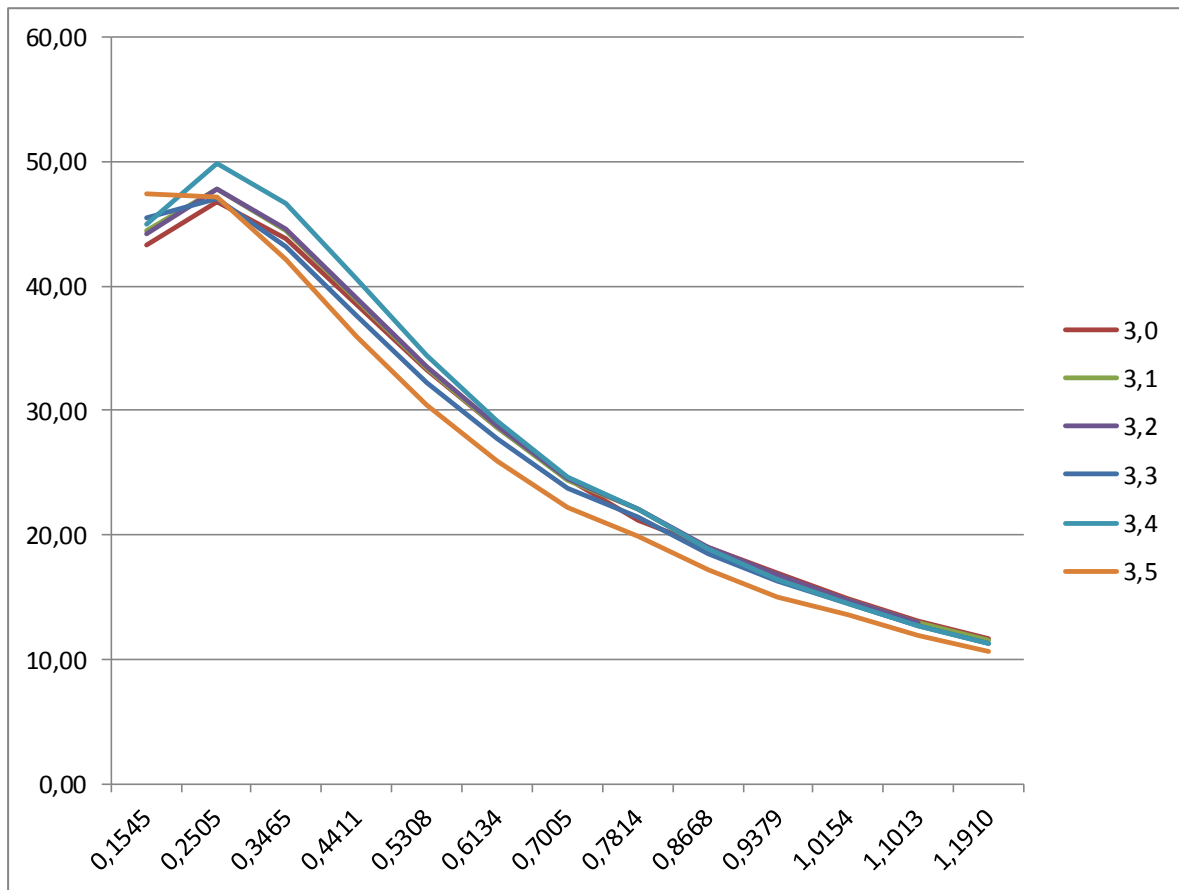


Рис 4.2.8 Залежність частки K та кореня Су від Су для різних варіантів видовження крила літака Дельфін.

Попередні висновки:

Як походить з даного графіка ми можемо бачити що підкос з артиклем 3.4 проявляє себе найліпше й однаково приймає найкращі значення як K_{max} так і частки K та кореня Су. Це стає можливим через його радіальну конструкцію та порівняно мале значення S_x із наступним типом підкоса 3.5. У той час дане компонування може створити достатню підйомну силу для збільшення нівелювання негативної дії сили тертя що виділяє його на фоні попередніх типів компонування. Нижче представлені декілька видів даного підкосу на Рис 4.2.9 - 4.2.11.

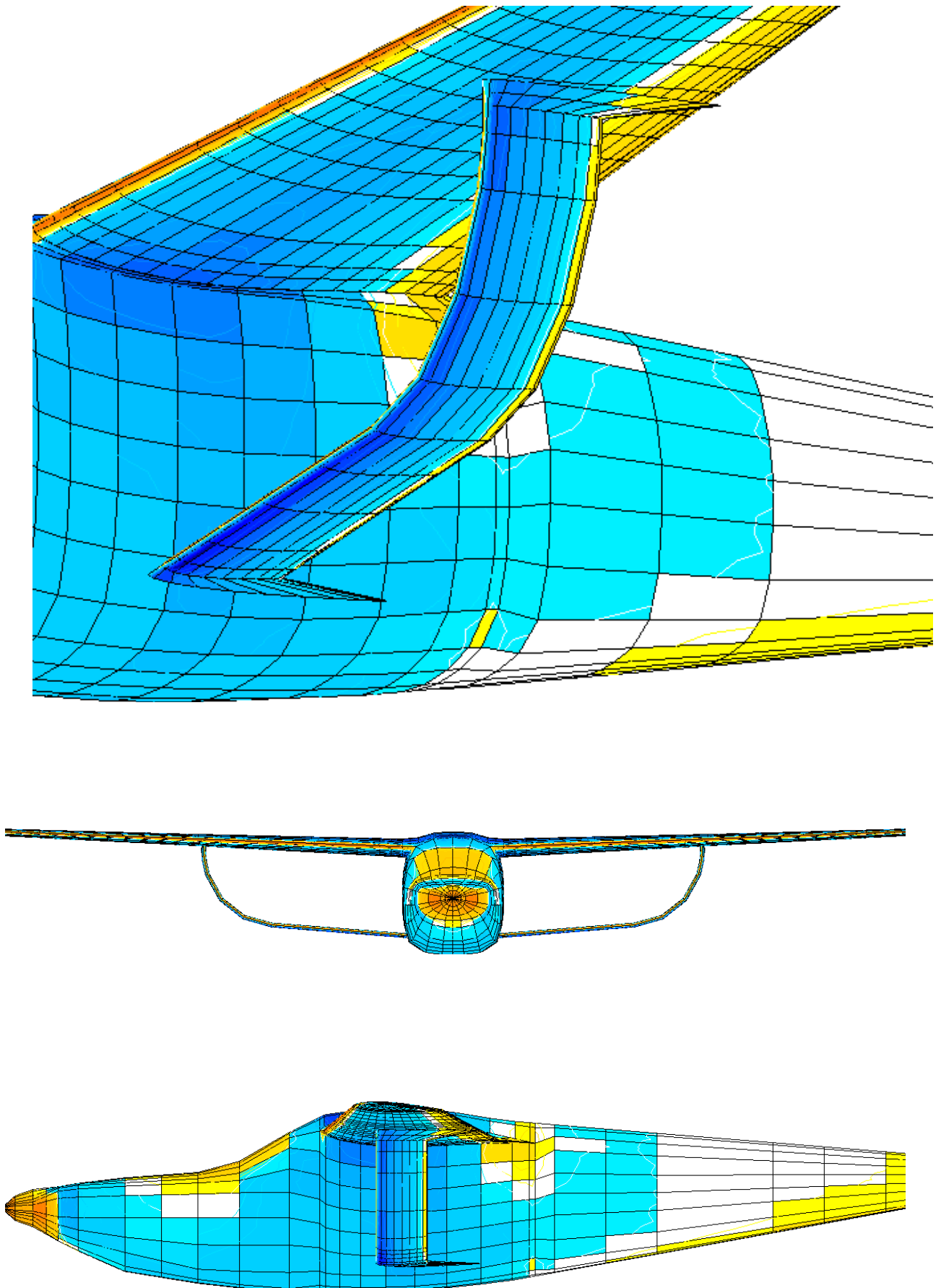


Рис 4.2.9 - 4.2.11 Види підкосу з артиклем 3.4

Нижче наведена серія залежностей максимальних значень аеродинамічної якості та коефіцієнта підйомної сили від видовження крила літака Дельфін.

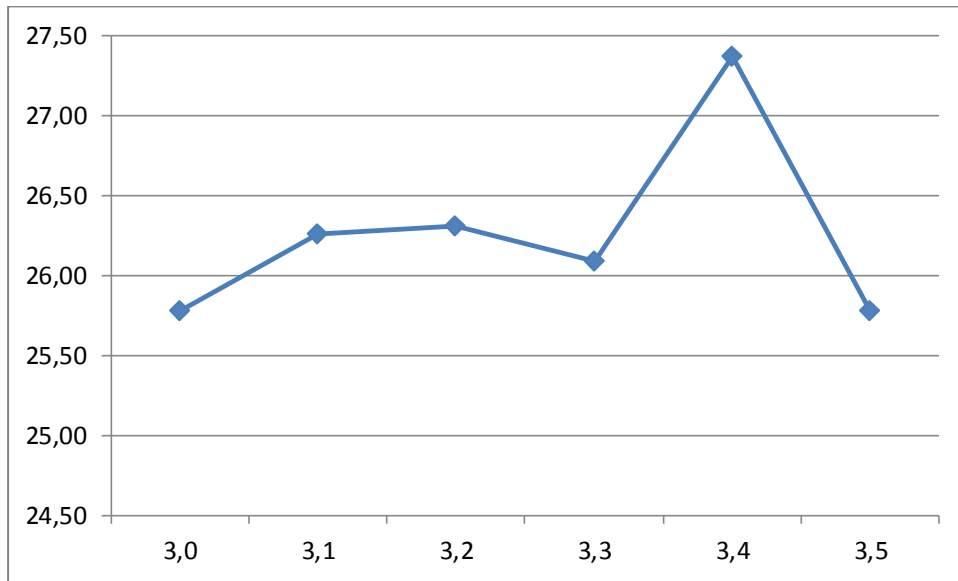


Рис 4.2.12 Значення K_{max} залежно від компонування підкоса на одному видовженні $\lambda 10,87$ крила літака Дельфін

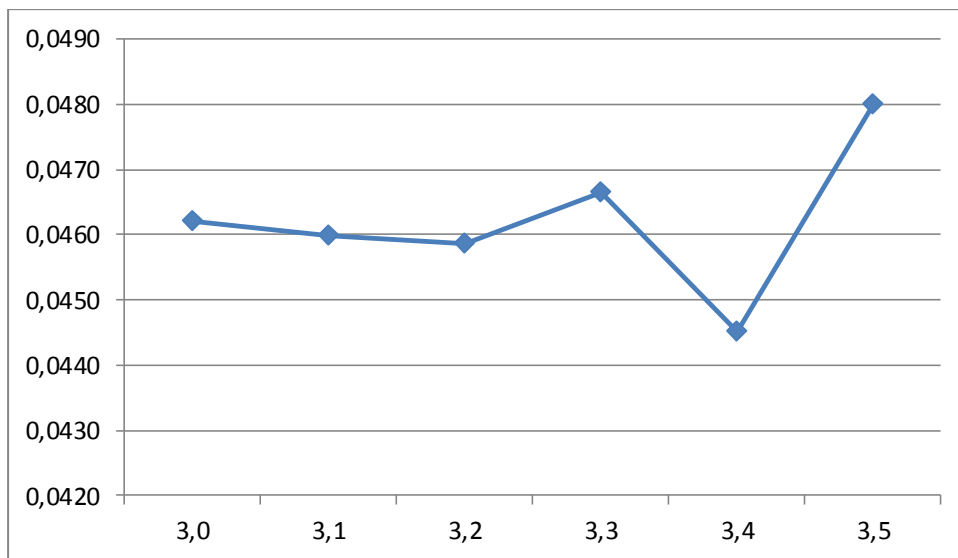


Рис 4.2.13 Залежність $S_u(K_{max})$ від компонування підкоса на одному видовженні $\lambda 10,87$ крила літака Дельфін

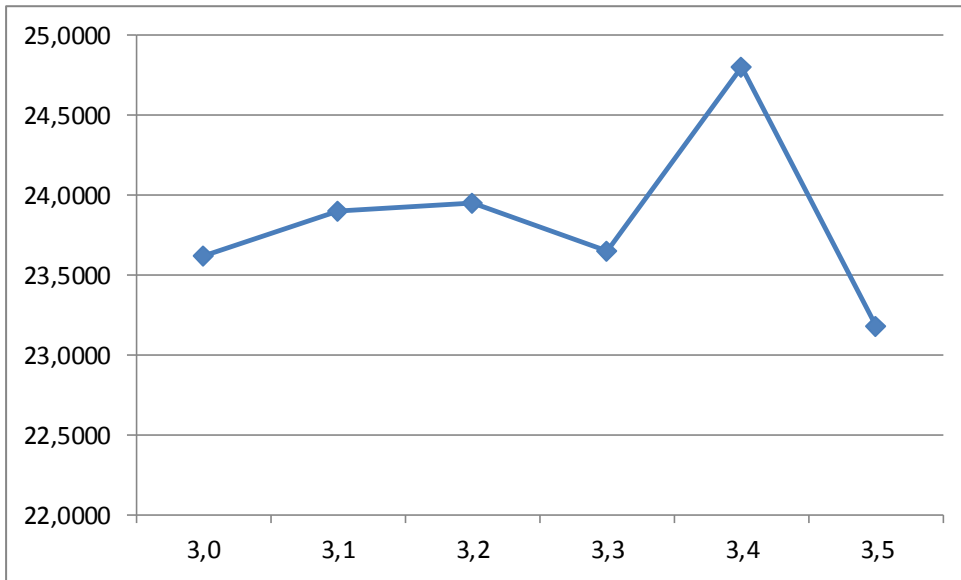


Рис 4.2.14 Залежність $(K/\sqrt{C_y})_{\max}$ від компонентування підкоса на одному видовженні $\lambda 10,87$ крила літака Дельфін

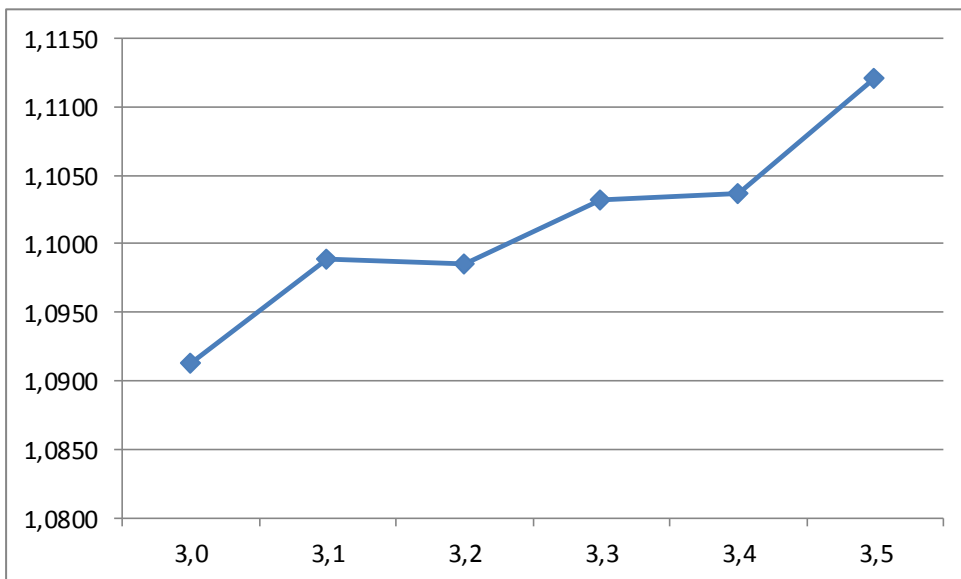


Рис 4.2.15. Залежність $C_y(K/\sqrt{C_y})_{\max}$ від компонентування підкоса на одному видовженні $\lambda 10,87$ крила літака Дельфін

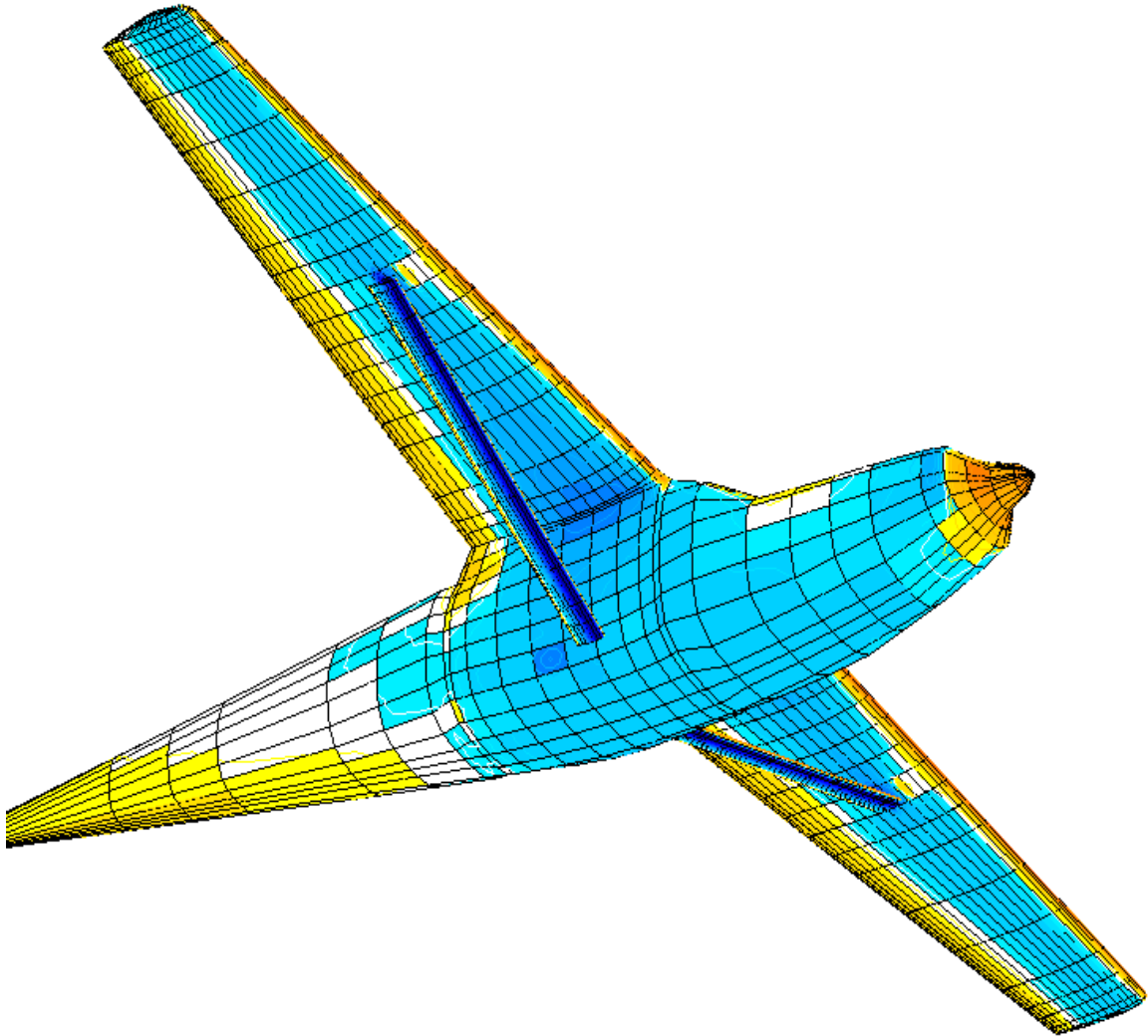
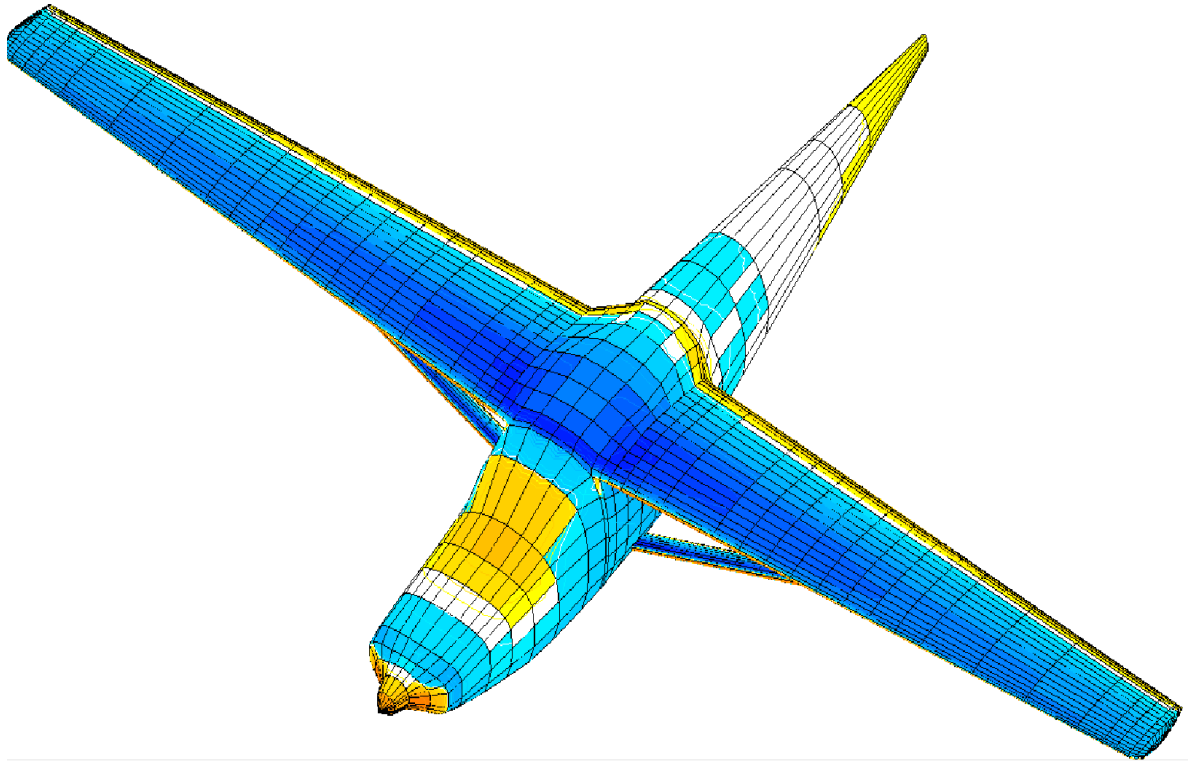
Порівняльний аналіз результатів математичного моделювання розрахункових моделей з різними варіантами компонентування підкосу крила дозволяє зробити висновок що найбільш оптимальним є варіант застосування інтегрованого з крилом підкосу з який також створює підймальну силу це модель у варіанті 3.4

оскільки в цьому випадку спостерігаються наочне збільшення як критерію максимальної дальності так і максимальне значення аеродинамічної досконалості на значний відсоток, що в порівнянні із базовим компонованням літака дельфін нам дозволить дати значний приріст критерію максимальної досконалості порівняно з оригінальним низькоплановим компонованням з $\lambda=0.75$.

Використовуючи запропонований варіант з $\lambda=10.87$ у парі з обраним підкосом, ми маємо можливість отримати значення K_{\max} близько 27,5 що очевидно більше за оригінальне компоновання з 26,2. Також чудові результати показує залежність $(K/\sqrt{C_D})_{\max}$ маючи 24,8 проти 24,4 у оригінала. Ці покращення критерію максимальної дальності та аеродинамічної якості мають прямий вплив на показники на тривалість польоту та саму дальність.

4.3. Оптимізація спряження крила з інтегрованим підкосом

У даному розділі за допомогою потужностей програми Pansim ми можемо побачити змодельовану ВП двох варіантів компоновання підкоса та крила літака досліджувані у попередньому пункті. Використовується як початковий варіант компоновання з артиклем 3.0 що показував загалом середні результати, так і обраний у якості перспективного варіант 3.4 з найкращими показниками критерієв максимальної дальності та якості. Для розрахунку було використано варіант крила з $\lambda=10.87$.



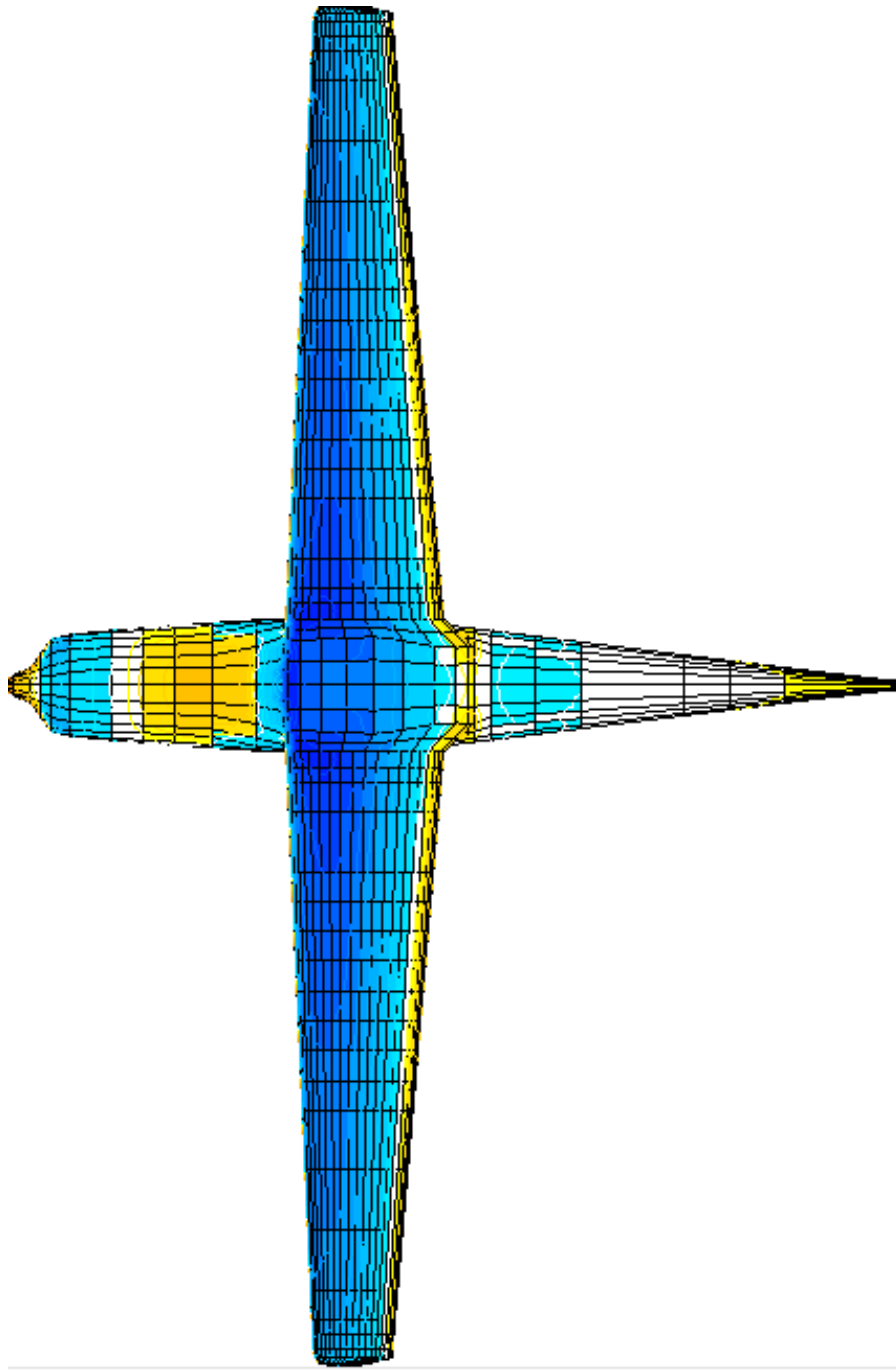


Рис 4.3.1 – 4.3.3. Загальні види варіанта 3.0 та розподіл тиску по моделі

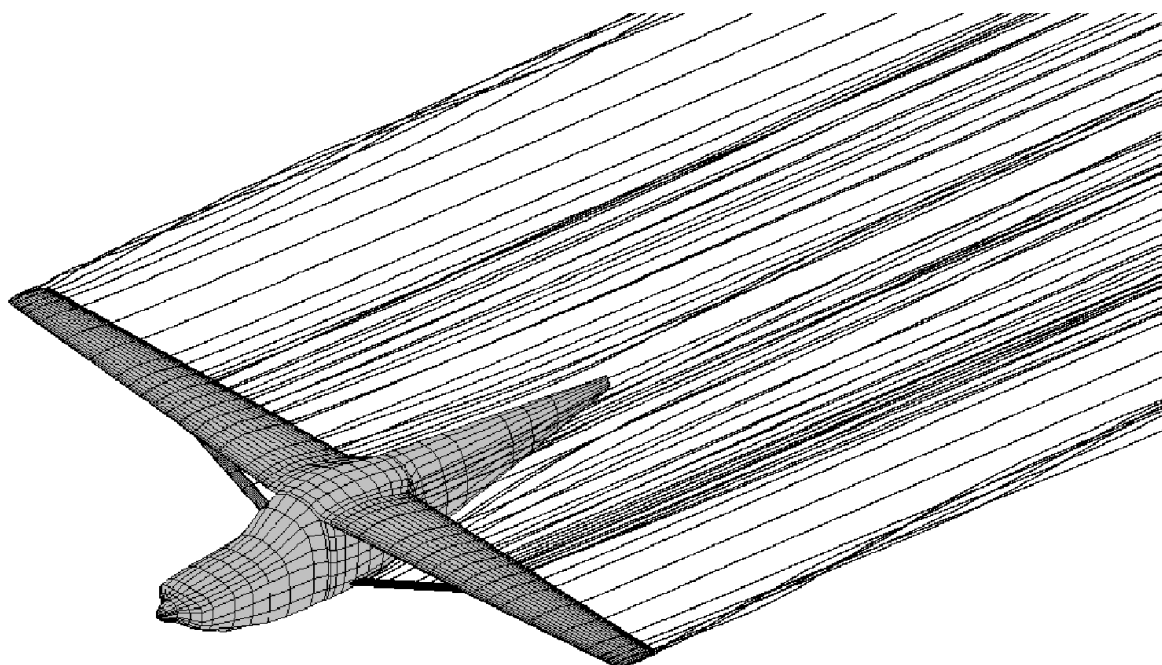
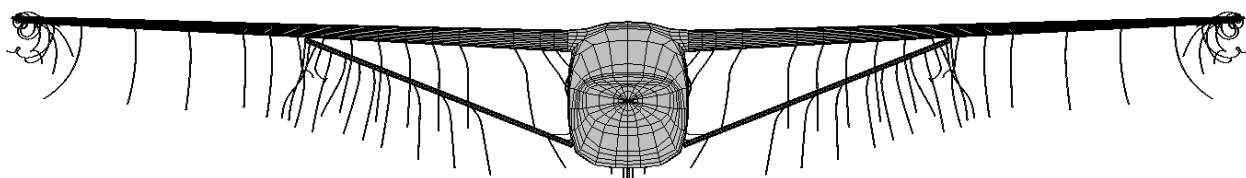


Рис 4.3.4. Ізометричний вид моделі з варіантом компонування підкоса 3.0 та змодельованою вихровою пеленою



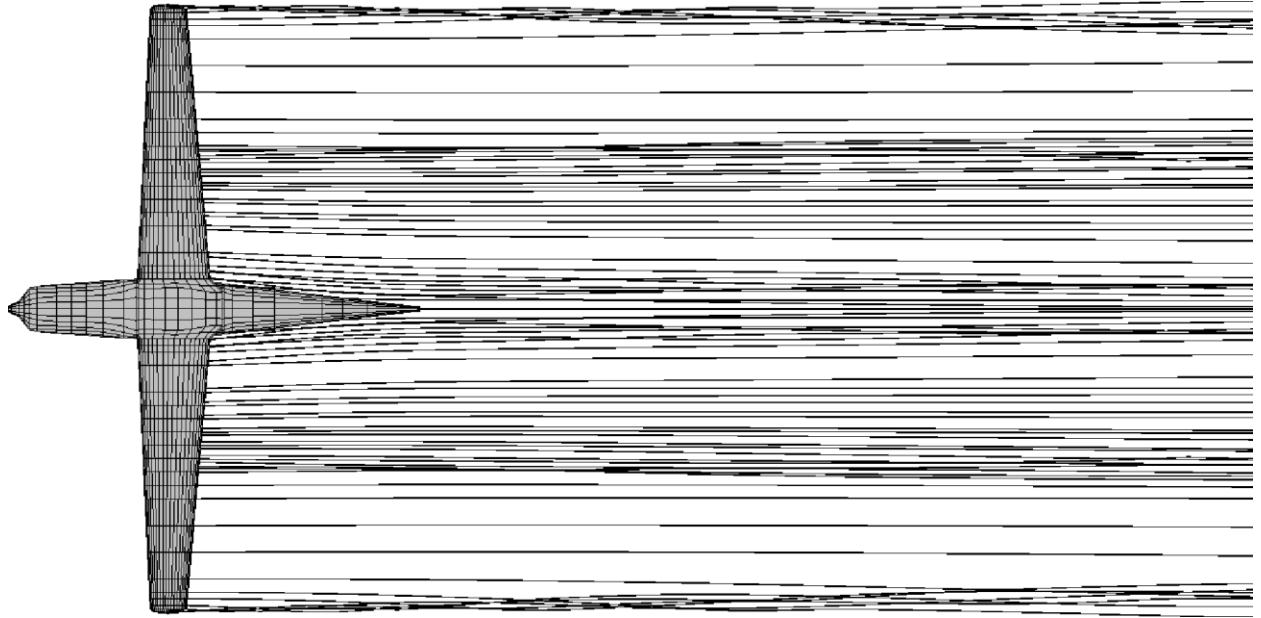
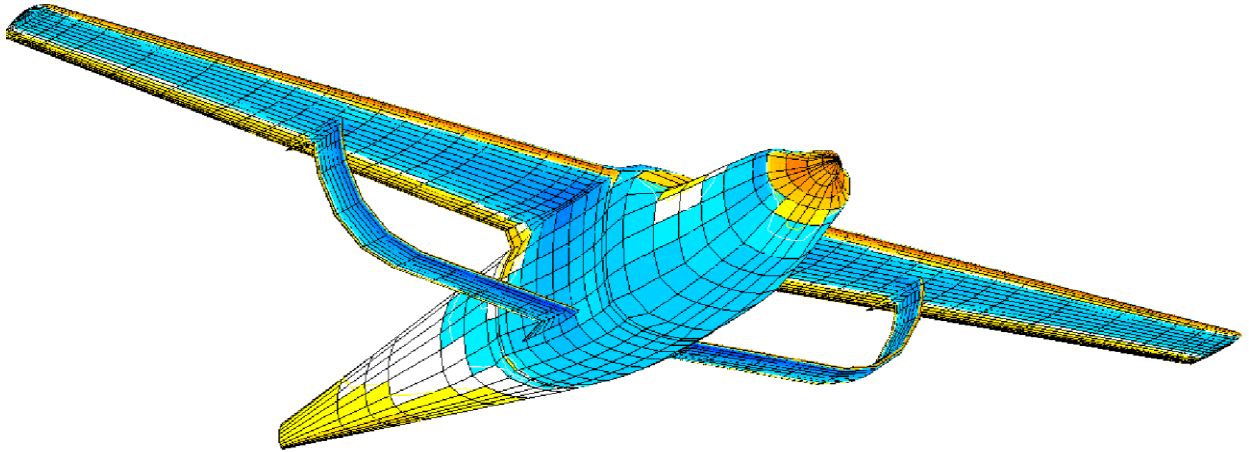
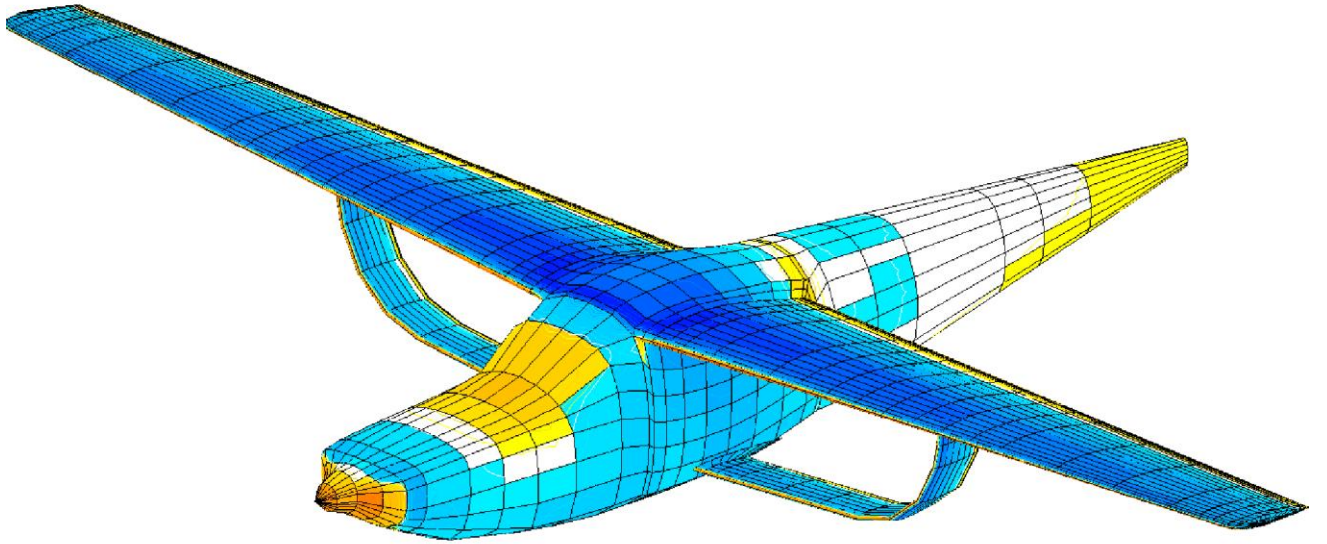


Рис 4.3.5. – 4.3.7 Види моделі з варіантом компоновки підкоса 3.0 та змодельованою вихровою пеленою



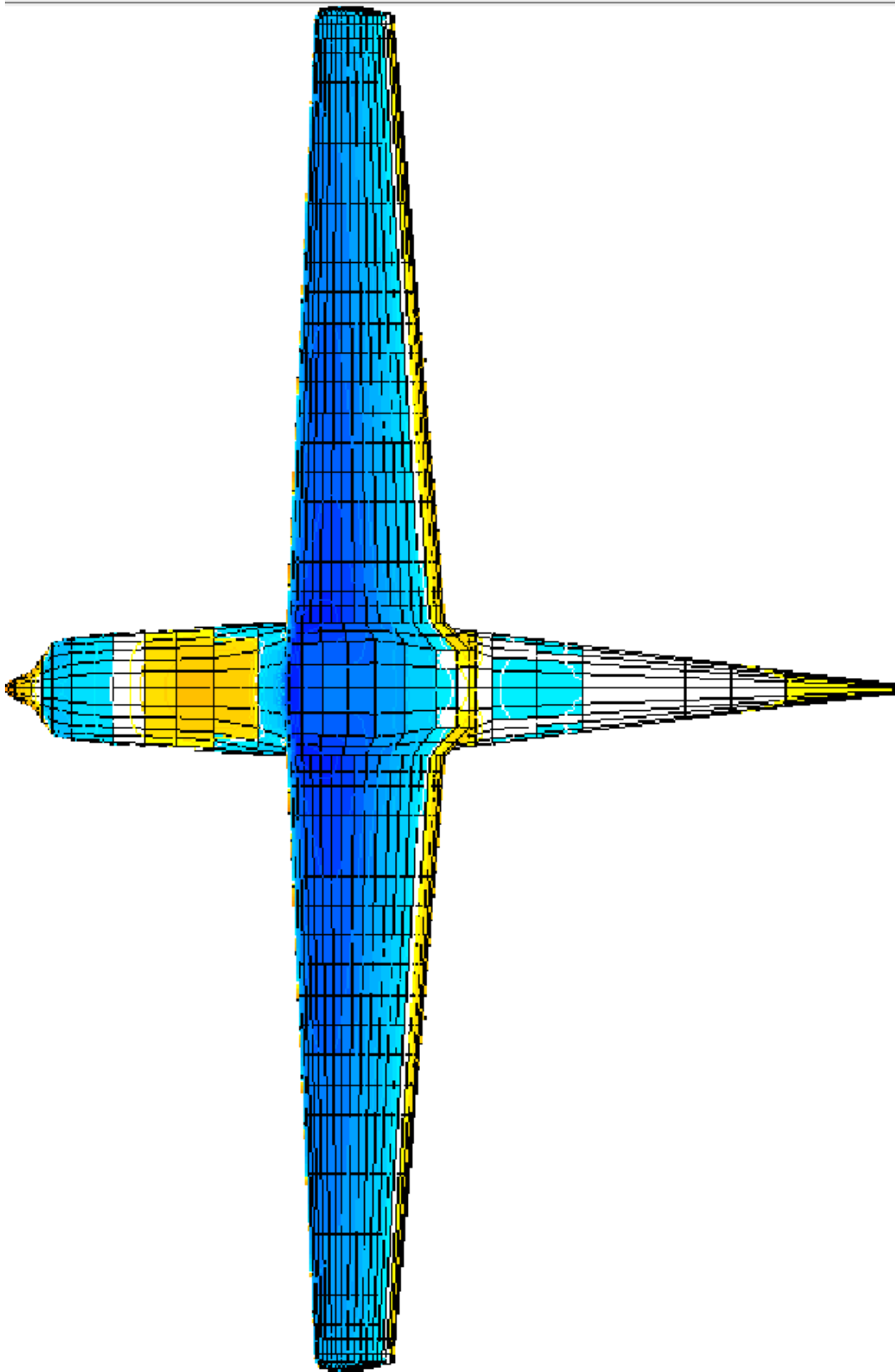
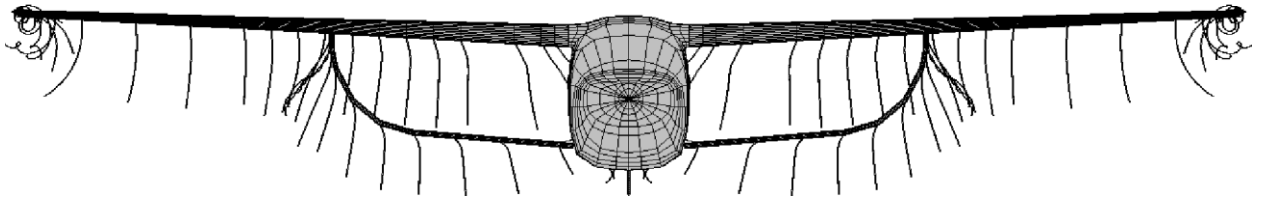
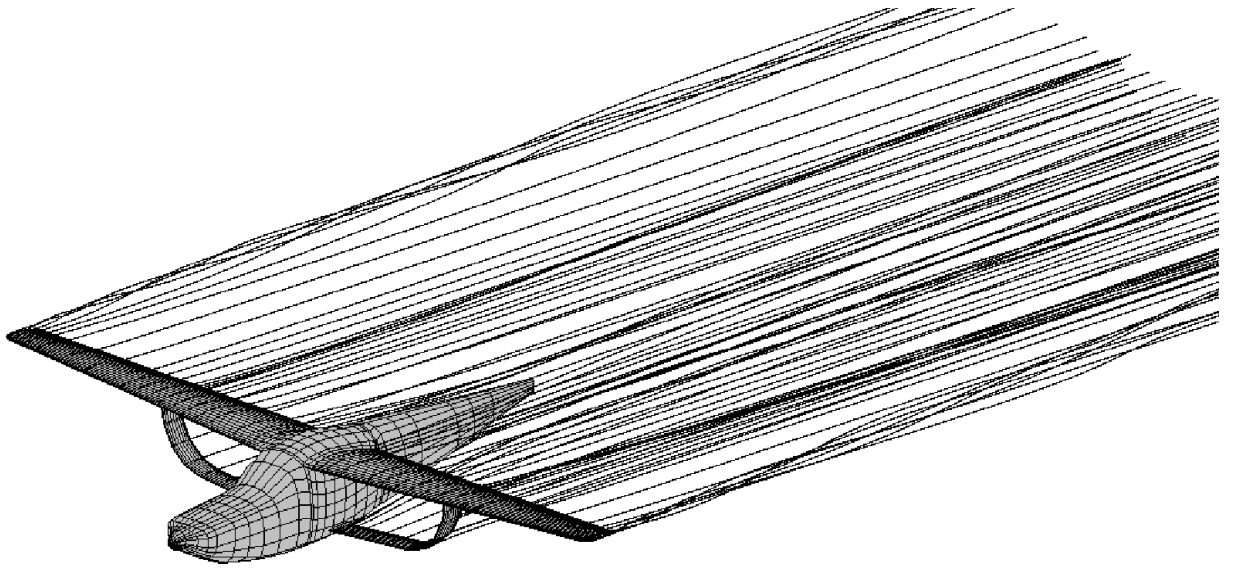


Рис 4.3.8 – 4.3.10. Загальні види варіанта 3.4 та розподіл тиску по моделі



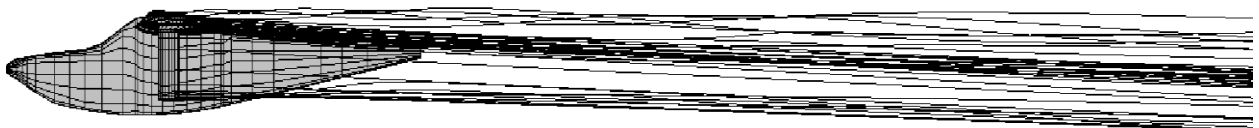
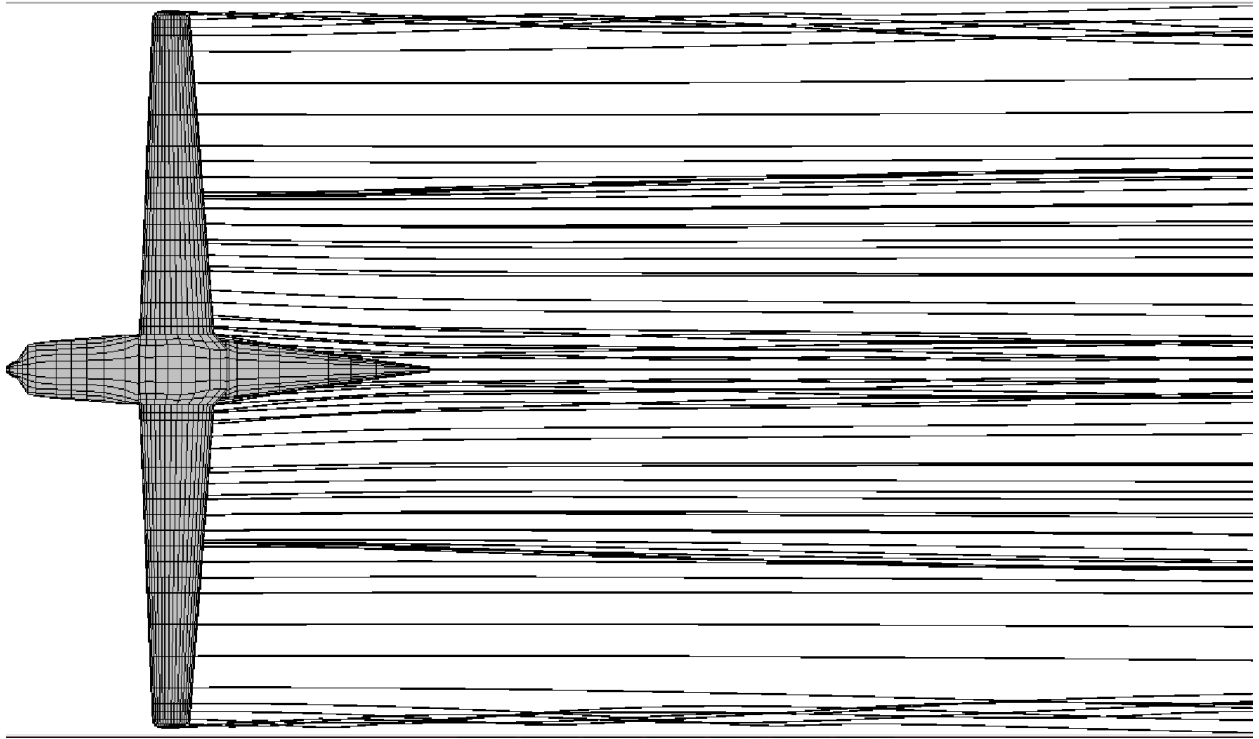


Рис 4.3.11. – 4.3.13 Види моделі з варіантом компоновання підкоса 3.4 та змодельованою вихровою пеленою

4.4 Висновки з розділу

Як ми можемо побачити з аналізу результатів моделювання обтікання розрахункових моделей, застосовуючи схему високоплан з крилом видовження 10.87 з застосуванням підкосу варіанта 3.4 ми отримаємо значне збільшення аеродинамічної якості, у запропонованого варіанта цей показник знаходиться близько 27.5 у той час як у базовій моделі літака Дельфін аналогічний дорівнює 26.1. Також критерій максимальної дальності що прямо впливає на дальність польоту літака так його економічність завдяки використанню запропонованого варіанта збільшується з базових 24.1 до 24.4 що позитивно впливає на якості літака Дельфін. При цьому коефіцієнт підйимальної сили на якому ми можемо

реалізувати максимальну якість K_{\max} зберігається, що дозволяє зберегти власні льотно-технічні характеристики літака у першопочатковому виді. До того ж проаналізувавши зовнішні навантаження на досліджувану конструкцію кесону крила ми отримаємо дані що є втричі меншими за згинаючий момент що діє у кореневому перетині вільної консолі крила що дозволяє нам збільшити ресурс конструкції або зменшити її вагу.

5. Розробка стартап-проекту

Найголовніше для початку впровадження стартапу на ринок потрібно передбачити чітко та послідовно визначення усіх можливих ринкових перспектив розвитку проекту, сформулювати графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків на ринку, аналіз заходів з поступового просування та зацікавлення пропозиції у інвесторів.

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

5.1 Опис ідеї проекту

Зміст запропонованої ідеї, можливі напрямки реалізації та застосування, основні вигоди що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці і дають цілісне уявлення про зміст ідеї, а також можливий базовий ринок збуту, у якому потрібно шукати потенційних клієнтів.

Таблиця 5.1 – Опис ідеї стартап-проекту

| <i>Зміст ідеї</i> | <i>Напрямки застосування</i> | <i>Вигоди для користувача</i> |
|---|---|---|
| Інтегральне компонування крила та підкосу літака загального призначення | Загалом мала авіація та приватні літаки | Підвищення ефективності використання літаків, зменшення витрат на утримання, тощо |

5.2 Технологічний аудит проекту

Для організації даної інженерно-виробничої компанії не потрібно винайдення принципово нових технологій, оскільки її діяльність ґрунтується на використанні простих та доступних технологій та матеріалів для виробництва авіаційної техніки.

Фахівцями команди запропонованого стартапу проведені необхідні дослідження, впровадження яких під час конструювання літального апарату

замовником можливе під час конструкторської роботи, або до початку процесу виготовлення несучого крила літального апарату, оскільки сама послуга несе у своєму сенсі покращення аеродинамічних якостей апарату за допомогою оптимізації вузла та типу підкосу і крила.

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 | Підвищення ефективності використання літака | Мала авіація та приватні літаки | 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.

Виконання аналізу ринкових можливостей та можливих загроз базується на аналізі факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та можливості йдуть як наслідки, або прогнозовані результати,

від впливу факторів. На відміну від них, загрози та можливості ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення

Наприклад: посилення державного регулювання польотів літаків загального призначення – фактор загрози, на основі якого можна зробити прогноз щодо спаду попиту на даний вид транспорту, особливо в нижній цінній категорії, це призведе до посилення значущості функціональних можливостей літака при його продажі. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3 – SWOT- аналіз стартап-проекту

| | |
|--|--|
| Сильні сторони: покращення ключових аеродинамічних характеристик | Слабкі сторони: складність впровадження, необхідність перепроектування літака, інших факторів ризику |
| Можливості: Впровадження результату дослідження зможе допомогти при конструюванні літака | Загрози: Виникнення сильної конкуренції, посилення державного регулювання польотів |

5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначення ключових цільових груп потенційних споживачів є найпершою ринковою стратегією.

Споживач проекту обрано організації що займаються розробкою або мають на меті модернізувати наявний авіапарк. 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

| | |
|---|---|
| <p>Обрана альтернатива розвитку проекту</p> | <p>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 літаків. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)</p> |
| <p>Стратегія охоплення ринку</p> | <p>Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом масового впровадження технології).</p> |
| <p>Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</p> | <p>Зменшення витрат на модернізацію вже існуючих апаратів а також зменшення витрат під час потокового виробництва, або під час етапу виготовлення несучого крила та його елементів.</p> |
| <p>Базова стратегія розвитку</p> | <p>Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує технологію або починає розробляти нову, не змінюючи при цьому призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).</p> |

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 |

Вибрана 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 послуги (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат.

Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбеном :

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийняттого 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) |
|-----------|--|--|
| Технологі | Менша ціна в порівнянні з конкурентами | Легкість впровадження, універсальність |

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.

5.6 Висновки по розділу

Загалом мала авіація та приватні літаки набуває все більшої популярності, значно розширюються сфери її застосування. Проблемою такого типу авіації є мала кількість новітніх конструкторських рішень, та одвічний пошук економічної золоті середини, тому актуальне введення нових технологій та покращення характеристик заради здешевлення конструкції та рішення зменшення витрат на утримання

Залучивши достатню кількість кваліфікованих робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по забезпеченню технологією що зможе задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В дисертації досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку.
2. Запропоновано метод покращення спряження крила літака та його підкоса
3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

Висновки з роботи

Основною ідеєю, яка послугувала поштовхом для обрання теми «Інтегральне компонування крила і підкосу літака загального призначення» стала загальновідома теза о застосуванні підкосу в конструкції літака. Аналіз результатів численних і експериментальних досліджень показує можливість суттєвого збільшення рівня аеродинамічної якості з одночасним зменшенням споживання палива. Встановлена можливість збільшення обмеження максимальної швидкості польоту тому конструктивно-силова схема підкосного крила значно знижує амплітуди коливань конструкції під впливом зовнішніх змінних навантажень. Розрахунково і експериментально встановлена можливість реалізації компонування крила з підкосом для польоту на трансзвукових швидкостях польоту без наявності місцевих стрибків ущільнення. Однак одним із мінусів даної конструкції постає збільшення видовження крила при збереженні заданого навантаження на крило і відповідно площі крила неминуче збільшуються габаритні розміри крила, і створюються проблеми з базуванням літака на типових аеродромах.

Проаналізувавши відомі позитивні і негативні якості, було запропоновано «Панельно-вихровий метод» оскільки у даній роботі ми розглядаємо загалом повністю нерозривне середовище, стан якого можна описати за допомогою інтерпретації термодинамічних параметрів та швидкісних рівнянь, представлених у виді функцій простору і часу. А у якості досліджуваної площадки був використаний літак вітчизняного виробництва «Дельфін»

Виходячи з аналізу результатів моделювання обтікання розрахункових моделей, застосовуючи схему високоплан з крилом видовження 10.87 з застосуванням підкосу варіанта 3.4 ми отримаємо значне збільшення аеродинамічної якості, у запропонованого варіанта цей показник знаходиться близько 27.5 у той час як у базової моделі літака Дельфін аналогічний дорівнює 26.1. Також критерій максимальної дальності що прямо впливає на дальність польоту літака так його економічність завдяки використанню

запропонованого варіанта збільшується з базових 24.1 до 24.4 що позитивно впливає на якості літака.

При цьому коефіцієнт підйимальної сили на якому ми можемо реалізувати максимальну якість K_{\max} зберігається, що дозволяє зберегти власні льотно-технічні характеристики літака у першопочатковому виді. До того ж проаналізувавши зовнішні навантаження на досліджувану конструкцію кесону крила ми отримаємо дані що є втричі меншими за згинаючий момент що діє у кореневому перетині вільної консолі крила що дозволяє нам збільшити ресурс конструкції або зменшити її вагу. Отримавши такі результати маємо змогу запровадити свій стартап.

Проблемою такого типу авіації є мала кількість новітніх конструкторських рішень, та од вічний пошук економічної золотої середини, тому актуальне введення нових технологій та покращення характеристик заради здешевлення конструкції та рішення зменшення витрат на утримання, тому актуальним стане введення нових технологій та покращення характеристик заради здешевлення конструкції та рішення зменшення витрат на утримання. Було досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку. Та визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

Список використаних джерел

1. Авиационные Правила-25 –Нормы летной годности гражданских самолетов –1993г
2. Е.П. Ударцев, М.А. Переверзев, С.А. Ищенко Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев.1998 г.
3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Под ред. академика РАН Бюшгенса Г.С. -М.-Пекин: Изд. отдел ЦАГИ авиа-издательство КНР, 1995 г. -772 с.
4. Мхитарян А.Н. Аэродинамика. М. Машиностроение. 1976 г.
5. D.Kuchemann F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985.
6. Jane's. All the world's aircraft. 2004-2005. jawa.janes.com
7. www.airwar.ru – Уголок неба. Сайт.
8. Красильщиков А.А. Планеры СССР. М. Машиностроение 1991г.
9. Кондратьев В.П. Яснопольский Л.Ф. Самолет – своими руками. М. Патриот. 1993 г
10. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
11. ADVANCED AIRCRAFT DESIGN. CONCEPTUAL DESIGN, ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF SUBSONIC CIVIL AIRPLANES. Egbert Torenbeek. *Delft University of Technology, The Netherlands. 2013.*
12. GUANGQIU WANG. JIE ZENG. JEN-DER LEE. XI DU. XIAOWEN SHAN. Preliminary Design of a Truss-Braced Natural-Laminar-Flow Composite Wing via Aeroelastic Tailoring. *ASDJournal (2015), Vol. 3, No. 3, pp. 1–17*
13. G.Garrier, O.Atinault, S.Dequand, J.-L.Hantrais-Gervois, C.Liauzun, Investigation of a strut-braced wing configuration for future commercial transport. 28-th international congress of the aeronautical sciences.
14. AIAA-2003-4062. Transonic Aerodynamics of a Wing/Pylon/Strut Junction Andy Ko, W.H. Mason and B. Grossman Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg, VA 21st AIAA
15. Euler-Equation-Based Drag Minimization of Unconventional Aircraft Configurations. Hugo Gagnon and David W. Zingg. *University of Toronto, Toronto, Ontario M3H 5T6, Canada*
16. А. В. АРХИПОВ (ЭМЗ им. В. М. Мясищева), Е. П. ВИЗЕЛЬ (ЦАГИ). ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СХЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СВЕРХТЯЖЕЛОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА (МГС) М-90 «ВОЗДУШНЫЙ ПАРОМ». *Техника Воздушного Флота № 3. 2012 г. стр. 8-21.*
17. www.TechNews2.ru - Новое в науке и технике. Американцы испытали тонкое удлинненное подкосное крыло. статья