

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка містить 81 сторінок, в тому числі 49 рисунків, 9 таблиць, 18 джерел. Графічна частина виконана на аркушах формату A1, у кількості 5 плакатів.

В даному проекті були проаналізовані наукові дослідження аеродинаміки компонування сучасних планерів. Розглянуто та проаналізовано методи визначення аеродинамічних характеристик транспортного планера. Побудовано розрахункові моделі варіантів компонування транспортного планера досліджено їх аеродинамічні характеристики. Після аналізу результатів обчислювального експерименту був обраний остаточний варіант компонування який задовольняє поставлені вимоги. Також було розроблено та виготовлено агрегати дослідної моделі транспортного планера.

В даному проекті було створено безпілотний транспортний планер, який буде інтегрований з безпілотним носієм. Проведено аналіз впливу безпілотного літака-носія на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики транспортного планера. На основі аналізу виконана оптимізація компонування безпілотного транспортного планера з точки зору реалізації максимального значення K_{\max} в заданих габаритах із застосуванням простих технологічних рішень.

The Summary

The explanatory note contains 81 pages including 49 figures, 9 tables, 18 sources. The graphic part is made on sheets of A1 format, in the amount of 5 posters.

In this project the scientific researches of aerodynamics of arrangement of modern gliders were analyzed. Methods for determining the aerodynamic characteristics of the transport glider are considered and analyzed. Computational models of transport glider layout options are constructed and their aerodynamic characteristics are investigated. After analyzing the results of the computational experiment, the final layout was chosen that meets the requirements. The units of the experimental model of the transport glider were also developed and manufactured.

In this project, an unmanned transport glider was created, which will be integrated with the unmanned vehicle. The analysis of the impact of the unmanned aircraft carrier on the aerodynamic and flight technical characteristics of the transport glider is carried out. Based on the analysis, the layout of the unmanned transport glider is optimized from the point of view of the realization of the maximum value of K_{max} in the given dimensions with the use of simple technological solutions.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	6
Вступ.....	7
РОЗДІЛ 1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ АЕРОДИНАМІКИ КОМПОНУВАНЬ СУЧАСНИХ ПЛАНЕРІВ	9
Висновки по розділу	19
РОЗДІЛ 2 ОГЛЯД МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРУ	20
2.1 Аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик і коефіцієнтів літальних апаратів.....	20
2.2 Чисельні методи моделювання процесу обтікання літальних апаратів	22
2.3 Експериментальні методи визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів різних аеродинамічних компонувань.....	26
2.4 Знаходження аеродинамічних характеристик методом симетричних особливостей.....	29
Висновки по розділу	36
РОЗДІЛ 3 ПОБУДОВА РОЗРАХУНКОВИХ МОДЕЛЕЙ ВАРІАНТІВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО ПЛАНЕРУ	37
3.1 Вибір аеродинамічної схеми	37
3.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик розрахункових моделей.....	45
3.3 Формування конструктивно-силової схеми крила	67
Висновки по розділу	70
СТАРТАП.....	71
ВИСНОВКИ.....	79
ВИКОРИСТАНІ ДЖЕРЕЛА	80

Перелік умовних позначень

K_{MAX} – максимальне значення аеродинамічної досконалості

$K_{БАЛ}$ – аеродинамічна досконалість в збалансованому стані

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

C_{yaMAX} – максимальне значення коефіцієнта підйимальної сили

$K/\sqrt{C_{Ya}}$ – критерій максимальної дальності

$m_z^{C_{ya}}$ – критерій стійкості

V_{BAL} - швидкість планування в збалансованому стані

$A_{ГО}$ - коефіцієнт статичного моменту ГО

$S_{ГО}$ - площа горизонтального оперення

$L_{ГО}$ – плече горизонтального оперення

$l_{ГО}$ – розмах горизонтального оперення

ЛА – літальний апарат

ПВМ – панельно-вихровий метод

ЛА – літальний апарат

БПЛА – безпілотний літальний апарат

КСС – конструктивно-силова схема

ПГО – плече горизонтального оперення

Вступ

Планери можуть значно перевершувати будь-які безпілотні літальні апарати (БПЛА), призначені для логістики вантажів, оскільки фактична дальність доставки вантажу складається з дальності польоту літака-носія плюс дальність польоту планера. Основним завданням аеродинамічного проектування транспортного планера є формування геометрії зовнішньої поверхні. Дослідження присвячено створенню транспортного безпілотного планеру із автоматичною системою керування. Визначено вплив параметрів його компоновки на аеродинамічні характеристики.

Актуальність даної магістерської дисертації полягає в можливості повітряної доставки корисного навантаження в локації з «важким» доступом:

- зона бойових дій
- зона техногенних катастроф
- зона стихійного лиха
- зона епідемій

Переваги: через автоматичну систему керування безпілотного транспортного планера більш висока точність доставки корисного навантаження в задану локацію в порівнянні з десантуванням на парашуті. Оскільки виготовлен планер із легких та радіопрозорих матеріалів (деревина, склопластик, пластик) то конструкція стає вигіднішою за ціною.

Наукова новизна дисертації полягає в створенні безпілотного транспортного планера інтегрованого з безпілотним носієм. У зв'язку з чим виконується аналіз впливу літака-носія на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики безпілотного транспортного планера. На основі аналізу виконується оптимізація компоновки безпілотного транспортного планера з точки зору реалізації максимального значення K_{\max} в заданих габаритах із застосуванням простих технологічних рішень (профіль з «плоским» днищем з листа, плоскі поверхні, переважно плоскі деталі вирізані на станках з

чисельним програмним керуванням, складання можливе без спеціальних стендів)

Методи дослідження

Для вирішення поставлених завдань в роботі використані методи математичного моделювання, обчислювальної математики, а також імітаційного і напівнатурного моделювання. Використовувалось програмне забезпечення: програми Microsoft Office, Pansym, Origin та КОМПАС-3D-V18.1

Практична значимість і впровадження результатів

Розроблена аеродинамічна модель транспортного планера та виконано аеродинамічний розрахунок та оптимізація компонування транспортного планера. На основі цього розроблено та виготовлено агрегати дослідної моделі.

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

АЕРОДИНАМІКИ КОМПОНУВАНЬ СУЧАСНИХ ПЛАНЕРІВ

В даному розділі розглянуто сучасні наукові дослідження для аналізу компонувань планерів. Ознайомившись з літературою та інтернет ресурсами було виділено для детального аналізу наступні статті:

1.1 Аеродинамічні характеристики планера GL-1 на основі обчислювальної динаміки рідини

В праці [1] автори E. Amalia, M.A Moelyadi, R. Julistina, C.A. Putra досліджують аеродинамічні характеристики планера GL-1 (рис.1.1.1) на базі обчислювальної гідродинаміки (CFD)

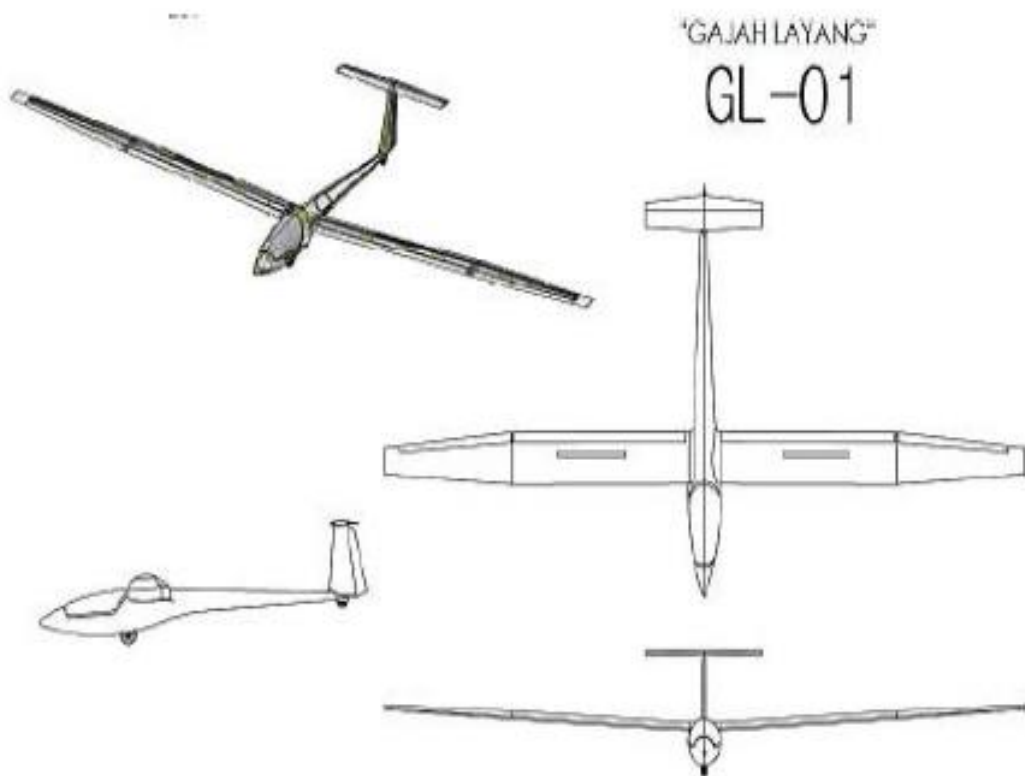


Рис.1.1.1 Три вида планера GL -1

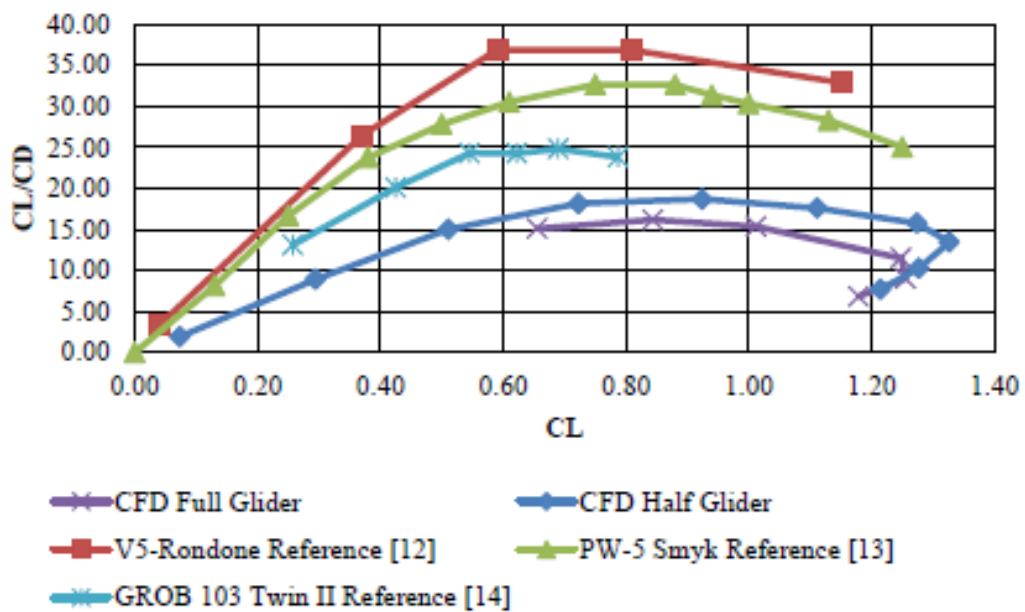


Рис.1.1.2 Порівняння аеродинамічної ефективності для порівняльного аналізу

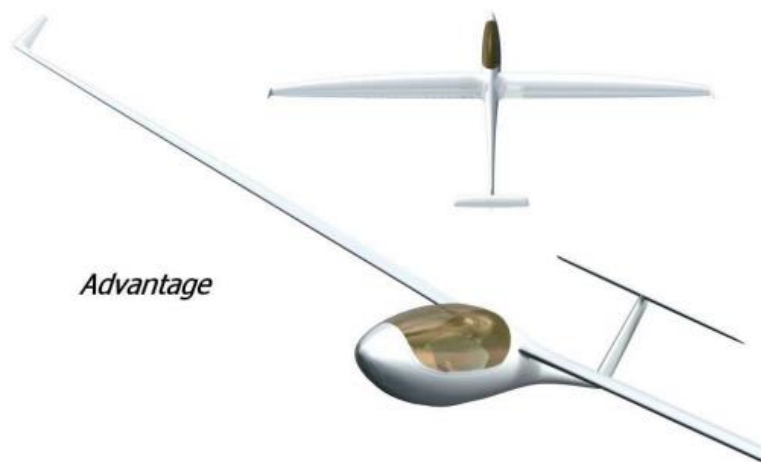
Поточне дослідження CFD з використанням зачеплення полупланера дає частково хороший результат для передбачення максимальної дальності CL нижче кута атаки 4 градуси і дає значення максимальної ефективності CD приблизно вдвічі більше, ніж результат попереднього проектування. На рис.1.1.2 показаний результат оцінки аеродинамічній ефективності. Ми можемо бачити, що максимальна аеродинамічна ефективність для існуючих планерів знаходиться в діапазоні від 25 до 38, в той час як зачеплення полупланера дає значення 19, а зачеплення повного планера дає значення 16. Це значення є прямим наслідком передбачення CD, тобто все ще потребують поліпшення, як обговорювалося вище, тому що значення CL вже знаходиться в тому ж діапазоні, що й існуючі планери.

1.2 Дослідження аеродинаміки планерів у Технологічному університеті Делфта. Останні та сучасні події.

В роботі [2] автор L.M.M. Voermans досліджував аеродинаміку планера.

У першій частині автор описує результати останніх аеродинамічних розробок на факультеті аерокосмічної інженерії Делфтського технологічного університету, які були застосовані в високопродуктивних планерах на

прикладі сімейств Advantage (рис.1.2.1.), Antares (рис.1.2.2), Stemme S2 / S6 / S8 / S9(рис.1.2.3.), Mü-31(рис.1.2.4) та Concordia (рис.1.2.5).



*Рис.1.2.1. Високопродуктивний планер стандартного класу. Переваги планера.
Нова Зеландія*



*Рис.1.2.2 Високопродуктивний планер Antares з розмахом 20 м з висувним
електроприводом.*

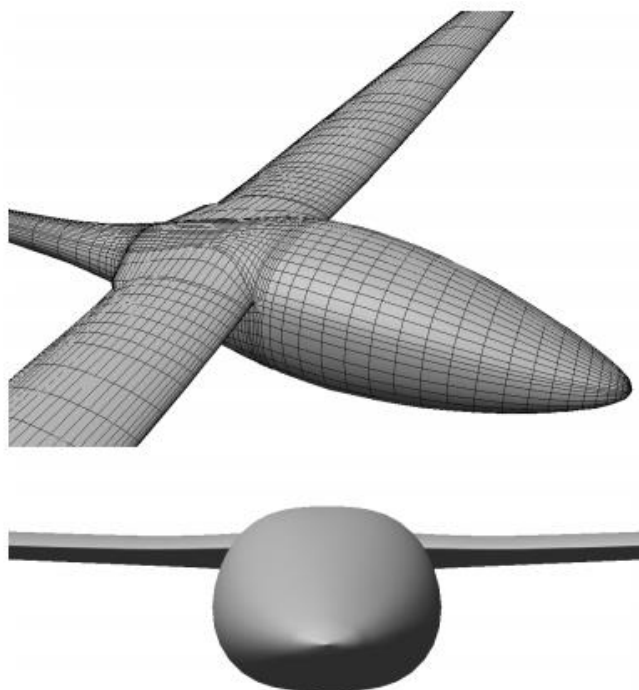


Рис.1.2.3. Комбінація крило-фюзеляж сімейства Stemme S2 / S6 / S8 / S9



Рис.1.2.4. Планер FAI класу Mü-31

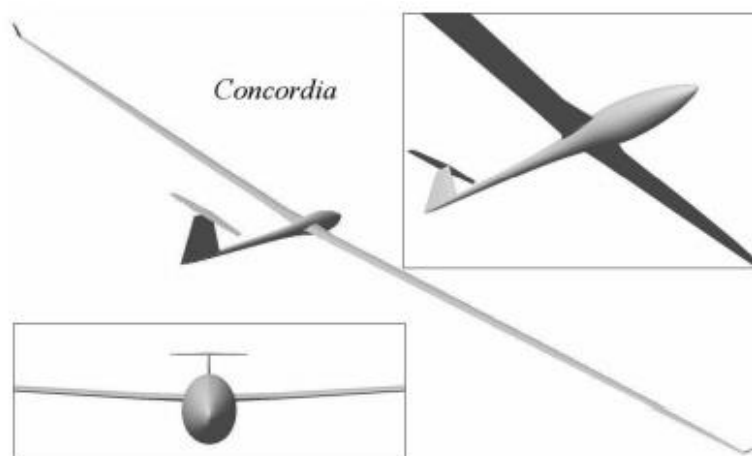


Рис.1.2.5. Три види одномісного планера відкритого класу Concordia

На основі результатів була розроблена нова повністю інтегрована комбінація фюзеляжу з високим крилом, яка має індуковане опір, майже рівне індукційованому опору тільки крила. Ламінарний потік на крилі, наскільки це можливо, в напрямку хорди і до фюзеляжу, і немає відриву прикордонного шару на пілоні. Випробування в аеродинамічній трубці з відфрезерованих моделлю Мю-31 підтвердили поліпшення.

Був розроблений і експериментально підтверджено новий теоретичний метод проектування обтічника передньої кромки. Такий обтічник дозволяє уникнути відриву потоку на фюзеляжі перед кореневої частиною крила і подальшої системи вихрового потоку навколо кореневої частини крила. Крім того, це призводить до швидкої реламінаризації наближається турбулентного прикордонного шару на обтічнику.

У другій частині описуються результати поточних досліджень з контролю за прикордонним шаром за допомогою всмоктування, для значного зниження опору.

Дослідження по всмоктуванню прикордонного шару тривають, щоб вирішити проблеми, що залишилися і розробити аеродинамічний профіль, спеціально розроблений для відсмоктування через прикордонний шар.

1.3 Вплив параметрів компоновки літального апарату із замкнутою просторовою схемою на транспортну ефективність

В роботі [3] автори О.О. Хомініч, і Д.М. Зінченко досліджували вплив сполучення крил замкнутої просторової схеми, аеродинамічних характеристик і транспортної ефективності ЛА. Це дасть можливість написання методичних рекомендацій щодо виконання аеродинамічного проектування нових компоновок ЛА із замкнутою просторовою схемою.

Дослідники отримали такі результати роботи:

Значення основних аеродинамічних характеристик при $M = 0,13$ та $Re=4,24 \cdot 10^6$ і графіки залежностей показані на рис.1.3.1-1.3.4.

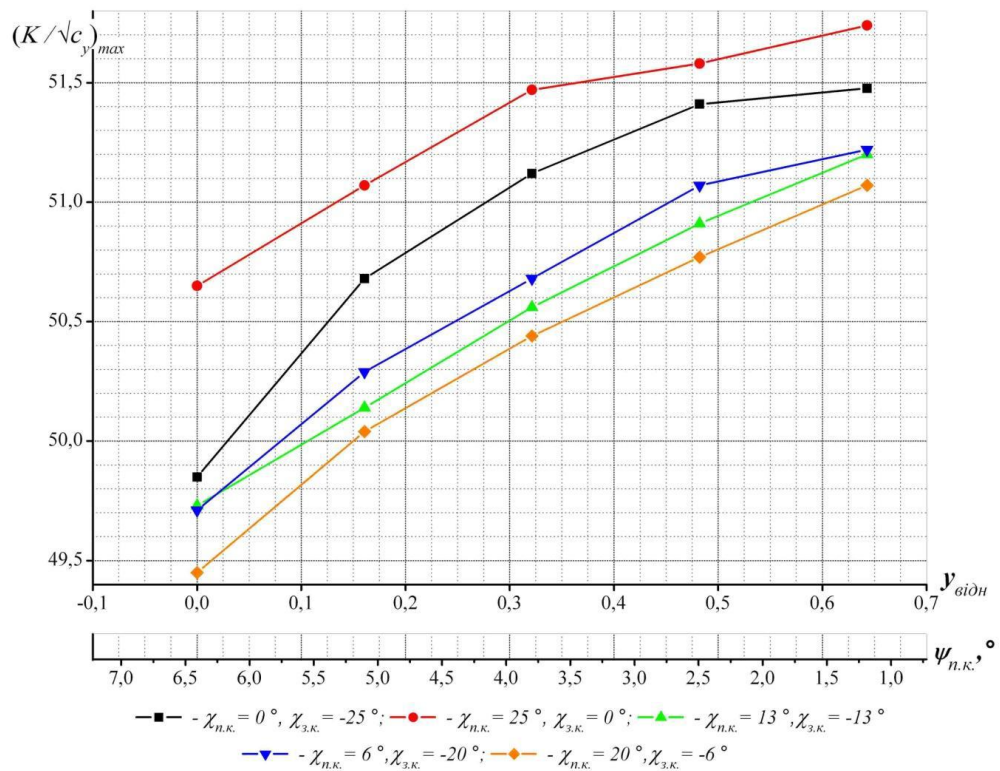


Рис. 1.3.1 Графіки залежностей $(K/\sqrt{c_y})_{max} = f(y_{відн})$ и $(K/\sqrt{c_y})_{max} = f(\psi_{п.к.})$

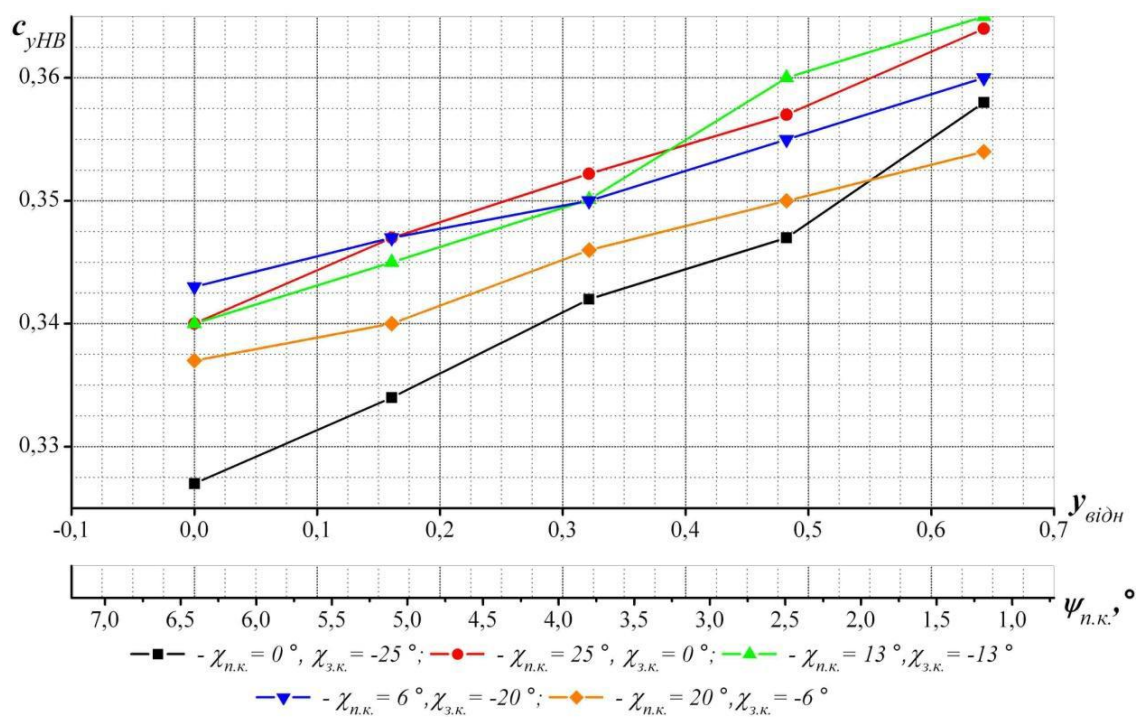


Рис. 1.3.2. Графіки залежностей $c_{yHB} = f(y_{vidn})$ и $c_{yHB} = f(\psi_{n.k.})$

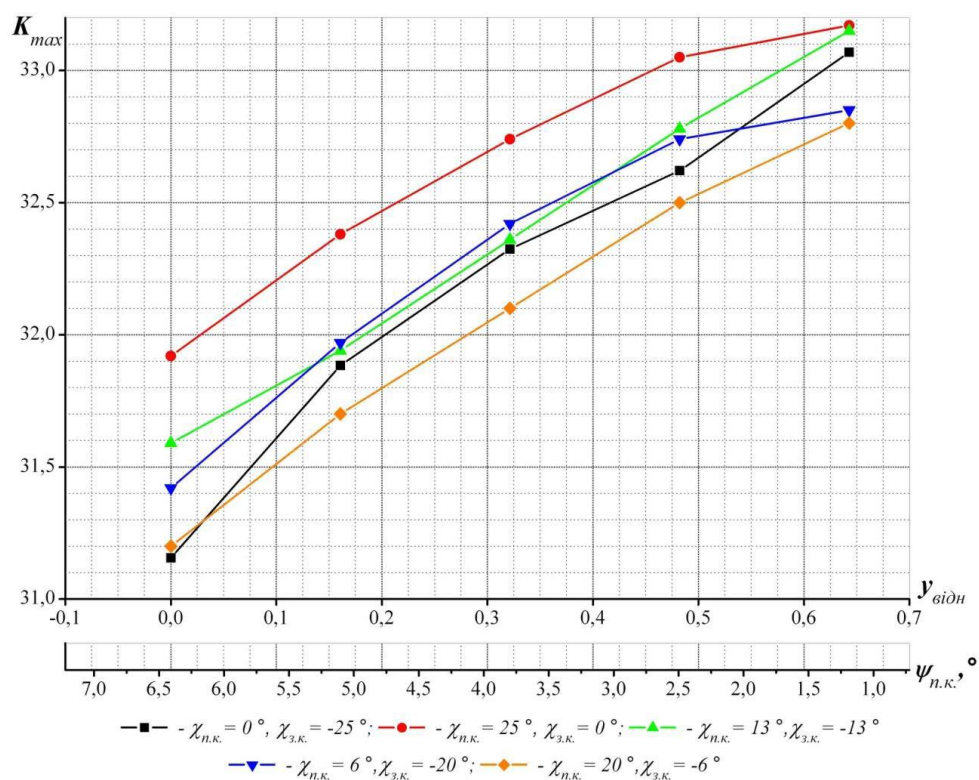


Рис. 1.3.3. Графіки залежностей $K_{max} = f(y_{vidn})$ и $K_{max} = f(\psi_{n.k.})$

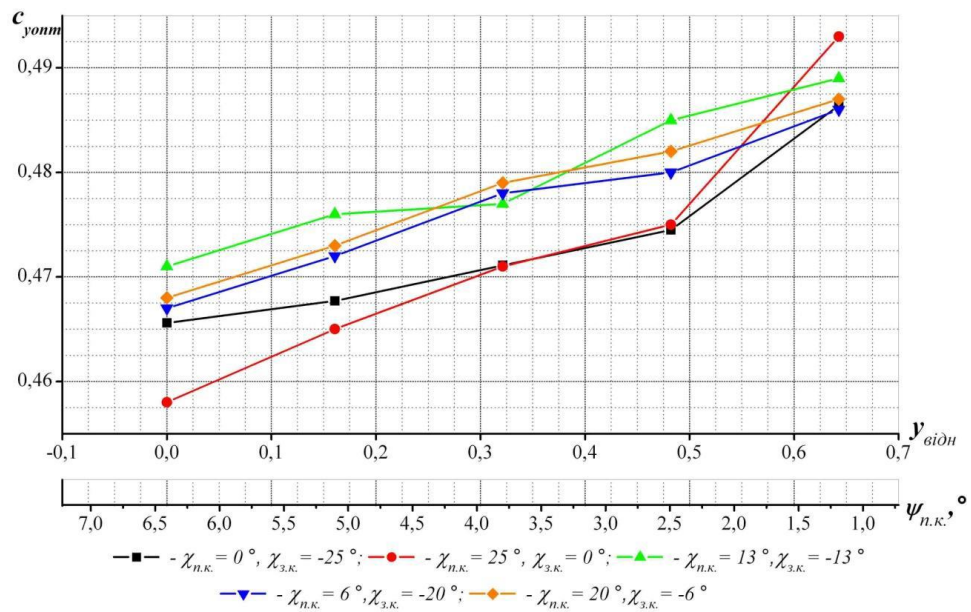


Рис. 1.3.4. Графіки залежностей $c_{yонт} = f(y_{відн})$ и $c_{онт} = f(\psi_{п.к.})$

Проведені дослідження дозволяють зробити наступні висновки:

1. Визначено вплив способів сполучення несучих поверхонь ЛА замкнутої просторової схеми на транспортну ефективність ЛА.
2. Отримані значення параметрів транспортної ефективності $(K/\sqrt{c_y})_{\max}$ і аеродинамічного якості K_{\max} ЛА замкнутої просторової схеми, які наочно демонструють переваги компоновання ЛА з заднім прямим крилом ($\chi_{п.кр.}=25^\circ$, $\chi_{з.кр.}=25^\circ$) в порівнянні з іншими компонованнями на всьому проміжку відстаней між переднім і заднім крилом ЛА.
3. Отримані значення максимальних параметрів транспортної ефективності $(K/\sqrt{c_y})_{\max}$ і аеродинамічного якості K_{\max} ЛА замкнутої просторової схеми, що демонструють переваги даної компоновки при максимальній відстані $y_{відн}$ між переднім і заднім крилом ЛА (крила паралельні).
4. Знайдено раціональне рішення з компоновання конструкції ЛА із замкнутою просторовою системою крил.

1.4 Демонстрація технології одноразового планера одноразового використання 1 тони



Рис. 1.4.1 Планер LG-2K RAIN, був спущений із вантажного літака Shorts SC-7 Skyvan.

У статті [4] автори Martinus M Sarigul-Klijn та Nesrin Sarigul-Klijn представили проектні і льотні випробування недорогого одноразового автономно складаної системи аеродрому на основі планера з підкосом на фермах. Планер призначен для одноразового використання, тому для кожного випробування потрібен новий планер. Кожен планер LG-2K, розгорнутий на базі різних літаків з нерухомим або гвинтокрилих крилом, включаючи MV-22, CH-53 або KC-130, може забезпечити доступний за ціною 130 вузлів повітряний метод поповнення запасів з такою ж точністю, як і низька висота скидання. Ці одноразові планери могли перевозити до 1800 фунтів вантажу в точки необхідності, розташовані на відстані більше 70 морських миль. Посадковий парашут, розгорнутий на малій висоті, може дозволити доставляти вантажі в міське середовище, невеликі галявини, гористу місцевість або через лісові або джунглі.

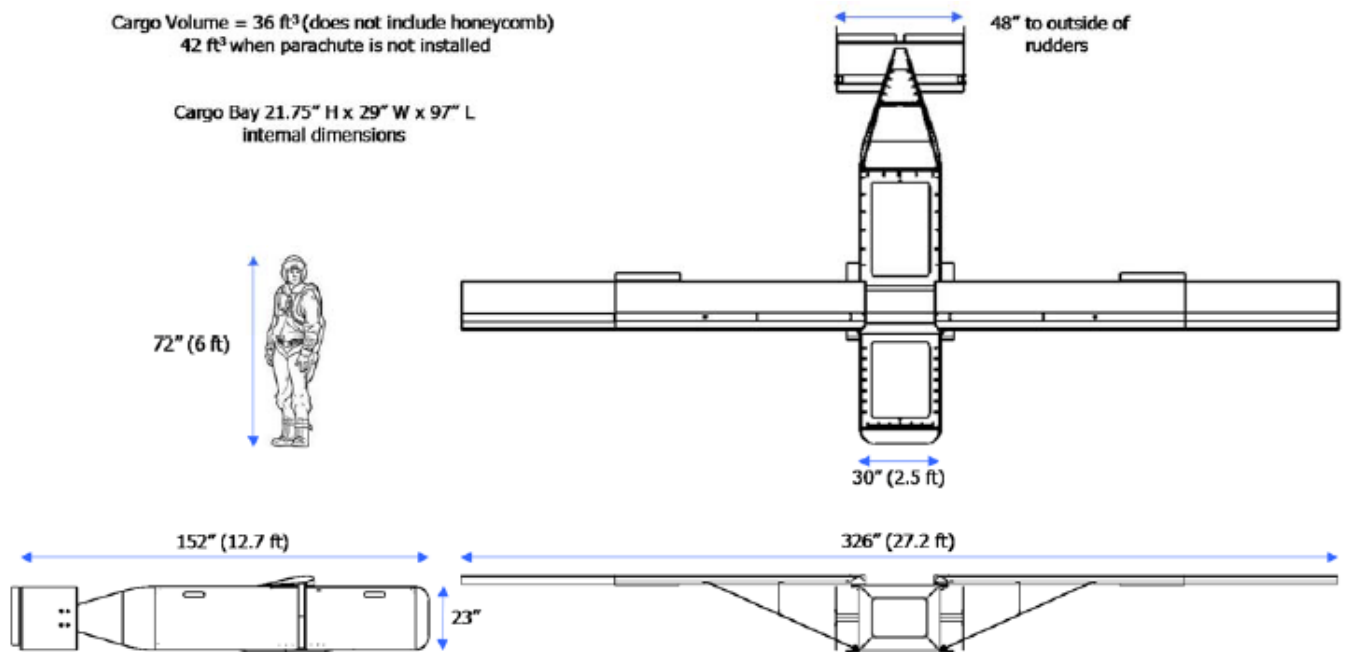


Рис. 1.4.2. Розмірний 3-вид планера DARPA LG-2K RAIN.

Планер LG-2K - це висококрила конструкція з обтічним фюзеляжем та фермо-підкріпленням крилом (TBW). Він має єдиний горизонтальний хвіст з подвійними вертикальними хвостами. Прототип планери для програми RAIN важать 400 фунтів (фунтів) порожнім без додаткового десантного парашута. Планер має довжину 12,7 футів із розмахом крил 23,2 фута. Версія розширеного діапазону (ER) має розмах крил 27,2 фута, що забезпечує поліпшення коефіцієнта ковзання на 14%, але додає 37 фунтів до порожньої ваги планера, див. Рис.1.4.2. Обсяг вантажу планера становить близько 42 кубічних футів без встановленого посадкового парашута і 36 кубічних футів, коли він встановлений. Вантажопідйомність становить до 1800 фунтів. Вартість цього планера передбачається порівнянною із стандартною системою доставки контейнерів, що подається повітрям (CDS), через подібну вартість матеріалів та подібні робочі години, необхідні для виробництва планера. CDS коштує від 4500 до 11000 доларів за одиницю, залежно від використовуваного парашута, і 90% всіх військових аеродромів США за останні 40 років використовували CDS.

Висновок по розділу:

В даному розділі було розглянуто та проаналізовано сучасні статті про знаходження аеродинамічних характеристик планера, які задовольняли тему магістерської дисертації. Особливу увагу приділено статті [4], яка також розглядає систему носій+контейнер, але доставка корисного навантаження здійснюється завдяки парашуту.

РОЗДІЛ 2

ОГЛЯД МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРУ.

Аеродинамічний розрахунок є найважливішим елементом аеродинамічного дослідження ЛА або його окремих частин (корпусу, крил, оперення, керуючих пристроїв). Результати такого розрахунку використовуються при траєкторних обчисленнях, при вирішенні завдань, пов'язаних з міцністю рухомих об'єктів, при визначенні льотно-технічних характеристик ЛА. Для визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів є методи: аналітичний, числовий і експериментальний.

2.1 Аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик і коефіцієнтів літальних апаратів

В основу сучасних методів розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА узятий принцип розчленування їх на ізольовані елементи. Відповідно до цього принципу ЛА, що представляє собою комбінацію корпусу з крилом і оперенням, замінюють розрахунковою схемою, в якій виділяють окремі його елементи: ізольоване крило, ізольоване оперення і ізольований корпус, малюнок 2.1, і знаходять їх аеродинамічні характеристики [13].

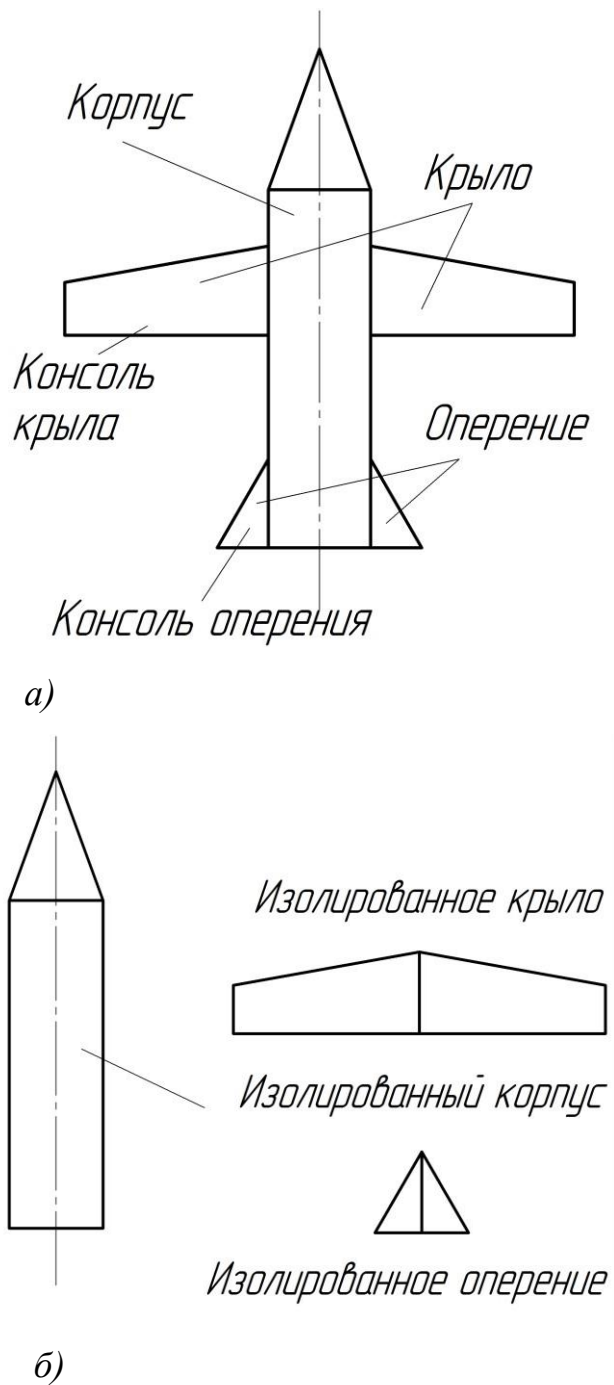


Рис 2.1 - За принципом розчленування ЛА на окремі ізолювані елементи
 а – літальний апарат в зборі, б – ізолювані частини ЛА.

Визначення аеродинамічних характеристик ізолюваних елементів ЛА при до- і надзвукових швидкостях набігаючого потоку носить не тільки допоміжний характер, але і є складовою частиною досліджень аеродинаміки ЛА. Наприклад, дослідження аеродинаміки крила набуває все більшого

значення в міру появи апаратів типу «літаюче крило» [16, 17], аеродинамічний розрахунок корпусів ЛА також має самостійне значення, так як існує клас апаратів, які є лише тілами обертання.

2.2 Чисельні методи моделювання процесів обтікання літальних апаратів різних аеродинамічних компонувань

2.2.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик літальних апаратів методом дискретних вихорів

Метод дискретних вихорів - засіб вирішення прикладних завдань теорії лінійного потенціалу в аеродинаміки [18]. Багато фізичні процеси математично описуються в термінах крайових задач для рівняння Лапласа, яке має властивість лінійності. Можливість використання в цьому випадку суперпозиції фундаментальних рішень дозволяє (розміщенням особливостей на поверхні досліджуваного об'єкта, а не в просторі навколо нього) зменшити на одиницю розмірність завдання, а отже, зменшити потрібні обчислювальні ресурси для отримання достовірного результату математичного моделювання. Обчислювальний метод для вирішення ряду приватних завдань реалізований в двох програмних модулях, в системі комп'ютерної алгебри MathCAD і мовою ФОРТРАН, що дозволяють визначати аеродинамічні похідні для системи несучих поверхонь, що моделюють поверхню ЛА, в потоці ідеального нестисливого газу.

У програмному засобі використовуються такі припущення:

- рух ЛА відбувається в безмежному ізотропному середовищі. При цьому приймаємо середу ідеальним нестисливим газом;
- ЛА рухається у спокійному середовищі, (коли швидкість точок поверхні ЛА щодо середовища набагато менше швидкості звуку);
- масовими силами нехтуємо. Будемо вважати, що ЛА рухається в інерційній системі відліку, пов'язаної з Землею;

- граничні умови на поверхні ЛА формуються в залежності від його властивостей у вигляді умови непротікання або закону протікання. У нескінченно віддалених точках виконується умова загасання збурень для потенціалу і його градієнта (швидкості). На пелені (якщо така існує) виконується кінематичне і динамічне умови спільності течій з різних сторін пелени, а також умова Чаплигіна-Жуковського на крайках тіла, з яких пелена сходить в потік;

- будемо вважати ЛА жорстким, суцільним. Поверхня ЛА вважаємо замкнутою і заданою в зв'язаній системі координат.

Поверхня будь-якого фізичного об'єкта можна уявити двосторонньою замкнутою поверхнею, у всіх точках якої можуть бути окремі лінії і точки. Але використання такого уявлення в методі дискретних вихорів може бути малоефективним, через недостатнє швидкодії існуючих ЕОМ. Для планарних тіл або елементів системи несучих поверхонь (крила, вертикальне і горизонтальне оперення) розумно використовувати схематизація у вигляді двосторонніх незамкнутих поверхонь.

Попередній розрахунок аеродинамічних характеристик здійснюється в модулі на базі, програми комп'ютерної алгебри MathCAD, малюнок 2.2.1, далі результати розрахунку трансюються в програмний модуль, який реалізує розрахунок методом дискретних вихорів, на мові програмування ФОРТРАН, рисунок 2.2.2. Як компілятор використовується вільно розповсюджене програмне забезпечення, Force 2.0.

Трансляція даних між програмними модулями здійснюється за допомогою копіювання масиву інформації за результатами роботи модуля в середовищі MathCAD в середу програми Force 2.0.

По закінченню роботи, програма формує звіт про роботу, файл представлений текстовим документом, рис. 2.2.3.

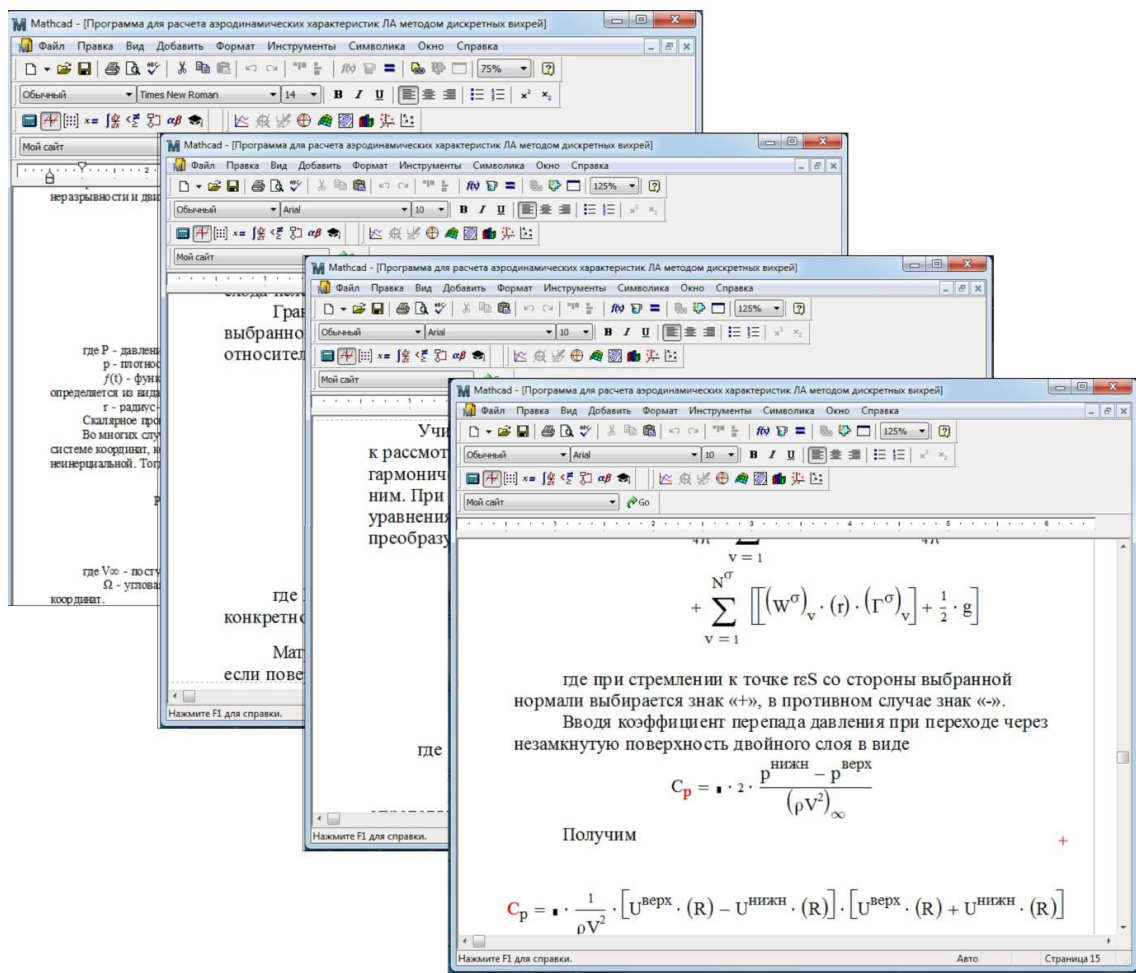


Рис. 2.2.1 - Экранні форми програмного модуля

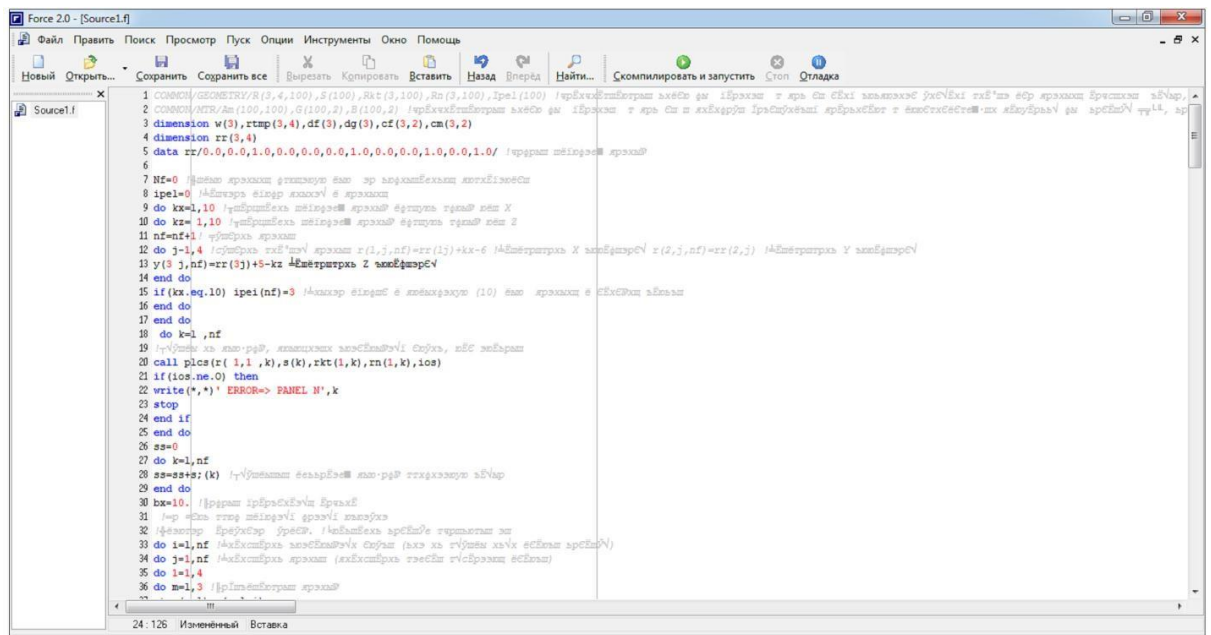


Рис. 2.2.2 - Обчислення в модулі на мові програмування ФОРТРАН

<pre> COMMON/GEOMETRY/R(3,4,100),S(100),Rkt(3,100),Rn(3,100),Ipe1(100) !зарезервировали место для хранения в памяти трех компонент четырех вершин ста панелей разбиения крыла, их площадей, трех компонент ста контрольных точек, трех компонент ста нормалей в контрольных точках, ста признаков схода пелены COMMON/MTR/Am(100,100),G(100,2),B(100,2) !зарезервировали место для хранения в памяти и передачи фактических параметров в соответствующие программы для матрицы SLAU, матрицы решений и матрицы правых частей dimension w(3),rtmp(3,4),df(3),dg(3),cf(3,2),cm(3,2) dimension rr(3,4) data rr/0.0,0.0,1.0,0.0,0.0,0.0,0.0,1.0,0.0,0.0,1.0,0.0,1.0/ !задали исходную панель </pre>	<pre> Nf=0 !Число панелей двойного слоя на моделируемой поверхности ipe1=0 !Признак схода пелены с панелей do kx=1,10 !Тиражируем исходную панель сдвигом вдоль оси X do kz=1,10 !Тиражируем исходную панель сдвигом вдоль оси Z n=nf+1 ! Считаем панель do j=1,4 !считаем верш r(2,j,nf)=rr(2,j) !Пд r(3 j,nf)=rr(3j)+5-kz end do if(kx.eq.10) ipe1(nf) end do do k=1,nf !Вычисляем площади, п call plos(r(1,1,k), if(cos.ne.0) then write(*,*) ' ERROR> N stop end if end do ss=0 do k=1,nf ss=ss+s(k) !Вычисли end do bx=10. !Задали харак !На этом ввод исходн !Основная расчетная ч do i=1,nf !Перебираем do j=1,nf !Перебираем do l=1,4 do m=1,3 !Зафиксируем rtmp(m,l)=r(m,l,j) end do !Если с панели сходит при-лагаем к панели l if(ipe1(j).eq.1) then rtmp(1,l)=rtmp(1,l)+1 </pre>	<pre> end do !Матрица SLAU сформирована !Формирование первой правой части SLAU alfa=5.3,14159/180 !Рассмотрим малый угол атаки w(1)=cos(alfa) !Ему соответствует вектор невозмущенного набегающего потока w(2)=sin(alfa) do k=1,nf !Перебираем контрольные точки !Вычисляем нормальную составляющую скорости набегающего потока к поверхности соответствующей панели в контрольной точке call sp(w,rn(1,k),b(k,1)) b(k,1)=b(k,1)/alfa !Обезразмериваем на величину введенного угла атаки end do !Формирование второй правой части SLAU. Рассмотрим вращение "вокруг" оси, направлен-ной вдоль размаха, с единичной угловой скоростью w(1)=0 w(2)=0 w(3)=1 do k=1,nf call vp(w,rkt(1,k),rt call sp(rtmp(1,1),rn(end do b=4*314159*b !Решаем SLAU с двумя COMMON /MTR/ npr=2 call rslu(nf,npr) !Расчет нагрузок w=0 !Задаем вектор не cf=0 ! Обнуляем массив задачи do k=1,nf !Перебираем do j=1,4 !Перебираем if(ipe1(k).ne.j) then элементарная сила задачи jpl=j+1 f(jpl.eq.5) jpl=1 do i=1,3 dg(i)=(r(1,jpl,k)-r(1 rtmp(1,2)=(r(1,jpl,k) end do call vp(dg,w,df) !Тед do i=1,3 cf(i,kk)=cf(i,kk)+df(i end do call vp(df,rtmp(1,2), do i=1,3 cm(i,kk)=cm(i,kk)+rtm end do end if end do end do end do end do end do !Представляем результ write(*,*) ' Task: ALFA write(*,*) '(IX,3HCk=,F10.5,5H; write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; (2*cm(1,1)/(ss*bx),i= write(*,*) ' Task: OM </pre>	<pre> write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; Cy=,F10.5,5I1; Cz= F10.5,.)') (2*cf(1,2)/(ss*bx),i=1,3) write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; My=,F10.5,5H; Mz=,F10.5,.)') (2*cm(1,2)/(ss*bx),i=1,3) END !!!/++++++ !Подпрограмма вычисляет площади ss, радиус-вектор контрольной точки rc, орт нормали rn, код возврата ios для панели rv subroutine plos(rv,ss,rc,rn,ios) dimension rv(3,4),xs(3,2),rc(3),rn(3) ios=0 do k=1,3 xs(k,1)=rv(k,1)-rv(k,3) xs(k,2)=rv(k,2)-rv(k,4) rc(k)=(rv(k,1)+rv(k,2)+rv(k,3)+rv(k,4))/4.0 end do call vp(xs(1,2),xs(1,1),rn) call sp(rn,rc,ss) if(ss.eq.0) then ios=-1 return end if ss=sqrt(ss) ss=ss/2.0 end ! subroutine sp(a,b,c) dimension a(3),b(3) c=0 do i=1,3 c=c+a(i)*b(i) end do end subroutine vp(a,b,c) a(3),b(3),c(3) c(1)=a(2)*b(3)-a(3)*b(2) end i subroutine dl(x,z) !a call sp(x,x,z) z=sqrt subroutine skos_pan(f выхревыми отрезками dimension rt(3),r(3,4) real*8 r1,r2,r22,r3, wx=0. wy=0. rz=1.e-28 xl=rt(1)-r(1,1) yl=rt(2)-r(2,1) zl=rt(3)-r(3,1) r1=(xl*xl+yl*yl+zl*zl) if(r1.gt.0.) r1=dsqrt(r1) do i=1,n ip=i+1 if(ip.gt.n) ip=1 x2=rt(1)-r(1,ip) y2=rt(2)-r(2,ip) z2=rt(3)-r(3,ip) r2=x2*x2+y2*y2+z2*z2 if(r1.eq.0..or.r2.eq. r2=dsqrt(r2) </pre>	<pre> x3=r(1,ip)-r(1,1) y3=r(2,ip)-r(2,1) z3=r(3,ip)-r(3,1) r3=x3*x3+y3*y3+z3*z3 if(r3.eq.0.) goto30 bx=y1*x3-z1*y3 by=z1*x3-x1*z3 bz=x1*y3-y1*x3 h=(bx*bx+by*by+bz*bz)/r3 if(h.lt.tb) then rb r1=(x1*x3+y1*y3+z1*z3)/r1 r22=(x2*x3+y2*y3+z2*z3)/r2 h=(z1-z2)/(h+r3) wx=xx-lt1*bx wy=wy-h*by wz=wz-h*bz 30 x1=x2 yl=y2 zl=z2 r1=r2 enddo w(1)=wx w(2)=wy w(3)=wz subroutine rslu(n,npr) COMMON /MTR/ Ax(100, do k=1,nm nk=n-k nkl=n-k+1 ab=ax(k,k) if(abs(ab).lt..00001) ab=1./ab do kl=1,nk kp=k+kl v=ab(kp,k)*ab do ipr=1,npr y(kp,ipr)=y(kp,ipr)-v end do do ll=1,nkl l=ll+k-1 w=xx(k,l)+y ax(kp,l)=ax(kp,l)-w end do end do do ipr=1,npr x(n,ipr)=y(n,ipr)/ax do k=1,nm 4 m=n-k ab=ax(k,m) if(abs(ab).lt..00001) xx=0. do l=1,k i=n-l+1 xx=xx+ax(m,i)*x(i,ipr) end do x(m,ipr)=y(m,ipr)-xx end do end do subroutine ptn(n,rn,f N выхревыми отрезков RU ограниченная заданной dimension rt(3),ru(3,4) p=0 xsl=ru(1,1)+ru(1,2)+ zsl=ru(3,1)+ru(3,2)+ </pre>
<pre> !Вычисляем площади, п call plos(r(1,1,k), if(cos.ne.0) then write(*,*) ' ERROR> N stop end if end do ss=0 do k=1,nf ss=ss+s(k) !Вычисли end do bx=10. !Задали харак !На этом ввод исходн !Основная расчетная ч do i=1,nf !Перебираем do j=1,nf !Перебираем do l=1,4 do m=1,3 !Зафиксируем rtmp(m,l)=r(m,l,j) end do !Если с панели сходит при-лагаем к панели l if(ipe1(j).eq.1) then rtmp(1,l)=rtmp(1,l)+1 </pre>	<pre> end do !Матрица SLAU сформирована !Формирование первой правой части SLAU alfa=5.3,14159/180 !Рассмотрим малый угол атаки w(1)=cos(alfa) !Ему соответствует вектор невозмущенного набегающего потока w(2)=sin(alfa) do k=1,nf !Перебираем контрольные точки !Вычисляем нормальную составляющую скорости набегающего потока к поверхности соответствующей панели в контрольной точке call sp(w,rn(1,k),b(k,1)) b(k,1)=b(k,1)/alfa !Обезразмериваем на величину введенного угла атаки end do !Формирование второй правой части SLAU. Рассмотрим вращение "вокруг" оси, направлен-ной вдоль размаха, с единичной угловой скоростью w(1)=0 w(2)=0 w(3)=1 do k=1,nf call vp(w,rkt(1,k),rt call sp(rtmp(1,1),rn(end do b=4*314159*b !Решаем SLAU с двумя COMMON /MTR/ npr=2 call rslu(nf,npr) !Расчет нагрузок w=0 !Задаем вектор не cf=0 ! Обнуляем массив задачи do k=1,nf !Перебираем do j=1,4 !Перебираем if(ipe1(k).ne.j) then элементарная сила задачи jpl=j+1 f(jpl.eq.5) jpl=1 do i=1,3 dg(i)=(r(1,jpl,k)-r(1 rtmp(1,2)=(r(1,jpl,k) end do call vp(dg,w,df) !Тед do i=1,3 cf(i,kk)=cf(i,kk)+df(i end do call vp(df,rtmp(1,2), do i=1,3 cm(i,kk)=cm(i,kk)+rtm end do end if end do end do end do end do !Представляем результ write(*,*) ' Task: ALFA write(*,*) '(IX,3HCk=,F10.5,5H; write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; (2*cm(1,1)/(ss*bx),i= write(*,*) ' Task: OM </pre>	<pre> write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; Cy=,F10.5,5I1; Cz= F10.5,.)') (2*cf(1,2)/(ss*bx),i=1,3) write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; My=,F10.5,5H; Mz=,F10.5,.)') (2*cm(1,2)/(ss*bx),i=1,3) END !!!/++++++ !Подпрограмма вычисляет площади ss, радиус-вектор контрольной точки rc, орт нормали rn, код возврата ios для панели rv subroutine plos(rv,ss,rc,rn,ios) dimension rv(3,4),xs(3,2),rc(3),rn(3) ios=0 do k=1,3 xs(k,1)=rv(k,1)-rv(k,3) xs(k,2)=rv(k,2)-rv(k,4) rc(k)=(rv(k,1)+rv(k,2)+rv(k,3)+rv(k,4))/4.0 end do call vp(xs(1,2),xs(1,1),rn) call sp(rn,rc,ss) if(ss.eq.0) then ios=-1 return end if ss=sqrt(ss) ss=ss/2.0 end ! subroutine sp(a,b,c) dimension a(3),b(3) c=0 do i=1,3 c=c+a(i)*b(i) end do end subroutine vp(a,b,c) a(3),b(3),c(3) c(1)=a(2)*b(3)-a(3)*b(2) end i subroutine dl(x,z) !a call sp(x,x,z) z=sqrt subroutine skos_pan(f выхревыми отрезками dimension rt(3),r(3,4) real*8 r1,r2,r22,r3, wx=0. wy=0. rz=1.e-28 xl=rt(1)-r(1,1) yl=rt(2)-r(2,1) zl=rt(3)-r(3,1) r1=(xl*xl+yl*yl+zl*zl) if(r1.gt.0.) r1=dsqrt(r1) do i=1,n ip=i+1 if(ip.gt.n) ip=1 x2=rt(1)-r(1,ip) y2=rt(2)-r(2,ip) z2=rt(3)-r(3,ip) r2=x2*x2+y2*y2+z2*z2 if(r1.eq.0..or.r2.eq. r2=dsqrt(r2) </pre>	<pre> x3=r(1,ip)-r(1,1) y3=r(2,ip)-r(2,1) z3=r(3,ip)-r(3,1) r3=x3*x3+y3*y3+z3*z3 if(r3.eq.0.) goto30 bx=y1*x3-z1*y3 by=z1*x3-x1*z3 bz=x1*y3-y1*x3 h=(bx*bx+by*by+bz*bz)/r3 if(h.lt.tb) then rb r1=(x1*x3+y1*y3+z1*z3)/r1 r22=(x2*x3+y2*y3+z2*z3)/r2 h=(z1-z2)/(h+r3) wx=xx-lt1*bx wy=wy-h*by wz=wz-h*bz 30 x1=x2 yl=y2 zl=z2 r1=r2 enddo w(1)=wx w(2)=wy w(3)=wz subroutine rslu(n,npr) COMMON /MTR/ Ax(100, do k=1,nm nk=n-k nkl=n-k+1 ab=ax(k,k) if(abs(ab).lt..00001) ab=1./ab do kl=1,nk kp=k+kl v=ab(kp,k)*ab do ipr=1,npr y(kp,ipr)=y(kp,ipr)-v end do do ll=1,nkl l=ll+k-1 w=xx(k,l)+y ax(kp,l)=ax(kp,l)-w end do end do do ipr=1,npr x(n,ipr)=y(n,ipr)/ax do k=1,nm 4 m=n-k ab=ax(k,m) if(abs(ab).lt..00001) xx=0. do l=1,k i=n-l+1 xx=xx+ax(m,i)*x(i,ipr) end do x(m,ipr)=y(m,ipr)-xx end do end do subroutine ptn(n,rn,f N выхревыми отрезков RU ограниченная заданной dimension rt(3),ru(3,4) p=0 xsl=ru(1,1)+ru(1,2)+ zsl=ru(3,1)+ru(3,2)+ </pre>	<pre> x22=-ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)-ru(3,4) zs2=-ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)-ru(3,4) ss=s2 s1=s2 s2=ss end if r1=.01*r1 r2=100.*s2 xs=.25*(ru(1,1)+ru(1,2)+ru(1,3)+ru(1,4))-rt(1) ys=.25*(ru(2,1)+ru(2,2)+ru(2,3)+ru(2,4))-rt(2) zs=.25*(ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)+ru(3,4))-rt(3) rs=xs*xs+ys*ys+zs*zs if(rs.gt.r1) go to 30 p=0. return 30 if(rs.le.r2) go to 20 9 a=ysl*zs2-zsl*ys2 b=zsl*xs2-xsl*zs2 c=xsl*ys2-ysl*xs2 p=p+(a*xs+b*ys+c*zs)/(4.*rs*sqr(r1)) return 20 x1=ru(1,1)-rt(1) * yl=ru(2,1)-rt(2) zl=ru(3,1)-rt(3) x2=ru(1,2)-rt(1) y2=ru(2,2)-rt(2) z2=ru(3,2)-rt(3) x3=ru(1,3)-rt(1) y3=ru(2,3)-rt(2) z3=ru(3,3)-rt(3) x4=ru(1,4)-rt(1) y4=ru(2,4)-rt(2) z4=ru(3,4)-rt(3) s1=sqrt(x1*x1+y1*y1+z1*z1) s2=sqrt(x2*x2+y2*y2+z2*z2) s3=sqrt(x3*x3+y3*y3+z3*z3) s4=sqrt(x4*x4+y4*y4+z4*z4) a=(x1*x2+y1*y2+z1*z2)/(s1*s2) b=(x3*x2+y3*y2+z3*z2)/(s3*s2) C=(x3*x4+y3*y4+z3*z4)/(s3*s4) d=(x1*x4+y1*y4+z1*z4)/(s1*s4) e=(x1*x3+y1*y3+z1*z3)/(s1*s3) f=(1.+a)*(1.+b)*(1.+e) pq=sqrt(.125*f) ps=.25*(1.+2.*a*b+e-a*a-b*b-e*e) pc=f+2.*pq*(1.+a+b+e)-ps pq=sqrt(abs(ps/pc)) zn=x3*(y1*y2-z1*y2)+y3*(z1*x2-x1*z2)+z3*(x1*y2-y1*x2) zn=sign(1.,zn) p=p+4.*zn*atan(pq) f=(1.+c)*(1.+d)*(1.+e) pq=sqrt(.125*f) ps=.25*(1.+2.*c*d+e-c*c-d*d-e*e) pc=f+2.*pq*(1.+c+d+e)-ps pq=sqrt(abs(ps/pc)) zn=x4*(y1*z3-z1*y3)+y4*(z1*x3-x1*z3)+z4*(x1*y3-y1*x3) ; zn=sign(1.,zn) p=p+4.*zn*atan(pq) end f </pre>
<pre> !Вычисляем площади, п call plos(r(1,1,k), if(cos.ne.0) then write(*,*) ' ERROR> N stop end if end do ss=0 do k=1,nf ss=ss+s(k) !Вычисли end do bx=10. !Задали харак !На этом ввод исходн !Основная расчетная ч do i=1,nf !Перебираем do j=1,nf !Перебираем do l=1,4 do m=1,3 !Зафиксируем rtmp(m,l)=r(m,l,j) end do !Если с панели сходит при-лагаем к панели l if(ipe1(j).eq.1) then rtmp(1,l)=rtmp(1,l)+1 </pre>	<pre> end do !Матрица SLAU сформирована !Формирование первой правой части SLAU alfa=5.3,14159/180 !Рассмотрим малый угол атаки w(1)=cos(alfa) !Ему соответствует вектор невозмущенного набегающего потока w(2)=sin(alfa) do k=1,nf !Перебираем контрольные точки !Вычисляем нормальную составляющую скорости набегающего потока к поверхности соответствующей панели в контрольной точке call sp(w,rn(1,k),b(k,1)) b(k,1)=b(k,1)/alfa !Обезразмериваем на величину введенного угла атаки end do !Формирование второй правой части SLAU. Рассмотрим вращение "вокруг" оси, направлен-ной вдоль размаха, с единичной угловой скоростью w(1)=0 w(2)=0 w(3)=1 do k=1,nf call vp(w,rkt(1,k),rt call sp(rtmp(1,1),rn(end do b=4*314159*b !Решаем SLAU с двумя COMMON /MTR/ npr=2 call rslu(nf,npr) !Расчет нагрузок w=0 !Задаем вектор не cf=0 ! Обнуляем массив задачи do k=1,nf !Перебираем do j=1,4 !Перебираем if(ipe1(k).ne.j) then элементарная сила задачи jpl=j+1 f(jpl.eq.5) jpl=1 do i=1,3 dg(i)=(r(1,jpl,k)-r(1 rtmp(1,2)=(r(1,jpl,k) end do call vp(dg,w,df) !Тед do i=1,3 cf(i,kk)=cf(i,kk)+df(i end do call vp(df,rtmp(1,2), do i=1,3 cm(i,kk)=cm(i,kk)+rtm end do end if end do end do end do end do !Представляем результ write(*,*) ' Task: ALFA write(*,*) '(IX,3HCk=,F10.5,5H; write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; (2*cm(1,1)/(ss*bx),i= write(*,*) ' Task: OM </pre>	<pre> write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; Cy=,F10.5,5I1; Cz= F10.5,.)') (2*cf(1,2)/(ss*bx),i=1,3) write(*,') '(IX,3HCk=,F10.5,5H; My=,F10.5,5H; Mz=,F10.5,.)') (2*cm(1,2)/(ss*bx),i=1,3) END !!!/++++++ !Подпрограмма вычисляет площади ss, радиус-вектор контрольной точки rc, орт нормали rn, код возврата ios для панели rv subroutine plos(rv,ss,rc,rn,ios) dimension rv(3,4),xs(3,2),rc(3),rn(3) ios=0 do k=1,3 xs(k,1)=rv(k,1)-rv(k,3) xs(k,2)=rv(k,2)-rv(k,4) rc(k)=(rv(k,1)+rv(k,2)+rv(k,3)+rv(k,4))/4.0 end do call vp(xs(1,2),xs(1,1),rn) call sp(rn,rc,ss) if(ss.eq.0) then ios=-1 return end if ss=sqrt(ss) ss=ss/2.0 end ! subroutine sp(a,b,c) dimension a(3),b(3) c=0 do i=1,3 c=c+a(i)*b(i) end do end subroutine vp(a,b,c) a(3),b(3),c(3) c(1)=a(2)*b(3)-a(3)*b(2) end i subroutine dl(x,z) !a call sp(x,x,z) z=sqrt subroutine skos_pan(f выхревыми отрезками dimension rt(3),r(3,4) real*8 r1,r2,r22,r3, wx=0. wy=0. rz=1.e-28 xl=rt(1)-r(1,1) yl=rt(2)-r(2,1) zl=rt(3)-r(3,1) r1=(xl*xl+yl*yl+zl*zl) if(r1.gt.0.) r1=dsqrt(r1) do i=1,n ip=i+1 if(ip.gt.n) ip=1 x2=rt(1)-r(1,ip) y2=rt(2)-r(2,ip) z2=rt(3)-r(3,ip) r2=x2*x2+y2*y2+z2*z2 if(r1.eq.0..or.r2.eq. r2=dsqrt(r2) </pre>	<pre> x3=r(1,ip)-r(1,1) y3=r(2,ip)-r(2,1) z3=r(3,ip)-r(3,1) r3=x3*x3+y3*y3+z3*z3 if(r3.eq.0.) goto30 bx=y1*x3-z1*y3 by=z1*x3-x1*z3 bz=x1*y3-y1*x3 h=(bx*bx+by*by+bz*bz)/r3 if(h.lt.tb) then rb r1=(x1*x3+y1*y3+z1*z3)/r1 r22=(x2*x3+y2*y3+z2*z3)/r2 h=(z1-z2)/(h+r3) wx=xx-lt1*bx wy=wy-h*by wz=wz-h*bz 30 x1=x2 yl=y2 zl=z2 r1=r2 enddo w(1)=wx w(2)=wy w(3)=wz subroutine rslu(n,npr) COMMON /MTR/ Ax(100, do k=1,nm nk=n-k nkl=n-k+1 ab=ax(k,k) if(abs(ab).lt..00001) ab=1./ab do kl=1,nk kp=k+kl v=ab(kp,k)*ab do ipr=1,npr y(kp,ipr)=y(kp,ipr)-v end do do ll=1,nkl l=ll+k-1 w=xx(k,l)+y ax(kp,l)=ax(kp,l)-w end do end do do ipr=1,npr x(n,ipr)=y(n,ipr)/ax do k=1,nm 4 m=n-k ab=ax(k,m) if(abs(ab).lt..00001) xx=0. do l=1,k i=n-l+1 xx=xx+ax(m,i)*x(i,ipr) end do x(m,ipr)=y(m,ipr)-xx end do end do subroutine ptn(n,rn,f N выхревыми отрезков RU ограниченная заданной dimension rt(3),ru(3,4) p=0 xsl=ru(1,1)+ru(1,2)+ zsl=ru(3,1)+ru(3,2)+ </pre>	<pre> x22=-ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)-ru(3,4) zs2=-ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)-ru(3,4) ss=s2 s1=s2 s2=ss end if r1=.01*r1 r2=100.*s2 xs=.25*(ru(1,1)+ru(1,2)+ru(1,3)+ru(1,4))-rt(1) ys=.25*(ru(2,1)+ru(2,2)+ru(2,3)+ru(2,4))-rt(2) zs=.25*(ru(3,1)+ru(3,2)+ru(3,3)+ru(3,4))-rt(3) rs=xs*xs+ys*ys+zs*zs if(rs.gt.r1) go to 30 p=0. return 30 if(rs.le.r2) go to 20 9 a=ysl*zs2-zsl*ys2 b=zsl*xs2-xsl*zs2 c=xsl*ys2-ysl*xs2 p=p+(a*xs+b*ys+c*zs)/(4.*rs*sqr(r1)) return 20 x1=ru(1,1)-rt(1) * yl=ru(2,1)-rt(2) zl=ru(3,1)-rt(3) x2=ru(1,2)-rt(1) y2=ru(2,2)-rt(2) z2=ru(3,2)-rt(3) x3=ru(1,3)-rt(1) y3=ru(2,3)-rt(2) z3=ru(3,3)-rt(3) x4=ru(1,4)-rt(1) y4=ru(2,4)-rt(2) z4=ru(3,4)-rt(3) s1=sqrt(x1*x1+y1*y1+z1*z1) s2=sqrt(x2*x2+y2*y2+z2*z2) s3=sqrt(x3*x3+y3*y3+z3*z3) s4=sqrt(x4*x4+y4*y4+z4*z4) a=(x1*x2+y1*y2+z1*z2)/(s1*s2) b=(x3*x2+y3*y2+z3*z2)/(s3*s2) C=(x3*x4+y3*y4+z3*z4)/(s3*s4) d=(x1*x4+y1*y4+z1*z4)/(s1*s4) e=(x1*x3+y1*y3+z1*z3)/(s1*s3) f=(1.+a)*(1.+b)*(1.+e) pq=sqrt(.125*f) ps=.25*(1.+2.*a*b+e-a*a-b*b-e*e) pc=f+2.*pq*(1.+a+b+e)-ps pq=sqrt(abs(ps/pc)) zn=x3*(y1*y2-z1*y2)+y3*(z1*x2-x1*z2)+z3*(x1*y2-y1*x2) zn=sign(1.,zn) p=p+4.*zn*atan(pq) f=(1.+c)*(1.+d)*(1.+e) pq=sqrt(.125*f) ps=.25*(1.+2.*c*d+e-c*c-d*d-e*e) pc=f+2.*pq*(1.+c+d+e)-ps pq=sqrt(abs(ps/pc)) zn=x4*(y1*z3-z1*y3)+y4*(z1*x3-x1*z3)+z4*(x1*y3-y1*x3) ; zn=sign(1.,zn) p=p+4.*zn*atan(pq) end f </pre>

Рис. 2.2.3 - Звіт про роботу програми

2.3 Експериментальні методи визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів різних аеродинамічних компонувань

2.3.1 Рівняння імпульсів

Аеродинамічні сили, що діють на обтічне тіло, можна визначити не тільки по відомим розподілом тиску та дотичного напруження по його поверхні, але і по зміні швидкостей в сліді. Для цього можна скористатися методом імпульсів [18]. Цей метод заснований на теоремі, згідно з якою зміна кількості руху рідини в даному обсязі одно імпульсу сил, що діють на рідину. Відповідно до методу імпульсів потік і що в середині його тіло являє собою єдину механічну систему, а лобове опір розглядається як реакція тіла на силовий вплив рідини, що рухається.

При обтіканні ЛА і їх елементів реальним (вузькому) потоком за ними виникає слід (Супутні струмись), що складається з загальмованих часток рідини. Швидкості в цьому сліді істотно відрізняються від швидкості набігаючого (невозмущеного) потоку. При цьому найбільше гальмування відчують частки, розташовані уздовж осі сліду. У напрямку зовнішньої нормалі до цієї осі спостерігається збільшення швидкостей і поступове вирівнювання їх профілю. Значення швидкостей наближаються до відповідного значенням набігаючого потоку.

Такий характер зміни швидкостей поблизу кругового циліндра, обтічного дозвуковим потоком, проілюстрований результатами експериментальних досліджень представлених на Рис. 2.3.1

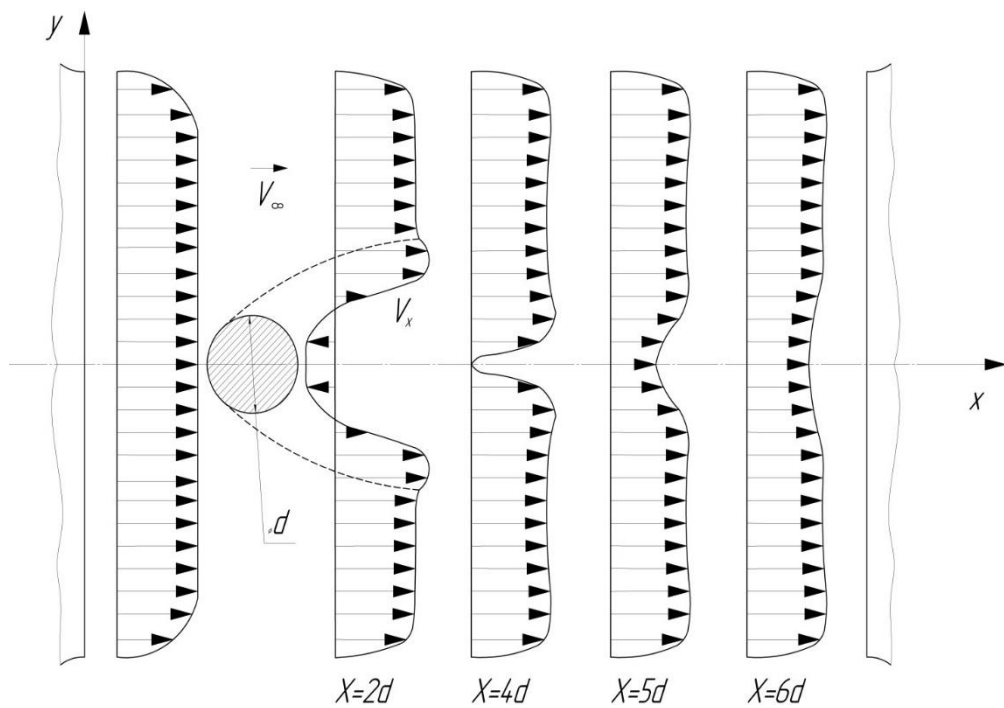


Рисунок 2.3.1 - Профілі швидкостей при обтіканні круглого циліндра дозвуковим потоком

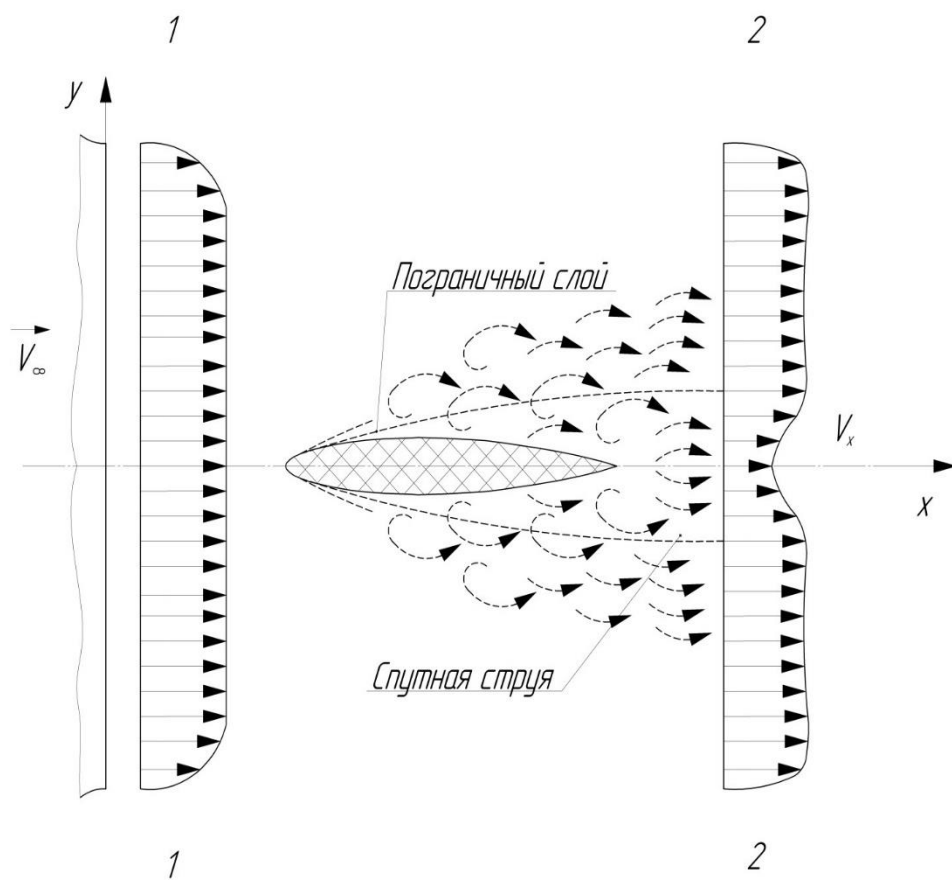


Рисунок 2.3.2 - Модель обтікання тіла для розрахунку сил лобового опору методом імпульсів

Для визначення коефіцієнта опору необхідно знати розподіл швидкості в сліді, яке може бути знайдено за вимірюванням в ньому повному тиску. З цією метою скористаємося рівнянням Бернуллі для елементарної течії нестисливої рідини, з якого швидкість незбуреного потоку V_{∞} , м/с, обчислюють за формулою:

$$V_{\infty} = \sqrt{2(p_0 - p_{\infty})/\rho_{\infty}} \quad (2.3.1)$$

Тоді для течії, що перетинає переріз 2-2, тиск гальмування потоку p_0' , Па, обчислюють за формулою:

$$p_0' = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 / 2 + p_{\infty} \quad (2.3.2)$$

Коефіцієнт опору профілю c_{xa} – безрозмірна величина, його обчислюють за формулою:

$$c_{xa} = 2 \int_{2-2} \sqrt{\frac{p_0' - p_{\infty}}{p_0 - p_{\infty}}} \left[1 - \sqrt{\frac{p_0' - p_{\infty}}{p_0 - p_{\infty}}} \right] dy \quad (2.3.3)$$

Таким чином, для визначення величини a необхідно знати розподілу повного тиску по висоті сліду. Знайдене при цьому опір обумовлено впливом на крило одночасно сил тиску і тертя. Звідки випливає важлива перевага методу імпульсів, яка полягає в цій можливості знаходження сумарної сили замість визначення окремих її складових, як передбачається в інших методах (крім технічних труднощів в експериментах потрібно прийняття ряд пропозицій і припущень при використанні розрахункових залежностей).

2.4 Знаходження аеродинамічних характеристик методом симетричних особливостей

Метод симетричних особливостей дозволяє розраховувати як тонкі, так і товсті крила. У граничному випадку нескінченно-тонкої несучої поверхні він безперервно переходить у відому схему розрахунку з розподілом вихорів по середині поверхні крила. Шар джерел в цьому випадку вироджується, його інтенсивність прагне до нуля.

Внаслідок симетричного розподілу джерел і вихорів по нижній і верхній поверхні крила метод отримав назву «методу симетричних особливостей». Цей метод має гарну збіжність, практично такий же як і розрахункові схеми зі знесенням граничних умов на базову площину, наприклад, метод С. М. Білоцерківського.

Розглянемо обтікання компонування літального апарату ідеальної нестисливої рідиною. Розіб'ємо поверхню літака на чотирикутні панелі у вигляді елементів гіперболоїда. На панелях крила, оперення і інших несучих елементів розмістимо вихровий шар і шар джерел (стоків), а на поверхні фюзеляжу тільки шар джерел. У підфюзеляжній частині крила поставимо умову збереження циркуляції за розмахом, тому приєднані вихрові шари лівої і правої консолі крила (оперення) будуть з'єднуватися один з одним без сходу вихровий пелени. Цей прийом застосовується практично у всіх розрахунках обтікання компонування літака методом особливостей. Циркуляцію вихрового шару уздовж хорди панелі будемо апроксимувати лінійною залежністю, а щільність джерел (стоків) в межах панелі вважаємо постійною. По бічних крайках панелей несучих елементів компоновки здійснюється схід вільних вихорів. При цьому виконуються умови Гельмгольца про збереження циркуляції. Умова Жуковського в місцях сходження вихровий пелени задовольняється шляхом обнуління циркуляції приєданого вихрового шару. При чисельній реалізації методу передбачено, що вихрова завіса в потоці може вибудовуватися по лініях струму або мати заздалегідь задану форму (наприклад, орієнтуватися у напрямку незбуреного потоку).

При розподілі вихорів і джерел по поверхні несучих елементів використовується принцип симетризації особливостей, запропонований в роботі, для розрахунку обтікання профілів. Тут цей принцип поширений на тривимірний випадок.

Розглянемо спочатку відомий метод розрахунку обтікання тілесних крил з лінеаризацією граничних умов. У цьому методі шар джерел і вихорів розташовувався в базовій площині крила (рис. 2.4.1, а). Щільність джерел задавалася пропорційної нахилам лінії півтовщин профілів, а циркуляція вихрового шару визначалася з умови непротікання серединної поверхні крила. Розділимо шар джерел і вихорів на дві рівні частини і розмістимо ці частини на верхній і нижній поверхні крила (рис. 2.4.1, б). Інтенсивність джерел і вихорів визначимо з умов непротікання, які задовольнимо в контрольних точках панелей, розподілених по поверхні крила. Природно, що кількість панелей на верхній і нижній поверхні повинно бути однаково, але розмір панелей можуть відрізнятися. Нагадаємо, що розподіл щільності вихорів кусочно-лінійне, а джерело кусочно-постійне. Так само як у всіх панельних методах завдання зводиться до вирішення системи лінійних рівнянь щодо невідомих інтенсивностей особливостей. Після рішення системи обчислюються швидкості в контрольних точках панелей, визначаються величини тиску і сумарні аеродинамічні характеристики [10].

Метод симетричних особливостей дозволяє розраховувати як тонкі, так і товсті крила. У граничному випадку нескінченно-тонкої несучої поверхні він безперервно переходить у відому схему розрахунку з розподілом вихорів по середині поверхні крила. Шар джерел в цьому випадку вироджується, його інтенсивність прагне до нуля.

Внаслідок симетричного розподілу джерел і вихорів по нижній і верхній поверхні крила метод отримав назву «методу симетричних особливостей». Цей метод має гарну збіжність, практично такий же як і розрахункові схеми зі знесенням граничних умов на базову площину, наприклад, метод С. М. Білоцерківського. Причому збіжність слабо залежить від товщини крила.

При чисельній реалізації методу був використаний ефективний спосіб скорочення обсягу обчислень і часу розрахунку шляхом переходу від безперервного розподілу особливостей до дискретних аналогам. В цьому випадку вихровий шар і шар джерел розподіляється по відрізках (рис. 2.4.1, в) таким чином, щоб сумарна циркуляція вихорів і інтенсивність джерел в межах панелі лишалася незмінною і не залежала від кількості відрізків. Уздовж відрізків щільність особливостей постійна, але змінюється від відрізка до відрізка по заданому закону, лінійному для вихорів і постійному для джерел.

Аналітичні вирази для швидкостей від вихрового відрізка і відрізка джерел досить прості. Наведемо вираз для швидкості від підковообразного вихору (рис.2.4.1,в)

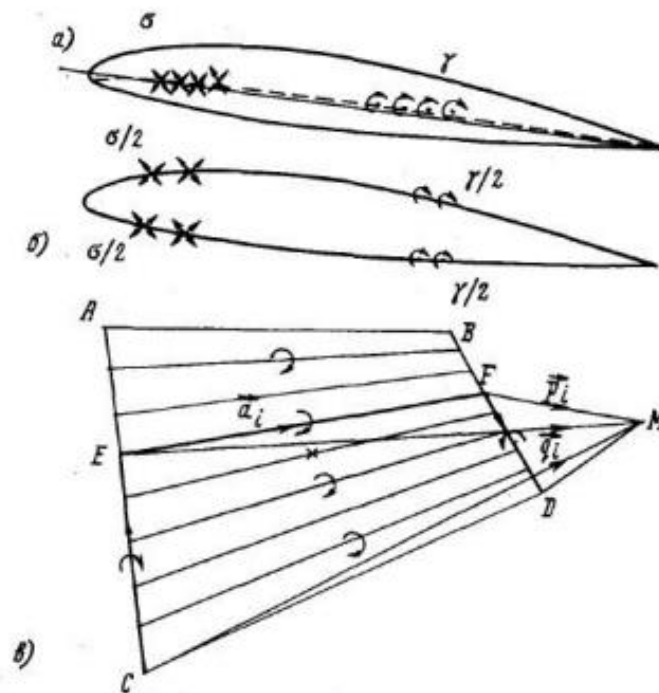


Рис.2.4.1 Розрахункова схема методу розрахунку обтікання тілесних крил з лінеаризацією граничних умов

- а) шар джерел і вихорів в базовій площині крила;
- б) поділ шару джерел і вихорів на верхню і нижню поверхні крила;
- в) розподіл шару вихорів і шару джерел по відрізках розрахункової панелі.

$$v_r^i = \frac{1}{4\pi} \left\{ \frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[\frac{(CA \cdot CM)}{|CM|} - \frac{(CA \cdot q_i)}{|q_i|} \right] + \frac{a_i \times q_i}{|a_i \times q_i|^2} \cdot \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right] \right\} + \frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \cdot \left[\frac{(BD \cdot p_i)}{|p_i|} - \frac{(BD \cdot DM)}{|DM|} \right] \quad (2.4.1)$$

де

$$q_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) CA, \quad p_i = DM + \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) BD, \\ a_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) (CA + BD), \quad (2.4.2)$$

(n - кількість відрізків на панелі).

Швидкість від відрізка джерел:

Осьова компонента

$$V_{\sigma_1}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{a_i}{|a_i|} \left[\frac{1}{|p_i|} - \frac{1}{|q_i|} \right]. \quad (2.4.3)$$

Радіальна компонента

$$V_{\sigma_2}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{[a_i \times q_i] \times a_i}{|a_i \times q_i|^2 |a_i|} \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right]. \quad (2.4.4)$$

Перевага дискретного аналога полягає в тому, що знімається обмеження на форму панелі і без всяких ускладнень може бути змінений закон розподілу щільності особливостей уздовж хорди панелі. Можна використовувати тригонометричні закони, статечні та інші. для цього достатньо змінити вагові коефіцієнти при підсумовуванні швидкостей від елементарних відрізків, що належать панелі. Ще одна перевага дискретних аналогів полягає в можливості

управління кількістю відрізків (густотою сітки) при видаленні розрахункової точки від центру панелі. Чим далі розрахункова точка, тим менше потрібне число відрізків, що моделюють вплив безперервного розподілу особливостей, а, отже, менше час розрахунку. Навпаки, при наближенні до панелі кількість відрізків збільшується. Найбільше число відрізків відповідає розрахунку швидкостей в контрольних точках сусідніх панелей. У своїй контрольній точці панелі для нормальної складової обуреної швидкості від джерел і для дотичній швидкості від вихорів здійснений граничний перехід

Методичні дослідження показали, що в більшості практичних випадків для опису ближнього поля досить не більше 64 відрізків на панелі. Для далекого поля досить одного або двох відрізків. Підкреслимо, що збільшення кількості дискретних вихорів або джерел на панелі не призводить до збільшення числа невідомих в системі лінійних рівнянь. невідомими як і раніше залишаються загальна циркуляція вихорів і загальна інтенсивність джерел на панелі. Кількість рівнянь дорівнює числу панелей.

Методичні розрахунки за розробленим алгоритмом були проведені для профілів, крил, мотогондол, фюзеляжів і їх комбінацій. Наведемо деякі результати. На рис. 2.4.2 показано розподіл тиску по поверхні обичайки осесиметричною мотогондолою з протокою. Суцільною лінією показані результати розрахунків за методом, символами - за розробленим методом симетричних особливостей.

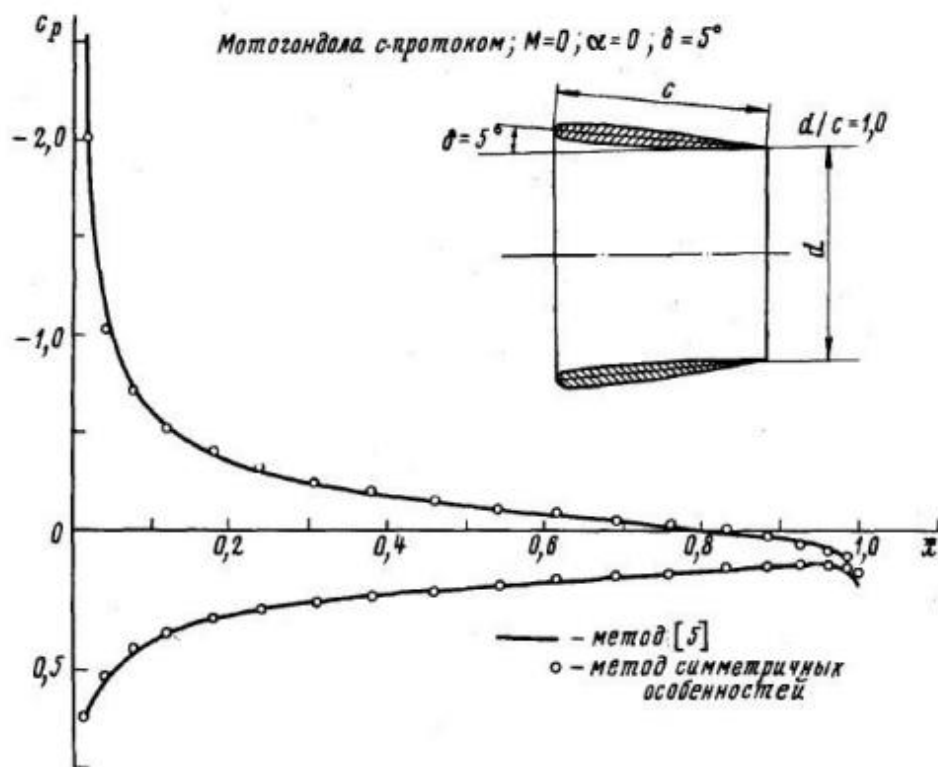


Рис. 2.4.2 Розподіл тиску по поверхні обичайки осесиметричною моторгондоли з протокою

На рис. 2.4.3 показано розподіл тиску в перерізі крила і фюзеляжу, розташованих в зоні взаємного впливу. Наводиться розрахункова сітка крила і фюзеляжу. У місці стику крила і фюзеляжу розрахункова сітка взаємно узгоджена. Відзначимо, що незважаючи на згущення смуг на фюзеляжі в області передньої кромки крила рішення поводить досить гладко. Вплив стисливості при числі $M =$ враховано приблизно за правилом Прандтля - Глауєрт.

На рис. 2.4.4 показано розподіл ізобар по поверхні транспортного літака. Моделювався фюзеляж, крило, оперення, моторгондоли з протокою і пілони. Всі елементи мали тілесну форму. Для завдання половини компонування використовувалось 950 панелей. Час розрахунку на ЕВМ з швидкодією 1 млн.оп.с. становить 110 хв. [19]

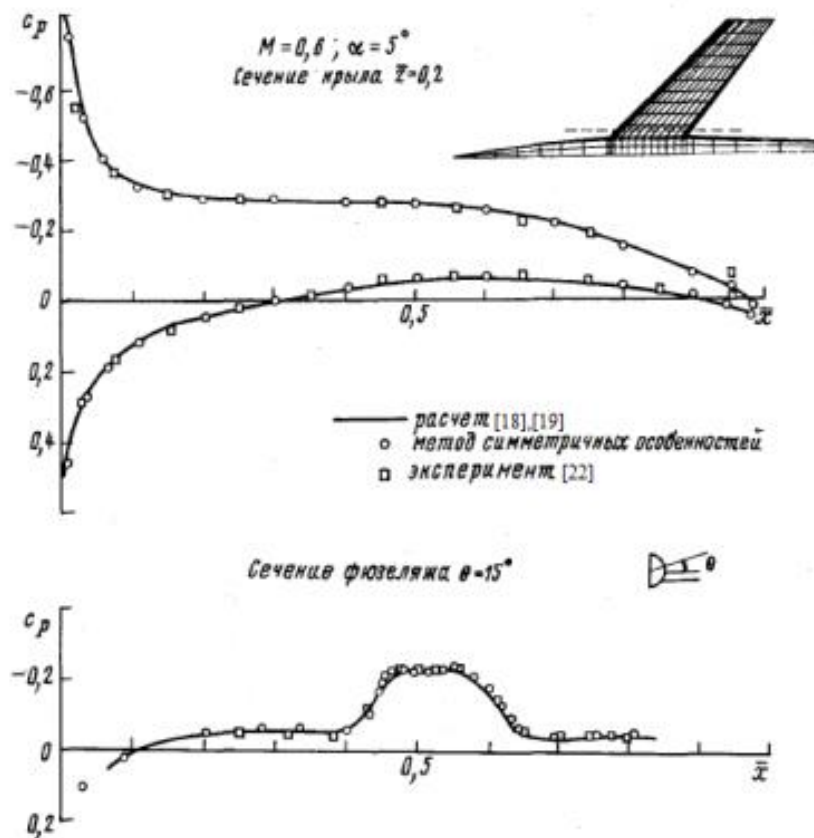


Рис. 2.4.3 Розподіл тиску в перерізі крила і фюзеляжу, розташованих в зоні взаємного впливу

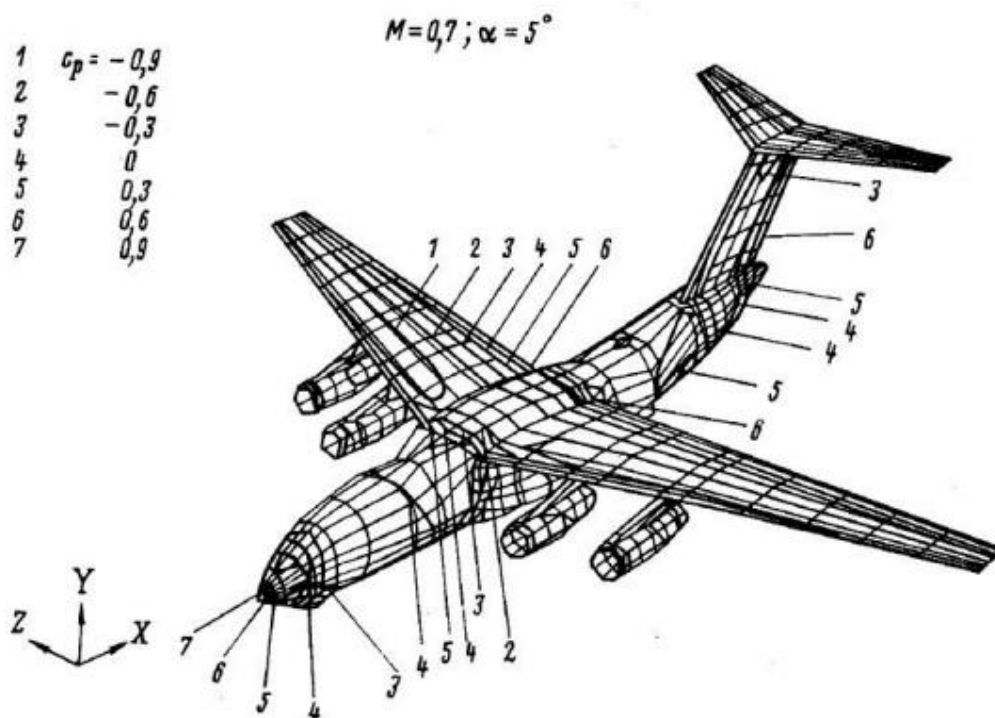


Рис. 2.4.4 Розподіл ізобар по поверхні транспортного літака

Таким чином, розроблений метод дозволяє розраховувати дозвукові обтікання компоновок літальних апаратів складних геометричних форм.

Висновки по розділу:

В даному розділі були розглянуті методи визначення аеродинамічних характеристик: аналітичні, чисельні та експериментальні. Окремо розглянуто знаходження аеродинамічних характеристик методом симетричних особливостей.

Для вирішення поставленого завдання магістерської дисертації був використаний один з загальноприйнятих методів математичного моделювання обтікання літального апарату - панельно-вихровий метод симетричних особливостей.

РОЗДІЛ 3

ПОБУДОВА РОЗРАХУНКОВИХ МОДЕЛЕЙ ВАРІАНТІВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО ПЛАНЕРУ

3.1. Вибір аеродинамічної схеми

З використанням метода обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання впливу різних варіантів компоновання транспортного планера на значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} , коефіцієнту підйімальної сили C_{yaMAX} , критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{ya}}$ та стійкості $m_z^{C_{ya}}$ безпілотного транспортного планера.

Схеми «качка» і «бесхвостка» не отримали, як відомо, поширення в дозвуковій авіації. Серед легких цивільних літаків класична (нормальна) схема літака з хвостовим оперенням набула найбільшого поширення. Вона більшою мірою задовольняє комплексу вимог, що пред'являються до легких літаків авіації загального призначення по стійкості, керованості, безпеки та іншим льотно-технічним характеристикам.

Таблиця 3.1.1

Геометричні характеристики розрахункових моделей

<u>Крило</u>			
Площа крила	$S =$	16.735	м ²
Видовження крила	$\lambda =$	10.0	
Розмах крила	$l =$	13.0	м
Середня хорда	$b_{CAH} =$	1.3	м
Профіль крила: Р-3-А15			
<u>Оперення</u>			
Площа оперення	$S_{оп} =$	4.184	м ²
Відносна площа оперення	$S_{оп} / S$	0.25	
Видовження оперення	$\lambda_{оп} =$	5.0	
Розмах оперення	$l_{оп} =$	4.58	м
Середня хорда оперення	$b_{CAH оп} =$	0.914	м
Відносне плече оперення	$L_{оп} =$	3.16*b _{CAH}	
Коефіцієнт статичного моменту оперення	$A_{оп} =$	0.8	
Профіль оперення: НАСА 0010			
<u>Фюзеляж</u>			
Площа перетину фюзеляжу	$S_{мід.ф} =$	1.131	м ²
Відносна перетину фюзеляжу	$S_{мід.ф}/S$	0.0676	
Видовження фюзеляжу	$\lambda_{ф} =$	6.83	

Довжина фюзеляжу	l_{Φ}	=	8.2	м
Діаметр фюзеляжу	d_{Φ}	=	1.2	м

Для того щоб порівняння аеродинамічних характеристик було справедливим, всі моделі були сформовані з однаковими параметрами (див. Табл.3.1.1) на базі прямого крила. Було проаналізовано результати моделей таких схем:

Класична схема (рис.3.1.1);

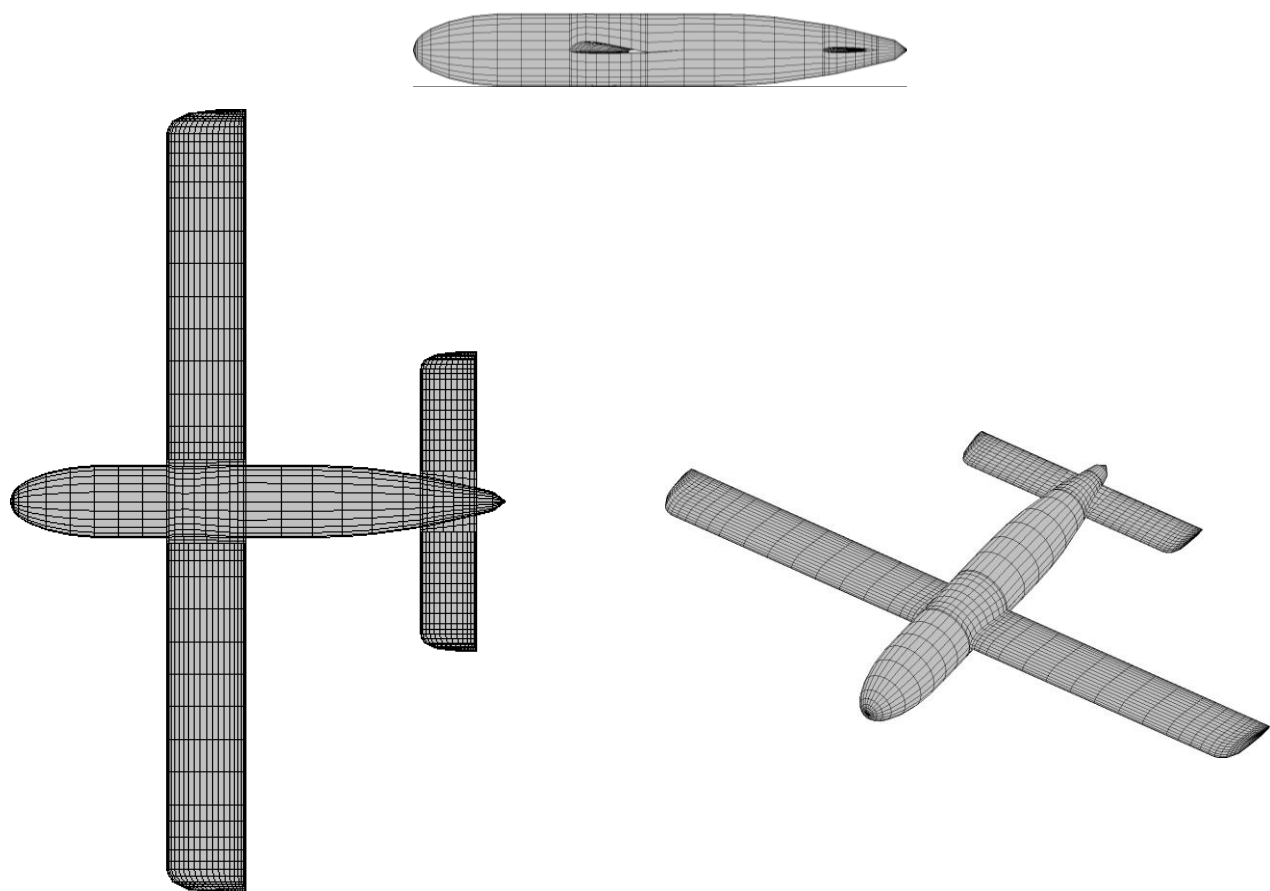


Рис.3.1.1. Розрахункова модель класичної схеми.

Модель схеми «Тандем» (рис.3.1.2) показала такі результати:

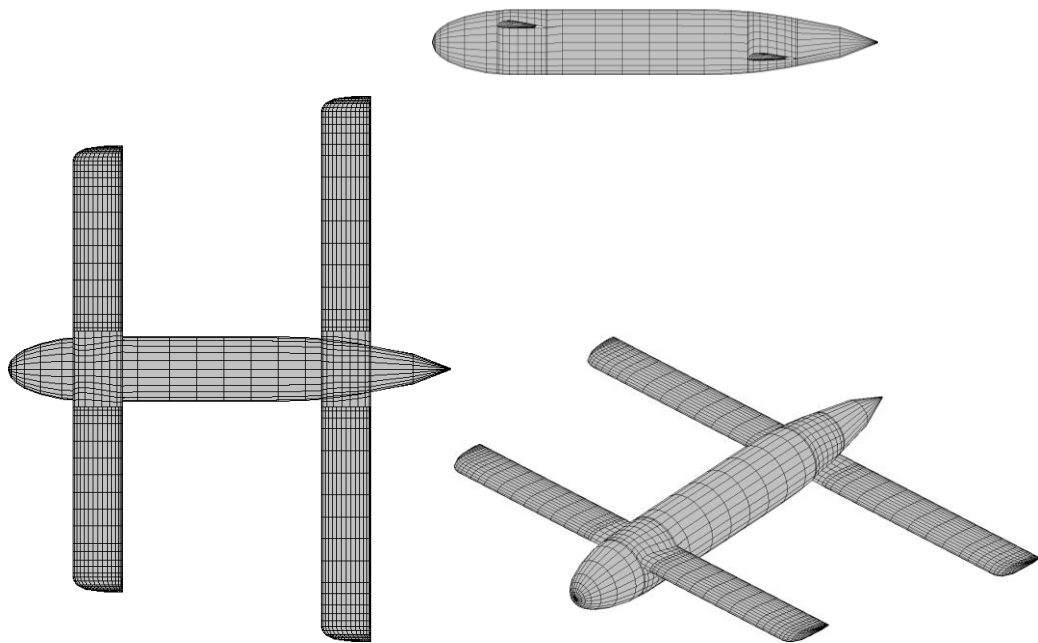


Рис.3.1.3. Розрахункова модель схеми «тандем».

1. У схемі «тандем» через збільшення кута встановлення переднього крила йде значне збільшення повздовжньої стійкості $m_Z^{C_{ya}}$ але зменшується максимальне значення аеродинамічної досконалості компоновання К. Виконання рекомендацій з проектування літального апарату що до значення $m_Z^{C_{ya}} = -0.25$ може бути реалізовано для кута встановлення переднього крила $\varphi_{по} = +5^\circ$;

2. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього крила спостерігається втрата стійкості схеми «тандем» на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості К. Невиконання умови стійкості $m_Z^{C_{ya}} < 0$ спостерігається в незначному діапазоні кутів атаки α та для більших значень α вимога стійкості виконується до критичного кута атаки α_S ;

3. В ході математичного моделювання аеродинамічних характеристик схеми «тандем» визначена особливість втрати стійкості на режимі максимальної тривалості польоту.

Модель схеми «Качка» (рис.3.1.3) показала такі результати:

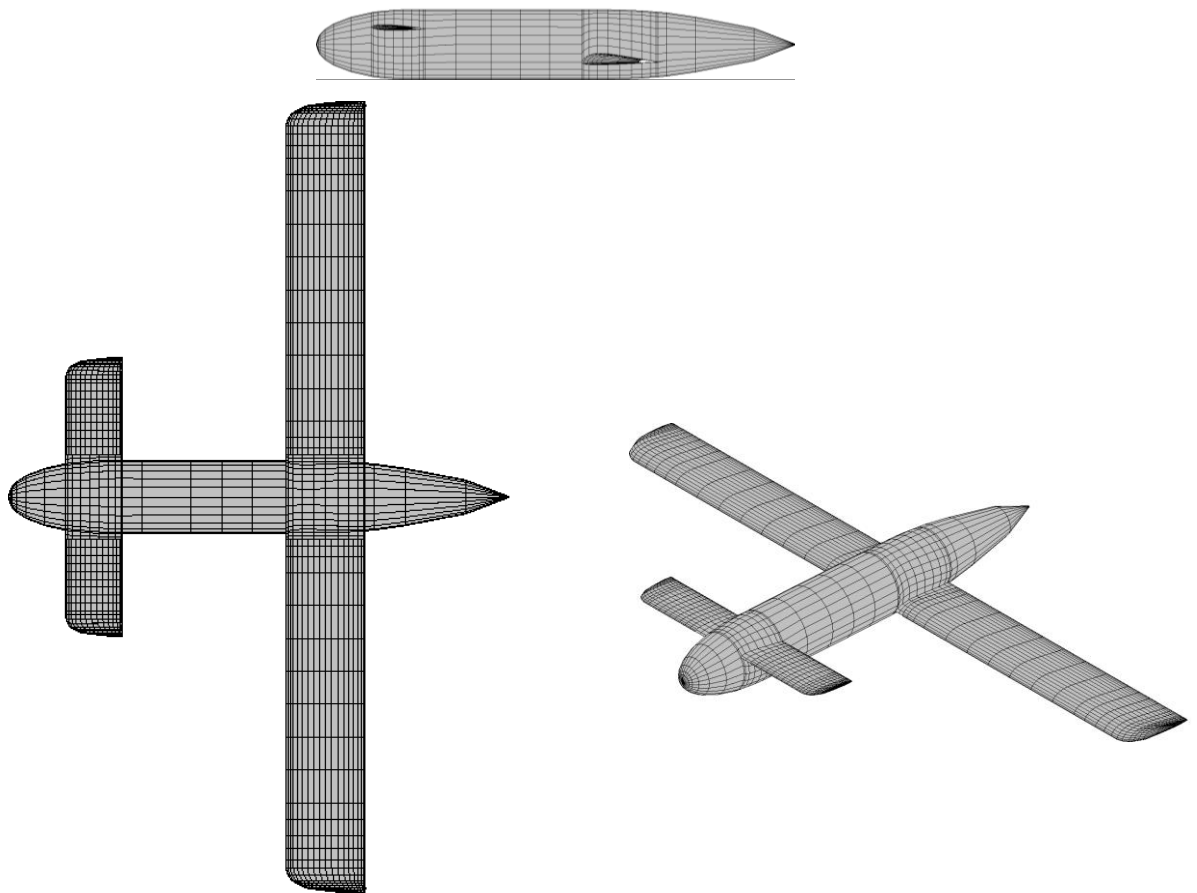


Рис.3.1.4 Розрахункова модель схеми з переднім оперенням.

1. Збільшення значення кута встановлення переднього горизонтального оперення схеми «качка» призводить до значного збільшення значення критерію повздовжньої стійкості $m_Z^{C_{ya}}$ та відчутного зменшення рівня максимального значення аеродинамічної досконалості K компонування. Виконання рекомендацій з проектування літального апарату що до значення $m_Z^{C_{ya}} = -0.25$ може бути реалізовано для кута встановлення переднього горизонтального оперення $\varphi_{по}=+12^\circ$;

2. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього горизонтального оперення на відміну від схеми «тандем» втрата стійкості на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K не спостерігається;

3. Власне максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} що реалізується за умови забезпечення критерію повздовжньої стійкості моделі «качка» $m_z^{C_{ya}} = -0.25$ є значно меншим в порівнянні з аналогічним значенням K_{MAX} для схем компонування «тандем» або класичної схеми. Наочним є низька ефективність переднього горизонтального оперення через значну частину площі, що зайняту фюзеляжем БПЛА, що зумовлює необхідність дослідження компонування схеми «качка» з переднім горизонтальним оперенням піднятим над фюзеляжем.

Модель схеми «Качка модифікована» (рис.3.1.4) показала такі результати:

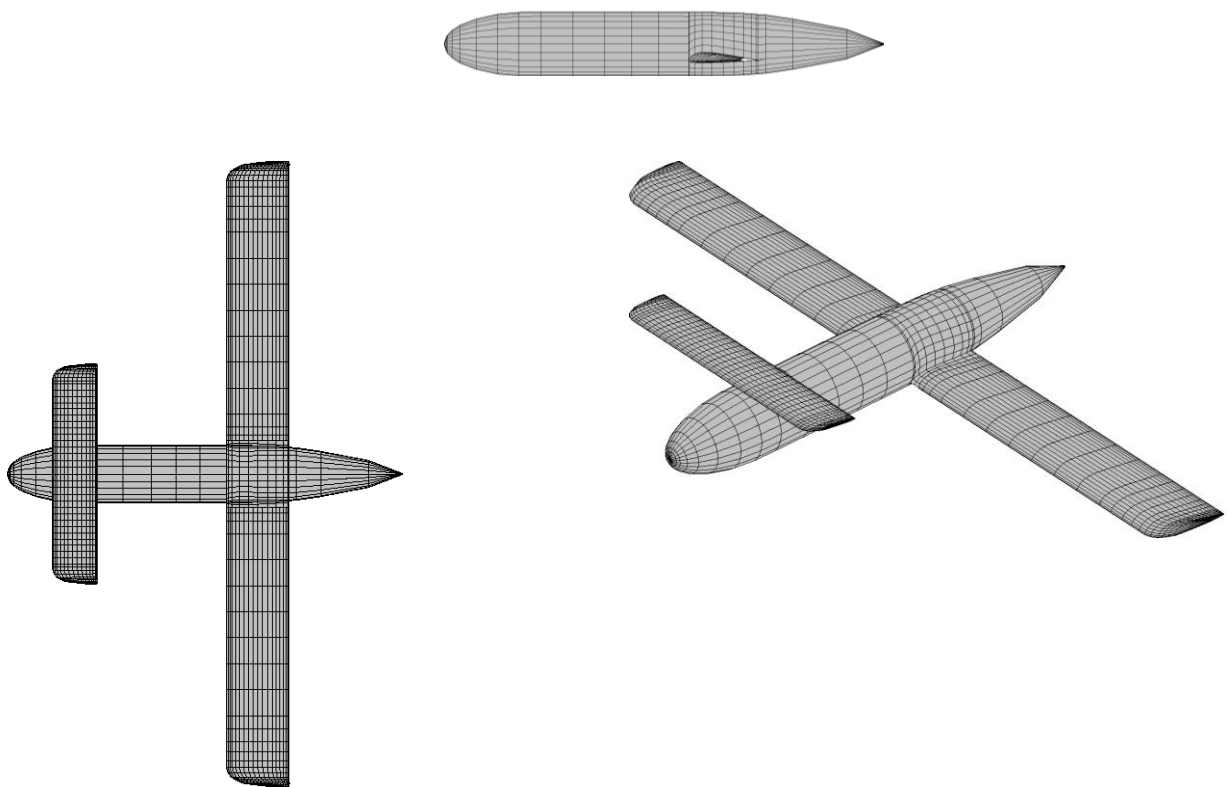


Рис.3.1.4 Розрахункова модель схеми «качка» з верхнім розміщенням ПГО.

1. Встановлення переднього горизонтального оперення над фюзеляжем на висоті, що дорівнює одному діаметру дозволяє значно збільшити максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} завдяки більш ефективному використанню площі оперення;

2. Вплив значення кута встановлення переднього горизонтального оперення схеми «качка модифікована» аналогічний до схеми «качка». Значення критерію повздовжньої стійкості $m_Z^{C_{ya}} = -0.25$ реалізується встановленням переднього горизонтального оперення на кут $\varphi_{по} = +12^\circ$;

3. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього горизонтального оперення схема «качка модифікована» так само не втрачає стійкість на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K на відміну від схеми «тандем»;

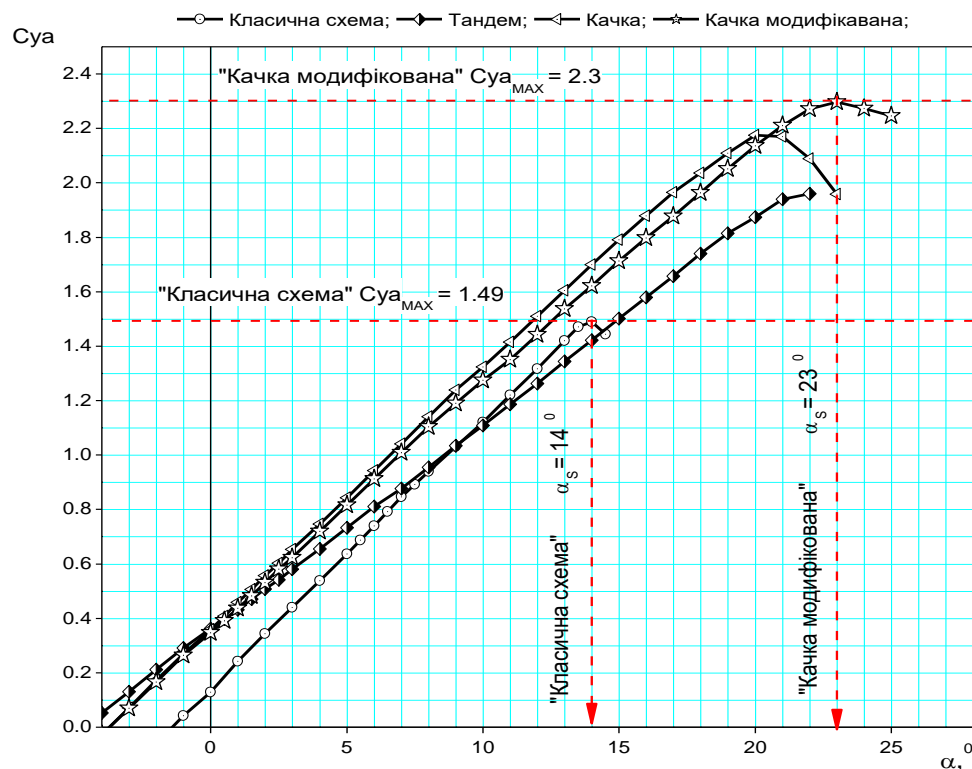


Рис. 3.1.5. Залежності коефіцієнту підйімальної сили значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$. Порівняння результатів моделювання.

$$\delta_{PB} = 0. M=0.1; Re = 1*10^6.$$

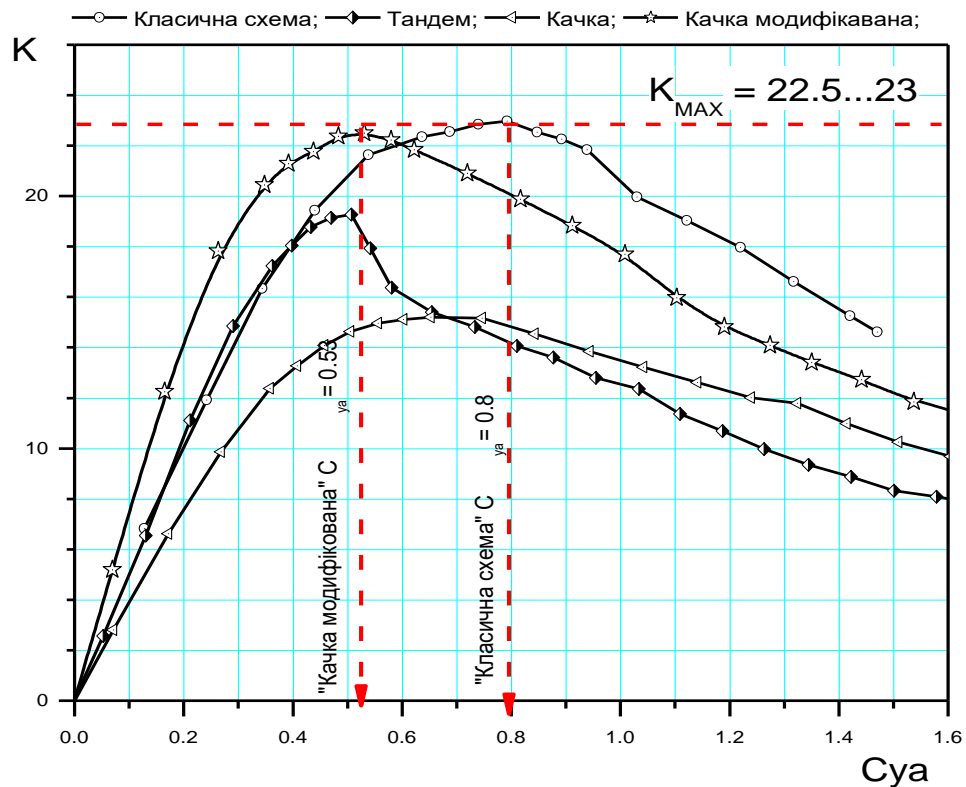


Рис. 3.1.6. Залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підіймальної сили . $K = f(C_{ya})$. Порівняння результатів моделювання різних компоувальних схем. $\delta_{PB} = 0$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

У схемі «качка модифікована» із переднім горизонтальним оперенням, піднятим над фюзеляжем на відстані одного діаметру фюзеляжу від його вісі реалізується найбільший рівень аеродинамічної досконалості з усіх досліджених схем компоновання одночасно із забезпеченням високих несучих властивостей компоновання (рис.3.1.5., 3.1.6.);

Аналіз отриманих аеродинамічних характеристик показує, що в разі коли схеми компоновання літального апарату із переднім горизонтальним оперенням, не інтегрованим з фюзеляжем а піднятим над його поверхнею за умови збереження рівня аеродинамічної досконалості K максимальні несучі властивості компоновки (C_{yaMAX}) можуть бути значно збільшені (в 1.544 рази, згідно рис.1.3.5). У цьому випадку швидкість звалювання можна зменшити на 25% і, відповідно є можливим зменшити рівень аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію транспортного планера;

Застосування в компоновці переднього горизонтального оперення, піднятого на достатню відстань від поверхні фюзеляжу дозволяє забезпечити суттєвий приріст значення критичного кута атаки α_S в порівнянні із класичною схемою ($\Delta \alpha_S = + 90$) та реалізувати повільний характер процесу звалювання такого літака, що безумовно покращує вимоги до безпеки польотів;

Значення коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} (K_{MAX}), що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} для схеми компонування «качка модифікована» в порівнянні із аналогічним значенням C_{ya} (K_{MAX}) для класичної схеми є на 1/3 меншою, що дозволить реалізувати більші на 23% швидкості крейсерського польоту літального апарату;

Оскільки транспортний планер даної магістерської роботи буде інтегрованим із безпілотним транспортним літальним апаратом, то схема із переднім горизонтальним оперенням не підходить та була обрана класична схема. Вона більшою мірою задовольняє комплексу вимог, що пред'являються до легких ЛА по стійкості, керованості, безпеки та іншим льотно-технічними характеристиками.

Основні її переваги:

- завдяки розвиненій хвостовій частині фюзеляжу без труднощів забезпечується необхідне поздовжня і шляхова стійкість і керованість;
- збереження безвідривного обтікання горизонтального оперення в деякій зоні закритичних кутів атаки крила забезпечує достатню ефективність поздовжнього керування на великих кутах атаки.

3.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик розрахункових моделей

Крило є основною частиною літака, і від вибору його геометричних розмірів у вищій мірі залежать параметри всього ЛА.

Під геометричними розмірами крила мається на увазі його площа $S_{кр}$, розмах $L_{кр}$, подовження λ , звуження η відносна товщина δ і кривизна профілю f . Вплив на аеродинамічні характеристики крила надає вибір його профілю. При цьому необхідно враховувати: з одного боку - призначення ЛА і передбачуваний діапазон швидкостей його польоту, з іншого – властивості міцності крила і технологічні можливості.

З точки зору аеродинаміки найбільш вигідним є профіль, що має високе значення коефіцієнта підйомної сили C_y на великих кутах атаки крила і висока аеродинамічна якість K на помірних кутах. Високе значення C_y дозволяє при заданій площі крила зменшити швидкості зльоту і посадки літака, а висока якість забезпечує максимальну швидкість польоту.

Для того щоб порівняння аеродинамічних характеристик було справедливим, всі моделі були сформовані з однаковими параметрами, які описані в Табл. 3.2.1. Графічне зображення геометричних параметрів розрахункових моделей зображено на Рис.3.2.1. та в ізометрії Рис.3.2.2.

Таблиця 3.2.1.

Геометричні характеристики розрахункових моделей

Площа крила	$S_{кр}$	8,82
Хорда крила	$b_{кр}$	0,797
Розмах крила	$L_{кр}$	11,062
Центр навантаження по осі x	X_c	1,757
Центр навантаження по осі y	Y_c	0,305
Центр навантаження по осі z	Z_c	0
Площа міделя	S_{mid}	0,62

В програмі PANSYM виконано моделювання обтікання розрахункових моделей з однаковими геометричними характеристиками, але з варіаціями аеродинамічного профіля, щоб обрати варіант, котрий найкраще задовольняє основні критерії, такі як: значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} , коефіцієнт підйімальної сили C_{yaMAX} , критерій максимальної дальності $K/\sqrt{C_{Ya}}$ та стійкості $m_z^{C_{ya}}$ системи носій-планер.

Розрахункові умови для математичного моделювання обтікання відповідатиме режиму дозвукового польоту транспортного планеру:

Вихідними умовами до розрахунку є:

- швидкість потоку 0,071М (87 км/год);
- діапазон кутів атаки $-7^\circ \dots 5^\circ$;
- висота польоту, за умовами стандартної атмосфери, – 0м;
- кути встановлення ПГО та крила - 0° ;
- Число Рейнольдса $Re=1.354 \cdot 10^6$;

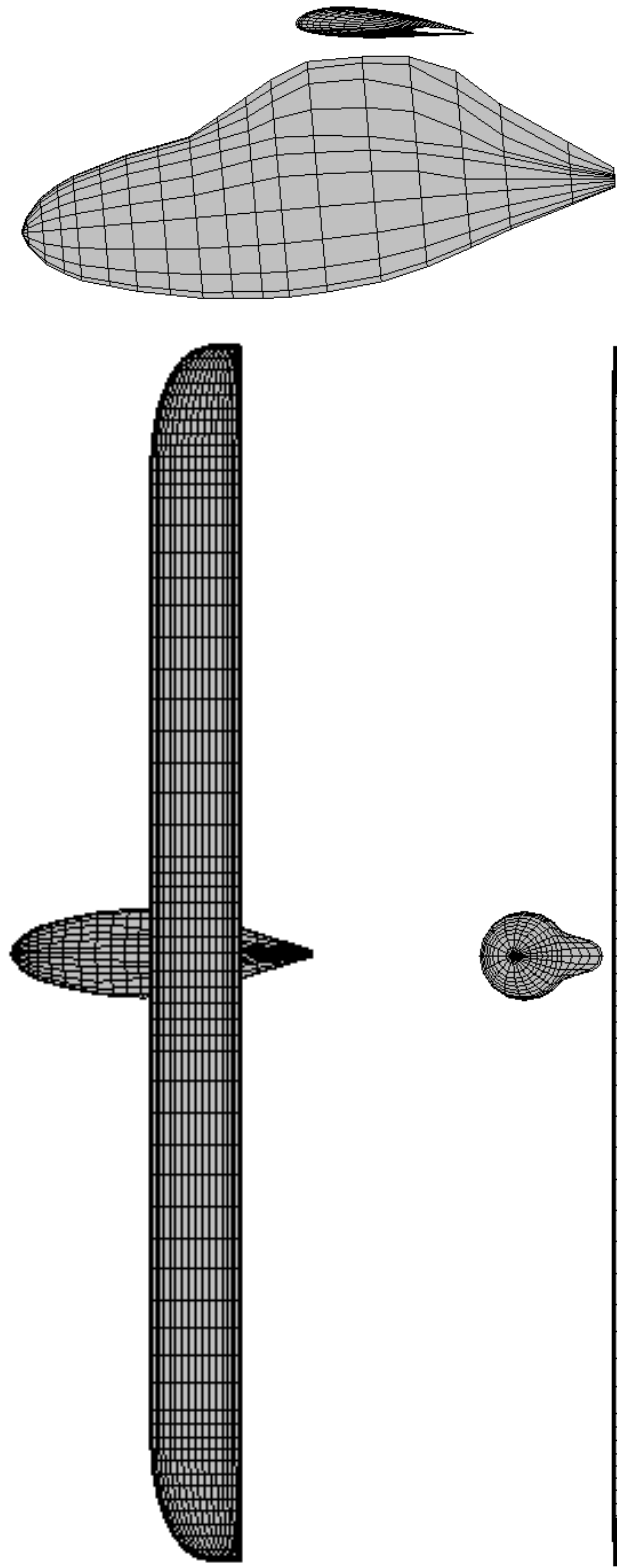


Рис. 3.2.1. Транспортний планер. Теоретична схема фюзеляж+крило

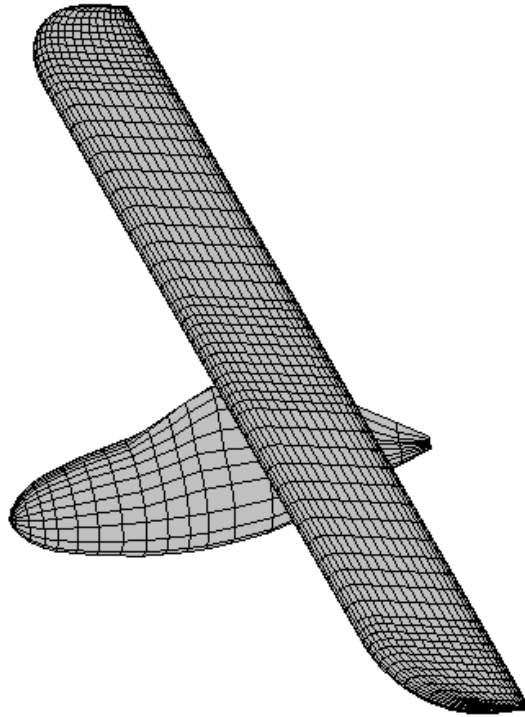
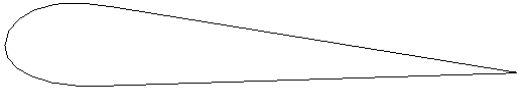



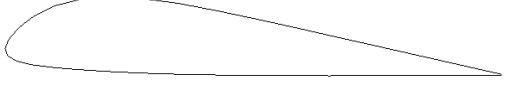
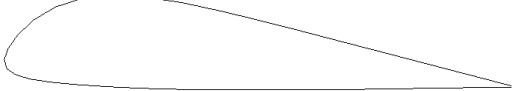
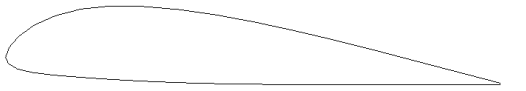


Рис. 3.2.2. Транспортний планер. Зовнішній вигляд

Джерелом для вибору аеродинамічного профілю є атлас аеродинамічних профілів. Для розрахункових моделей було обрано такі профілі: С-18/14, CLARK Y-17, GA(W)-1 $C=17\%$, NACA4417.5, P-274-15, P-274-18, R-2-18.

Назву розрахункової моделі в залежності від обраного аеродинамічного профілю та графічне зображення профіля наведено у Табл.3.2.2.

Відповідності профілів до розрахункових моделей

Назва розрахункової моделі	Аеродинамічний профіль крила	Графічний вигляд профілю
WFc1814	C-18/14	
WFclarky17	CLARK Y-17	
WFgaw117	GA(W)-1 C=17%	
WFn4417	NACA4417.5	
WFp27415	P-274-15	
WFp27418	P-274-18	
WFR218	R-2-18	

Порівняння інтегральних аеродинамічних характеристик розрахункових моделей, що досліджувались, наведено на рис 3.2.3 – 3.2.6

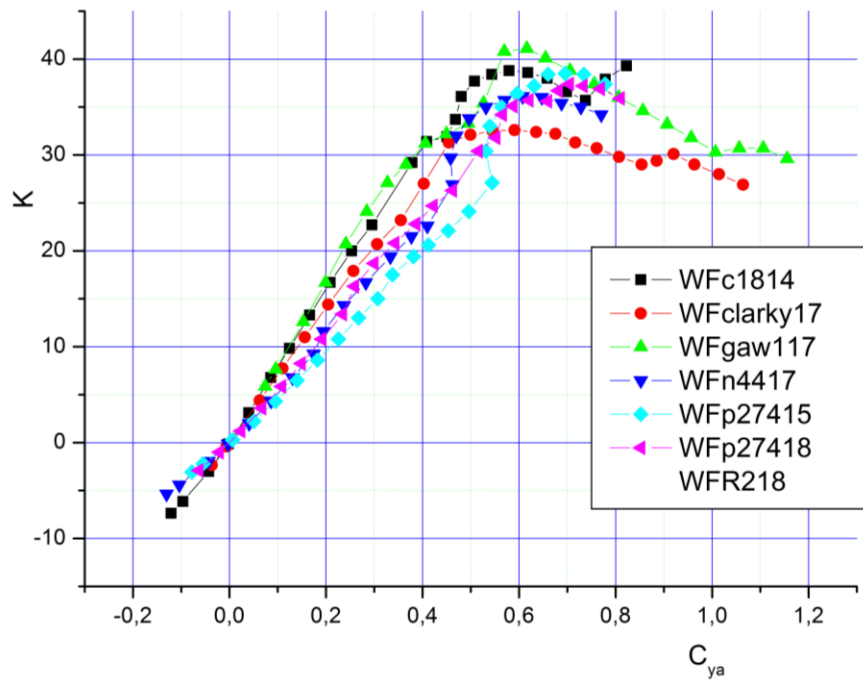


Рис.3.2.3 Залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підіймальної сили $K = f(C_{ya})$. Порівняння результатів моделювання різних розрахункових моделей.

$$\delta_{PB} = 0. M=0.071; Re = 1.354 \cdot 10^6.$$

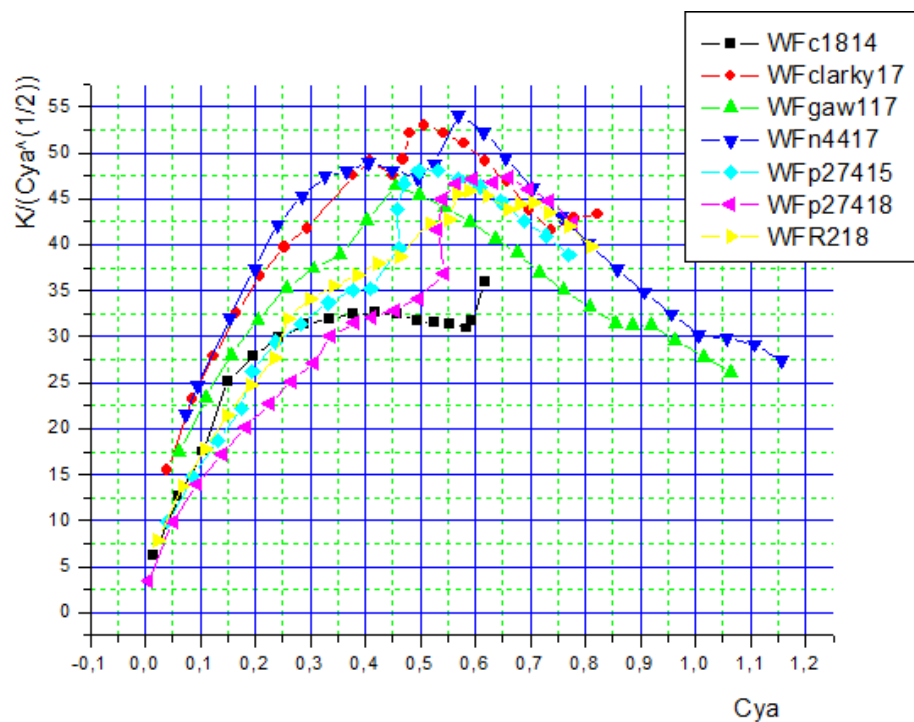


Рис. 3.2.4 Залежності критерію дальності від коефіцієнту підіймальної сили $K/\sqrt{C_{ya}} = f(C_{ya})$. Порівняння результатів моделювання різних розрахункових моделей.

$$\delta_{PB} = 0. M=0.071; Re = 1.354 \cdot 10^6.$$

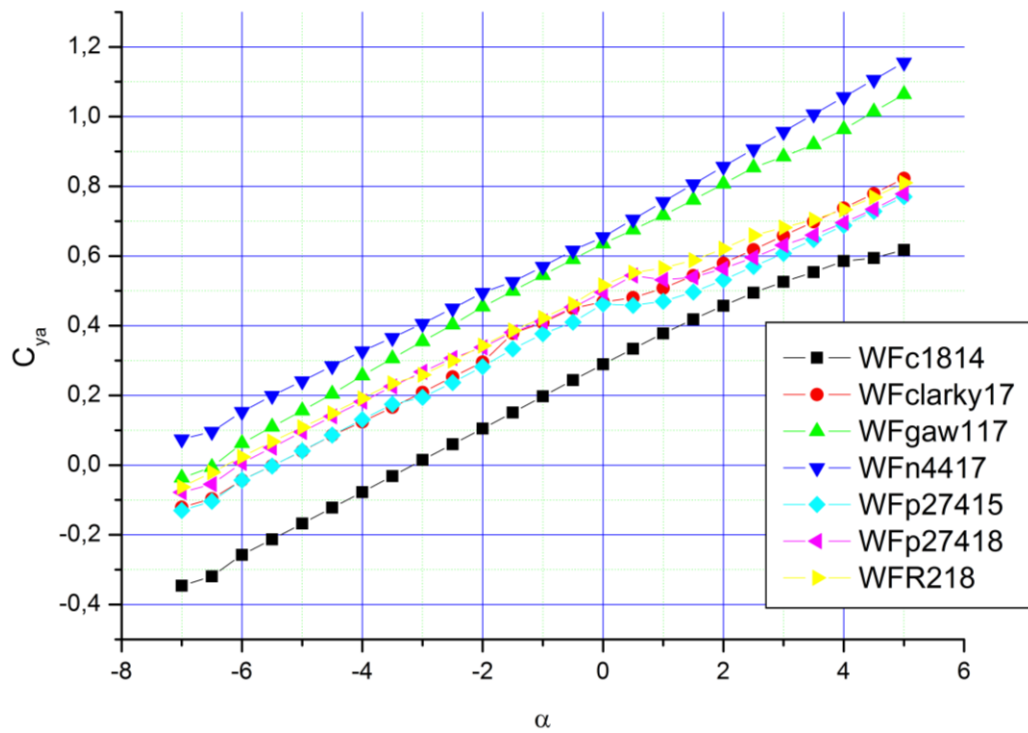


Рис. 3.2.5 Залежності коефіцієнту підйимальної сили від значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$. Порівняння результатів моделювання різних розрахункових моделей.

$$\delta_{PB} = 0. M=0.071; Re = 1.354 \cdot 10^6.$$

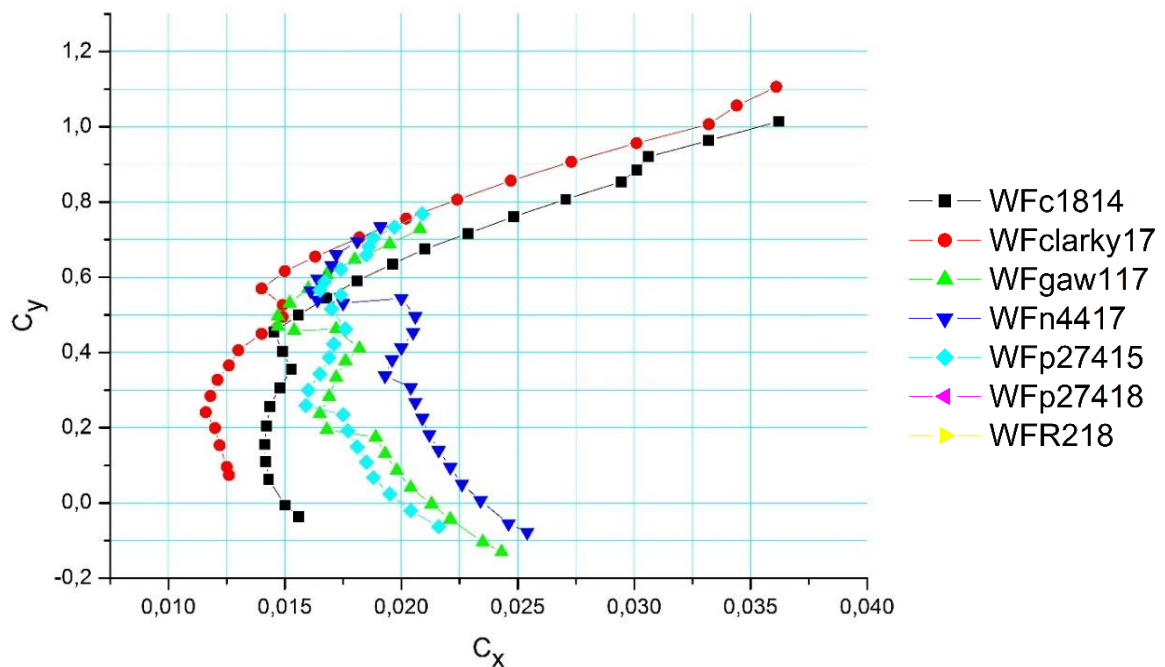


Рис. 3.2.6 Залежності коефіцієнту підйимальної сили від коефіцієнту лобового опору $C_{ya} = f(C_x)$. Порівняння результатів моделювання різних розрахункових моделей.

$$\delta_{PB} = 0. M=0.071; Re = 1.354 \cdot 10^6.$$

Геометричний розрахунок ПГО

Як відомо в польоті за крилом утворюється зона загальмованого і скошеного потоку. А так як у літака нормальної схеми горизонтальне оперення знаходиться позаду крила, то швидкісний напір і кути атаки оперення визначаються параметрами цього загальмованого і скошеного потоку: коефіцієнтом гальмування і кутом скоса потоку. Отже, від цих параметрів залежать діючі на оперення аеродинамічні сили і характеристики стійкості і керованості.

Коефіцієнт гальмування потоку за крилом (втрата напору) і напрямок потоку (кут скоса) в спутной струмені залежать від відстані за крилом і відстані по висоті від площини бортовий хорди крила. Крім того, характер цієї зміни параметрів потоку в спутной струмені залежить від форми і параметрів крила, а також від режиму польоту.

Балансування, необхідна ступінь стійкості і достатня керованість літака при всіх можливих положеннях його центра ваги також забезпечуються відповідним вибором параметрів горизонтального оперення. Чим могутніше оперення, тим більші межі центрування допустимі. АЛЕ збільшення оперення природно призводить до збільшення його ваги і опору. Тому при компонованні літака необхідно прагнути зменшувати можливий розгін центровок з тим, щоб мати можливість використання невеликого горизонтального оперення.

Для проектованого планера обрана класична аеродинамічна схема, тобто балансувальна схема з хвостовим горизонтальним оперенням. Така схема найбільш повно відповідає заданим вимогам – забезпечує стійкість та керованість. Правильність вибору такої схеми підтверджує зібраний статистичний матеріал.

Геометричні розміри горизонтального оперення і його розташування щодо крила вибираються з умови забезпечення балансування на посадці і необхідних характеристик стійкості ЛА на всіх можливих режимах польоту.

Горизонтальне оперення забезпечує подовжню, а вертикальне - шляхову і, спільно з крилом, поперечну стійкість і керованість ЛА.

Для забезпечення керованості ЛА, ПГО та ВО розміщують на певній відстані від центра тиску крила ($\sim 25\%$ САХ). Дана відстань називається плечем ПГО (див. Рис.3.2.7) та плечем ВО.

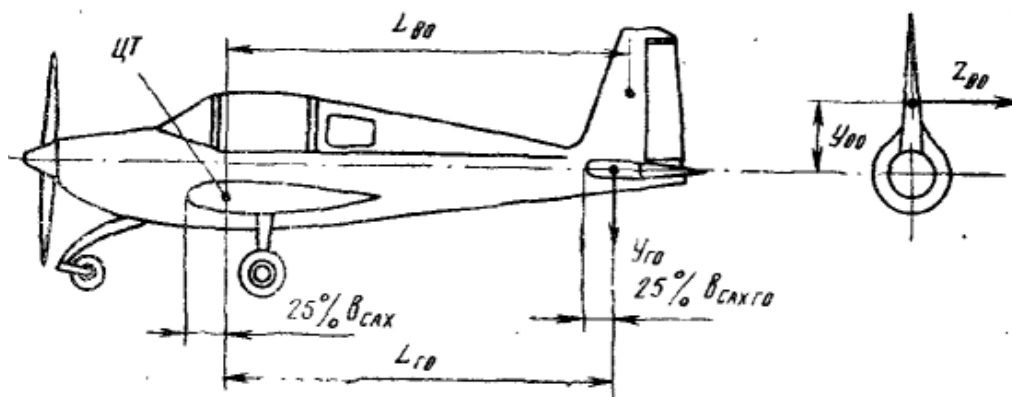


Рис.3.2.7 Схематичне зображення розположення горизонтального та вертикального оперення

де $L_{го}$ - відстань від центра ваги ЛА до 25% середньої аеродинамічної хорди (САХ) горизонтальному оперення; $L_{во}$ - відстань від центра ваги ЛА до 25% САХ вертикального оперення; $Y_{го}$ і $Z_{го}$ - аеродинамічні сили, що діють відповідно на горизонтальне і вертикальне оперення; $Y_{во}$ - відстань від поздовжньої осі літака до точки прикладання рівнодіючої бічних сил на вертикальному оперенні.

ПГО та ВО забезпечують стабілізацію ЛА в процесі польоту, створюючи аеродинамічні сили, які компенсують аеродинамічні моменти та забезпечують стійкість ЛА. Як правило в якості профілю для ПГО та ВО обирають симетричні профілі, відносної товщини 8-10%.

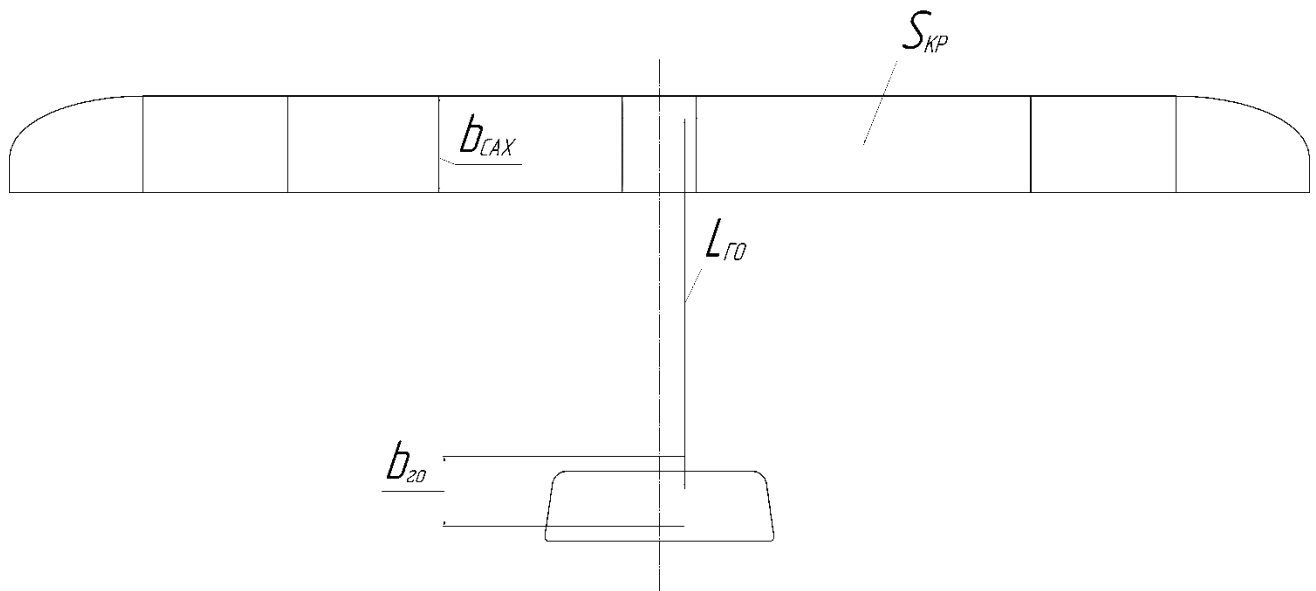


Рис.3.2.8 Схематичне зображення для горизонтального оперення

Розрахунок площ ПГО та ВО, а також їх відстаней до 25% САХ проводиться, як правило, на основі статистичних даних.

Подовження та форму ПГО та ВО обирають з конструктивних міркувань та на основі статистики, враховуючи особливості аеродинамічної схеми, наявності обдуву та особливостей експлуатації.

Ефективність горизонтального і вертикального оперення визначається їх коефіцієнтами статичних моментів $A_{ГО}$ та $A_{ВО}$

Коефіцієнт статичного моменту розраховується за формулою:

$$A_{ГО} = \overline{L_{ГО}} \cdot \overline{S_{ГО}} \approx 0,5, \quad (3.2.1)$$

де $\overline{L_{ГО}}$ $\overline{S_{ГО}}$ – відносне ПГО та площа ГО відповідно

Площу ГО розраховуємо за формулою:

$$S_{ГО} = \overline{S_{ГО}} \cdot S_{кр}, \quad (3.2.2)$$

$$\overline{S_{ГО}} = \frac{S_{ГО}}{S_{кр}} \approx 0,2 \quad (3.2.3)$$

$$S_{ГО} = 0,2 \cdot 8,82 = 1,764$$

$$\overline{L_{ГО}} = \frac{L_{ГО}}{b_{ГО}} \approx 2,5, \quad (3.2.4)$$

$$\text{де } b_{ГО} = 0,542$$

Плече ПГО рівне:

$$L_{ГО} = 2,5 \cdot 0,797 = 1,9925$$

Тоді розмах ПГО дорівнює:

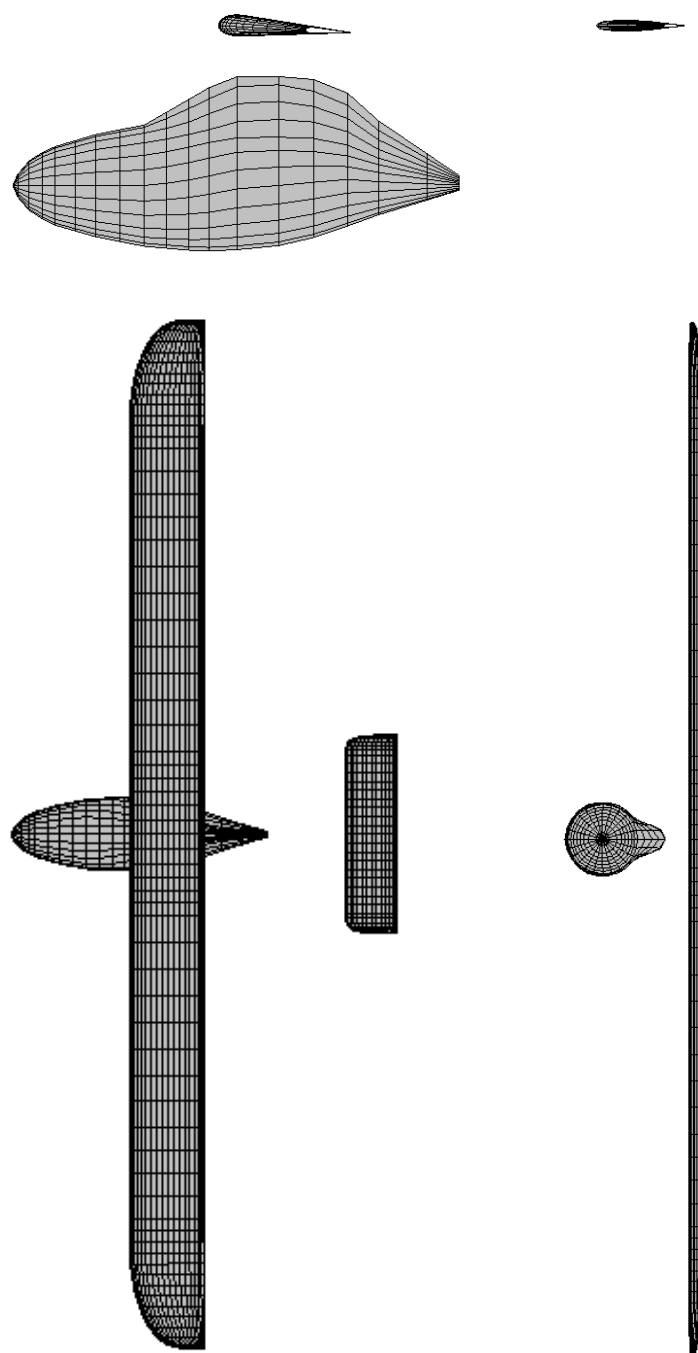
$$l_{zo} = \frac{0,2 \cdot S_{кр}}{b_{го}} \quad (3.2.5)$$

$$l_{zo} = \frac{0,2 \cdot 8,82}{0,542} = 3,25$$

Розрахунок поздовжньої стійкості

Після розрахунку геометричних параметрів ГО ми можемо виконати моделювання розрахункових моделей та отримати результати, що характеризують поздовжню стійкість планеру.

У програмі PANSYM було виконано моделювання обтікання раніше описаних розрахункових моделей, але тепер з поверхнею горизонтального оперення, для кута атаки $0..10^\circ$, число Маха при цьому $M=0,071$, число Рейнольдса $Re = 1,354 \cdot 10^6$ та графічно зображено результати на рис.3.2.9 - 3.2.15. Зовнішній вигляд розрахункових моделей з ПГО зображено на рис. 3.2.9 та 3.2.10.



*Рис. 3.2.9. Транспортний планер. Теоретична схема
фюзеляж+крило+горизонтальне оперення*

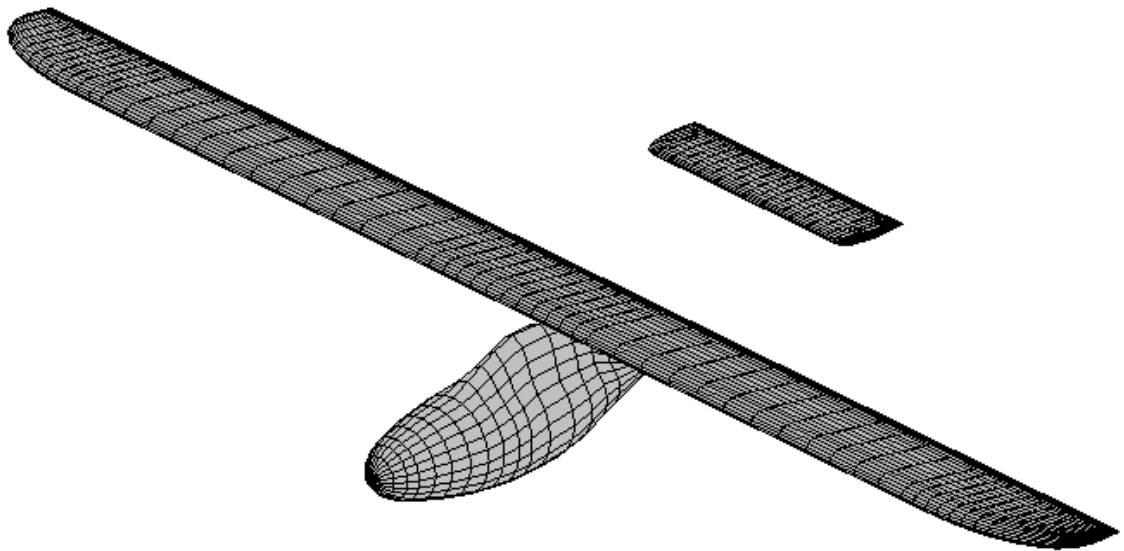


Рис. 3.2.10. Транспортний планер. Зовнішній вигляд

Для визначення поздовжньої стійкості ми знаходимо похідну коефіцієнта повздовжнього моменту по підйомній силі за формулою:

$$m_z^{Cy} = \frac{m_z^\alpha}{y_z^\alpha}$$

- якщо $m_z^{Cy} < 0$ - літак повздовжньо стійкий;
- якщо $m_z^{Cy} = 0$ - літак нейтральний за повздовжньою стійкістю;
- якщо $m_z^{Cy} > 0$ - літак повздовжньо нестійкий;

Для розрахункової моделі WFc1814 з аеродинамічним профілем С-18/14 маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйимальної сили, який зображено на рис.3.2.11

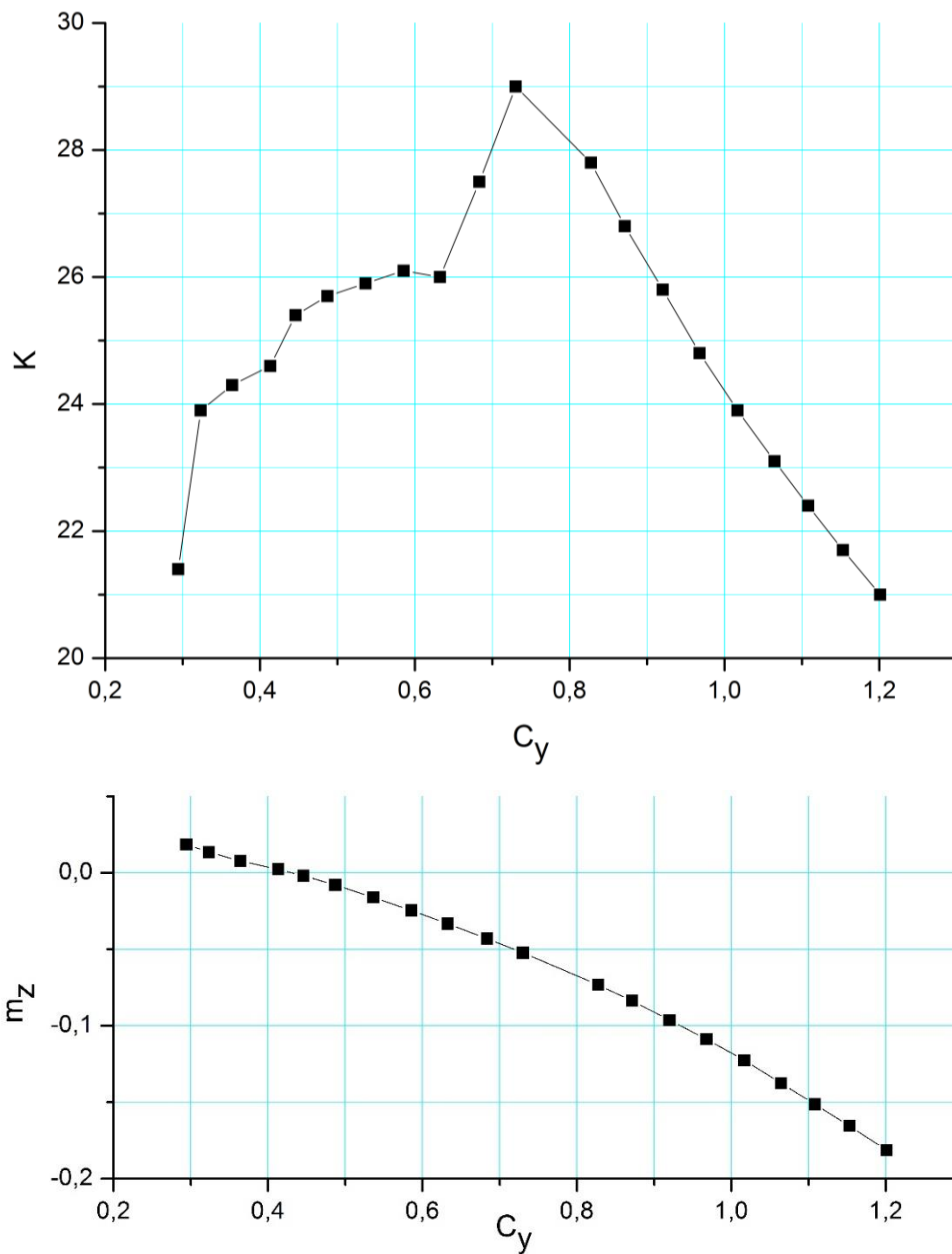


Рис.3.2.11. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_Z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFc1814. $K, m_Z = f(C_{ya})$. $M=0.071$; $Re = 1,354 \cdot 10^6$.

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{MAX} = 29,4$;
- Балансування транспортного планера відбувається на значенні аеродинамічної досконалості $K_{БАЛ} = 25,4$;
- Рівень статичної стійкості компоновання транспортного планера складає $m_Z^{C_y} = -0.137$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;

Для розрахункової моделі WFclarky17 з аеродинамічним профілем CLARK Y-17 маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили, який зображено на рис.3.2.12

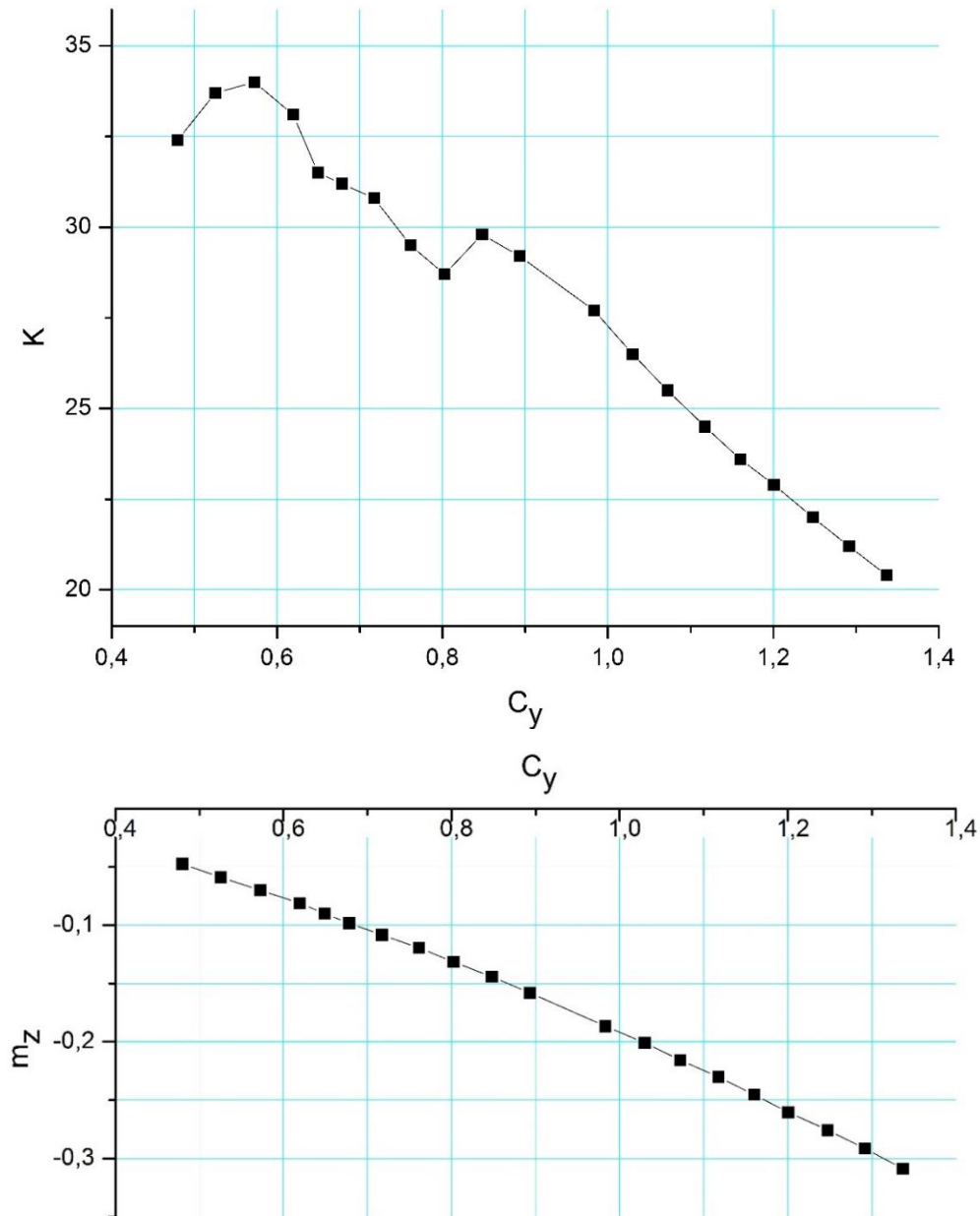


Рис.3.2.12. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFclarky17. $K, m_z = f(C_{ya})$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

Так як повздовжній момент m_z у даній розрахунковій моделі $m_z < 0$, то профіль CLARK Y-17 нам не підходить через недостатню повздовжню стійкість.

Для розрахункової моделі WFgaw117 з аеродинамічним профілем GA(W)-1 $C=17\%$, маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили, який зображено на рис.3.2.13

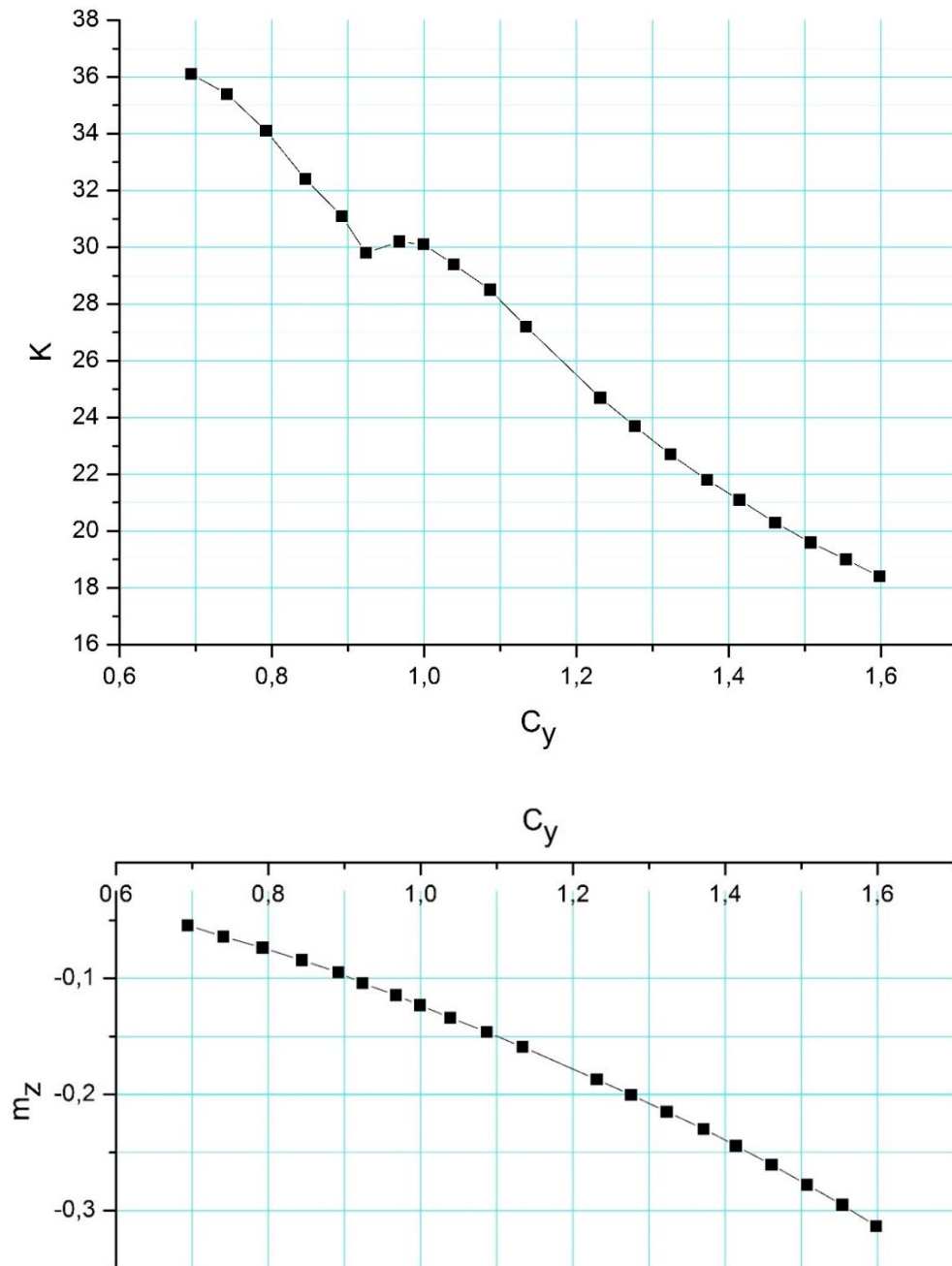


Рис.3.2.13. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFgaw117. $K, m_z = f(C_{ya})$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

Так як повздовжній момент m_z у даній розрахунковій моделі $m_z < 0$, то профіль GA(W)-1 нам не підходить через недостатню повздовжню стійкість.

Для розрахункової моделі WFn4417 з аеродинамічним профілем NASA4417.5, маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили, який зображено на рис.3.2.14

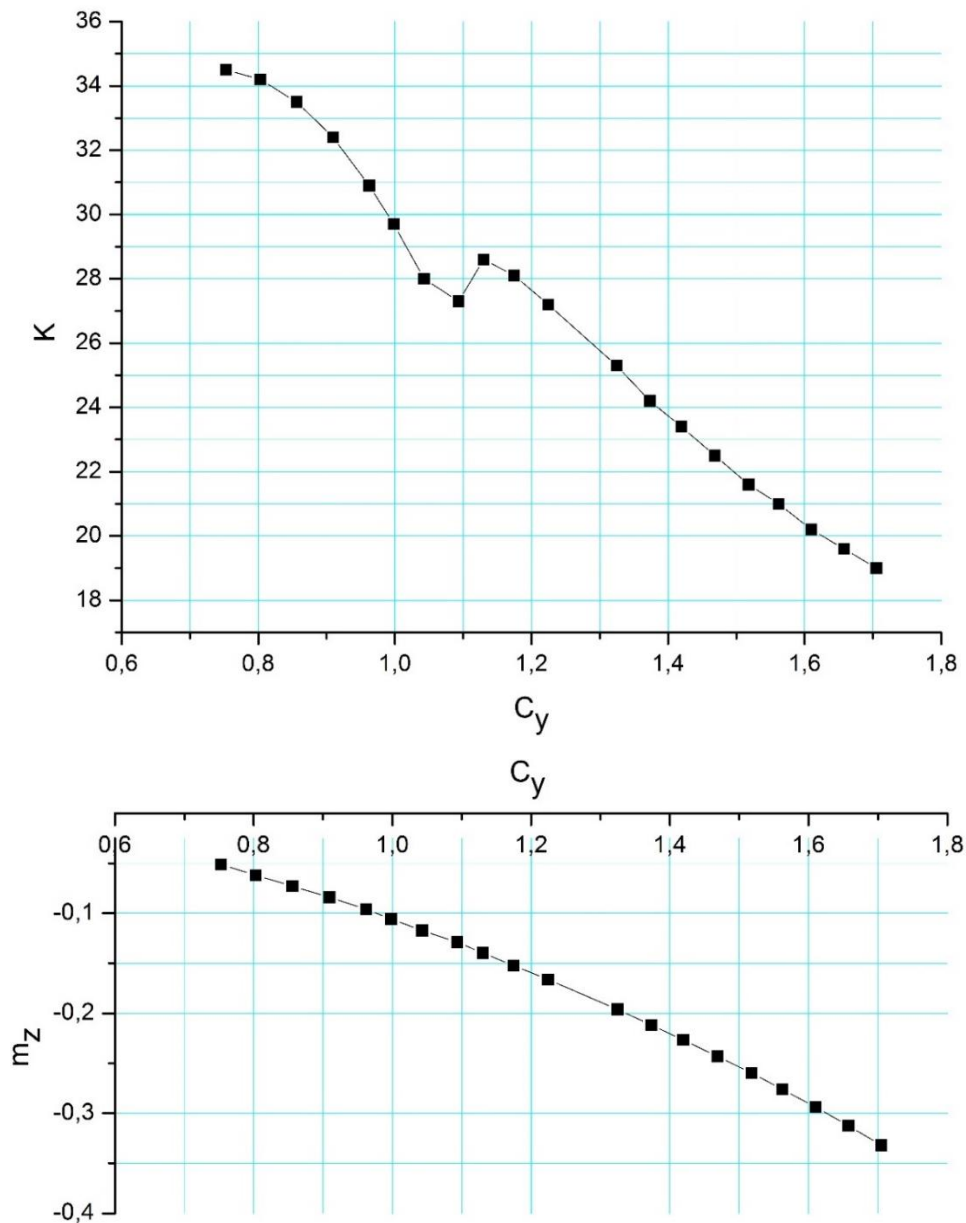


Рис3.2.14.. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили у розрахунковій моделі WFn4417. $K, m_z = f(C_y)$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

Так як повздовжній момент m_z у даній розрахунковій моделі $m_z < 0$, то профіль GA(W)-1 нам не підходить через недостатню повздовжню стійкість.

Для розрахункової моделі WFr27415 з аеродинамічним профілем P-274-15, маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили, який зображено на рис.3.2.15

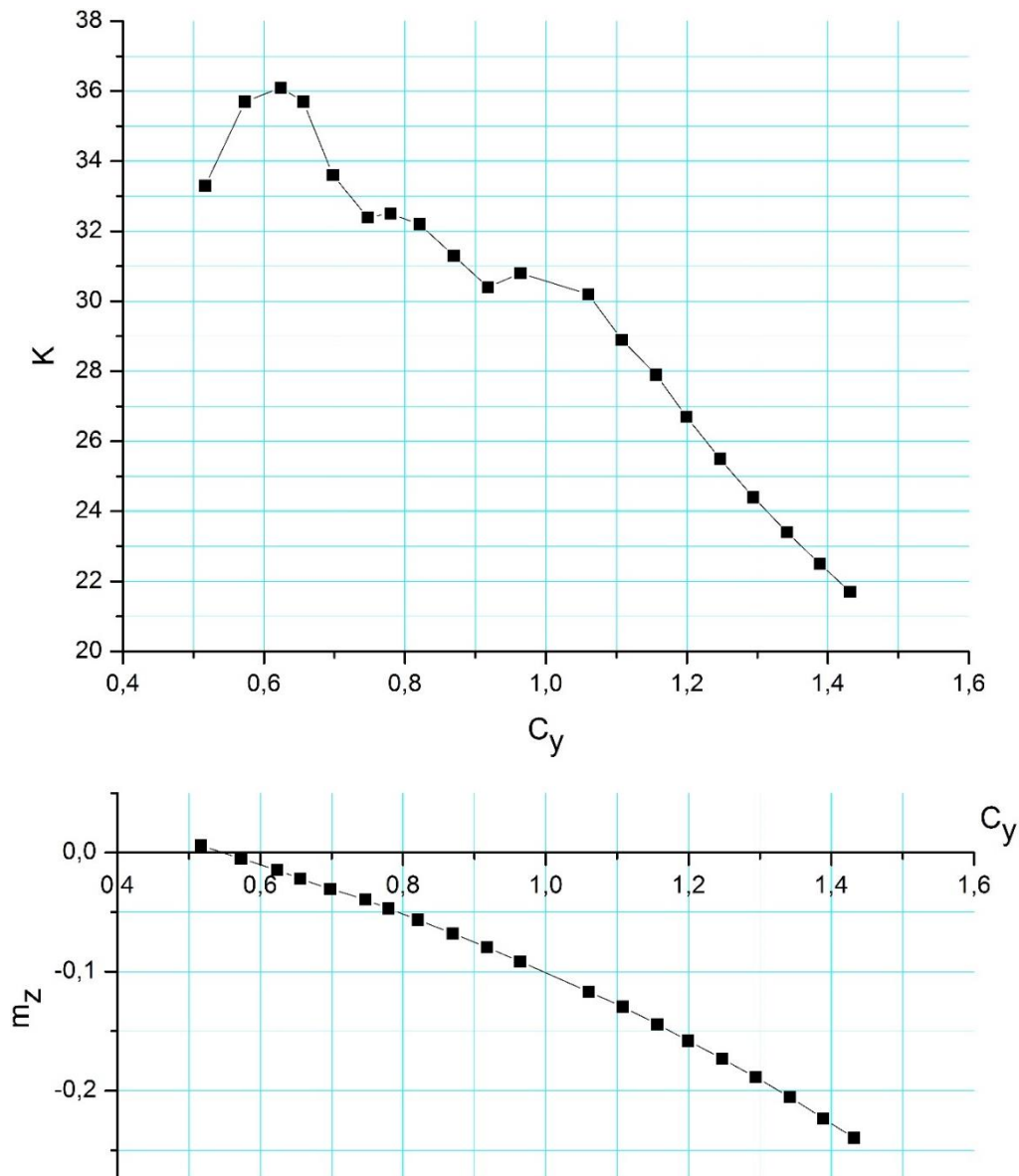


Рис.3.2.15. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFr27415. $K, m_z = f(C_{ya})$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{MAX}} = 36,1$;
- Балансування транспортного планера відбувається на значенні аеродинамічної досконалості $K_{\text{БАЛ}} = 34,4$;
- Рівень статичної стійкості компоновання транспортного планера складає $m_z^{C_Y} = -0.193$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;

Для розрахункової моделі WFr27418 з аеродинамічним профілем Р-274-18, маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили, який зображено на рис.3.2.16

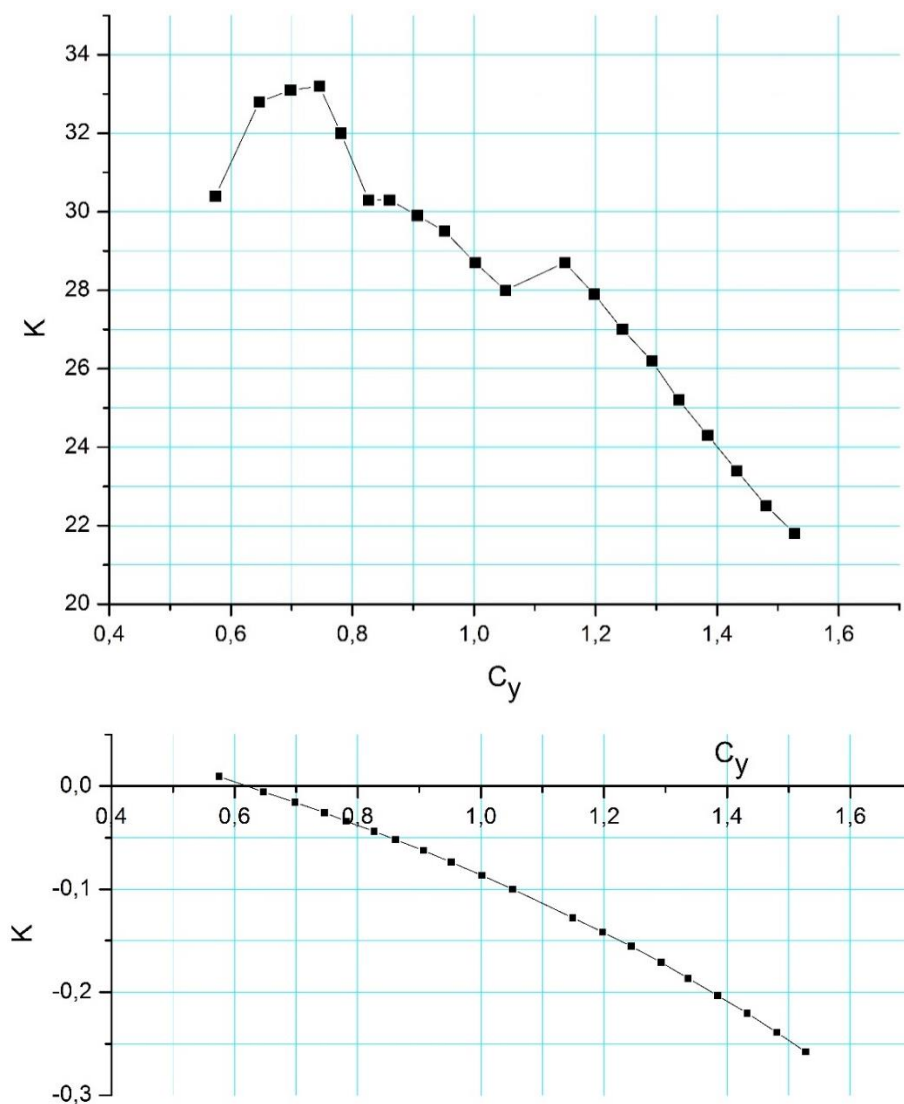


Рис.3.2.16. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFr27418. $K, m_z = f(C_Y)$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{MAX}} = 38,5$;
- Балансування транспортного планера відбувається на значенні аеродинамічної досконалості $K_{\text{БАЛ}} = 31,6$;
- Рівень статичної стійкості компоновання транспортного планера складає $m_z^{C_Y} = -0.205$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;

Для розрахункової моделі WFR218 з аеродинамічним профілем R-2-18, маємо таку залежність аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили, який зображено на рис.3.2.17

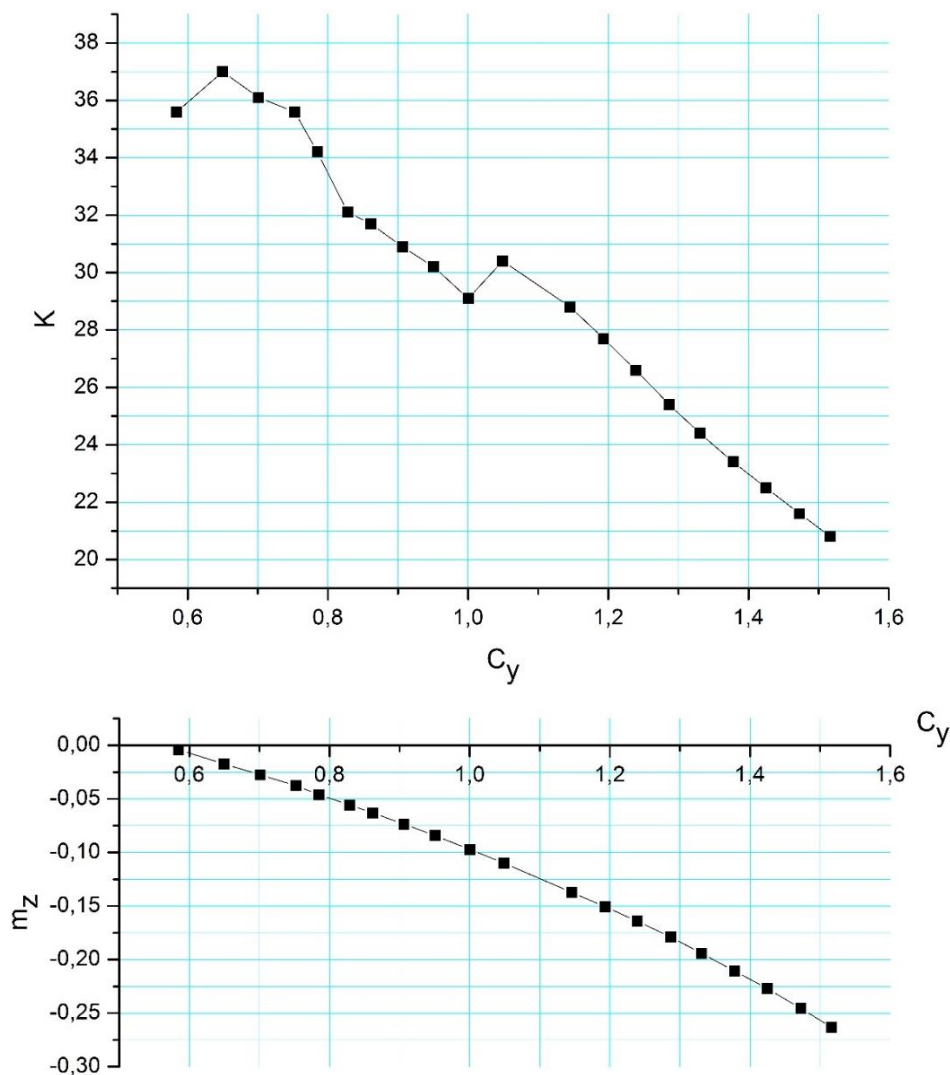


Рис.3.2.17. Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили у розрахунковій моделі WFR27418. $K, m_z = f(C_{ya})$. $M=0.1$; $Re = 1 \cdot 10^6$.

- Максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{MAX}} = 37$;
- Балансування транспортного планера відбувається на значенні аеродинамічної досконалості $K_{\text{БАЛ}} = 36,4$;
- Рівень статичної стійкості компонування транспортного планера складає $m_z^{C_Y} = -0.202$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;

Транспортний планер, від'єднується від безпілотного літака-носія та виконує плануючий політ в точку доставки.

Вирішальним критерієм є дистанція планування, оскільки чим більш віддаленим є точка роз'єднання носія та транспортного планера, тим менша ймовірність ураження всієї системи засобами протиповітряної оборони.

Дистанція планування напрямку визначається значенням аеродинамічної досконалості транспортного планера в збалансованому стані:

$$K_{BAL} = \frac{C_{Y\alpha_BAL}}{C_{X\alpha_BAL}} = \frac{L_{GL}}{H_{GL}} = \text{ctg}(\theta) \quad (3.2.6)$$

де:

L_{GL} – дистанція планування по прямій;

H_{GL} – висота початку сталого планування;

$C_{Y\alpha_BAL}$ – коефіцієнт підйимальної сили транспортного планера в збалансованому стані;

$C_{X\alpha_BAL}$ – коефіцієнт лобового опору транспортного планера в збалансованому стані;

θ – кут нахилу траєкторії планування транспортного планера

Швидкість сталого планування визначається як :

$$V_{BAL} = \sqrt{\frac{2 * m_{POL} * \cos \theta}{\rho * C_{Yabal} * S}} \quad (3.2.7)$$

де:

m_{POL} – вага транспортного планера;

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

S – площа крила

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

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

$$C_{X_{aBAL}} = C_{X_{a0}} + C_{X_i} + \Delta C_{X_{aBAL}} + \Delta C_{X_{aBP}} \quad (3.2.8)$$

де:

$C_{X_{a0}}$ - коефіцієнт лобового опору літального апарату за відсутністю підйімальної сили;

$C_{X_i} = \frac{C_{Y_{акр}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)$ - коефіцієнт індуктивного літального апарату за наявністю підйімальної сили;

$\Delta C_{X_{aBAL}}$ - коефіцієнт додаткового опору літального апарату, спричинений відхиленням рульових поверхонь;

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

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

$$C_{\text{ХaBAL}} = A_{C_{\text{Х}}} + C_{\text{Хi}} = A_{C_{\text{Х}}} + \frac{C_{\text{YaKP}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau) \quad (3.2.9)$$

де:

C_{YaKP} – коефіцієнт підйимальної сили крила, згідно [10] близький з C_{YaBAL} .

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

τ – коефіцієнт форми крила в плані.

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

$$K_{\text{BAL}} = \frac{C_{\text{YaBAL}}}{C_{\text{ХaBAL}}} = \frac{C_{\text{YaBAL}}}{A_{C_{\text{Х}}} + \frac{C_{\text{YaKP}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \approx \frac{C_{\text{YaBAL}}}{A_{C_{\text{Х}}} + \frac{C_{\text{YaBAL}}^2}{\pi * \lambda} * (1 + \tau)} \quad (3.2.10)$$

3.3 Формування конструктивно-силової схеми крила

При виборі конструктивно-силових схем агрегатів літака необхідно враховувати наступні умови:

1) маса конструкції планера літака для заданих умов повинна бути меншою, що досягається раціональної передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;

2) конструкція повинна бути технологічною, тобто такий, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;

3) конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатів, для підходу до силовій установці, обладнання і т.д.

При розгляді загальної силової роботи крила особливе значення має його робота на вигин. Згинальні деформації відсотків на 50-70 визначають масу конструкції крила. Практика авіабудування виробила велику різноманітність конструктивних варіантів крила і варіантів сприйняття згинального моменту. Всі їх можна класифікувати за кількома конструктивно-силовими схемами, кожна з яких відрізняється принципом роботи на вигин. Зазвичай виділяють три основні силові схеми - лонжеронну, кесонну і моноблочну (див.рис.3.3.1).



Рис.3.3.1 Схема класифікації КСС крила

На схемі цифрами позначено: 1 - лонжерон, 2 - стінка, 3 - стрингер, 4 - обшивка.

До лонжеронних відносяться крила, у яких згинаючий момент сприймається лонжеронами. Крило характеризується тонкою обшивкою, невеликою кількістю слабких стрингерів, потужними лонжеронами з розвиненими поясами.

Лонжерон крила можуть бути одно-, дво- і багатолонжеронними. Встановлюються в місці максимальної висоти профілю.

У однолонжеронному крилі лонжерон розташовується на відстані 25% - 30% хорди.

Однолонжеронна схема доцільна для застосування в легких літаках з прямим крилом і великою відносною товщиною профілю (більше 8%).

Однолонжеронна схема має кращі вагові характеристики. При невеликих навантаженнях на крило, однолонжеронна схема значно легше в порівнянні з іншими схемами.

Виходячи з умов найменшої ваги конструкції та її технологічності, в якості КСС крила для даного транспортного планеру було обрано однолонжеронну схему з коробчастим лонжероном та двома додатковими стінками. Пояси лонжерону та додаткові стінки виготовлено з бамбукової рейки, а нервюри та стінка лонжерону виготовлені з бальзи. Хвостова частина крила виготовляється з пінопласту, а обшивка зроблена з термоплівки. Модель КСС крила було побудовано в КОМПАС-3D-V18.1, її показано на Рис.3.3.2. Виготовлену консоль зображено на рис. 3.3.3.

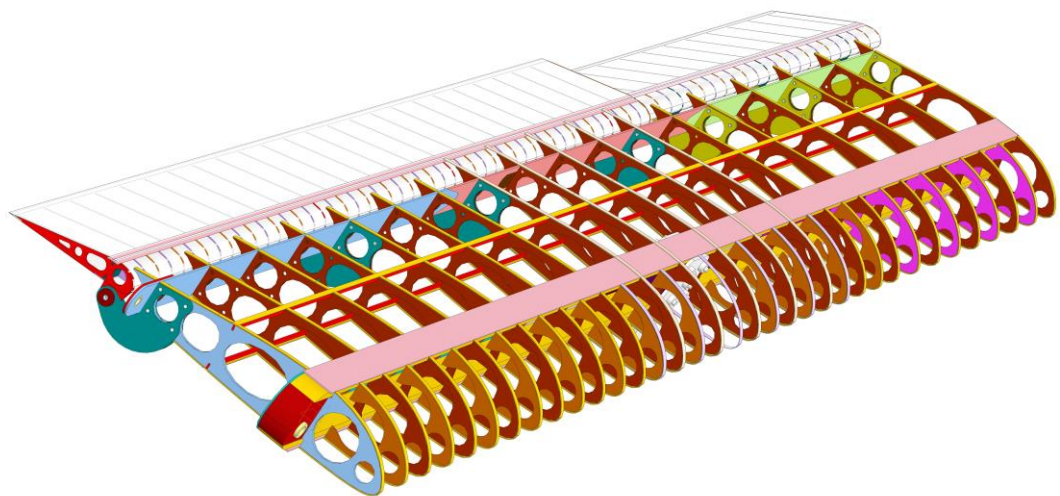


Рис.3.3.2. КСС консолі крила



Рис.3.3.2. Виготовлена консоль крила

Висновок по розділу:

Здійснено аеродинамічні розрахунки та побудовано залежності:

- залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підіймальної сили $K = f(C_{ya})$;
- Залежності критерію дальності від коефіцієнту підіймальної сили $K/\sqrt{C_{ya}} = f(C_{ya})$;
- Залежності коефіцієнту підіймальної сили від значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$;
- Залежності коефіцієнту підіймальної сили від коефіцієнту лобового опору $C_{ya} = f(C_x)$;
- Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили

З результатів моделювання було обрано модель WFr27418 з аеродинамічним профілем P-274-18, так як вона найбільше задовольняє поставлені вимоги.

4 РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

4. Розробка стартап-проекту

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

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

4.1 Опис ідеї проекту

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

Таблиця 4.1.1

Опис ідеї стартап-проекту

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

4.2 Технологічний аудит проекту

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

4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

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

Таблиця 4.3.1

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

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

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

Аналіз можливостей ринку та ринкових загроз базується на аналізі факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові можливості та загрози є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: посилення державного регулювання польотів БПЛА – фактор загрози, на основі якого можна зробити прогноз щодо спаду попиту на БПЛА, особливо в нижній ціновій категорії, це призведе до посилення значущості функціональних можливостей БПЛА при його продажі, щоб максимально розширити коло можливих клієнтів та зберегти виробництво БПЛА на рентабельному рівні. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 4.3.2

Таблиця 4.3.2

SWOT- аналіз стартап-проекту

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

4.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

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

Споживачами проекту обрано організації, що використовують, або можуть використовувати у своїй роботі БПЛА для екстреної доставки вантажів. Так як проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (Таблиця 4.4.1).

Таблиця 4.4.1

Базова стратегія розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту легких БПЛА літакового типу. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом виготовлення уніфікованої системи БПЛА).
Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення конструкції за рахунок масовості, підвищення ймовірності доставки вантажу в зони із високими факторами ризику.
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує БПЛА або починає виробляти новий, не змінюючи при цьому його призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 4.4.2).

Вибір стратегії конкурентної поведінки

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

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

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбеном :

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

– низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

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

4.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 4.5.1 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.5.1

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

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

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

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

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

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

Висновки по розділу:

Завжди була важлива задача вирішення проблеми транспортування вантажів тим чи іншим способом. У наш час існують різні способи транспортування вантажів. Однак, є зони з «важким» доступом, такі як: зона бойових дій; зона техногенних катастроф; зона стихійного лиха; зона епідемій та ін. . В такому випадку набувають актуальність безпілотні літальні апарати (БПЛА). Планери можуть значно перевершувати будь-які БПЛА, призначені для логістики вантажів, оскільки фактична дальність доставки вантажу складається з дальності польоту літака-носія плюс дальність польоту планера.

На основі аналізу було рішення, що відповідають критеріям оптимальності. Для забезпечення технологічності та дешевизни конструкції в якості матеріалів для силових конструкцій обрано деревину, а саме бальзу, бамбук, фанеру. Для виготовлення обшивок крила і оперення використано пінопласт і термоплівку. Даний вибір обґрунтований простотою обробки матеріалів та високими механічними якостями. Збирання агрегатів та транспортного планеру, в цілому, проводиться за допомогою клею на основі поліуретану призначеного для склеювання силових конструкцій.

Залучивши достатню кількість кваліфікованих, або не дуже, робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по швидкому виготовленню значної кількості простих, дешевих та універсальних транспортних планерів, що зможуть задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В дисертації досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку.

2. Розроблений засіб доставки вантажів за допомогою системи носій-контейнер, що від'єднується від БПЛА є перспективним для впровадження у виробництво оскільки він дешевший та екологічний на відміну від аналогів та конкурентів, що, представленні на ринку.

3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

ВИСНОВКИ

Метою магістерської дисертації було створення транспортного планера. В ході роботи було проведено пошук та аналіз аналогів, вибір аеродинамічної схеми та компоновочної схеми крила. Проведено аналіз впливу безпілотного літака-носія на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики транспортного планера. На основі аналізу виконана оптимізація компоновання безпілотного транспортного планера з точки зору реалізації максимального значення K_{\max} в заданих габаритах із застосуванням простих технологічних рішень. Побудовано КСС консолі крила.

В результаті проведеного аналізу та розрахунків визначено:

- В якості аеродинамічної схеми обрано класичну схему;
- Розраховано площі аеродинамічних поверхонь, проведено балансування транспортного планера;

Здійснено аеродинамічні розрахунки та побудовано залежності:

- аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підіймальної сили $K = f(C_{ya})$;
- критерію дальності від коефіцієнту підіймальної сили $K/\sqrt{C_{ya}} = f(C_{ya})$;
- коефіцієнту підіймальної сили від значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$;
- коефіцієнту підіймальної сили від коефіцієнту лобового опору $C_{ya} = f(C_x)$;
- аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили

ВИКОРИСТАНІ ДЖЕРЕЛА

1. «Aerodynamics characteristics of glider GL-1 based on computational fluid dynamics» *E. Amalia, M.A. Moelyadi, R. Julistina, C.A. Putra, Faculty of Mechanical and Aerospace Engineering, Institute of Technology Bandung, Jl., Indonesia,*
2. «Research on sailplane aerodynamics at Delft University of Technology. Recent and present developments.» L.M.M. Boermans TU Delft, 2006
3. «Вплив параметрів компоновки літального апарату із замкненою просторовою схемою на транспортну ефективність» О.О. Хомінич, Д.М. Зінченко, НТУУ "КПІ", 2014
4. «Technology Demonstration of a 1-ton Single Use Disposable Glider» Marti M. Sarigul-Klijn, Ph.D. and Maurice P. Gionfriddo MAE, University of California
5. Чудаков М.В. Построение поляр и расчет динамики полета дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов. Учебное пособие. Оренбург, 2003.
6. Проектирование самолета. Компоновка, центровка, разработка обще-го вида: Методические указания к лабораторным работам. /О.Н. Корольков, Д.М. Козлов, КуАИ, 1990.
7. Аэродинамика летательных аппаратов /Г.А. Колесников, В.К. Мака-ров, А.А. Михайлюк и др.; Под редакцией Г.А. Колесникова.- М.: Машиностро-ение
8. Бадягин А.А., Мухаммедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение
9. Проектирование самолетов/С.М. Егер :Москва, 2005
10. Глушков Н.Н., Инешин Ю.Л., Свириденко Ю.Н. "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов", Ученые записки ЦАГИ, т.ХХ, N1, 1989 г. 18 с.

11. Е.П. Ударцев, М.А. Переверзев, С.А. Ищенко
Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ.
Киев.1998 г.
12. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с
англ.- М, Машиностроение, 1983,— 648 с., с ил.
13. Захарченко В.Ф. Определение суммарных аэродинамических
характеристик различных компоновок летательных аппаратов: методические
указания / В.Ф. Захарченко, В.Г. Столяров, А.И. Хлупнов. – М.: Изд-во МГТУ
им. Н.Э.Баумана, 1999. – 40 с.
14. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / [В.А.
Комаров и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. / – Самара: Изд-во Самар. гос.
аэрокосм. ун-та, 2013. – 120 с.
15. Комаров, В. А. Выбор облика летательного аппарата с
использованием технологии многодисциплинарной оптимизации
[Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. А. Комаров, А. С.
Кузнецов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева
(нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (7 Мбайт). – Самара,
2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
16. Perez R., Jansen P., Martins J. Aero-Structural Optimization of Non-
Planar Lifting Surface Configurations, 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary
Analysis and Optimization Conference, 2008.
17. Raymer, D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach [Text] /
Daniel P. Raymer. – Washington: American Institute of Aeronautics and
Astronautics, 1992. – 391 p.
18. Определение аэродинамических характеристик
тел методом импульсов: методические указания / М. Н. Дьяконов,
В. Ф. Захарченко, В. Т. Калугин [и др.]. – М.: Изд-во МГТУ , 1994. – 12 с.