

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
“КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ім. Ігоря Сікорського”

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

**ЗВІТ**

**По проходженню переддипломної практики**

Виконав:

Студент групи АЛ-91мп

Білоус І.І.

Викладач \_\_\_\_\_ Бондар Ю.І.

“ \_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

Київ – 2020

## ЗМІСТ

Вступ .....	3
Анотація.....	4
Аннотация.....	5
Abstract.....	6
1. Постановка завдання .....	7
2. Об'єкт дослідження .....	7
3. Метод дослідження.....	9
4. Висновок .....	11
Додаток .....	12

## **Вступ**

Метою переддипломної практики є поглиблення та закріплення теоретичних знань та практичних навичок з усіх дисциплін навчального плану, а саме - оволодіння сучасними методами, формами організації переддипломної роботи в галузі майбутньої професії, формування на базі одержаних у навчальному процесі знань, професійних умінь і навичок для прийняття самостійних рішень під час конкретної праці в реальних переддипломних роботах, виховання потреби систематично поновлювати свої знання та творчо їх застосовувати в практичній і переддипломній діяльності.

В карантинних умовах проходження практики відбувалося на базі кафедри авіа- та ракетобудування ІАТ. Виконувалася робота над магістерською дисертацією, тема якої «Дослідження балансувальних втрат літального апарату схеми «тандем»».

## **Анотація**

Тема індивідуального завдання – «Дослідження балансувальних втрат літального апарату схеми «тандем»».

Було проведено огляд аналогів літальних апаратів схеми «тандем» за розташуванням їх органів керування. Виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату А-8, при відхиленні рулів висоти на певні кути, за допомогою низькорівневого програмного забезпечення XFLR5. Виконано обробку результатів натурного експерименту – продувки в аеродинамічній трубці моделі літака А-8. Виконано порівняння результатів натурного експерименту та числового методу та надано рекомендації, щодо застосування низькорівневого програмного забезпечення на початкових етапах проектування літальних апаратів схеми «тандем».

В роботі використані сучасні методики розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем» і методи числової аеродинаміки.

## **Аннотация**

Тема индивидуального задания - «Исследование балансировочных потерь летательного аппарата схемы «тандем»».

Был проведен осмотр аналогов летательных аппаратов схемы «тандем» с расположением их органов управления. Выполнен расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата А-8, при отклонения рулей высоты на определенные углы, с помощью низкоуровневого программного обеспечения XFLR5. Выполнено обработку результатов натурного эксперимента - продувки в аэродинамической трубе модели самолета А-8. Выполнено сравнение результатов натурного эксперимента и численного метода и даны рекомендации по применению низкоуровневого программного обеспечения на начальных этапах проектирования летательных аппаратов схемы «тандем».

В работе использованы современные методики расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата схемы «тандем» и методы числовой аэродинамики.

## **Abstract**

The topic of the individual task is “Research of balancing losses of the tandem-scheme aircraft”.

A review of analogues of aircraft of the "tandem" scheme was carried out according to the location of their controls. The calculation of the aerodynamic characteristics of the aircraft A-8, with the deviation of the rudders at certain angles, using low-level software XFLR5. The results of the field experiment were processed - purge in the wind tunnel of the A-8 model. A comparison of the results of the field experiment and the numerical method is performed.

The modern methods of calculation of aerodynamic characteristics of the aircraft of the "tandem" scheme and methods of numerical aerodynamics are used in the work.

## 1. Постановка завдання

Порівняти розрахунки аеродинамічних характеристик літака схеми «тандем» в певному діапазоні кутів атаки при різних кутах відхилення руля висоти (РВ) із отриманими у аеродинамічній трубі Т-101 ЦАГІ результатами досліджень. На основі отриманих результатів приводяться висновки щодо доцільності використання низькорівневого числового методу для визначення балансувальних втрат літального апарату схеми «тандем» на етапі попереднього проектування.

## 2. Об'єкт дослідження

Для проведення дослідження в аеродинамічній трубі Т-101 в ЦАГІ був обраний натурний літак А-8 схеми «тандем» з двома парами крил (рис. 1).



Рис. 1. Літак А-8 в аеродинамічній трубі

Переднє та заднє одно лонжеронне крило мають приблизно однакову конструкцію та розміри. В конструкційному плані вони виконані від'ємними, і при стиковці вкладаються у відповідні пази на фюзеляжі. Профіль переднього

крила – «RAF-32», кут встановлення складає  $\varphi_1 = +3^\circ$ , заднє крило має профіль – «WORTMANN FX 60-126» та встановлено під кутом  $\varphi_2 = 0^\circ$ . Крила виготовлені із пластику.

Фюзеляж типу монокок, як і крило, має трьохшарову пластикову конструкцію та невід’ємний кіль. Шасі складається із двох коліс від моделі карта розміром  $300 \times 100$  мм, встановлені в спеціальних обтікачах на кінцях переднього крила і склопластикового ресорного костия з орієнтуючим хвостовим колесом розміром  $140 \times 60$  мм.

До системи керування літака входять: закриток на передньому крилі – руль висоти, елерони на задньому крилі і руль напрямку. Схема літака та його основні геометричні параметри представлено на рис. 2.

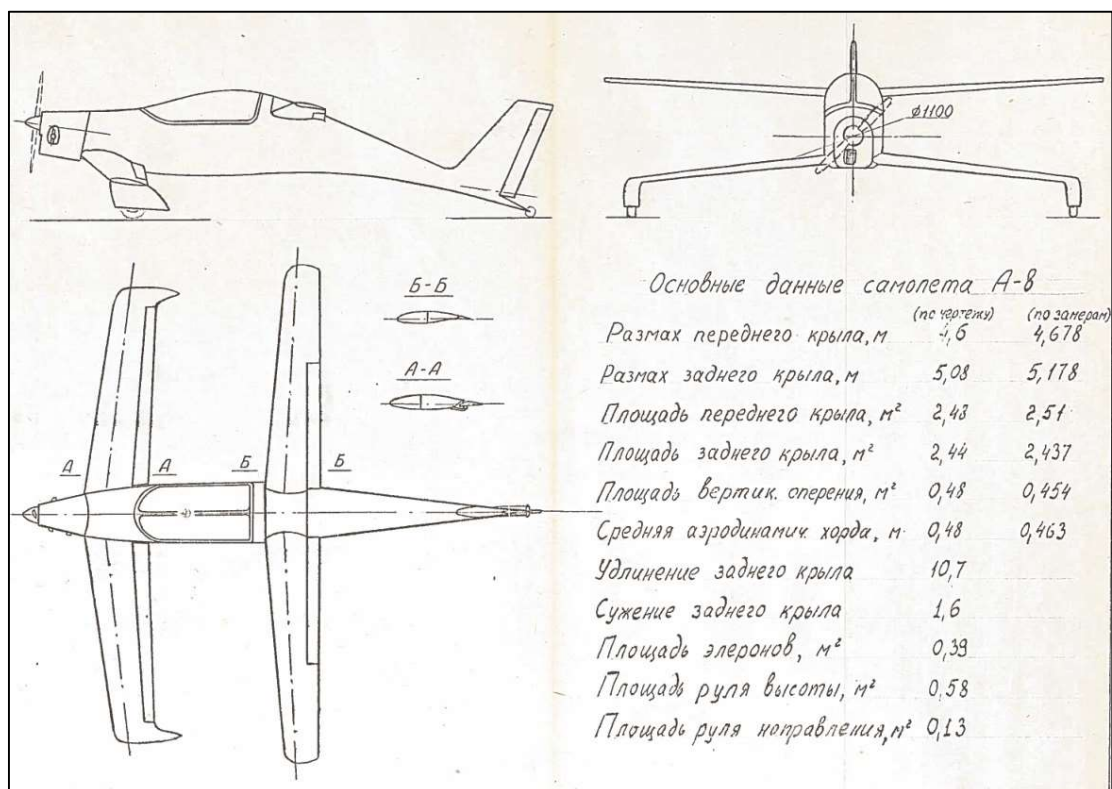


Рис. 2. Схема літака А-8



### 3. Метод дослідження

Всі розрахунки були виконанні за допомогою програми *XFLR5* – яка являє собою інструмент для аналізу профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса. Крило може бути розрахованим одним із трьох методів, кожен із яких має свої переваги та недоліки. Перший метод – теорія несучих ліній (The Prandtl lifting-line theory), яка базується на теорії Прандтля, другий метод – метод вихрових панелей (Vortex Lattice method), третій – метод 3д панелей.

За допомогою метода вихрових панелей було розраховано аеродинамічні характеристики літального апарату А-8. Результати надано на рис. 3-7.

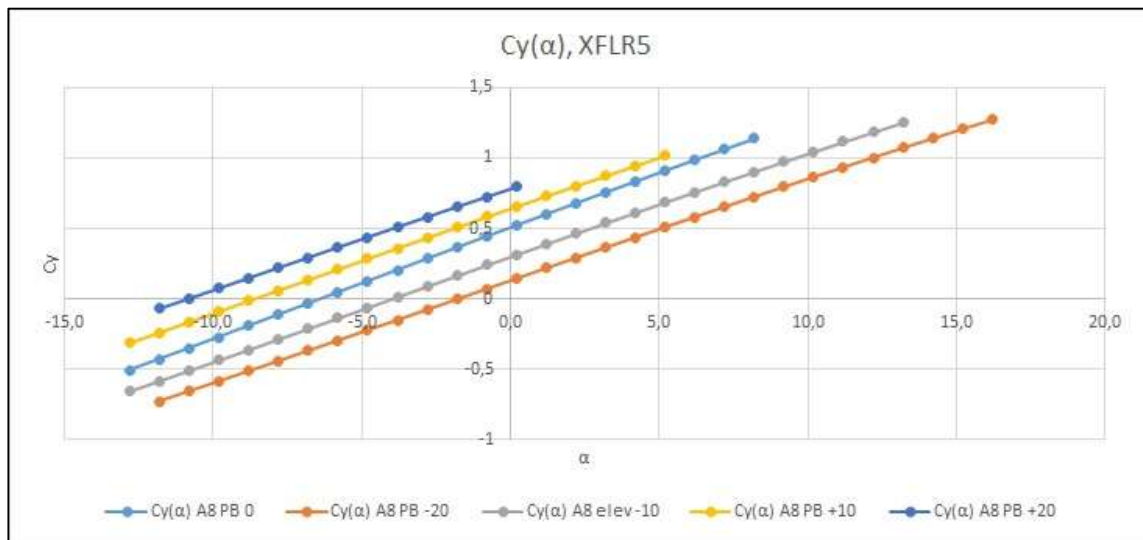


Рис. 3. Графіки залежності  $c_y(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

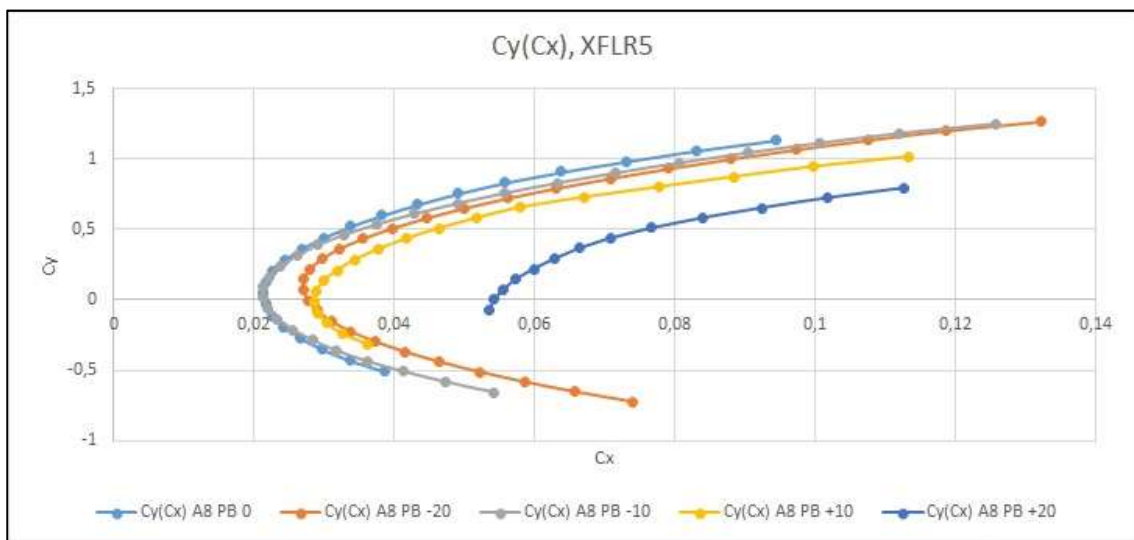


Рис. 4. Графіки залежності  $c_y(c_x)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

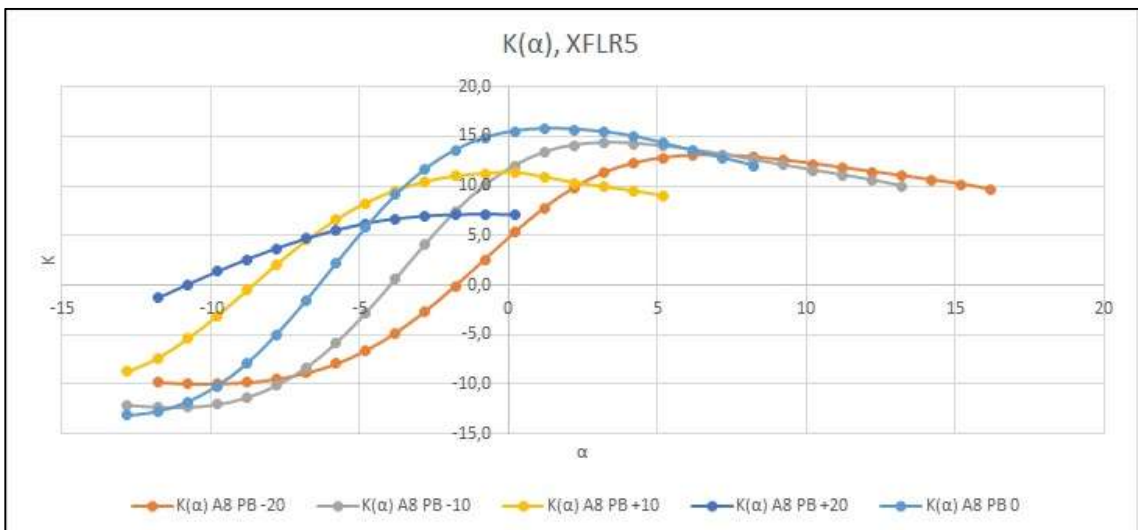


Рис. 5. Графіки залежності  $K(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

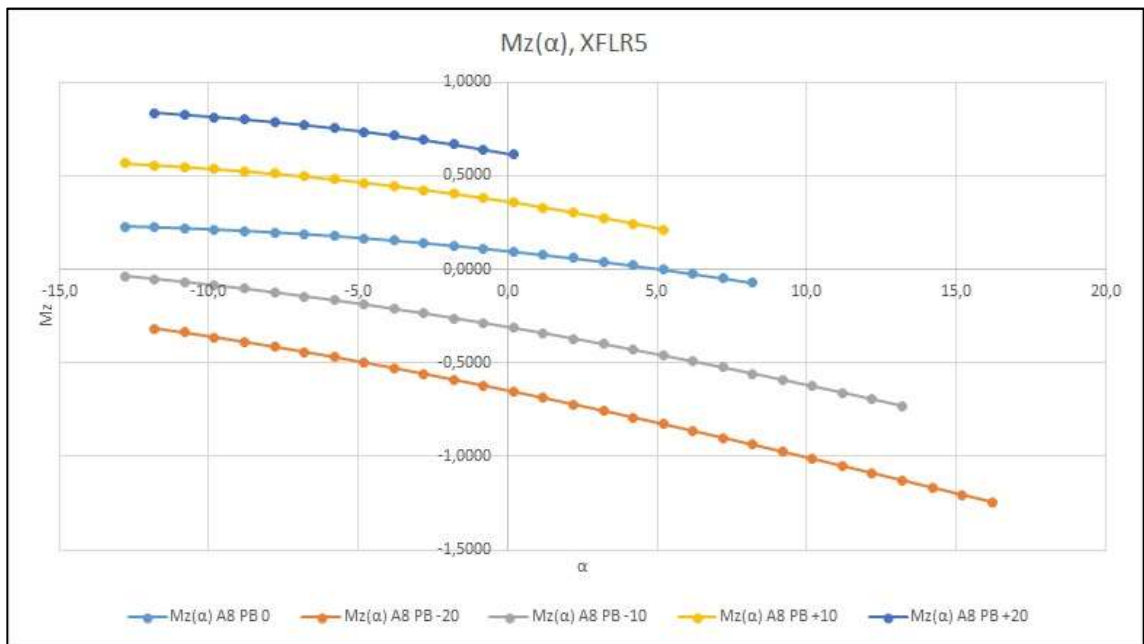


Рис. 6 Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

#### 4. Висновок

На основі отриманих результатів числового методу та результатів натурного експерименту – продувці літака А-8 у аеродинамічній трубі надано рекомендації щодо застосування низькорівневого забезпечення *XFLR5* на етапі попереднього проектування.

Результатом практики є стаття, яку буде наведено в додатку нижче, в якій більш широко описано роботу, яка була проведена.

Стаття на тему: «Дослідження балансувальних втрат летального апарату  
схеми «тандем»

## Вступ

Ряд значних переваг безпілотних літальних апаратів (БПЛА) перед пілотованою авіацією: відносно невелика вартість, малі затрати на експлуатацію, можливість виконувати маневри з перенавантаженням, які людина не здатна витримувати – призвели до більш активного їх розвитку. Характерною особливістю БПЛА є використання різних аеродинамічних схем, в тому числі і схеми «тандем», оскільки вона є доцільною в конструктивному аспекті для БПЛА з розкладним крилом та з обмеженими габаритами (наприклад, контейнерного старту), так як дає можливість істотно (~ на 40 %) зменшити розмах.

При проектуванні літального апарату будь якої аеродинамічної схеми необхідно відшукати раціональний компроміс між його стійкістю та керованістю, оскільки чим стійкіший літак, тим важче вивести його зі стану балансування, тим гірша його керованість, відповідно. Стійкість літака забезпечується певним положенням його центра мас щодо фокусу, а ефективність органів керування визначає балансувальні втрати.

Найточнішим та найефективнішим методом дослідження балансувальних втрат є проведення експерименту в аеродинамічній трубі (АТ), результатом якого є отримання основних аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату в певному діапазоні кутів атаки при різних кутах відхилення органів керування. Основним недоліком такого дослідження є суттєва втрата часу на виготовлення моделі, проведення самого експерименту та обробки результатів.

Одним із варіантів дослідження аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату, особливо на етапі попереднього проектування, є розрахунок методами низькорівневої обчислювальної аеродинаміки за допомогою спеціального програмного забезпечення. Такий спосіб не потребує суттєвих ресурсів обчислювальної техніки та значного запасу часу, проте результати обчислення можуть мати певні похибки щодо істинного значення досліджуваної величини.

## Постановка задачі

У даній роботі порівнюються розрахунки аеродинамічних характеристик літака схеми «тандем» в певному діапазоні кутів атаки при різних кутах відхилення руля висоти (РВ) із отриманими у аеродинамічній трубі Т-101 ЦАГІ результатами досліджень. На основі отриманих результатів приводяться висновки щодо доцільності використання низькорівневого числового методу для

визначення балансувальних втрат літального апарату схеми «тандем» на етапі попереднього проектування.

### Об'єкт дослідження

Для проведення дослідження в аеродинамічній трубі Т-101 в ЦАГІ був обраний натурний літак А-8 схеми «тандем» з двома парами крил (рис. 1).



Рис. 1. Літак А-8 в аеродинамічній трубі

Переднє та заднє одно лонжеронне крило мають приблизно однакову конструкцію та розміри. В конструкційному плані вони виконані від'ємними, і при стиковці вкладаються у відповідні пази на фюзеляжі. Профіль переднього крила – «RAF-32», кут встановлення складає  $\varphi_1 = +3^\circ$ , заднє крило має профіль – «WORTMANN FX 60-126» та встановлено під кутом  $\varphi_2 = 0^\circ$ . Крила виготовлені із пластику.

Фюзеляж типу монокок, як і крило, має трьохшарову пластикову конструкцію та невід'ємний кіль. Шасі складається із двох коліс від моделі карта розміром  $300 \times 100$  мм, встановлені в спеціальних обтікачах на кінцях переднього крила і склопластикового ресорного костия з орієнтуючим хвостовим колесом розміром  $140 \times 60$  мм.

До системи керування літака входять: закриток на передньому крилі – руль висоти, елерони на задньому крилі і руль напрямку. Схема літака та його основні геометричні параметри представлено на рис. 2.

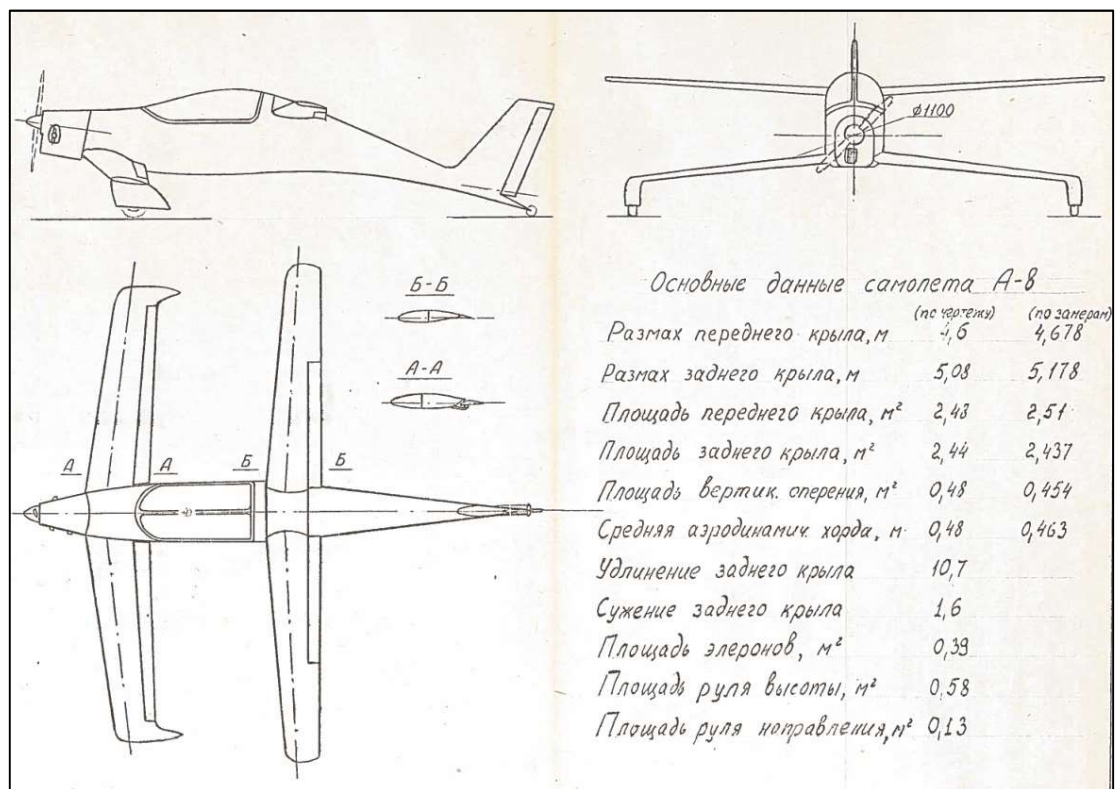


Рис. 2. Схема літака А-8

### Метод дослідження

Всі розрахунки були виконанні за допомогою програми *XFLR5* – яка являє собою інструмент для аналізу профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса. Крило може бути розрахованим одним із трьох методів, кожен із яких має свої переваги та недоліки. Перший метод – теорія несучих ліній (The Prandtl lifting-line theory), яка базується на теорії Прандтля, другий метод – метод вихрових панелей (Vortex Lattice method), третій – метод 3д панелей.

Необхідно провести експеримент із визначенням аеродинамічних характеристик літака при відхиленні РВ на певний кут:  $\delta_{РВ} = [-20^\circ; -10^\circ; 0^\circ; +10^\circ; +20^\circ]$ , при цьому швидкість набігаючого потоку повинна становити 30 м/с, кут атаки змінюється у діапазоні  $\alpha = -12,8^\circ \dots 20,2^\circ$ , з кроком у один градус.

Профіль для переднього крила – «RAF-32», на ньому розташовано РВ, який буде відхилятися на певні кути, що зазначено вище, профіль заднього крила – «WORTMANN FX 60-126» (рис. 3).

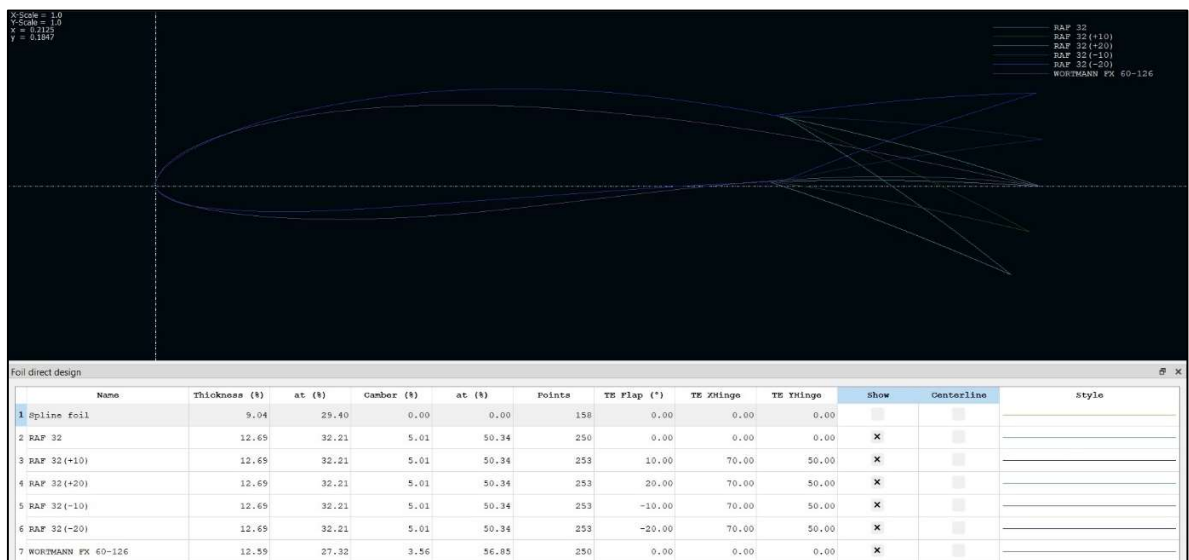


Рис. 3. Профілі крил літака А-8

Перед проведенням моделювання геометрії крил літака та обчислення їх аеродинамічних характеристик, необхідно виконати побудову профілів крил за їх координатами, та виконати розрахунок їх аеродинамічних характеристик в діапазоні малих чисел Рейнольдса (рис. 4 та рис. 5).

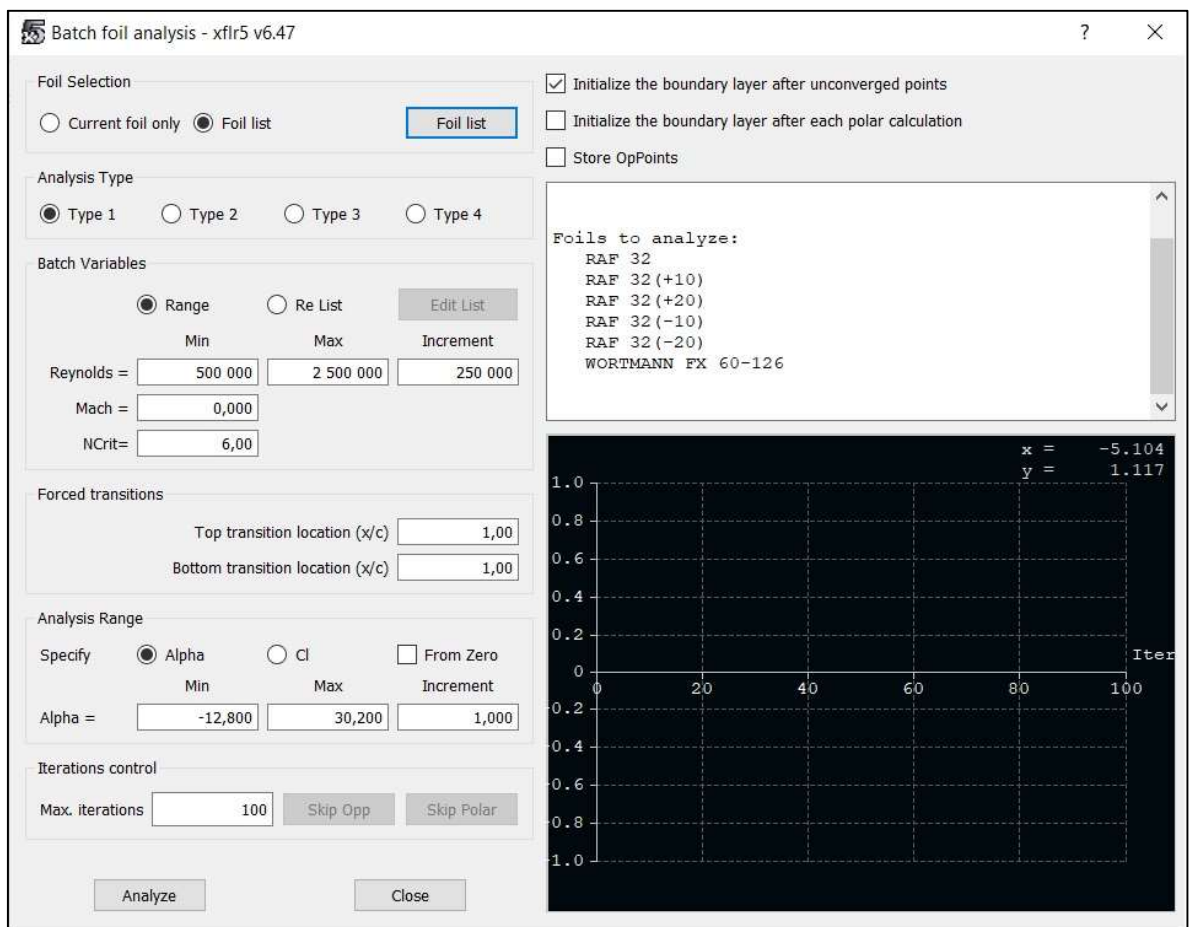




Рис. 4. Параметри, для розрахунку аеродинамічних характеристик профілів крил літака А-8

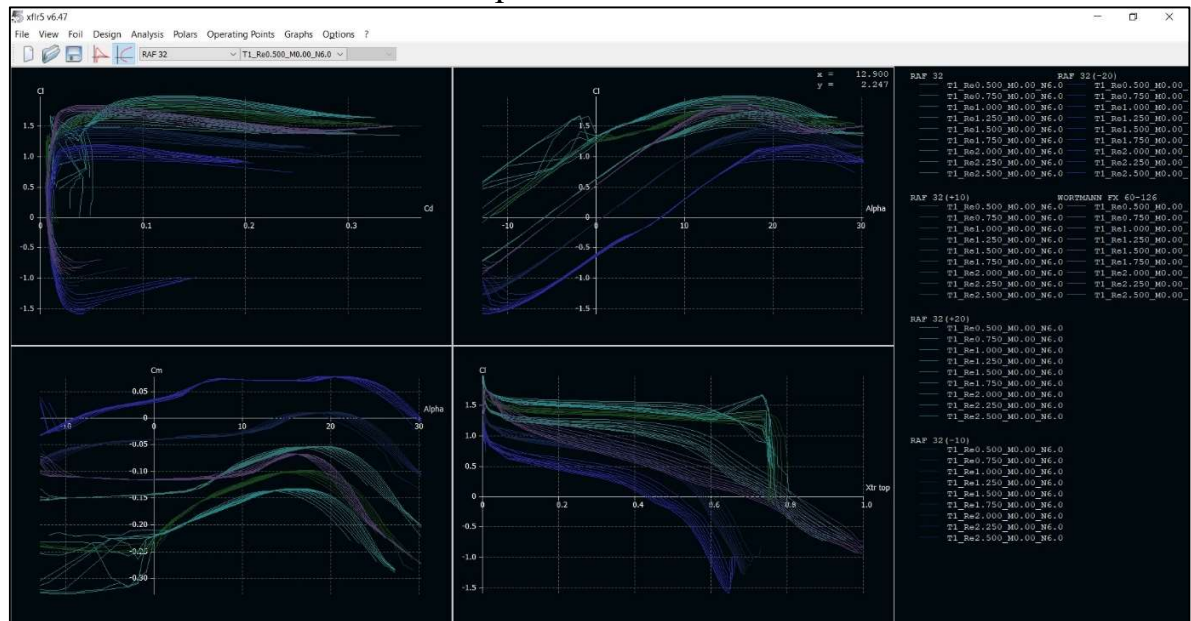


Рис. 5. Аеродинамічні характеристики профілів крил літака А-8

Для виконання побудови геометрії крил необхідно знати наступні параметри:

- піврозмах переднього крила  $\frac{1}{2}l_1 = 2322$  мм, корнева хорда  $b_{01} = 682$  мм, кінцева хорда  $b_{k1} = 410$  мм, довжина руля висоти  $l_{PB} = 1830$  мм, кут V-подібності  $\psi_1 = -6^\circ$ , кут стрілоподібності  $\chi_1 = +7^\circ$ , кут встановлення  $\phi_1 = +3^\circ$  (рис. 6);
- піврозмах заднього крила  $\frac{1}{2}l_2 = 2540$  мм, корнева хорда  $b_{02} = 600$  мм, кінцева хорда  $b_{k2} = 300$  мм, кут V-подібності  $\psi_2 = +4^\circ$ , кут стрілоподібності  $\chi_2 = +4^\circ$ , кут встановлення  $\phi_2 = 0^\circ$  (рис. 7);
- висота коробки становить  $h = 710$  мм, повздовжній винос крил  $l_{ox} = 1857$  мм (рис. 8).

Для визначення аеродинамічних характеристик літака необхідно вибрати за яким методом буде виконано розрахунок, в нашому випадку це метод вихрових панелей, встановити швидкість набігаючого потоку 30 м/с, масу конструкції  $m_{\text{конст}} = 223$  кг, положення центру мас відносно носка кореневої хорди переднього крила  $x_{ц.м.} = 1010$  мм та додатковий опір від фюзеляжу, який становить  $c_{xf} = 0.012$ . Таким чином, задаючи певне відхилення РВ,



відбуватиметься розрахунок основних аеродинамічних характеристик літака, графіки яких зображено на рис. 9-12.

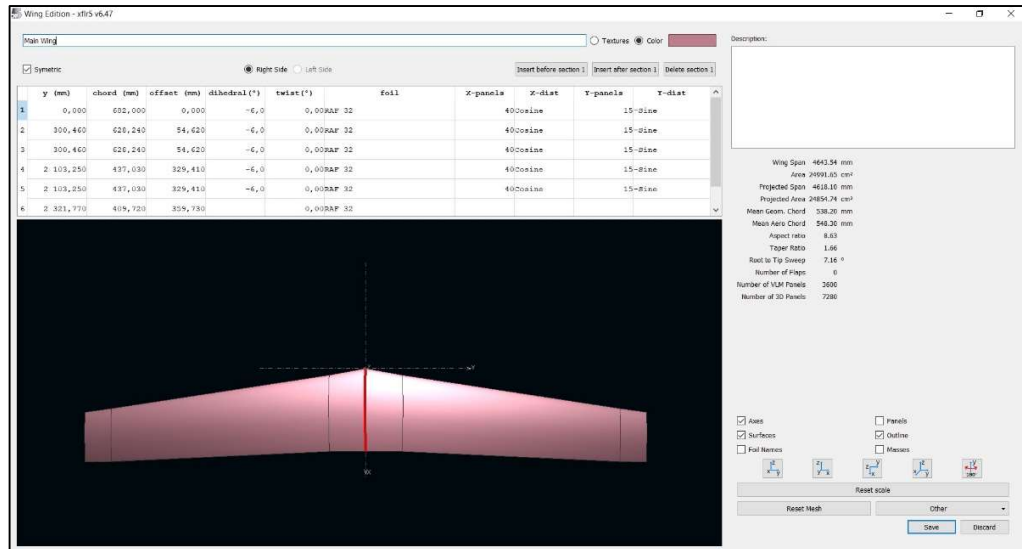


Рис. 6. Переднє крило літака А-8

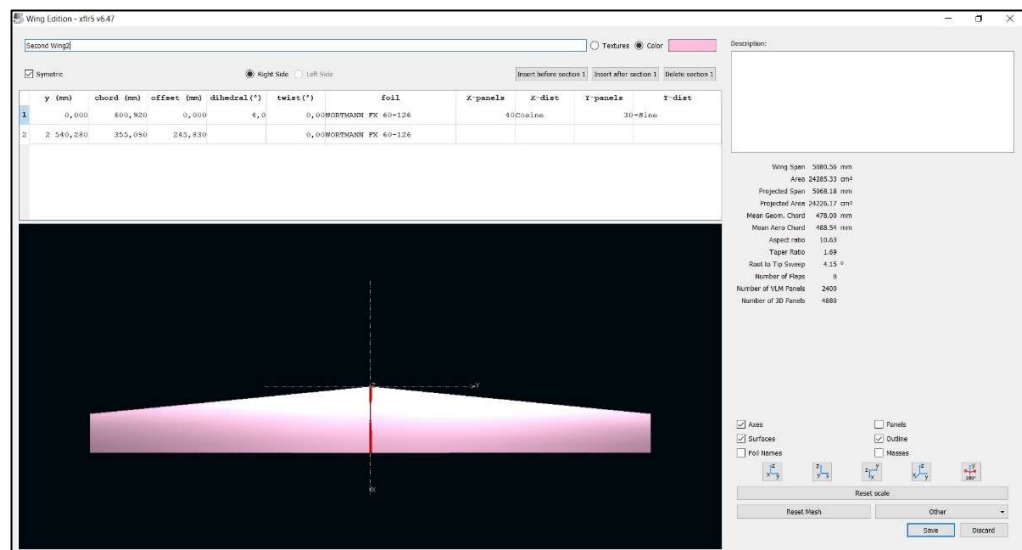


Рис. 7. Заднє крило літака А-8

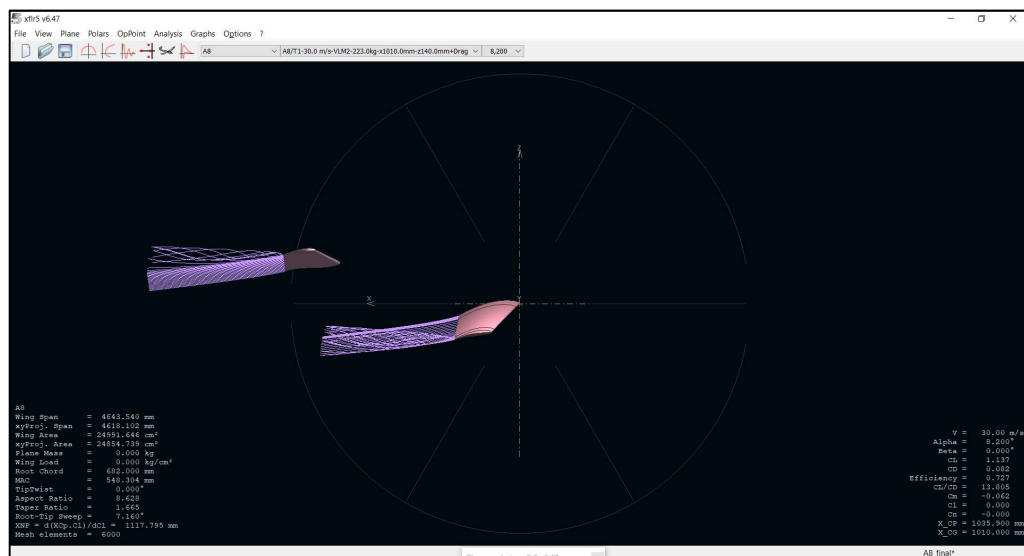


Рис. 8. Положення крил літака А-8

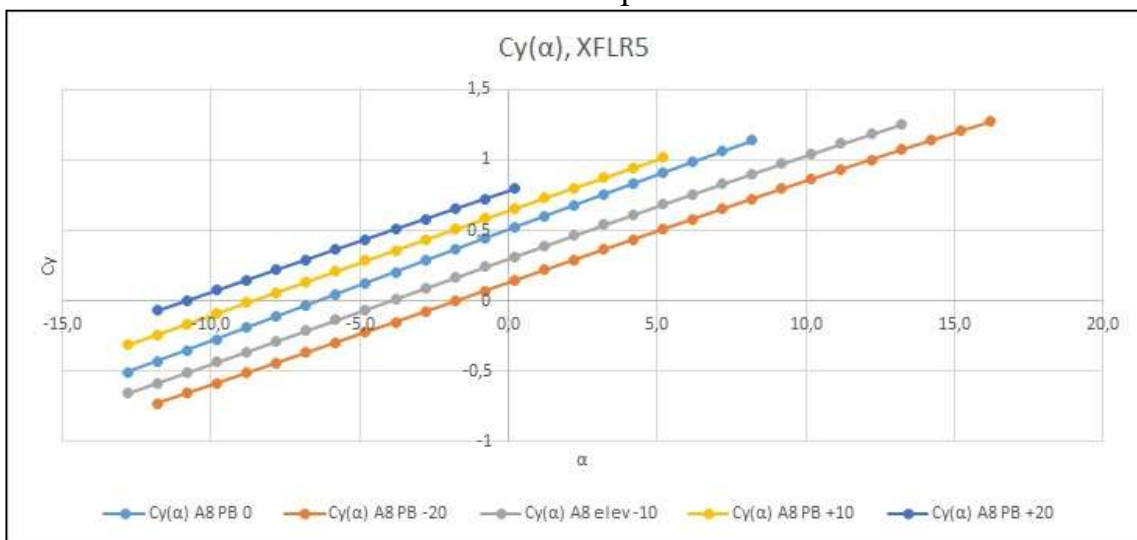


Рис. 9. Графіки залежності  $c_y(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в XFLR5

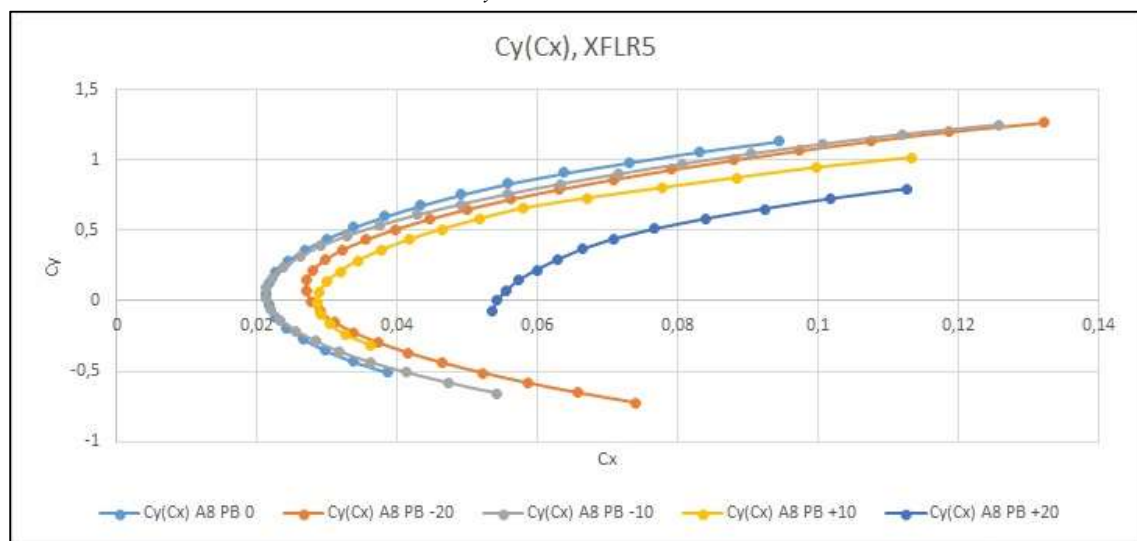


Рис. 10. Графіки залежності  $c_y(c_x)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

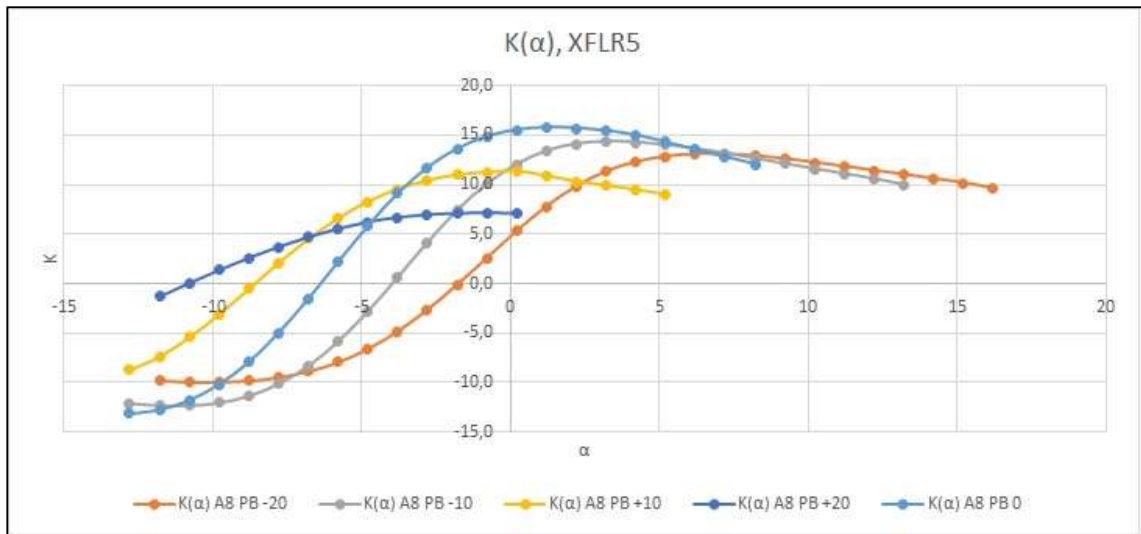


Рис. 11. Графіки залежності  $K(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

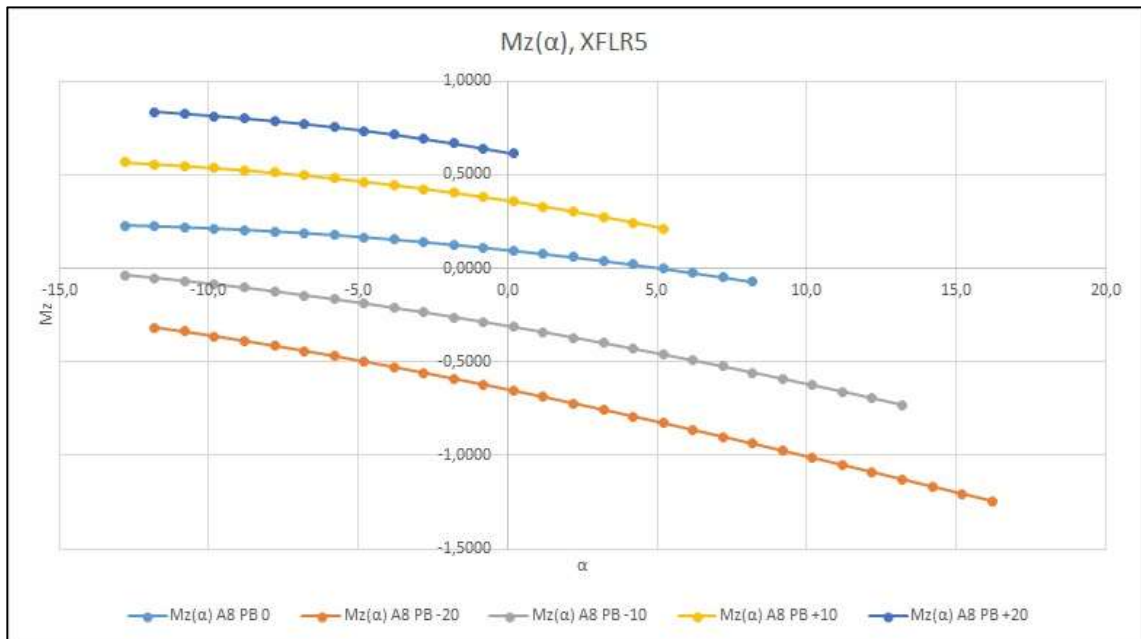


Рис. 12 Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  літака А-8, розрахованому в *XFLR5*

## Результати дослідження

Щоб оцінити ефективність застосування програмного забезпечення *XFLR5*, щодо визначення балансувальних втрат літака А-8 на попередніх етапах проектування, необхідно провести порівняння графіків залежності основних аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки та поляри, отриманих в наслідок проведення натурного експерименту – продувці в аеродинамічній трубі та розрахунком за допомогою чисельної аеродинаміки.

Графіки залежності коефіцієнта підйомної від кута атаки при відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$  та  $-10^\circ$  показали задовільну схожимість (рис. 13).

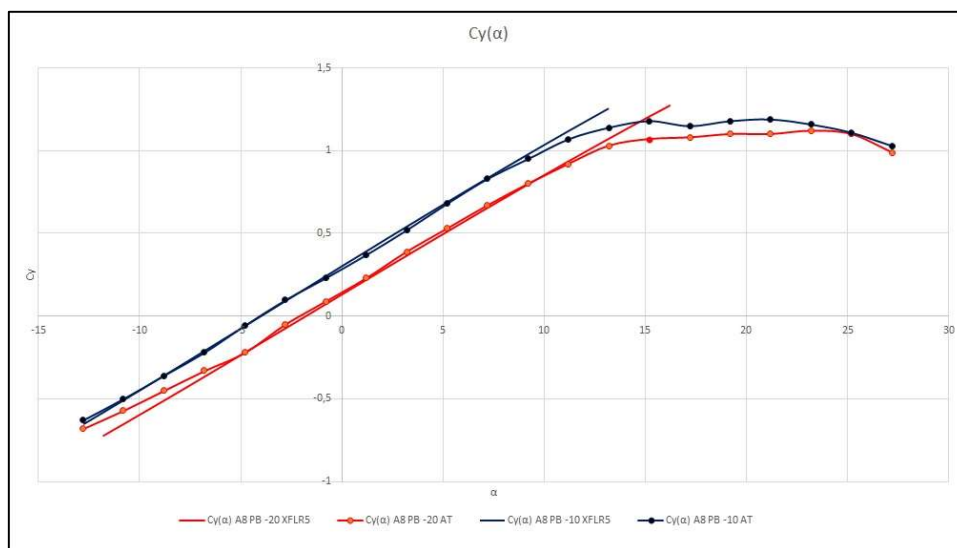


Рис. 13. Графіки залежності  $c_y(\alpha)$ , при відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$  та  $-10^\circ$

Графіки залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки при відхиленні руля висоти на  $0^\circ$ ;  $+10^\circ$ ;  $+20^\circ$  мають певну розбіжність (рис. 14) проте значення похідної  $c_y^\alpha$  майже збігається і для  $0^\circ$  становить 0,079 (XFLR5) та 0,065 (AT), для  $+10^\circ$  становить 0,075 (XFLR5) та 0,073 (AT), для  $+20^\circ$  становить 0,075 (XFLR5) та 0,071 (AT).

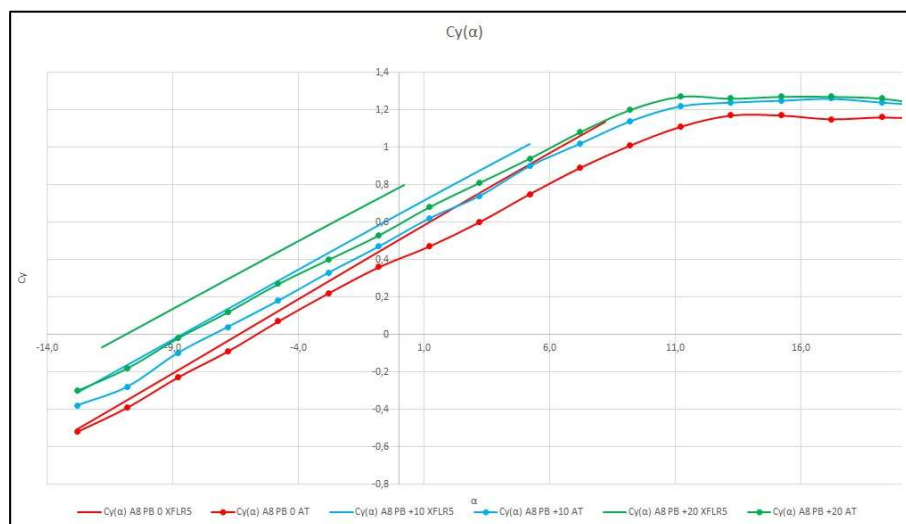


Рис. 14. Графіки залежності  $c_y(\alpha)$ , при відхиленні руля висоти на  $0^\circ$ ;  $+10^\circ$ ;  $+20^\circ$

При аналізі графіків поляр (рис.15-19) можна помітити, що при деяких значеннях відхилення руля висоти, результати експерименту не співпадають із

результатами розрахунку числового методу. Це можна пояснити тим, що літак А-8 має занадто малі габарити для аеродинамічної труби типу Т-101, робоча частина якої становить 24 м, а розмах крила А-8 становить 4 м. Ваги труби розраховані на велику площу крила, а для такої як у моделі А-8 дають велику відносну похибку вимірювання, значення якої встановити досить складно.

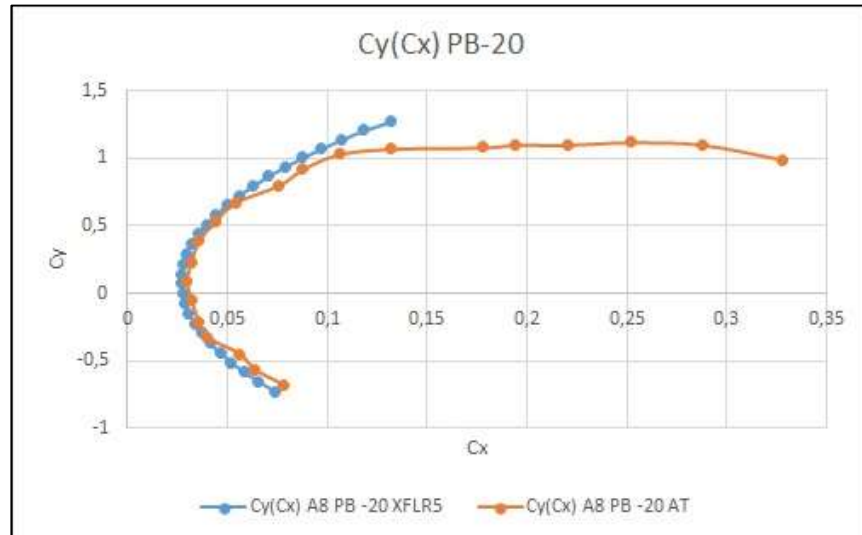


Рис. 15. Поляра літака А-8, при відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$

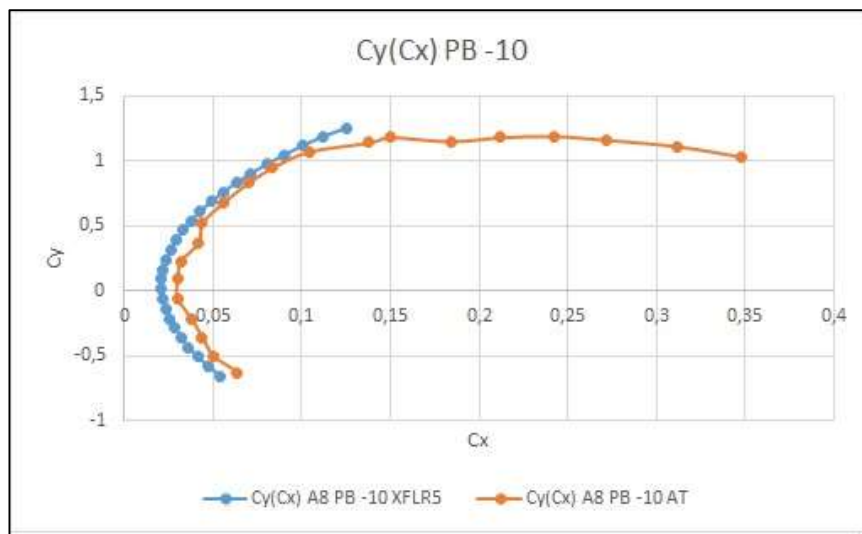


Рис. 16. Поляра літака А-8, при відхиленні руля висоти на  $-10^\circ$

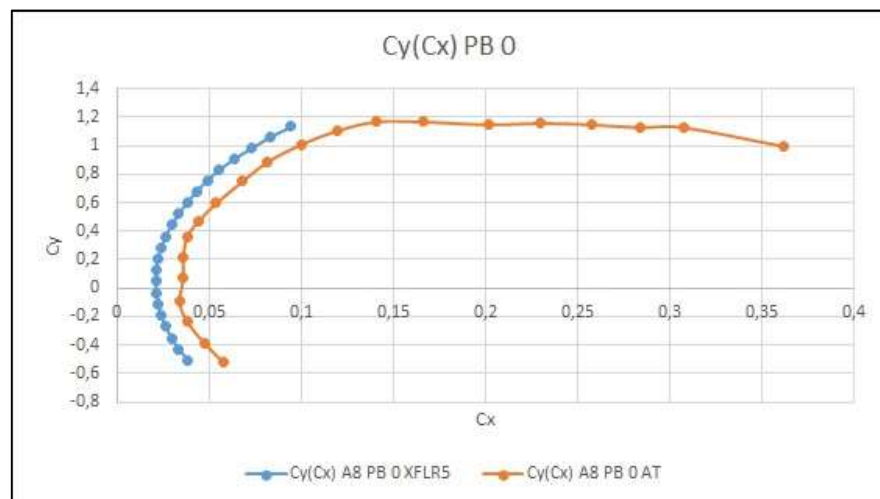


Рис. 17. Поляра літака А-8, при відхиленні руля висоти на  $0^\circ$

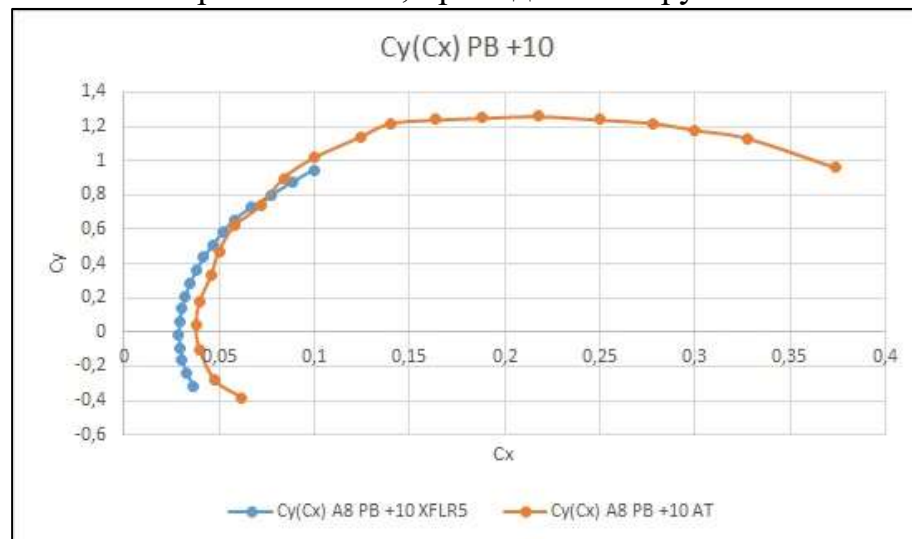


Рис. 18. Поляра літака А-8, при відхиленні руля висоти на  $+10^\circ$

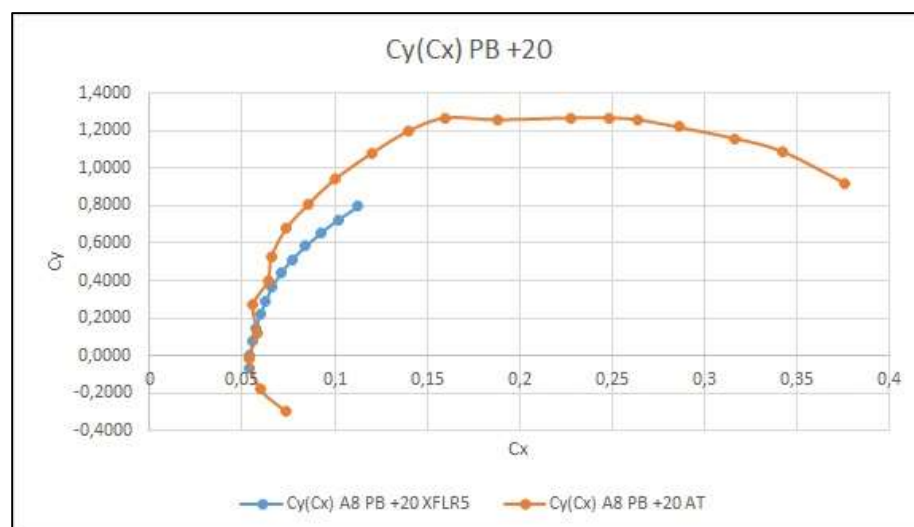


Рис. 19. Поляра літака А-8, при відхиленні руля висоти на  $+20^\circ$

При обробці результатів експерименту, щодо моментних характеристик, виявилась певна несходимість графіків залежності коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки (рис. 20-24). Це можна пояснити тим, що даний літальний апарат А-8 має високу чутливість щодо центрування, котру при постановці натурного експерименту виміряли не достатньо точно. Проте запаси стійкості апарату, що в експерименті, що при розрахунку числовим методом мають схожі значення. При відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$  запас стійкості  $m_z^{c_y}$  становить -0,36 (АТ) та -0,35 (XFLR5); при відхиленні на  $-10^\circ$  становить -0,43 (АТ) та -0,37 (XFLR5); при відхиленні на  $0^\circ$  становить -0,23 (АТ) та -0,22 (XFLR5); при відхиленні на  $+10^\circ$  становить -0,40 (АТ) та -0,36 (XFLR5); при відхиленні на  $+20^\circ$  становить -0,33 (АТ) та -0,37 (XFLR5).

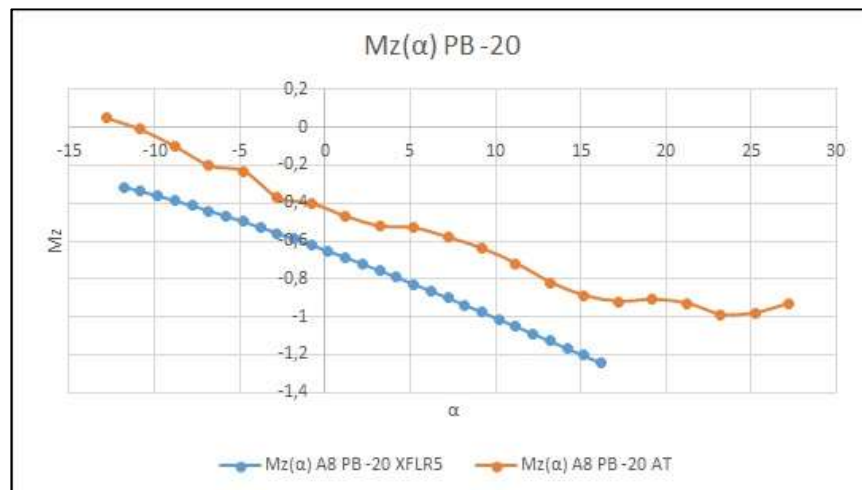


Рис. 20. Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  при відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$

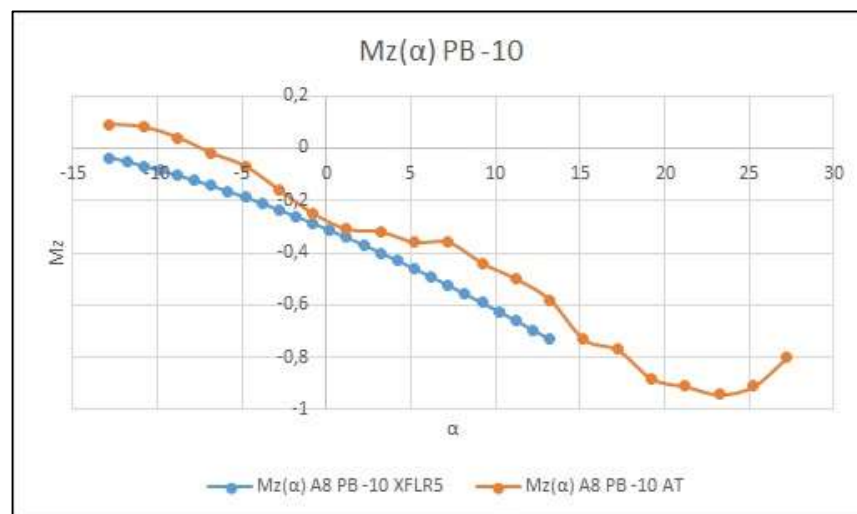


Рис. 21. Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  при відхиленні руля висоти на  $-10^\circ$

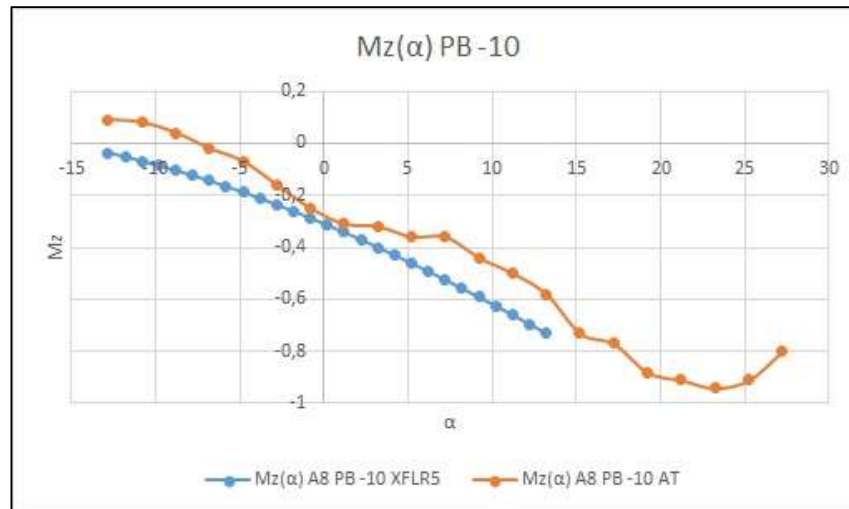


Рис. 22. Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  при відхиленні руля висоти на  $0^\circ$

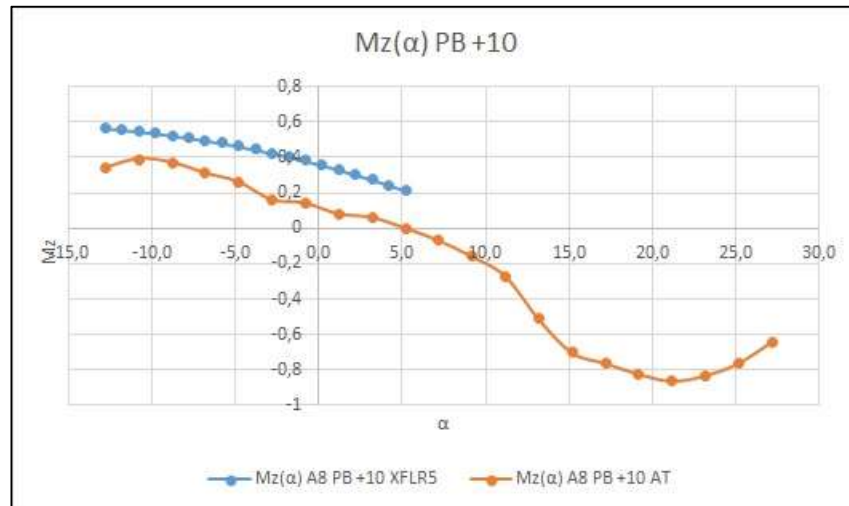


Рис. 23. Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  при відхиленні руля висоти на  $+10^\circ$



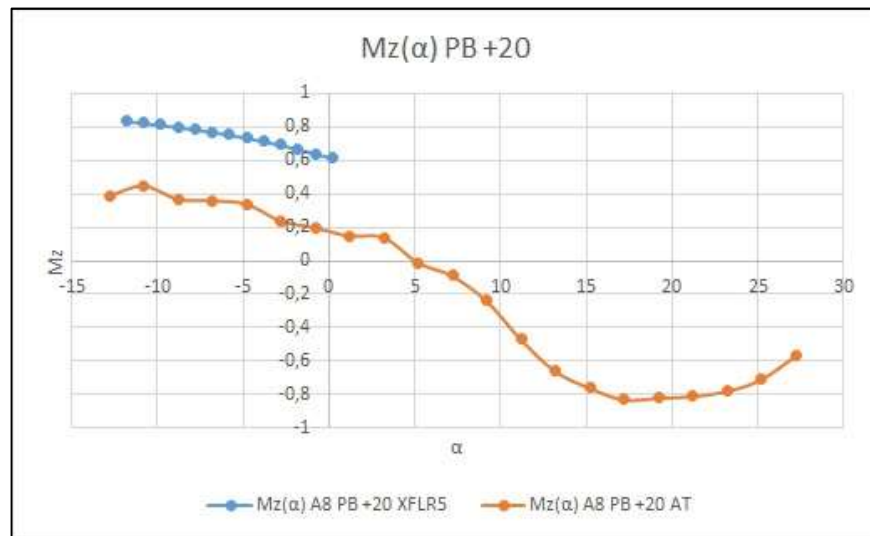


Рис. 24. Графіки залежності  $m_z(\alpha)$  при відхиленні руля висоти на  $+20^\circ$

## Висновки

За допомогою низькорівневого програмного забезпечення XFLR5 методом вихрових панелей було проведено розрахунок балансувальних витрат літака А-8 схеми «тандем». В результаті отримано значення основних аеродинамічних коефіцієнтів в певному діапазоні кутів атаки при різному відхиленні рулів висоти котрі було розміщено на передньому крилі. Після порівняння результатів розрахунку числового методу із результатами експерименту в аеродинамічній трубі можна дійти висновку:

1. Програма задовільно розраховує значення коефіцієнту підйомної сили та зміну коефіцієнту повздовжнього моменту при відхиленні руля висоти вверх, незадовільно – при відхиленні вниз за рахунок розвитку відриву на верхній поверхні органів керування.
2. При проведенні розрахунку числовим методом необхідно мати досить точні дані щодо центрування літального апарату схеми «тандем», та значень його основних геометричних параметрів.