

УДК 629.735.33

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020248733>

І. І. Білоус¹, бакалавр, **І. С. Кривохатко²**, к.т.н., доцент,
Ю. В. Яковлєв³, головний конструктор

МЕТОДОЛОГІЯ ОБЧИСЛЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РУЛІВ ВИСОТИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»

En

As of recent rapid development in the field of UAVs, unusual aerodynamic practices can be used, for example, the tandem scheme. In early planning stages, it's important to evaluate aerodynamic characteristics of the chosen scheme and to approximate its balancing losses, as it impacts the stability and controllability of the craft.

The most effective way of aerodynamic characteristics analysis is done using wind tunnels. However, it requires considerable investments in both financial terms and time, when designing the model, conducting the experiment and processing the results. Because of that, it's worthwhile to consider the simple CFD calculations (XFOIL).

This paper calculates aerodynamic characteristics of a tandem-scheme based "A-8" aircraft using XFLR5 analysis tool with the results compared to a real wind tunnel experiment. The overall conclusion of the paper is a recommendation to consider XFLR5 for early planning stages for advanced balancing losses calculation approximation.

Ru

В работе выполнен расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата «А-8» схемы «тандем» при определенном отклонении руля высоты, размещенном на переднем крыле, при помощи программного обеспечения XFLR5. Проведено сравнение результатов расчета с результатами эксперимента в аэродинамической трубе.

Проанализировано значение степени продольной устойчивости самолета

¹ КПП ім. Ігоря Сікорського

² КПП ім. Ігоря Сікорського

³ ТОВ «Аеропракт»

и влияние отклонения руля высоты вверх и вниз на коэффициент подъемной силы и коэффициент момента тангажа при углах атаки в эксплуатационной зоне (2° та 6°). Количественно определено влияние интерференции крыльев на эффективность рулей высоты: изменение коэффициента подъемной силы оказалось меньшим, а коэффициента момента тангажа – больше, чем для изолированного крыла.

Предоставлено рекомендации по поводу целесообразности использования программного обеспечения *XFLR5* в целом и отдельных математических моделей при оценке эффективности рулей высоты, расположенных на переднем крыле летательного аппарата схемы «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, у тому числі і схеми «тандем», оскільки вона є доцільною у конструктивному аспекті для БПЛА із розкладним крилом та із обмеженими габаритами (наприклад, контейнерного старту), так як дає можливість істотно (приблизно на 40 %) зменшити розмах. Таким чином, аеродинамічна схема «тандем» отримала певне розповсюдження серед пілотованих та безпілотних літальних апаратів [1, 2].

Під час проектування літального апарата будь-якої аеродинамічної схеми необхідно відшукати раціональний компроміс між його стійкістю та керованістю, оскільки чим стійкіший літак, тим важче вивести його зі стану рівноваги, тим гірша його керованість. Стійкість літака забезпечується певним положенням його центра мас щодо фокусу, а ефективність органів керування визначає балансувальні втрати.

Найточнішим методом визначення балансувальних втрат до початку льотних випробувань є експеримент у аеродинамічній трубі (АТ). Основним його недоліком є висока вартість та витрата часу на виготовлення моделі, проведення самого експерименту та обробки результатів.

Простішим засобом визначення аеродинамічних коефіцієнтів літального апарата, особливо на етапі попереднього проектування, є низькорівневі методи обчислювальної аеродинаміки. Вони не потребують значних ресурсів обчислювальної техніки та багато часу, проте результати можуть мати похибки щодо істинного значення досліджуваної величини.

Постановка задачі

Метою роботи є порівняння розрахованих числовим методом аеродинамічних характеристик літака схеми «тандем» при різних кутах відхилення руля висоти (РВ) із результатами експерименту.

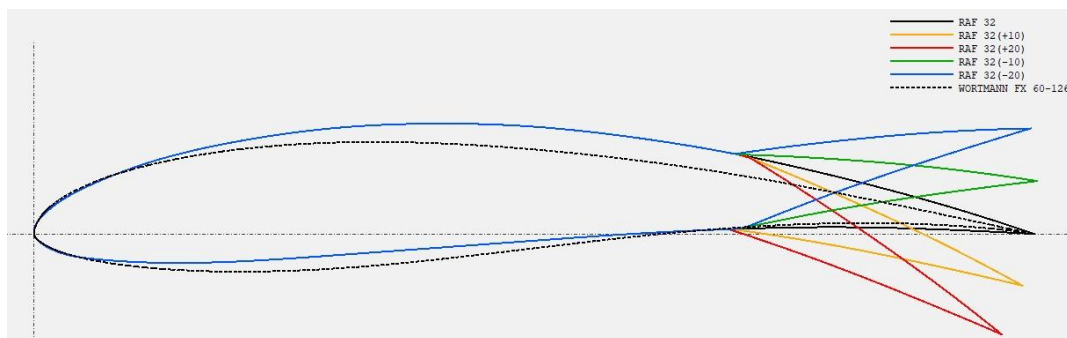


Рис. 2. Профілі крил з відхиленням руля висоти на передньому крилі

Метод дослідження

Всі розрахунки були виконані для системи двох крил у програмі *XFLR5*, що призначена для визначення аеродинамічних характеристик профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса і Маха [5]. Застосовано метод вихрової решітки (*Vortex Lattice Method*) з підковоподібними та кільцевими вихорами (*VLM1* і *VLM2*, відповідно).

Швидкість потоку 30 м/с, кути атаки $\alpha = -12,8^\circ \dots 20,2^\circ$ із кроком у 1° . Під час розрахунку АХ профілів їх розбивали на 250 панелей. У тривимірній постановці кожне напівкрило має за хордою 40 панелей; за розмахом заднє напівкрило – 30 панелей, переднє – 7 панелей на центроплані, 30 – вздовж руля висоти, 15 – на закінцівках (рис. 3).

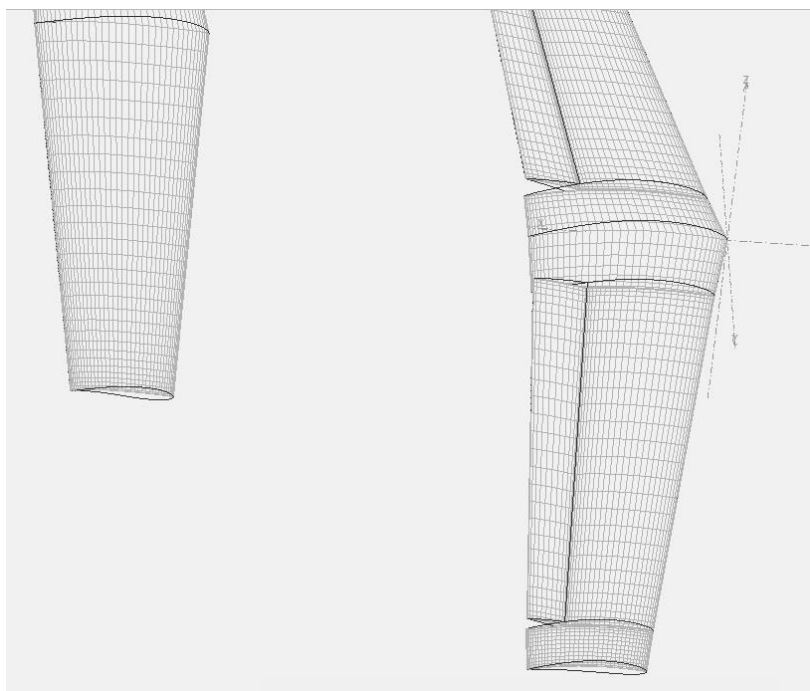


Рис. 3. Розрахункова сітка (руль висоти відхилено на -20°)
Аеродинамічні коефіцієнти зведені до площі двох крил, а коефіцієнт поздовжнього моменту – також до хорди 0,48 м.

Результати дослідження

Результати розрахунку основних аеродинамічних характеристик числовим методом представлені на рис. 4–7.

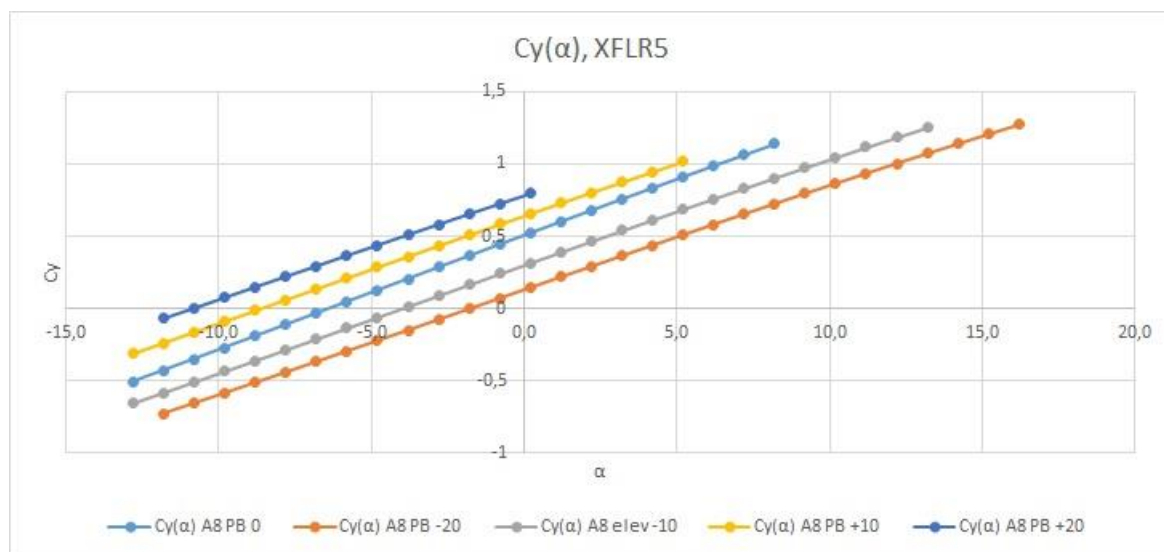


Рис. 4. Графіки залежності $c_y(\alpha)$ літака, розраховані у $XFLR5(VLM2)$

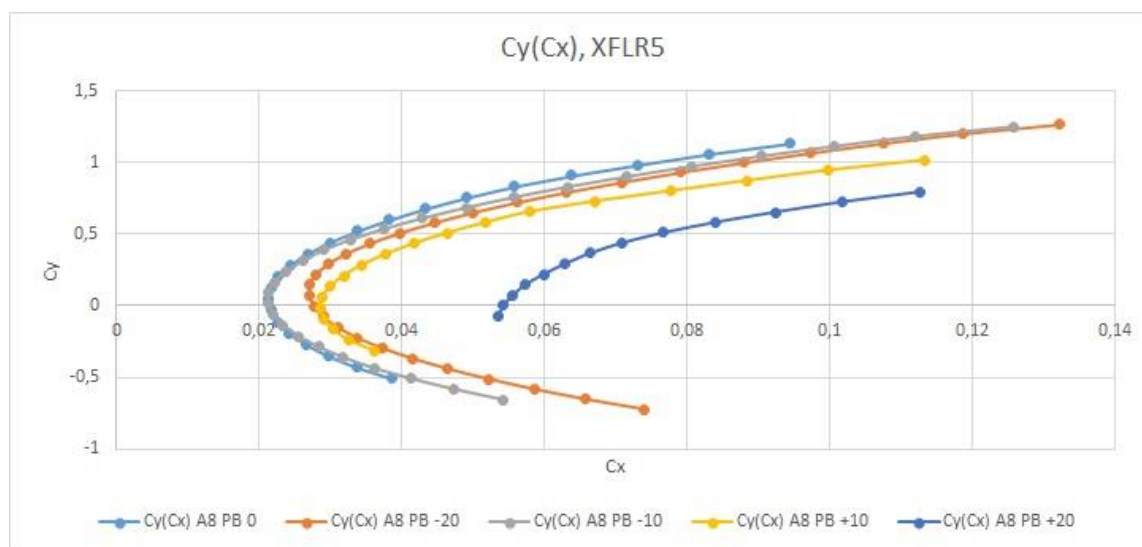


Рис. 5. Поляри літака, розраховані у $XFLR5(VLM2)$

Графіки залежності коефіцієнта підйомної від кута атаки при відхиленні руля висоти на -20° та -10° показали задовільну збіжність (рис. 8). Графіки залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки при відхиленні руля висоти на $+10^\circ$ і $+20^\circ$ мають певну розбіжність, проте значення похідної c_y^α майже збігається і для 0° становить 0,075 ($XFLR5$, $VLM2$) та 0,073 (АТ), для $+20^\circ$ становить 0,075 ($XFLR5$, $VLM2$) та 0,071 (АТ).

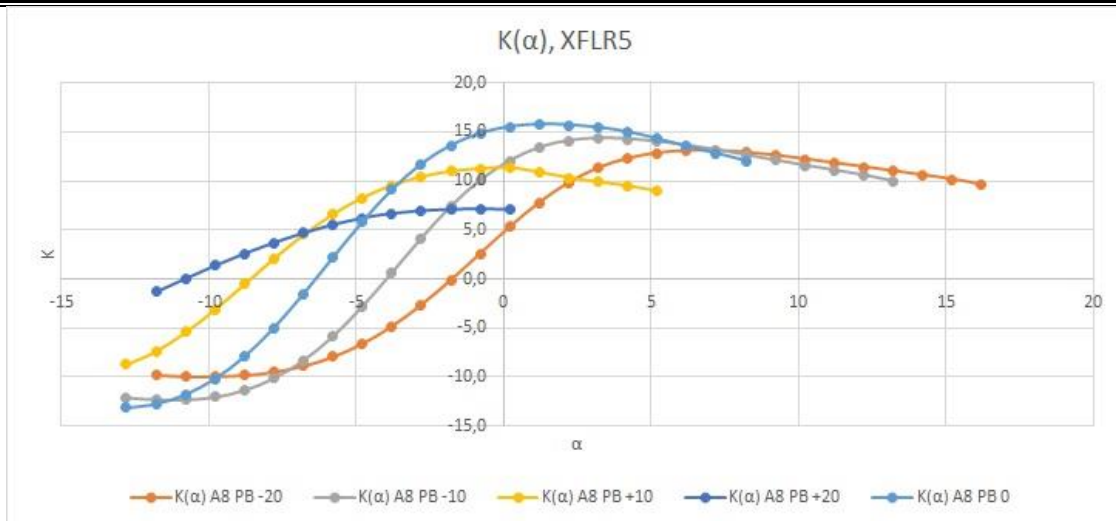


Рис. 6. Графіки залежності $K(\alpha)$ літака А-8, розраховані у $XFLR5(VLM2)$

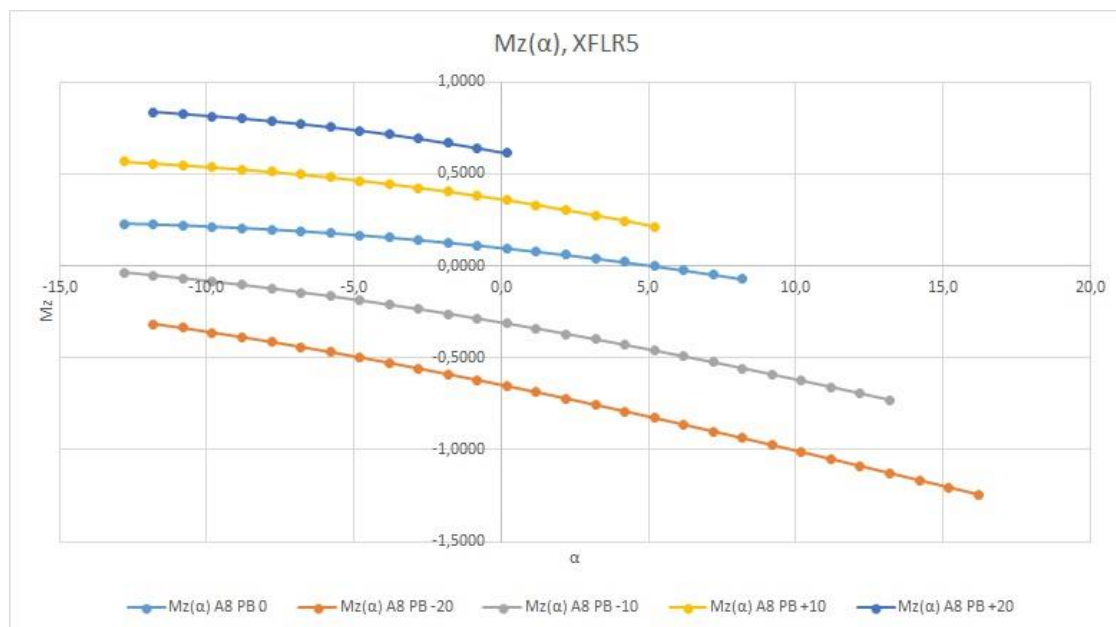


Рис. 7. Графіки залежності $m_z(\alpha)$ літака, розраховані у $XFLR5(VLM2)$

Розбіжності між результатами розрахунку та експерименту можна пояснити тим, що розрахунковий код $XFOil$ завищує C_{uax} профілю (наприклад, для $FX\ 60-126$ – на $0,12 \dots 0,19$), тобто недооцінює відрив потоку, який виникає на гладкому профілі та на профілі з відхиленими рулями. Із іншого боку, літак А-8 має малі габарити для аеродинамічної труби типу Т-101 із робочою частиною 24 м завширшки, а розмах крила А-8 становить 5 м. Ваги труби розраховані на велику площу крила, а для літака А-8 дають більшу відносну похибку вимірювання.

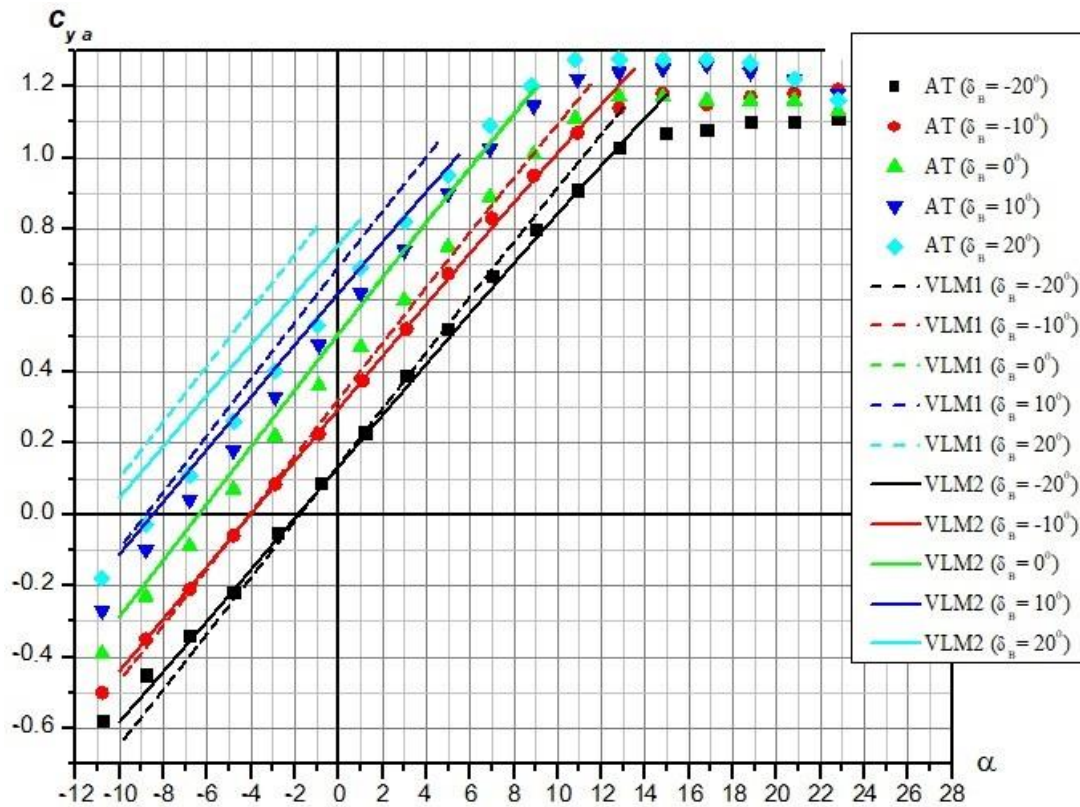


Рис. 8. Порівняння розрахованих та експериментальних залежностей $c_y(\alpha)$

Також виявлена певна розбіжність між розрахованими та експериментальними залежностями коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки. Запаси стійкості літака в діапазоні $c_{ya}=0,3\dots 0,8$ і $\delta_B=-10\dots +20^\circ$ точніше розраховані з моделлю *VLM2* (табл. 1), але і для неї різниця із даними аеродинамічної труби сягає 0,10, тобто фокус апарата визначається з похибкою у 10 % хорди, що є значною розбіжністю.

Таблиця 1.

Величина ступеня поздовжньої статичної стійкості

$\delta_B, ^\circ$	Експеримент у АТ	Розрахунок у <i>XFLR5(VLM1)</i>	Розрахунок у <i>XFLR5(VLM2)</i>
-20	-0,42	-0,32	-0,56
-10	-0,40	-0,28	-0,46
0	-0,32	-0,22	-0,22
10	-0,40	-0,17	-0,36
20	-0,32	-0,11	-0,37

Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйимальної сили наведено на рис. 9 та рис. 10, а на коефіцієнт моменту тангажа – на рис. 11 рис. 12.

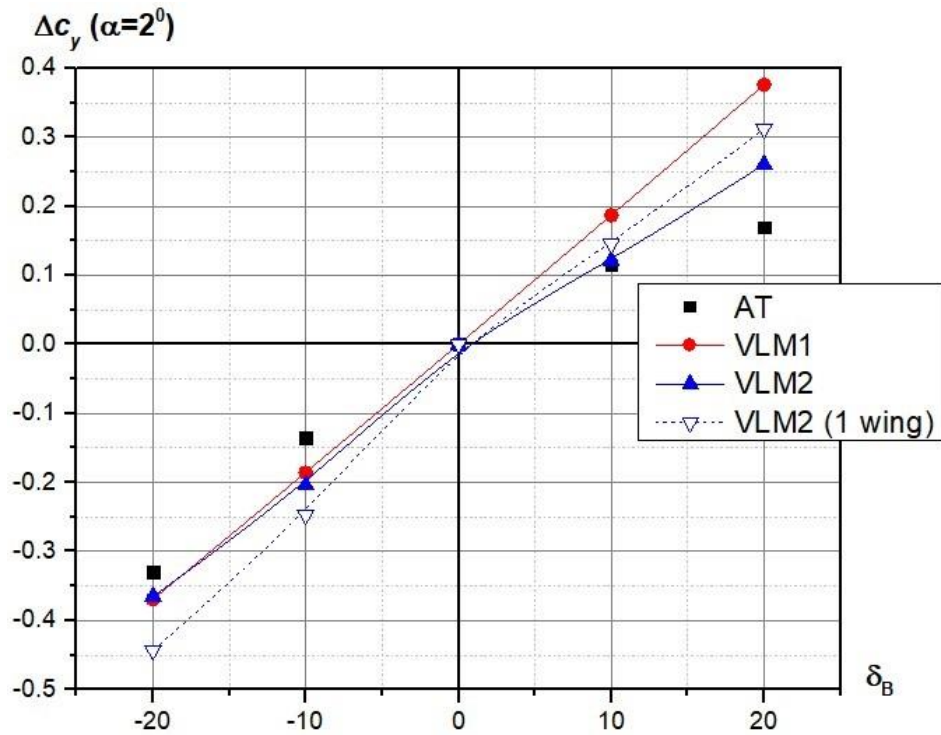


Рис. 9. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйомної сили (кут атаки $\alpha = 2^\circ$)

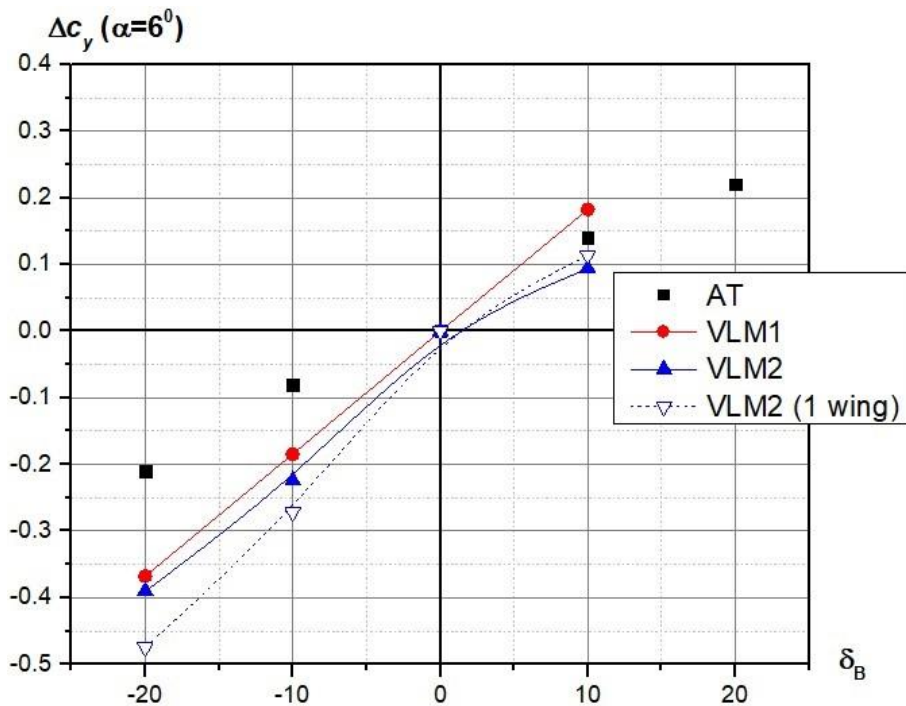


Рис. 10. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйомної сили (кут атаки $\alpha = 6^\circ$)

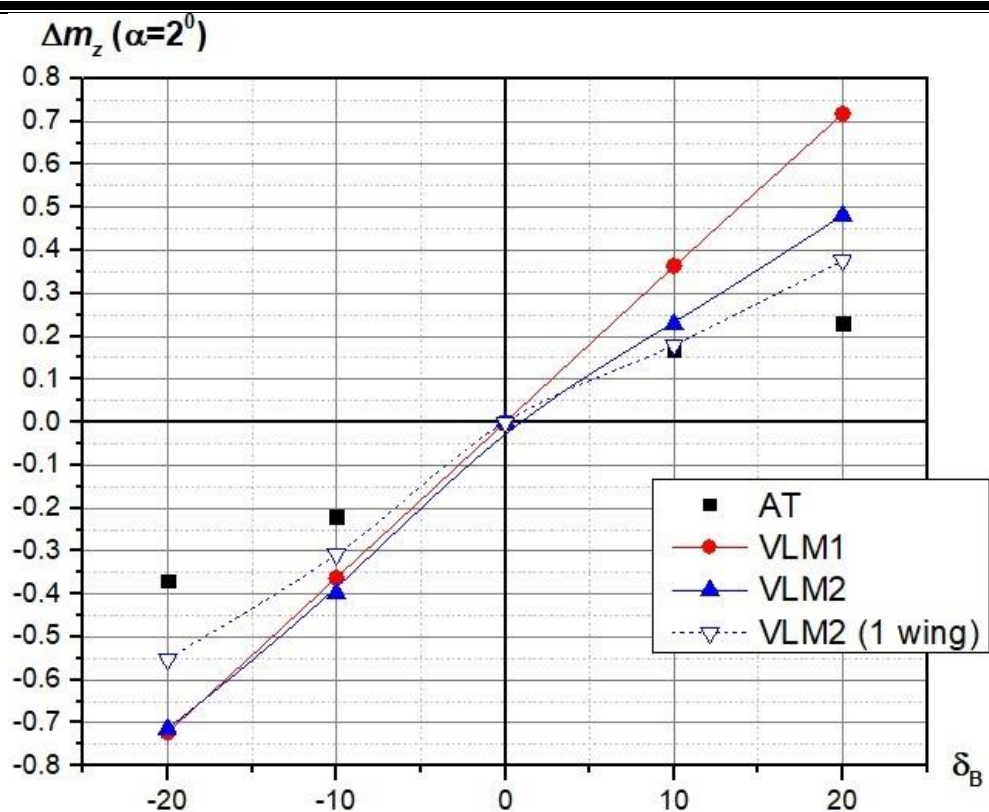


Рис. 11. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт моменту тангажа (кут атаки $\alpha = 2^\circ$)

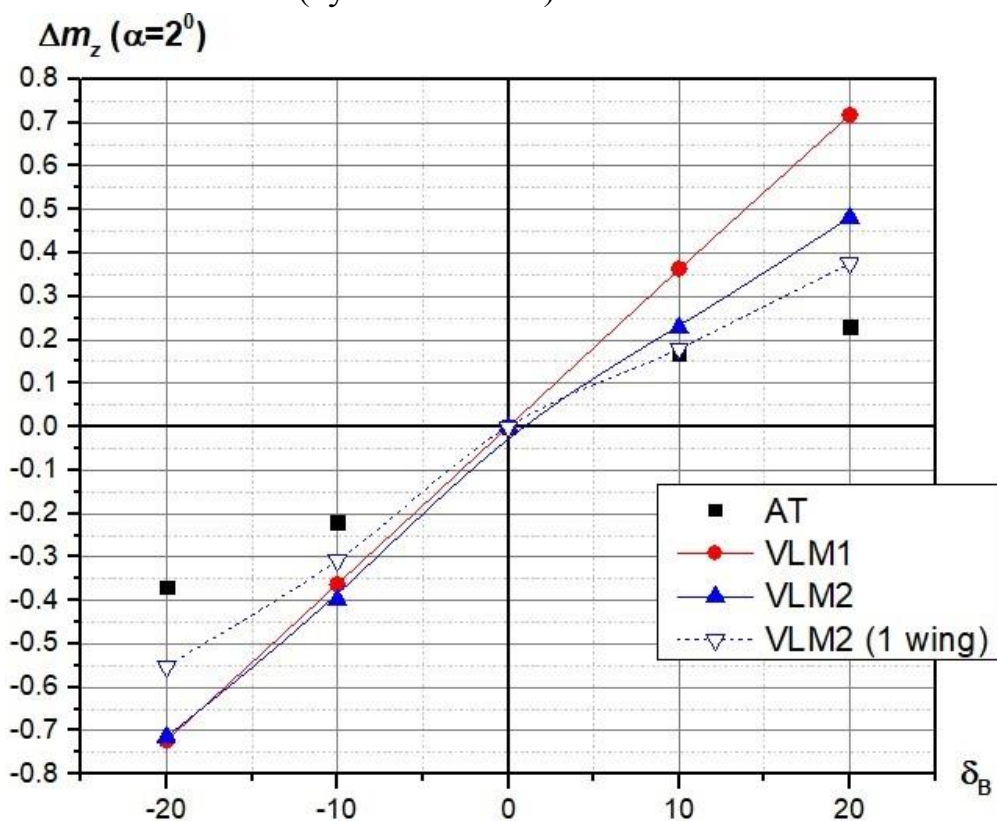


Рис. 12. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт моменту тангажа (кут атаки $\alpha = 6^\circ$)

Із графіків випливає, що числовий метод, як правило, завищує ефективність рулів висоти. Тому математична модель із підковоподібними вихорами (*VLM1*) прогнозує лінійну залежність у широкому діапазоні кутів відхилення руля, тобто не відчуває відриву потоку і є непридатною для даної задачі. Модель із кільцевими вихорами (*VLM2*) для даного компонування продемонструвала результати близькі до експериментальних лише при невеликих відхиленнях руля вниз (до $+10^\circ$).

На графіках показана ефективність органів керування для ізольованого переднього крила (коефіцієнти приведені для тієї ж площі двох крил). Числовий метод вказує на істотну інтерференцію крил, яка залежить і від положення руля висоти. Так, за відхилення органа керування на передньому крилі вниз, його підймальна сила зростає, але зростає і скіс потоку, який приходить на заднє крило, що зменшує його несучу здатність. Таким чином, результуюча зміна коефіцієнта підймальної сили виявляється меншою, а коефіцієнта поздовжнього моменту – більшою, ніж для ізольованого переднього крила.

Протилежне явище спостерігається за відхилення руля висоти на передньому крилі вгору.

За відносно великих кутах атаки і кутах відхилення руля (вже за $\alpha=6^\circ$ і $\delta_B=20^\circ$) числовий розрахунок не збігається до певної величини, тому його не можна порівняти із результатами експерименту.

Висновки

За допомогою програмного забезпечення *XFLR5* було проведено розрахунок ефективності рулів висоти на передньому крилі літального апарата схеми «тандем» і порівняно із матеріалами експерименту в аеродинамічній трубі, що дозволило зробити такі висновки:

У разі відхилення закрилка або руля висоти на передньому крилі зміна коефіцієнта підймальної сили менша, а поздовжнього моменту – більша, ніж для ізольованого крила. Це явище виникає внаслідок зміни інтерференції несучих поверхонь (скосу потоку на задньому крилі) і було передбачено теоретично в [6].

Для оцінки ефективності рулів висоти відносно коефіцієнту підймальної сили та моменту тангажа при малих кутах відхилення руля вниз (до 10°) можна рекомендувати математичну модель кільцевих вихорів (*VLM2* або *Ring Vortex*), але у жодному разі не підковоподібних вихорів (*VLM1* або *Horseshoe Vortex*). Якщо рулі висоти у розрахунку відсутні, то обидві моделі дають практично тотожні результати, хоча час розрахунку із *VLM2* приблизно вдвічі менший.

За великих кутах відхилення рулів вниз (більше 10°) та при їх відхиленні вгору числовий метод із обома моделями значно завищує ефективність рулів і не може бути рекомендований навіть для грубих оцінок.

Подальший напрямок досліджень полягає у визначенні ефективності рулів висоти за допомогою аналітичного методу та високорівневого числового методу (*Ansys*) і порівняння отриманих даних з експериментальними.

Список використаної літератури

1. *Бауэрс, П.* Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] пер. с англ. / П. Бауэрс – М. : Мир, 1991. – 320 с.
2. *Кривохатко І. С.* Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатко. – Дис. на здоб. вч. ступ. к.т.н. – К.: НАУ, 2015. – 251 с.
3. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик натурального сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [Текст] / Научно-технический отчет. Инв. № 5152. – ЦАГИ, 1987.
4. Летательные аппараты [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://aeroclub.com.ua/?module=articles&c=La&b=3&a=2>.
5. Xflr5. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf.
6. *Kryvokhatko, I. S.* Tandem-scheme Aircraft Controllability [Text] / I. S. Kryvokhatko // Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), 2019 IEEE 5th International Conference, Kyiv, 22–24 Oct. 2019. – Kyiv, 2019. – P. 149–152.