

УДК 629.735.33

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804192018169439>А. М. Лисенко¹, бакалавр, І. С. Кривохатько², к.т.н., старший викладач

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ V-ПОДІБНОСТІ КРИЛ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»

En

In aviation the aircraft aerodynamic scheme "tandem" with comparable areas of front and rear wings is known.

The aerodynamic "tandem" scheme benefits by lift and cargo capacity with limited wing widths. Due to this it has found a new application in modern unmanned aerial vehicles (UAVs). However, an increase in the number of bearing surfaces also leads to an increase in the aircraft frontal resistance due to their negative interference. To reduce the reciprocation of the wings, i.e. to increase the aerodynamic quality and the transverse and track resistance of aircraft, the V-shaped wings are used. Theoretically, if you give the wing-high-plane a positive V-shaped and wing-low-plane-negative, this will reduce the impact of the front wing to the rear.

The experiment really proved the ability to significantly increase the aerodynamic quality in this way ($\Delta K_{max} = 1.0$ or about 10%). But the possibility of calculating the effect of numerical methods remains questionable.

Ru

В работе методами вычислительной аэродинамики проведено сравнение аэродинамического качества, изменения коэффициентов сопротивления, подъемной силы и продольного момента компоновок БПЛА схемы «тандем» с нулевым и равными по модулю углами V-сходства (в последнем случае переднему крылу-высокоплана предоставлено положительную, а заднем крылу - низкоплана - отрицательную V-образность), а также с различными размахами переднего и заднего крыла. Показано, что при предоставлении углов V-образности 15° и -15° аэродинамическое качество увеличивается на 1,2 единицы, за счет уменьшения сопротивления взаимоиנדукции. Величины того же порядка получены в ходе эксперимента в аэродинамической трубе. В то же время существенно возрастает продольная устойчивость: смещение назад положение фокуса летательного аппарата составляет 18,5% суммарной хорды двух крыльев.

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

Вступ

В авіації відома аеродинамічна схема літальних апаратів (ЛА) «тандем» із порівняними за площею переднім та заднім крилами [1].

Аеродинамічна схема «тандем» дозволяє отримати виграш у підйомній силі та у вантажопідйомності у разі обмеженого розмаху крил. Завдяки цьому вона знайшла нове застосування у сучасних безпілотних літальних апаратах (БПЛА).

Однак, збільшення кількості несучих поверхонь призводить і до збільшення лобового опору літального апарата через їх негативну інтерференцію. Для зменшення взаємоіндукції крил, тобто збільшення аеродинамічної якості, та підвищення поперечної та шляхової стійкості на літальних апаратах використовують V -подібність крил [2, 3].

Теоретично, якщо надати верхньому крилу додатну V -подібність а нижньому крилу – від’ємну, це зменшить вплив переднього крила на заднє [4].

Експеримент дійсно довів можливість таким способом істотно підвищити аеродинамічну якість ($\Delta K_{\max} = 1,0$ або близько 10%) [5]. Але можливість розрахунку ефекту числовими методами залишається під питанням.

Постановка задачі

У даній роботі методами обчислювальної аеродинаміки досліджено вплив кутів V -подібності переднього та заднього крил літального апарату схеми «тандем» на його аеродинамічні характеристики (АХ).

Об’єкт дослідження

Для дослідження обрано літальний апарат із типовими для малого БПЛА схеми тандем параметрами, за наданням передньому крилу, розташованому вище, додатної V -подібності, а задньому, розташованому нижче, – від’ємної. Для розрахунків його аеродинамічних характеристик побудовано 3D-модель в програмі *SolidWorks* 2016. Аеродинамічні характеристики розраховані за допомогою пакету програм *Ansys* 19.1.

Вхідні параметри: аеродинамічний профіль *SD8040*; напіврозмах переднього крила 750 мм, заднього – 825 мм; площа 0,23625 м²; хорди 150 мм; кут установлення переднього крила 2°, заднього – 0°; швидкість потоку 25 м/с.

Перший варіант моделі (рис. 1, *а*) складається із переднього та заднього крила безпілотного літального апарата із V -подібністю 0°. Другий варіант (рис. 1, *б* та рис. 1, *в*) являє собою таку ж модель, як і у першому варіанті, за виключенням того, що V -подібність переднього крила $\psi_1 = 15^\circ$,

V-подібність заднього крила $\psi_2 = -15^\circ$. За необхідності опір фюзеляжу та вертикального оперення буде враховуватися аналітично з додаванням до сумарного опору відповідних коефіцієнтів.



а)



б)



в)

Рис. 1. а – модель крил із V-подібністю 0° ; б – V-подібність переднього крила $\psi_1 = 15^\circ$, в – V-подібність заднього крила $\psi_2 = -15^\circ$

Побудована неструктурована розрахункова сітка із тетраедричних елементів із моделюванням примежового шару призматичними (рис. 2). Для спрощення розрахунку та у зв'язку із симетрією літального апарату було взято лише праву частину по площині симетрії. Максимальний розмір поверхневого елемента для крила – 3 мм, ближче до носку та кінцевої частини крил згущення до 1 мм. Висота призматичного шару (2 мм) обрана рівною товщині примежового шару на задній крайці. Безпосередній розрахунок було виконано з типом розв'язувача pressure-based, моделлю турбулентності Ментера (k-omega SST) із параметрами, встановленими за

замовчуванням, та у стандартних атмосферних умовах ($H = 0$ м). Такий розрахунок не дозволяє визначити абсолютні величини опору, але дозволяє проводити їх порівняння для кількох подібних випадків. Аеродинамічні коефіцієнти приведені до площі обох крил; момент тангажа – також до сумарної хорди двох крил.

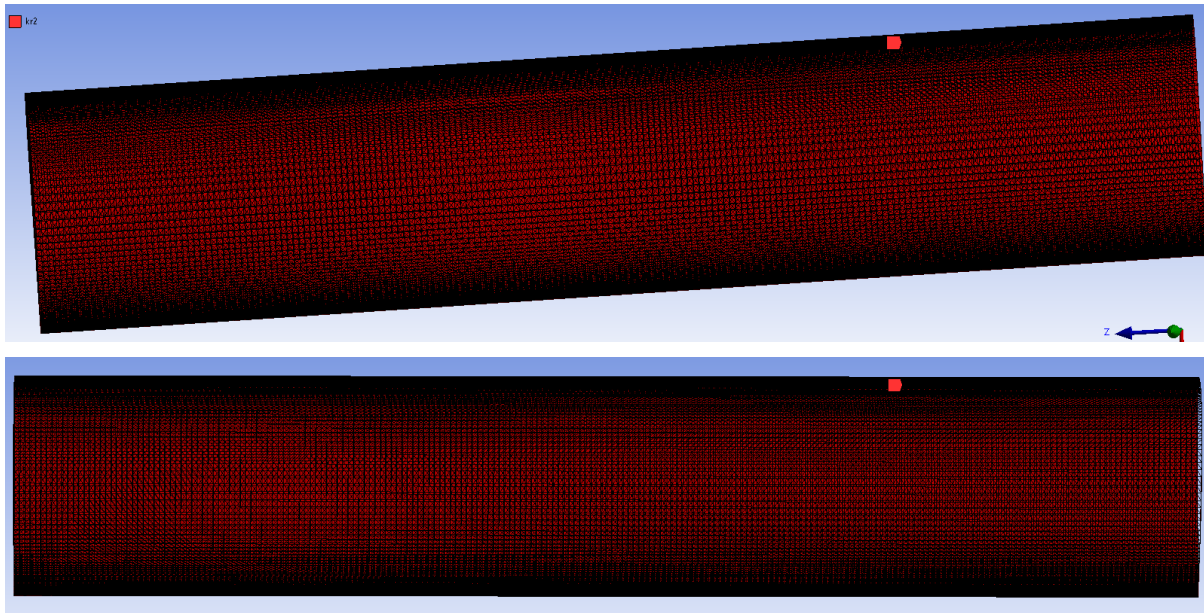


Рис. 2. Розрахункова сітка для моделі

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик моделі

Обчислено аеродинамічні характеристики для кожного крила окремо (рис. 3 – рис. 5) та для системи двох крил ЛА (рис. 6 – рис. 10).

Із графіку залежності $C_y(\alpha)$ видно, що максимальний коефіцієнт підйімальної сили падає на 8% при наданні V-подібності, коефіцієнт опору також падає, але більш ніж на 10 %.

Надання V-подібності задньому крилу у разі заданій V-подібності переднього впливає на аеродинамічні характеристики лише заднього крила. Тому підвищення аеродинамічної якості та зменшення максимального коефіцієнта підйімальної сили як заднього крила, так і системи двох крил – менше, ніж у разі надання V-подібності лише передньому крилу.

Залежність коефіцієнту моменту тангажа від кута атаки розрахована для центрівки 45 % між лініями чвертей хорд переднього та заднього крил (рис. 10). Надання однакової за модулем V-подібності обом крилам збільшує ступінь поздовжньої статичної стійкості із $m_z^{C_y} = -0,476$ до $m_z^{C_y} = -0,661$, тобто фокус зміщується назад на 18,5% суми хорди через зменшення скосу потоку і збільшення несучої здатності заднього крила.

Візуалізація аеродинамічних спектрів наведена на рис. 11 – рис. 13.

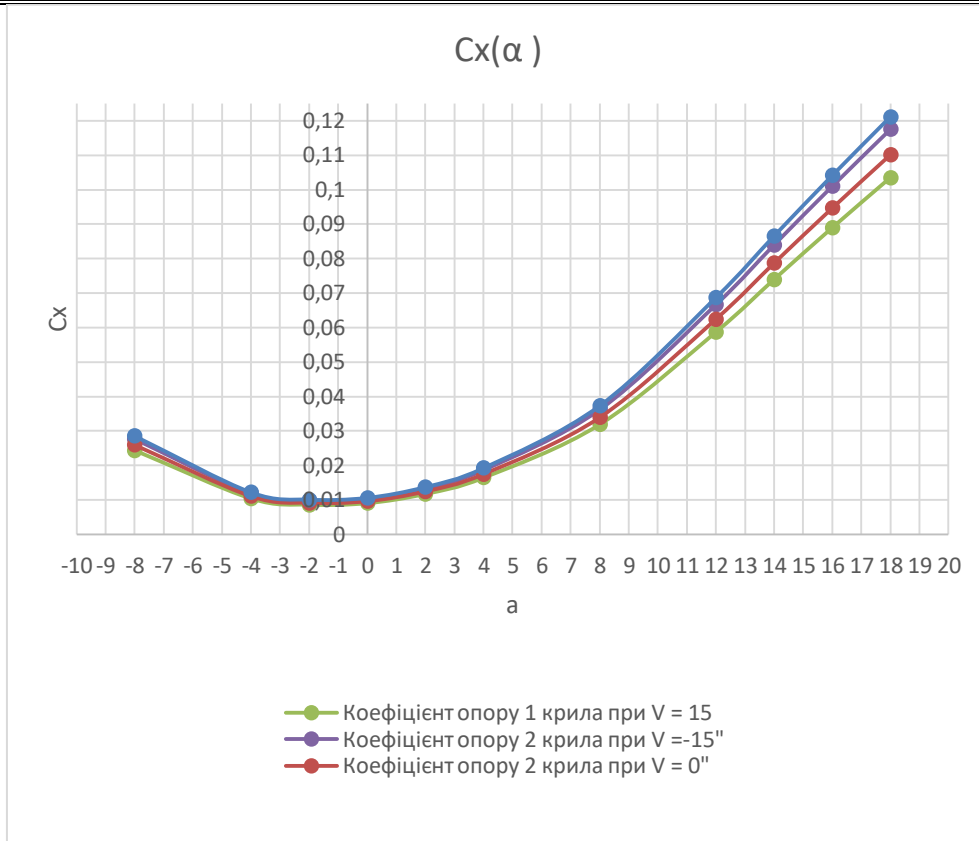


Рис. 3. Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

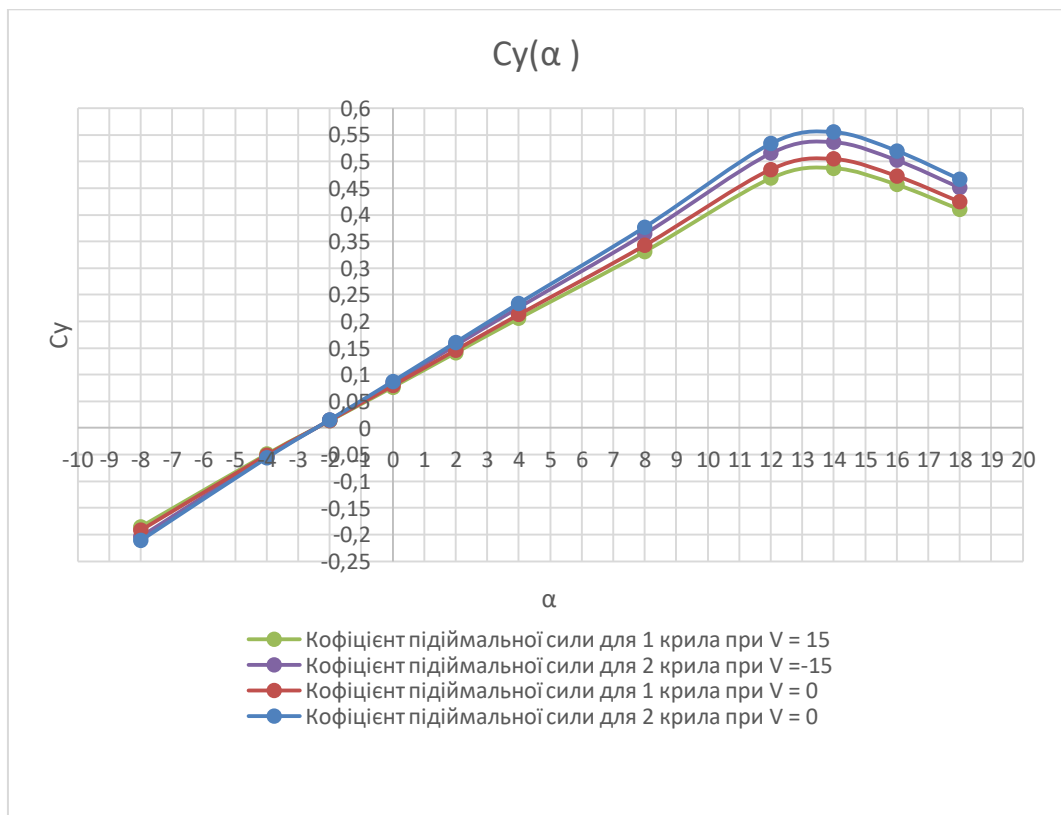


Рис. 4. Графік залежності коефіцієнтів підйімальної сили від кута атаки

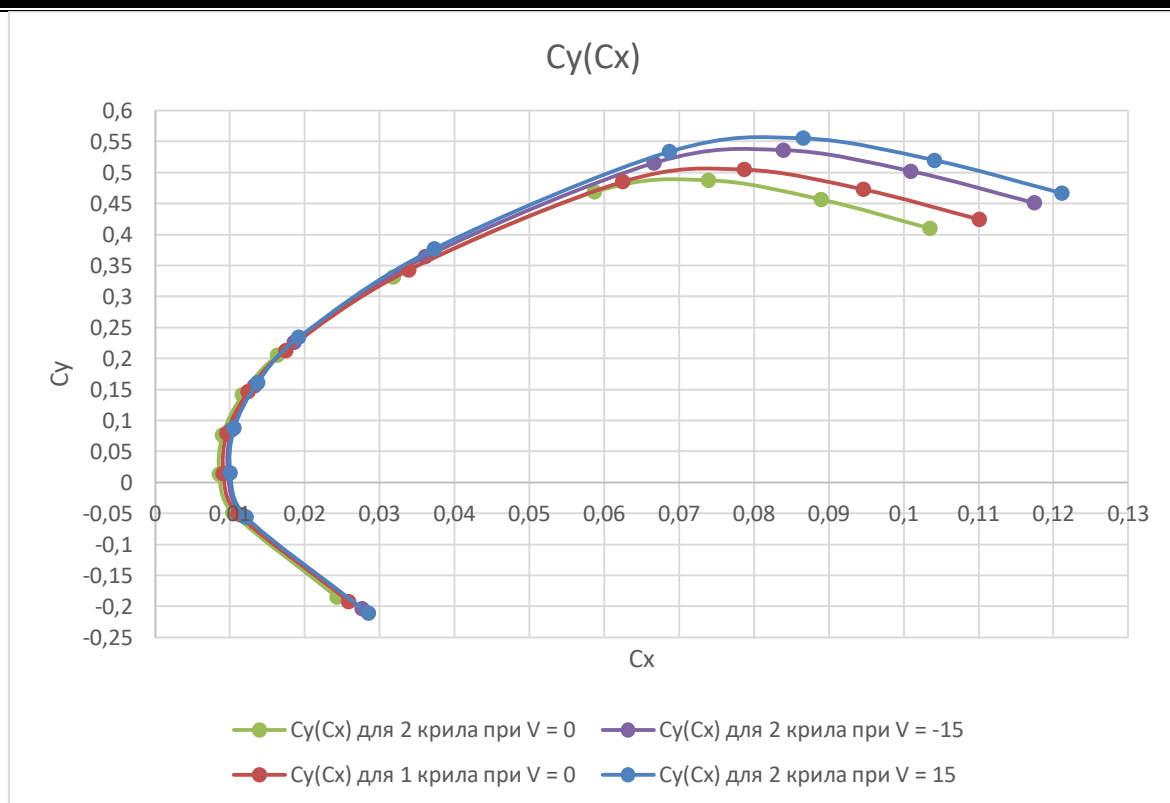


Рис. 5. Поляра системи двох крил

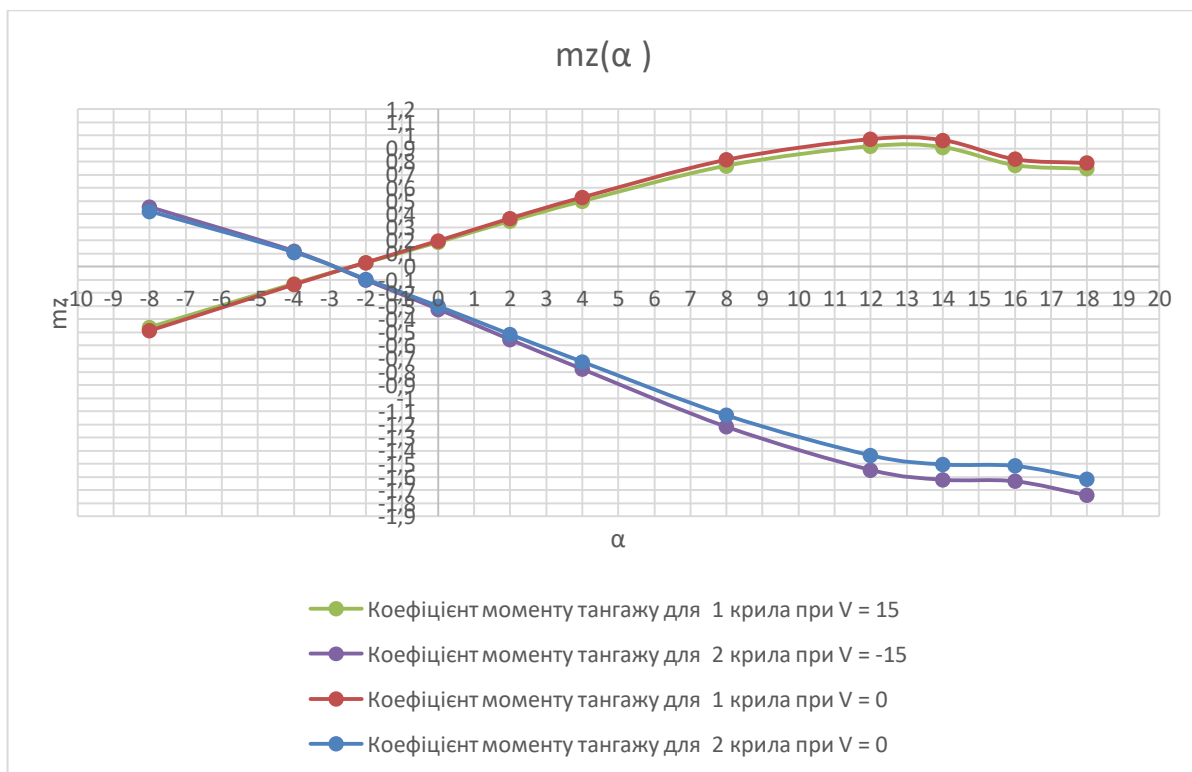


Рис. 6. Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки

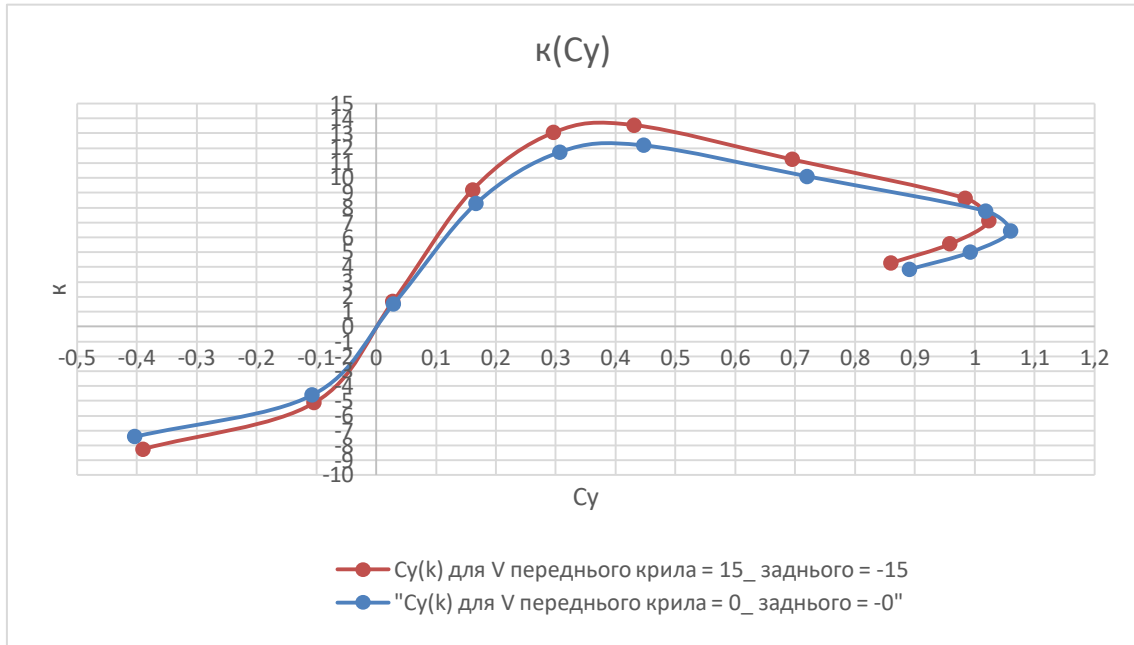


Рис. 7. Графік залежності аеродинамічної якості системи двох крил від коефіцієнта підйімальної сили

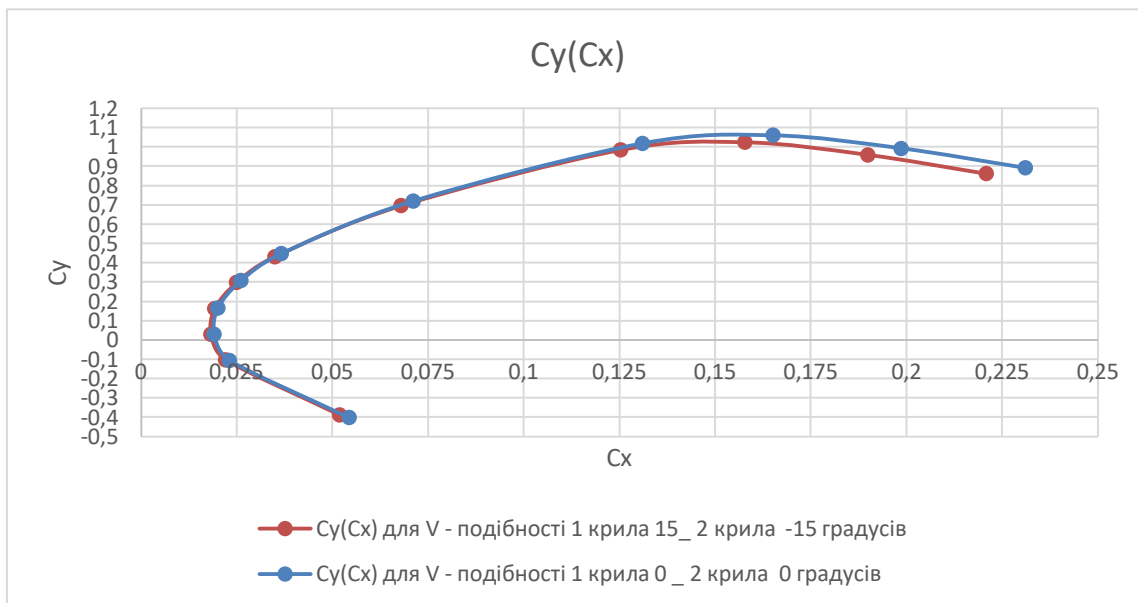


Рис. 8. Поляра системи двох крил

Висновки

Визначення аеродинамічних характеристик системи крил літального апарата схеми «тандем» (без фюзеляжу та вертикального оперення) для типової центрівки 45 % відстані між фокусами крил дозволяє зробити такі висновки:

1. наявність чи відсутність V-подібності крил істотно змінює їх інтерференцію, тобто вихровий вплив переднього крила на заднє;

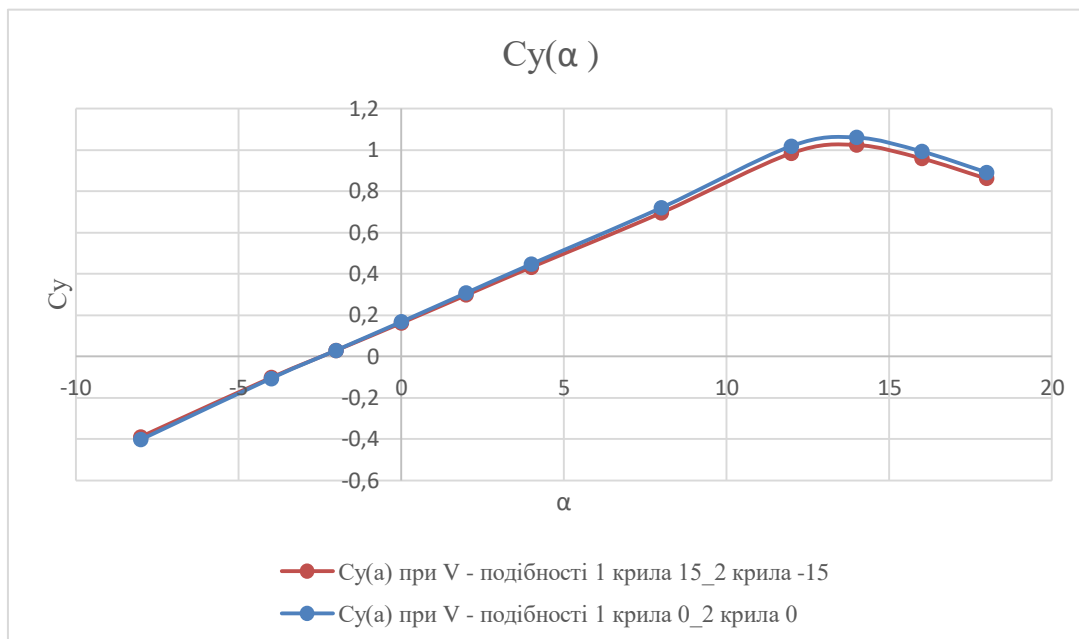


Рис. 9. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили системи двох крил від кута атаки

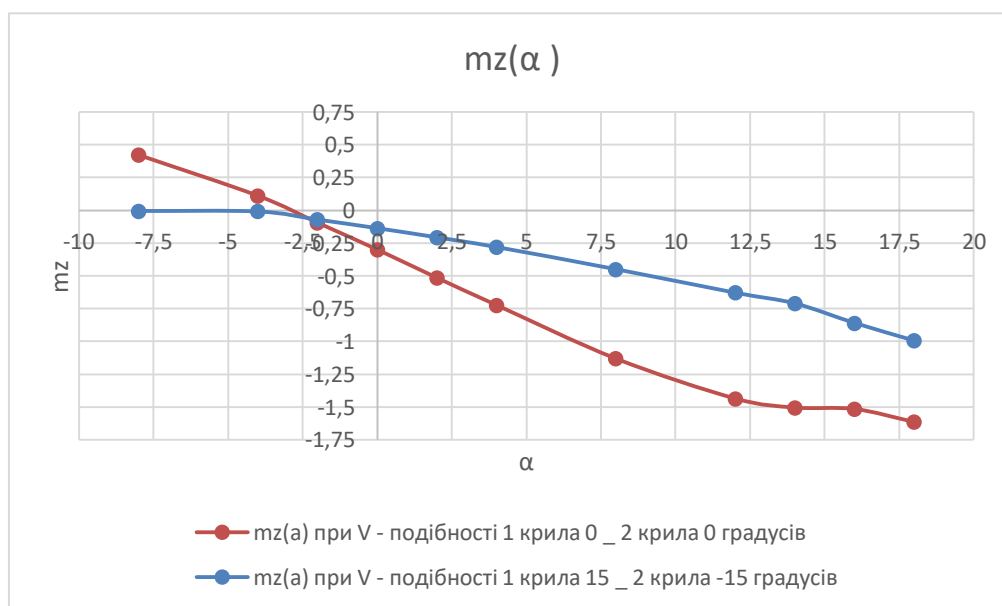


Рис. 10. Графік залежності поздовжнього моменту системи двох крил від кута атаки

- надання V-подібності передньому (+15°) та задньому (-15°) крилам дозволяє підвищити аеродинамічну якість на 10 % і більше за рахунок зниження інтерференції крил, при незначній втраті максимального коефіцієнта підйомної сили (-0,04); тому ступінь поздовжньої статичної стійкості збільшується за абсолютною величиною на 0,185, тобто фокус системи крил зміщується назад на 18,5 % від суми хорд.

Порівняння розрахунків методами обчислювальної аеродинаміки з результатами експерименту в аеродинамічній трубі дозволяє зробити такі висновки:

1. методи обчислювальної аеродинаміки із розв'язанням рівнянь Нав'є-Стокса у тривимірній постановці можна використовувати для оцінки зміни аеродинамічних характеристик ЛА схеми «тандем» від кутів поперечного V ;

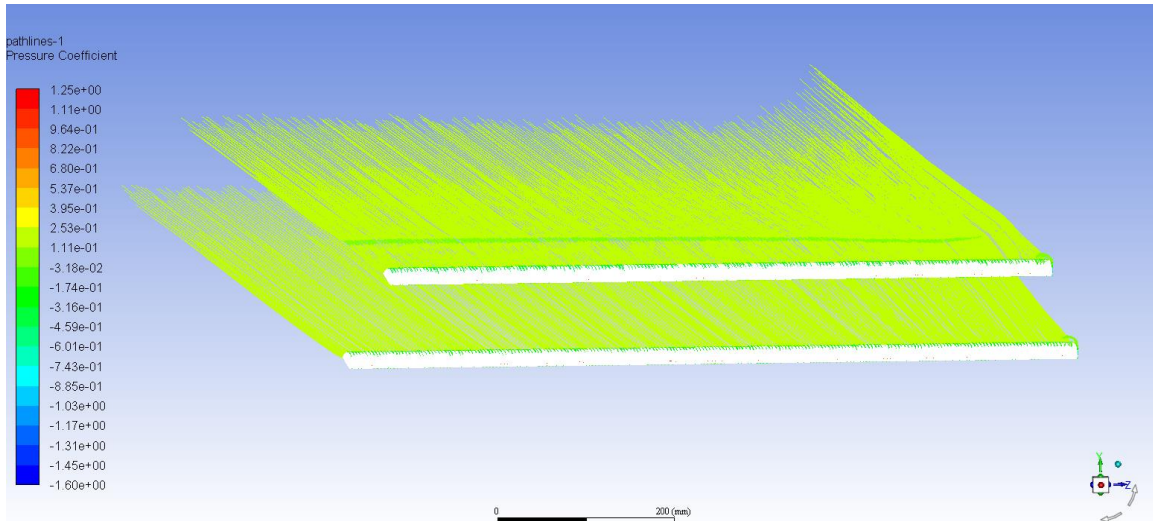


Рис. 11. Лінії току для системи двох крил без V -подібності за $\alpha = 0^\circ$

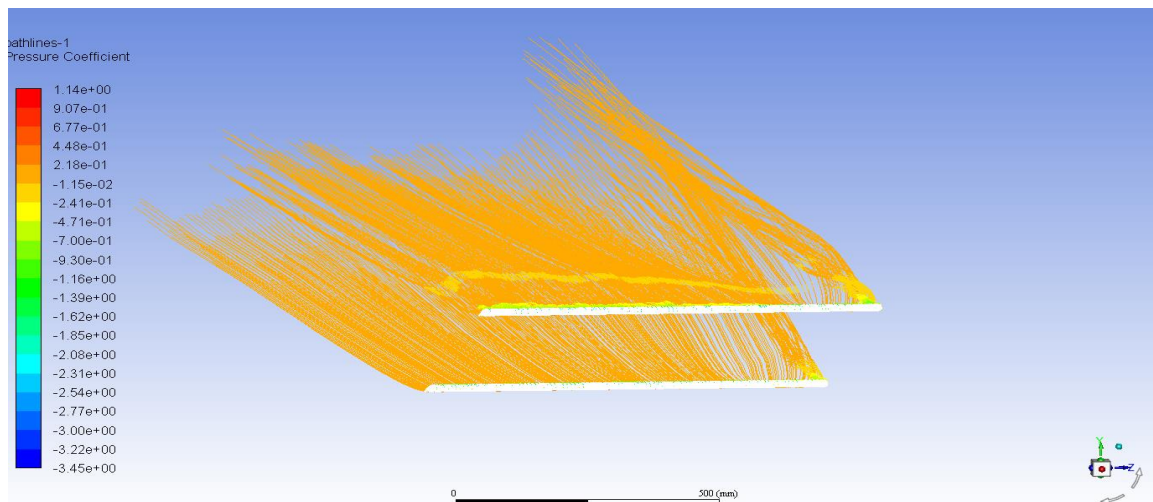


Рис. 12. Лінії току для системи двох крил без V -подібності за $\alpha = 12^\circ$

2. необхідні подальші розрахунку обчислювальними методами аеродинаміки в умовах ідентичних експериментальним (геометрія, числа Рейнольдса, деформація конструкції) та зі зміною кута ковзання, адже характер зміни ступеня поперечної статичної стійкості є показовим щодо інтерференції крил.

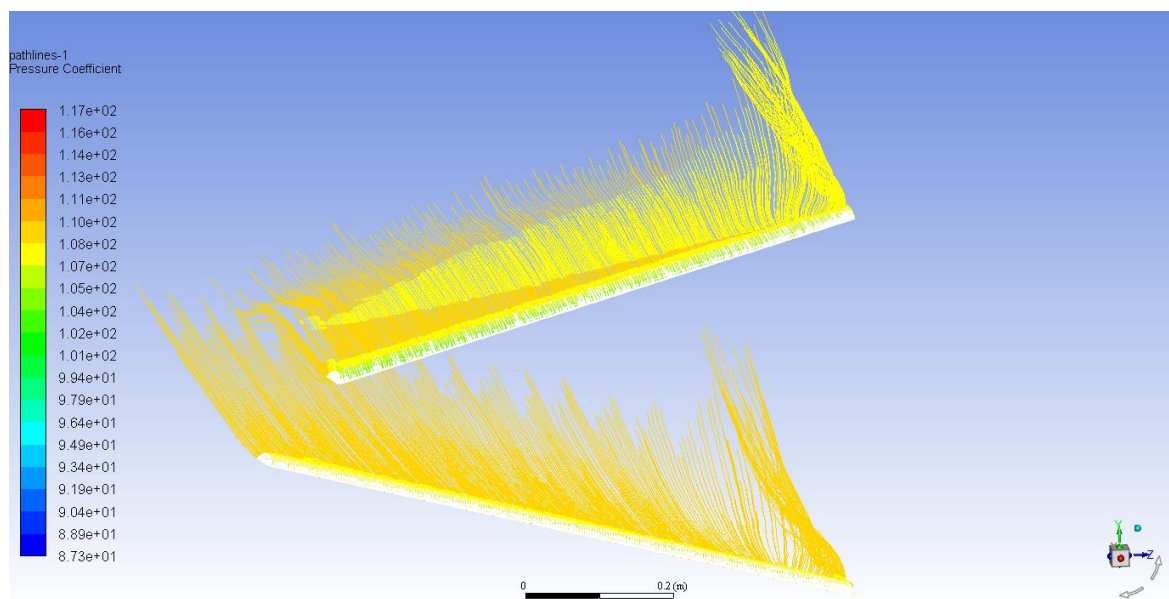


Рис. 13. Лінії току для системи двох крил у разі V-подібності переднього крила $\psi_1 = 15^\circ$ та заднього крила $\psi_2 = -15^\circ$ за $\alpha = 12^\circ$

Список використаної літератури

1. Биксаев А. Ш. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / А. Ш. Биксаев, Н. С. Сенюшкин, А. А. Лоскутников, И. И. Салимова. // Молодой учёный. – 2013. – С. 58.
2. Masak P. Winglet Design For Sailplanes [Електронний ресурс] / Peter Masak. // Soar Idaho. – 2013. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm>.
3. Maughmer M. The design of winglets for high-performance sailplanes [Електронний ресурс] / Mark Maughmer. // The Pennsylvania State University. – 2001. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.scribd.com/document/296609917/Winglets-Design-II>.
4. Кривохатько І. С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатько. – Дис. на здоб. вч. ступ. к.т.н. – К.: НАУ, 2015. – 251 с.
5. Кривохатько, І. С. Дослідження впливу кута поперечного V крила на аеродинамічні характеристики літального апарату схеми тандем [Текст] / І. С. Кривохатько // Механіка гіроскопічних систем: науково – технічний збірник / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський Політехнічний Інститут». – Київ, 2013. – Вип. 26. – С.90 – 101.