

О. О. Войтюк¹, бакалавр, І. С. Кривохатко², начальник сектора аеродинамічного проектування літаків

ВПЛИВ ВІНГЛЕТІВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ СХЕМИ «ТАНДЕМ»

En

«Tandem» aerodynamic aircraft scheme with comparable areas of front and rear wings is well-known in aviation.

«Tandem» scheme allows increasing in lift and lifting capacity with limited wingspan. So, it has found a new application in modern unmanned aerial vehicles.

However, an increase in the number of lifting surfaces also leads to aircraft drag increasing. To solve this problem on classical aerodynamic schemes winglets, small additional elements at the wingtips which reduce the induced drag and increase the lift, are used. Such an effect can be achieved by selecting the optimal geometric characteristics of the winglets.

Winglets are almost not used for tandem-scheme aircraft. Theoretically, winglets installing on the front wing of the tandem aircraft allows reducing the induced drag of both the front wing and the rear wing. But the open sources do not contain the experimental confirmation. Thus, the research task of the winglets effect on the tandem aircraft aerodynamics remains unsolved.

Presented investigation allows estimation of the winglets effect on lift-drag ratio, pitch, roll and yaw static stability coefficients for tandem-scheme aircraft.

Ru

Аэродинамическая схема «тандем» позволяет получить выигрыш в подъемной силе и в грузоподъемности при ограниченном размахе крыльев. Благодаря этому она нашла новое применение в современных беспилотных летательных аппаратах (БПЛА).

Однако, увеличение количества несущих поверхностей приводит к увеличению воздушного сопротивления летательного аппарата. Для борьбы с таким явлением на классических аэродинамических схемах применяют винглеты – небольшие дополнительные элементы на концах крыла, разрешающие уменьшить индуктивное сопротивление и увеличить подъемную силу. Проведенное исследование позволяет оценить влияние винглетов на аэродинамическое качество, степени продольной, поперечной и путевой статической устойчивости для летательных аппаратов схемы «тандем».

Вступ

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

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² Державне підприємство «Антонов»

Аеродинамічна схема «тандем» дозволяє отримати вигоду 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 повітряного опору літального апарата. Для боротьби із ростом опору на класичних аеродинамічних схемах застосовують вінглети – невеликі додаткові елементи на кінцях крила, що дозволяють зменшити індуктивний опір та збільшити підйомну силу. Такого ефекту можна досягнути підібравши оптимальні геометричні характеристики вінглетів [2, 3].

На літальних апаратах схеми «тандем» вінглети використовуються мало. Теоретично, якщо установити на переднє крило літального апарату схеми «тандем» вінглети, це може не лише зменшити індуктивний опір переднього крила, а також заднього [4]. Але експериментального підтвердження у відкритих джерелах не виявлено, тому задача із дослідженням впливу вінглетів на аеродинаміку ЛА схеми «тандем» досі залишається невирішеною.

Постановка задачі

Дослідити методами обчислювальної аеродинаміки вплив вінглетів, що установлені на передні та задні крила літального апарату схеми «тандем», на його аеродинамічні характеристики (АХ).

Об'єкт дослідження

Для дослідження обрано БПЛА «Сокіл-2» із установленими на передньому крилі вінглетами. Для розрахунків його аеродинамічних характеристик буде побудовано 3D-модель у програмі *CATIA V5* із використанням модулів *Generative Shape Design* та *Wireframe And Surface Design*. Аеродинамічні характеристики будуть розраховані за допомогою пакету програм *Ansys 17*.

Перший варіант моделі (рис. 1, а) складається із переднього та заднього крила безпілотного літального апарату. Другий варіант (рис. 1, б) являє собою таку ж модель, як і у першому варіанті, за виключенням установлених на передньому крилі вінглетів. У разі необхідності опір фюзеляжу та вертикального оперення буде враховуватися аналітично із додавання до сумарного опору відповідних коефіцієнтів.

Геометрію вінглетів (рис. 1, в) спроектовано із урахуванням специфіки схеми «тандем». Вертикальні поверхні на передньому крилі (перед центром мас) погіршують шляхову стійкість на протигагу вертикальному оперенню позаду центра мас. Тому площа вінглетів менша, а стрілоподібність більша, ніж рекомендовані параметри для традиційної схеми ЛА.

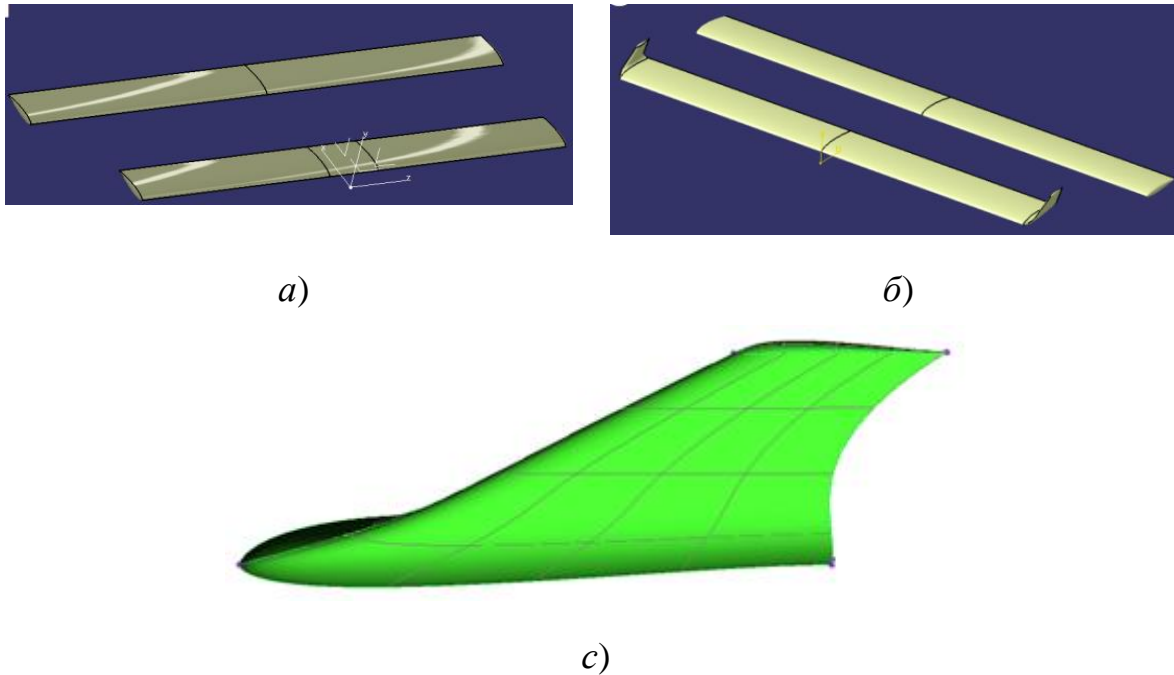


Рис. 1. Моделі: а) крила без вінглетів; б) крила із вінглетами; в) - форма вінглета

Побудована неструктурована розрахункова сітка із тетраедричних елементів із моделюванням примежового шару призматичними (рис. 2). За довжину хорди крил 110 мм, максимальний розмір поверхневого елемента для крила – 10 мм, для вінглет – 5 мм, лінійного елемента по передній крайці – 1 мм, по задній – 3 мм. Висота призматичного шару (4 мм) обрана рівною товщині примежового шару на задній крайці. Безпосередній розрахунок було виконано із типом розв'язувача *pressure-based*, моделлю турбулентності Ментера, за параметрами, встановленими за замовчуванням, та у стандартних атмосферних умовах. 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, моменти крену та ристання – до середнього розмаху крил.

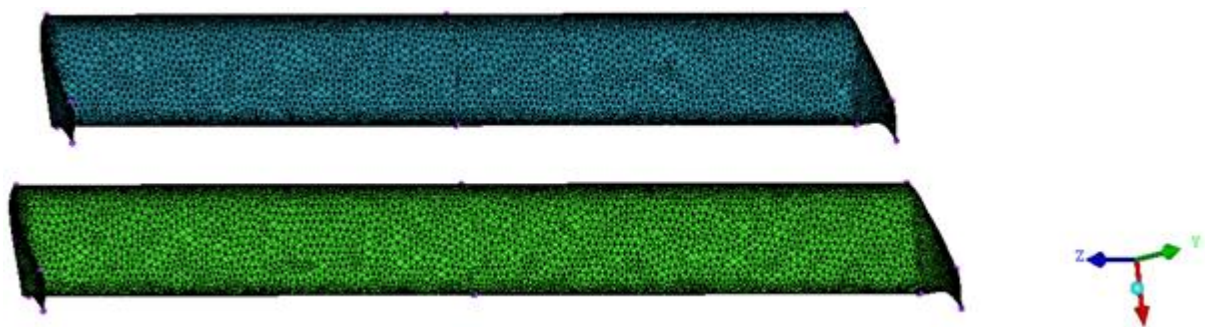


Рис. 2. Розрахункова сітка для моделі із вінглетами на обох крилах

Результати розрахунків АХ крила із вінглетами

Обчислено аеродинамічні характеристики для системи двох крил ЛА (рис. 3) та для кожного крила окремо (рис. 4).

Із поляр видно, що установка вінглетів на передньому крилі збільшує аеродинамічну якість та максимальний коефіцієнт підйимальної сили переднього крила, але на задньому крилі практично не спостерігається зміни аеродинамічних характеристик. Таким чином, згідно даного методу немає ознак зміни опору взаємоіндукції, тобто інтерференції крил, внаслідок установки вінглетів.

Установка вінглетів на задньому крилі впливає на аеродинамічні характеристики тільки заднього крила. У такому разі підвищення аеродинамічної якості та максимального коефіцієнта підйимальної сили як заднього крила, так і системи двох крил – менше, ніж дають вінглети на передньому крилі.

Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйимальної сили представлена на рис. 5. За збільшення коефіцієнта підйимальної сили вираш у аеродинамічній якості очікувано збільшується, так як вінглети зменшують індуктивний опір, що пропорційний квадрату підйимальної сили.

На наступному етапі розрахунків призматичний шар було розбито на 10 шарів для підвищення точності результатів. За абсолютною величиною аеродинамічна якість зросла для всіх моделей, але не змінився висновок про її збільшення за допомогою вінглетів за $c_y > 0,4$ (рис. 6).

Залежність коефіцієнту моменту тангажа від кута атаки розрахована для центрівки 45 % між лініями четвертин хорд переднього та заднього крил (рис. 7). Установка вінглетів на передньому крилі підвищує його підйимальну силу за того ж кута атаки, тому зміщує центр тиску системи двох крил вперед і змінює характеристики поздовжньої стійкості. У разі встановлення вінглетів на обох крилах залежність моменту тангажа від кута атаки фактично співпадає із залежністю системи без вінглетів.

Для моделей за різними варіантами установки вінглетів було обчислено коефіцієнти моментів крену m_x та ристання m_y у разі зміни кута ковзання (рис. 8). Установка вінглетів на передньому крилі збільшує стійкість за креном (поперечну), але зменшує – за курсом (шляхову). Установка вінглетів на задньому крилі значно збільшують стійкість за креном та курсом [4].

Візуалізація аеродинамічних спектрів у *Ansys* показала наступні результати (рис. 9 – рис. 11).

Видно, що за значних кутах ковзання ($\beta \geq 15^\circ$) лівий кінцевий вихор переднього крила виштовхує лівий вихор заднього крила назовні.

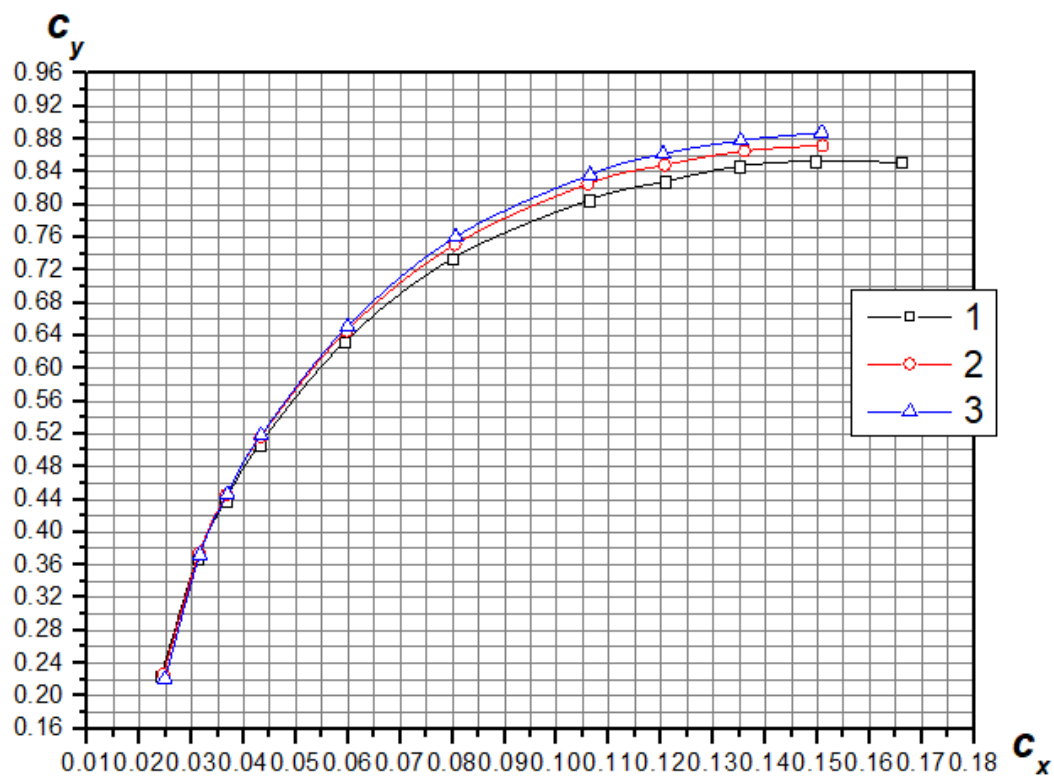


Рис. 3. Поляри системи двох крил: 1. без вінглетів; 2. із вінглетами на передньому крилі; 3. із вінглетами на обох крилах

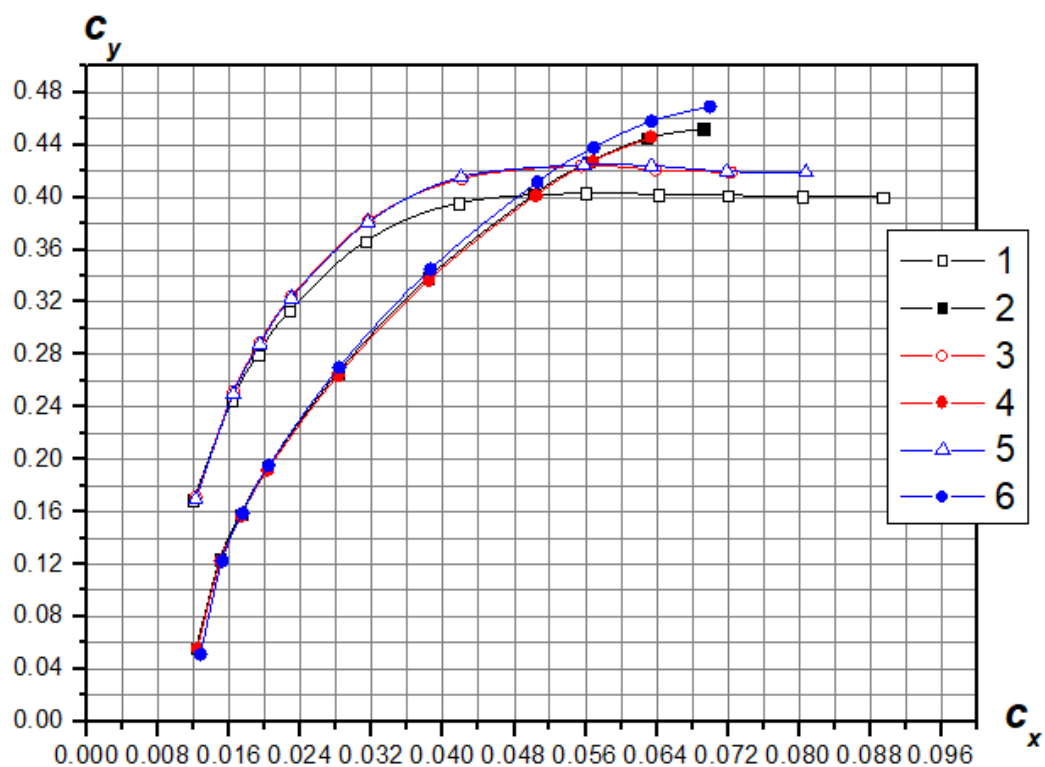


Рис. 4. Поляри крил: 1. переднього без вінглетів; 2. заднього без вінглетів; 3. переднього за вінглетах на передньому; 4. заднього за вінглетах на передньому; 5. переднього за вінглетах на обох крилах; 6. заднього за вінглетах на обох крилах

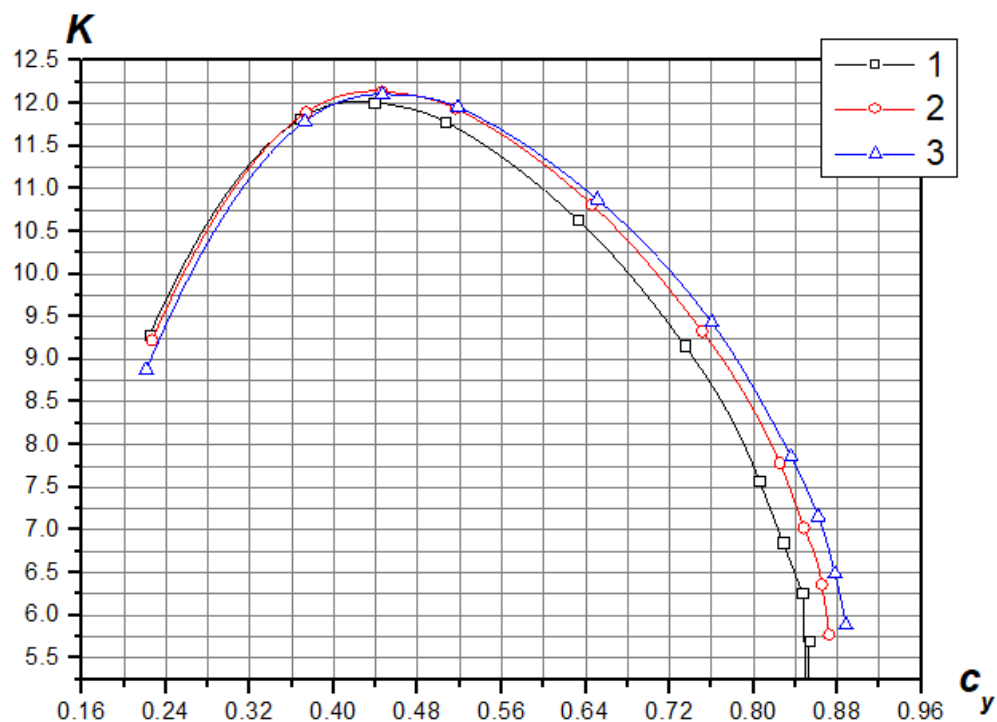


Рис. 5. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підіймальної сили: 1. без вінглетів; 2. із вінглетами на передньому крилі; 3. із вінглетами на обох крилах

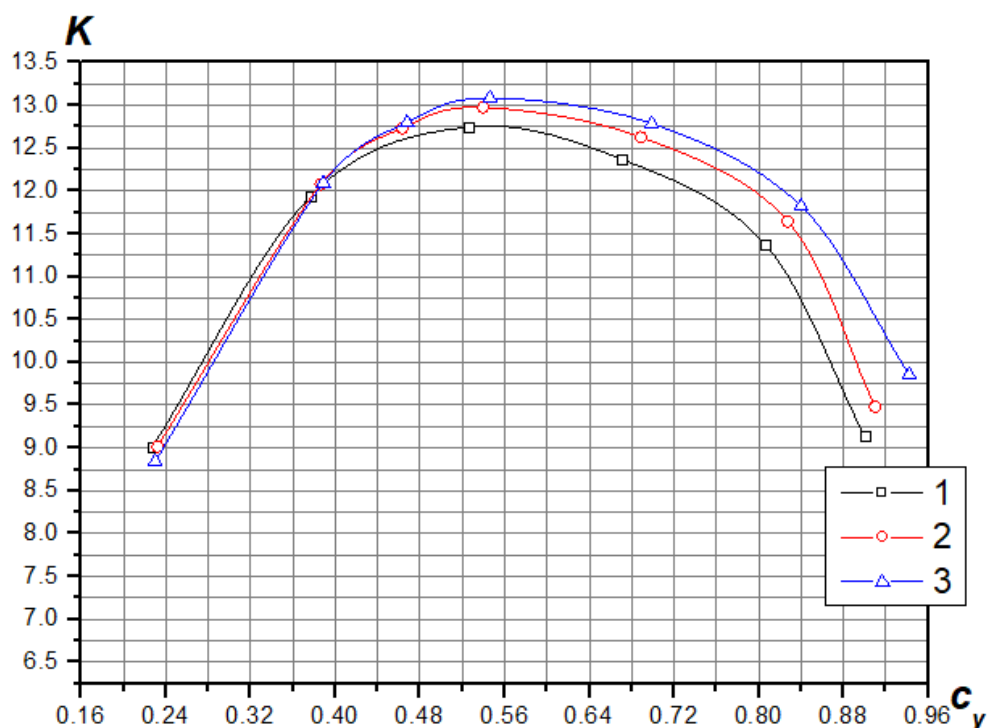


Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підіймальної сили для розрахункової сітки більшої розмірності: 1. модель без вінглетів; 2. модель із вінглетами на передньому крилі; 3. модель із вінглетами на обох крилах

Це призводить до збільшення ефективного видовження заднього крила, що збільшує підймальну силу лівої консолі та створює додатний момент крену. Таким чином, поперечна стійкість зменшується. На правих консолях кінцеві вихори віддаляються, тому їх взаємодія значно слабше, і вони менше впливають на поперечну стійкість ЛА.

Таким чином, наявність чи відсутність вінглет, згідно числового розрахунку рівнянь Нав'є-Стокса, істотно не впливає на відносне положення та взаємодію вихорів переднього та заднього крил.

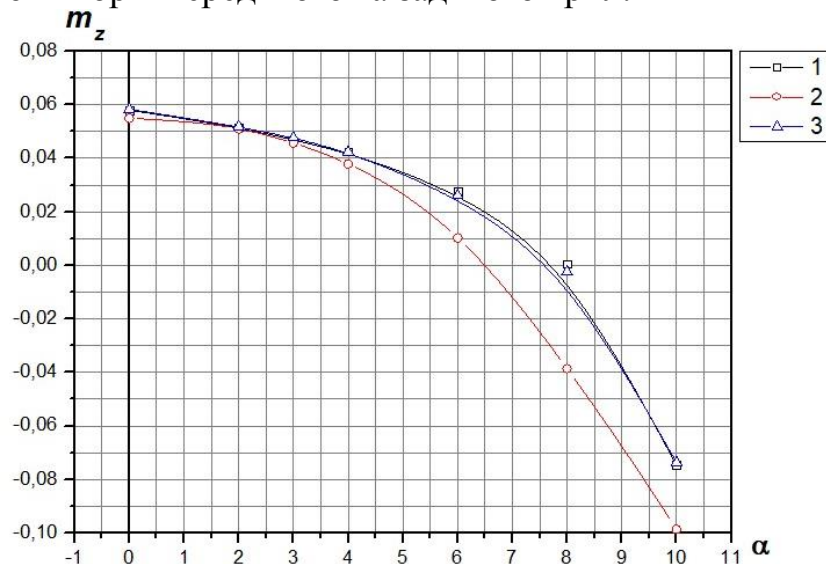


Рис. 7. Залежність коефіцієнта моменту тангажа від кута атаки:
1. моделі без вінглетів; 2. моделі із вінглетами на передньому крилі; 3. моделі із вінглетами на обох крилах

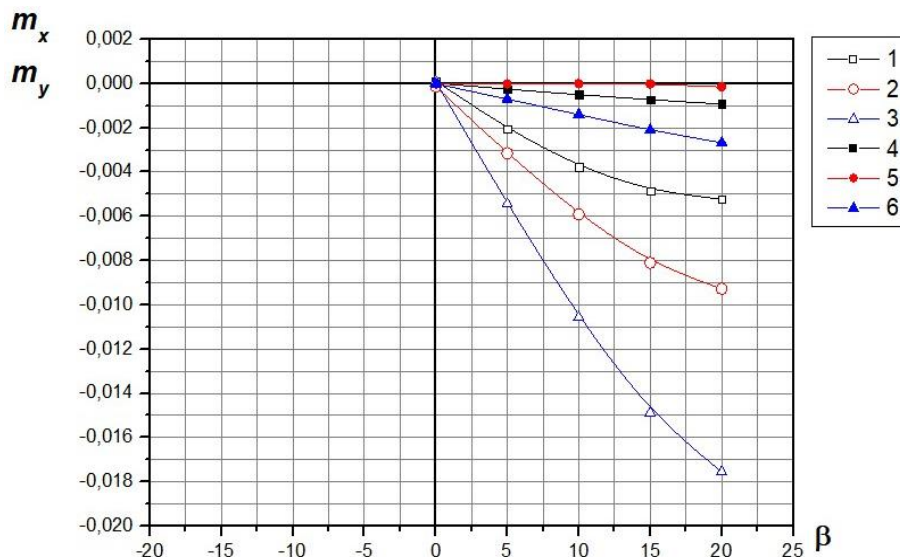


Рис. 8. Бокові аеродинамічні характеристики системи двох крил:
1. $m_x(\beta)$ без вінглетів; 2. $m_x(\beta)$ із вінглетами на передньому крилі; 3. $m_x(\beta)$ із вінглетами на обох крилах;
4. графік $m_y(\beta)$ без вінглетів; 5. $m_y(\beta)$ із вінглетами на передньому крилі; 6. $m_y(\beta)$ із вінглетами на обох крилах

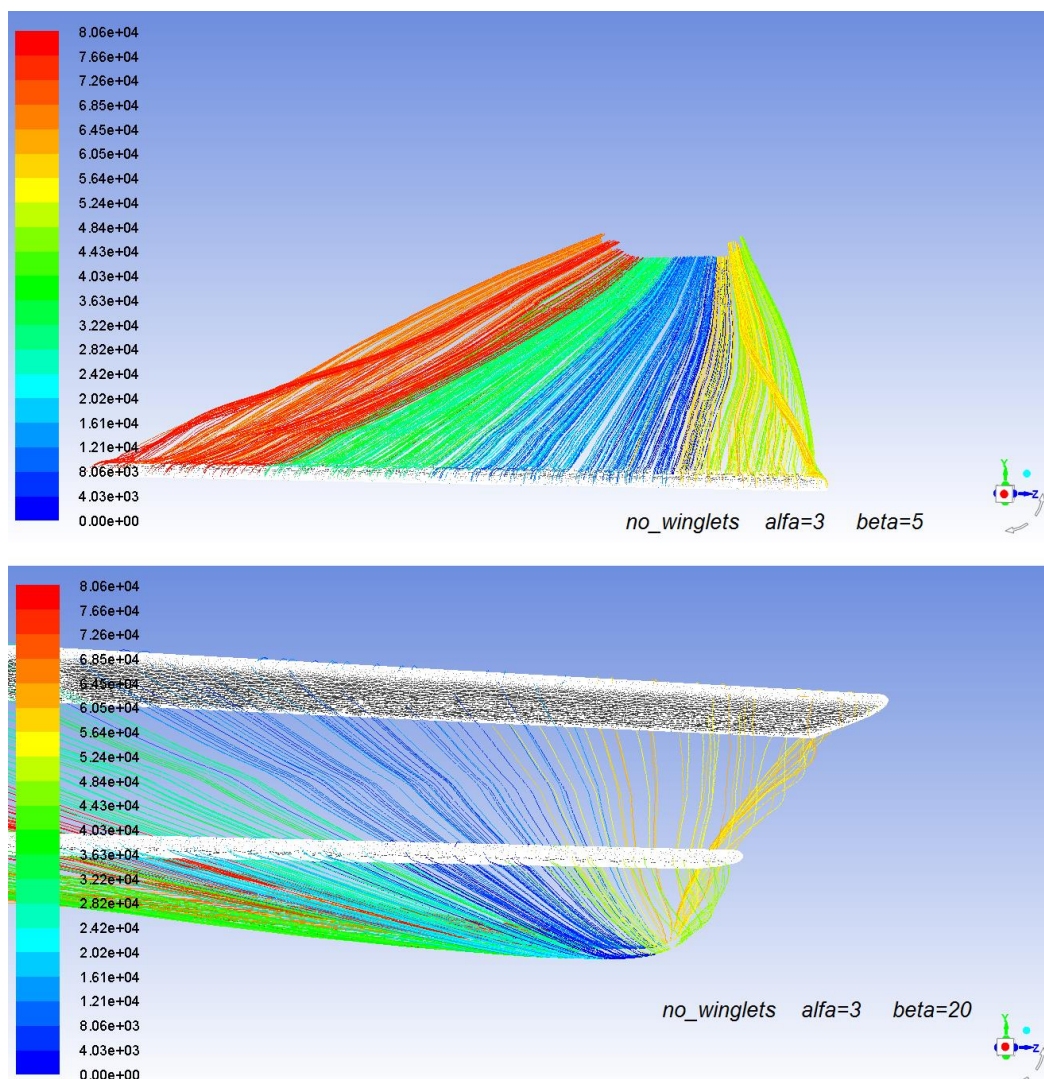


Рис. 9. Лінії току для системи двох крил без вінглет

Коефіцієнти поперечної статичної стійкості та шляхової статичної стійкості наведені у табл. 1.

Таблиця 1.

Бокові аеродинамічні характеристики системи двох крил.

Вінглети	немає	на передньому крилі	на обох крилах
m_x^β	$-4,3 \cdot 10^{-4}$	$-6,0 \cdot 10^{-4}$	$-11,1 \cdot 10^{-4}$
m_y^β	$-0,5 \cdot 10^{-4}$	0	$-1,4 \cdot 10^{-4}$

Висновки

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

1. використання розроблених вінглетів на передньому крилі (видовженням 9,5) дозволяє підвищити аеродинамічну якість апарата за рахунок зменшення індуктивного опору переднього крила, а опір взаємодукції практично не змінюється; при цьому поперечна статична стійкість зростає, а поздовжня та шляхова статичні стійкості зменшуються;
2. використання таких вінглетів на задньому крилі (видовженням 10,6), незначно підвищує аеродинамічну якість, але суттєво збільшує статичну стійкість в усіх трьох каналах;

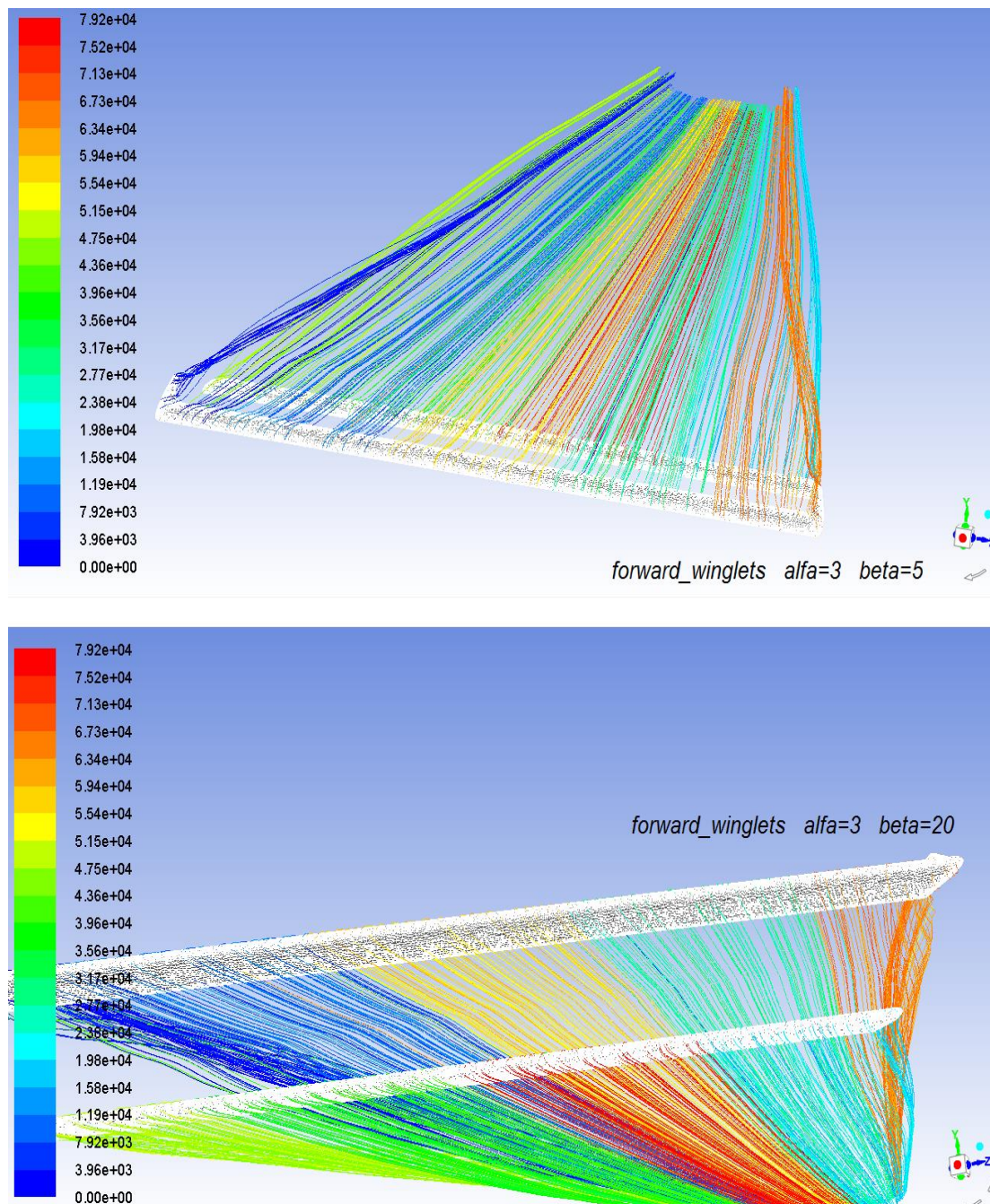


Рис. 10. Лінії току для системи двох крил із вінглетами на передньому крилі.

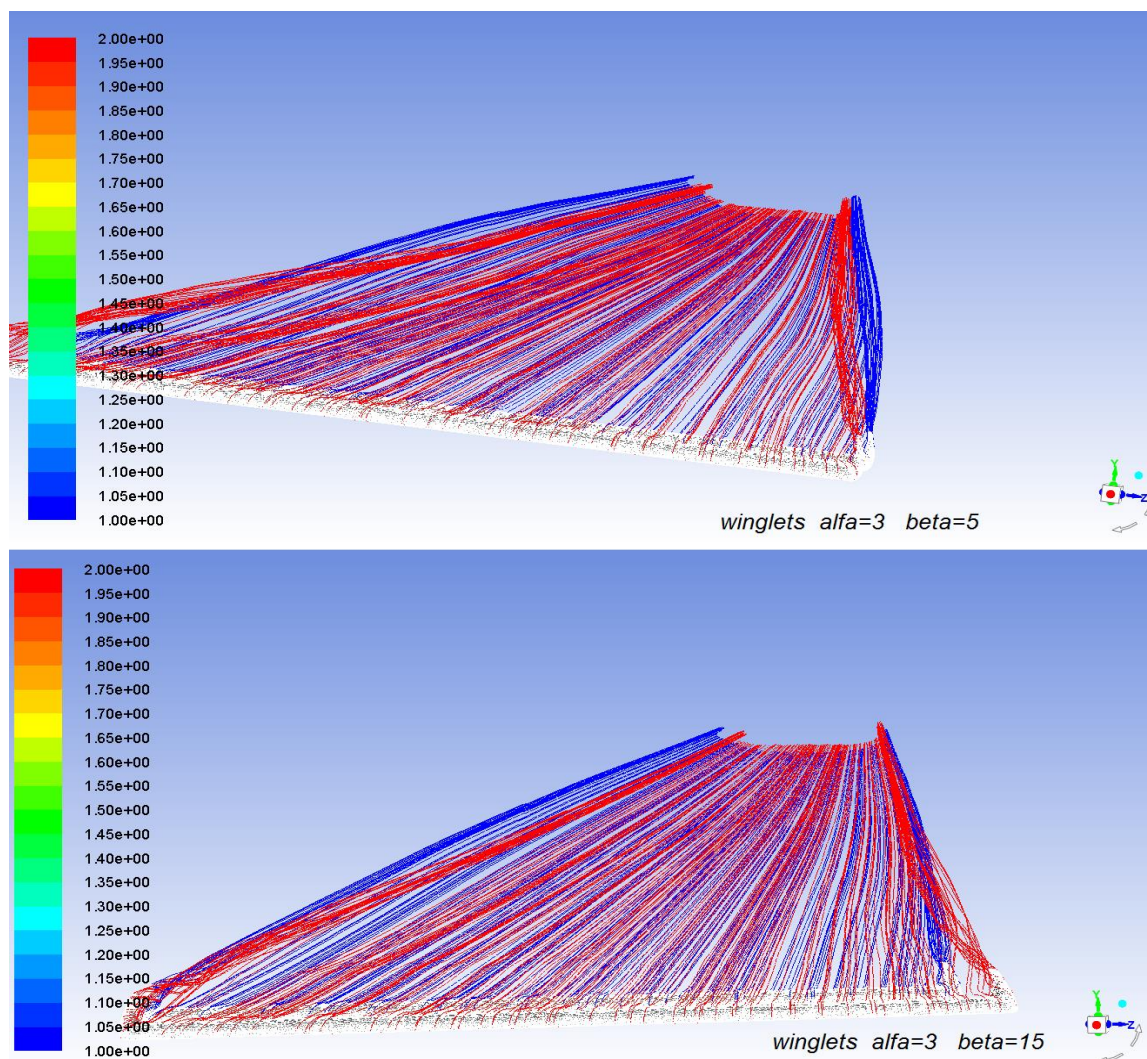


Рис. 11. Лінії току для системи двох крил із вінглетами на обох крилах

3. ЛА із вінглетами на обох крилах порівняно із ЛА без вінглетів має таку ж характеристику поздовжньої стійкості, але максимальна аеродинамічна якість зростає на 0,3...0,4, максимальна підймальна сила – на 0,04, стійкість за креном та ристанням – у 2,7...2,8 рази. Подальше збільшення площі вінглетів на задньому крилі дозволяє у перспективі відмовитись від вертикального оперення і повністю замінити його вінглетами на передньому та задньому крилах, тобто отримати додатковий вигравш у аеродинамічній якості;
4. наявність чи відсутність вінглетів істотно не впливає на відносне положення та взаємодію вихорів переднього та заднього крил. Це може бути пояснено тим, що обраний метод дослідження не дозволяє врахувати цей ефект [5, 6].

Отже, установку вінглетів на літальний апарат схеми «тандем» доцільно використовувати для підвищення аеродинамічної якості, збільшення стійкості та керованості ЛА.

Список використаної літератури

1. Биксаев А. III. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / А. III. 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. Kroo I. DRAG DUE TO LIFT: Concepts for Prediction and Reduction [Електронний ресурс] / Ian Kroo // Annual Review of Fluid Mechanics. – 2001. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.annualreviews.org/doi/full/10.1146/annurev.fluid.33.1.587>.
6. C. P. van Dam Recent experience with different methods of drag prediction [Text] / C. P. van Dam // Recent experience with different methods of drag prediction. – №8, 2000. – P. 751–798.