

РОЗРАХУНКОВЕ ОЦІНЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ЗАМКНЕНОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ І СХЕМИ «ТАНДЕМ»

Вступ

При обтіканні крила кінцевого розмаху потоком ідеальної рідини завдяки наявності вільних вихорів, що збігають з крила, виникає опір особливого роду, не пов'язаний з в'язкістю, – індуктивний опір.

Вираз для індуктивного опору з урахуванням зміни циркуляції Γ та скосу потоку $\Delta\alpha$ уздовж крила має такий вигляд [1]:

$$X_i = \frac{c_y^2 \rho_\infty V_\infty^2}{\pi\lambda} \frac{S_{кр}^2}{2} (1 + \delta), \quad (1)$$

звідки легко знайти коефіцієнт індуктивного опору крила

$$c_{xi} = \frac{X_i}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_{кр}} = \frac{c_y^2}{\pi\lambda} (1 + \delta), \quad (2)$$

де c_y – коефіцієнт піднімальної сили крила; λ – геометричне видовження крила; ρ_∞ – щільність потоку, кг/м³; V_∞ – швидкість потоку, м/с; $S_{кр}$ – площа крила, м²; δ – поправковий коефіцієнт форми крила в плані.

При визначенні аеродинамічних характеристик ЛА доцільно використовувати не геометричне, а ефективне видовження крила λ_{ef} . На малих швидкостях, при $M_{пол} < M_{крит}$, коли повітряний потік приймається нестисненим, λ_{ef} дорівнює [5]:

$$\lambda_{ef} = \frac{\lambda}{1 + \delta}. \quad (3)$$

Відповідно до (3) отримаємо такий вираз для знаходження коефіцієнта індуктивного опору крила:

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi\lambda_{ef}}. \quad (4)$$

Аналізуючи отриману залежність, можна зробити висновок, що величина індуктивного опору тим більше, чим більше коефіцієнт c_y , і змінюється по параболічному закону. Крива, яка зображує цю залежність, називається параболою індуктивного опору (рис.1).

У реальному в'язкому потоці рідини коефіцієнт повного лобового опору ЛА із крилом кінцевого розмаху можна подати у вигляді суми коефіцієнтів опору ЛА при нульовій піднімальній силі C_{x0} та індуктивного опору C_{xi} :

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}. \quad (5)$$

Зменшення індуктивного опору ЛА (і, як наслідок, повного аеродинамічного опору) приведе до підвищення аеродинамічних характеристик ЛА (збільшення аеродинамічної якості та транспортної ефективності). У свою чергу це приведе до зменшення витрат пального та збільшення потрібної дальності польоту ЛА.

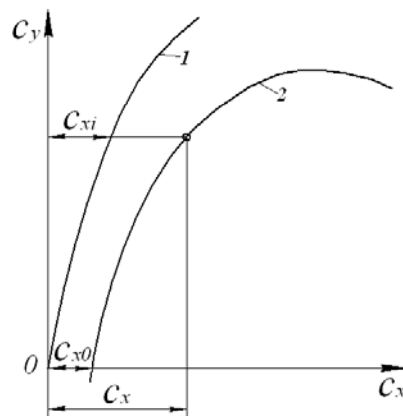


Рисунок 1 – Парабола індуктивного опору (1) і поляра ЛА (2)

Із залежності (4) випливає, що найважливіший спосіб зменшення витрат на індуктивний опір – застосування крил більшого видовження. Нині на ЛА використовують різного типу кінцеві аеродинамічні поверхні – КАП (рис. 2) для зменшення індуктивного опору.

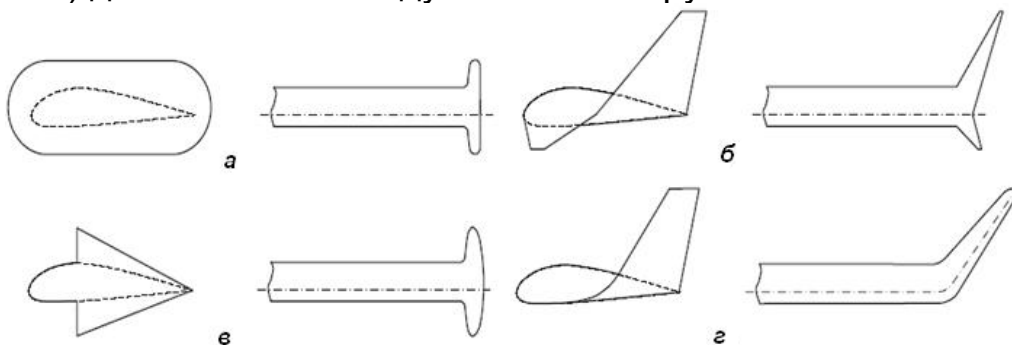


Рисунок 2 – Форми кінцевих поверхонь крила

а – кінцева шайба; б – складний вітгин кінцевої частини крила; в – крильце; г – вітгин кінцевої частини крила вгору

Однак існує ще один спосіб щодо зменшення витрат на індуктивний опір – реалізація схеми ЛА замкненої аеродинамічної схеми.

Через особливості замкненої аеродинамічної схеми можна очікувати від неї збільшення аеродинамічної якості за рахунок зниження

індуктивного опору та збільшення дальності польоту або комерційного навантаження за рахунок збільшення аеродинамічної якості [3].

Постановка задачі

У роботах [5] та [6] було проведено аналіз впливу параметрів компоновання ЛА із стандартною аеродинамічною (ЛА А-20) та замкненою просторовою схемами на аеродинамічні характеристики ЛА (ступінь зміни індуктивного та повного аеродинамічного опору, аеродинамічної якості та транспортної ефективності).

Отримані значення індуктивного та повного аеродинамічного опору ЛА продемонстрували зменшення опору при реалізації на ЛА замкненої просторової схеми.

Оскільки розрахункові моделі ЛА мали різні значення видовження крила ($\lambda = 8,17$ для ЛА класичної схеми та $\lambda = 16,34$ для ЛА замкненої просторової схеми), прийнято рішення щодо визначення аеродинамічних характеристик ЛА замкненої просторової схеми та ЛА схеми «тандем». Це приведе до більш оптимального порівняння індуктивного та повного аеродинамічного опору ЛА, оскільки значення видовження крила буде мати майже однакові значення.

Метою поданої роботи є аналіз впливу параметрів компоновання ЛА замкненої аеродинамічної схеми та схеми «тандем» на аеродинамічні характеристики ЛА, знаходження раціональної компоувальної схеми, при якій ЛА буде мати більшу транспортну ефективність та більше значення аеродинамічної якості.

Розрахункові моделі

У роботі для визначення особливостей аеродинаміки цих схем ЛА за допомогою панельно-вихрового методу симетричних особливостей (PANSIM) [4] виконано розрахунок і оцінювання аеродинамічних характеристик ЛА замкненої просторової схеми та ЛА схеми «тандем».

Як прототип було взято ЛА А-20, схему якого зображено на рис. 3.

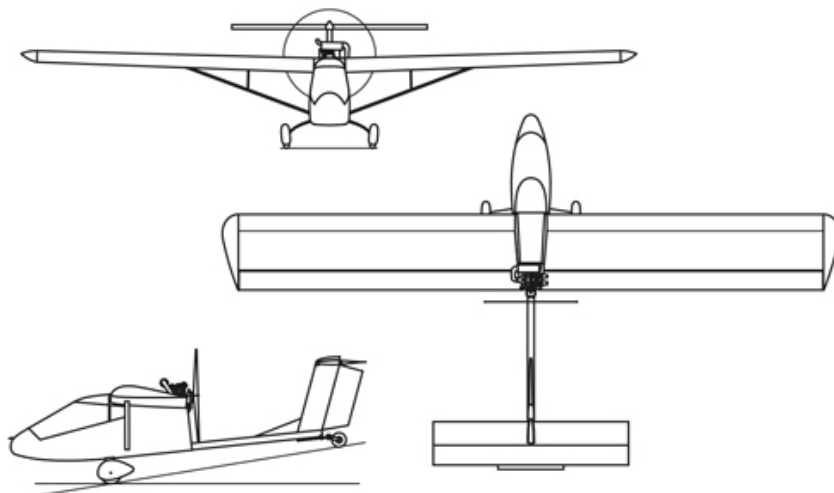


Рисунок 3 – Схема моделі ЛА А-20

При повній геометричній подібності було розроблено модель ЛА замкненої просторової схеми (рис. 4, а) та ЛА схеми «тандем» (рис. 4, б). В схемі «тандем», для зменшення опору взаємоіндукції, кінцеві перерізи крил віддалені одне від одного згідно [7]. Вихідні дані моделей ЛА подано в табл. 1.

Таблиця 1 – Вихідні дані моделей ЛА

| Найменування параметра | Значення |
|---|----------|
| Площа переднього і заднього крил $S_{кр}$, м ² | 7,98 |
| САХ переднього і заднього крил $b_{САХ}$, м | 0,7 |
| Розмах переднього і заднього крил $l_{кр}$, м | 11,4 |
| Профіль переднього і заднього крил | P3 -15 |
| Кут установлення переднього і заднього крил $\varphi_{кр}$, ° | 5 |
| Положення центру ваги по осі OX X_c , м | 1,135 |
| Положення центру ваги по осі OY Y_c , м | 0,58 |
| V-подібність переднього і заднього крил $\psi_{з.кр} = \psi_{п.кр}$, ° | 1,1 |
| Стрілоподібність переднього крила $\chi_{п.кр}$, ° | 25 |
| Стрілоподібність заднього крила $\chi_{з.кр}$, ° | 0 |

Стрілоподібність переднього крила ЛА замкненої просторової схеми $\chi_{п.кр} = 25^\circ$, заднього крила – $\chi_{з.кр} = 0^\circ$.

Стрілоподібність переднього та заднього крил ЛА схеми «тандем» $\chi_{п.кр} = \chi_{з.кр} = 0^\circ$.

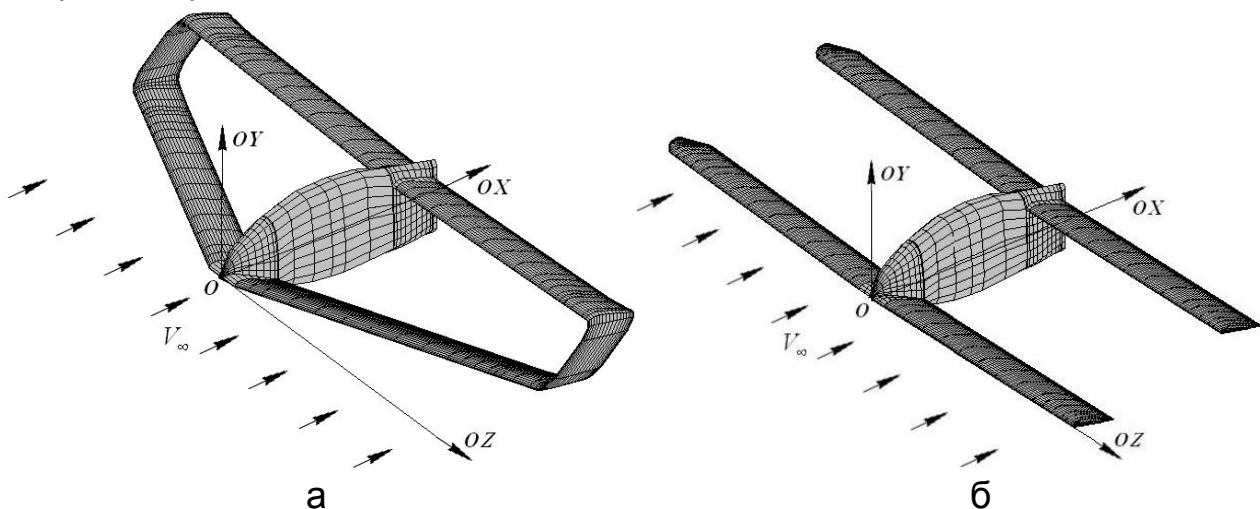


Рисунок 4 – Моделі ЛА замкненої схеми (а) та ЛА схеми «тандем» (б)

Критерії оцінювання компоновання ЛА

Для порівняльного аналізу аеродинамічних характеристик замкненої просторової схеми та ЛА схеми «тандем» запропоновано такі критерії оцінювання:

1. Максимальне значення параметра транспортної ефективності $(K/\sqrt{c_y})_{max}$ – максимум графіка залежності $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$ (знаходиться за формулою Бреґе) [1,2].

2. Максимальне значення аеродинамічної якості K_{max} (максимум графіка залежності $K = f(c_y)$).

3. Менше значення індуктивного та повного опору ЛА (поляри індуктивного $c_{y_i} = f(c_{x_i})$ та повного аеродинамічного опору $c_y = f(c_x)$).

4. Максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили $c_{y_{max}}$ (максимум графіка залежності $c_y = f(\alpha)$).

Результати розрахункових досліджень

На даному етапі дослідницької роботи отримано результати основних аеродинамічних характеристик при $Re = 4,24 \cdot 10^6$ $M = 0,13$ та побудовано графіки залежності відповідно до вибраних критеріїв (рис. 5,8).

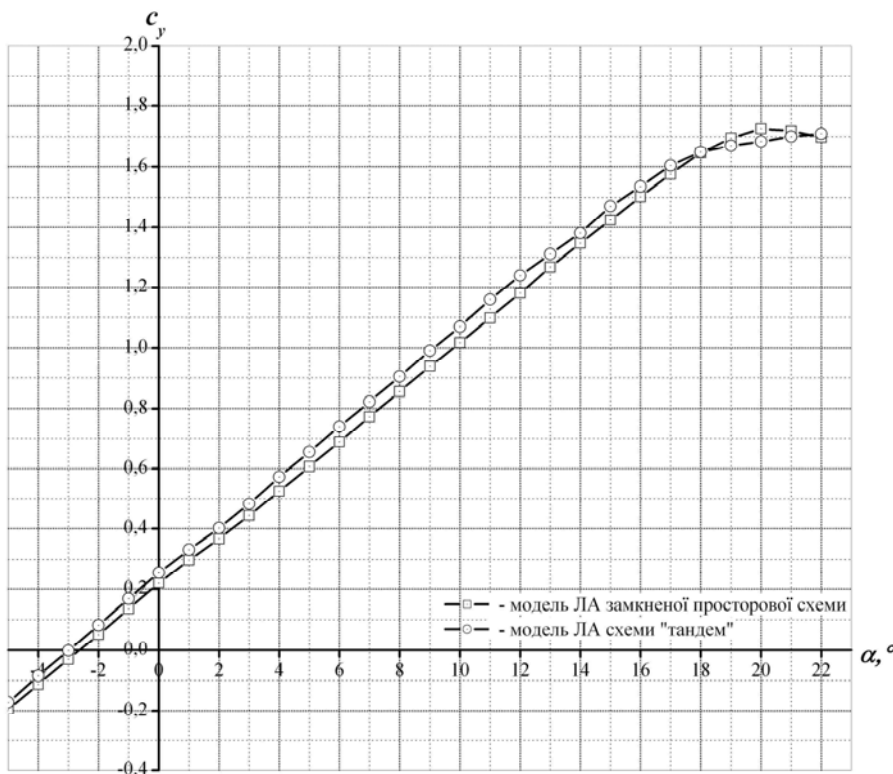


Рисунок 5 – Графіки залежності $c_y = f(\alpha)$

З графіків залежності $c_y = f(\alpha)$ (рис. 5) наочно видно, що значення коефіцієнта піднімальної сили c_y ЛА схеми «тандем» має більше значення на всій прямолінійній ділянці у порівнянні з ЛА замкненої просторової схеми. Максимальне значення $c_{y\max}$ ЛА замкненої просторової схеми має більше значення в порівнянні з ЛА схеми «тандем».

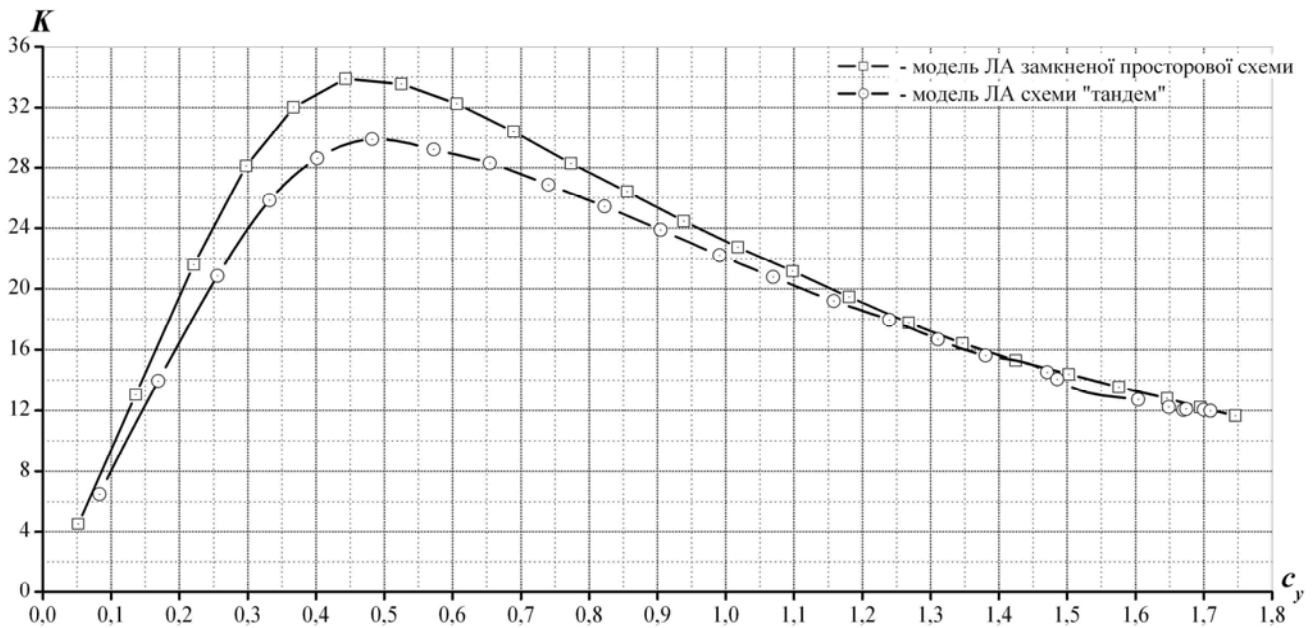


Рисунок 6 – Графіки залежності $K = f(c_y)$

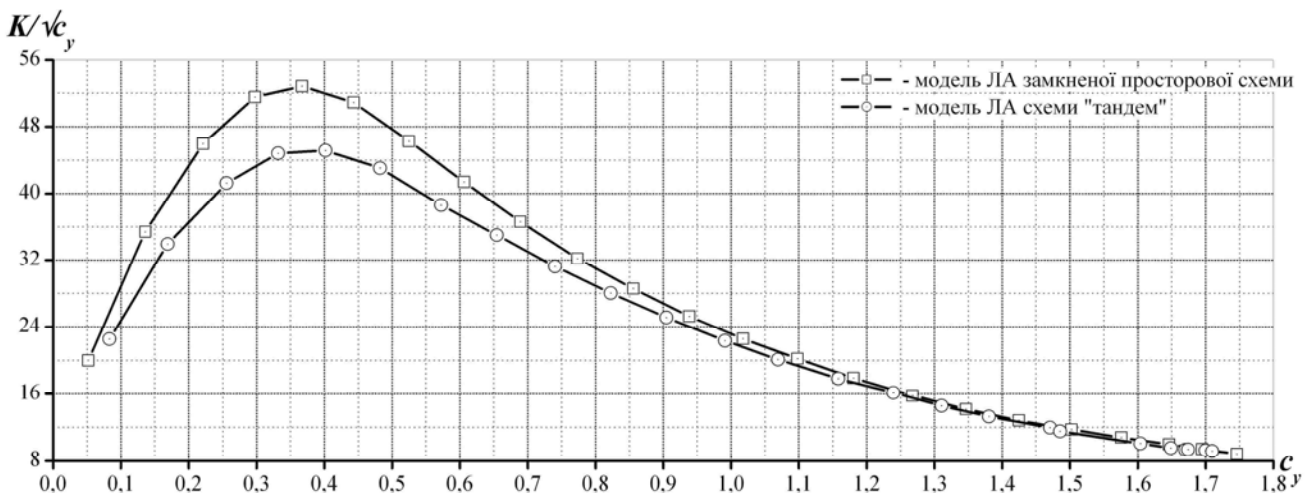


Рисунок 7 – Графіки залежності $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$

З графіків залежності $K = f(c_y)$ та $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$ (рис. 6,7) можна прослідкувати збільшення значення аеродинамічної якості та

транспортної ефективності при реалізації на ЛА замкненої просторової схеми у порівнянні з ЛА схеми «тандем».

Оскільки значення коефіцієнта піднімальної сили c_y ЛА схеми «тандем» має більше значення, ніж ЛА замкненої просторової схеми, а значення аеродинамічної якості та транспортної ефективності навпроти – має менше значення, то слід приділити увагу графікам залежності $c_y = f(c_x)$ та $c_y = f(c_{xi})$. Це пояснюється тим, що аеродинамічна якість залежить як від коефіцієнта піднімальної сили c_y , так і коефіцієнта лобового опору c_x .

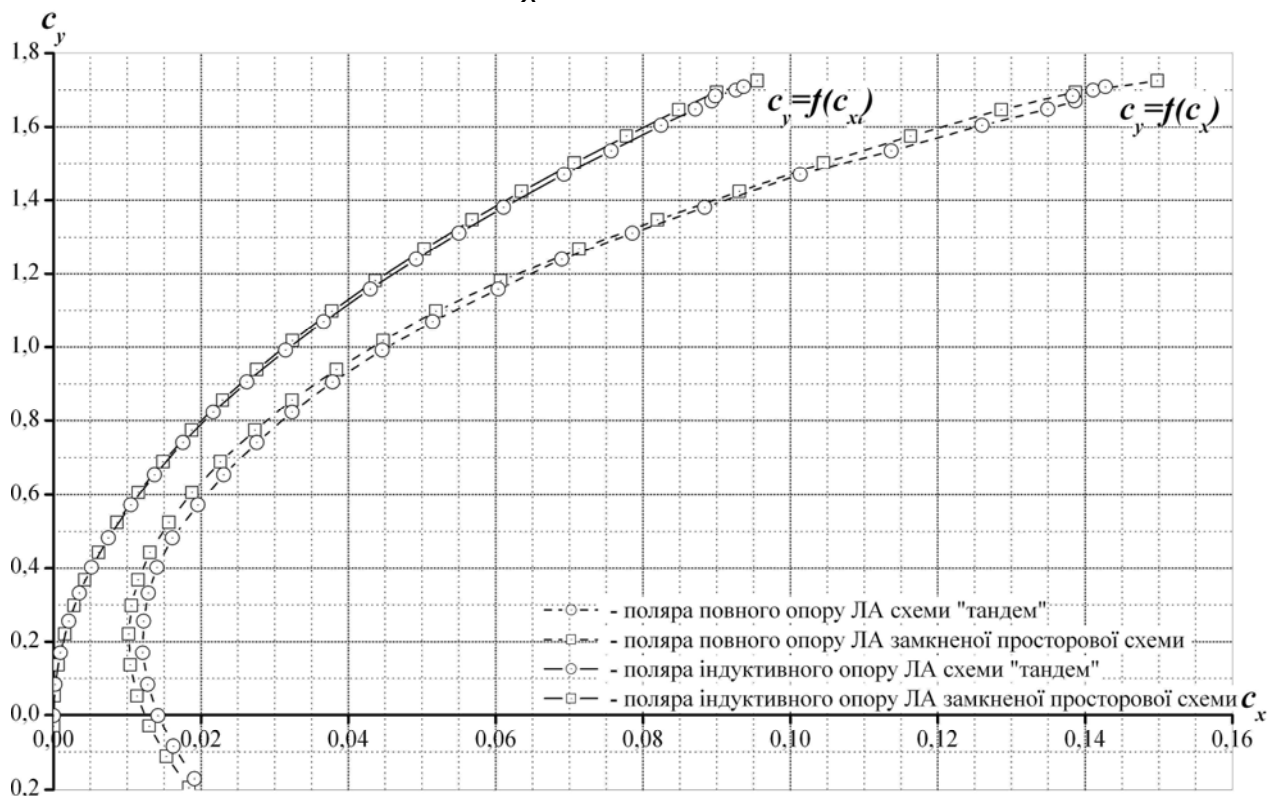


Рисунок 8 – Графіки залежності $c_y = f(c_x)$ та $c_y = f(c_{xi})$

Графіки залежності $c_y = f(c_x)$ та $c_y = f(c_{xi})$ (рис. 8) демонструють перевагу замкненої схеми в порівнянні із схемою «тандем» у зменшенні значення індуктивного опору і, як наслідок, повного аеродинамічного опору ЛА. Однак зменшення значення індуктивного опору значно менше, ніж в роботі [5], при порівнянні ЛА стандартної аеродинамічної (ЛА А-20) та замкненої просторової схеми, оскільки значення видовження в даній роботі мають майже однакові значення.

Висновки

У поданій роботі визначено розрахункові аеродинамічні характеристики ЛА замкненої схеми та ЛА схеми «тандем» та проведено порівняльний аналіз даних схем з метою визначення оптимального аеродинамічного компоунвання. Виявлено вплив аеродинамічного компоунвання ЛА на зміну значення індуктивного опору несучої поверхні та максимальні несучі властивості.

Під час проведення аналізу можна зробити такі висновки:

1. Отримані залежності параметрів $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$ та аеродинамічної якості $K = f(c_y)$ демонструють переваги ЛА замкненої просторової схеми на всьому проміжку польотних кутів атаки у порівнянні із ЛА схеми «тандем».

2. Залежності $c_y = f(\alpha)$ демонструють збільшення значення коефіцієнта піднімальної сили c_y ЛА схеми «тандем» на всій прямолінійній ділянці у порівнянні з ЛА замкненої просторової схеми. Збільшення коефіцієнта піднімальної сили пояснюється використанням прямого переднього крила в схемі «тандем».

3. Максимальне значення $c_{y\max}$ ЛА замкненої просторової схеми має більше значення в порівнянні з ЛА схеми «тандем».

4. Отримані значення індуктивного $c_{yi} = f(c_{xi})$ та повного аеродинамічного опору $c_y = f(c_x)$ ЛА демонструють зменшення опору при реалізації на ЛА замкненої просторової схеми.

Порівнюючи дані схеми, можна проаналізувати, що збільшення значення коефіцієнта піднімальної сили c_y ЛА схеми «тандем» на прямолінійній ділянці не забезпечує збільшення аеродинамічної якості у порівнянні з ЛА замкненої схеми, оскільки зростає значення аеродинамічного опору. У свою чергу ЛА замкненої схеми, маючи менше значення коефіцієнта піднімальної сили, призводить до збільшення значення аеродинамічної якості. Це пояснюється зменшенням значення індуктивного опору і, як наслідок, повного аеродинамічного опору ЛА даної схеми.

Замкнена аеродинамічна схема показує більшу транспортну ефективність та більше значення аеродинамічної якості ніж еквівалентна схема «тандем».

Таким чином можна зробити висновок, що ЛА замкненої схеми є більш ефективнішим ніж ЛА схеми «тандем» при максимально можливій геометричній подібності.

Список використаних джерел

1. Мхитарян, А.М. Аэродинамика / А.М. Мхитарян. — М.: Машиностроение, 1976. — 448 с.
2. Бадягин, А.А. Мухамедов, Ф.А. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. — М.: Машиностроение, 1978. — 208 с.
3. Волкович, Дж. Комбинации крыльев прямой и обратной стреловидности [Текст] / Дж. Волкович // Аэрокосмическая техника. — 1986. — № 11 с. 23-46.
4. Зинченко Д.Н. Методика расчета аэродинамических характеристик самолета с механизированным суперкритическим крылом [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01/ Зинченко Дмитрий Николаевич. — Киев, 2007. — 150 с.
5. Хомінич, О.О. Розрахункова оцінка аеродинамічних характеристик літального апарату із класичною та замкнутою просторовою аеродинамічними схемами [Текст] / О.О. Хомінич. зб. доп. X Міжнар. наук.-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки» (Ч. 2), НТУУ «КПІ», ФАКС, 16–17 квітня 2015 р. — Київ, 2015. — С. 149 – 156.
6. Хомінич, О.О. Питання розміщення органів керування на передньому та задньому крилі літального апарата замкнутої просторової схеми [Текст] / О.О. Хомінич, Д.М. Зінченко. зб. тез доп. наук.-техн. конф. викл., наук., аспір. та студ., присвячена «Дню науки-2015», 27–29 травня 2015 р. — Київ, 2015. — С. 225 – 226.
7. Masko, O. M. Experimental research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics [Text] / O. M. Masko, I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Transactions of the Institute of Aviation. Prace Instytutu Lotnictwa – Warsaw, 2014. — No. 4 (237). — P. 63–75.

Поступила в редакцію 30.10.2015.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. В. Сухов,
Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев.*