

О. О. Хомінич, Д. М. Зінченко

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ІЗ ЗАМКНЕНОЮ ПРОСТОРОВОЮ СХЕМОЮ НА ТРАНСПОРТНУ ЕФЕКТИВНІСТЬ

Вступ

Дослідження перспективних схем літальних апаратів (ЛА) показали, що поряд зі схемами, що стали класичними, в найближчі роки практичний інтерес для певних сфер використання представлятимуть нові, нетрадиційні компоновки літаків [2]. Серед них з точки зору можливості досягнення високої вагової досконалості і характеристик жорсткості конструкції чималий інтерес викликають літаки із замкненими просторовими системами крил [3]. Літаки таких схем пропонувалися, патентувалися і будувалися, як в 20 – 40 роки ХХ століття, так і в наш час.

Літак із замкненою аеродинамічною поверхнею можна розглядати як літак з тандемними крилами, що мають форму ромба в плані і при вигляді спереду (рис. 1). При цьому ЛА з такою схемою можна розглядати в двох варіантах [3], [6]:

- з так званим позитивним виносом крила (передня половина зі звичайною стрілоподібністю закріплена на фюзеляжі в більш високій точці, ніж задня) (рис. 1, *a*);
- з так званим негативним виносом (схема Волковича), коли передня половина закріплена нижче задньої (рис. 1, *б*).

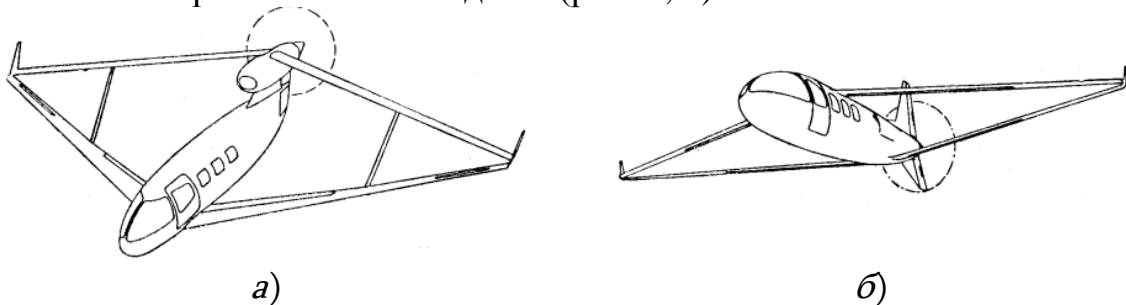


Рис. 1. Варіанти замкнених аеродинамічних поверхонь з позитивним (*a*) і негативним (*б*) виносом крила

В силу особливостей схеми, можна очікувати від її застосування ряду переваг [3], [6]:

- зменшення маси літака як за рахунок несучих поверхонь (обидва крила створюють позитивну підйомну силу), так і за рахунок фюзеляжу через додаткові опори, що зменшують згинальні моменти в крилах і фюзеляжі;

- збільшення аеродинамічної якості за рахунок зниження індуктивного опору, можливості збільшувати подовження крила за рахунок виграшу в масі;
- збільшення швидкості польоту в результаті застосування більш тонкого крила;
- збільшення жорсткості крила (закручуванню одного крила перешкоджатиме вигин іншого крила);
- збільшення дальності польоту чи комерційного навантаження за рахунок збільшення аеродинамічної якості і застосування більш легкого планера.

Найбільш гострими є такі **проблеми дослідження**:

- в даний час не знайдені раціональні співвідношення геометричних параметрів конструкції, що здатні забезпечити характеристики аеродинаміки, міцності та керованості, що перевершують в сукупності аналогічні дані для літаків зі стандартною аеродинамічною схемою;
- недостатньо інформації про вплив способів сполучення несучих поверхонь ЛА замкненої просторової схеми на аеродинамічні характеристики та транспортну ефективність ЛА.

Постановка задачі

Актуальність роботи визначається в знаходженні раціонального компонування рішення конструкції ЛА із замкненою просторовою схемою, що дозволить забезпечити виконання цільової функції ЛА з більшою ефективністю в порівнянні з ЛА класичної схеми.

Метою наукової роботи є дослідження ефекту впливу типу спряження крил замкненої просторової схеми, аеродинамічних характеристик та транспортної ефективності ЛА та розробка методичних рекомендацій, що дозволять виконати аеродинамічне проектування нових компонок ЛА із замкненою просторовою схемою.

Наукова новизна виконаних досліджень визначена необхідністю дослідження способів сполучення несучих поверхонь ЛА замкненої просторової схеми та визначення впливу основних параметрів компонування на аеродинамічні характеристики та потребою у вдосконаленні науково-методичного апарату, що дозволяє виконати аеродинамічне проектування нових компонок ЛА із замкненою просторовою системою крил.

Розрахункова модель

В роботі, для визначення особливостей аеродинаміки даної схеми ЛА, за допомогою панельно-вихрового методу симетричних особливостей (PANSIM) [5] виконано розрахунок і оцінка компонок ЛА замкненої просторової схеми з різними типами сполучення несучих поверхонь.

В якості прототипу взято ЛА А-20, схема якого зображена на рис. 2:

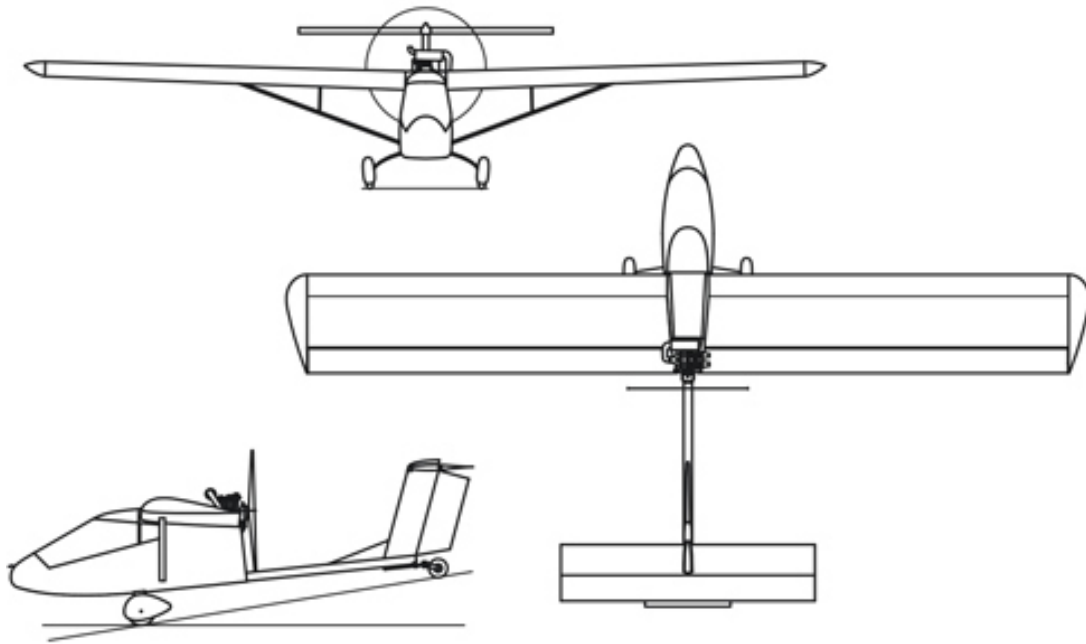


Рис. 2. Схема ЛА А-20

Необхідні вихідні данні ЛА А-20 для розрахунку приведені нижче в табл. 1. [5]

Таблиця 1.

Необхідні вихідні данні ЛА А-20

Найменування параметру	Значення
Площа крила $S_{кр}$, м ²	15,9
САХ крила $b_{САХ}$, м	1,4
Розмах крила $l_{кр}$, м	11,4
Профіль крила	РЗ-15
Кут установки крила $\varphi_{кр}$, °	5
Площа міделю фюзеляжу $S_{мід}$, м ²	0,834

Критерії оцінки компоновки ЛА

Для оцінки транспортної ефективності розрахункових моделей запропоновані критерії оцінки:

- Максимальне значення параметра $\left(K/\sqrt{c_y}\right)_{\max}$ і відповідне йому максимально вигідне значення c_{yHB} – значення, яке відповідає максимальній дальності при польоті по прямій.
- Дальність, яку пролітає ЛА на ділянці прямолінійного сталого руху, в загальному випадку може бути визначена за формулою Бреге [4]:

$$L = \frac{3,6}{g} \int_{m_2}^{m_1} \frac{KV}{c_R} \frac{dm}{m} = 3,6 \frac{KV}{c_R} \ln \frac{1}{1 - \xi_T}, \quad (1)$$

де коефіцієнт 3,6 використовується для переведення розмірності швидкості з м/с в км/год.; m_1 та m_2 – маса літака відповідно на початку і кінці розглянутої ділянки, кг; g – прискорення вільного падіння, м/с²; K – аеродинамічна якість; V – швидкість польоту літака, м/с; c_R – питома витрата палива в кілограмах за одну годину на один ньютон тяги кг/(Н·год.); $\xi_T = m_T/m_1$ – коефіцієнт відносного запасу палива.

Швидкість горизонтального польоту на ділянці прямолінійного сталого руху може бути записана у вигляді [1]:

$$V = \sqrt{\frac{2m}{\rho_0 S_{кр} c_y}}, \quad (2)$$

де m – маса літака, кг;

ρ_0 – щільність повітря біля землі, кг/м³;

$S_{кр}$ – площа крила, м²;

c_y – коефіцієнт підйомної сили.

Замінивши постійні величини параметром $A = \sqrt{\frac{2m}{\rho_0 S_{кр}}}$ маємо:

$$V = A \frac{1}{\sqrt{c_y}}. \quad (3)$$

Підставляючи (3) в (1) і замінивши постійні величини параметром B маємо критерій оцінки:

$$L = B \frac{K}{\sqrt{c_y}},$$

$$\text{де } B = \frac{3,6}{g c_R} \sqrt{\frac{2m}{\rho_0 S_{кр}}} \ln \frac{1}{1 - \xi_T}.$$

З цього випливає, що максимальна дальність L_{\max} , яку пролітає літак на ділянці прямолінійного сталого руху для певної конструкції ЛА і обраного типу двигуна буде забезпечена з умови $\left(\frac{K}{\sqrt{c_y}} \right)_{\max}$.

Максимальне значення аеродинамічної якості K_{\max} – максимум графіка залежності $K = f(c_y)$ і відповідне йому оптимальне значення $c_{y\text{опт}}$.

Так як тяга двигуна безпосередньо визначає потрібний рівень витрати палива, то значення K_{\max} безпосередньо визначає тривалість польоту.

Потрібна тяга двигуна літака на ділянці прямолінійного сталого руху може бути записана у вигляді [1]:

$$P_n = \frac{m}{K}. \quad (4)$$

З формули видно, що мінімальна потрібна тяга літака на ділянці прямолінійного сталого руху досягається при максимальній аеродинамічній якості K_{\max} .

Планування експерименту

На даному етапі дослідницької роботи зі схеми ЛА А-20 розроблена компоновка крило + фюзеляж (рис. 3), а далі – розрахункові моделі ЛА із замкненою просторовою системою крил різних компоновок (рис. 4 рис. 6).

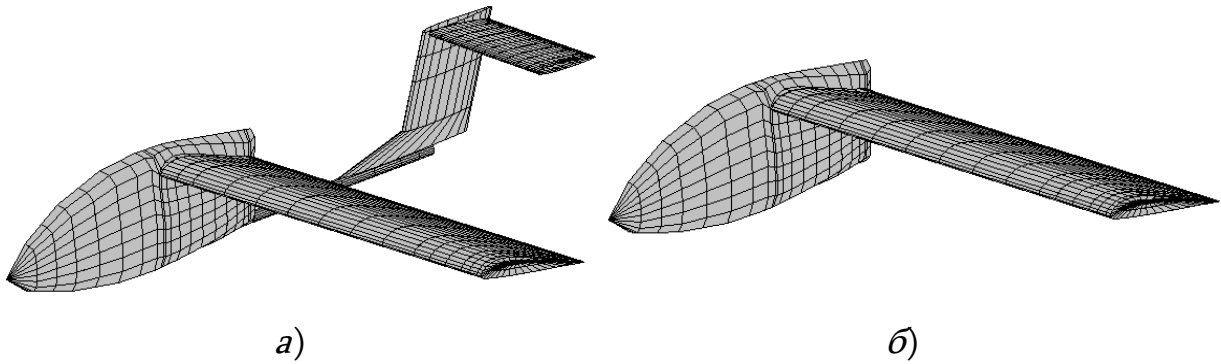


Рис. 3. Розрахункові моделі базової схеми ЛА А-20 (а) і компоновки крило + фюзеляж (б)

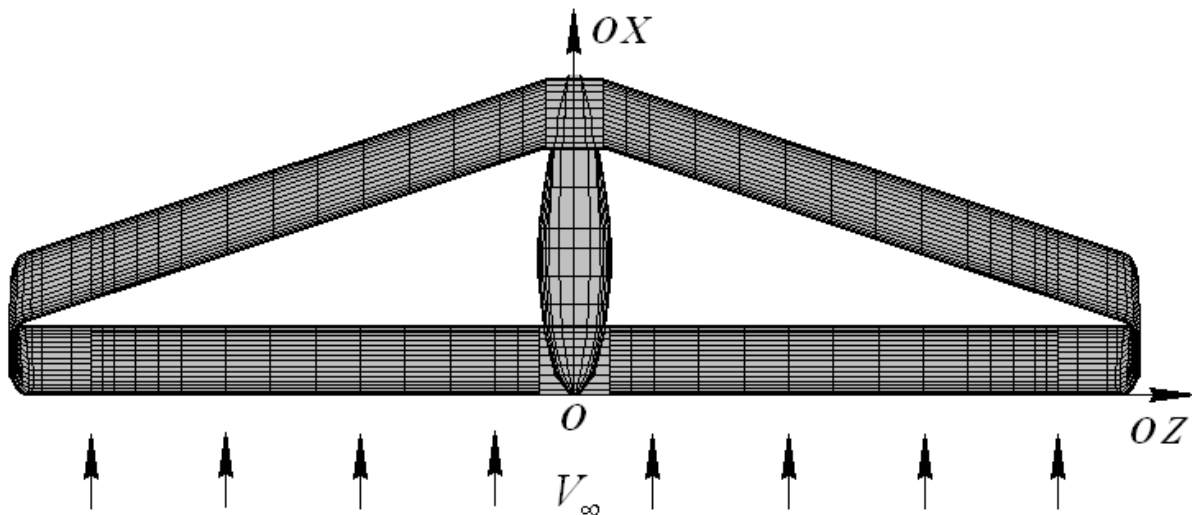


Рис. 4. Вигляд в плані розрахункової моделі ЛА із замкненою просторовою схемою (компоновка $\chi_{л.кр.} = 0^\circ$, $\chi_{з.кр.} = -25^\circ$)

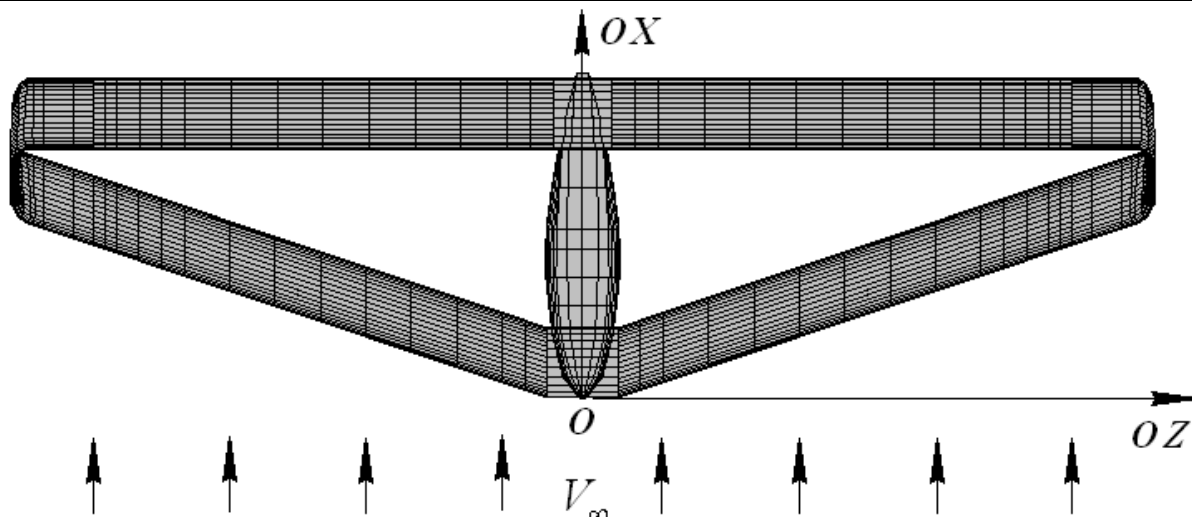


Рис. 5. Вигляд в плані розрахункової моделі ЛА із замкнутою просторовою схемою (компоновка $\chi_{н.кр.} = 25^\circ$, $\chi_{з.кр.} = 0^\circ$).

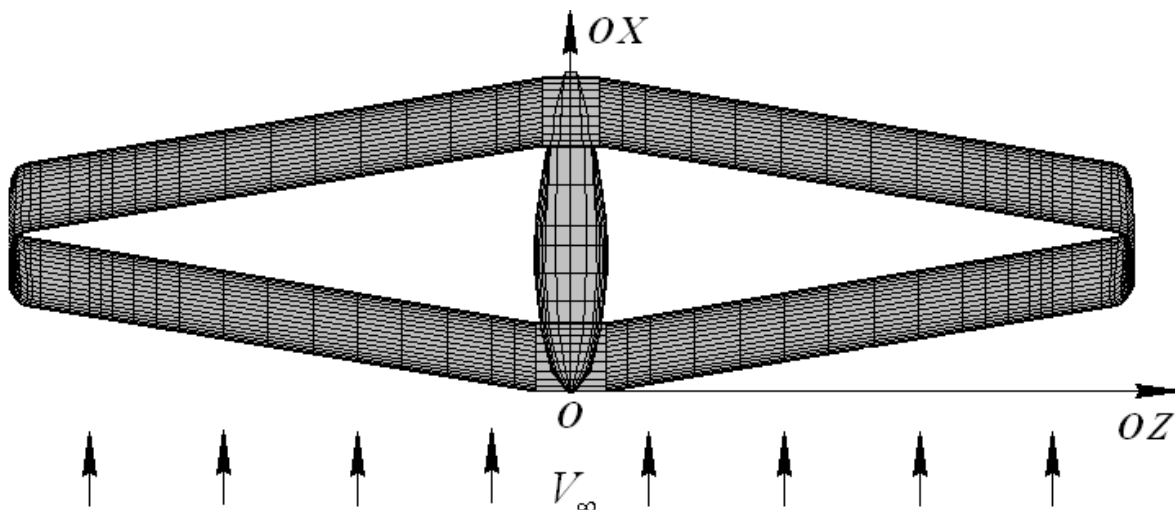


Рис. 6. Вигляд в плані розрахункової моделі ЛА із замкнутою просторовою схемою (компоновка $\chi_{н.кр.} = 13^\circ$, $\chi_{з.кр.} = -13^\circ$)

Для кожної з 5 компоновок ЛА із замкнутою просторовою схемою був визначений вплив відносної координати $y_{відн.}$ (рис. 7) та кута V-подібності переднього крила $\psi_{н.кр.}$, як функції $\psi_{н.кр.} = f(y_{відн.})$ на транспортну ефективність ЛА $(K/\sqrt{c_y})_{\max}$ (рис. 8) і відповідне їй вигідне значення $c_{y_{HB}}$ (рис. 9); на максимальне значення аеродинамічної якості K_{\max} (рис. 10) і відповідне йому оптимальне значення $c_{y_{opt}}$ (рис. 11).

Відносна координата $y_{відн.}$ знайдена за наступним співвідношенням:

$$y_{відн.} = \frac{y}{b_{САХ}}, \quad (6)$$

де y – геометрична відстань між переднім і заднім крилом, м;

$b_{САХ}$ – середня аеродинамічна хорда крила ЛА, м.

Вихідні данні ЛА із замкненою просторовою схемою для розрахунку приведені нижче в табл. 2:

Таблиця 2.

Вихідні данні ЛА із замкненою просторовою схемою

Найменування параметру	Значення
Площа переднього і заднього крила $S_{кр}$, м ²	7,98
САХ переднього і заднього крила $b_{САХ}$, м	0,7
Розмах переднього і заднього крила $l_{кр}$, м	11,4
Профіль переднього і заднього крила	P3-15
Кут установки переднього і заднього крил $\varphi_{кр}$, °	5
Площа міделю фюзеляжу $S_{мід}$, м ²	0,834
Положення центроплану зад. кр. по осі OX $X_{з.кр.}$, м	2,539
Положення центроплану зад. кр. по осі OY $Y_{з.кр.}$, м	0,854
Кут V-подібності заднього крила $\psi_{з.кр.}$, °	1,1

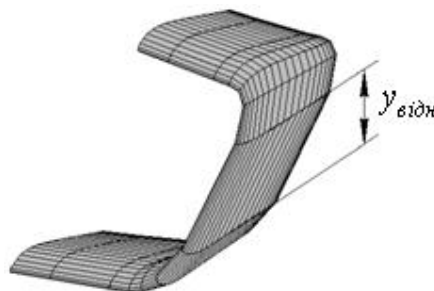


Рис. 7. Закінцівка моделі ЛА із замкненою просторовою схемою

$(y_{відн.})_{\max}$

Для вибору оптимальної компоновки ЛА із замкненою просторовою системою крил доцільно прийняти максимальне значення параметрів $(K/\sqrt{c_y})_{\max}$ та K_{\max} на всьому проміжку відстаней між переднім і заднім крилом ЛА.

Результати експерименту

На даному етапі дослідницької роботи отримані значення основних аеродинамічних характеристик при $M = 0,13$ та $Re = 4,24 \cdot 10^6$.

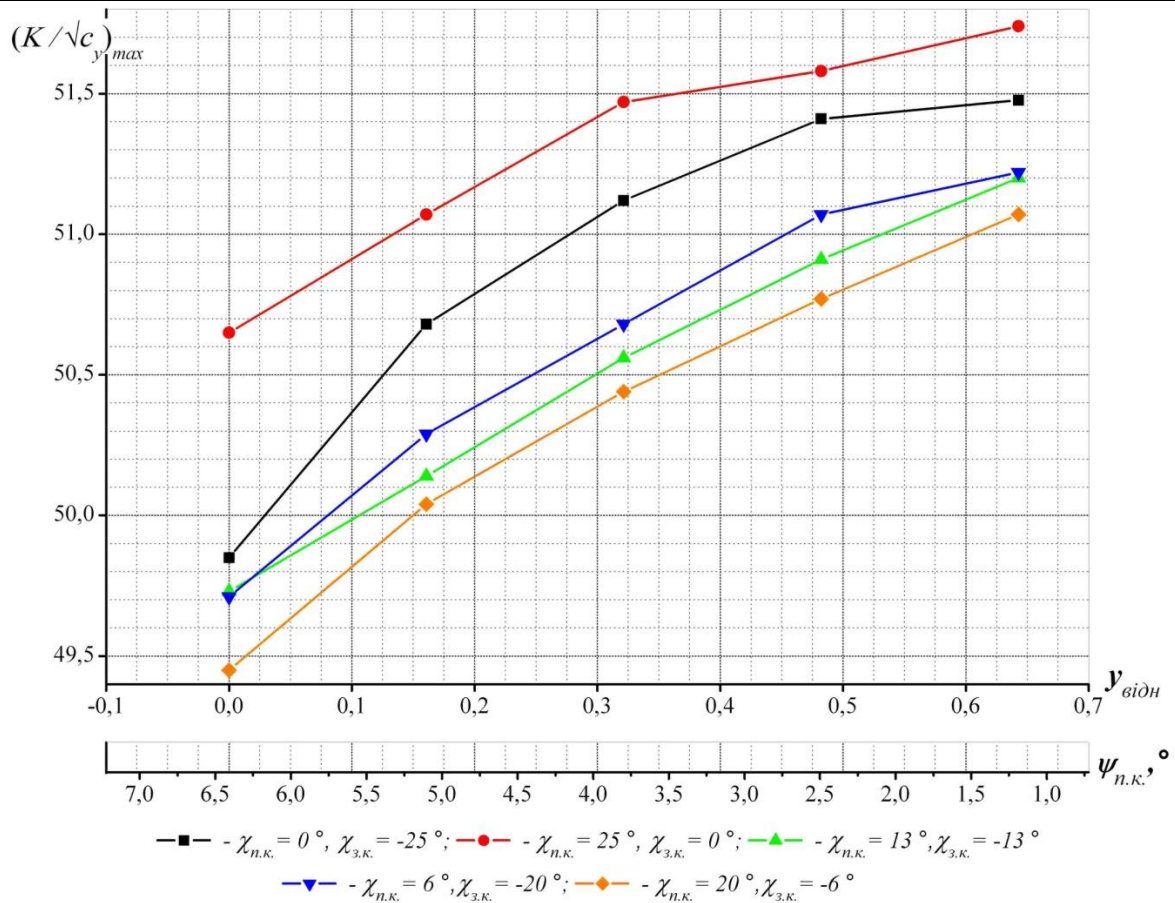


Рис. 8. Графіки залежностей $(K/\sqrt{c_y})_{\max} = f(y_{\text{відн}})$ та $(K/\sqrt{c_y})_{\max} = f(\psi_{n.k.})$

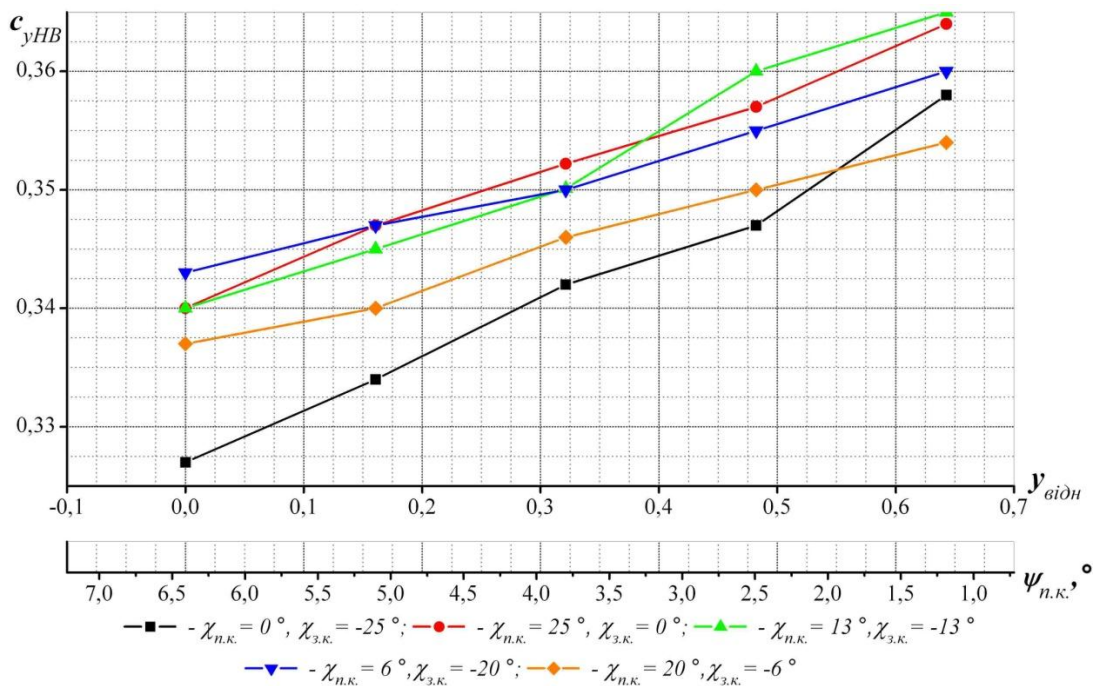


Рис. 9. Графіки залежностей $c_{yHB} = f(y_{\text{відн}})$ та $c_{yHB} = f(\psi_{n.k.})$

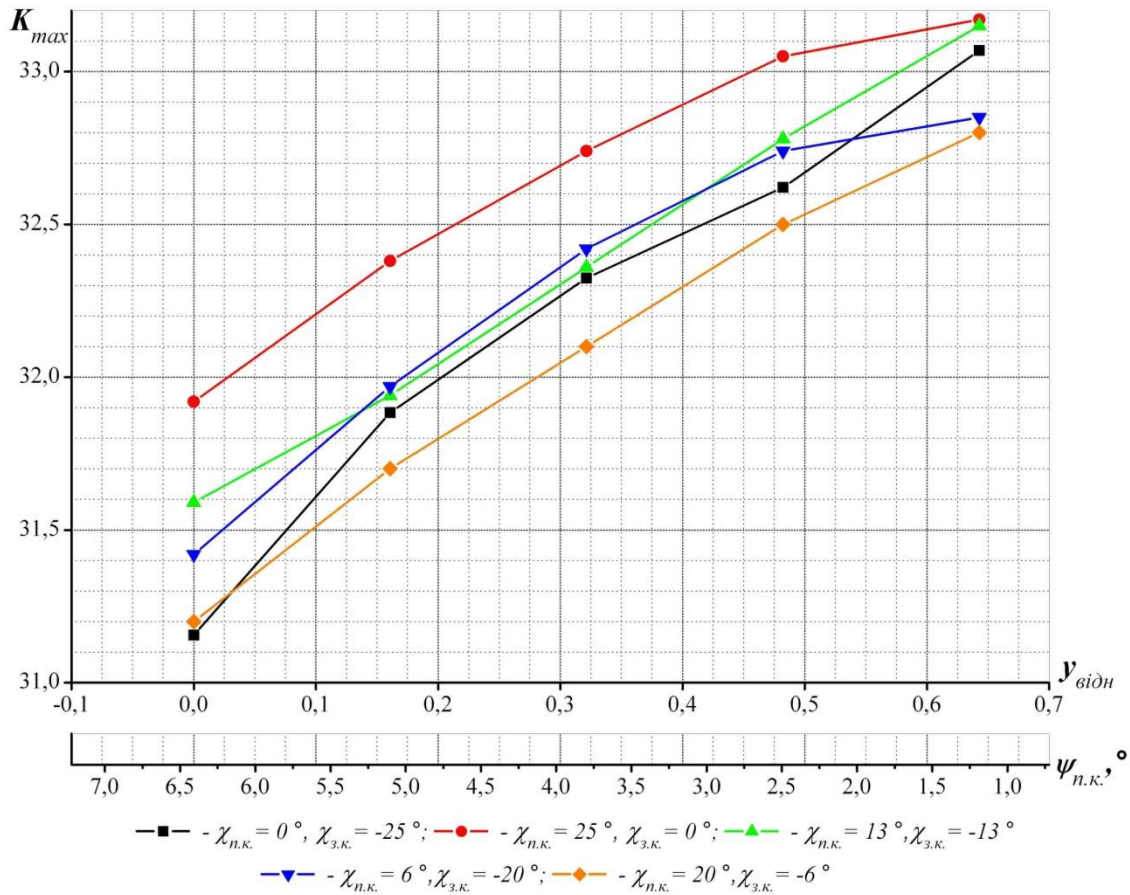


Рис.10. Графіки залежностей $K_{max} = f(y_{відн})$ та $K_{max} = f(\psi_{п.к.})$

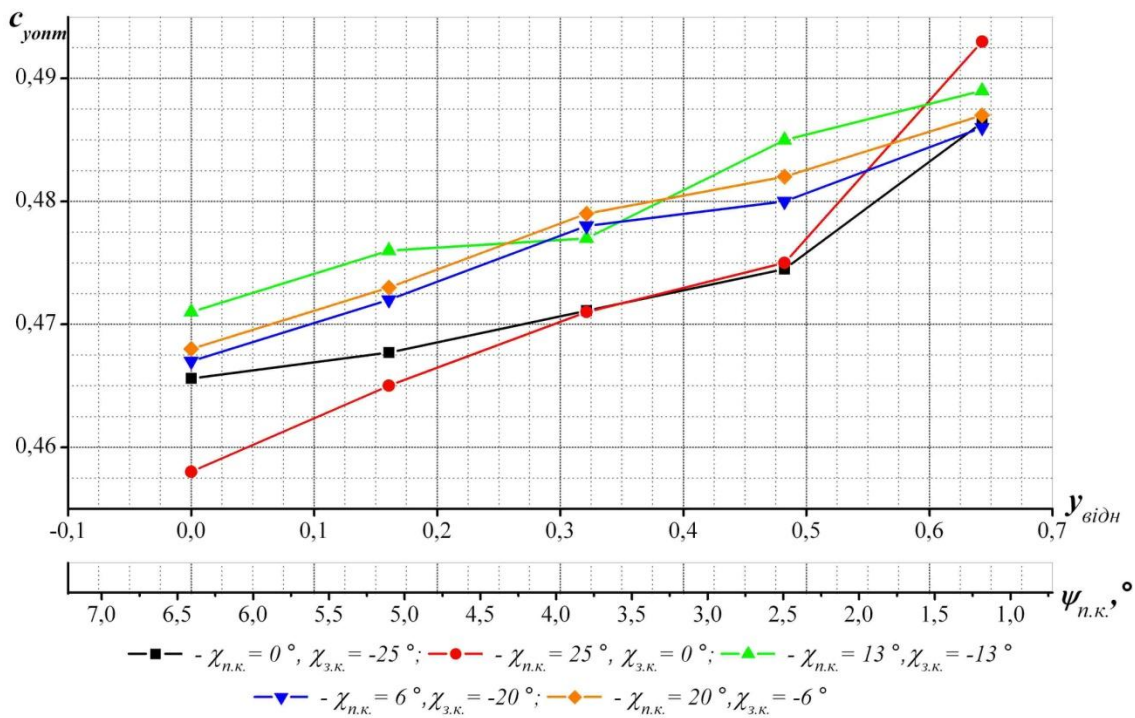


Рис.11. Графіки залежностей $c_{опт} = f(y_{відн})$ та $c_{опт} = f(\psi_{п.к.})$

Висновки

Проведені досліджень дозволяють зробити наступні висновки:

1. Визначено вплив способів сполучення несучих поверхонь ЛА замкненої просторової схеми на транспортну ефективність ЛА.
2. Отримані значення параметрів транспортної ефективності $\left(K/\sqrt{c_y}\right)_{\max}$, та аеродинамічної якості K_{\max} ЛА замкненої просторової схеми, які наочно демонструють переваги компоновки ЛА із заднім прямим крилом ($\chi_{п.кр.} = 25^\circ$, $\chi_{з.кр.} = 0^\circ$) в порівнянні з іншими компоновками на всьому проміжку відстаней між переднім і заднім крилом ЛА.
3. Отримані значення максимальних параметрів транспортної ефективності $\left(K/\sqrt{c_y}\right)_{\max}$ та аеродинамічної якості K_{\max} ЛА замкненої просторової схеми, які демонструють переваги даної компоновки при максимальній відстані $y_{відн.}$ між переднім та заднім крилом ЛА (крила паралельні).
4. Знайдено раціональне конструвальне рішення конструкції ЛА із замкненою просторовою системою крил.

Список використаної літератури

1. *Бадягин А.А.*, Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. — М.: Машиностроение, 1978. — 208 с., ил.
2. *Бауэрс П.* Летательные аппараты нетрадиционных схем: Пер. с англ.-М.: Мир, 1991.-320 с., ил.
3. *Волкович Дж.* Комбинации крыльев прямой и обратной стреловидности [Текст] / Дж. Волкович // Аэрокосмическая техника, № 11, 1986. с. 23-46.
4. *Ударцев Е.П.*, Переверзев А.М., Ищенко С.А. Эксплуатационная Аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. — Киев: КМУГА, 1998 — 136 с.
5. *Зинченко Д.Н.* Методика расчета аэродинамических характеристик самолета с механизированным суперкритическим крылом [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.07.01/ Д. Н. Зинченко. — Киев, 2007. □ 150 с.
6. *Hajela P.*, Chen J. L. Optimum structural sizing of conventional cantilever and joined wing configurations using equivalent beam models. AIAA. Paper № 86-2653.