

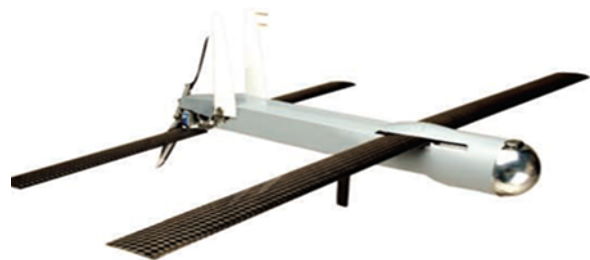
ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КУТА ПОПЕРЕЧНОГО V КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ СХЕМИ «ТАНДЕМ»

Вступ

Останнім десятиріччям розповсюдження серед малих безпілотних літальних апаратів (БпЛА), особливо тих, що розкладаються після старту набула схема «тандем»[1] (рис. 1.).



“Switchblade” (США, 2009)



Coyote (Великобританія, 2000)



“Piranha” (США)



“Сокіл–2” (Україна, 2011)

Рис. 1. Сучасні малі БЛА схеми «тандем»

При цьому аеродинаміка схеми «тандем» досліджена в значно меншій мірі, ніж традиційної схеми. Зокрема, викликає зацікавленість вплив кута поперечного V одного з крил на максимальну аеродинамічну якість літального апарату. На якісному рівні відомі рекомендації по створенню та проекти літальних апаратів (рис. 2.), але чисельних оцінок у відкритих джерелах знайти не вдалося [2].

Вплив кута поперечного V для схеми «тандем» має відношення до індуктивного опору, який залежить від взаємного розташування вільних вихорів, що сходять з обох крил. Зміна кута поперечного V на відміну від зміни поперечного інтервалу між несучими поверхнями не лише змінює відстань між крилами, але й проєкцію вільного вихору переднього крила

на заднє крило (рис. 3.). Таким чином, відбувається перерозподіл циркуляції по задньому крилу та зміна індуктивного опору компоновки.

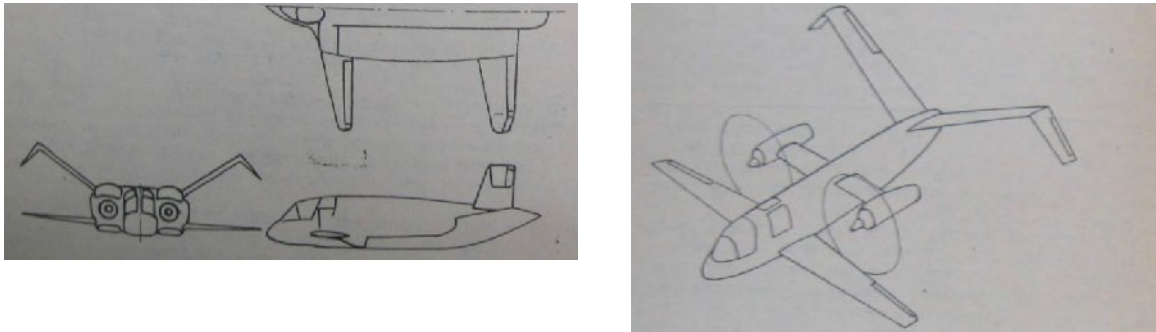


Рис. 2. Проекти літаків схеми «тандем» фірми Воут (США)

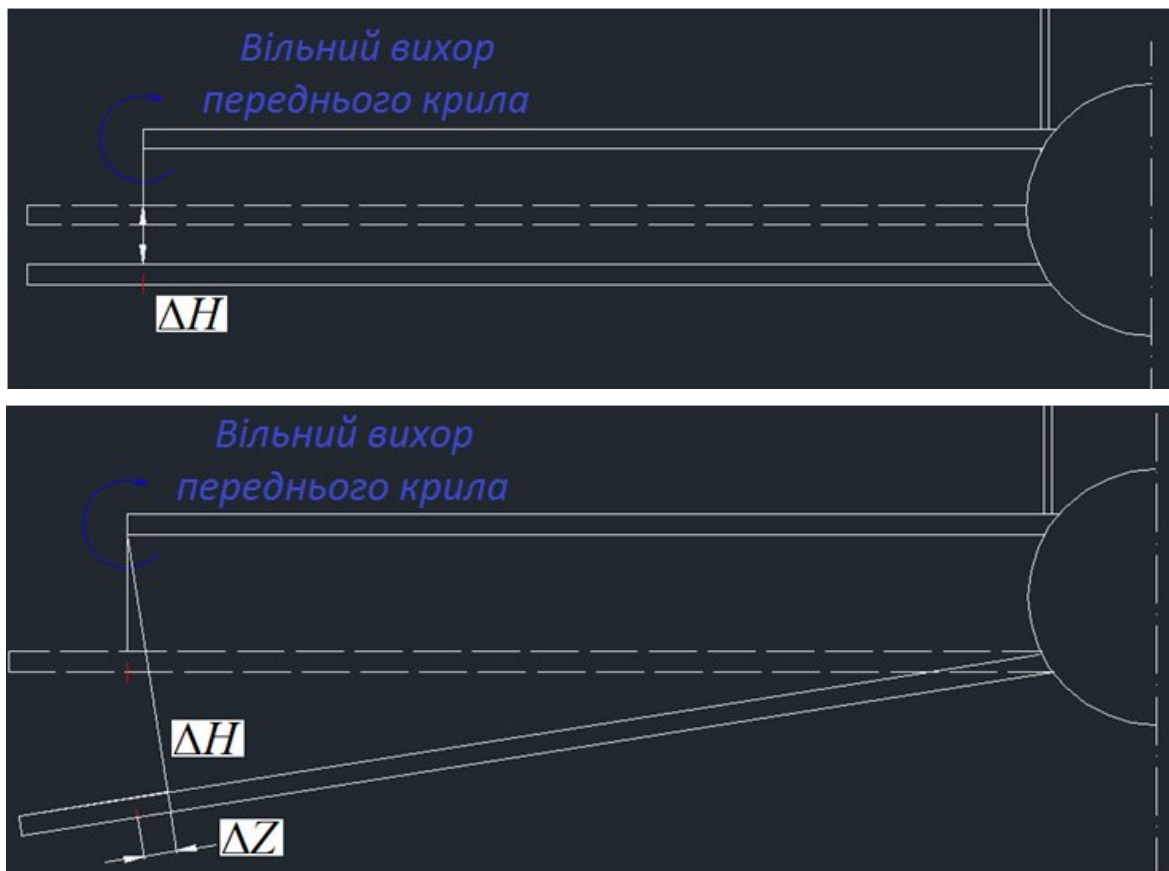


Рис. 3 Збільшення вертикального інтервалу та зміна кута поперечного V

Постановка задачі

З метою визначення впливу кута поперечного V були проведені експериментальні дослідження в аеродинамічній трубці АТ-1 ГП «Антонов». З конструктивних міркувань варіювався кут поперечного V лише заднього крила (на передньому крилі розташовувались державки). Також змінювалось повздожнє винесення крила (390, 490 й 590 мм) та

розмах переднього (1050, 1450 мм) та заднього (1170, 1570 мм) крил (рис. 4, рис. 5.). Прийняті позначення компоновок 1–1 (обидва крила малого розмаху), 1-2 (лише заднє крило збільшеного розмаху), 2–1 (лише переднє крило збільшеного розмаху), 2–2 (обидва крила великого розмаху).

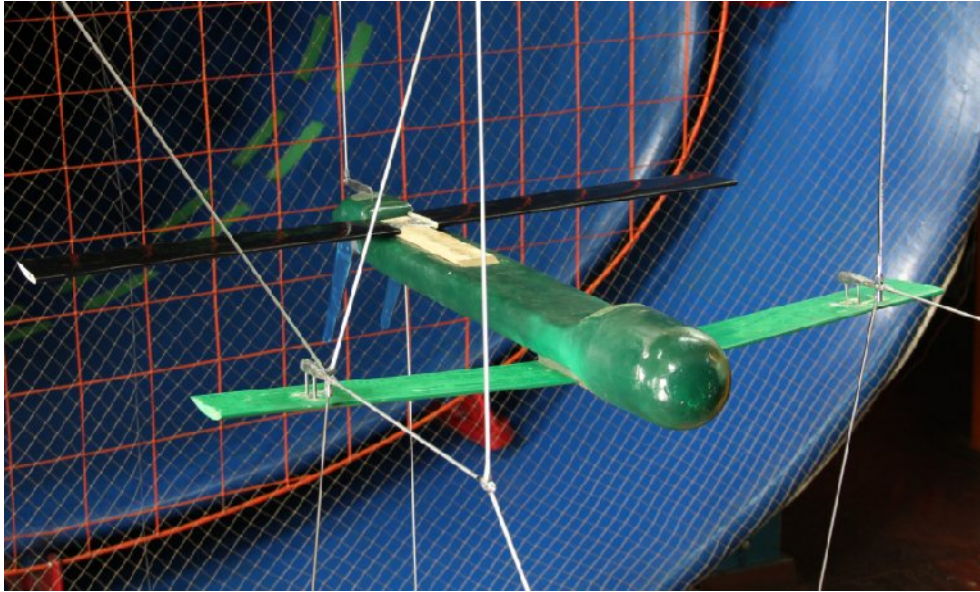


Рис. 4. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1 - 1, кут поперечного $V \psi=0^\circ$, винесення крила $x_{зк}=590$ мм

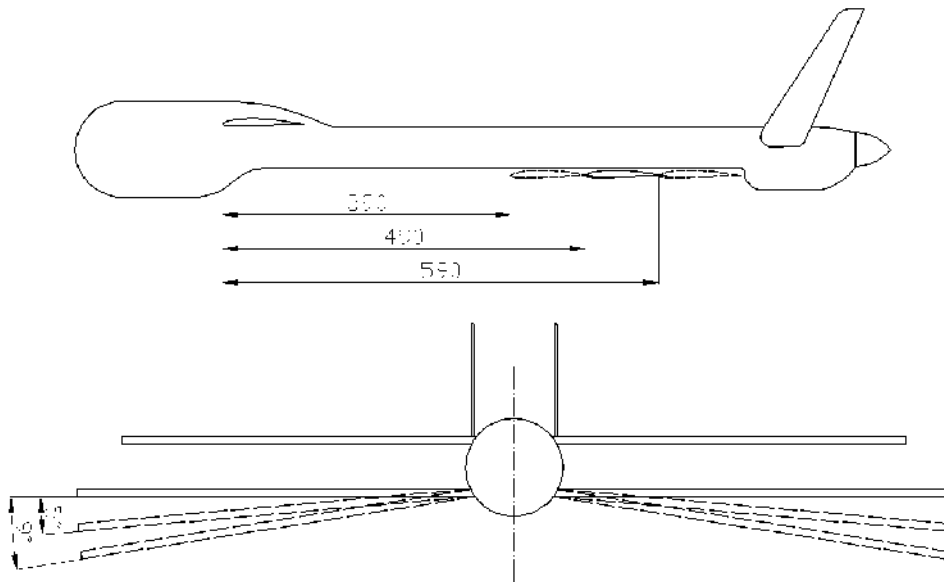


Рис. 5. Схема моделі з різними положеннями заднього крила: компоновка 1 – 1, винесення крила $x_{зк}=390$ мм; 490 мм; 590 мм, кут поперечного $V \psi = 0^\circ; 5^\circ; 9^\circ$

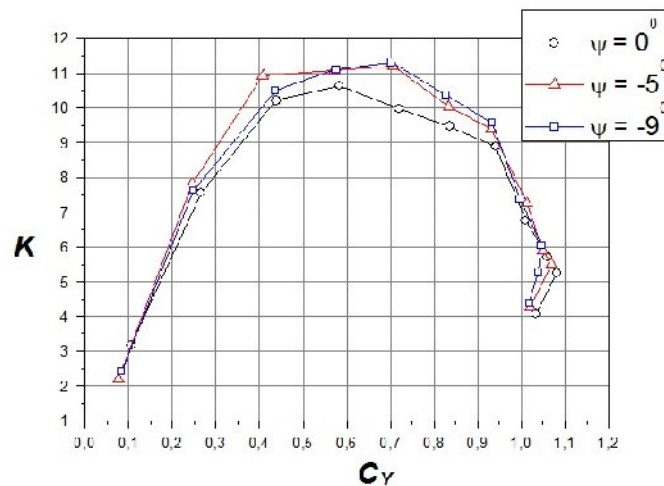
Надалі для фіксованих розмахів крил та повздовжнього винесення крила вводиться поняття *ефективності* поперечного V заднього крила – як

похідної від максимальної аеродинамічної якості за малим від'ємним ($-9^\circ \leq \psi \leq 0^\circ$) кутом поперечного V заднього крила.

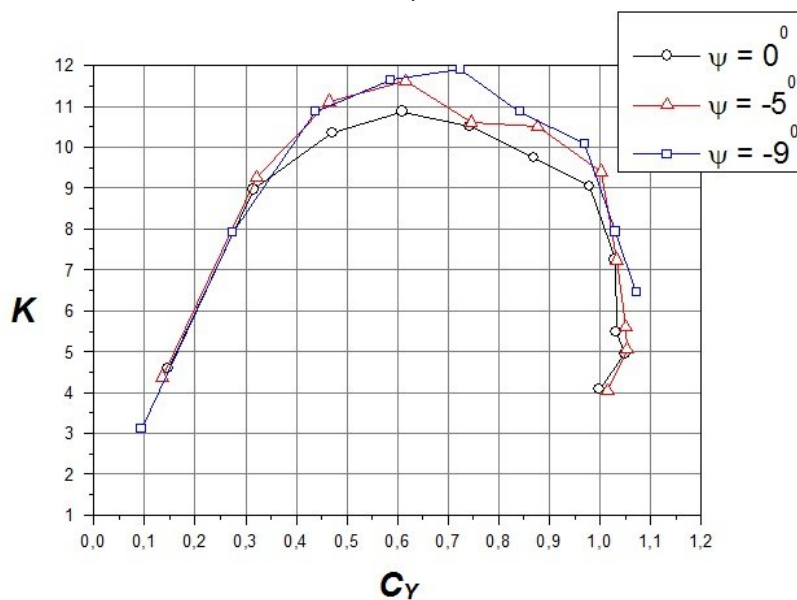
Результати дослідження

Для компоновки 1-1 зменшення кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ призводить до приросту максимальної аеродинамічної якості та зниженню максимального коефіцієнта підйомної сили (рис. 6.):

- для $x_{3K}=390$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 0,7$ та $\Delta C_{Ymax} \approx -0,03$ (з 1,08 до 1,05);
- для $x_{3K}=490$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 0,75$ та $\Delta C_{Ymax} \approx -0,02$ (з 1,07 до 1,05);
- для $x_{3K}=590$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 1,05$ та $\Delta C_{Ymax} \approx 0$ (близько 1,05).



a)



b)

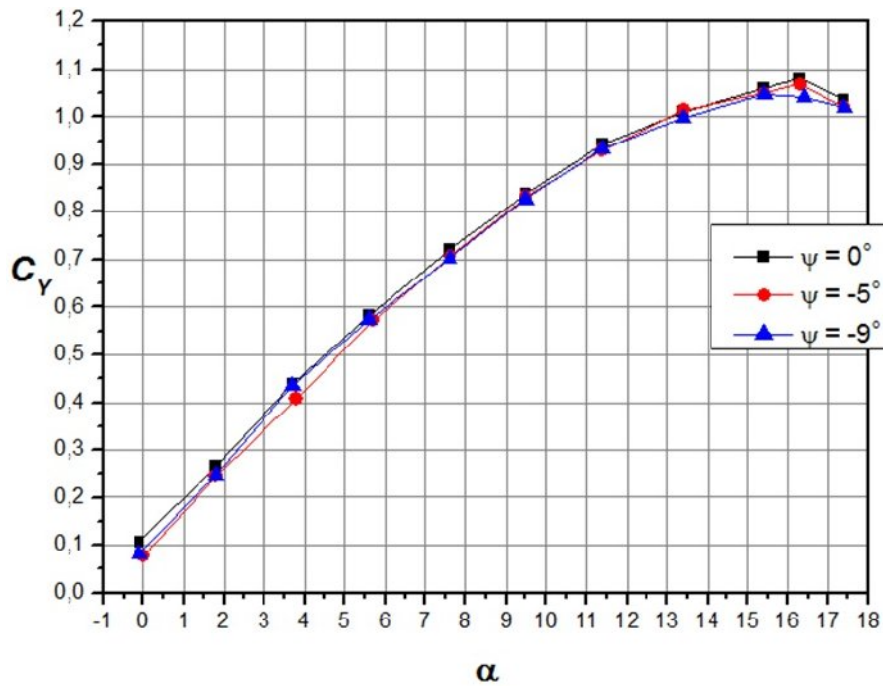
Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили: компоновка 1 – 1, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (a) і $x_{3K}=590$ мм (б)

Окрім того, поява від'ємного кута поперечного V підвищує похідну коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки (рис. 7.).

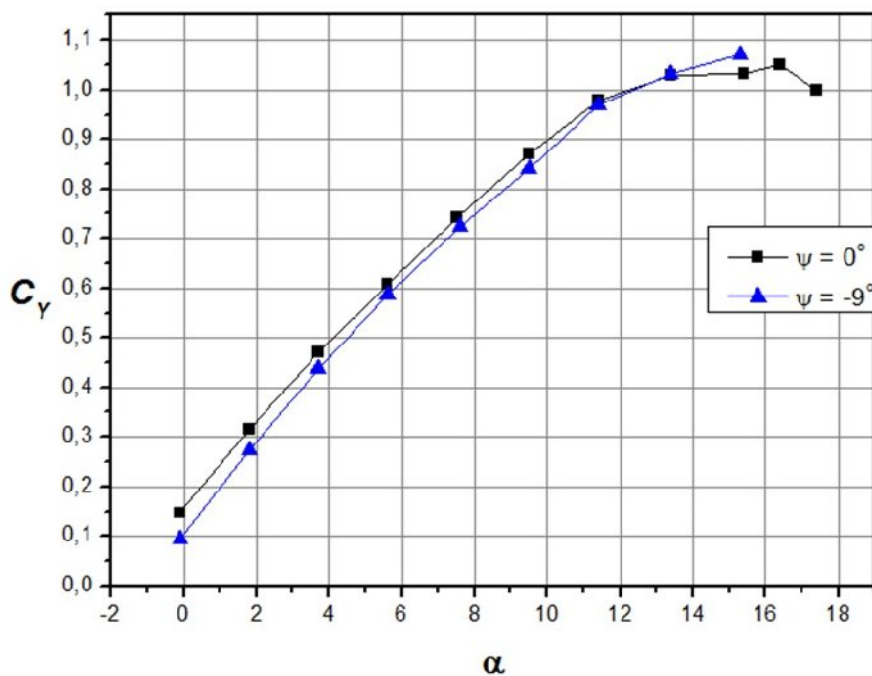
– для $x_{3K}=390$ мм от $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ с $C_Y^\alpha = 0,080$ до $C_Y^\alpha = 0,082$;

– для $x_{3K}=490$ мм от $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -5^\circ$ с $C_Y^\alpha = 0,0725$ до $C_Y^\alpha = 0,075$;

– для $x_{3K}=590$ мм от $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ с $C_Y^\alpha = 0,071$ до $C_Y^\alpha = 0,0745$.



a)

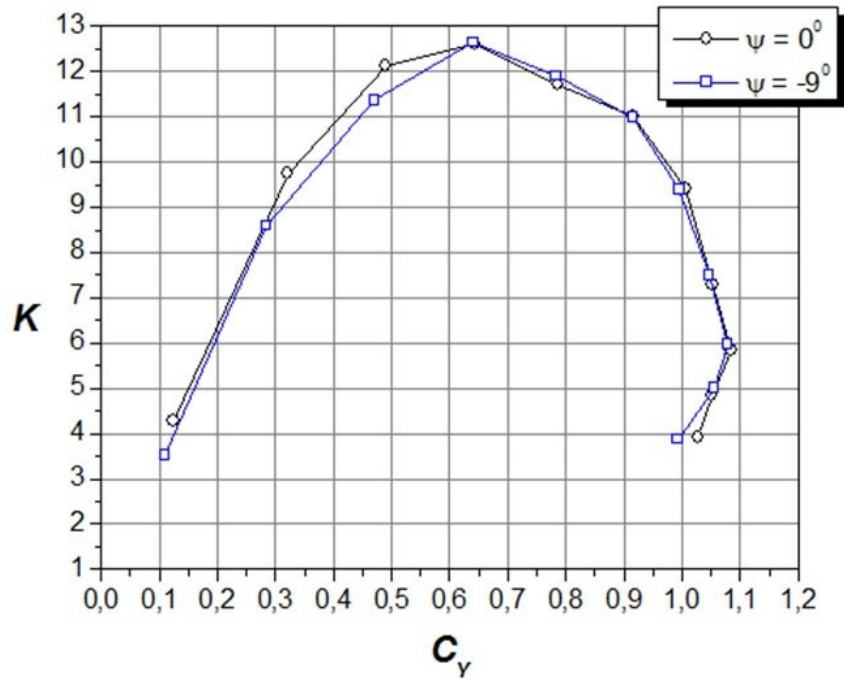


b)

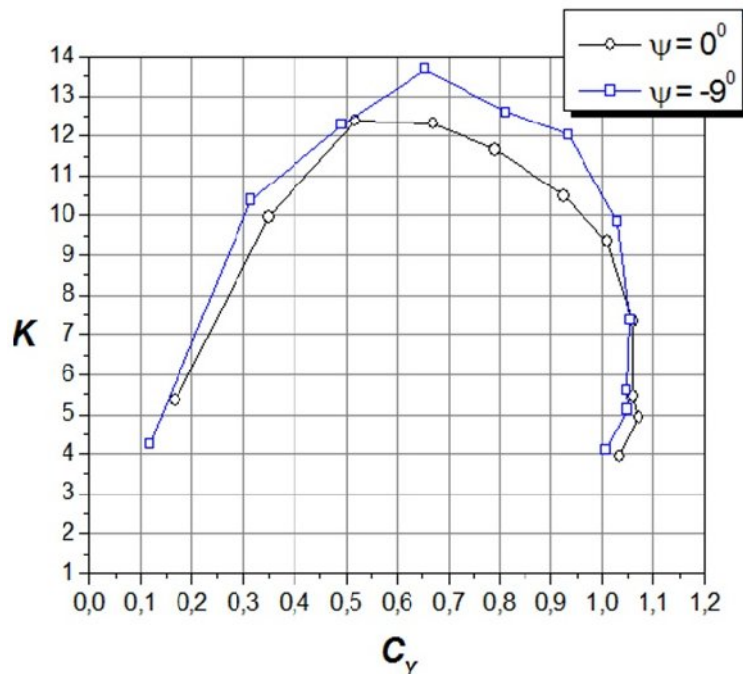
Рис. 7. Залежності $C_Y(\alpha)$, компоновка 1 – 1, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (a) та $x_{3K}=590$ мм (б)

Для компоновки 2–2 зменшення кута поперечного V заднього крила від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ має наслідком аналогічні зміни характеристик (рис. 8. і рис. 9.):

- для $x_{3K}=390$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 0,0$, $\Delta C_Y^\alpha = 0,006$ та $\Delta C_{Ymax} \approx 0$;
- для $x_{3K}=590$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 1,25$, $\Delta C_Y^\alpha = 0,014$ та $\Delta C_{Ymax} \approx -0,01$.



a)



б)

Рис. 8. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили: компоновка 2 – 2, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (a) и $x_{3K}=590$ мм (б)

Для компоновки 1–2 (випробування у вузькому діапазоні кутів атаки) зменшення кута поперечного V призводить до зміни характеристик (рис. 10. й рис. 11.):

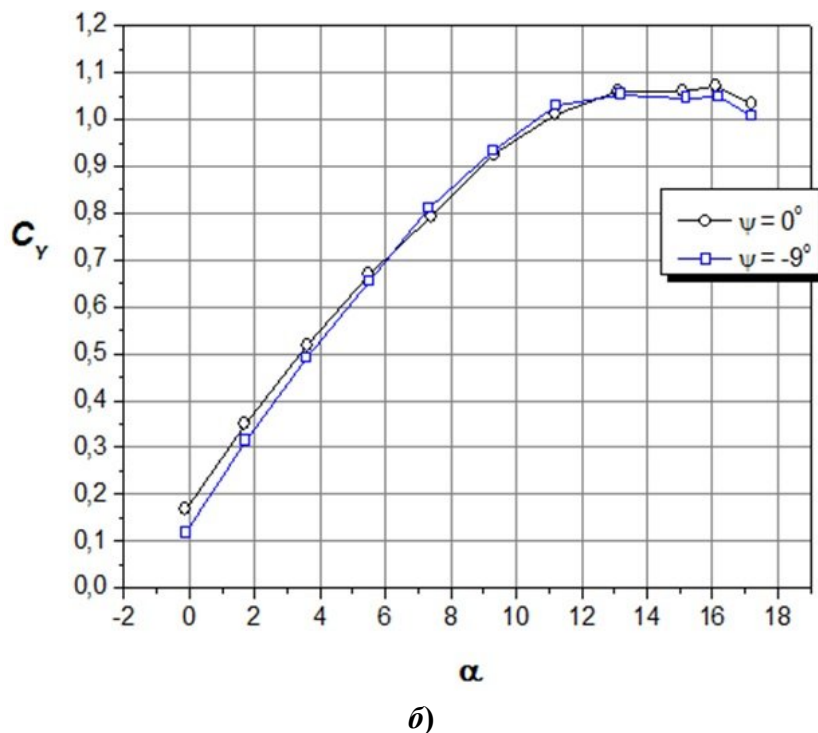
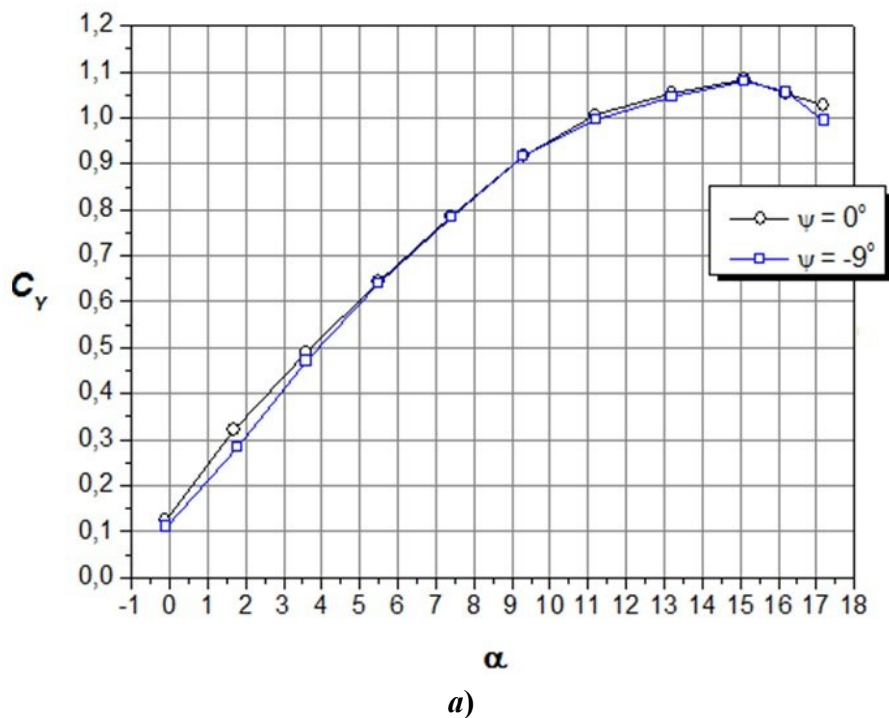
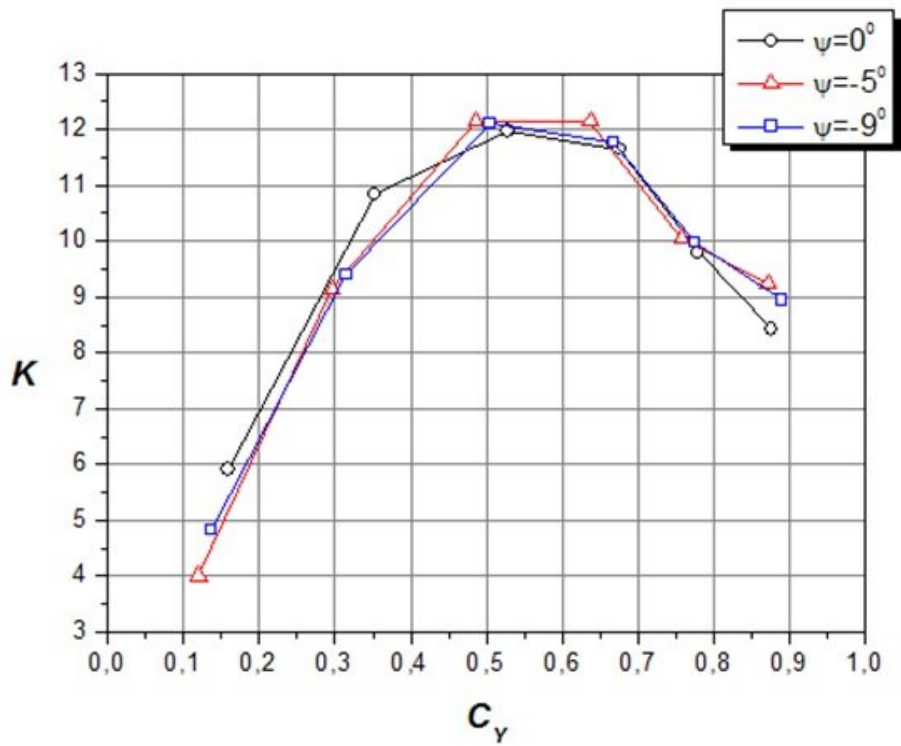


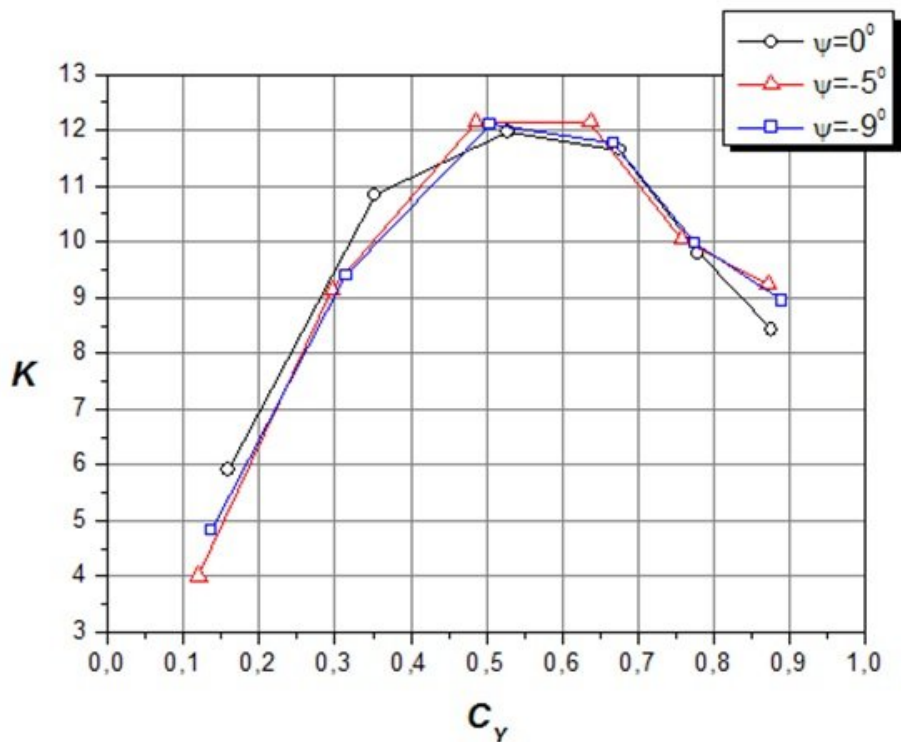
Рис. 9. Залежності $C_Y(\alpha)$, компоновка 2 – 2, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (а) та $x_{3K}=590$ мм (б)

- для $x_{3K}=390$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ – на $\Delta K_{max} \approx 0,15$ (в межах точності вимірювання) і $\Delta C_Y^\alpha = 0,008$;
- для $x_{3K}=490$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -5^\circ$ – на $\Delta K_{max} \approx 0,0$ і $\Delta C_Y^\alpha = 0,003$;

– для $x_{3K}=590$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ – на $\Delta K_{max} \approx 1,1$ і $\Delta C_Y^\alpha = 0,008$.



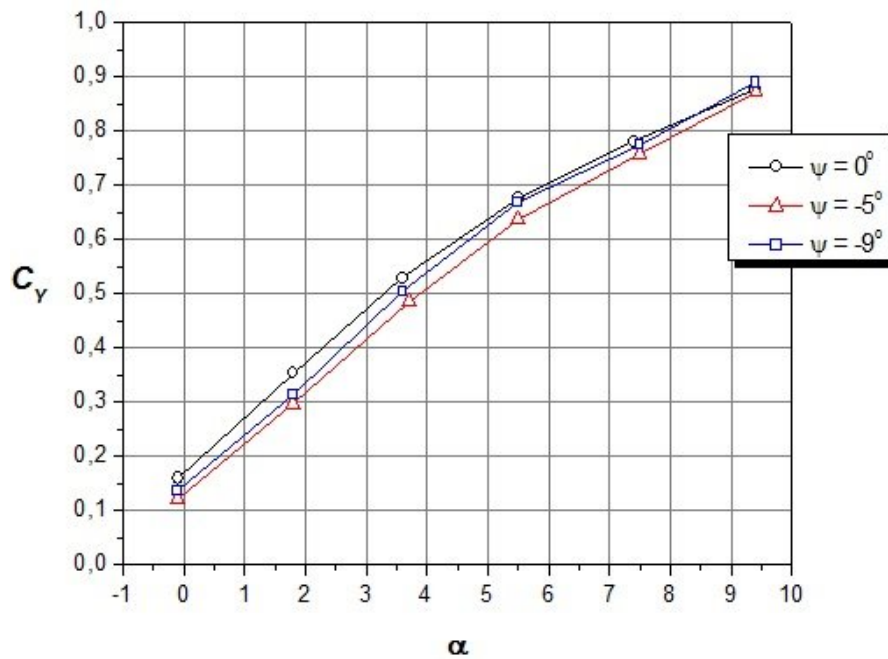
a)



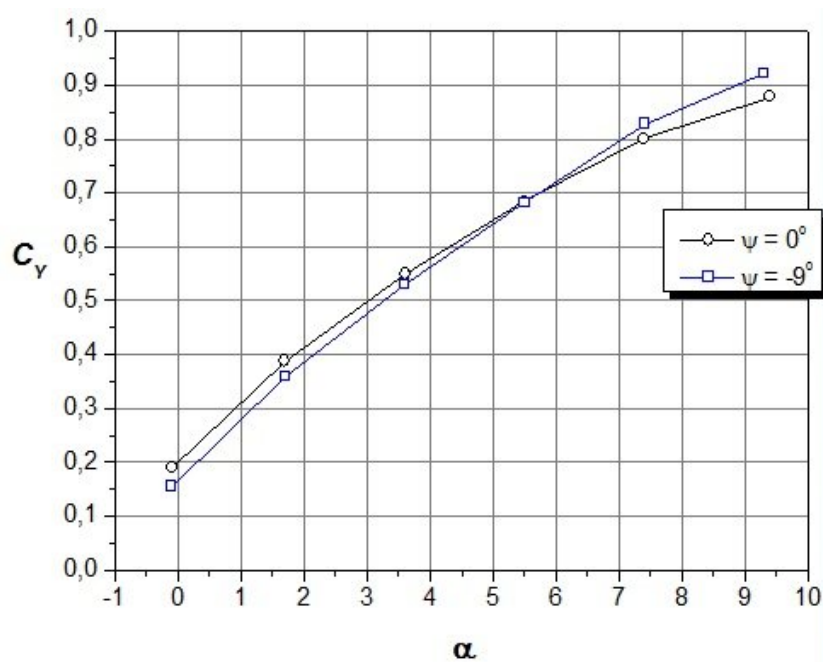
б)

Рис. 10. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили: компоновка 1 – 2, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (a) и $x_{3K}=590$ мм (б)

Отже, для компонок 1–1, 1–2 и 2–2 (в яких розмах заднього крила більше, ніж переднього) ефективність поперечного V заднього крила значно *підвищується* при збільшенні повздовжнього винесення крила.



a)

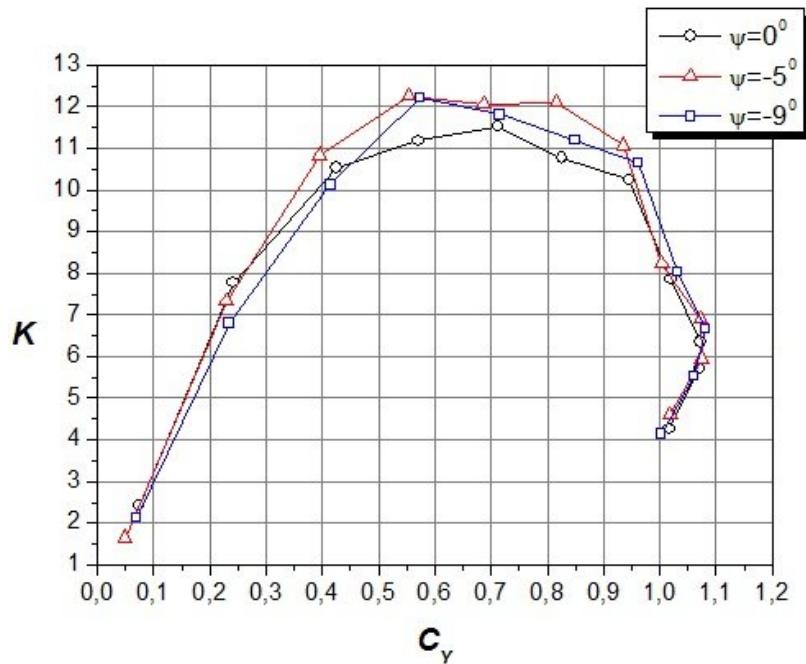


б)

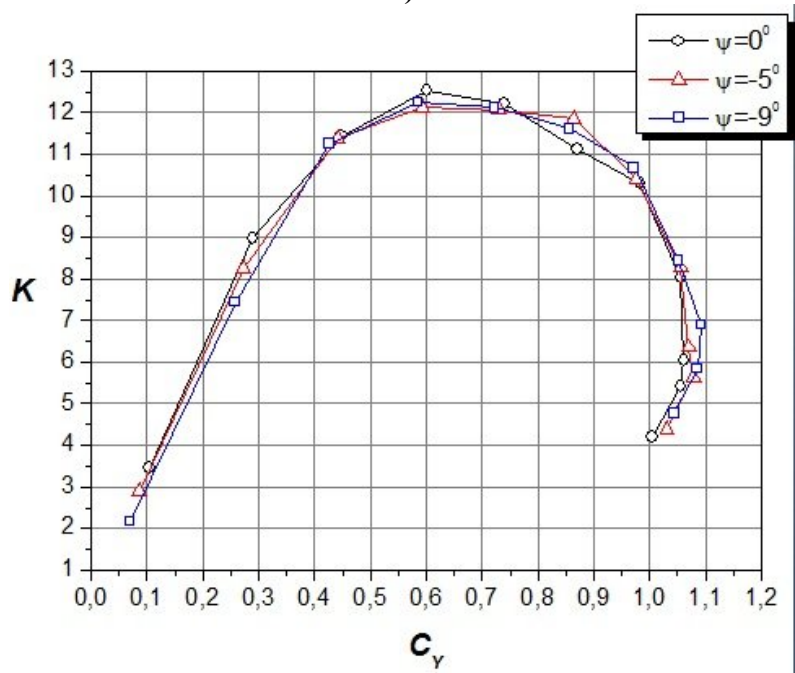
Рис. 11. Залежності $C_Y(\alpha)$, компоновка 1 – 2, винесення крила $x_{zk}=390$ мм (а) та $x_{zk}=590$ мм (б)

Для компоновки 2–1 зменшення кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості та похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, а також зміни максимального коефіцієнта підйомної сили (рис. 12):

- для $x_{3K}=390$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 0,95$, $\Delta C_Y^\alpha = 0,0035$ і $\Delta C_{Ymax} \approx 0$;
- для $x_{3K}=590$ мм – на $\Delta K_{max} \approx 0$, $\Delta C_Y^\alpha = 0,002$ і $\Delta C_{Ymax} \approx +0,03$.



a)



b)

Рис. 12. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили: компоновка 2 – 1, винесення крила $x_{3K}=390$ мм (a) и $x_{3K}=590$ мм (б)

Таким чином, для компоновки 2–1 (розмах переднього крила більше, ніж заднього) на відміну від всіх інших компоновок збільшення повздовжнього винесення крила призводить до *зниження* ефективності поперечного V заднього крила.

Висновки

1) На відміну від традиційної схеми літального апарату, де зміна кута поперечного V мало впливає на аеродинамічну якість, для схеми «тандем» поява кута поперечного V в одного з крил в інтервалі до 9° може призводити до суттєвого ($\Delta K_{max} \geq 1,0$ або близько 10 %) підвищення максимальної аеродинамічної якості літального апарату. При цьому максимальний коефіцієнт підйомної сили незначно зменшується або взагалі не змінюється.

2) Ефективність появи кута поперечного V крила істотно залежить від повздовжнього виносу крила. Якщо розмах заднього крила більше або рівний розмаху переднього (більшість апаратів схеми «тандем»), то збільшення винесення призводить до підвищення ефективності застосування кута поперечного V заднього крила; якщо розмах переднього більше – до зниження ефективності.

3) На підставі результатів експерименту висунута гіпотеза: з точки зору підвищення максимальної аеродинамічної якості використання кута поперечного V ефективно тільки тоді, коли вільні вихори віддалені один від одного настільки, що їх взаємним відштовхуванням можна знехтувати. Якщо ж вони спочатку розташовані близько один до одного, то при появі поперечного V (що звичайно віддаляє вихори) взаємне відштовхування стрімко зменшується (тому вихори намагаються зблизитись). Отже, відстань між вихорами та їх відносне розташування змінюються мало, тому на аеродинамічній якості та підйомній силі літального апарату поява поперечного V позначається слабо.

При вищенаведених викладках необхідно враховувати відмінність форми реальної вихрової системи від теоретичних П-подібних вихорів.

4) Все вищевказане для від'ємного V заднього крила є якісно справедливим і для додатного V переднього крила в силу симетрії фізичної картини взаємної індукції несучих поверхонь в схемі «тандем». Виключенням є підвищення стійкості та зменшення керованості апарату в силу підняття центру тиску. Таким чином, змінюючи поперечне V переднього і/або заднього крил можна досягти бажаних характеристик стійкості/керованості ЛА при підвищенні максимальної аеродинамічної якості.

Список використаної літератури

1. Unmanned Vehicles Handbook 2010 [Text] / Shephard Press Ltd. – Burnham, 2010. – 145 p.
2. Coyote UAS. Block A2 [Електроний ресурс] – Режим доступу: http://www.acrtucson.com/pdf/UAV/coyote/UAV_DataSheet_Coyote-A2_2009Aug.pdf – 19.05.2012.
3. [Piranha Micro Air Vehicle \(MAV\)](http://clmaxengineering.com/PIR01.HTML) [Електроний ресурс] – Режим доступу: <http://clmaxengineering.com/PIR01.HTML> – 19.05.2012.

4. *Шахов В. Г.* Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов // – Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.