

УДК 629.7.016.7

О.Л. Лемко, д-р техн. наук, старш. наук. співроб.

ФОРМУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ОБРИСУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» ЗА КРИТЕРІЄМ МАКСИМАЛЬНОЇ БАЛАНСУВАЛЬНОЇ ЯКОСТІ

Наведено деякі результати досліджень з розробки методології формування аеродинамічного обрису літального апарата "літаюче крило". Показано, що в разі визначеного сполучення аеродинамічних та геометричних параметрів аеродинамічна якість літального апарата «літаюче крило» може бути порівняна з його максимальною аеродинамічною якістю.

Some results of researches on the methodology development for aerodynamic shaping of a "fling wing" unmanned aircraft vehicle are described. It is shown, that for certain combination of aerodynamic and geometric parameters the aerodynamic balancing quality of a "fling wing" aircraft climbs to it's maximal aerodynamic quality.

Вступ

Розвиток безпілотних засобів натеper є однією з найвисокоперспективніших галузей літакобудування у світі, що динамічно розвиваються [1]. Як думають експерти, щорічний обсяг європейського ринку безпілотних літальних апаратів (БЛА) зростає до 2010 р. зі 135 млн до 311,9 млн доларів США.

Безсумнівним є факт, що вихід на світовий ринок БЛА вітчизняної розробки має бути обумовлений оригінальністю аеродинамічного компонування, що мала б незаперечні переваги над традиційними схемами, використовуваними, переважно, для літальних апаратів (ЛА) цього класу.

Постановка завдання

Безпілотні ЛА, побудовані за аеродинамічною схемою «літаюче крило», мають багато переваг над традиційними схемами. Ці переваги обумовлені значним зниженням маси конструкції, аеродинамічного опору і вартості, тому що у ЛА немає фюзеляжу і горизонтального (у деяких випадках і вертикального) оперення. Важливим для бойового БЛА, виконаного за схемою «літаюче крило», є те, що ця схема найбільшою мірою відповідає вимогам технології зниження помітності (STELS).

Однак у ЛА «літаюче крило» утрати балансувальної аеродинамічної якості $K_{\text{бал}}$ унаслідок малого плеча органів подовжнього і шляхового керування істотно перевищують аналогічні втрати, властиві ЛА «нормальної» аеродинамічної схеми [2]. У результаті цього переваги ЛА «літаюче крило» можуть бути втрачені перед апаратами традиційних схем.

Дослідження показали, що крила складної форми в плані найкращі внаслідок збільшення плеча дії балансувальної сили в разі відхилення органів подовжнього і шляхового керування [3].

Однак для повного усунення основного недоліку ЛА «літаюче крило» необхідно використовувати всі фактори, що впливають на подовжні балансувальні характеристики ЛА.

До цих факторів належать:

- раціональний вибір профілювання і скрутки крила;
- зменшення запасу подовжньої статичної стійкості;
- підвищення ефективності органів подовжнього керування за рахунок раціонального компонування силової установки;
- зменшення індуктивного опору крил малого подовження за рахунок використання кінцевих ефектів.

Розроблена в процесі досліджень методологія формування аеродинамічного вигляду сім'ї БЛА схеми «літаюче крило» дозволяє виключити головний недолік указаної схеми [4].

Розробка аеродинамічної моделі безпілотного літального апарата малого подовження

Відповідно до методології, що використовує математичні моделі і зосновані на них методики розрахунку, запропоновано нове аеродинамічне компонування БЛА схеми «літаюче крило» малого подовження [5].

Безпілотний ЛА з подовженням $\lambda = 2$ має складну форму в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями і двокільовим вертикальним оперенням [6, рис. 1].

Крило набране із серії профілів ЛК-1, ЛК-2 [7]. Плавне сполучення консольних частин крила з центропланом і заданий закон зміни максимальної товщини перетинів крила вздовж розмаху забезпечуються тим, що його передня і задня крайки виконано криволінійними.

З метою одержання достатніх обсягів для розміщення цільового навантаження, бортового устаткування і силової установки відносна максимальна товщина профілю в кореновому перетині становить $\bar{c} = 0,22$, у той час як у районі стику з кінцевою аеродинамічною поверхнею (КАП) крило має відносну товщину, що відповідає $\bar{c} = 0,16$.

Зміна максимальної товщини вздовж розмаху крила відбувається за лінійним законом. У крилі передбачено лінійну геометричну скрутку $\varphi = -5^\circ$. Координата початку скрутки в перетині $\bar{z}_{\text{баз}} = 0,5$ без обліку КАП. Середня стрілоподібність крила по передній крайці становить 30° . Органами подовжньої шляхової і поперечної керуваності є руль висоти, розміщений у хвостовій частині центроплана, рулі напрямку на двокілевому вертикальному оперенні й елерони розміщені на консольних частинах крила. Для подальших експериментальних і теоретичних досліджень аеродинамічного компоновання ЛА схеми «літаюче крило» малого подовження рекомендовано такі розрахункові аеродинамічні характеристики:

$$\lambda = 2,0;$$

$$\eta = 5,7;$$

$$c_{v \text{ max}} = 1,2;$$

$$\varphi^\circ = -5;$$

$$c_y^\alpha, 1^\circ = 0,045;$$

$$\alpha_0^\circ = -1,2;$$

$$m_{z0} = -0,005;$$

$$c_{x0} = 0,012;$$

$$\alpha_{\text{нв}}^\circ = 4,0;$$

$$K_{\text{max}} = 12,0.$$

Аналіз результатів експериментальних і числових досліджень

Для підтвердження аеродинамічних характеристик ЛА «літаюче крило», отриманих під час використання розробленої методології, було проведено експериментальні і числові дослідження запропонованого аеродинамічного компоновання [6; 8].

Експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик моделей «літаючого крила» проводили в аеродинамічній трубці А-6 Інституту механіки МДУ в Росії (рис. 1, 2).

Розрахунково-теоретичні дослідження проводили за допомогою панельних методів, в основі яких лежить метод збуреного потенціалу (метод Моріно) [9].

Основні результати експериментальних і числових досліджень зображено на рис. 3.

Результати експериментальних і числових досліджень дозволили одержати аеродинамічні характеристики «літаючого крила», потрібні для розрахунку й аналізу подовжніх балансувальних характеристик залежно від аеродинамічних і компоновальних факторів, форми крила і впливу струменя від рушійної установки, у випадку використання енергії струменя для підвищення ефективності органів подовжнього керування ЛА.

Величина балансувальної аеродинамічної якості залежить від швидкості горизонтального польоту ЛА «літаюче крило», що має подовження $\lambda = 2,0$ для різних значень коефіцієнтів m_{z0} і m_z^{Cy} – факторів, що найбільшою мірою впливають на величину балансувальної якості. Результати розрахунків зображено на рис. 4 у вигляді діаграм розподілу балансувальної аеродинамічної якості $K_{\text{бал}} = f(V_{\text{ГП}}, m_z^{Cy})$ і $K_{\text{бал}} = f(V_{\text{ГП}}, m_{z0})$.

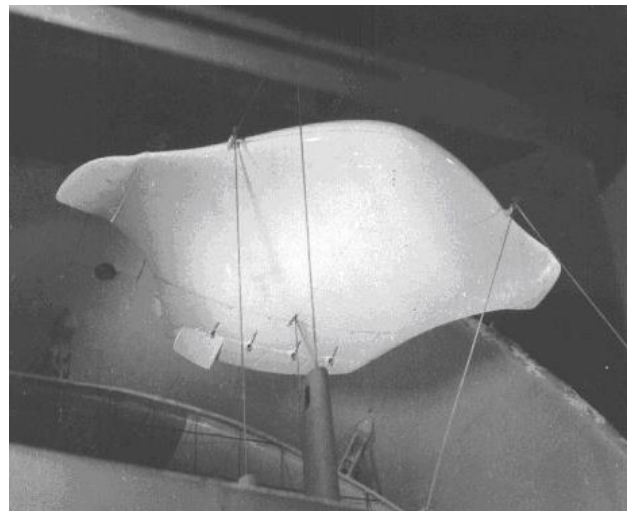


Рис. 1. Модель БЛА в аеродинамічній трубці А-6

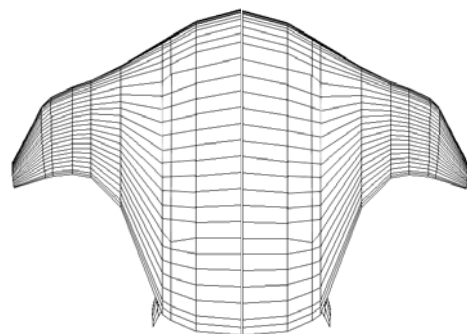


Рис. 2. Розрахункова модель «літаючого крила» малого подовження

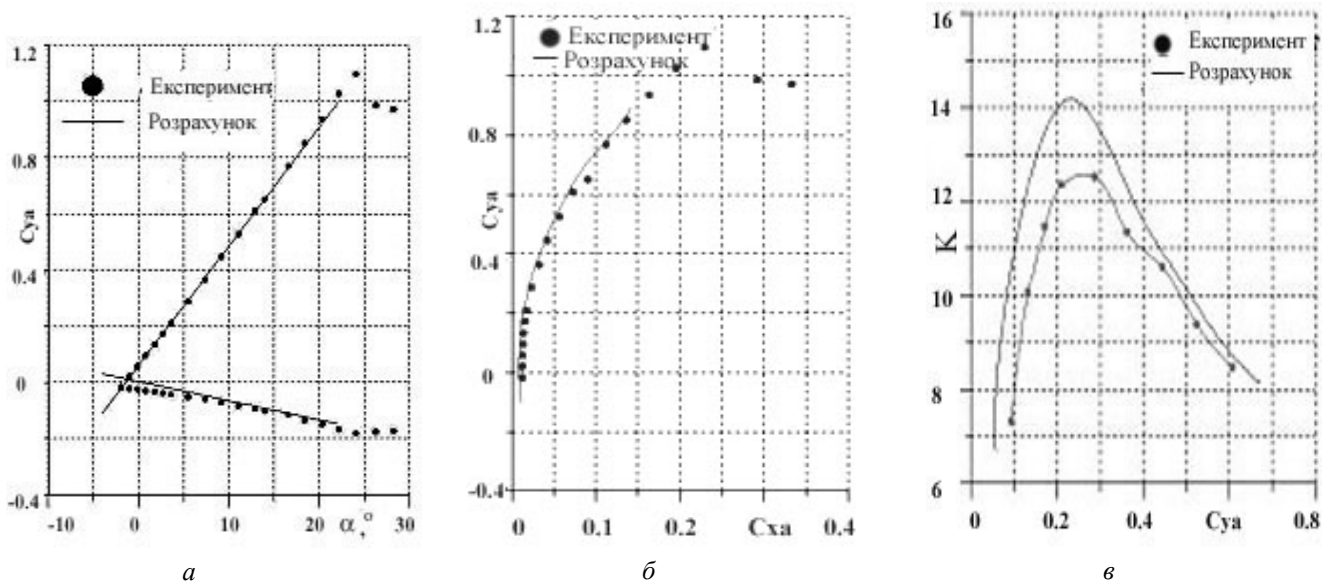


Рис. 3. Графічні залежності:
 а - $c_{ya} = f(\alpha)$; б - $c_{xa} = f(c_{ya})$; в - $K = f(c_{ya})$

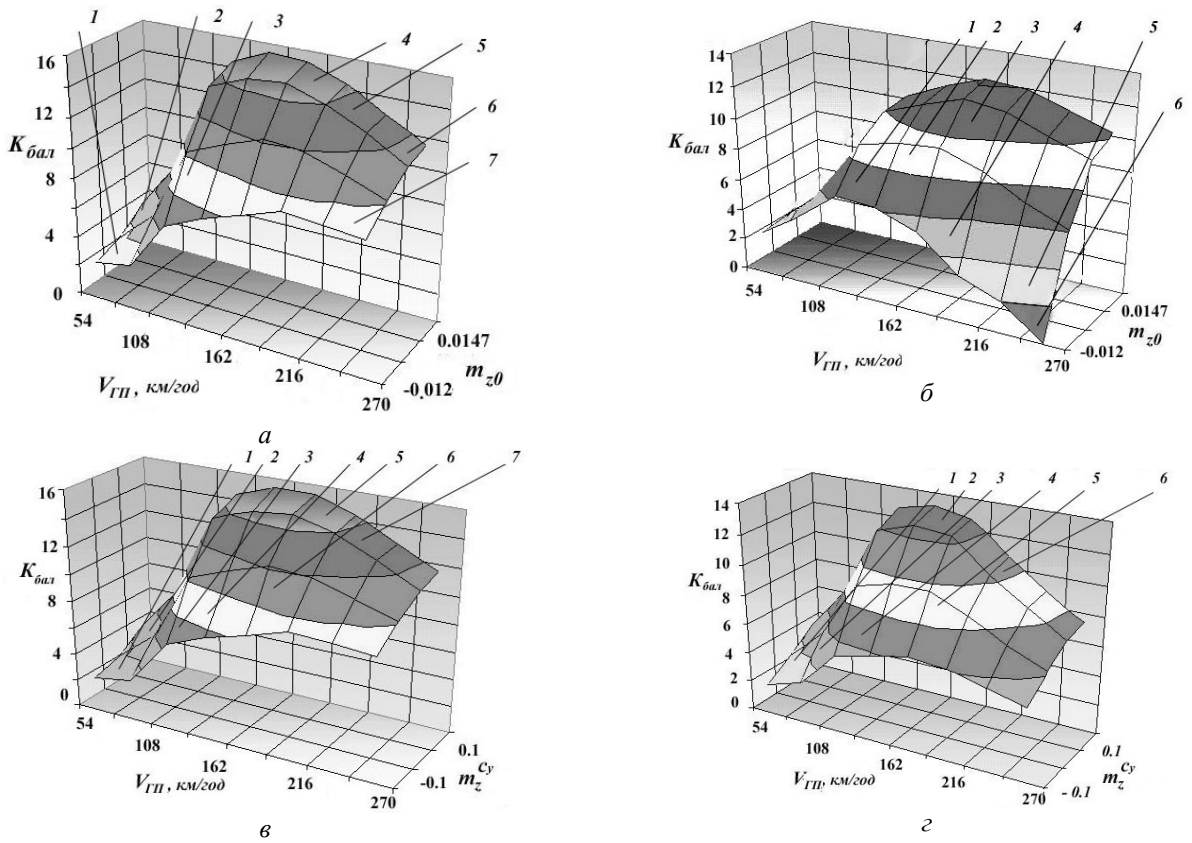


Рис. 4. Діаграма розподілу балансувальної аеродинамічної якості:

а - $K_{бал} = f(V_{ГП}, m_z^{c_y}, m_z^{c_y} = 0,01)$: 1 - $K = 1...2$; 2 - $K = 2...4$; 3 - $K = 4...6$; 4 - $K = 12...14$; 5 - $K = 8...10$; 6 - $K = 10...12$; 7 - $K = 14...16$;
 б - $K_{бал} = f(V_{ГП}, m_z^{c_y}, m_z^{c_y} = -0,055)$: 1 - $K = 6...8$; 2 - $K = 8...10$; 3 - $K = 12...14$; 4 - $K = 4...6$; 5 - $K = 2...4$; 6 - $K = 1...2$;
 в - $K_{бал} = f(V_{ГП}, m_z^{c_y}, m_z^{c_y} = -0,017)$: 1 - $K = 6...8$; 2, 7 - $K = 8...10$; 3 - $K = 12...14$; 4 - $K = 4...6$; 5 - $K = 2...4$; 6 - $K = 1...2$;
 з - $K_{бал} = f(V_{ГП}, m_z^{c_y}, m_z^{c_y} = -0,0057)$: 1 - $K = 1...2$; 2 - $K = 12...14$; 3 - $K = 2...4$; 4 - $K = 4...6$; 5 - $K = 6...8$; 6 - $K = 10...12$

Аналіз результатів дослідження показав, що зі зменшенням запасу подовжньої статичної стійкості до $m_z^{c_y} = 0$ і збільшення за абсолютною величиною коефіцієнта $m_{z0} = 0,017$ величина балансувальної аеродинамічної якості у всьому розглянутому діапазоні швидкостей горизонтального польоту істотно збільшується.

Із рис. 4 видно, що у разі польоту з великими запасами подовжньої статичної стійкості будуть неминучими значні втрати аеродинамічної якості на балансування ЛА «літаюче крило», особливо, якщо коефіцієнт m_{z0} має досить велику негативну величину, і немає видування струменя гвинто-кільцевого рушія на руль висоти.

Струмінь гвинто-кільцевого рушія збільшує ефективність руля висоти і також, як позитивне значення коефіцієнта m_{z0} , зменшує втрати на балансування навіть у разі великих запасів подовжньої статичної стійкості. $K, K_{\text{бал}}$

Для одного зі сполучень розглянутих параметрів максимальна балансувальна якість «літаючого крила» при центруванні, що відповідає $m_z^{c_y} = -0,01$, перевищила максимальну аеродинамічну якість (рис. 5).

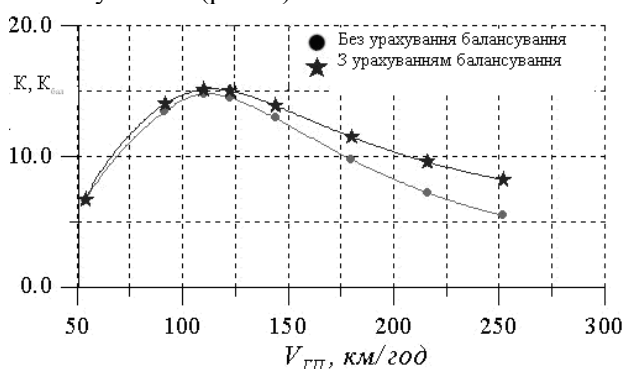


Рис. 5. Залежності $K, K_{\text{бал}} = f(V_{ГП})$

Це стало можливим унаслідок впливу обдування і досить великої величини позитивного моменту m_{z0} на балансувальне відхилення руля висоти. Кути відхилення руля висоти стали позитивними, так само як і приріст піднімальної сили при балансуванні. Як видно з рис. 4, 5, з метою одержання максимуму аеродинамічної якості «літаючого крила» потрібен перехід до малих запасів ступеня подовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y}$ і позитивних коефіцієнтів m_{z0} .

Висновки

Розроблена в процесі досліджень методологія формування аеродинамічного вигляду ЛА «літаюче крило» забезпечила ефективне проведення повномасштабних досліджень аеродинамічних і льотно-технічних характеристик ЛА схеми «літаюче крило» у широкому діапазоні зміни геометричних, кінематичних і аеродинамічних параметрів та дозволила розробити нове аеродинамічне компонування сім'ї БЛА схеми «літаюче крило» з мінімальними балансувальними втратами аеродинамічної якості.

Література

1. Сурков А. Беспилотные летательные аппараты. Применение, рынки, перспективы развития // Aero-BUSINESS: Укр. авиационный журн. – 1998. – № 1. – С. 35–37.
2. Костенко И.К. Летящие крылья. – М.: Машиностроение, 1985. – 99 с.
3. Лемко О.Л. Аэродинамичні характеристики різних компонувань літальних апаратів схеми «літаюче крило» // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Х.: НАКУ, 2005. – № 43 (4). – С. 59–64.
4. Лемко О.Л. Аэродинамический облик беспилотного летательного аппарата «летающее крыло» малого удлинения с винтокольцевым двигателем // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. – 2004. – № 6. – С. 124–130.
5. Лемко О.Л. Оценка возможности снижения балансировочных потерь аэродинамического качества на летательных аппаратах схемы «летающее крыло» // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ, 2006. – № 1 (27). – С. 49–51.
6. Лемко О.Л. Экспериментальне дослідження аеродинамічних характеристик «літаючого крила» складної форми в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями // Вісн. НАУ. – 2005. – № 4. – С. 117–121.
7. Іщенко С.О., Лемко О.Л. Спеціалізовані профілі для літальних апаратів схеми «літаюче крило» // Вісн. НАУ. – 2004. – № 3. – С. 53–55.
8. Лемко О.Л., Куцан И.Н. Экспериментальное и численное исследование влияния «экрана» и геометрических параметров крыла на аэродинамические характеристики ЛА схемы «летающее крыло» // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. – Х.: ХАИ, – 2004. – С. 58–63.
9. Колобков А. Н., Сорокин Ю. С., Софронов В. Д. Панельные методы в дозвуковой аэродинамике летательных аппаратов: учеб. пособие. – М.: МАИ, 1993. – 88 с.