

УДК 629.7.015:533.6

О.Л. Лемко, канд. техн. наук

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» СКЛАДНОЇ ФОРМИ В ПЛАНІ

НАУ, кафедра аеродинаміки та льотної експлуатації, e-mail: lemko@i.com.ua

Наведено результати експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі моделі літального апарата «літаюче крило» складної форми з кінцевими аеродинамічними поверхнями різної геометрії. Визначено вплив зазначених геометричних параметрів на несучі властивості та характеристики подовжньої, поперечної і шляхової статичної стійкості літального апарата «літаюче крило».

Вступ

Останніми роками у світовому літакобудуванні знову підвищився інтерес до літальних апаратів (ЛА), виконаних за схемою «літаюче крило». У цій аеродинамічній схемі вантажі та пасажери можуть розміщатися всередині крила, що має значні внутрішні об'єми. Конструктивні форми самого крила забезпечують подовжню стійкість, керованість і балансування, тому необхідність у фюзеляжі та горизонтальному оперенні відпадає. Ці особливості аеродинамічного компонування «літаючих крил» дозволяють при однакових подовженнях крила досягти більш високих величин аеродинамічної якості крейсерського польоту $K_{кр}$ і більшої відносної частки корисного навантаження порівняно з літаками, виконаними за класичною аеродинамічною схемою [1].

Використання аеродинамічної схеми «літаюче крило» малого подовження дає додаткові переваги в зменшенні відносної маси конструкції за рахунок її більшої міцності та жорсткості [2], отже, збільшується і відносна маса корисного навантаження.

Однак поряд з позитивними властивостями малі значення аеродинамічної якості таких ЛА не дозволяють ефективно використовувати їх у комерційних та інших цілях.

У зв'язку з цим проблема підвищення несучих властивостей і аеродинамічної якості ЛА «літаюче крило» малого подовження досить актуальна.

Аналіз досліджень і публікацій

Вивченню характеристик крил малого подовження присвячена велика кількість теоретичних і експериментальних праць [3; 4]. Як показує досвід, аеродинамічні та моментні характеристики таких крил, у першу чергу, залежать від форми крила в плані, форми профілів, з яких набране крило, і, отже, характеру обтікання їх потоком газу. Кінцеві аеродинамічні поверхні (КАП) дозволяють змінити характер обтікання крила малого подовження не тільки в консольних його частинах, але і практично по всій поверхні.

У працях [5–9] досліджувалася можливість зменшення індуктивного опору і підвищення аеродинамічної якості ЛА за рахунок установки в консольних перетинах крила КАП різної форми. Однак дослідження були обмежені вивченням характеристик крил великого і середнього подовжень.

Постановка завдання

Мета цієї роботи – експериментальне дослідження впливу КАП на аеродинамічні характеристики і характеристики подовжньої, поперечної і шляхової статичної стійкості ЛА «літаюче крило» малого подовження складної форми в плані.

Методичні питання проведення досліджень

Дозвукова аеродинамічна установка А-6 малих швидкостей, в якій проводилися дослідження, є аеродинамічною трубою постійної дії замкнутого типу, одноканальною з відкритою робочою частиною еліптичного перетину.

Сторони еліпса становлять 4000×2300 мм², довжина робочої частини $L = 4000$ мм.

Максимальна швидкість потоку в робочій частині труби за наявності моделі дорівнює близько 60 м/с.

Об'єкт дослідження – модель ЛА аеродинамічної схеми «літаюче крило» малого подовження складної форми в плані (рис. 1) із трьома видами КАП.

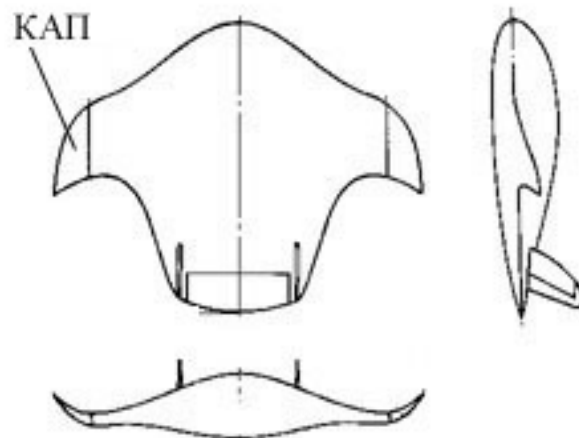


Рис. 1. Схема моделі ЛА «літаюче крило»

Три пари шаблеподібних КАП мають однакову форму в плані, а у перетині – профілі RAF-34 різної відносної товщини.

За допомогою криволінійних крилових установок, що плавно сполучаються з базовим крилом і КАП, кут установки площини хорд КАП щодо базової площини крила змінювався в експериментах так:

$$\gamma_{\text{КАП-1}} = 22^\circ \text{ (КАП-1)},$$

$$\gamma_{\text{КАП-2}} = 30^\circ \text{ (КАП-2)},$$

$$\gamma_{\text{КАП-3}} = 45^\circ \text{ (КАП-3)}.$$

Модель ЛА «літаюче крило» виготовлено з твердого пінопласту, пофарбовано білим кольором. Характеристики поверхні моделі відповідали вимогам, пропонованим для моделей в аеродинамічній установці А-6. На крилі розташоване вертикальне оперення, виконане за двокільовою схемою. У перетинах кілів використаний профіль НАСА-0009.

Для виміру сил і моментів, що діють на модель у потоці, використовувалися тридіапазонні автоматичні аеродинамічні шестикомпонентні ваги АВМ-2 з гнучкою стрічковою підвіскою.

У процесі проведення експериментів вимірювалися діючі на модель аеродинамічні сили X , Y , Z і аеродинамічні моменти M_x , M_y , M_z .

Коефіцієнти $c_{x\alpha}$, $c_{y\alpha}$ обчислювалися у швидкісній системі координат, а коефіцієнти m_z , m_y , m_x – у зв'язаній системі осей координат, вісь OX якої збігалася з центральною хордою крила. Початок обох систем координат знаходився на центральній хорді крила в точці, що відповідає 10% середній аеродинамічній хорді (САХ) базового крила.

Під час обчислення аеродинамічних коефіцієнтів за характерні величини були взяті:

– площа базового крила для всіх коефіцієнтів:

$$S = 0,938 \text{ м}^2;$$

– середня аеродинамічна хорда базового крила для коефіцієнта m_z :

$$b_A = 0,9 \text{ м};$$

– розмах крила для коефіцієнтів m_y , m_x :

$$l = 1,184 \text{ м}.$$

Після проведення серії експериментів проводився аналіз отриманих аеродинамічних характеристик.

Аналіз результатів досліджень

На рис. 2 показано залежності $c_{y\alpha} = f(\alpha)$ крила з трьома варіантами КАП і базового крила з закінцівками ЦАГІ.

Похідні коефіцієнта піднімальної сили по куту атаки c_y^α для всіх варіантів крила з КАП практично однакові

$$c_y^\alpha = 0,042,$$

у той час як у базового крила величина цієї похідної

$$c_y^\alpha = 0,032.$$

Отже, використання КАП збільшило несучі властивості крила більш ніж у 1,3 разу.

Максимальний коефіцієнт піднімальної сили базового крила не був досягнутий через конструктивні особливості моделі.

Найбільше значення максимального коефіцієнта піднімальної сили має крило з

$$\lambda_{\text{КАП}} = 45^\circ, c_{y \max} = 1,16, \text{ якщо } \alpha_{\text{кр}} \approx 28^\circ,$$

найменше – крило з

$$\lambda_{\text{КАП}} = 22^\circ, c_{y \max} = 0,95, \text{ якщо } \alpha_{\text{кр}} \approx 20^\circ.$$

Як видно з графічних залежностей $c_{y\alpha}(\alpha)$, критичні кути атаки крила з трьома варіантами КАП порівняно з базовим крилом зменшилися (рис. 2).

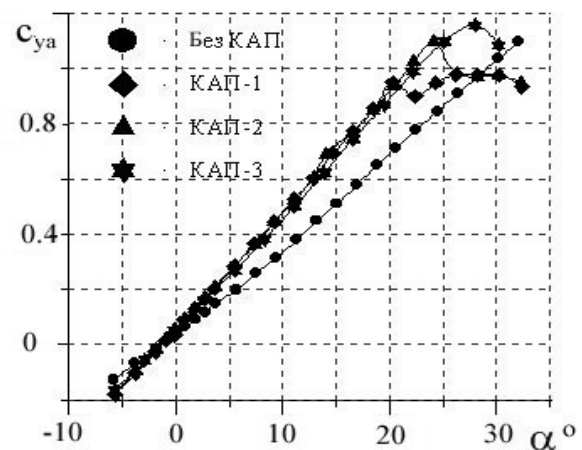


Рис. 2. Залежності $c_{y\alpha} = f(\alpha)$

Це зменшення зумовлено зародженням раннього відриву потоку в місцях сполучення крила і КАП.

Відрив потоку в цій області був зафіксований у результаті візуалізації плинну за допомогою методу шовкових ниток.

Зі збільшенням кута атаки відрив поширювався на все більші площі верхньої поверхні крила.

На рис. 3 показано залежності подовжнього моменту m_z від кута атаки для тих самих умов при центруванні $\bar{x}_T = 10\%$ САХ із трьома варіантами КАП і залежності базового крила.

Як видно з рис. 3, залежності $m_z(\alpha)$ на малих кутах атаки (до $9-10^\circ$) мають лінійний характер.

Однак при збільшенні кута атаки в результаті посилення ефекту просторового обтікання крила аеродинамічний фокус по куту атаки переміщується назад і нахил кривих $m_z(\alpha)$ трохи збільшується.

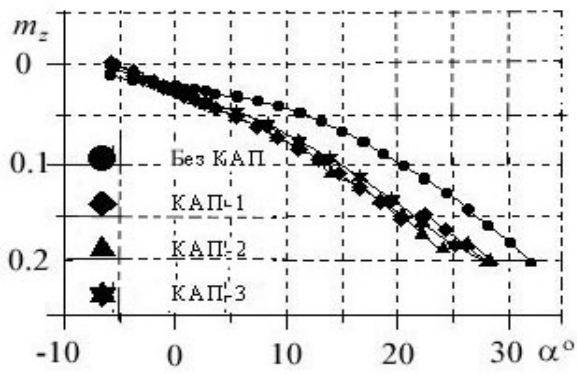


Рис. 3. Залежності $m_z = f(\alpha)$

Коефіцієнт подовжнього моменту m_{z0} для всіх чотирьох варіантів крила дорівнює $-0,012$. Кінцеві аеродинамічні поверхні істотно змінюють характеристики подовжнього моменту крила порівняно з базовим крилом.

Залежності $m_z(\alpha)$ крила з КАП стають близькими до лінійного.

Подовжня статична стійкість моделі ЛА з кінцевими поверхнями в разі заданого центрування $\bar{x}_T = 10\%$ практично не залежить від варіанта КАП.

Велику увагу в експерименті приділено характеристикам опору крила з трьома варіантами КАП. На рис. 4 показано залежності $c_{xa} = f(c_{ya})$ (поляри крила).

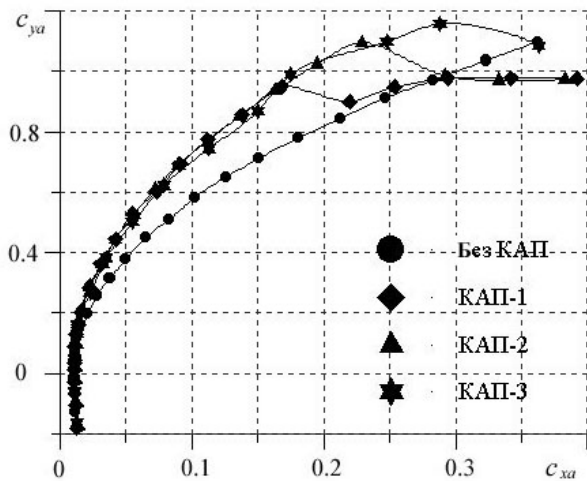


Рис. 4. Поляри крила

Для всіх варіантів КАП коефіцієнти лобового опору при нульовій піднімальній силі відповідають величинам

$$c_{x0} = 0,011.$$

Поляри трьох крил з КАП до значення коефіцієнта

$$c_{ya} = 0,9$$

практично збігаються.

Істотна відмінність від базового крила полягає в значно меншому коефіцієнті індуктивності A , а, отже, і меншому індуктивному опорі крил із КАП через збільшення ефективного подовження крила $\lambda_{\text{еф}}$ за рахунок КАП.

Найбільш сильний вплив КАП мають на величину аеродинамічної якості (рис. 5).

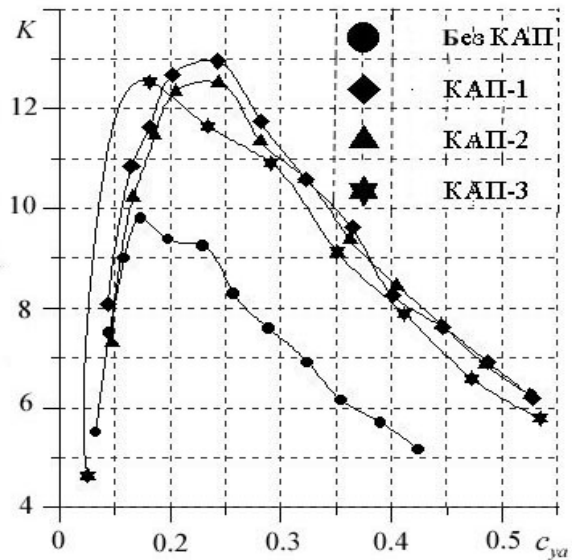


Рис. 5. Залежності $K = f(c_{ya})$

Максимального значення для всіх варіантів КАП аеродинамічна якість досягає на кутах атаки $\alpha_{\text{нв}} = 4 - 5^\circ$.

Величина K_{max} зростає зі зменшенням кута установки КАП:

– для крила без КАП

$$K_{\text{max}} = 9,8;$$

– для крила з КАП-3

$$K_{\text{max}} = 12,45;$$

– для крила з КАП-2

$$K_{\text{max}} = 12,52;$$

– для крила з КАП-1

$$K_{\text{max}} = 12,95.$$

Таким чином, експериментально встановлено, що значення аеродинамічної якості ЛА «літаюче крило» малого подовження $\lambda = 2$ порівняно з аеродинамічною якістю ЛА класичної схеми з крилом, що має подовження $\lambda \approx 5$.

Оскільки відривні аеродинамічні характеристики крила з КАП-1 ($\lambda_{\text{КАП}} = 22^\circ$) виявилися незадовільними через мале значення максимального коефіцієнта піднімальної сили ($c_{y\text{max}} = 0,95$) і появи несиметричного моменту крену на докритичних кутах атаки, у наступних експериментах досліджувалися характеристики бічної стійкості тільки компонувань моделі КАП-2 і КАП-3.

На рис. 6, 7 показано характеристики бічного руху моделі з КАП-2, КАП-3 та їхні похідні. Усі ці залежності близькі до лінійних в діапазоні кутів ковзання $\beta = \pm 20^\circ$.

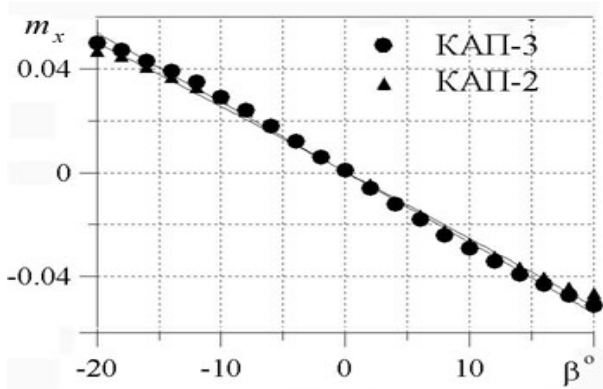


Рис. 6. Залежності $m_x = f(\beta)$

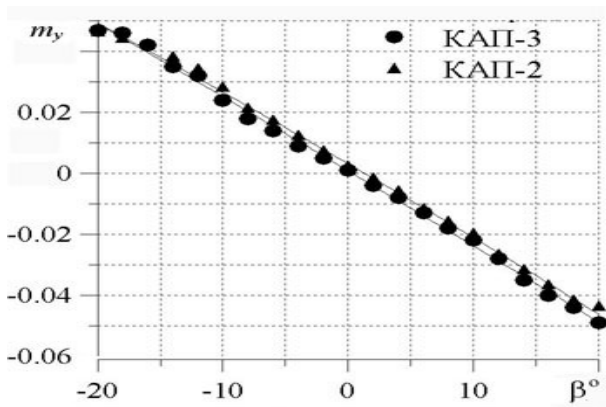


Рис. 7. Залежності $m_y = f(\beta)$

Порівняльний аналіз характеристик бічного руху моделі з двома варіантами КАП показав, що вплив кута атаки на характеристики бічного руху практично однаковий.

Похідні m_x^β (рис. 8), що характеризують поперечну статичну стійкість ЛА з КАП-2 і КАП-3, приблизно однакові і сильно залежать від кута атаки.

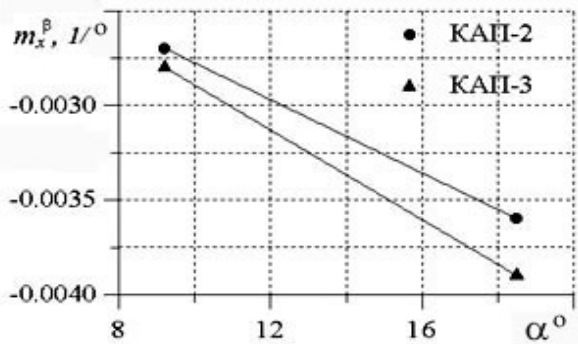


Рис. 8. Залежності $m_x^\beta = f(\alpha)$

Так, у разі збільшення кута атаки α від $9,2$ до $18,5^\circ$ похідна m_x^β зростає приблизно в 1,5 разу. Значення похідної m_x^β (рис. 9), що характеризує шляхову стійкість ЛА, більш високе у крила з КАП-3 і від кута атаки в дослідженому діапазоні залежить приблизно в такий самий спосіб, що і m_x^β .

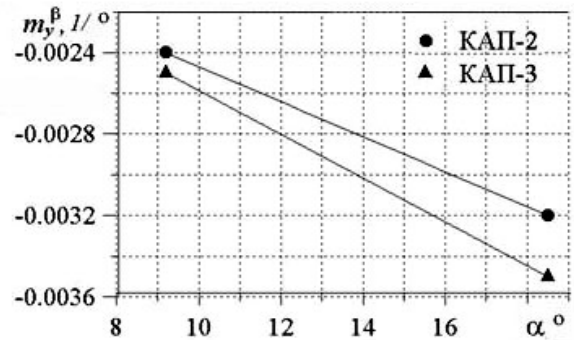


Рис. 9. Залежності $m_y^\beta = f(\alpha)$

Висновки

Результати дослідження при малих швидкостях аеродинамічних характеристик моделі ЛА схеми «літаюче крило» складної форми в плані з різними варіантами КАП дозволяють зробити такі висновки.

1. Розміщення на крилі КАП істотно поліпшує його аеродинамічні характеристики порівняно з базовим крилом.

Установка КАП збільшує піднімальну силу у всьому дослідженому діапазоні кутів атаки.

Похідна c_y^α , що характеризує несучі властивості крила, збільшується порівняно з базовим крилом більш ніж у 1,3 разу.

Індуктивний опір зменшується і більш ніж на 30% (до 12,5 одиниць) збільшується максимальна аеродинамічна якість.

2. Порівняно з КАП-1 компоновання крила з варіантами КАП-2 і КАП-3 кращі через відсутність мимовільно виникаючого моменту крену на великих навколо критичних кутах атаки і взятого за величиною значення максимального коефіцієнта $c_{y \max}$.

3. Використання аеродинамічного компоновання ЛА «літаюче крило» малого подовження ($\lambda < 2$) складної форми в плані в сполученні з КАП дозволяє наблизити їх аеродинамічні і льотні характеристики до подібних характеристик комерційних ЛА класичної схеми з крилом помірного подовження ($\lambda \leq 5$).

Література

1. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. – М.: Мир, 1991. – 319 с.
2. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 268 с.
3. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
4. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1976. – 423 с.
5. Webber G.W., Dansby T. Wing tip devices for energy conservation and other purposes – experimental and analytical work in progress at the Lockheed Georgia company // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1983. – Vol. 29, N2. – P. 105–120.
6. О некоторых возможностях повышения аэродинамического качества несущих систем с помощью концевых крылышек / Е.С. Вожаев, Г.Г. Ананов, М.А. Головкин и др. // Тр. ЦАГИ. – М., 1984. – Вып. 2247. – С. 11.
7. Чичеров Н.А. Расчет аэродинамических характеристик крыла с концевыми шайбами по теории тонкой несущей поверхности // Тр. ЦАГИ. – М., 1982. – Вып. 2170. – С. 17–27.
8. Кажан В.Г., Теперин Л.Л., Баринов В.А. Исследование течения в окрестности законцовки стреловидного крыла на ЭВМ // Тр. ЦАГИ. – М., 1982. – Вып. 2124.
9. Кажан В.Г. Расчет аэродинамической эффективности вертикальных концевых поверхностей // Учен. зап. ЦАГИ. – М., 1982. – Т. 13, № 1.

Стаття надійшла до редакції 14.12.05.

О.Л. Лемко

Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата «летающее крыло» сложной формы в плане

Приведены результаты экспериментальных исследований в аэродинамической трубе модели летательного аппарата «летающее крыло» сложной формы с концевыми аэродинамическими поверхностями различной геометрии. Определено влияние указанных геометрических параметров на несущие свойства и характеристики продольной, поперечной и путевой статической устойчивости летательного аппарата «летающее крыло».

O.L. Lemko

Experimental research of the aerodynamic characteristics of a flying wing with complicated shape profile

Results of experimental researches in a wind tunnel of a “flying wing” aircraft model with complicated shape and various geometry terminal aerodynamic surfaces are specified. Influence of the said geometrical parameters to the “flying wing” aircraft lifting properties and characteristics of longitudinal, transversal and trajectorial static stability is determined.