

УДК 629.735.33

І. С. КРИВОХАТЬКО

*Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,
Україна***МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ БОКОВОЇ СТАТИЧНОЇ СТІЙКОСТІ
ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ СХЕМИ «ТАНДЕМ»**

В роботі представлено аналітичний метод визначення бокової статичної стійкості літального апарату схеми «тандем» з урахуванням інтерференції переднього і заднього крил. Проведений розрахунок показує значний вплив інтерференції на момент крену, порівняний з моментами крил та оперення. Показано залежність бокових характеристик від співвідношення розмахів крил, подовжнього винесення та висоти коробки крил. Метод придатний для застосування при малих числах Маха та довільних числах Рейнольдса. Результати розрахунку якісно і кількісно збігаються з матеріалами випробувань моделі в аеродинамічній трубі.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, схема «тандем», поперечна статична стійкість, шляхова статична стійкість, момент крену, момент ристання.

Вступ

Попри розповсюдження схеми «тандем» серед малих безпілотних літальних апаратів (БЛА) [1 – 4] методика визначення їх аеродинамічних характеристик розроблена не повністю. Зокрема, на відміну від подовжніх характеристик [5], у відкритих джерелах не знайдено методів оцінки бокової стійкості літального апарату даного типу, що має специфіку порівняно з традиційною схемою: як і для схеми «качка» вихрова зона від передніх несучих поверхонь створює моменти по крену при кутах ковзання літака [6, с. 70].

1. Постановка задачі

Метою роботи є розробка методу визначення характеристик шляхової та поперечної стійкості літального апарату схеми «тандем» з урахуванням інтерференції між несучими поверхнями.

2. Теоретична частина

В подальшому аналізі вільні (кінцеві) вихори вважаються прямолінійними. Насправді, як показують візуальні дослідження, внаслідок взаємовпливу (відштовхування) вільний вихор переднього крила має перегин при наближенні до заднього крила. Вільні вихори заднього крила можуть бути прямолінійними; але при віддаленні вихорів переднього та заднього крил останні набувають характерної для моноплану форми зі стягуванням до площини симетрії (рис. 1, 2).

Слід відмітити, що при кутах ковзання $\beta = 0^\circ$; $+5^\circ$ вільний вихор заднього крила внаслідок відштовхування від вихору переднього крила проходить в розглядуваній області простору без перегину, приблизно паралельно зовнішньому потоку. А при куті ковзання $\beta = -5^\circ$ при віддаленні вихору переднього крила задній вихор набуває більш «природної», тобто характерної для моноплану, форми зі стягуванням до площини симетрії.

За приблизними замірами на основі наведеного монтажу фотографій вільний вихор переднього крила при $\beta = 0^\circ$ проходить через 84 % напіврозмаху заднього крила. При $\beta = -5^\circ$ вихор наближається до 78 %, а при $\beta = +5^\circ$ – віддаляється до 92 %. Таким чином, середній кут скосу переднього вихору в горизонтальній площині в першому випадку (при віддаленні вихорів) складає $\sim 4,1^\circ$, а в другому $\sim 5,4^\circ$.

Коефіцієнти моментів визначаються в зв'язаній системі координат.

Визначення бокової статичної стійкості базується на визначенні скосу потоку за розмахом заднього крила числовими методами [7]. Формули необхідно розширити з урахуванням появи кута ковзання β .

При виникненні кута ковзання $\beta > 0$ (рис. 3) спостерігаємо наступне:

1. Відстань l' між осями вихорів не змінюється, так як характер розподілу циркуляції за розмахом переднього крила не змінюється:

$$l' = l'_{кр} \cdot k_d + d_{кр} = \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta_1}\right) l_1 \cdot k_d + d_{кр},$$

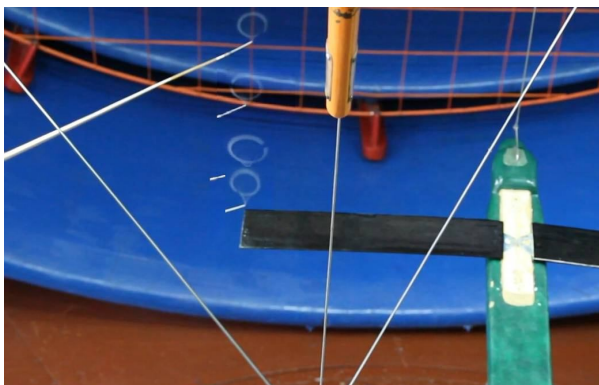
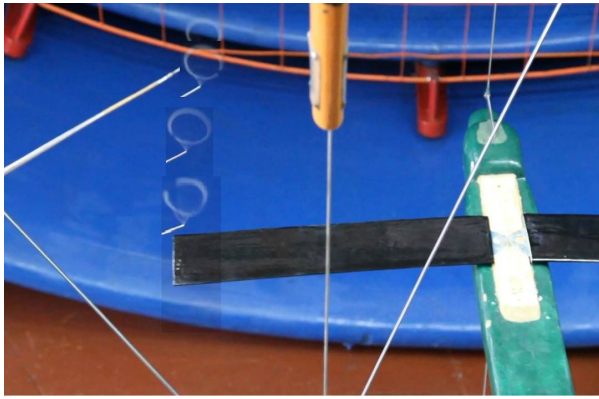


Рис. 1. Вільний вихор заднього крила при кутах ковзання $\beta = -5^\circ; 0^\circ; +5^\circ$ (зверху вниз)



Рис. 2. Вільний вихор переднього крила при кутах ковзання $\beta = -5^\circ; 0^\circ; +5^\circ$ (зверху вниз)

де l_1 – розмах переднього крила;

η_1 – звуження переднього крила;

k_d – коефіцієнт, що визначається за табл. 1;

$d_{кр}$ – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом.

2. Піднімальна сила переднього крила зменшується, так як поздовжня складова швидкості складає $V = V_0 \cdot \cos\beta$, циркуляція в площині симетрії крила складає $\Gamma_0 = c_y \frac{S_1}{l_1} V_0 \cos\beta \frac{\eta}{1,285\eta + 0,5}$, тому швидкість і кут скошу потоку, пропорційні Γ_0 , в тій же

точці в швидкісній системі координат зменшується в $1/\cos\beta$ раз. При кутах ковзання $-10^\circ \leq \beta \leq 10^\circ$ зміною циркуляції в площині симетрії крила можна знехтувати з похибкою, що не перевищує 1,5 %.

3. Відстань від початку вільного вихору до точки його перетину з заднім крилом збільшується на $\Delta l = l_x \sin\beta$, однаково для обох консолей. Проте для реальних кутів ковзання та відстані $l_x \geq 0,6l_1$ [8, с. 416] зміна інтенсивності вихору від такої зміни відстані є величиною другого порядку малості і нею можна знехтувати.

Таблица 1

Коефіцієнт k_d

$d_{кр} / l_1$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
k_d	1,0	0,980	0,970	0,968	0,968	0,970	0,972	0,980	0,985	0,995	1,0

4. Осі вихорів проходять через лінію 25 % хорд заднього крила в зв'язаній системі координат не по координатах $z = \pm l' / 2$, а по $z = \pm l' / 2 - l_x \operatorname{tg} \beta$, де l_x – відстань між лініями 25% хорд крил. Загальний розмах заднього крила з від'ємним скосом потоку незмінний l' , відповідно, і з додатнім скосом також незмінний $l_2 - l'$. Проте відбувається перерозподіл скосу потоку за консолями заднього крила. З якісних міркувань очевидно, що при $\beta > 0$ дійсний кут атаки на правій консолі зростає, на лівій – зменшується, тобто $m_x^\beta < 0$. Зазначимо, що для традиційної схеми ЛА спостерігається протилежне явище (рис. 3б): на правій консолі ГО дійсний кут атаки знижується через наближення осі вільного вихору правої консолі крила. Хоча вісь вільного вихору лівої консолі крила віддаляється, цей вихор менше впливає на праву консоль ГО, тож загальний кут атаки та піднімальна сила правої консолі ГО зменшуються. На лівій консолі ГО – навпаки збільшуються, тому загальний момент крену від інтерференції $m_x^\beta > 0$. Так як розмах оперення в традиційній схемі в кілька разів менший за розмах крила, вихори віддалені від оперення і негативний прояв інтерференції нехтовно малий. В той же час для ЛА схеми «тандем», що має порівняні за площею несучі поверхні, дане явище може суттєво впливати на загальну стійкість апарату і його необхідно аналітично враховувати.

Також очевидно, що при збільшенні поздовжнього винесення крила поява кута β має створювати більший момент, так як вільний вихор більше розміщується вздовж розмаху заднього крила і створює більшу асиметрію обтікання. Тобто при зростанні l_x за абсолютною величиною збільшується і m_x^β , а поперечна стійкість збільшується. Тобто до формул, що визначають поперечну стійкість, необхідно внести поправку на інтерференцію $m_{x \text{ інт}}^\beta$.

Для моноплана (індекс I) без стрілоподібності та з кутом поперечного V ψ_1 коефіцієнти бокової статичної стійкості зводяться до площі S_1 і розмаху l_1 та визначаються за формулами [8, с. 486]:

$$m_{x I}^\beta = m_{x \text{ крI}}^\beta + m_{x \text{ ВОI}}^\beta = -\frac{1}{2} c_{y \text{ крI}}^\alpha \cdot \psi_1 \cdot \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} - c_{z \text{ ВО}}^\beta \frac{S_{\text{ВО}}}{S_1} \frac{y_{\text{ВО}}}{l_1}; \quad (1)$$

$$m_{y I}^\beta = m_{y \text{ крI}}^\beta + m_{y \text{ фI}}^\beta + m_{y \text{ ВОI}}^\beta = -a \cdot m_{x \text{ крI}}^\beta - c_{z \text{ ф}}^\beta \frac{S_M}{S_1} \frac{x_\phi}{l_1} - c_{z \text{ ВО}}^\beta \frac{S_{\text{ВО}}}{S_1} \frac{L_{\text{ВО}}}{l_1}. \quad (2)$$

Для схеми «тандем» (індекс II) коефіцієнти зводяться до площі двох крил $(S_1 + S_2)$ і середнього їх розмаху $(l_1 + l_2) / 2$. Тоді вирази набувають вигляду:

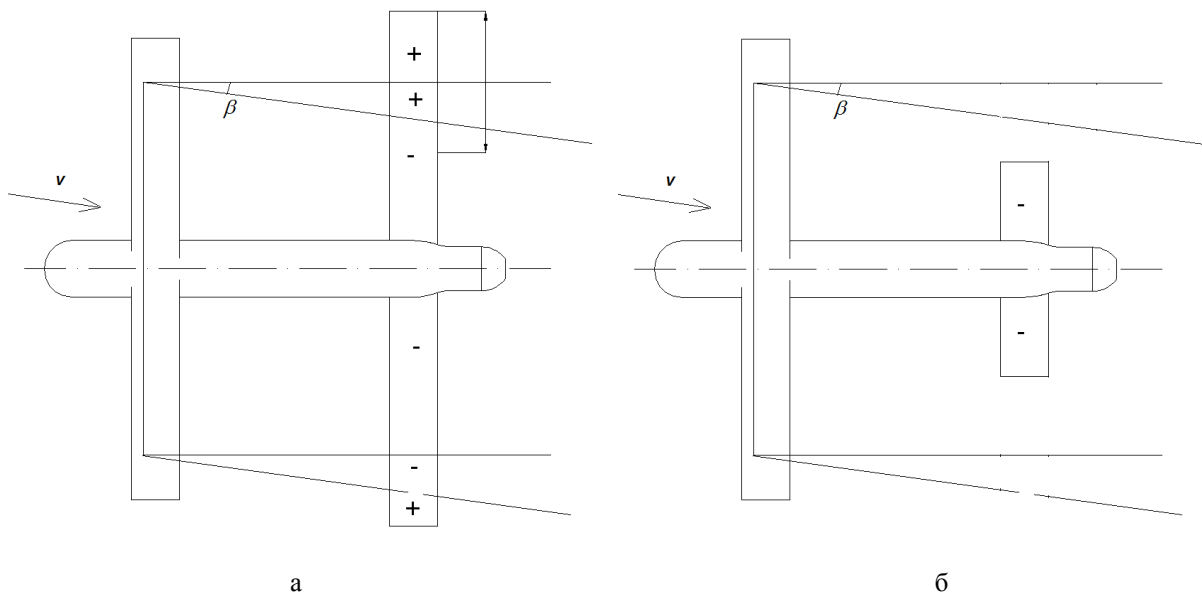


Рис. 3. Розташування вільних вихорів переднього крила в схемі «тандем» при появі кута ковзання

$$\begin{aligned}
 m_{x \Pi}^{\beta} &= m_{x \text{кр}1}^{\beta} \frac{S_1}{S_1+S_2} \frac{2l_1}{l_1+l_2} + m_{x \text{кр}2}^{\beta} \frac{S_2}{S_1+S_2} \frac{2l_2}{l_1+l_2} + m_{x \text{BO} \Pi}^{\beta} + m_{x \text{инт}}^{\beta} = \\
 &= -\frac{1}{2} c_{y \text{кр}1}^{\alpha} \cdot \psi_1 \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1+2}{\eta_1+1} \frac{S_1}{S_1+S_2} \frac{2l_1}{l_1+l_2} - \frac{1}{2} c_{y \text{кр}2}^{\alpha} \cdot \psi_2 \cdot \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1+2}{\eta_1+1} \frac{S_2}{S_1+S_2} \frac{2l_2}{l_1+l_2} \\
 &- c_{z \text{BO}}^{\beta} \frac{S_{\text{BO}}}{S_1+S_2} \frac{2y_{\text{BO}}}{l_1+l_2} + m_{x \text{инт}}^{\beta} = m_{x \text{I}}^{\beta} \frac{S_1}{S_1+S_2} \frac{2l_1}{l_1+l_2} - 0,25 c_{y \text{кр}2}^{\alpha} \cdot \psi_2 \frac{S_2}{S_1+S_2} \frac{2l_2}{l_1+l_2} + m_{x \text{инт}}^{\beta};
 \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 m_{y \Pi}^{\beta} &= m_{y \text{кр}1}^{\beta} + m_{y \text{кр}2}^{\beta} + m_{y \phi}^{\beta} + m_{y \text{BO}}^{\beta} + m_{y \text{инт}}^{\beta} = -a_1 \cdot m_{x \text{кр}1}^{\beta} - a_2 \cdot m_{x \text{кр}2}^{\beta} - \\
 &- c_{z \phi}^{\beta} \frac{S_M}{S_1+S_2} \frac{2x_{\phi}}{l_1+l_2} - c_{z \text{BO}}^{\beta} \frac{S_{\text{BO}}}{S_1+S_2} \frac{2L_{\text{BO}}}{l_1+l_2} = m_{y \text{I}}^{\beta} \frac{S_1}{S_1+S_2} \frac{2l_1}{l_1+l_2} - a_2 \cdot m_{x \text{кр}2}^{\beta},
 \end{aligned} \tag{4}$$

де $m_{y \text{инт}}^{\beta}$ прийнято рівним нулю, так як інтерференція практично не створює момент навколо вертикальної осі;

a_1, a_2 – емпіричні коефіцієнти (для прямокутного крила далі прийняті рівними 1).

За наявності стрілоподібності χ крил до коефіцієнтів $m_{x \text{кр}}^{\beta}$ треба додати

$$m_{x \text{кр}\chi}^{\beta} = -\frac{1}{6} c_{y \text{кр}} \frac{\eta_1+2}{\eta_1+1} \text{tg} \chi, \tag{5}$$

що залежить від значення коефіцієнта піднімальної сили.

Визначимо скіс потоку за умов ковзання, підставивши у формулу $\alpha_{\text{ск}21}$ для вільних вихорів замість $(l'/2-z)$ вираз $(l'/2-l_x \text{tg}\beta-z)$, замість $(l'/2+z)$ вираз $(l'/2+l_x \text{tg}\beta+z)$ (див. рис. 3а). Вплив приєднаного вихору змінюється лише за законом косинуса внаслідок зменшення циркуляції Γ_1 .

$$\begin{aligned}
 \Delta \alpha_{\text{ск}21} &= -\frac{c_{y1} S_1}{8\pi \sqrt{k_V} l_1} \left[\frac{0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z}{(0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2 + y^2} \times \right. \\
 &\times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2}} \right) + \\
 &+ \frac{0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z}{(0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2 + y^2} \times \\
 &\times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \times \\
 &\times \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \right. \\
 &\left. + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \Big],
 \end{aligned} \tag{6}$$

$$\text{де } c_{y1} = c_{y \text{пр}1}^{\alpha} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{1 + \frac{c_{y \text{пр}1}^{\alpha}}{\cos \psi_1 \cos \chi_1 + \pi e_1 \lambda_{\text{эф}1}}} \cos \beta,$$

$$\begin{aligned}
 x &= l_x = l_{x0} \cos \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \sin \alpha, \\
 y &= -l_{x0} \sin \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \cos \alpha.
 \end{aligned}$$

Коефіцієнт моменту крену обчислюється

$$m_x = \frac{1}{(S_1+S_2)l_{z \text{экр}}} \int_{-l/2}^{l/2} \Delta c_{y2}(z) b_2(z) z dz, \tag{7}$$

а для $b(z) = \text{const}$:

$$m_x = \frac{b_2}{(S_1+S_2)l_{z \text{экр}}} \int_{-l/2}^{l/2} \Delta c_{y2}(z) z dz. \tag{7a}$$

При цьому для крила без звуження:

$$\begin{aligned}
 c_{y2} &= \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{1 + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф}2}}} \times \\
 &\times (\alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{\text{ск}21} + \Delta \phi),
 \end{aligned}$$

$$\text{і } \Delta c_{y2} = -\frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha} \Delta \alpha_{\text{ск}21}}{1 + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф}2}}}. \tag{8}$$

Отже, для крила без звуження (оптимального для малих БЛА [9]):

$$\begin{aligned}
 m_x &= -\frac{b_2}{(S_1+S_2)l_{z \text{экр}}} \times \\
 &\times \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{1 + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y \text{пр}2}^{\alpha}}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф}2}}} \times \\
 &\times \int_{-l/2}^{l/2} \Delta \alpha_{\text{ск}21}(z) z dz.
 \end{aligned} \tag{9}$$

Числові розрахунки показують, що зміною впливу приєднаного вихору можна знехтувати порівняно зі зміною впливу вільних. Тому запишемо:

$$\begin{aligned}
 \alpha_{\text{ск}21}(z) &\approx \frac{c_{y1} S_1}{8\pi l_1} \left[\frac{0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z}{(0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2 + y^2} \times \right. \\
 &\times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - l_x \text{tg}\beta - z)^2}} \right) + \\
 &+ \frac{0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z}{(0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2 + y^2} \times \\
 &\times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + l_x \text{tg}\beta + z)^2}} \right) \Big].
 \end{aligned} \tag{10}$$

Аналогічно різниця піднімальних сил на лівій і правій консолях призводить до різниці індуктивних опорів і моменту ристання, але за розрахунками цей додатковий момент виявляється малим порівняно з тим, що створюється вертикальним оперенням.

Розрахунок поперечної статичної стійкості літального апарату без врахування інтерференції та з обчисленням поправки $m_{x\text{інт}}^\beta$ за наведеним методом представлено в табл. 2, 3. Розглянуто випадок $\psi_1 = \psi_2 = \chi_1 = \chi_2 = 0^\circ$, $c_{y1} = 0,5$ ($\alpha_0 = -3^\circ$, $\alpha = 2,5^\circ$), $\eta_1 = \eta_2 = 1$, $d = b_1 = 0,1l_1$; площа вертикального оперення $S_{BO} = 0,06(S_1 + S_2)$, видовження $\lambda_{BO} = 3,5$, стрілоподібність $\chi_{BO} = 30^\circ$, плече сил $L_{BO} = 0,5l_1$ (як в експерименті). Запишемо значення коефіцієнта m_x^β (1°) в залежності від безрозмірних параметрів винесення крила (l_{x0}/l_1), висоти коробки крил (h_0/l_1) і розмаху заднього крила (l_2/l_1).

За даними таблицями можна інтерполювати значення коефіцієнта поперечної стійкості при проміжних значеннях геометричних параметрів.

3. Порівняння теоретичних та експериментальних даних

Експериментальна перевірка математичної моделі була проведена в аеродинамічній трубі АТ-1 (ДП «Антонов»). Для визначення характеристик

бокової стійкості мали місце випробування моделі в схемах «тандем» (переднє крило – високоплан, заднє – низькоплан) і «моноплан» (прибрано заднє крило). Для схеми «тандем» варіювалося поздовжнє винесення крил, кут V-подібності заднього крила, розмах крил.

Порівняння результатів розрахунку моменту крену з матеріалами випробувань в аеродинамічній трубі наведено на рис. 4. Винесення крила $l_{x0} = 590$ мм, розмах переднього крила $l_1 = 1050$ мм, заднього – $l_2 = 1170$ мм, поперечне V заднього крила $\psi_2 = 5^\circ$, кут атаки $\alpha = 6,6^\circ$.

Експеримент показує, що модель в компоновці «моноплан» є нестійкою за креном, а «тандем» – стійкою в діапазоні $-5^\circ < \beta < +5^\circ$. Без врахування інтерференції теоретичний розрахунок показує нейтральну стійкість моделі-тандему, а з урахуванням інтерференції за наведеною методикою – ступінь поперечної статичної стійкості узгоджується з результатами випробувань.

Відмінність в абсолютних величинах між теорією та практикою зумовлено асиметрією моделі, а саме – похибкою в кутах установаження консолей заднього крила, що, однак, не впливає на визначення похідної моменту крену, тобто ступеня поперечної статичної стійкості.

Шляхову стійкість обчислено на основі характеристик моноплану, для якого експериментально $m_{y1}^\beta = -0,0065$ (табл. 4).

Таблиця 2

Значення параметра m_x^β при $l_{x0}/l_1 = 0,3$

$h_0/l_1 \backslash l_2/l_1$	0,9		1,1		1,3	
	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.
-0,01	-0,0020	-0,0012	-0,0018	-0,0027	-0,0016	-0,0020
-0,03	-0,0020	-0,0016	-0,0018	-0,0025	-0,0016	-0,0020
-0,05	-0,0020	-0,0018	-0,0018	-0,0024	-0,0016	-0,0020
-0,07	-0,0020	-0,0019	-0,0018	-0,0022	-0,0016	-0,0020
-0,10	-0,0020	-0,0020	-0,0018	-0,0021	-0,0016	-0,0019

Таблиця 3

Значення параметра m_x^β при $l_{x0}/l_1 = 0,6$

$h_0/l_1 \backslash l_2/l_1$	0,9		1,1		1,3	
	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.
-0,01	-0,0020	-0,0011	-0,0018	-0,0035	-0,0016	-0,0025
-0,03	-0,0020	-0,0016	-0,0018	-0,0031	-0,0016	-0,0024
-0,05	-0,0020	-0,0019	-0,0018	-0,0028	-0,0016	-0,0024
-0,07	-0,0020	-0,0020	-0,0018	-0,0026	-0,0016	-0,0023
-0,10	-0,0020	-0,0021	-0,0018	-0,0024	-0,0016	-0,0022

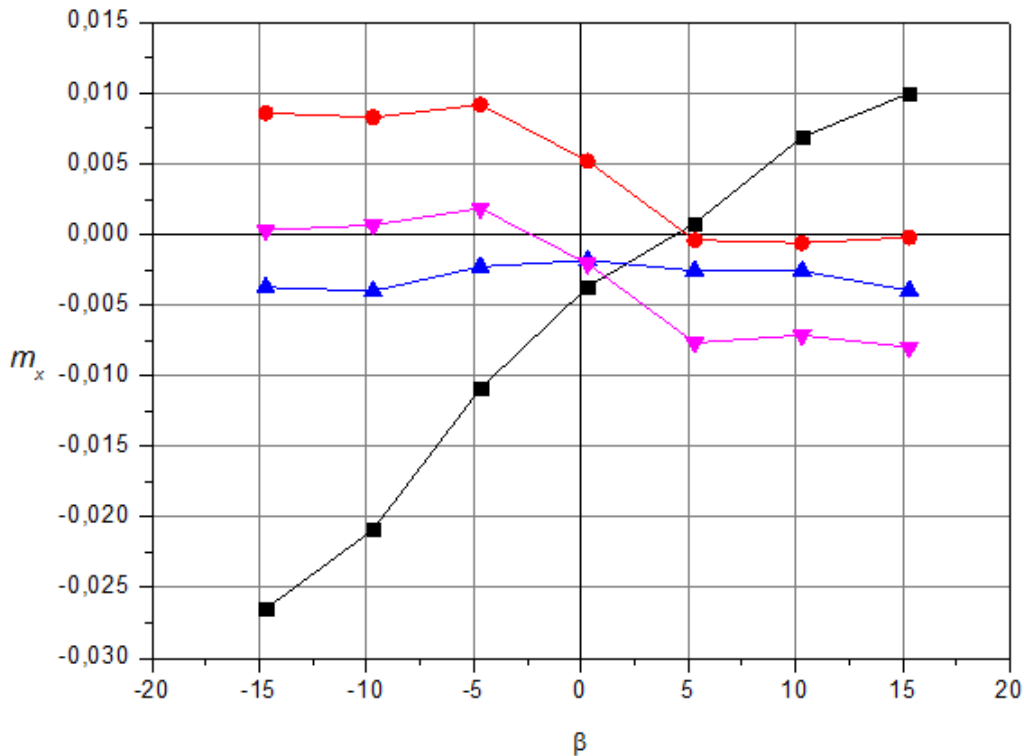


Рис. 4. Залежності коефіцієнта моменту крену від кута ковзання

- моноплан, експериментальні дані;
- ▲ тандем, теорія без врахування інтерференції крил;
- ▼ тандем, теорія з урахуванням інтерференції крил;
- тандем, експериментальні дані

Таблиця 4

Значення параметра m_y^β

l_{x0} , мм	390	490	590
Теорія	-0,00207	-0,00207	-0,00207
Експеримент	-0,00205	-0,00215	-0,00210

Якщо в розрахунок m_y^β за формулою (4) до $m_{x_{кр2}}^\beta$ включити $m_{x_{інт}}^\beta$, то отримаємо $m_y^\beta = -0,00202$, що також близько до експериментальних даних.

4. Аналіз результатів

Експеримент доводить, що m_y^β для нестрілоподібного крила не залежить від поздовжнього винесення крила. Тобто, не зважаючи на зміну картини інтерференції і, відповідно, величину $m_{x_{інт}}^\beta$, значення $m_{y_{інт}}^\beta$ є постійним і дорівнює нулю, що і було показано аналітично.

За результатами розрахунку одержано, що при меншому розмаху заднього крила інтерференція, як правило, незначно знижує стійкість за креном, при більшому розмаху – збільшує її. Зростання поздовжнього винесення крила підвищує поперечну стійкість апарату, якщо розмах заднього крила більший. Якщо більший розмах переднього крила, то винесення практично не впливає на похідну моменту крену за кутом ковзання.

Вплив інтерференції найбільший при близьких площах крил ($l_2/l_1 = 1,0 \pm 0,1$) і може бути рівним коефіцієнту поперечного моменту, що створюється вертикальним оперенням.

У випадку використання телескопічного крила, яке є перспективним напрямом розвитку безпілотної авіації, бокова стійкість в рамках наведеної моделі змінюється аналогічно зростанню розмаху обох крил. Специфікою телескопічного крила є поява звуження, що призводить до зменшення відстані між вільними вихорами одного крила [10, с. 104]. Таким чином, використання телескопічного крила, що збільшує розмах переднього крила на певну величину, еквівалентне зростанню розмаху переднього крила на дещо меншу величину.

При застосуванні V-подібності крил для віддалення їх кінцевих частин та зменшення загального індуктивного опору [11] вільний вихор переднього крила віддаляється від заднього крила. Загальний скіс потоку (і додатній, і від'ємний) наведений переднім крилом на задньому крилі за модулем зменшується, а значить і позитивний вплив індуктивної інтерференції на поперечну стійкість зменшується.

Погіршення шляхової стійкості можна віднести до недоліків застосування V-подібності крил в схемі «тандем», хоча малоімовірно, що ці недоліки переважатимуть переваги від зменшення опору та збільшення несучої здатності заднього крила.

Висновки

Запропонований метод визначення характеристик бокової стійкості літального апарата схеми «тандем» з урахуванням інтерференції між несучими поверхнями продемонстрував досить точний збіг з результатами експерименту.

При розрахунку поперечної стійкості ЛА схеми «тандем» врахування інтерференції крил обов'язкове, так як її внесок в загальну стійкість дуже великий.

Наведені вище результати отримано експериментально для малого БЛА, тобто зі специфікою низьких чисел Рейнольдса. При збільшенні числа Рейнольдса коефіцієнт підйомної сили всіх перерізів прямокутного крила змінюється однаково, тому розподіл циркуляції за розмахом крила залишається незмінним. Отже, вільні вихори кожного з крил не змінюють свого положення [10, с. 102], відповідно, і загальна форма вихрової системи апарата залишається незмінною. Тому отримані характеристики бокового руху розповсюджуються на всі літальні апарати схеми «тандем» при польоті на малих числах Маха.

Наведені результати можна використовувати і для оцінки характеристик бокового руху схеми «качка». Чим більш віддалені вільні вихори переднього горизонтального оперення від фюзеляжу, тим точнішою буде оцінка.

Визначення характеристик динамічної стійкості апарата схеми «тандем» за курсом та креном являє собою значно складнішу задачу, так як картина непрямолінійних вихорів ускладнюється перехідними процесами.

Література

1. DraganFly Tango. Innovative UAV Aircraft & Aerial Video Systems™ [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.draganfly.com/uav-airplane/tango/specifications/ – 09.03.2015.
2. Switchblade: Not a UAV to Mess With. March, 10, 2009. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.deepbluehorizon.blogspot.com/2009/03/switchblade-not-uav-to-mess-with.html – 09.03.2015.
3. NavalDrones. Coyote. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.navaldrones.com/Coyote.html> – 09.03.2015.
4. Mortimer, G. Piranha Terminal Guidance Testing A Hit. 16 January 2012. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.suasnews.com/2012/01/11262/piranha-terminal-guidance-testing-a-hit/> – 09.03.2015.
5. Butler, G. F. Effect of Downwash on the Induced Drag of Canard-Wing Combinations [Text] / G. F. Butler // Journal of Aircraft. – 1982. – Vol. 19, No. 5. – P. 410–411.
6. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] : пер. с англ. / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
7. Кривохатко, І. С. Аналітичне визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2015. – Вип. 28. [прийнята до друку]
8. Вотяков, В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем [Текст]. В 2 ч. Ч. 1 «Аэродинамика» / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.
9. Шмитц, Ф. В. Аэродинамика малых скоростей [Текст] : пер. с нем. / Ф. В. Шмитц. – М. : ДОСAAF, 1963. – 60 с.
10. Остославский, И. В. Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.
11. Шахов, В. Г. Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ БОКОВОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ТАНДЕМ»

И. С. Кривохатко

В работе представлен аналитический метод определения боковой статической устойчивости летательного аппарата схемы «тандем» с учетом интерференции переднего и заднего крыльев. Проведенный расчет показывает значительное влияние интерференции на момент крена, сравнимое с моментами крыльев и оперения. Показана зависимость боковых характеристик от соотношения размахов крыльев, продольного выноса и высоты коробки крыльев. Метод предназначен для использования при малых числах Маха и произвольных числах Рейнольдса. Результаты расчета качественно и количественно совпадают с материалами испытаний модели в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, схема «тандем», поперечная статическая устойчивость, путевая статическая устойчивость, момент крена, момент рысканья.

AERODYNAMIC PERFORMANCE DEFINITION OF UAV WITH COMPLEX PLANFORM WING AT LOW REYNOLDS NUMBER

Illia S. Kryvokhatko

Analytical method of tandem-wing aircraft lateral static stability definition subject to wing interference is presented. Performed calculation proves significant effect of interference on roll moment comparable with wings and fin moments. Lateral characteristics dependences of wingspans relation, stagger and height are shown. Method is applicable for low Mach number and arbitrary Reynolds number. Calculation results were confirmed by wind tunnel test data.

Key words: aerodynamic characteristics, tandem-wing, roll static stability, yaw static stability, roll moment, yaw moment.

Кривохатко Ілля Станіславович – асистент кафедри Приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна, e-mail: elijah@ukr.net.