

АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІКИ МАЛОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ТЕЛЕСКОПІЧНИМ КРИЛОМ

Останніми роками серед засобів запуску малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА) поширеним став контейнерний, або трубний, старт (англ. «tube launch»). Складена модель виштовхується з труби за допомогою пневмо- або гумового приводу і розкривається в польоті. Для таких БПЛА поширення набула схема «тандем», що дозволяє суттєво зменшити габарити апарата, обмежені діаметром і довжиною контейнера [1]. Прикладами такого типу БПЛА є, зокрема, «Switchblade», «Coyote», «Сокіл-2» тощо.

Одним з недоліків розглянутих апаратів залишається обмежений внутрішніми габаритами контейнера розмах і, як наслідок, видовження переднього та заднього крил. Зменшення видовження крил призводить до зниження аеродинамічних характеристик (АХ) літального апарата, що зменшує тривалість і дальність його польоту.

З цієї причини доцільно розглянути можливість використання телескопічного (ступінчастого) крила, що складається з основного та висувного [2]. Розглянемо прямокутне в плані повне крило БПЛА в розкладеному вигляді (рис. 1). У подальшому нехтуємо ділянкою плавного спряження між основним та висувним крилами.

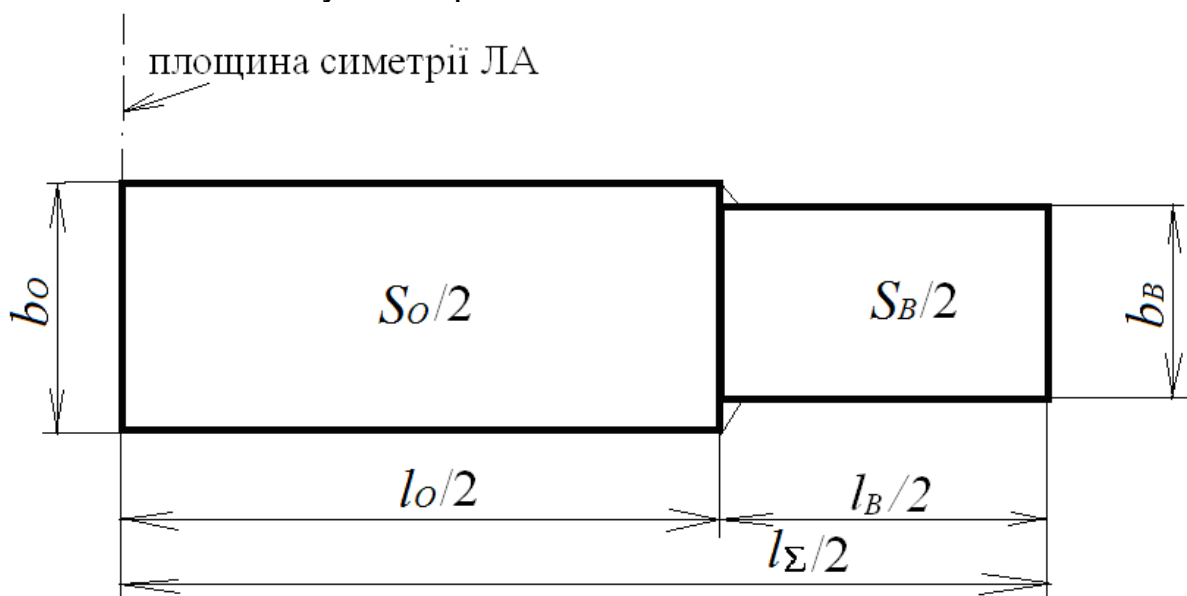


Рисунок 1 – Схема телескопічного крила:

S_0 і S_B – площі основного та висувного крил; l_0 і l_Σ – розмах основного та повного крил; b_0 і b_Σ – хорди основного та висувного крил

Висувне крило має такий самий профіль, що і основне. Хорда типового основного крила – 110 мм, а крейсерська швидкість апарата – 25 м/с, що дає число Рейнольдса $\sim 180\,000$. Для висувного крила число Рейнольдса менше.

Метою даної роботи є аналіз аеродинамічних характеристик (АХ) малого БПЛА з висувним крилом і визначення доцільності його застосування. Специфікою малих БПЛА є політ за низьких чисел Рейнольдса, у цій роботі розглянуто діапазон $Re = 125\,000 \dots 250\,000$.

З одного боку, збільшення видовження крила λ з точки зору аеродинаміки неманевреного апарата є бажаним, оскільки зменшує індуктивний опір, з іншого – застосування висувного крила має недоліки. По-перше, це призводить до появи звуження крила, що є недоліком для апаратів розглядуваних габаритів [3]. Аеродинаміка висувного крила відрізняється меншим числом Рейнольдса, тобто більшим коефіцієнтом опору тиску C_{Xp} та меншим максимальним значенням коефіцієнта підйомної сили C_{Ymax} . По-друге, висувне крило має уміщуватися в основному, а це ускладнює виготовлення крила за наявності геометричного кручення або турбулізаторів на поверхні крила. По-третє, очевидно, що застосування механізму розкладання крила потребує збільшення його маси.

Для створення математичної моделі БПЛА схеми «тандем» необхідно враховувати інтерференцію між переднім і заднім крилами. Відповідно до теоретичних положень [4] на індуктивний опір заднього крила (певної геометрії та при певному куті атаки) впливає в першу чергу вертикальний інтервал між переднім і заднім крилами, який залишається незмінним при застосуванні висувного крила. Таким чином, можемо знехтувати зміною індуктивної інтерференції і розглядати залежність АХ крила від власної геометрії.

Розглянемо коефіцієнти опору та підйомної сили.

Опір крила дорівнює сумі профільного та індуктивного опорів:

$$\begin{aligned} C_{X0} &= C_{Xpr0} + C_{Xind0}, \\ C_{X\Sigma} &= C_{Xpr\Sigma} + C_{Xind\Sigma}, \end{aligned} \quad (1)$$

де $C_{Xpr0}, C_{Xpr\Sigma}$ – опір основного та повного крил відповідно.

Розглянемо **профільний опір** висувного крила, яке відрізняється від основного хордою і товщиною. Характеристики профілю основного крила (C_Y^α, C_{X0}) вважаємо визначеними.

Експериментальні залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса [5] для товщини профілю $\bar{c} = 6 \dots 12\%$ у такому діапазоні Re можна з високою точністю апроксимувати залежністю (рис. 2, 3)

$$C_X = a_1 + \frac{a_2}{Re^{1,4}}, \quad (2)$$

де a_1 і a_2 – коефіцієнти, що залежать від товщини та форми профілю, шорсткості поверхні та ступеня турбулентності потоку.

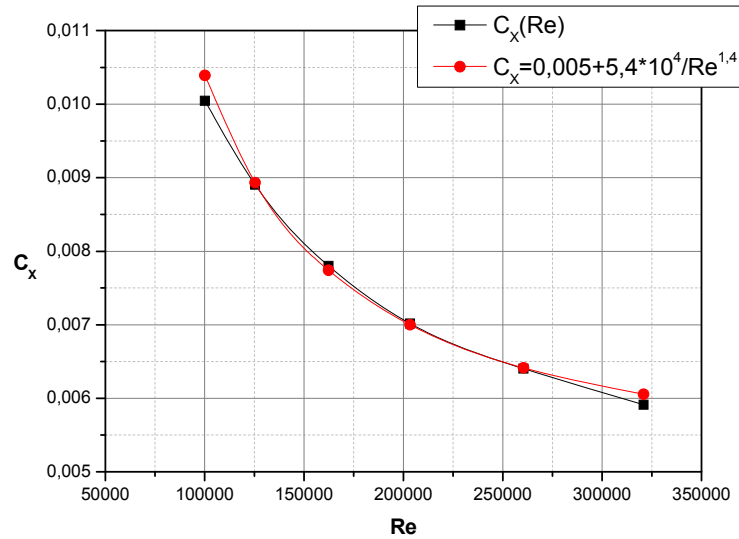


Рисунок 2 – Експериментальна й аналітична залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса для профілю товщиною 6%

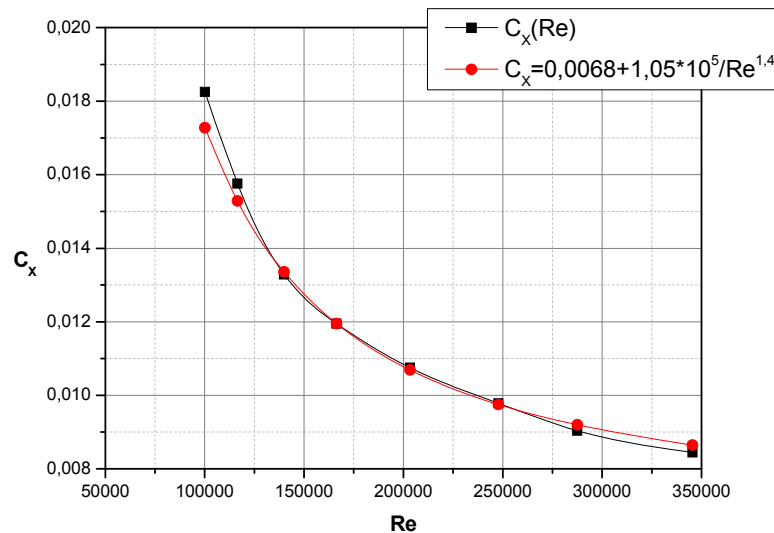


Рисунок 3 – Експериментальні та аналітичні залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса для профілю товщиною 12%

Для профілю товщиною 12% зменшення хорди на 10% (зменшення Re з 180 000 до 162 000) призводить до зростання коефіцієнта опору профілю з $1,11 \cdot 10^{-2}$ до $1,18 \cdot 10^{-2}$, тобто на $\sim 5,1\%$. Тому з точки зору профільного опору вигідно максимально наблизити довжину хорди висувного крила до хорди основного.

Коефіцієнти a_1 і a_2 у формулі (2) визначені для товщин профілю 6% ($a_1=0,005$, $a_2=5,4 \cdot 10^4$) і 12% ($a_1=0,0068$, $a_2=10,5 \cdot 10^4$). Для товщини основного крила в діапазоні 6...12% коефіцієнт a_2 доцільно отримати лінійною інтерполяцією значень на границях діапазону:

$$a_2 = 5,4 \cdot 10^4 + \frac{5,1 \cdot 10^4}{0,06} (\bar{c}_0 - 0,06) = 5,4 \cdot 10^4 + 8,5 \cdot 10^5 (\bar{c}_0 - 0,06). \quad (3)$$

Оскільки A_X основного профілю при відповідному числі Рейнольдса, як правило, відома, то можемо визначити коефіцієнт a_1 :

$$a_1 = C_{X \text{ про}} - \frac{a_2}{Re_O^{1,4}}.$$

Тоді вплив зменшення довжини хорди на профільний опір крила (при незмінній товщині) можна записати як

$$C_{X \text{ прВ}} = C_{X \text{ про}} + a_2 \left(\frac{1}{Re_B^{1,4}} - \frac{1}{Re_O^{1,4}} \right) = C_{X \text{ про}} + a_2 \left(\frac{v}{V} \right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_B^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}} \right), \quad (4)$$

де $C_{X \text{ прВ}}$ – профільний опір висувного крила; V – крейсерська швидкість БПЛА; ν – кінематичний коефіцієнт в'язкості, що визначається за температурою повітря (для $t = 0^\circ\text{C}$ $\nu = 1,37 \cdot 10^{-5}$ м²/с, для $t = 20^\circ\text{C}$ $\nu = 1,57 \cdot 10^{-5}$ м²/с) [6].

При характерній геометрії основного крила малого БПЛА неминучим є зменшення відносної товщини висувного крила порівняно основного. Так, для основного крила з хордою 110 мм і товщиною 10 мм можна припустити товщину стінок обшивки по 1 мм зверху і знизу та по 2,5 мм – біля передньої та задньої кромки. Тоді відносна товщина висувного крила становитиме $\bar{c}_B = \frac{8 \text{ мм}}{105 \text{ мм}} = 0,076$, тобто $\bar{c}_B = 7,6\%$ при $\bar{c}_O = 9,1\%$ на основному крилі. Це призводить до зменшення як профільного опору, так і несучої здатності висувного крила.

При $Re \leq 50\,000$ для профілів з точкою відносної товщини $\bar{x}_c \approx 0,3$ можна рекомендувати емпіричну залежність [4]:

$$C_X = 2C_f \left(1 + \frac{c}{b} \right) + \left(\frac{c}{b} \right)^3. \quad (5)$$

При $Re \geq 500\,000$ для профілів з точкою відносної товщини $\bar{x}_c \approx 0,3$ можна рекомендувати емпіричну залежність [4]:

$$C_X = 2C_f \left(1 + 2 \frac{c}{b} + 60 \left(\frac{c}{b} \right)^4 \right). \quad (5a)$$

Вважаючи, що коефіцієнт опору тертя слабо залежить від товщини профілю [7], одержимо співвідношення профільних коефіцієнтів опору при однаковій хорді:

$$C_{X \text{ прВ}} = C_{X \text{ про}} \frac{1 + 2\bar{c}_B + 60\bar{c}_B^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4}. \quad (6)$$

Враховуючи вплив і довжини хорди, і відносної товщини профілю, тобто поєднуючи формули (5) і (6), запишемо

$$C_{X \text{ пр } B} = \left[C_{X \text{ пр } O} + a_2 \left(\frac{v}{V} \right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_B^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}} \right) \right] \frac{1 + 2\bar{c}_B + 60\bar{c}_B^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4}. \quad (7)$$

Отриманий у формулі (7) коефіцієнт профільного опору належить до площі висувного крила. Для повного крила вираз набуває вигляду

$$C_{X \text{ пр } \Sigma} = C_{X \text{ пр } O} \frac{S_O}{S_O + S_B} + C_{X \text{ пр } B} \frac{S_B}{S_O + S_B}. \quad (8)$$

Розглянемо **індуктивний опір** основного та повного крил (рис. 4).

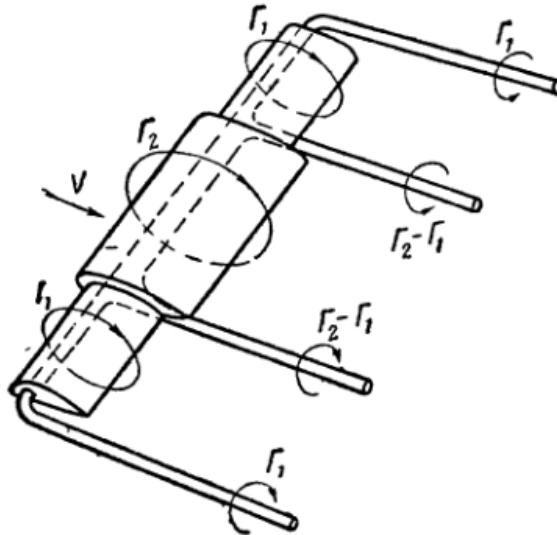


Рисунок 4 – Схема приєднаних і вільних вихорів телескопічного крила

Для основного крила коефіцієнт індуктивного опору

$$C_{X \text{ інд } O} = \frac{C_Y^2}{\pi e_O \lambda_O},$$

де e_O – коефіцієнт Освальда; для прямокутного крила з видовженням більше 5 і без кручення $e_O \approx 0,95$ [6]; $\lambda_O = \frac{l_O}{b_O}$ – видовження основного крила.

Повне крило має складну форму в плані, тому зводиться до еквівалентного [8, 9]. Такий прийом припустимий і для оцінювання профільного опору, проте наведена вище методика більш акуратно враховує вплив числа Рейнольдса на АХ апарата.

Площа, розмах і звуження еквівалентного крила такі ж, як у повного, стрілоподібність за передньою кромкою дорівнює нулю:

$$\lambda_\Sigma = \frac{l_\Sigma^2}{S_O + S_B}; \quad \eta_\Sigma = \frac{b_O}{b_B}; \quad \bar{c}_{\text{сер}} = \frac{\bar{c}_{\text{сер}} S_O + \bar{c}_B S_B}{S_O + S_B};$$

$$b_A = \frac{b_{AO} S_O + b_{AB} S_B}{S_O + S_B} = \frac{b_O S_O + b_B S_B}{S_O + S_B}. \quad (9)$$

Для отриманого крила

$$C_{X_{інд\Sigma}} = \frac{C_Y^2}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma}} = C_Y^2 \left(\frac{k}{\pi e_{k=1} \lambda_{\Sigma} k_{\phi}} + \frac{1-k}{\pi e_{k=0} \lambda_{\Sigma} k_{\phi}} \right), \quad (10)$$

де $e_{k=1}$ – коефіцієнт Освальда при повній підсмоктуючій силі; $e_{k=0}$ – коефіцієнт Освальда при нульовій підсмоктуючій силі; k – степінь реалізації підсмоктуючої сили; k_{ϕ} – коефіцієнт форми поперечного перерізу фюзеляжу.

Коефіцієнти Освальда розраховують за формулами

$$e_{k=1} = \frac{C_Y^{\alpha}}{\lambda_{\Sigma}} \bar{y}_{cg}^e; \quad e_{k=0} = \frac{C_Y^{\alpha}}{\pi \lambda_{\Sigma}}, \quad (11)$$

де C_Y^{α} – похідна підйомної сили за кутом атаки: $C_Y^{\alpha} = 2\pi(1 + 0,77\bar{c}_{сер})$ [10]; \bar{y}_{cg}^e – відносна відстань між центрами вихрових джгутів в площині Треффта; для нестрілоподібних крил емпірична залежність $\bar{y}_{cg}^e = k_1 + k_2 \lambda_{\Sigma}$.

Коефіцієнти k_1 і k_2 є функціями звуження крила. Для $\eta_{\Sigma} = 1$ $k_1 = 0,5269$, $k_2 = 0,1730$, для $\eta_{\Sigma} = 2$ $k_1 = 0,4919$, $k_2 = 0,1413$. Для відомого $\eta_{\Sigma} = \frac{b_0}{b_B}$, інтерполюючи за граничними значеннями, можна записати

$$k_1 = 0,5269 - 0,035(\eta_{\Sigma} - 1); \quad k_2 = 0,173 - 0,0317(\eta_{\Sigma} - 1).$$

Тоді

$$e_{k=1} = \frac{C_Y^{\alpha}}{\lambda_{\Sigma}} [0,5269 + 0,123\lambda_{\Sigma} + (\eta_{\Sigma} - 1)(0,0183\lambda_{\Sigma} - 0,035)]. \quad (12)$$

Коефіцієнт k для нестрілоподібних крил можна наближено обчислити за формулою

$$k = 0,974 - 0,0976 \cdot e^{-0,456\lambda_{\Sigma}/\eta_{\Sigma}}. \quad (13)$$

Коефіцієнт форми фюзеляжу залежить від відносного діаметра фюзеляжу $\bar{d} = \frac{d}{l}$ та характерного відносного розміру поперечного перерізу $\bar{a} = \frac{a}{l}$ (рис. 5).

Зі збільшенням розмаху крила відносний діаметр зменшується, а k_{ϕ} збільшується, наближаючись до одиниці. Для БПЛА, що розкладаються в польоті, $\bar{d} \approx \frac{b_B}{l}$, оскільки діаметр фюзеляжу і хорда основного крила приймаються максимальними для даного контейнера. Для «безпілотників» відносний діаметр фюзеляжу, як правило, малий ($\bar{d} \leq 0,15$), тому за графіком для $\bar{a} < 0,2$ коефіцієнт k_{ϕ} змінюється менш ніж на 0,01 і для практичних цілей можна прийняти $k_{\phi} = 1$. Тоді формула (9) набуває вигляду

$$C_{X \text{ инд } O} = \frac{C_Y^2}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma}} = \frac{C_Y^2}{\pi \lambda_{\Sigma}} \left(\frac{k}{e_{k=1}} + \frac{1-k}{e_{k=0}} \right). \quad (14)$$

Таким чином, підставивши вирази (11) – (13) в (14), одержимо коефіцієнт індуктивного опору повного (телескопічного) крила як функцію коефіцієнта підйомної сили. Підставляючи формулу (3) в (7), а (7) – в (8), отримуємо значення коефіцієнта профільного опору; а вирази (8) і (14) в (1) – загального коефіцієнта опору повного крила.

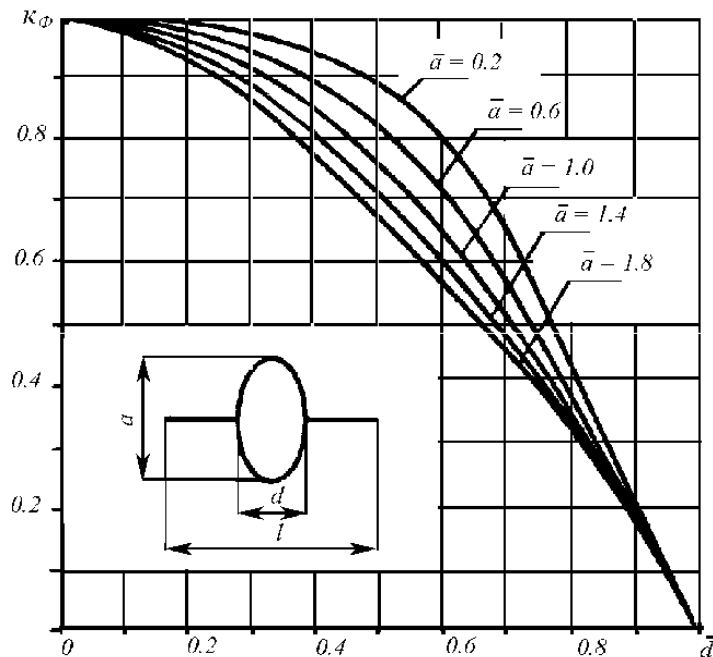


Рисунок 5 – Графічна залежність $k_{\phi} = k_{\phi}(\bar{d}, \bar{a})$

У горизонтальному польоті підйомна сила і сила тяжіння зрівноважені:

$$C_{Y \text{ кр}} \frac{\rho V^2}{2} S = mg, \quad (15)$$

де $C_{Y \text{ кр}}$ – крейсерський коефіцієнт підйомної сили.

Крейсерська швидкість, обумовлена технічним завданням на БПЛА, залишається незмінною. Внаслідок застосування висувного крила площа несучої поверхні в лівій частині рівняння збільшується. Маса конструкції внаслідок застосування механізму висувного крила збільшується на величину такого ж порядку. Тому крейсерський коефіцієнт підйомної сили для оцінного розрахунку можна вважати незмінним (у разі його зменшення АХ БПЛА покращуються внаслідок зменшення індуктивного опору), для розрахунку прийнято типове значення $C_{Y \text{ кр}} = 0,5$.

Результати розрахунку

Числовий розрахунок виконано за допомогою програмного пакету MathCAD. Розглянута геометрія основного крила є незмінною з параметрами: $b_0 = 110$ мм, $l_0 = 1000$ мм, $c_0 = 10$ мм ($\bar{c}_0 = 9,1\%$). Геометрія ви-

сுவного крила є змінною з абсолютною товщиною $c_B = 8$ мм, хордою $b_B = 80; 90; 100; 105$ мм (відносна товщина $\bar{c}_B = 0,10; 0,089; 0,08; 0,076$) $l_\Sigma = 1000; 1200; 1400; 1600$ мм. Число Рейнольдса за хордою основного крила $Re_O = 175\,000$, при крейсерській швидкості польоту $V = 25$ м/с і кінематичній в'язкості повітря $\nu = 1,47 \cdot 10^{-5}$ м²/с ($t = 10^\circ\text{C}$). Мінімальний профільний опір основного крила при зазначеному вище Re та підвищеному ступені турбулентності приземної атмосфери можна прийняти $C_{x_{прO}} = 0,011$ [11]. Аеродинамічна якість основного та повного крил розраховується за формулами

$$K_0 = \frac{C_{Y_{кр}}}{C_{xO}}; \quad K_\Sigma = \frac{C_{Y_{кр}}}{C_{x\Sigma}} \quad (16)$$

Результати розрахунку аеродинамічної якості телескопічного крила залежно від відносної хорди b_B/b_O та відносного розмаху l_B/l_O наведено в табл. 1, де випадок $l_B/l_O = 0$ відповідає відсутності висувного крила, тобто основному крилу.

Таблиця 1 – Результати розрахунку аеродинамічної якості телескопічного крила за формулою (5а)

K		$\frac{b_B}{b_O}$			
		0,7	0,8	0,9	0,95
$\frac{l_B}{l_O}$	0,0	23,57			
	0,2	25,37	25,13	24,92	24,81
	0,4	26,49	26,15	25,83	25,68
	0,6	27,38	26,97	26,59	26,41

При використанні формули (5) замість формули (5а) отримаємо результати, наведені в табл. 2.

Таблиця 2 – Результати розрахунку аеродинамічної якості телескопічного крила за формулою (5)

K		$\frac{b_B}{b_O}$			
		0,7	0,8	0,9	0,95
$\frac{l_B}{l_O}$	0,0	23,57			
	0,2	25,40	25,17	24,95	24,85
	0,4	26,55	26,21	25,89	25,74
	0,6	27,48	27,06	26,68	26,50

Для визначення індуктивного опору основного та телескопічного крил можна застосувати альтернативну методику [12]. Після формули (9) замість (10) – (13) коефіцієнт індуктивного опору обчислюють за виразом

$$C_{X \text{ инд}0} = \frac{C_Y^2(1 + \delta_0)}{\pi\lambda_0}; \quad C_{X \text{ инд}\Sigma} = \frac{C_Y^2(1 + \delta_\Sigma)}{\pi\lambda_\Sigma} \quad (16)$$

де

$$\delta_\Sigma = 0,02\lambda_\Sigma \left(3,1 - \frac{14}{\eta_\Sigma} + \frac{20}{\eta_\Sigma^2} - \frac{8}{\eta_\Sigma^3} \right); \quad \delta_0 = 0,022\lambda_0. \quad (17)$$

Через обмеженість обсягу статті результати розрахунку за альтернативною методикою не наведено.

З отриманих результатів можна зробити висновок про те, що зменшення довжини хорди висувного крила несуттєво впливає на аеродинамічну якість. Дійсно, хоча коефіцієнт профільного опору висувного крила збільшується (формула (7)), його площа відносно площі основного крила зменшується (формула (8)), тому загальний приріст профільного опору виявляється малим. У той же час зменшення хорди призводить до зростання звуження крила і зменшення його індуктивного опору. Зазначимо, що зміна хорди висувного крила дозволяє значно (при $\frac{l_B}{l_0} = 0,4 \dots 0,6$) змі-

нити площу телескопічного крила, що згідно формуло $C_x \frac{\rho V^2}{2} S = P$ та (15) дозволяє проведення модифікації БПЛА для двигуна іншої номінальної тяги або для корисного навантаження іншої маси.

Зростання розмаху телескопічного крила з 1,2 до 1,4 основного крила збільшує аеродинамічну якість крила на $\sim 1,0$ незалежно від хорди висувного крила. Подальше зростання розмаху до 1,6 основного крила збільшує аеродинамічну якість на $\sim 0,8$.

Порівняно з основним крилом використання телескопічного при відносному розмаху 1,2 збільшує аеродинамічну якість на 2, а при 1,4 – на 3. Аеродинамічна якість БПЛА дорівнює 0,5...0,7 аеродинамічної якості крила [2]. Для більш точного розрахунку аеродинамічної якості БПЛА схеми «тандем» у крейсерському режимі треба замість $C_{X \text{ про}}$ записати

$$C_{x \text{ прп}} \frac{S_{\text{п}}}{S} + C_{x \text{ прз}} \frac{S_{\text{з}}}{S} + C_{x \text{ ф}} \frac{S_{\text{М}}}{S} + C_{x \text{ во}} \frac{S_{\text{во}}}{S},$$

де $C_{x \text{ прп}}$, $C_{x \text{ прз}}$, $C_{x \text{ ф}}$, $C_{x \text{ во}}$ – коефіцієнти опору переднього та заднього крил, фюзеляжу і вертикального оперення, відповідно, $S_{\text{п}}$, $S_{\text{з}}$, $S_{\text{М}}$, $S_{\text{во}}$ – площі переднього та заднього крил, міделя фюзеляжу, вертикального оперення, $S = S_{\text{п}} + S_{\text{з}}$ – площа двох крил в плані.

Замість видовження λ треба підставити ефективне видовження $\lambda_{\text{еф}} = \frac{\lambda_{\text{танд}}}{1 + \frac{S_M}{S}}$, де видовження крил визначається через їхні відносні роз-

махи $\lambda_{\text{танд}} = \frac{l_{\text{п}}^2 + l_{\text{з}}^2}{S}$. При використанні телескопічного крила не лише зростає чисельник λ , а й зменшується $\frac{S_M}{S}$ у знаменнику. Тому при відносному розмаху крила 1,2...1,4 можна очікувати виграшу аеродинамічної якості на 1,5...2 одиниці, що складатиме ~10% від початкової.

Оцінювання стійкості БПЛА з телескопічним крилом

Висувне крило з профілем ідентичним за формою до основного крила не змінює положення фокусу крила та практично не впливає на стійкість БПЛА у поздовжньому каналі.

При обтіканні плоско-паралельним потоком висувне крило внаслідок меншої довжини хорди та меншої відносної товщини має нижчий максимальний коефіцієнт підйомної сили та критичний кут атаки. Розвиток відриву на кінцях крил є неприпустимим з точки зору стійкості в поперечному каналі, особливо для тонкого профілю [13]. Але розташовані на кінцях основних крил, тобто при максимальному скосі потоку від вільного вихору крила (рис. 6), вони мають значно менші істинні кути атаки, ніж основне крило.

Тому розвиток зриву на висувному крилі малоімовірний, хоча і потребує окремого аналізу та буде розглянуто в наступних публікаціях. Зазначимо лише, що зменшення хорди висувного крила, яке несуттєво впливає на АХ апарата на крейсерському режимі, є небажаним з точки зору стійкості.

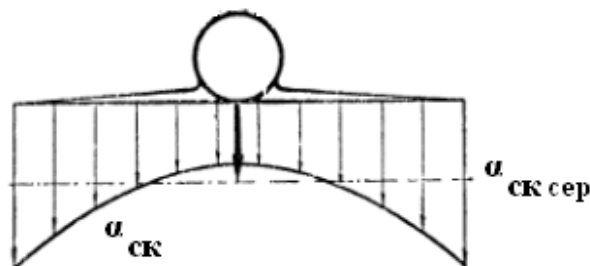


Рисунок 6 – Розподіл кута скосу потоку за розмахом крила

Висновки

У роботі створено математичну модель аеродинаміки безпілотного літального апарата малого класу з телескопічним крилом у діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 125\ 000 \dots 250\ 000$.

Визначено, що зменшення хорди висувного крила слабо впливає на аеродинамічні характеристики БПЛА з телескопічним крилом в крейсерському режимі, а визначальним фактором є видовження крила. Зміна

хорди висувного крила дозволяє без істотних змін АХ провести модифікацію БПЛА для двигуна іншої тяги або корисного навантаження іншої маси. Зрозуміло, що даний висновок є справедливим при досить великій хорді висувної частини ($> 70...80\%$ хорди основної частини крила), коли паразитичний вихор на стику є слабким.

За результатами розрахунку телескопічне крило залежно від розмаху має аеродинамічну якість на $8,5...16,3\%$ більшу, ніж у базового (нерозкладного) крила. Отримані характеристики дозволяють віднести телескопічне крило до перспективних напрямків розвитку безпілотної авіації малого класу, особливо з контейнерним стартом за умови вирішення конструктивно-технологічних задач.

Аеродинамічна модель телескопічного крила може бути використана і для безпілотних літальних апаратів «нормальної» схеми. Окрім діапазону чисел Рейнольдса $125\ 000...250\ 000$ аеродинамічна модель придатна для використання в області автомодельності чисел Рейнольдса ($Re > 10^7$), при цьому замість формули (7) слід застосовувати формулу (6).

Список використаних джерел

1. Збруцький, О.В. Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень [Текст] / О.В. Збруцький, О.М. Масько, В.В. Сухов // Вісник ММІ. – Вип. 64. – К.: НТУУ «КПІ», 2012. – С. 63 – 66.
2. Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов [Текст] / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров, Д.С. Кузнецов // Полет. – №10 (2010). – М.: Машиностроение, 2010.
3. Шмитц, Ф.В. Аэродинамика малых скоростей [Текст]: пер. с нем. / Ф.В. Шмитц. – М.: ДОСААФ, 1963. – 60 с.
4. Шахов, В.Г. Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В.Г. Шахов. – Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.
5. Репик, Е.У. Влияние турбулентности потока на результаты весовых измерений в аэродинамических трубах [Текст] / Е.У. Репик, Ю.П. Соседко. – Труды Центрального Аэро-гидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского, вып. 1636 – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1975. – 20 с.
6. Мхитарян, А.М. Аэродинамика [Текст] / А.М. Мхитарян. – М.: Машиностроение, 1976. – 448 с.
7. Вотяков, А.А. Аэродинамика и динамика полёта самолёта [Текст] / А.А. Вотяков, Н.Т. Каюнов. – М.: ДОСААФ, 1975. – 296 с.
8. Самойлович, О.С. Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров [Текст] / О.С. Самойлович, Д.Ю. Стрелец. – М.: Полет, 1998. – С. 11 – 17.

9. Лемко, О.Л. Математическая модель формирования аэродинамического облика летательного аппарата по критерию максимального аэродинамического качества [Текст] / О.Л. Лемко, В.В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – сб. науч. тр. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 1 (65) – Х. : ХАИ, 2011. – С. 29 – 37.

10. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика [Текст]. – Ч. 2 / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1991. – 304 с.

11. Кривохатько, І.С. Дослідження впливу початкового степеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів [Текст] / І.С. Кривохатько, О.М. Масько, В.В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – сб. науч. тр. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (70) – Х. : ХАИ, 2012.

12. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик [Текст] / В.М. Ильюшко, М.М. Митрахович, А.В. Самков, В.И. Силков, О.В. Соловьев, В.И. Стрельников; под общ. ред. В.И. Силкова. – К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.

13.<http://il-plane.ru/4-7-xarakteristiki-pri-sryve-i-krutka-kryla/>

Поступила в редакцию 27.05.2013.

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. В.И. Сливинский, УкрНИИТМ, г. Днепропетровск.