

УДК 629.735.33

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201557356>

І. С. Кривохатко¹, старший викладач

ПІДВИЩЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ» ПІДБОРОМ ПРОФІЛІВ КРИЛ

En

In the last decade folding tube launch UAV became common, for which aerodynamic scheme "tandem" is reasonable. By the time tandem-wing aerodynamic characteristics are researched much less than ones of traditional scheme.

In present work comparison of different UAV geometries lift-drag ratio and longitudinal stability was performed with help of analytic and CFD methods. Geometries with negative and zero differences of forward and rear wings inclination an-

¹ Національний технічний університет України "КПІ",
кафедра приладів і систем керування літальними апаратами

gles were considered (in last case with stall-strips on forward wing and with different airfoils of forward and rear wing).

It was shown that for negative difference of inclination angles tandem-scheme can be exploited for wide range of centering and can be optimized for cruise flight (without balancing loss) while stability maintenance at high angle of attack.

For zero difference of inclination angles UAV with stall-strips or with different airfoils of forward and rear wing also can be longitudinally stable in wide range of angle of attack, but is attributed by significant balancing losses. For eliminating of this effect airfoils with positive can be used, but they have lower maximal lift-drag ratio.

Ru

В роботі аналітико-числовим методом проведено порівняння аеродинамічного якості та продольної устійчивості компоновок БПЛА схеми «тандем» з отрицательним и нулевым углами деградации – в последнем случае с наплывами на переднем крыле, а также с разными профилями на переднем и заднем крыльях. Показано, что при отрицательном угле деградации схема может использоваться в широком диапазоне центровок и быть оптимизированной для крейсерского режима полета (с нулевыми балансировочными потерями) при сохранении устійчивости на больших углах атаки. При нулевом угле деградации система с наплывами или разными профилями также может быть устійчивой в широком диапазоне углов атаки, но характеризуется значительными балансировочными потерями. Для их исключения можно использовать профили с положительным коэффициентом mz_0 , но это также приводит к потере максимального аеродинамічного якості.

Вступ

Основним недоліком аеродинаміки схеми «тандем», що набула певного поширення серед сучасних малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА), є негативна інтерференція крил: на заднє крило надходить потік, збурений переднім крилом [1]. З трьох проявів інтерференції (уповільнення, турбулізація та скіс потоку) найбільш вагомим є останній, що призводить до перерозподілу дійсних кутів атаки (і циркуляції) вздовж розмаху заднього крила (рис. 1). Таким чином, виникає додатковий опір взаємодукції та знижується аеродинамічна якість [2].

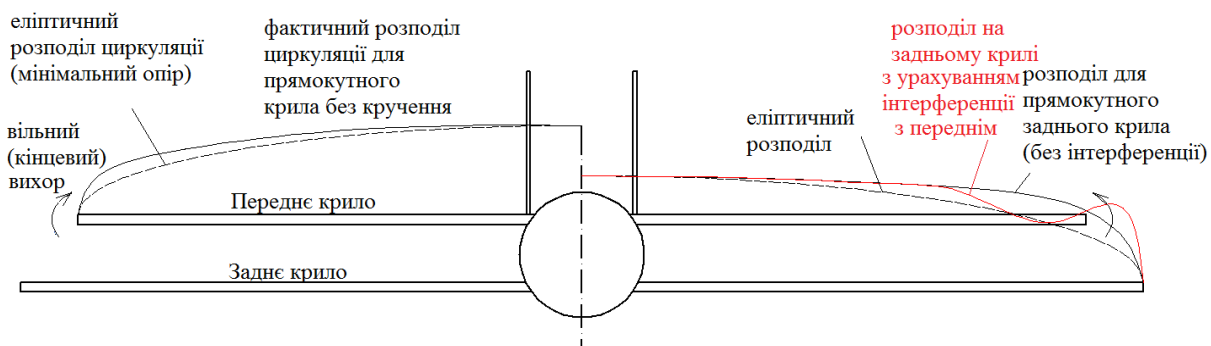


Рис. 1. Розподіл циркуляції вздовж розмаху переднього (зліва) та заднього (справа) крил

Специфікою схеми «тандем» є конфлікт аеродинамічної якості з поздовжньою стійкістю ЛА. Для уникнення штопорних явищ при виході на великі кути атаки зрив повинен починатись на передньому крилі, тому, як правило, його кут встановлення на $2...3^\circ$ більший, ніж у заднього крила (від'ємний кут деградації $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$) [1]. Це призводить до того, що переднє крило в крейсерському режимі знаходиться під кутом атаки більшим за оптимальний, а заднє – під меншим (різниця в дійсних кутах атаки збільшується від скосу переднього крила на задньому – для типових геометричних співвідношень це ще $2...3^\circ$). Можливим рішенням проблеми є застосування різних профілів для крил – переднє має меншу відносну кривизну, але при цьому сама форма профілів віддаляється від оптимальної для даного числа Рейнольдса [3], хоча такий підхід також розглянуто нижче. Тому перспективним є використання на носку переднього крила напливів (англ. *stall strips* – рис. 2), які незначно впливають на аеродинамічні характеристики (АХ) на малих кутах атаки, але призводять до більш раннього відриву примежового шару на великих [4]. На сучасних літаках (переважно малих) вони встановлюються в кореневій частині крила з метою уникнення різкого звалювання на крило, оскільки при розташуванні тягнучого гвинта на носі фюзеляжу, він закручує потік, і консолі крила обтікаються під різними дійсними кутами атаки, що призводить до більш раннього відриву потоку на одній з них [5], [6]. Згідно огляду аналогів, для схеми «тандем» використання таких напливів раніше не пропонувалось.

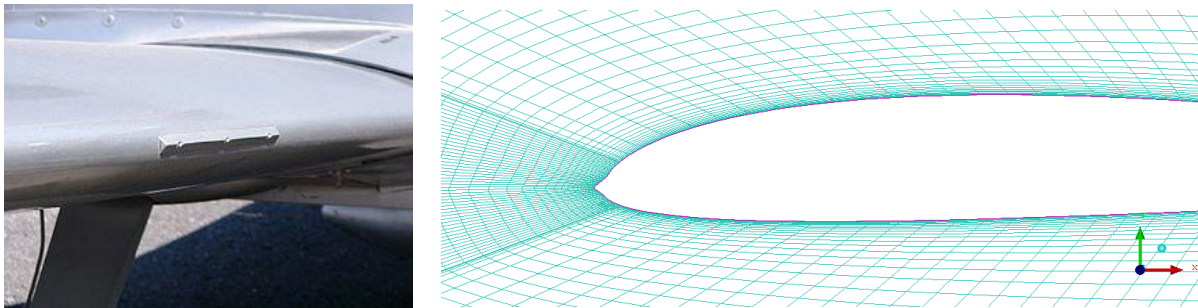


Рис. 2. Зовнішній вигляд та розрахункова сітка для профілю з напливом

Постановка задачі

Перевірити числовими методами можливість підвищення аеродинамічної якості літального апарата схеми «тандем» за допомогою збільшення кута деградації до нуля і напливів на передньому крилі або зміни профілю переднього крила.

Об'єкт дослідження

Для дослідження обрано геометричні співвідношення, характерні для малих БПЛА схеми «тандем»: хорда $b=150$ мм поздовжнє винесення крила $l_x = 5b$, висота коробки крил $h=b$ при $\alpha = 0^\circ$. Кут деградації $\Delta\varphi = 0^\circ$. На першому етапі використано два профілі SD8040, які показали найвище співвідношення $c_{y\max} / c_{x\min} = 170,9$ при $Re=2,5 \cdot 10^5$. Передній профіль має наплив розміром 0,75% або 0,4% хорди.

На другому етапі досліджень розглянуто компоновки з різними переднім і заднім профілями без напливів. Для трьох профілів (SD2030, S3021, SD8040), субоптимальних згідно запропонованого алгоритму [7], має місце нерівність $\alpha_{кр SD2030} < \alpha_{кр S3021} < \alpha_{кр SD8040}$ (рис. 3). Розглянуті компоновки наведені в табл. 1.

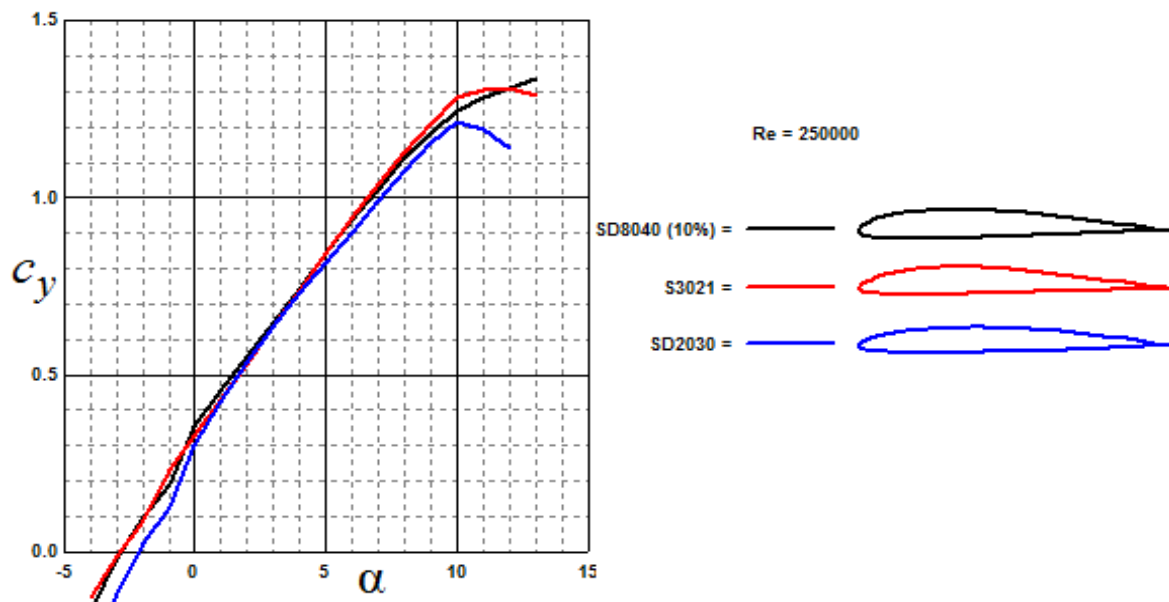


Рис. 3. Аеродинамічні характеристики ізольованих профілів, субоптимальних при $Re=2,5 \cdot 10^5$

Таблиця 1.

Компоновки, розглянуті на другому етапі дослідження

передній профіль	задній профіль
S3021	SD8040
SD2030	SD8040
SD2030	S3021

Методика розрахунку

Розрахунок виконано в програмному пакеті *Ansys* 13.0–15.0. Граничні умови: швидкість потоку $V=25$ м/с (число Рейнольдса $Re=2,5 \cdot 10^5$), атмосферний тиск $p=101\,325$ Па, температура $t=15$ °С, ступінь турбулентності $\epsilon=0,05$ %, масштаб турбулентності $l_{турб}=0,01$ м, умовна шорсткість поверхні $\delta=0,05$ мм, модель в'язкості Сатерленда, модель турбулентності Ментера ($k-\omega$ SST). Для всіх розрахункових випадків була доведена сіткова незалежність рішення шляхом адаптації сітки за градієнтом тиску. Аеродинамічні коефіцієнти визначені в швидкісній системі координат та зведені до умовної площі двох профілів. Поздовжній момент визначено відносно точки, що знаходиться на відстані 40 % між фокусами крил, рахуючи від переднього, та зведено до хорди одного профілю. Після визначення аеродинамічних характеристик профілів в програмному пакеті *Ansys* результати перераховуються на два крила кінцевого видовження з обчисленням середнього кута скосу на крилі.

Результати розрахунку AX системи двох профілів

Аеродинамічні характеристики системи профілів з напливом на передньому. Строго кажучи, навіть для профілів без напливів зрив на передньому крилі розвивається швидше, ніж на задньому: приєднаний вихор переднього крила дещо зменшує дійсний кут атаки заднього (рис. 4). Але в умовах випадкових збурень реального польоту та кутових швидкостей такий запас є недостатнім.

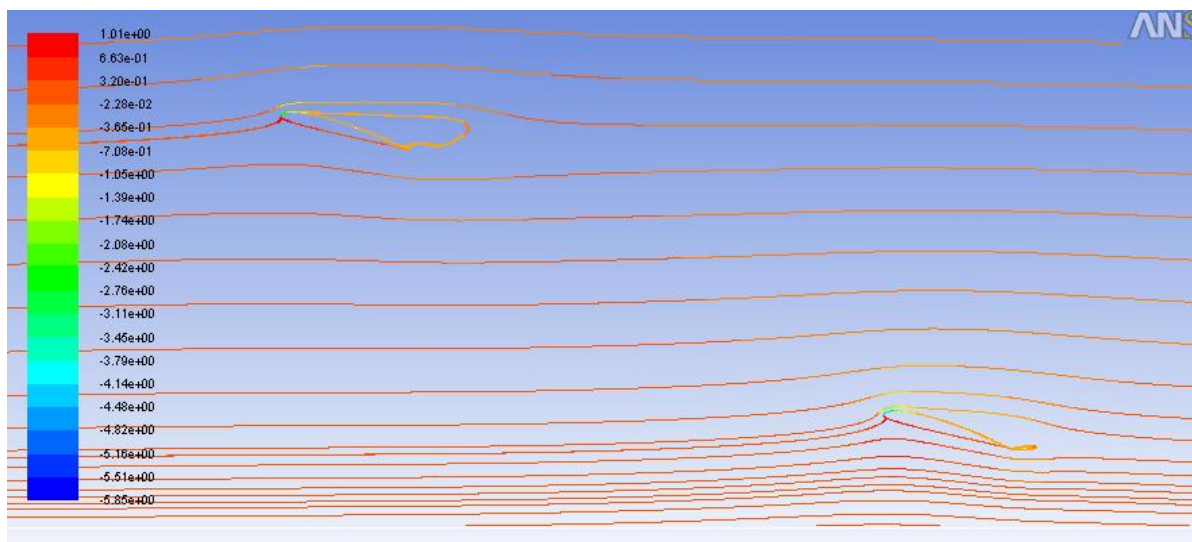


Рис. 4. Обтікання двох профілів SD8040 без напливів ($\alpha=15^\circ$)

У випадку застосування напливу розміром 0,4...0,75 % хорди система є стійкою на великих кутах атаки: коли на задньому профілі відрив потоку тільки починається, на передньому – охоплює більшу частину профі-

лю (рис. 5). На закритичних для заднього профілю кутах атаки відрив на передньому залишається більшим (рис. 6). Після того, як відрив охоплює всю верхню поверхню переднього профілю, він розвивається лише на задньому, що призводить до появи моменту на кабрування і втрати стійкості, але на реальному ЛА такий сценарій можливий лише при сильних поривах вітру, оскільки відразу після досягнення критичного кута атаки на передньому крилі апарат опускає ніс і кут атаки зменшується.

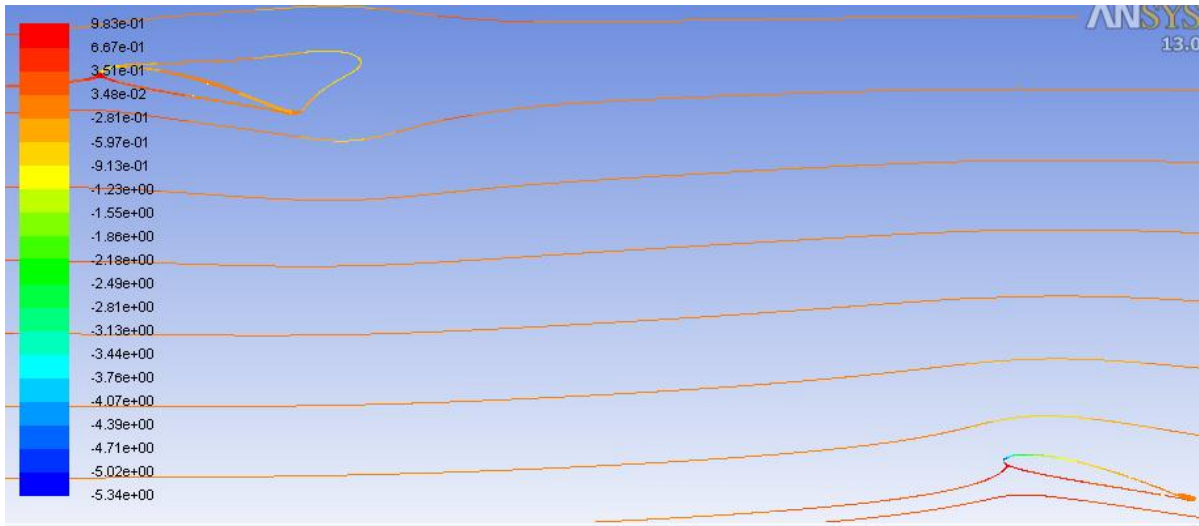


Рис. 5. Передній профіль *SD8040* з напливом 0,75% хорди ($\alpha=12^\circ$)

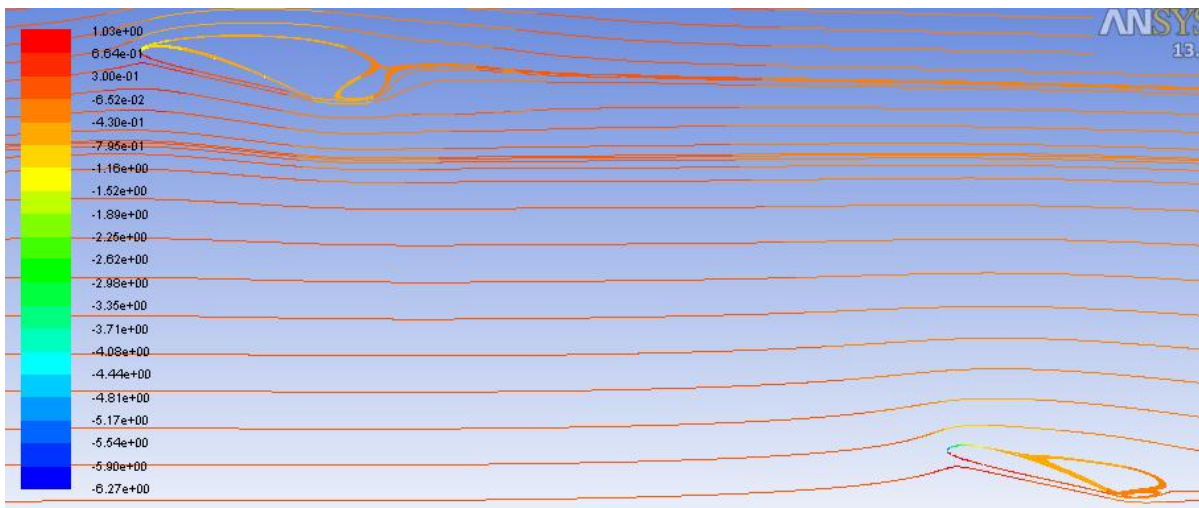


Рис. 6. Передній профіль *SD8040* з напливом 0,75% хорди ($\alpha=15^\circ$)

Розрахунок коефіцієнтів поздовжнього моменту показує, що система двох профілів є стійкою при виході на критичний кут атаки (рис. 7, рис. 8).

При напливі 0,75 % максимальна аеродинамічна якість переднього профілю істотно знижується на $\Delta K_{\max} = 19$ (рис. 9). Для напливу 0,4 % $\Delta K_{\max} = 12$, при цьому моментні характеристики практично ідентичні до профілю з напливом 0,75 %. Для напливу 0,1 % $\Delta K_{\max} = 10$, а залежність

поздовжнього моменту від кута атаки суттєво відрізняється: діапазон робочих кутів атаки більший, при $\alpha=10\dots15^\circ$ виникає значний стабілізуючий момент.

Аеродинамічні характеристики системи двох різних профілів. Моментні характеристики систем $SD2030_SD8040$ і $SD2030_S3021$ практично однакові (рис. 7), але $S3021$ має нижчу аеродинамічну якість, ніж $SD8040$, тому другу компоновку визнано недоцільною. Найгіршою з трьох компоновок слід визнати $S3021_SD8040$ – хоча відрив раніше виникає на передньому профілі, він розвивається повільніше, ніж на задньому, і система втрачає стійкість (це доводить, що необхідно враховувати не лише абсолютні значення критичних кутів атаки двох профілів, але і динаміку розвитку відривних явищ). Моментні характеристики системи $SD2030_SD8040$ і системи двох $SD8040$ з напливом 0,1 % хорди на передньому профілі практично співпадають. Хоча для профілю $SD8040$ максимальна аеродинамічна якість вища, ніж для $S3021$ і $SD2030$, останні мають більшу K_{\max} , ніж $SD8040$ з напливом.

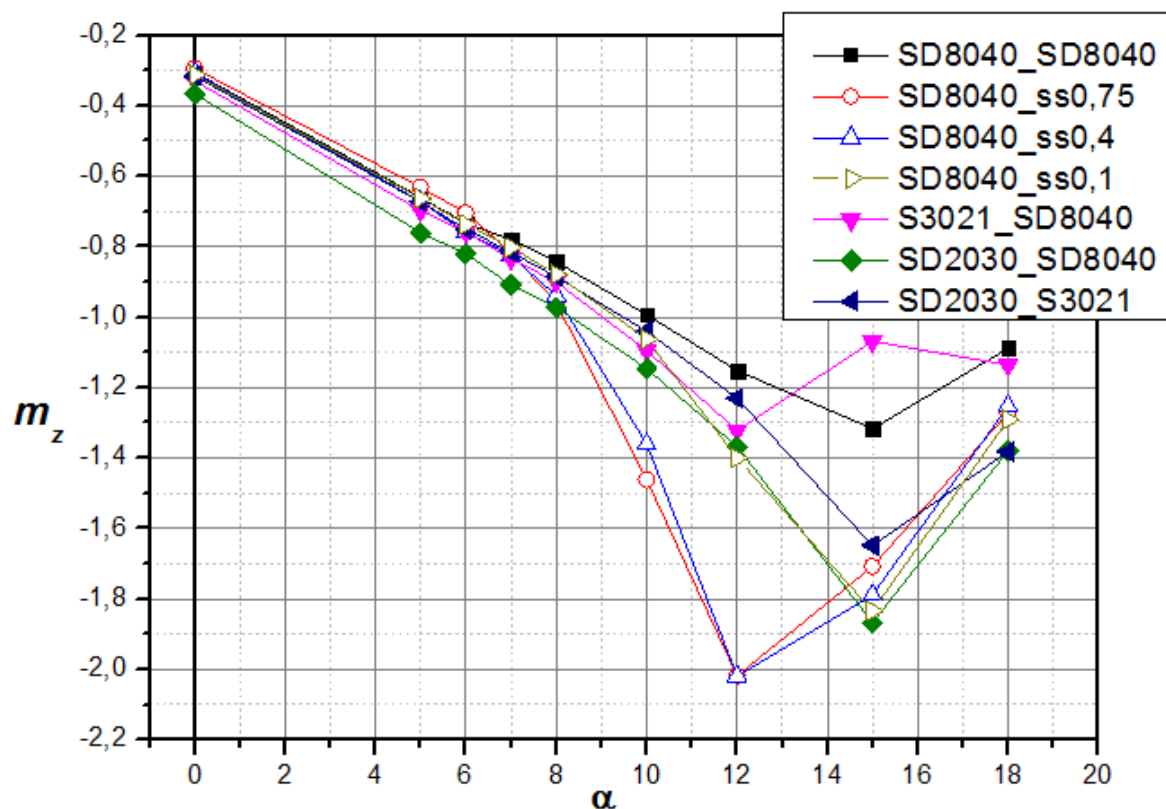


Рис. 7. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки

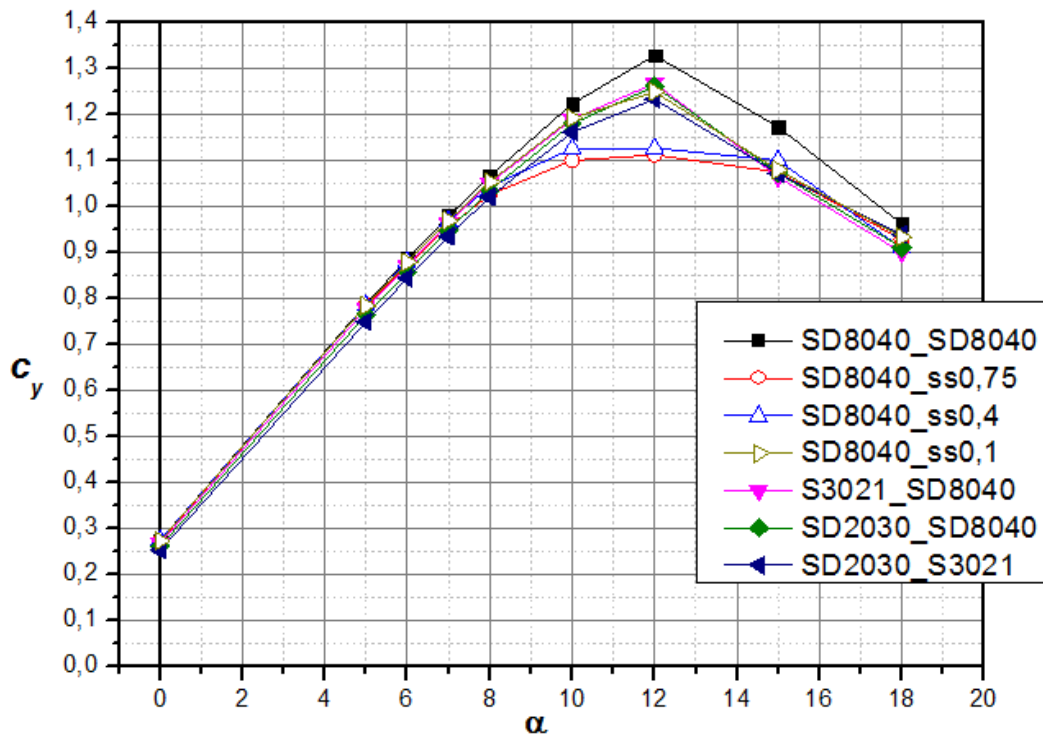


Рис. 8. Залежність коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки

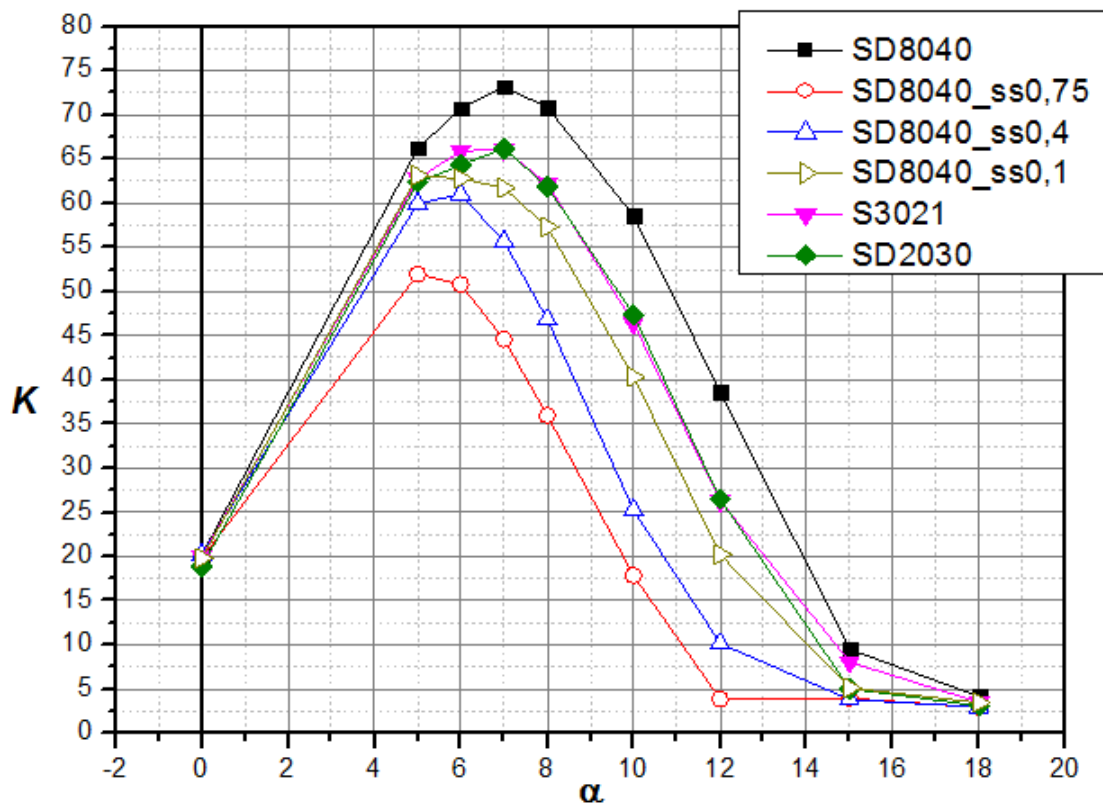


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості переднього профілю від кута атаки

Результати перерахунку АХ на систему крил кінцевого видовження

Розглянемо типову геометрію БПЛА схеми «тандем» (за найближчий аналог прийнято «Сокіл-2»): $l_1 = 10 b_1$, $l_2 = 12 b_1$, кути поперечного V крил $\psi_1 = \psi_2 = 0^\circ$, діаметр фюзеляжу $D = 1,1 b_1$, звідси площа міделю $S_M = 0,025 \text{ м}^{-2}$, площа вертикального оперення (ВО) $S_{BO} = 0,026 \text{ м}^{-2}$. Аеродинамічні характеристики фюзеляжу та ВО визначені в аеродинамічній трубі.

Слід враховувати, що для забезпечення стійкості достатньо розмістити напливи на центроплані крила, а не по всьому розмаху: це зменшить їх негативний вплив на аеродинамічну якість. Так напливи в 0,4 % хорди на 1/3 розмаху призведуть до втрати K_{\max} профілю не 12, а лише 4 одиниць (як правило, напливи застосовуються на значно меншій частині розмаху). При цьому забезпечується надійний зрив потоку на передньому крилі раніше, ніж на задньому. Використання профілів $S3021$ або $SD2030$ на всьому розмаху переднього крила призводить до зниження K_{\max} на 7 одиниць. Використання одного з профілів $S3021$ або $SD2030$ на частині розмаху переднього крила ускладнює технологію виробництва та погіршує характеристики звалювання.

Розглянуто три компоновки: «класичну» (два профілі $SD8040$ кут деградації -2°), з двома різними профілями ($SD2030_SD8040$) та з напливами на передньому крилі при нульовому куті деградації ($SD8040_{ss}_SD8040$). Результати розрахунку наведені на рис. 10 ... рис. 12 (на рис. 12 розглянуто центрівки в 40 і 45 % відстані між лініями фокусів крил).

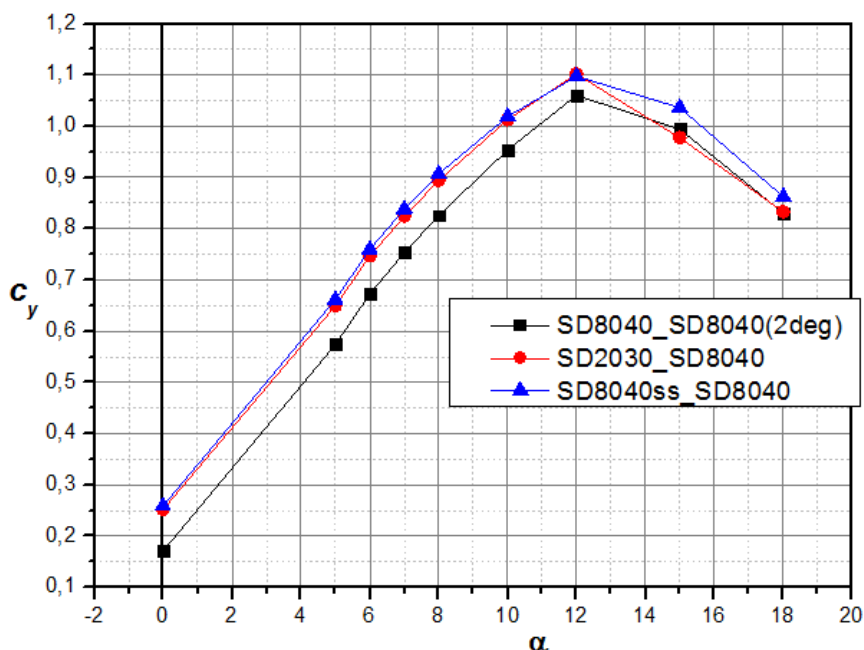


Рис. 10. Залежність коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки

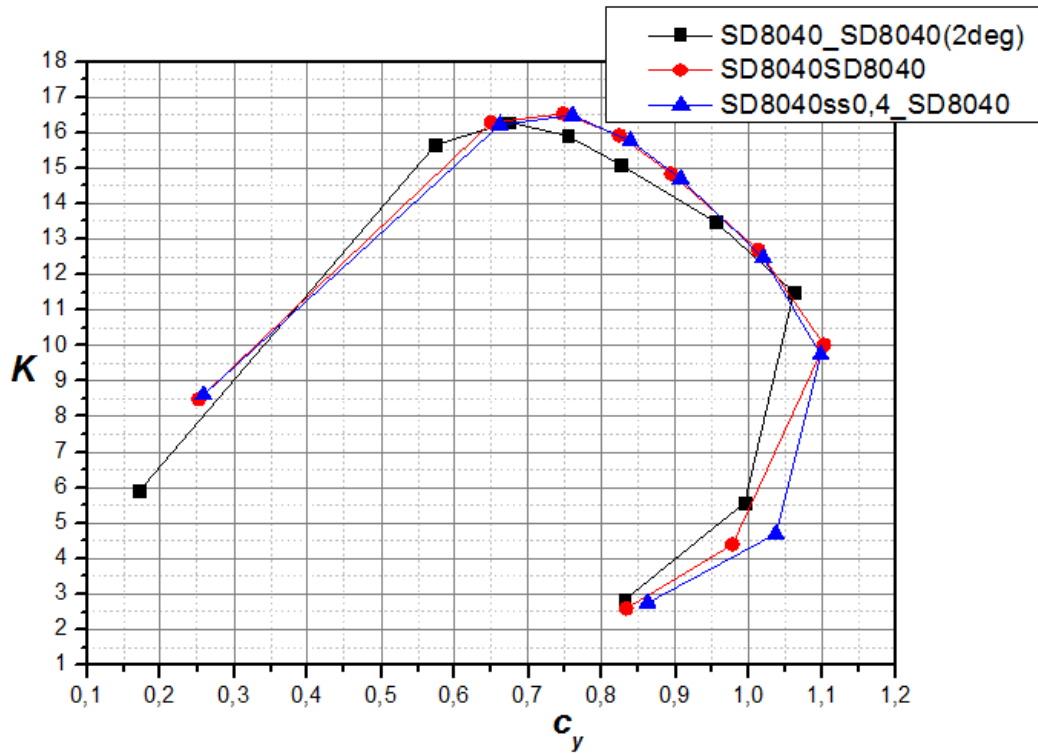


Рис. 11. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта піднімальної сили

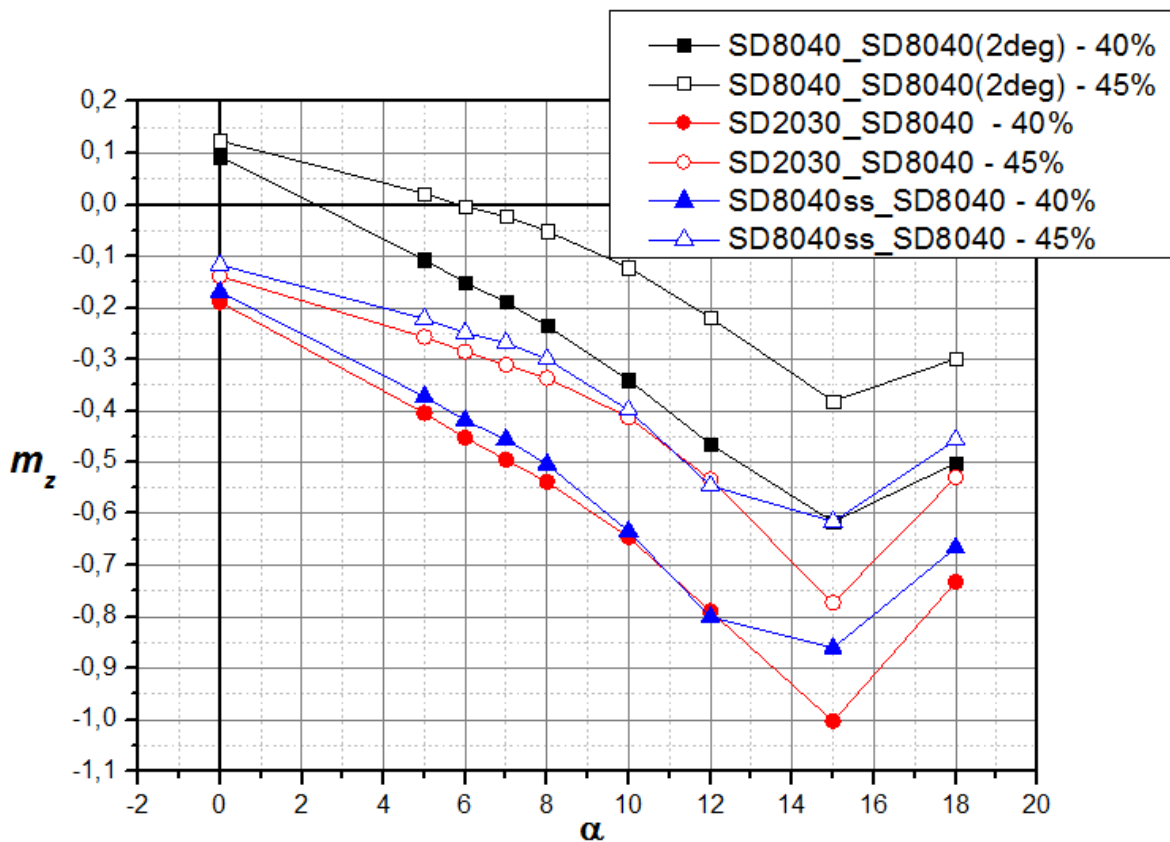


Рис. 12. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки

Згідно отриманих результатів, аеродинамічні характеристики двох останніх компоновок досить близькі ($c_{y_{\max}} = 1,10$; $K_{\max} = 16,5$). «Класична» компоновка має нижчий максимум коефіцієнта піднімальної сили ($c_{y_{\max}} = 1,06$) та дещо нижчий максимум аеродинамічної якості ($K_{\max} = 16,3$). Але балансувальні втрати «класичної» компоновки виявляються значно меншими – при центрівці 45 % від винесення крил ЛА є стійким ($m_z^{c_y} = m_z^{\alpha} / c_y^{\alpha} = -0,225$) збалансованим на найвигіднішому куті атаки $\alpha = 6^\circ$, при виході на великі кути атаки стабілізуючий момент збільшується, критичний кут атаки $\alpha_{кр} = 12^\circ$, а стійкість втрачається тільки при $\alpha > 15^\circ$. При цьому компоновки 2 і 3 завжди мають момент на пікірування, оскільки для них $m_{z_0} = -0,07 < 0$, на відміну від класичної компоновки ($m_{z_0} \approx 0,15$). Таким чином, навіть при нейтральній центрівці (50 %) доведеться компенсувати момент $m_{z_0} \approx -0,07$.

Врахуємо балансувальні втрати при рулі висоти (РВ) на задньому крилі, так як при центрівці 40 ... 45 % він буде ефективніший, ніж на передньому. Якщо РВ займає 25% площі заднього крила з осью аеродинамічною компенсацією 25 % хорди РВ, то коефіцієнт його ефективності $n_{PB} = 0,43$, якщо знехтувати вирізами в РВ [8]. Адаптувавши формулу ефективності РВ для схеми «тандем», тобто звівши до площі двох крил, одержимо

$$m_z^{\delta_{PB}} = -k_{\phi} c_{y_2}^{\alpha} A n_{PB} \frac{S_1}{S_1 + S_2},$$

де k_{ϕ} – коефіцієнт гальмування потоку на задньому крилі /горизонтальному оперенні (тут можна прийняти $k_{\phi} = 1$);

$c_{y_2}^{\alpha} = \partial c_y / \partial \alpha = 0,0721 / ^\circ$ – розрахована похідна для заднього крила;

$$A = \frac{S_2}{S_1 + S_2} \frac{x_2}{b_1} = 1,50 \dots 1,64;$$

$x_2 = (0,55 \dots 0,6) l_x$ – відстань від центру мас до 0,25 САХ заднього крила.

Тоді $m_z^{\delta_{PB}} = -0,023$ при центрівці 40 % і $m_z^{\delta_{PB}} = -0,021$ – при центрівці 45 %. Значить, кут відхилення РВ $\delta_{PB} = 3,5^\circ$ – при нульовому куті деградації та нейтральній центрівці 50 % у системі з напливами. При забезпеченні поздовжньої статичної стійкості і центрівці ~ 45 % одержимо $\delta_{PB} \geq 12^\circ$, і балансувальні втрати системи з напливами, очевидно, значно переважатимуть виграш $\Delta K_{\max} = 0,2$. Слід зазначити, що компенсувати момент за допомогою силової установки не вдається: з тягою $P = 8,7$ Н (розрахованої з

умови рівноваги в крейсерському режимі) штовхаючий гвинт повернутий на кут 5° створює момент на кабрування порядку 0,02.

Зазначимо, якщо зводити моментні характеристики до хорди $b_{екв} = b_1 + b_2$ еквівалентного крила [2], то коефіцієнти m_z , $m_z^{\delta_{PB}}$, m_z^α , $m_z^{c_y}$ зменшаться вдвічі.

Висновки

Аналітично-числовим методом було розраховано аеродинамічні характеристики компоновок БпЛА схеми «тандем»: «класичної» з однаковими профілями і кутом деградації -2° ; з нульовим кутом деградації і різними профілями для переднього і заднього крил; а також з нульовим кутом деградації та однаковими профілями – з напливами на носку переднього крила (*stall strips*).

Показано, що для збереження поздовжньої стійкості літального апарата на великих кутах атаки може бути ефективним використання на частині розмаху переднього крила напливів, що виступають над контуром профілю на висоту порядку 0,5 % хорди. Використання таких напливів може бути практично еквівалентним до підбору різних профілів для переднього і заднього крил, за умови що передній має помітно менший критичний кут атаки. Однак, якщо не застосовувати спеціальні профілі з $m_{z0} > 0$ (що мають низьку аеродинамічну якість), такі компоновки з нульовим кутом деградації мають значні балансувальні втрати на всіх режимах польоту.

«Класична» схема «тандем» з кутом деградації -2° і двома однаковими профілями (наприклад, оптимізованими за максимальною аеродинамічною якістю при крейсерському числі Рейнольдса) продемонструвала, що може використовуватись в широкому діапазоні центрівок і бути оптимізованою для одного режиму польоту (з нульовими балансувальними втратами).

На практиці має місце нестационарне обтікання за наявності кутових швидкостей і прискорень, що змінюють дійсні кути атаки крил.

Для перевірки отриманих результатів планується розрахунок характеристик системи двох крил кінцевого видовження методами обчислювальної аеродинаміки.

Список використаних джерел

1. Суругин Л. И. Основы проектирования самолетов [Текст] / Л. И. Суругин. – М. : Оборонгиз, 1945. – 268 с.
2. Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика [Текст]. В 2 ч. Ч. 2 «Индуктивное сопротивление» / Б. Н. Юрьев. – М. : НКОП СССР, 1938. – 275 с.

3. Q-talk 94 – The Quickie Airfoils [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.quickheads.com/index.php?option=com_content&view=article&Itemid=265&id=1026 – 03.11.2015.
4. Масько О. М. Дослідження аеродинамічних характеристик стабілізаторів звалювання для удосконалення місцевої аеродинаміки безпілотних літальних апаратів малого класу нетрадиційних схем [Текст] / О. М. Масько, І. С. Кривохатько. – Матеріали науково-технічної конференції «Актуальні проблеми розвитку безпілотних літальних апаратів». – К.: НАУ, 2011.
5. Feistel T. W. and Anderson S. B. A Method for Localizing Wing Flow Separation at Stall to Alleviate Spin Entry Tendencies [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/76908/AIAA-1978-1476-516.pdf?sequence=1> – 03.11.2015.
6. Improving Airplane Stall Characteristics with Fixed Devices [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.airspeedalive.com/writings/improving-airplane-stall-characteristics-with-fixed-devices> – 03.11.2015.
7. Кривохатько І. С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатько. – Дис. на здоб. вч. ступ. к.т.н. – К.: НАУ, 2015. – 251 с.
8. Руководство для конструкторов [Текст] Т.1. Аэродинамика. Гидромеханика. Прочность. – М.: Бюро Новой техники НКАП, 1943.