

УДК 629.735

І.С. Кривохатько,
О.М. Масько,
В.В. Сухов, д-р техн. наук

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОЧАТКОВОГО СТУПЕНЯ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ПОТОКУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМИ ДВОХ ПРОФІЛІВ

Вступ

Останнім часом серед малих безпілотних літальних апаратів (БпЛА) досить значного поширення набула аеродинамічна схема «тандем» [1], до переваг якої належать малий опір і можливість використання профілів з меншою відносною товщиною [2].

Недоліками схеми, як правило, є аеродинамічна інтерференція між переднім і заднім крилами, складовими якої є уповільнення потоку, скіс потоку та підвищення турбулентності потоку в області розташування заднього крила [3]. Перелічені складові визначаються насамперед геометрією БпЛА, тобто відносним розташуванням переднього та заднього крил, співвідношенням їх подовжень, формою крил в плані, геометричним та аеродинамічним крученням, кутом V-подібності. Збільшення відстані між крилами вздовж будівельної горизонталі літального апарата та в перпендикулярному до неї напрямі зменшує значення всіх складових інтерференції, але збільшує габарити БпЛА, може призводити до проблем зі стійкістю та керованістю.

Аеродинамічні характеристики (АХ) конкретного малого БпЛА (певної геометрії, шорсткості поверхні) в цілому залежать не лише від числа Рейнольдса, при якому відбувається політ, а й від початкового ступеня турбулентності набігаючого потоку [4].

Із зазначених складових інтерференції найкраще вивчено скіс потоку для двовимірного випадку [5] та для тривимірного випадку горизонтального оперення [6], а також уповільнення потоку для горизонтального оперення традиційної схеми [7].

При докритичних числах Маха ширина супутнього сліду становить 15...25 % хорди крила, а падіння швидкісного напору (уповільнення потоку) для нижнього положення заднього крила (оперення) є величиною другого порядку малості [8].

Метою дослідження є визначення впливу початкового ступеня турбулентності на аеродинамічні характеристики системи двох крилових профілів, зокрема на їх аеродинамічну інтерференцію.

Постановка задачі

Ступінь турбулентності ε (англ. turbulence intensity) визначається як відношення середньоквадратичного відхилення (пульсаційної складової) швидкості потоку до середньої швидкості потоку:

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{(V')^2}}{V_{\text{сер}}} \quad (1)$$

Значення ступеня турбулентності набігаючого потоку для спокійної атмосфери на висоті в кілька кілометрів дорівнює $\varepsilon = 0,05\%$ і менше [990]. Для сучасних аеродинамічних труб (окрім спеціальних малотурбулентних установок), що використовуються в наукових дослідженнях, а також для збуреної атмосфери $\varepsilon \approx 0,2...0,4\%$ [9]. На висотах близько 100 метрів при сильному вітрі (~ 20 м/с) можливі значення турбулентності 13% і вище [10, 11], але запуск малого БПЛА за таких обставин неможливий (зазвичай, допустима швидкість вітру – до 10 м/с [12]), тому розглянуто менші значення ε .

У дослідженні АХ БПЛА на висоті 125 м з крейсерською швидкістю ~ 5 м/с ступінь турбулентності становив $\sim 10...15\%$ [13]. Тобто при крейсерській швидкості ~ 25 м/с при такому ж характері збурення атмосфери слід очікувати ступеня турбулентності $\sim 2...3\%$.

У дослідженні проведено розрахунок чисельними методами аеродинамічних характеристик системи двох профілів при початкових ступенях турбулентності: $0,05\%$, $0,3\%$ і 2% .

Відстань між носками профілів становить 575 мм у горизонтальному напрямі та 100 мм – у вертикальному. Довжина хорд профілів однакові – 110 мм (рис. 1).

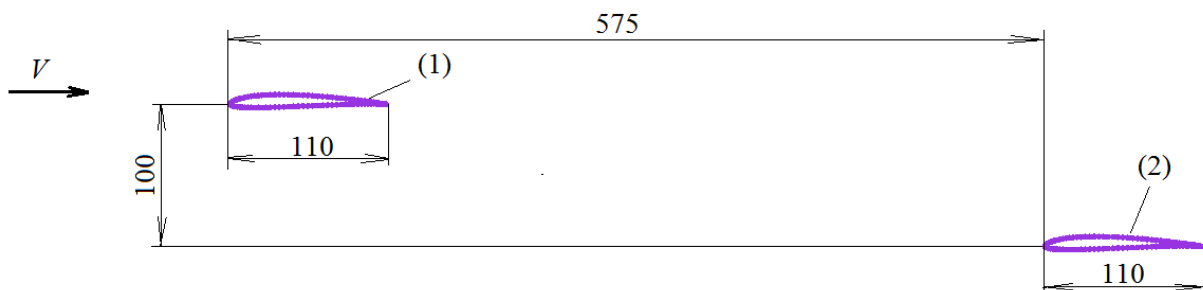


Рисунок 1 – Геометрія системи профілів:
1 – передній профіль; 2 – задній профіль

Розглянуто дві конфігурації системи профілів: у першій використано профілі МН32, у другій – профілі НН-417. Ці профілі мають високі аеродинамічні характеристики при низьких числах Рейнольдса $Re \sim 200\,000$, і за характеристиками повздожнього моменту їх доцільно використовувати для схеми «тандем».

Геометричні параметри системи профілів вибрано близькими до реальних БПЛА «Coyote» і «Piranha» (рис. 2) [14, 15]. Таким чином, при швидкості $V=25$ м/с число Рейнольдса дорівнює $Re \sim 186\,000$, що відповідає безвідривному обтіканню тонких профілів при малих додатних кутах атаки.



а

б

Рисунок 2 – Безпілотні літальні апарати:
а – «Coyote»; б – «Piranha»

Методика дослідження

Розрахунки проведено з використанням однопараметричної моделі турбулентності Спаларта – Алмараса (типи розв'язувала «density-based» і «pressure-based») і двопараметричної моделі $K-\omega$ (SST), які є на даний момент одними з найбільш точних та загальноприйнятих для розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса за методом Рейнольдса [16]. Для кожного випадку було доведено сіткову незалежність рішення шляхом адаптації розрахункової сітки (рис. 3) за градієнтом тиску, тобто збільшення розмірності сітки не призводить до зміни величини чутливого параметра (наприклад, коефіцієнта опору другого профілю) більш ніж на 1 %.

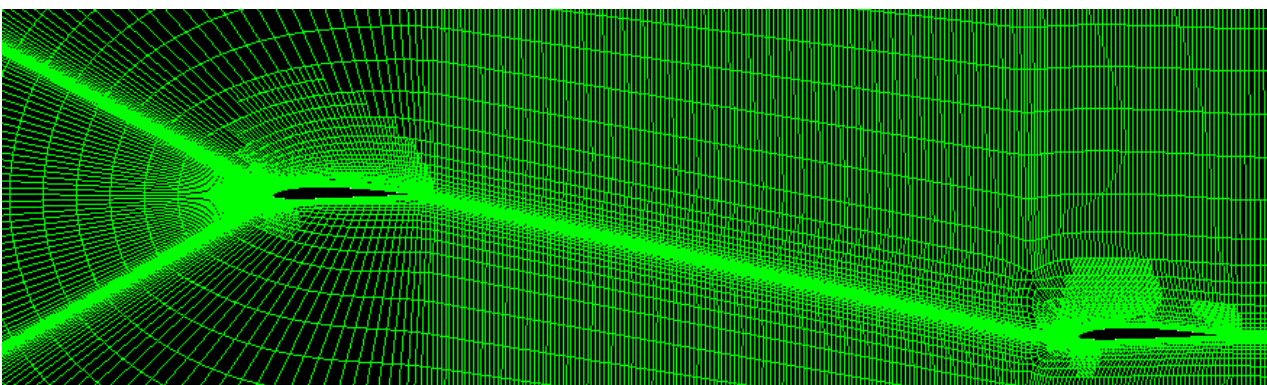
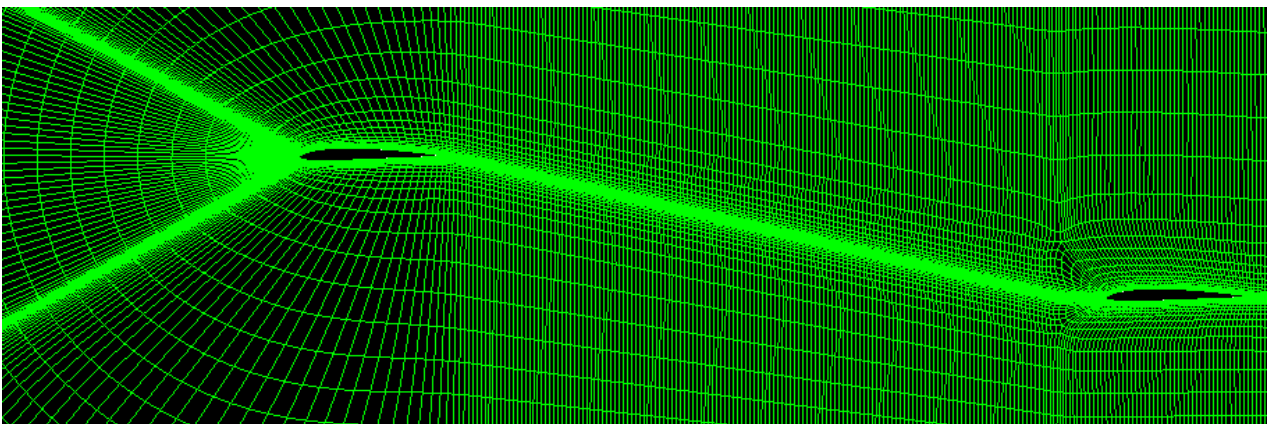


Рисунок 3 – Розрахункова сітка до (зверху) і після (знизу) адаптації для розрахунку обтікання системи профілів

Результати розрахунку аеродинамічних характеристик переднього (1) та заднього (2) профілів наведено на рис. 4 – 7 (коефіцієнти зведені до умовної площі одного профілю). Кут атаки α відраховано від хорди переднього профілю.

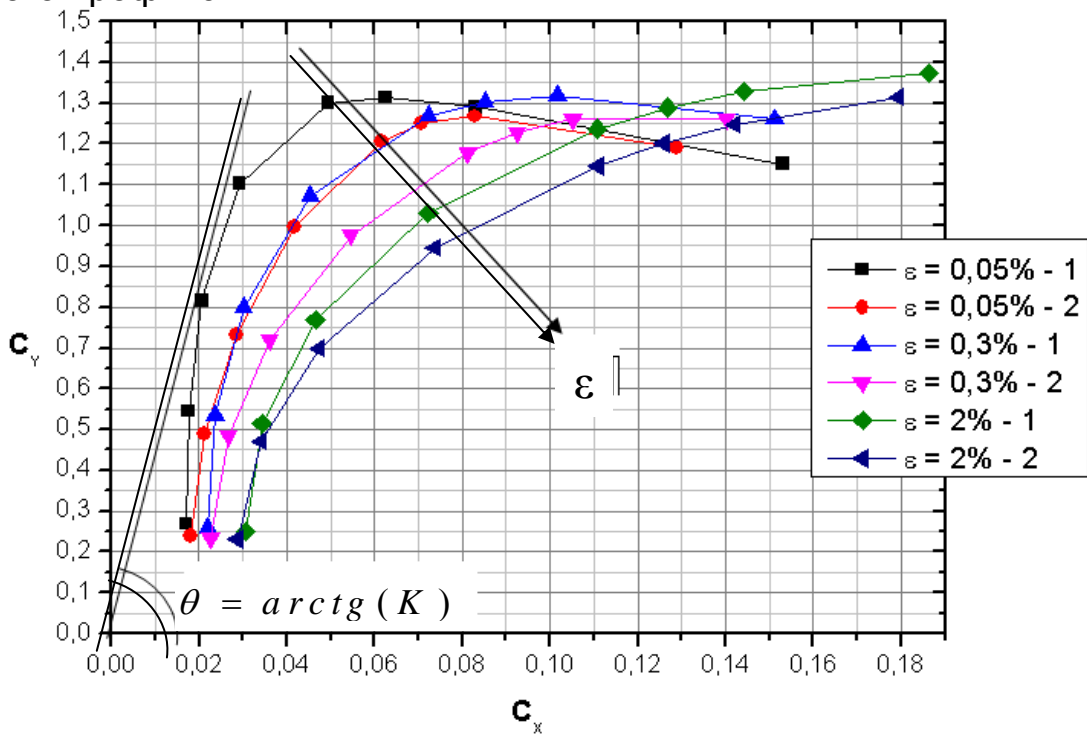


Рисунок 4 – Поляри 1-го та 2-го профілів МН32 при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

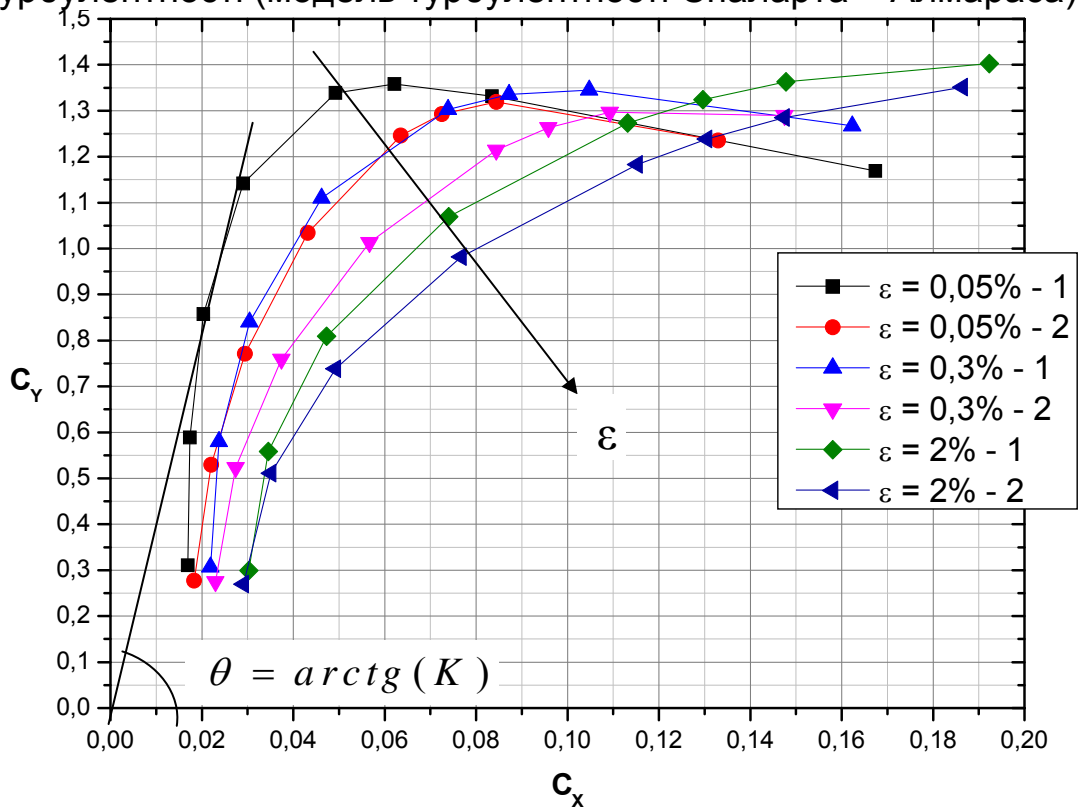


Рисунок 5 – Поляри 1-го та 2-го профілів НН-417 при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

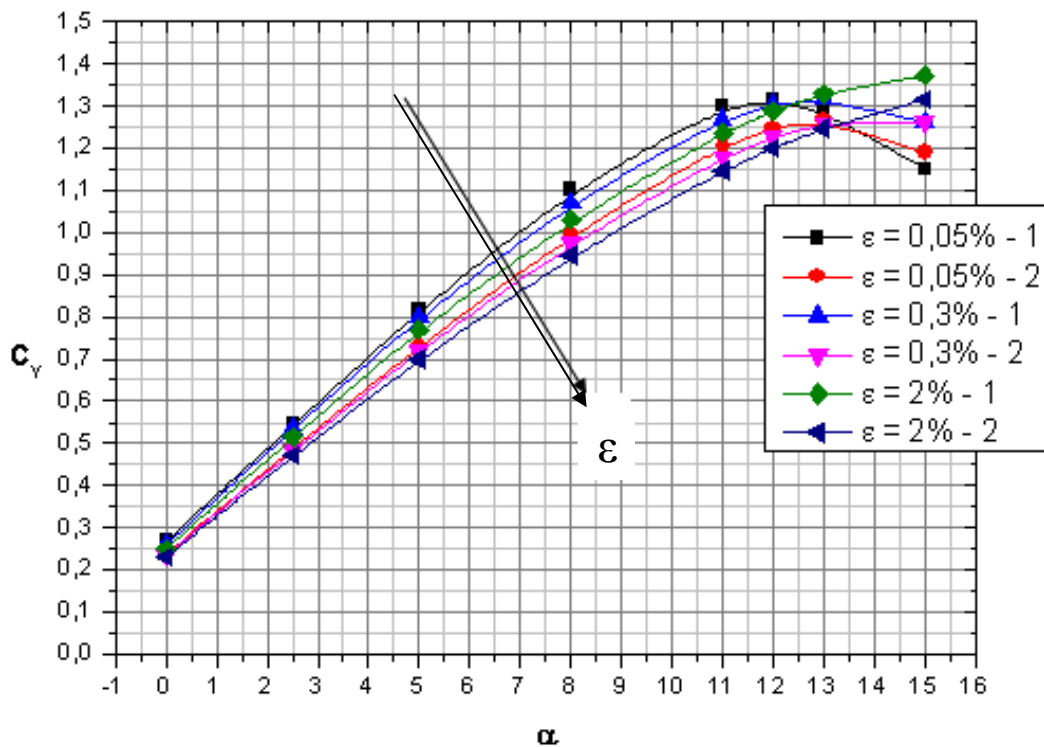


Рисунок 6 – Залежності коефіцієнту підйомної сили 1-го та 2-го профілів МН32 від кута атаки при різних степенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

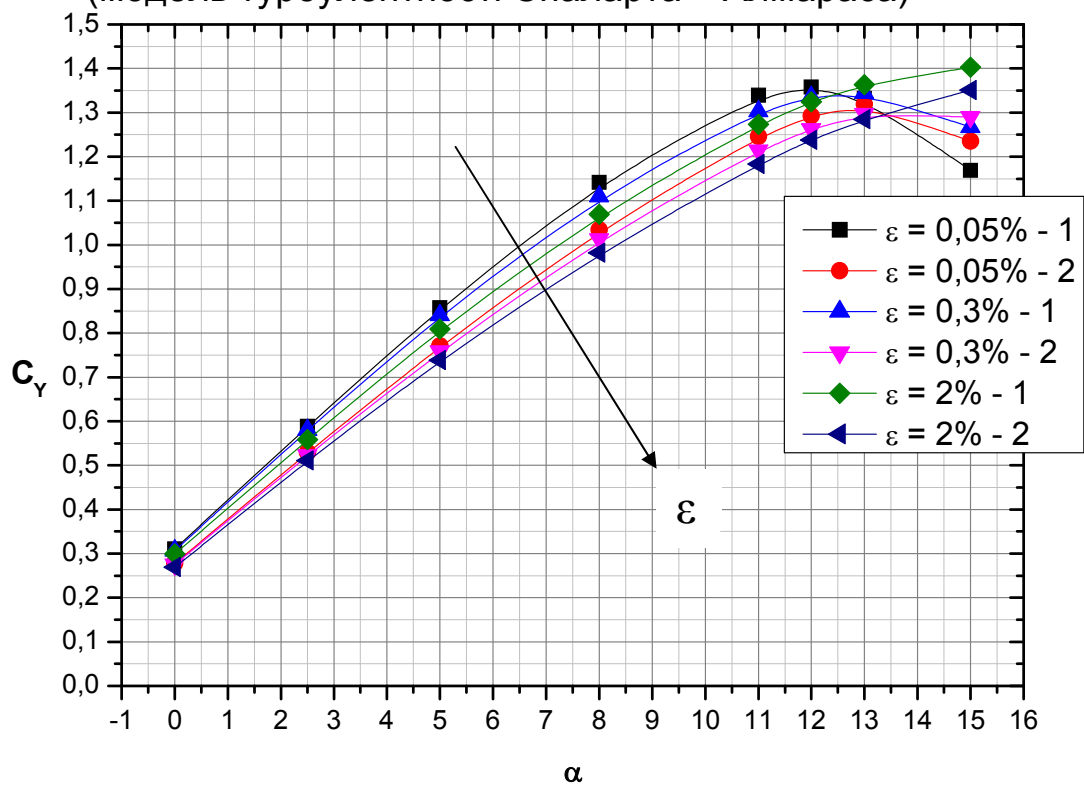


Рисунок 7 – Залежності коефіцієнту підйомної сили 1-го та 2-го профілів НН-417 від кута атаки при різних степенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

З аналізу отриманих аеродинамічних характеристик профілів є очевидним, що при збільшенні ступені турбулентності мінімальний опір кожного профілю і критичний кут атаки зростають. Дані висновки узгоджуються з попередніми експериментальними дослідженнями [4], що є підтвердженням коректності використаної чисельної методики.

При попарному порівнянні аеродинамічних характеристик систем профілів можна стверджувати, що при збільшенні ступеня турбулентності відмінність між полярами переднього та заднього профілів зменшується. Для обох систем профілів таке твердження найкраще підтверджується при малих кутах атаки ($\alpha \leq 8^\circ$).

В даному дослідженні доцільно розглянути аеродинамічні характеристики профілів при коефіцієнті підйомної сили $C_Y \approx 0,5$, якому відповідає крейсерський режим польоту більшості літальних апаратів. Для МН32 аеродинамічна якість відповідно переднього та заднього профілів розрахована за моделлю турбулентності Спаларта – Алмараса, складає:

- 30,86 і 22,93 (-25,7 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;
- 22,65 і 18,16 (-19,8 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;
- 15,06 і 13,82 (-8,2 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Для НН-417 відповідні зміни аеродинамічної якості:

- 33,82 і 24,03 (-28,9 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;
- 24,44 і 19,05 (-22,1 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;
- 16,15 і 14,54 (-10,0 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Згідно з розрахунком обтікання профілю НН-417 за моделлю Спаларта – Алмараса із типом розв'язувача (рос. «решателя») «pressure-based» одержуємо аеродинамічну якість:

- 34,87 і 21,81 (-37,5 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;
- 18,40 і 14,36 (-22,0 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;
- 13,20 і 11,82 (-10,5 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Розрахунок обтікання профілю НН-417 з використанням моделі турбулентності k-omega SST дає такі значення:

- 36,63 і 27,96 (-23,7 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;
- 37,52 і 28,80 (-23,2 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;
- 27,95 і 23,02 (-17,6 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Абсолютні величини A_X при розрахунках за різними моделями турбулентності суттєво відрізняються, проте негативна інтерференція профілів безперечно зменшується – за моделлю Спаларта – Алмараса – у 3 рази, за моделлю k-omega SST – в 1,5 рази.

Збільшення ступеня турбулентності потоку не тільки підвищує опір профілю, але й дещо зменшує підйомну силу при постійному куті атаки (див. рис. 6, 7).

Початковий ступінь турбулентності потоку при кутах атаки $\alpha \leq 12^\circ$ створює невеликий момент на кабрування. Графік коефіцієнта моменту системи двох профілів зведеного до суми умовних площ профілів відносно носка переднього профілю наведено на рис. 8.

Теоретично висновок про зменшення інтерференції профілів зі зростанням початкового ступеня турбулентності потоку може бути отримано таким чином. Задній профіль системи знаходиться в потоці, турбулентність якого обумовлена суперпозицією початкової турбулентності (в якій знаходиться передній профіль) та турбулентності інтерференції (наведеної переднім профілем). При збільшенні початкової турбулентності внесок інтерференції стає менш вагомим до тих пір поки ним для практичних завдань можна буде знехтувати. Очевидно, що визначення величини початкового ступеня турбулентності, за якої турбулентність інтерференції стає нехтовно малою, потребує експериментальної перевірки.

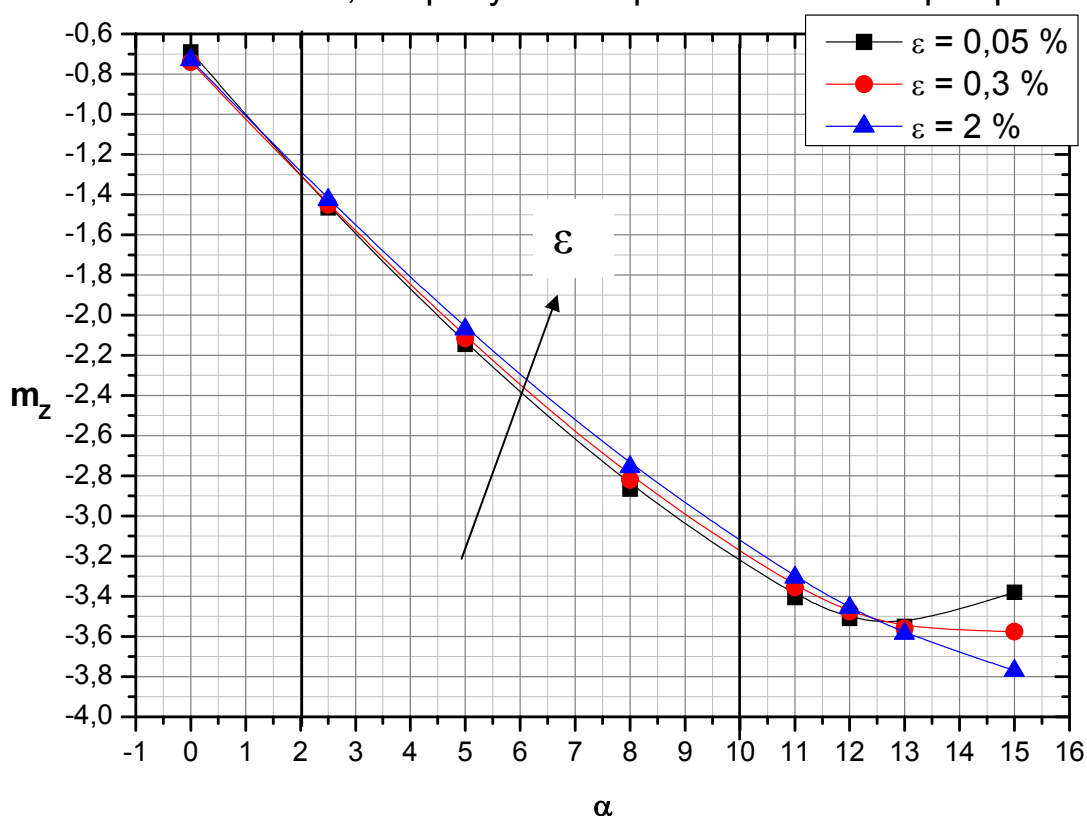


Рисунок 8 – Залежності коефіцієнту повздовжнього моменту системи двох профілів МН32 від кута атаки при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

Треба зазначити, що при зменшенні інтервалу між профілями компоненти інтерференції зростають. Тому можна прогнозувати, що для ближче розташованих профілів аеродинамічні характеристики будуть менше залежати від початкового ступеня турбулентності. Відповідно, при більших інтервалах між профілями (наприклад, при розташуванні заднього крила на вертикальному оперенні, а переднього – за схемою низькоплан) вплив початкового ступеня турбулентності стане більш відчутним.

Непрямим підтвердженням зроблених висновків щодо зменшення впливу інтерференції зі зростанням ступеня турбулентності є дослідження в аеродинамічній трубі обтікання близько розташованих циліндрів

[11]. В роботі було доведено, що при збільшенні ступеня турбулентності потоку інтерференція циліндрів зменшується (і при величинах близько 13 % зміною коефіцієнта опору циліндра за рахунок інтерференції можна знехтувати). У поданій статті отриманий результат поширено на аеродинамічні профілі, що обтікаються безвідривно, і на аеродинамічну якість в цілому замість коефіцієнта опору.

Висновки

1. Проведено чисельні дослідження аеродинамічних характеристик системи двох профілів при різних початкових ступенях турбулентності.

2. Встановлено істотний вплив початкового ступеня турбулентності потоку в межах $0,05\% \leq \alpha \leq 25\%$ на інтерференцію аеродинамічних профілів в схемі «тандем». Визначено, що при збільшенні початкового ступеня турбулентності потоку негативна інтерференція між профілями значно зменшується. Втрата аеродинамічної якості заднього профілю порівняно з переднім зменшується з $\Delta K=27,5\dots 35,7\%$ при $\alpha=0,05\%$ до $\Delta K=8,2\dots 17,6\%$ при $\alpha=2\%$. Отриманий результат має безпосереднє практичне значення: оскільки на висотах $0\dots 100$ м, де відбувається крейсерський політ малого БпЛА, ступінь турбулентності значно вищий [10], ніж на висотах в кілька кілометрів, один з головних недоліків аеродинамічної схеми «тандем» порівняно з традиційною схемою стає незначним.

3. Хоча за даними представленого дослідження аеродинамічна якість заднього профілю в умовах крейсерського режиму і високої турбулентності залишається приблизно на 10 % нижчою, ніж у переднього, перевагою схеми «тандем» розглянутої геометрії є зменшення індуктивного опору заднього крила щонайменше на 15 % порівняно з традиційною схемою [17]. Таким чином, за умов польоту на висотах до $100\dots 200$ м можна прогнозувати вигреш в аеродинамічній якості тандемної схеми порівняно з традиційною;

4. Для геометричних співвідношень, які конструктивно досягаються для реального БпЛА схеми «тандем», з трьох складових аеродинамічної інтерференції профілів визначальною при малотурбулентній атмосфері ($\alpha \leq 0,3\%$) є зміна ступеня турбулентності потоку та в меншій мірі – скіс потоку в області розташування заднього профілю. Для збуреної атмосфери, характерної для висот ~ 100 м, де відбувається політ малих БпЛА, навпаки визначальним за попередніми дослідженнями є скіс потоку, а відмінність у ступенях турбулентності потоку на обох крилах є дуже малою.

5. Можливість знехтувати уповільненням і зміною турбулентності потоку в діапазоні льотних кутів атаки дозволяє значно спростити аеродинамічну модель БпЛА схеми «тандем». У першому пункті при урахуванні уповільнення потоку потрібно визначати і залежність коефіцієнта гальмування від розташування профілів, і залежність аеродинамічних

коефіцієнтів заднього профілю від числа Рейнольдса. У другому пункті урахування зміни ступеня турбулентності можливе за досить точною, але трудомісткою методикою [3]. Проте, для повної геометрії БПЛА додається скіс потоку від індуктивного вихору, який сходить з переднього крила, що також ускладнює модель.

6. В роботі не виявлено суттєвого впливу форми профілів на характер інтерференції профілів, що узгоджується з припущеннями попередніх досліджень [4].

Список використаних джерел

1. Unmanned Vehicles Handbook 2010 [Text] / Shephard Press Ltd. – Burnham, 2010. – 145 p.
2. Сутугин, Л.И. Основы проектирования самолетов [Текст] / Л.И. Сутугин. – М. : Оборонгиз, 1945. – 268 с.
3. Энциклопедия техники [Електроний ресурс] – Режим доступу: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/1645/dic.nsf/enc_tech/1645/Аэродинамическая. – 19.05.2012.
4. 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.: Издательский отдел ЦАГИ, 1975. – 20 с.
5. Байтеряков, В.А. Расчетные исследования интерференции двух тонких профилей в идеальной несжимаемой жидкости [Текст] / В.А. Байтеряков. – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1974. – 64 с.
6. Вотяков, В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем [Текст] / В.Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – Ч. 1 «Аэродинамика». – 654 с.
7. Петров, К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов [Текст] / К.П. Петров – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
8. Остославский, И.В. Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И.В. Остославский, Г.С. Калачев. – М. : Оборонгиз, 1951. – 368 с.
9. Encyclopedia of Environmetrics. Volume I [Text] / Edited by Abdel H. El-Shaarawi and Walter W. Piegorisch. – Chichester, John Wiley & Sons, Ltd, 2002.
10. Holmes, J.D. Atmospheric boundary layers and turbulence I [Text] / Dr. J.D. Holmes – Wind loading and structural response, Lecture 6.
11. Krönke, I. Measurement of extreme aerodynamic interference forces acting on circular cylinders in turbulent boundary layers [Text] / I. Krönke, H. Sockel // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 95, 2007. – P. 1229–1241.

12. Беспилотные летательные аппараты «Орлан» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://bla-orlan.ru/index.php/default/catalog/bla.html?bla_max_veter=25 – 19.05.2012.
13. Patel, C.K. Extracting energy from atmospheric turbulence [Text] / C.K. Patel, H.-T. Lee, I.M. Kroo. – XXIX OSTIV Congress, Lüsse-Berlin, Germany, August 2008.
14. Coyote UAS. Block A2 [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.acrtucson.com/pdf/UAV/coyote/UAV_DataSheet_Coyote-A2_2009Aug.pdf – 19.05.2012.
15. Piranha Micro Air Vehicle (MAV) [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://clmaxengineering.com/PIR01.HTML> – 19.05.2012.
16. Лапин, Ю.В. Статистическая теория турбулентности (прошлое и настоящее – краткий очерк идей) [Текст] / Ю.В. Лапин // Научно-технические ведомости. – Вып. 2 «Проблемы турбулентности и вычислительная аэродинамика», 2004. – 35 с.
17. Шахов, В.Г. Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.

Поступила в редакцию 19.05.2012.

*Рецензент: канд. техн. наук, нач. сектора
Д.М. Зинченко, ГП «Антонов», г. Киев*