

УДК 629.735.015.3 (045)

<sup>1</sup>О.Л. Лемко, д.т.н., проф.  
<sup>2</sup>В.М. Миронович, д.т.н., проф.

## РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ОБТІКАННЯ КРИЛОВИХ ПРОФІЛІВ З ОБЕРТОВИМ ЦИЛІНДРОМ

<sup>1</sup>Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»  
 E-mail: lemko@i.com.ua.

<sup>2</sup>Національний авіаційний університет  
 E-mail: dogma\_id.18374 @ mail.ru

*Наведено результати експериментальних досліджень впливу відносної кривизни аеродинамічних профілів на ступінь зміни їх характеристик в умовах додаткового імпульсу швидкості в примежовому шарі верхньої поверхні профілю від обертового циліндру, розташованого вздовж хорди. Показано, що для профілю великої кривизни приріст коефіцієнта піднімальної сили на лінійній ділянці досягає приросту коефіцієнта піднімальної сили від застосування щитка-закрелка.*

**Ключові слова:** аеродинамічний профіль, імпульс швидкості, кривизна, піднімальна сила.

### Постановка проблеми

Актуальною проблемою авіаційної науки є підвищення ефективності літальних апаратів на основі вдосконалювання їх аеродинамічних характеристик. Вирішення цієї проблеми пов'язане з комплексом досліджень різного напрямку, що дозволяють одержати позитивний ефект. Один із таких напрямів полягає в пошуку ефективних способів керування примежовим шаром на несучих елементах літальних апаратів.

### Аналіз досліджень і публікацій

До ефективних підходів керування примежовим шаром належить уведення у примежовий шар додаткового імпульсу кількості руху [1; 2; 3].

Підвищення несучих властивостей профілю досягається використанням відомого «ефекту Магнуса» шляхом сполучення профілю з обертовими циліндрами, розташованими вздовж хорди.

Робота [1] присвячена експериментальним дослідженням систем «профіль – циліндр» для симетричного профілю з одним або

двома обертовими циліндрами, розташованими вздовж хорди профілю. У наведених результатах показана можливість одержання істотного збільшення коефіцієнта піднімальної сили досліджуваної системи.

Однак до тепер відкритими залишаються питання щодо вибору параметрів такої системи за умов забезпечення її ефективності.

**Мета роботи** – проаналізувати результати експериментальних досліджень впливу відносної кривизни аеродинамічних профілів на ступінь зміни їх характеристик в умовах додаткового імпульсу швидкості в примежовому шарі верхньої поверхні профілю, створюваного обертовим циліндром.

Результати досліджень в аеродинамічній трубі класичного профілю NASA 0018 і спеціалізованого крилового профілю великої відносної кривизни, підтверджують можливість істотного збільшення максимального коефіцієнта піднімальної сили  $C_{y\max}$ , збільшення коефіцієнта піднімальної сили  $\Delta C_y$ , а також збільшення кута атаки початку зриву потоку  $\alpha_{кр}$ .

### Методика експериментальних досліджень

Експериментальні дослідження проводили в дозвуковій аеродинамічній трубці АДТ-2 малих швидкостей безперервної дії [4].

Для досліджень були виготовлено дві моделі спеціалізованих крилових профілів: – модель крила із симетричним профілем № 1 (профіль НАСА 0018 [5]) з поздовжнім циліндричним жолобом для розміщення циліндра (рис.1, а);

– модель крила з профілем № 2 з поздовжнім циліндричним жолобом для розміщення циліндра (рис.1, б).

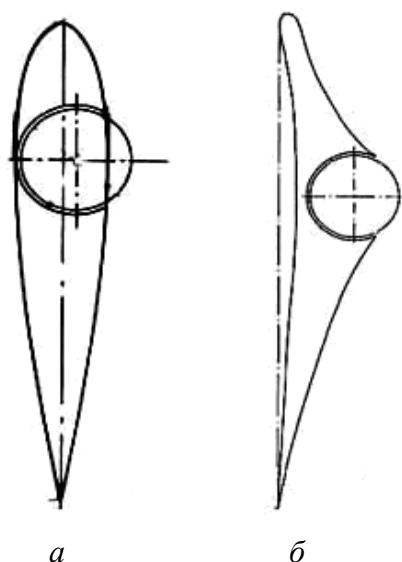


Рис. 1. Профілі з циліндром:  
а – профіль №1;  
б – профіль № 2

Моделі крилових спеціалізованих профілів мають однаковий розмах  $l = 200$  мм.

Модель крилового профілю 1 із циліндром 2 розташована на державці аеродинамічних терезів (рис. 2).

Для усунення перетікання повітря через бічні крайки крила на торцях моделі встановлені аеродинамічні шайби 3, розміри яких визначені відповідно до методики наведеної в роботі [5].

Привідний електродвигун змінного струму 4 закріплений на кронштейні з зовнішнього боку лівої аеродинамічної шайби.

Обертаючий момент від електродвигуна на циліндр передається за допомогою гнучкої муфти 5.

На правій аеродинамічній шайбі встановлено пристрій для зміни кута атаки  $\beta$  у діапазоні  $\alpha = -5...35^\circ$ .

Змінна напруга на електричний двигун подається за допомогою лабораторного автотрансформатора ЛАТР-2.

Із зовнішнього боку правої аеродинамічної шайби на осі циліндра змонтовано пристрій 7 для визначення кількості обертів циліндра.

На експериментальному пристрої вдалося досягти максимального значення відносної лінійної швидкості поверхні циліндра  $\bar{V}_c = 1,3$ . Це зумовлено обмеженими можливостями аеродинамічної труби [4] за умов геометричних розмірів моделей і характеристик механічних аеродинамічних ваг.

### Методика проведення експерименту

Експериментальні дослідження в аеродинамічній трубці АДТ-2 проводилися при числах Рейнольдса  $Re = 3 \cdot 10^5 \dots 5 \cdot 10^5$  зі зміною кута атаки моделі та коефіцієнта імпульсу швидкості циліндра:

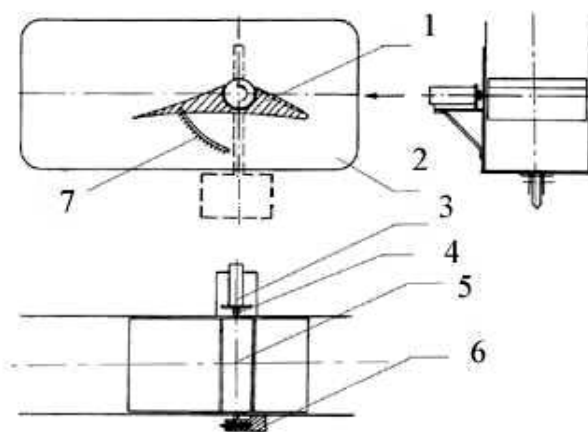


Рис. 2. Схема експериментального пристрою:  
1 – модель крилового профілю;  
2 – циліндр;  
3 – аеродинамічні шайби;  
4 – привідний електродвигун;  
5 – гнучка муфта;  
6 – пристрій зміни кута атаки;  
7 – пристрій визначення кількості обертів циліндра

$$\bar{V}_u = \frac{V_u}{V_\infty},$$

де  $V_u$  – лінійна швидкість точки на поверхні циліндра;

$V_\infty$  – швидкість незбуреного потоку в робочій частині аеродинамічної труби.

Експеримент виконувався у два етапи.

На першому етапі досліджувався вплив зміни коефіцієнта імпульсу швидкості на аеродинамічні характеристики моделі № 1 за сталої швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби.

На другому етапі проведено дослідження аеродинамічних характеристик моделі № 2 зі спеціалізованим профілем за максимально досяжного на пристрої значення відносної швидкості  $\bar{V}_u$ .

Для виконання експериментальних вимірів модель розташовувалася в робочій частині аеродинамічної труби на аеродинамічні двокомпонентні терези.

Аеродинамічна труба виводилася на робочий режим, після чого для кожного кута

атаки  $\alpha$  у заданому діапазоні кутів здійснювався вимір піднімальної сили з зупиненим і циліндром, який обертається.

Частота обертання циліндра підтримувалася відповідно до програми експерименту.

Залежність лінійної швидкості на поверхні циліндра від напруги, що подається на привідний електродвигун, показано на рис. 3.

Результати експериментальних вимірів оброблялися відповідно до методики, викладеної в роботі [4]. За отриманими результатами будувалися залежності  $c_y = f(\alpha)$  для всіх розглянутих моделей.

### Аналіз результатів експериментальних досліджень

Розглянемо вплив на несучі властивості профілю №1 (профіль NASA 0018) величини коефіцієнта імпульсу швидкості  $\bar{V}_u$ .

Графічні залежності ступеня впливу трьох різних значень  $\bar{V}_u$  на величину коефіцієнта піднімальної сили  $c_y$  за різних кутів атаки  $\alpha$  показано на рис. 4.

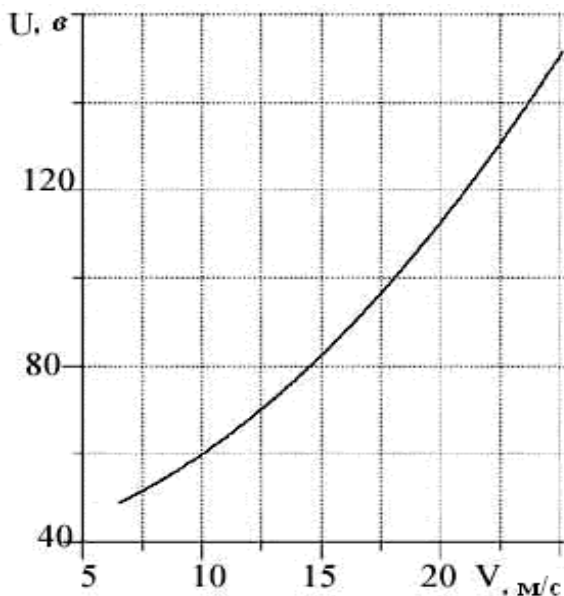


Рис. 3. Залежність  $V_u = f(U)$

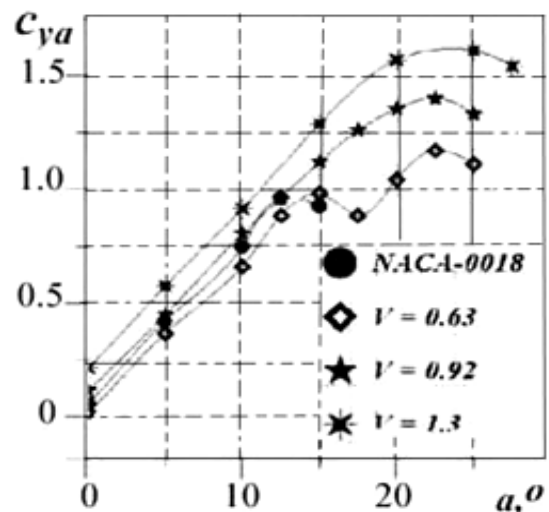


Рис. 4. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, \bar{V}_u)$  профілю №1 (профіль NASA 0018)

Для порівняння наведено залежність  $c_y = f(\alpha)$  ізольованого профілю № 1.

Із показаних на рис. 4 залежностей випливає, що додатковий імпульс швидкості в примежовому шарі, зумовлений обертанням циліндра, дозволяє суттєво підвищити значення максимального коефіцієнта піднімальної сили  $c_{y\max}$ .

Навіть при малих значеннях коефіцієнта імпульсу швидкості  $\bar{V}_\Pi$ , починаючи з  $\bar{V}_\Pi \approx 1,0$ , максимальне значення коефіцієнта  $c_{y\max}$  зростає приблизно в 1,5 рази при одночаснім збільшенні критичного кута атаки від  $\alpha_{кр} = 12,5^\circ$  до  $\alpha_{кр} = 22,5^\circ$ .

Однак за таких значень  $\bar{V}_\Pi$  не досягається істотного приросту коефіцієнта піднімальної сили  $\Delta c_y$  на лінійній ділянці залежності  $c_{ya} = f(\alpha)$ .

У разі збільшення коефіцієнта імпульсу швидкості  $\bar{V}_\Pi$  до максимально можливого для експериментального пристрою значення  $\bar{V}_\Pi = 1,3$  приріст коефіцієнта піднімальної сили стає більш істотним ( $\Delta c_y \approx 0,2$ ), а величини  $c_{y\max}$  і  $\alpha_{кр}$  ще більш зростають.

Розглянемо зміну несучих властивостей профілю № 2 залежно від кута атаки за відсутності додаткового імпульсу швидкості в примежовому шарі (рис. 5).

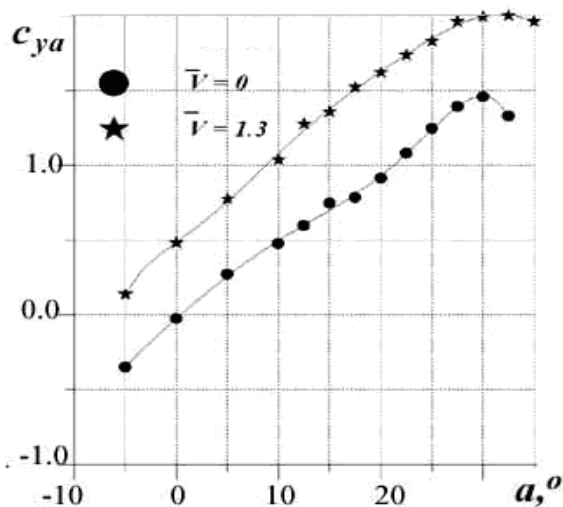


Рис. 5. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha)$  профілю № 2 ( $\bar{V}_\Pi = 0 \dots 1.3$ )

Як видно з рис. 5, несучі властивості профілю № 2 досить високі, що зумовлене його великою кривизною.

Відмінність характеристик цього профілю від профіля № 1 полягає в значенні кута атаки  $\alpha_0$  при нульовому значенні піднімальної сили ( $c_y = 0$ ), а також у значеннях максимального коефіцієнта піднімальної сили  $c_{y\max}$  і критичного кута атаки  $\alpha_{кр}$ .

Критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$  моделі профілю № 2 має більшу, а похідна піднімальної сили за кутом атаки  $c_y^\alpha$  меншу величину порівняно з очікуваними характеристиками крила нескінченного подовження. Це зумовлено співвідношенням розмірів моделей аеродинамічних шайб і, як наслідок, впливом перетікання повітря через бічні крайки шайб.

У разі збільшення розмірів шайб або розмаху моделі до розміру, що відповідає поперечному розміру аеродинамічної труби (технічно досить складно у реалізації), ці характеристики досягають значень характеристик крила нескінченного розмаху з заданими профілями.

Розглянемо зміну несучих властивостей спеціалізованого профілю № 2 залежно від кута атаки за наявності впливу обертового циліндра в умовах постійного значення коефіцієнта імпульсу швидкості  $\bar{V}_\Pi = 1,3$  (рис. 5).

Із рис. 5 випливає, що характер зміни несучих властивостей профілю № 2 під впливом додаткового імпульсу швидкості у примежовому шарі інший порівняно з профілем № 1.

Для профілю № 2 приріст поточного значення коефіцієнта піднімальної сили  $\Delta c_y$  значно більше, ніж для профілю НАСА 0018. Однак для профілю № 2 збільшення похідної  $c_y^\alpha$  і критичного кута атаки  $\alpha_{кр}$  незначне.

Найбільший приріст піднімальної сили досягається в діапазоні кутів атаки  $\alpha = 15^\circ \dots 20^\circ$  і становить  $\Delta c_y \approx 0,74$ . При цьому кут атаки, що відповідає нульовій піднімальній силі, зміщується в бік негативних значень.

Крива  $c_{ya} = f(\alpha)$  зміщується вліво. Це свідчить про збільшення ефективної кривизни профілю внаслідок впливу в примежовому шарі до-даткового імпульсу швидкості.

Аналогічний ефект можна отримати в разі випуску на крило простого щитка – закрилка [5].

Подібна тенденція буде зберігатися за коефіцієнтів імпульсу швидкості, що значно перевищують  $\bar{V}_c = 1,3$ .

### Висновки

1. Надання додаткового імпульсу швидкості від обертового циліндру в примежовий шар аеродинамічних профілів суттєво впливає на їх характеристики. Зокрема, на профілі NASA 0018 при малих значеннях додаткового коефіцієнта імпульсу швидкості від 0,7 до 1,3 спостерігається значне збільшення максимального значення коефіцієнта піднімальної сили та критичного кута атаки.

2. Для профілю великої кривизни № 2 додатковий імпульс швидкості від обертового циліндру в примежовому шарі при значеннях коефіцієнта імпульсу 1,3 (навіть за наявності ефекту просторового обтікання профілів в експерименті) дає приріст коефіцієнта піднімальної сили на лінійній ділянці, що дорівнює приросту коефіцієнта піднімальної сили від застосування щитка – закрилка.

3. Доцільно проводити подальші дослідження з оптимізації спеціалізованого профілю № 2 розрахунковими методами в розширеному діапазоні коефіцієнтів імпульсу швидкості.

### Література

1. Modi V. J. The rotating cylinder for boundary layer control / V. J. Modi, S. R. Mulsh, T. Yokomizo. // G.E.A. Meier and P.R. Viswanath (eds.) / IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control. – P. 285–290.

2. Эрикссон Л.Э. Эффект движущейся стенки в нестационарном потоке / Л.Э. Эрикссон // Аэрокосмическая техника. – 1989. – № 8, авг. – С. 29–36.

3. Иншаков Н.И. Экспериментальное определение аэродинамических характеристик профиля с отрывной зоной, локализованной целевой струей / Н.И. Иншаков // Учен. зап. ЦАГИ, 1995. – Т. XXVI, №1. – С. 54–63.

4. Надеждин Ф. В. Руководство для практических работ в аэродинамической лаборатории / Ф. В. Надеждин // М.: ВВИА им. проф. Жуковского, 1949. – 179 с.

5. Abbott I. H. Theori of wing sections / I. H. Abbott, von Doenhoff A. E. // Including a Summary of Airfoil Data. – New York, USA, Dover Publications, 1959. – 693 p.

Стаття надійшла до редакції 15.03.2011.