

УДК 629.735.0168.519.673 (045)

Є.П. Ударцев, д.т.н., проф.  
О.Г. Щербанос, м.н.с.**ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ КРИЛА З ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХОРИВ**

Національний авіаційний університет

*Наведено результати випробувань в аеродинамічній трубі моделі відсіку крила з установленими генераторами вихорів у вигляді напливу на передню кромку.***аеродинамічна труба, великі кути атаки, генератори вихорів****Постановка проблеми**

Проблема керування відривом повітряного потоку без застосування механізації особливо актуальна для поліпшення штопорних характеристик легких та надлегких літальних апаратів.

Одним з методів затягування зриву є установлення генераторів вихорів на несучі поверхні літака. В ході досліджень аеродинамічної труби УТАД-2 НАУ були проведені випробування моделі крила з установленими генераторами вихорів у вигляді напливу на передню кромку (рис. 1).

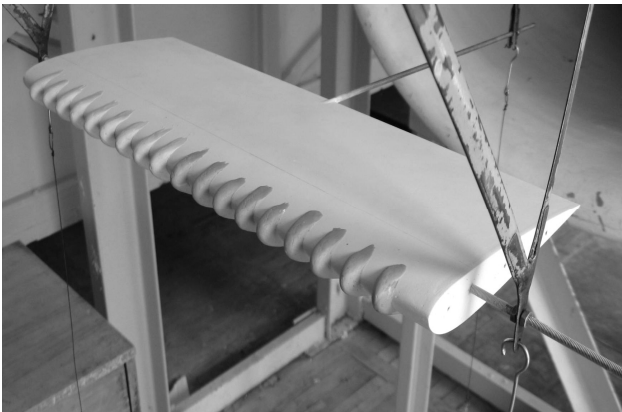


Рис. 1. Загальний вигляд моделі крила з установленими генераторами вихорів

**Аналіз досліджень і публікацій**

Класичною з цієї теми є праця [1]. У працях [2–6] наведено результати досліджень генераторів вихорів різних типів. У відомих науково-технічних виданнях немає вказівок на генератори вихорів у вигляді напливу на передню кромку.

**Мета** дослідження – виявлення впливу генераторів вихорів у вигляді напливу на передню кромку на інтегральні аеродинамічні характеристики крила на малих та закритичних кутах атаки.

**Експериментальна установка**

Труба УТАД-2 НАУ – замкнутого типу з еліптичною в перерізі відкритою робочою частиною розмірами 750 × 450 × 900 мм.

Максимальна швидкість потоку в робочій частині становить 30 м/с, максимальна потужність приводу – 2 кВт. Виміри проводили за допомогою тензометричних перетворювачів, підключених до системи поділу сил трикомпонентних рейтерних ваг АВМК.

Збір інформації забезпечувала інтерфейсна плата багатоканального вводу PCI-1002L фірми ICP DAS. Швидкість і динамічний напір фіксувалися вимірювальним комплексом ИКД-6ТДф 0.016.

Експеримент проводили з використанням числа Рейнольдса  $Re=2 \cdot 10^5$ .

Як модель використовували крило з 16%-м профілем. Розміри крила в плані – 400×150 мм, подовження – 2,66. Профіль має різкі зривні характеристики. Із досягненням кута  $18^\circ$  відбувається відрив потоку біля передньої кромки і падіння  $C_{ya}$  на 40 %.

Генератори вихорів виконано у вигляді напливу на передній кромці крила. Утворювальні поверхні генераторів вихорів мають той же профіль, що й на самому крилі.

Розміри генераторів варіювалися в межах (розміри наведено у відсотках від товщини профілю  $c$ ): ширина  $b = 30\text{--}70\%$ , довжина  $L = 20\text{--}60\%$ , розмір щілини  $s = 8\text{--}110\%$  (рис. 2).

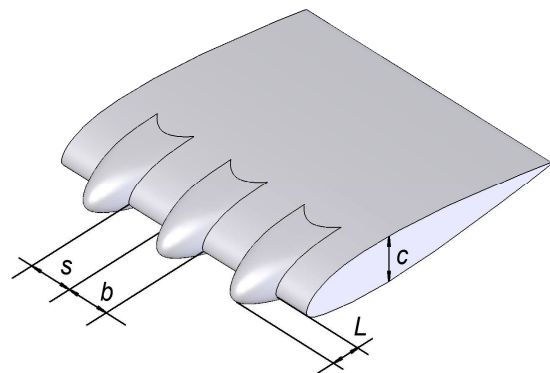


Рис. 2. Схематичне зображення моделі:  
 $c$  – товщина профілю;  
 $s$  – розмір щілини між генераторами вихорів;  
 $b$  – ширина генератора вихору;  
 $L$  – довжина генератора вихору

### Аналіз отриманих результатів

Аеродинамічні коефіцієнти розраховували згідно з площею вихідного гладкого крила, за методикою [7].

Найбільший вплив на аеродинамічні характеристики отримано при конфігурації  $b = 40\%$ ,  $L = 40\%$ ,  $s = 40\%$ . Збільшення  $C_{y_{max}}$  становило  $20\%$ ,  $\alpha_{кр}$  збільшився на  $4,5^\circ$ . Значно збільшився  $C_{ya}$  в закритичній ділянці – на  $60\%$  (рис. 3, 4, 5, 6).

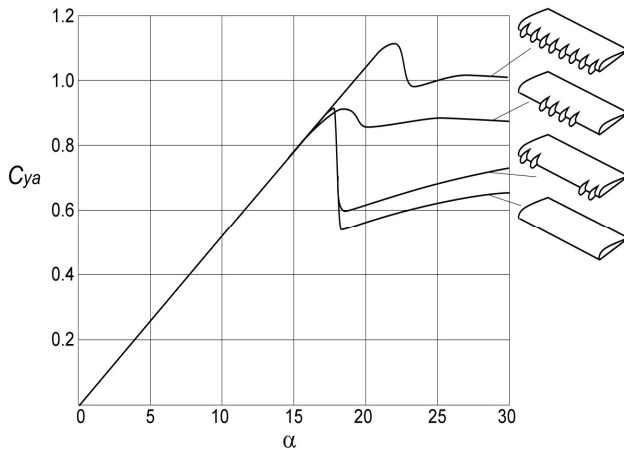


Рис. 3. Вплив генераторів вихорів на коефіцієнт піднімальної сили за різного їх розміщення

Коефіцієнт опору в околі малих кутів атаки з генераторами вихорів більше на  $0,002$ , ніж біля гладкого крила. У межах  $18^\circ$ – $23^\circ$   $C_{xa}$  крила з генераторами вихорів зменшується внаслідок затягування відриву порівняно з гладким крилом. Збільшення опору крила з генераторами вихорів на кутах атаки більше  $23$  пов'язано з індуктивним опором, зумовленим більшою піднімальною силою.

Залежність коефіцієнта моменту тангажа від кута атаки стала більш лінійною в околі великих кутів атаки.

### Висновки

Генератори вихорів у вигляді напливу на передній кромці крила ефективно затягують відрив потоку та значно збільшують закритичні значення  $C_y$ . Подальші дослідження передбачають вимір розподілу тиску по поверхні крила й у щілині між генераторами вихорів, а також візуалізація потоку. Передбачається серія випробувань з метою оптимізації геометричних параметрів генераторів вихорів та утворення організованого вихрового обтікання крила.

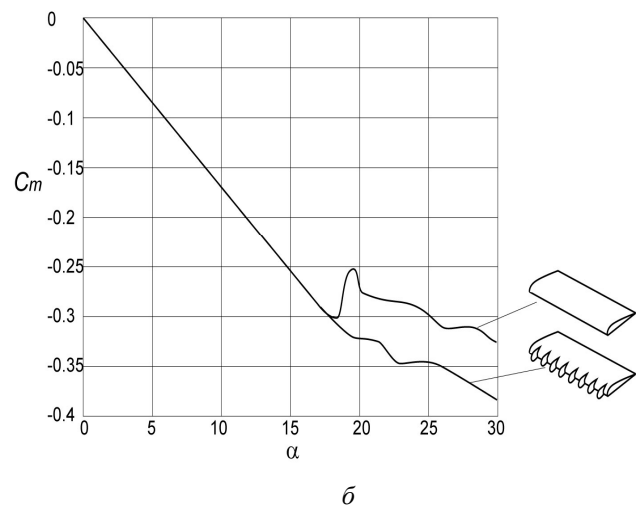
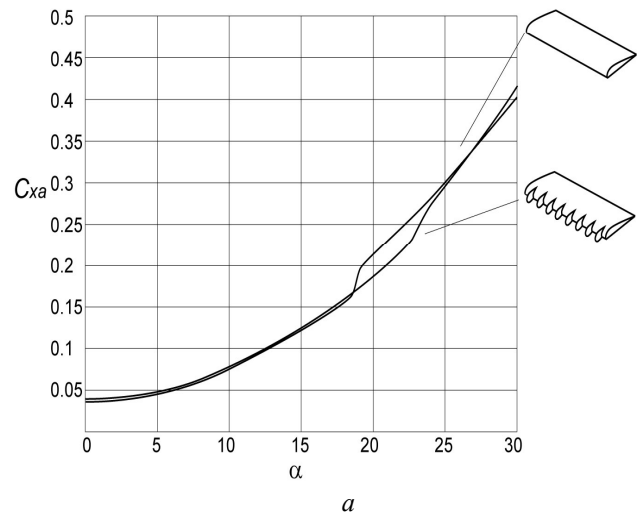


Рис. 4. Вплив генераторів вихорів на коефіцієнт опору (а) та коефіцієнт моменту тангажа (б)

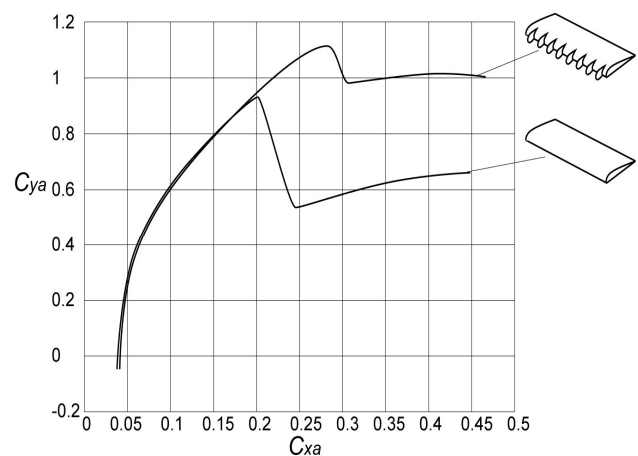


Рис. 5. Поляра вихідного крила й крила з генераторами вихорів

**Література**

1. Чжен П. Отрывные течения. Т. 3 / П. Чжен // М.: Мир, Москва 1973.
2. Schubauer G. Forced mixing in boundary layers / G. Schubauer, W. Spangenberg // Journal of Fluid Mechanics, 1960. – No. 8. – P. 10–32.
3. McCullough G.B. Preliminary investigation of the delay of turbulent flow separation by means of wedge-shaped bodies / G.B. McCullough. – NACA R & MA 50L12.
4. Storms B.L. Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators / B.L. Storms, C.S. J ang. – Journal of Aircraft. – 1994. – Vol. 31, No. 3. May – June. – P. 542–547.
5. Lin J.C.. Small Submerged Vortex Generators for Turbulent Flow Separation Control / J.C. Lin, F.G. Howard, G.V. Selby // Journal of Aircraft. – 1990. – Vol. 27, No. 5. Sep – Oct. – P. 502–507.
6. Dayton A. Investigation of Vortex Generators for Augmentation of Wind Power Performance National Renewable Energy Laboratory 1617 Cole Blvd. Golden / A. Dayton. CO 80401-3393. December 1996. – 77 p.
7. Горлин С.М. Аэродинамические измерения / С.М. Горлин, И.И. Слезингер. – М.: Наука, 1964.

Стаття надійшла до редакції 27.11.09.

**Е.П. Ударцев, О.Г. Щербонос**

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КРЫЛА С ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРЕЙ**

Национальный авиационный университет

**аэродинамическая труба, большие углы атаки, генераторы вихрей**

Для совершенствования аэродинамических характеристик на больших углах атаки выполняются исследования организованного вихревого обтекания крыла. С этой целью исследовали крыло конечного размаха с генераторами вихрей в виде наплывов на передней кромке в низкоскоростной аэродинамической трубе. Организованное вихревое обтекание крыла с генераторами вихрей на передней кромке практически не изменяет аэродинамических характеристик при малых углах атаки и влияет на больших углах атаки, увеличивая максимальную подъемную силу и улучшая моментные характеристики при малом изменении сопротивления.

**Eugen P. Udarccev, Alexander G. Shcherbonos**

**EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF WING WITH VORTEX GENERATORS**

National Aviation University

**big angles of attack, vortex generators, wind tunnel**

The idea of research of the organized vortex flow of a wing for the purpose of perfection of aerodynamic characteristics on the big angels of attack develops. The wing with vortex generators in the form of flows on a forward edge in low velocity wind tunnel was with that end in view investigated. It is shown, that the organized vortex flow of a wing with vortex generators on a forward edge practically does not change aerodynamic characteristics at small angels of attack and strongly influences on the big angels of attack, increasing the maximum elevating force and improving momentum characteristics at small change of drag.