

УДК 533.694.73

О.Г. ЩЕРБОНОС

*Національний авіаційний університет, Україна***РОЗПОДІЛ НЕСТАЦІОНАРНОГО ТИСКУ НА КРИЛІ З ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРІВ**

Робота присвячена дослідженню нестационарних аеродинамічних характеристик крила з генераторами вихрів. Наведено опис експериментальної установки, параметрів експерименту та результатів дослідження розподілу миттєвих коефіцієнтів тиску на крилі з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання. Показано збільшення амплітуди піку розрідження при коливанні крила з генераторами вихрів у порівнянні з гладким контрольним крилом, що свідчить про більший прояв ефектів аеродинамічної нестационарності, та більший динамічний гістерезис аеродинамічних коефіцієнтів, що з'являється при коливаннях крила.

Ключові слова: аеродинамічна труба, нестационарна аеродинаміка, генератори вихрів

**Огляд літератури,
постановка проблеми**

Розвинена конкуренція на ринку авіації змушує авіапромисловість шукати нові рішення в аеродинаміці літальних апаратів. Одним з напрямків, що розвивається, є організація керованого вихрового обтікання на крилі [1, 2]. Використання генераторів вихрів, дозволяє поліпшити злітно-посадочні характеристики ЛА, використовувати крила більшої товщини, більшого паливного об'єму [3]. Генератори вихрів збільшують критичний кут атаки, що позитивно впливає на безпеку польоту [4].

Однак відкритим питанням дотепер залишаються характеристики крил із установленими генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання - при інтенсивних просторових маневрах ЛА або при польоті в неспокійній атмосфері [5]. Дослідження в області нестационарної аеродинаміки відкривають складні ефекти, що проявляються при переорганізації обтікання крила [6, 7]. В таких умовах аеродинамічні характеристики значно відрізняються від умов стаціонарного обтікання, що вимагає їхнього обліку в системах керування, при розрахунку навантажень на конструкцію ЛА, при рішенні прямих і зворотних задач динаміки польоту [8].

Для обліку нестационарних аеродинамічних ефектів на крилах з генераторами вихрів, потрібно докладно вивчити взаємовплив поздовжніх вихрових структур породжених генераторами вихрів і поперечної вихрової структури, що утворилася в результаті обтікання крила нестационарним потоком. Експериментальні дослідження цієї задачі нададуть необхідні дані для уточнення існуючих і розвитку майбутніх теоретичних моделей нестационарної аеродинаміки, а також розвитку концепції організованого вихрового обтікання крила.

Мета роботи – експериментально отримати дані розподілу нестационарного тиску на крилі з генераторами вихрів, що коливається.

Експериментальна установка

Експеримент проводився в аеродинамічному комплексі ТАД-2 НАУ [9]. В якості досліджуваної моделі використовувалась модель відсіку крила з профілем Р-301 з відносною товщиною $\bar{c} = 14\%$. Площа крила становить $S = 0,5656 \text{ м}^2$, хорда $b_a = 0,51 \text{ м}$, кут стріловидності дорівнює нулю. Відсік крила складається з основної частини, елерона ($l_e = 0,795 \text{ м}$, $b_e = 0,1655 \text{ м}$, $S_e = 0,132 \text{ м}^2$) та закінцівки. Для аналізу нестационарної течії повітря на профілі крила, а саме для вимірювання розподілу тиску, в центральній частині був розташований відсік з дренажними отворами і датчиками тиску. Всього в центральному відсіку було встановлено 56 датчиків тиску MPXV5004G, що направлені уздовж повітряного потоку (40 датчиків всередині основного відсіку крила – групами по 8, 16 та 16 штук і 16 всередині елерона).

Генератори вихрів виконано у вигляді напливу на передній кромці крила [1, 10]. Утворювальні поверхні генераторів вихрів мають той же профіль, що й на самому крилі. Данні генератори вихрів не мають гострих кромки на яких утворюється зрив потоку, а утворення вихору відбувається в кутовій області завдяки інтерференції об'ємного напливу та крила.

На рис. 1 представлено зовнішній вигляд моделі крила з установленими генераторами вихрів.

На рис. 2 приведено схему дренажу моделі крила. Конструкція моделі не дозволяла дренивати крило та закриток поблизу задніх кромки. Тому дані розподілу тиску на проміжках: $\bar{x} = 0,6873 \div 0,7490$

для верхньої та $\bar{x} = 0,6745 \pm 0,7490$ для нижньої поверхні крила, а також $\bar{x} = 0,9569 \pm 1$ для верхньої, та $\bar{x} = 0,9461 \pm 1$ для нижньої поверхні закрилка, отримані екстраполяцією.

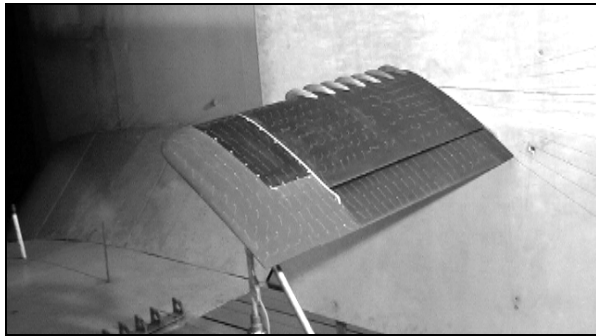


Рис. 1. Загальний вигляд моделі з установленими генераторами вихрів

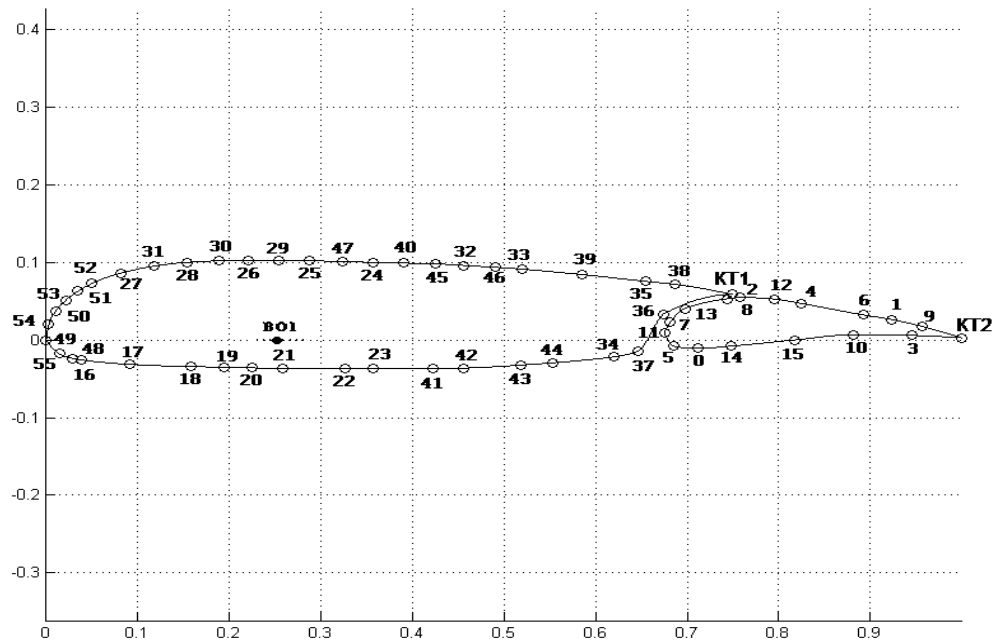


Рис. 2. Розташування дренажних отворів відсіку крила

Оцінка систематичних похибок визначення коефіцієнтів тиску показала, що інструментальна зведена відносна похибка визначення коефіцієнтів повітряного тиску не перевищує рівень 1%.

Результати дослідження

На рис. 3, 4 представлені хордові діаграми розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання для крила з установленими генераторами вихрів та гладкого контрольного крила. Частота коливань $f = 5,8$ Hz, швидкість повітряного потоку $V_\infty = 27$ м/с, число Рейнольдса $Re = 9,6 \cdot 10^5$, число Струхалія $St = 0,11$.

Під час експерименту фіксувались розподіли тиску кожні через $3,6^\circ$ фази ϕ коливання, на рис 3, 4 представлена вибірка через кожні $43,2^\circ$ фази коливання.

Вимушені гармонійні коливання відбувались з амплітудою $2,5^\circ$ в околі кутів атаки $9,9^\circ$ для лінійної області залежності $C_{ya} = f(\alpha)$, та $22,6^\circ$ для колокритичних режимів. Вісь обертання знаходилась на відстані $0,25 \cdot b_a$ від носка крила. Експеримент проводився в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 0,5 \cdot 10^5 \div 1 \cdot 10^6$, чисел Струхалія $St = 0,02 \div 0,14$ (f – частота коливань). Результати калібрування показали достатню точність вимірювання тисків, що лежить на рівні $\sigma < 0,08$ мм H_2O для середньо квадратичного значення похибки апроксимації, що вказує на високу схожимість результатів вимірювань при проведенні циклів калібрування. Максимальне значення похибки вимірювання тиску не перевищує $\Delta = 0,25$ мм H_2O . Таким чином при діапазоні 250 мм значення відносної зведеної похибки вимірювання тисків не перевищуватиме величини $\gamma < 0,1\%$.

Результати інтегрування епюр коефіцієнтів тиску у вигляді залежностей $C_{ya} = f(\alpha)$ представлені на рис 5, 6.

Висновки

В досліджуваному перетині, генератори вихрів змінюють розподіл тиску вздовж хорди збільшуючи розрядження на передній кромці.

У крила з генераторами вихрів що коливається, амплітуда піку розрядження значно більша ніж у гладкого контрольного крила, це свідчить про більший динамічний гістерезис коефіцієнта підйімальної сили. А враховуючи зміщення цього піку в сторону передньої кромки крила, більший динамічний гістерезис проявляється і у коефіцієнта моменту тангажу.

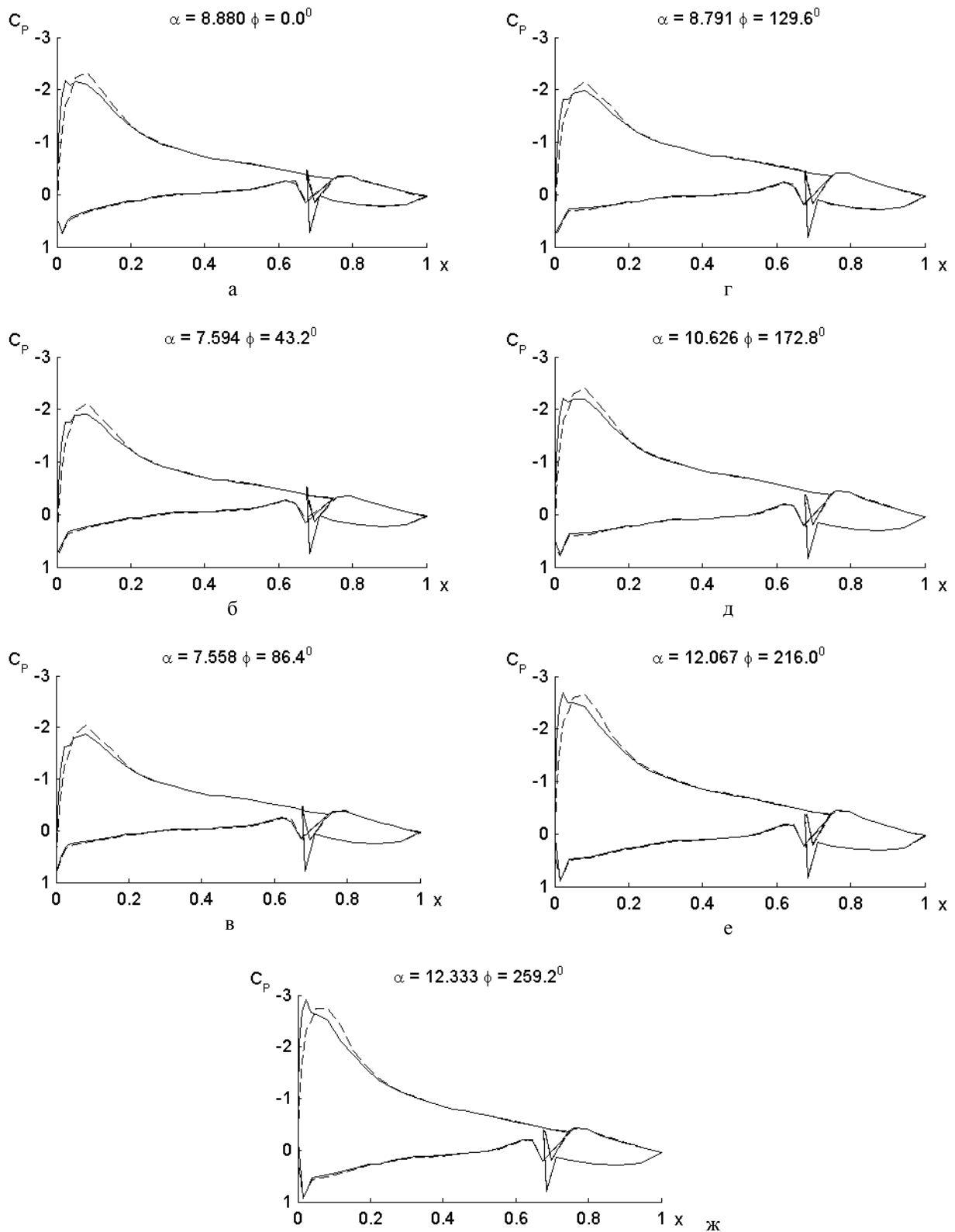


Рис. 3. Хордові діаграми розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання $f = 5,8 \text{ Hz}$, $V = 27 \text{ м/с}$, $Re = 9,6 \cdot 10^5$, $St = 0,11$, $\alpha_0 = 9,9^\circ$, $\Delta\alpha = 2,5^\circ$:

- крило з установленими генераторами вихрів; --- гладке контрольне крило
- а – фаза коливання $\phi = 0^\circ$; б – фаза коливання $\phi = 43,2^\circ$;
- в – фаза коливання $\phi = 86,4^\circ$; г – фаза коливання $\phi = 129,6^\circ$;
- д – фаза коливання $\phi = 172,8^\circ$; е – фаза коливання $\phi = 216,0^\circ$;
- ж – фаза коливання $\phi = 259,2^\circ$

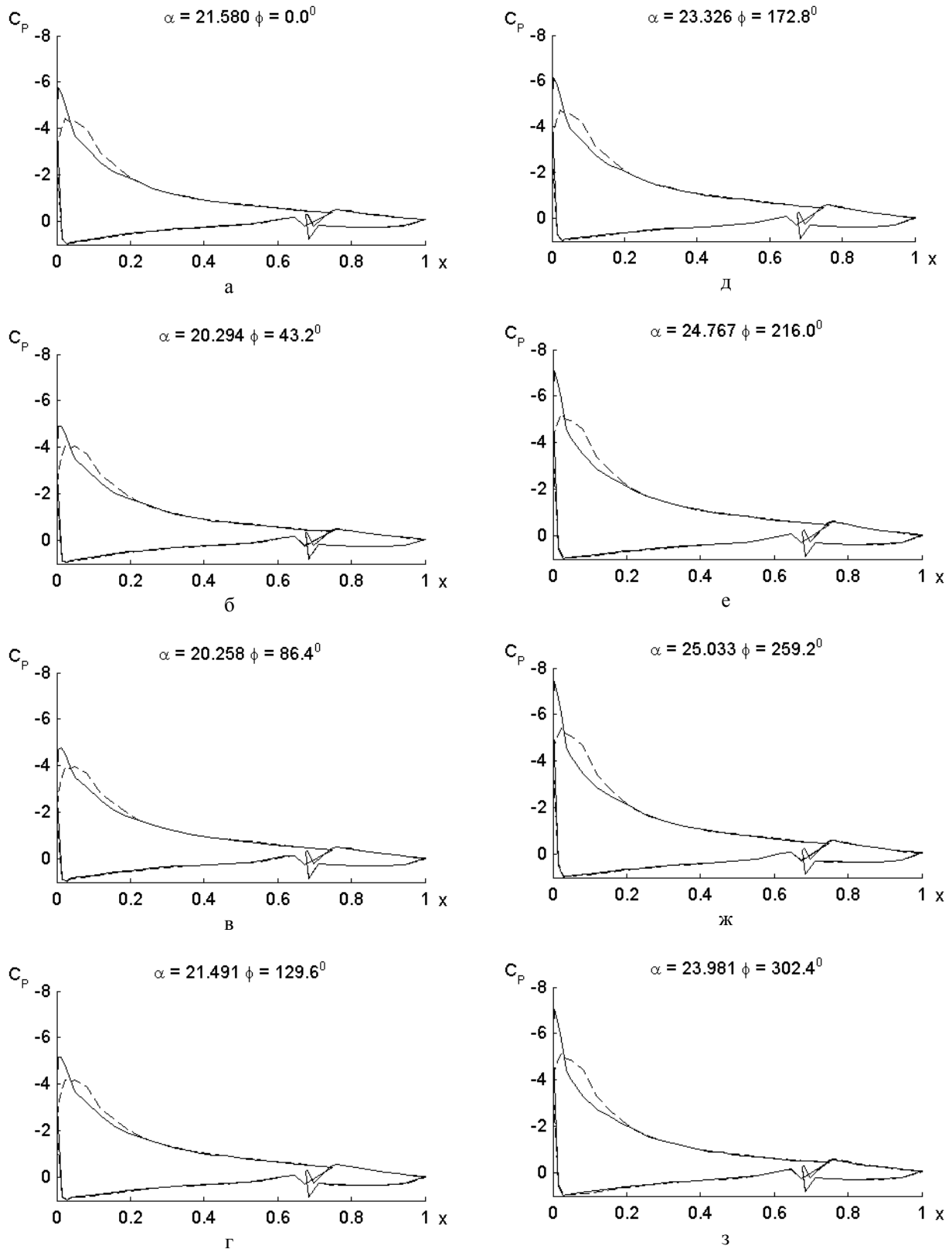


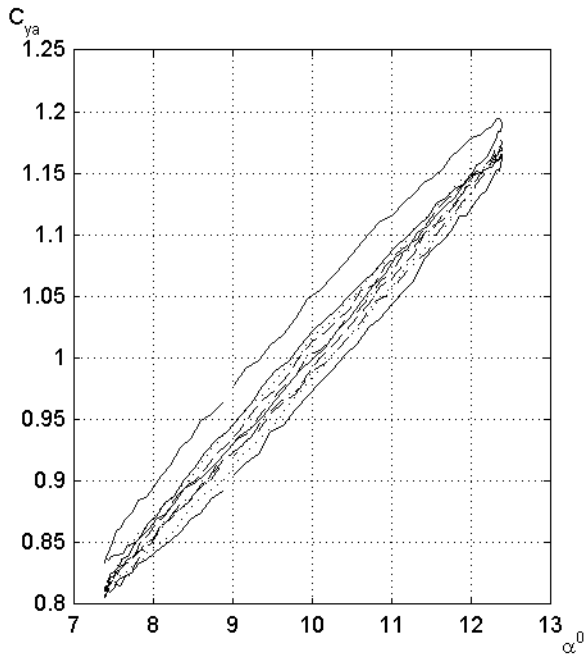
Рис. 4. Хордовые диаграммы розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання
 $f = 5,8 \text{ Hz}$, $V = 27 \text{ м/с}$, $Re = 9,6 \cdot 10^5$, $St = 0,11$, $\alpha_0 = 22,6^\circ$, $\Delta\alpha = 2,5^\circ$:

— крило з установленими генераторами вихрів; --- гладке контрольне крило;

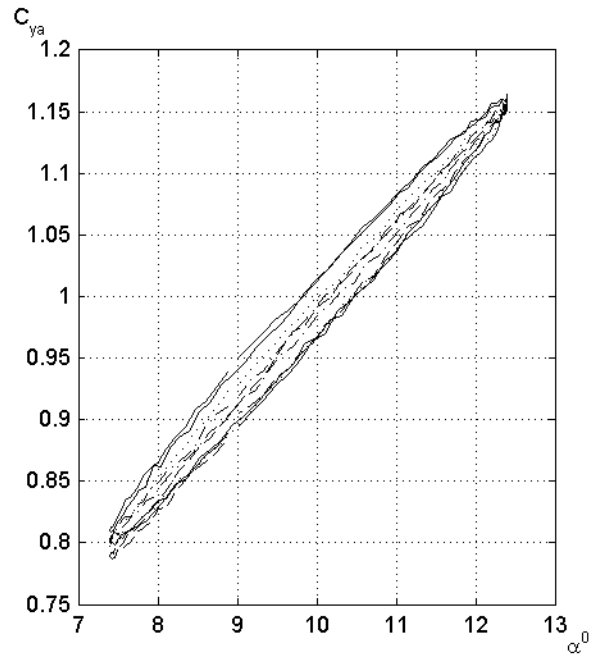
а – фаза коливання $\phi = 0^\circ$; б – фаза коливання $\phi = 43,2^\circ$; в – фаза коливання $\phi = 86,4^\circ$;

г – фаза коливання $\phi = 129,6^\circ$; д – фаза коливання $\phi = 172,8^\circ$; е – фаза коливання $\phi = 216,0^\circ$;

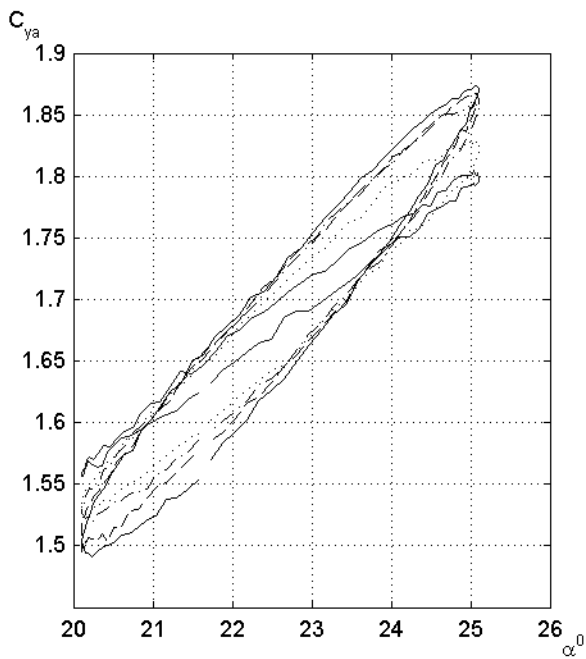
ж – фаза коливання $\phi = 259,2^\circ$; з – фаза коливання $\phi = 302,4^\circ$



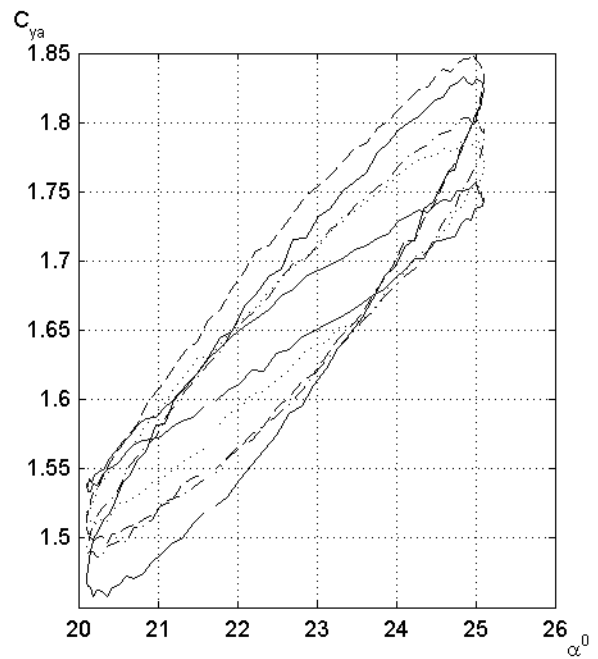
a



a



б



б

Рис. 5. Динамічний гістерезис коефіцієнту C_{ya} , що з'являються в коливальному русі з різною частотою на гладкому контрольному крилі,
 $V = 27 \text{ м/с}$, $Re = 9,6 \cdot 10^5$:
 — $St = 0,11$; --- $St = 0,09$; -.- $St = 0,06$;
 ... $St = 0,04$; — $St = 0,02$

Рис. 6. Динамічний гістерезис коефіцієнту C_{ya} , що з'являються в коливальному русі з різною частотою на тестовому крилі з генераторами вихрів,
 $V = 27 \text{ м/с}$, $Re = 9,6 \cdot 10^5$:
 — $St = 0,11$; --- $St = 0,09$; -.- $St = 0,06$;
 ... $St = 0,04$; — $St = 0,02$

Результати експериментального дослідження нестационарного обтікання крила з профілем P-301-14% показують збільшення прояву ефектів нестационарності на крилі з генераторами вихрів в порівнянні з гладким крилом.

Література

1. Stanway, M.J. *Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion [Text]*/ M.J. Stanwa. – Massachusetts Institute of Technology. – 2008. – 101 p.
2. *VortexCell2050. Fundamentals of actively controlled flows with trapped vortices [Електронний ресурс]*. – Режим доступу: <http://www.vortexcell2050.org>. – 11.11.2011 г.
3. Osborn, R.F. *Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures [Text]*/ R.F. Osborn // *Journal of aircraft*. – 2004. – №3. – P. 603–609.
4. Schubauer, G. *Forced mixing in boundary layers [Text]* / G. Schubauer, W. Spangenberg // *Journal of Fluid Mechanics*. – 1960. – No. 8. – P. 10–32.
5. Швец, А.В. *Влияние нестационарного обтекания на динамику полета самолета [Текст]: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02/ Швец Александр Валентинович*. – Киев, 2007. – 120 с.
6. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements [Text]* / AGARD Report No. 702, 1982.
7. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements [Text]*/ AGARD Report No. 702 Addendum 1, 1985.
8. Жила, В.Г. *Метод определения нестационарных аэродинамических характеристик самолетов [Текст]: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02/ Жила Владимир Гаврилович*; – Киев, 1986. – 177 с.
9. Аеродинамічний дослідницький комплекс Національного авіаційного університету України. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://wt.nau.edu.ua>. – 11.11.2011 г.
10. Ударцев, Є.П. *Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів [Текст]* / Є.П. Ударцев, О.Г. Щербонос // *Вісник НАУ*. – 2010. – Вип.1. – С. 45 – 47.

Надійшла до редакції 8.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. аеродинаміки та льотної експлуатації Є.П. Ударцев, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДАВЛЕНИЯ НА КРЫЛЕ С ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРЕЙ

А.Г. Щербонос

Работа посвящена исследованию нестационарных аэродинамических характеристик крыла с генераторами вихрей. Приведено описание экспериментальной установки, параметров эксперимента и результатов исследования распределения мгновенных коэффициентов давления на крыле с генераторами вихрей в условиях нестационарного обтекания. Показано увеличения амплитуды пика разрежения при колебании крыла с генераторами вихрей в сравнении с гладким контрольным крылом, что свидетельствует о большем проявлении эффектов аэродинамической нестационарности, и большем динамическом гистерезисе аэродинамических коэффициентов, который появляется при колебаниях крыла.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, нестационарная аэродинамика, генераторы вихрей.

DISTRIBUTION OF UNSTEADY WING PRESSURE WITH VORTEX GENERATORS

O.G. Shcherbonos

Paper is devoted to the study of unsteady aerodynamic characteristics of wing with vortex generators. A description of the experimental setup, the experimental parameters and results of investigating the distribution of the instantaneous pressure coefficients on the wing vortex generators in conditions of unsteady flow. Shown to increase the amplitude of the peak rarefaction swing-wing vortex generators in comparison with smooth control wing, which indicates a greater manifestation of the effects of unsteady aerodynamic, and more dynamic hysteresis of aerodynamic coefficients, which appears in the oscillations of the wing.

Key words: a wind tunnel, non-steady aerodynamics, vortex generators.

Щербонос Олександр Григорович – аспірант кафедри аеродинаміки та льотної експлуатації, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.