

УДК 533.694.73

О.Г. Щербонос

Національний авіаційний університет, Київ

ВИЗНАЧЕННЯ НЕСТАЦІОНАРНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОХІДНИХ ЗА ДАНИМИ ДИНАМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Наведено опис експериментальної установки, параметрів експерименту та результатів дослідження нестационарних аеродинамічних коефіцієнтів крила з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання. Показано, що ефекти пов'язані з повздовжньою вихровою структурою, що породжують генератори вихрів, значно проявляються при низьких числах Струхаля. При збільшенні частоти коливань зростає інтенсивність поперечних вихрів, що утворюються в наслідок зміни циркуляції навколо крила при періодичній зміні кута атаки і вихрова структура утворена генераторами вихрів надає значно менший вплив на загальну течію навколо досліджуваної моделі, на перший план виходять ефекти, пов'язані з нестационарним обтіканням крила.

Ключові слова: аеродинамічна труба, нестационарна аеродинаміка, генератори вихрів.

Вступ

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, 4]. Генератори вихрів збільшують критичний кут атаки, що позитивно впливає на безпеку польоту [5].

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 [6]. Дослідження в області нестационарної аеродинаміки відкривають складні ефекти, що проявляються при переорганізації обтікання крила [7 – 9]. 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 [10].

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 нестационарні аеродинамічні коефіцієнти крила з генераторами вихрів, що коливається.

Основний матеріал

Експериментальна установка. Експеримент проводився в аеродинамічному комплексі ТАД-2 НАУ [11]. 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, 12]. 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, 2 представлено зовнішній вигляд та схему моделі крила з установленими генераторами вихрів.

Вимушені гармонійні коливання відбувались з амплітудою 2.5^0 в околі кутів атаки 9.9^0 для лінійної області залежності $C_{y_a} = f(\alpha)$, та 22.6^0 для колокритичних режимів. Вісь обертання знаходилась на відстані $0.25 \cdot b_a$ від носка крила. Експеримент проводився в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^5 \div 1 \cdot 10^6$, чисел Струхаля $St = b_a \cdot f / V_\infty = 0.02 \div 0.14$ (f – частота коливань).

Результати калібрування показали достатню точність вимірювання тисків, що лежить на рівні $\sigma < 0,08 \text{ мм H}_2\text{O}$ для середньо квадратичного значення похибки апроксимації, що вказує на високу схо-

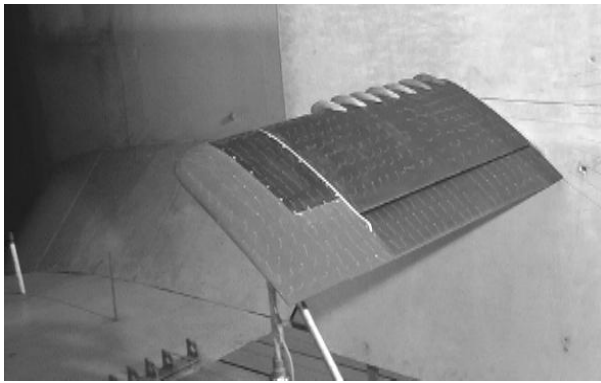


Рис. 1. Загальний вигляд моделі з установленими генераторами вихрів

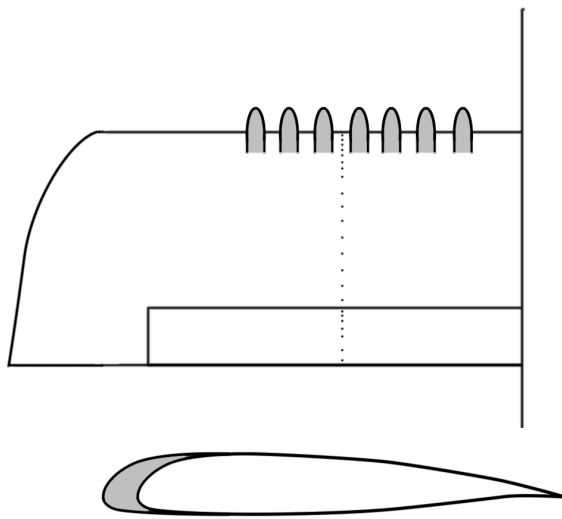


Рис. 2. Схема експериментальної моделі

димість 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 $\gamma < 0,1\%$. Оцінка систематичних похибок визначення коефіцієнтів тиску показала, що інструментальна зведена відносна похибка визначення коефіцієнтів повітряного тиску не перевищує рівень 1%.

Методика обробки результатів. Для опису нестационарних ефектів використана модель аеродинамічних коефіцієнтів, в якій нестационарні аеродинамічні ефекти враховуються, розкладаючи аеродинамічні коефіцієнти в ряд, що включає складові, пропорційні похідним по часу від кінематичних параметрів руху. Таке розкладання справедливе для гармонійних залежностей кінематичних параметрів, що повністю відповідає умовам проведеного експерименту [10].

Використана модель з розкладанням кінематичних параметрів руху до другої похідної за часом. Проведено аналіз якості регресійних моделей для

всіх експериментальних випадків використовуючи стандартні помилки коефіцієнтів регресії, коефіцієнт детермінації регресії, критерії Стьюдента та Фішера [13]. Використання великого масиву отриманих експериментальних даних, дозволило отримати високу якість регресійної моделі. Аналіз показав, що для більшості випадків довірна ймовірність коефіцієнтів регресії перевищує рівень 0.999, а значимість моделі в цілому менша за 0.01. Лише для деяких експериментальних випадків, що відповідають дослідженням в критичній області $\alpha = 22.60$ з малими частотами коливання моделі, t-статистика менша за критичну точку p розподілу Стьюдента, а загальна якість моделі не висока. Це пояснюється сильною зашумленістю сигналу, що викликана потужними відривними вихорами.

Результати дослідження. На рис. 3 – 14 представлені залежності перших та других похідних коефіцієнтів C_{ya} , C_{xa} , C_{mz} від числа Струхаля $St=fL/V_\infty$. На рис. 15 представлені динамічні петлі коефіцієнту C_{ya} , що з'являються під час коливань.

В околі малих кутів атаки установка генераторів вихрів майже не впливає на похідну $C_{ya}^{\alpha^*}$ але нестационарна компонента $C_{xa}^{\alpha^*}$ зростає майже на 20-40% для різних чисел Струхаля.

Дослідження в околі критичних кутів атаки виявили значний вплив від установки генераторів вихрів на похідну $C_{ya}^{\alpha^*}$, що збільшилась на 30% порівняно з гладким крилом, що свідчить про більше розкриття динамічної петлі залежності $C_{ya} = f(\alpha)$. Для $C_{xa}^{\alpha^*}$ в околі критичного кута атаки вплив ГВ незначний.

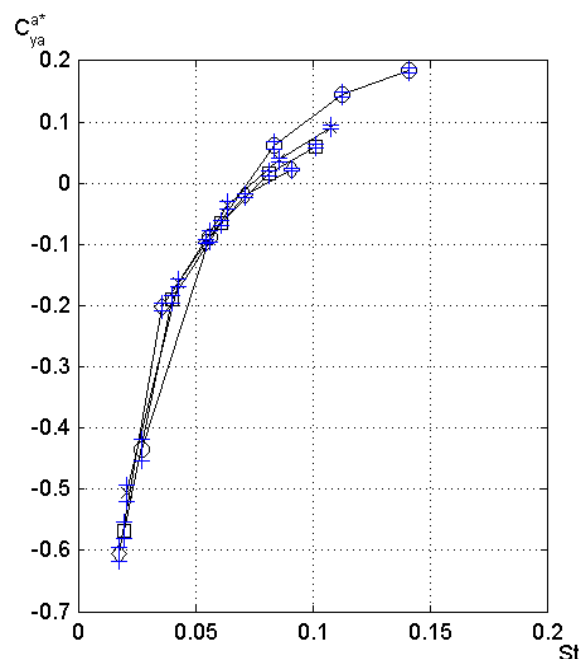


Рис. 3. Нестационарні похідні $C_{ya}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ гладке крило: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-\diamond-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

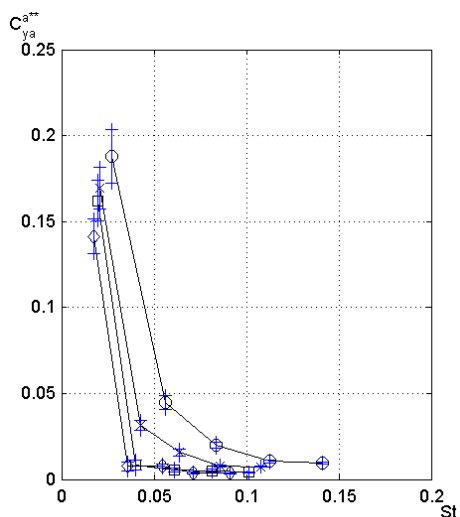


Рис. 4. Нестационарні похідні $C_{ya}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

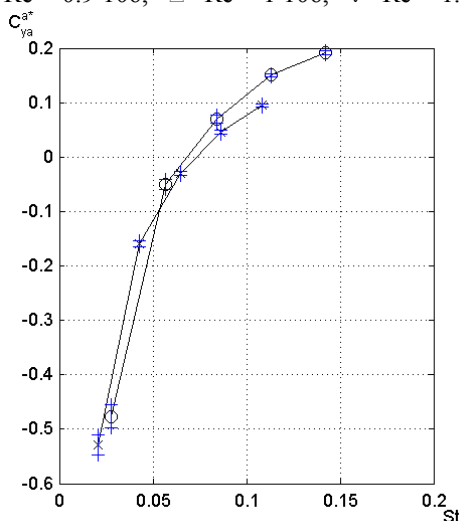


Рис. 5. Нестационарні похідні $C_{ya}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

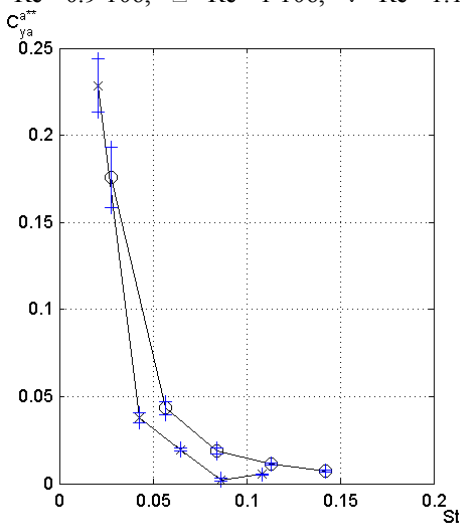


Рис. 6. Нестационарні похідні $C_{ya}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

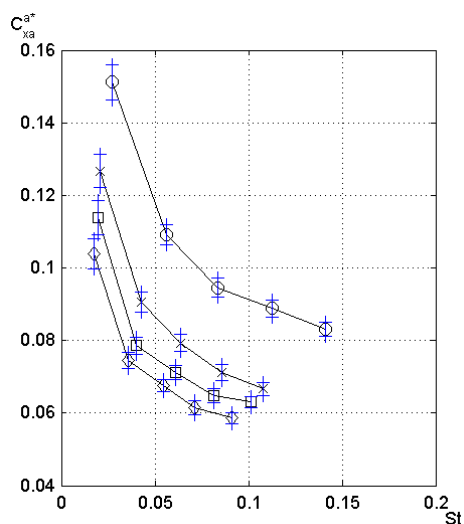


Рис. 7. Нестационарні похідні $C_{xa}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ гладке крило: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

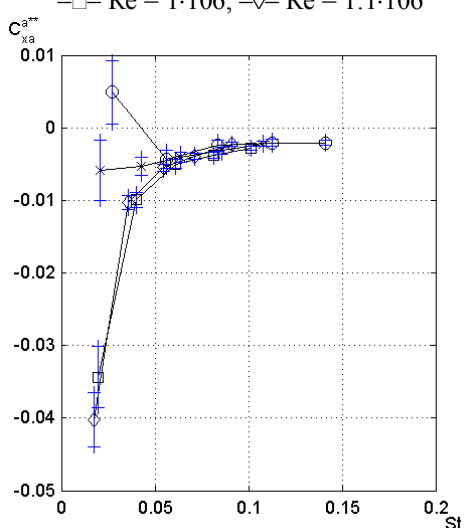


Рис. 8. Нестационарні похідні $C_{xa}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

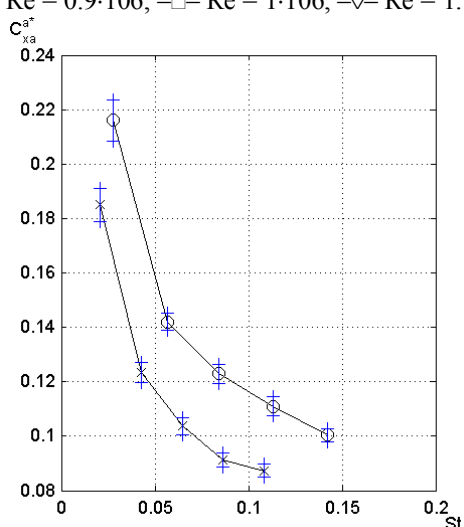


Рис. 9. Нестационарні похідні $C_{xa}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: $-o-$ $Re = 0.7 \cdot 10^6$, $-x-$ $Re = 0.9 \cdot 10^6$, $-□-$ $Re = 1 \cdot 10^6$, $-◇-$ $Re = 1.1 \cdot 10^6$

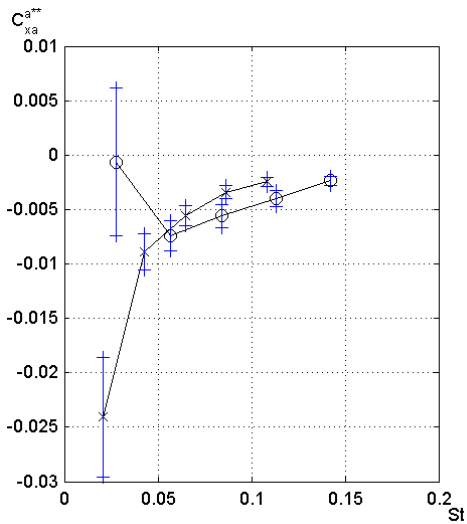


Рис. 10. Нестационарні похідні $C_{xa}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: -o- $Re = 0.7 \cdot 10^6$, -x- $Re = 0.9 \cdot 10^6$, -□- $Re = 1 \cdot 10^6$, -◇- $Re = 1.1 \cdot 10^6$

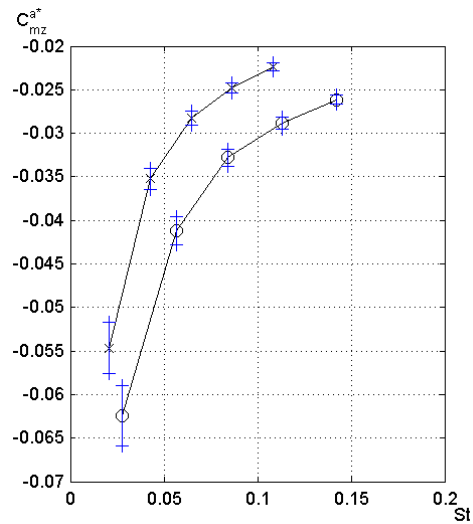


Рис. 13. Нестационарні похідні $C_{mz}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: -o- $Re = 0.7 \cdot 10^6$, -x- $Re = 0.9 \cdot 10^6$, -□- $Re = 1 \cdot 10^6$, -◇- $Re = 1.1 \cdot 10^6$

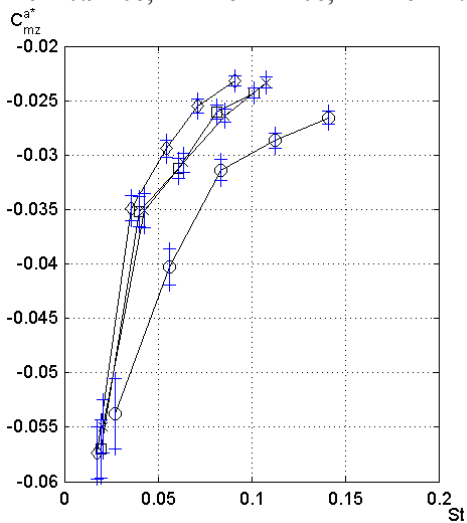


Рис. 11. Нестационарні похідні $C_{mz}^{\alpha^*}$, $\alpha_0=9.9^0$ гладке крило: -o- $Re = 0.7 \cdot 10^6$, -x- $Re = 0.9 \cdot 10^6$, -□- $Re = 1 \cdot 10^6$, -◇- $Re = 1.1 \cdot 10^6$

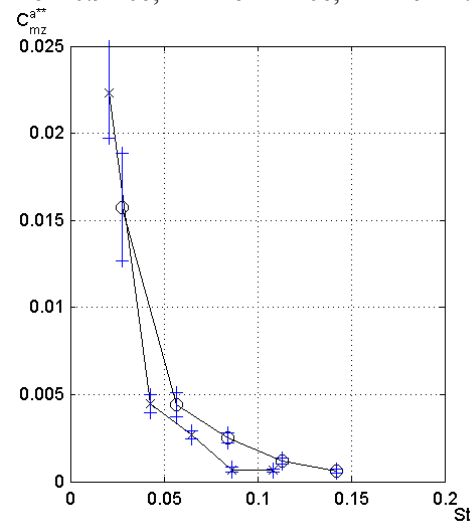


Рис. 14. Нестационарні похідні $C_{mz}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: -o- $Re = 0.7 \cdot 10^6$, -x- $Re = 0.9 \cdot 10^6$, -□- $Re = 1 \cdot 10^6$, -◇- $Re = 1.1 \cdot 10^6$

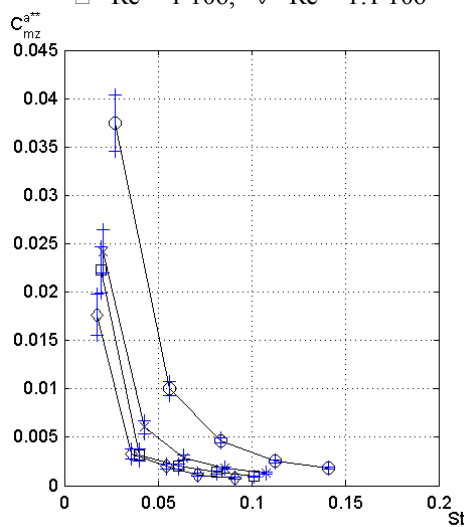


Рис. 12. Нестационарні похідні $C_{mz}^{\alpha^{**}}$, $\alpha_0=9.9^0$ крило з генераторами вихрів: -o- $Re = 0.7 \cdot 10^6$, -x- $Re = 0.9 \cdot 10^6$, -□- $Re = 1 \cdot 10^6$, -◇- $Re = 1.1 \cdot 10^6$

Генератори вихрів значно вплинули на другі похідні коефіцієнтів підйімальної сили $C_{ya}^{\alpha^{**}}$ та коефіцієнту опору $C_{xa}^{\alpha^{**}}$ що відповідають за кут нахилу динамічної петлі. Цей вплив зменшується зі збільшенням числа струхала. Найбільший вплив ГВ надали другим похідним коефіцієнтів опору $C_{xa}^{\alpha^{**}}$ та повздожнього моменту $C_{mz}^{\alpha^{**}}$ в околі критичного кута атаки – дані похідні змінили знак на низьких числах St , однак зі збільшенням числа Струхала вплив ГВ зменшується.

Висновки

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.

Ефекти пов'язані з повздовжньою вихровою структурою, що породжують ГВ значно проявляються при низьких числах Струхала. При збільшенні частоти коливань зростає інтенсивність поперечних вихрів, що утворюються в наслідок зміни циркуляції навколо крила при періодичній зміні кута атаки і вихрова структура утворена ГВ надає значно менший вплив на загальну течію навколо досліджуваного МВК, на перший план виходять ефекти пов'язані з нестационарним обтіканням крила.

Список літератури

1. Stanway M.J. *Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion* / M.J. Stanwa – Massachusetts Institute of Technology. – 2008. – 101 с.
2. VortexCell2050. *Fundamentals of actively controlled flows with trapped vortices*. [Електронний ресурс] / Sergei Chernyshenko. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.vortexcell2050.org>. – 11.11.2011 г.
3. Osborn R.F. *Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures* / R. F. Osborn // *Journal of aircraft*. – 2004. – № 3. – С. 603-609.
4. Collis S.S. *Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment* / S.S. Collis // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2004. – № 40. – С. 237-289.
5. Schubauer G. *Forced mixing in boundary layers* / G. Schubauer, W. Spangenberg // *Journal of Fluid Mechanics*. – 1960. – No. 8. – С. 10-32.
6. Швець А.В. *Влияние нестационарного обтекания на динамику полета самолета: дисс. ... канд. техн. наук: 2007* / Швець Александр Валентинович. – К., 2007. – 120 с.
7. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements: отчет о НИИ / AGARD Report*. – 1982. – No. 702.
8. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements: отчет о НИИ / AGARD Report*. – 1985. – No. 702.

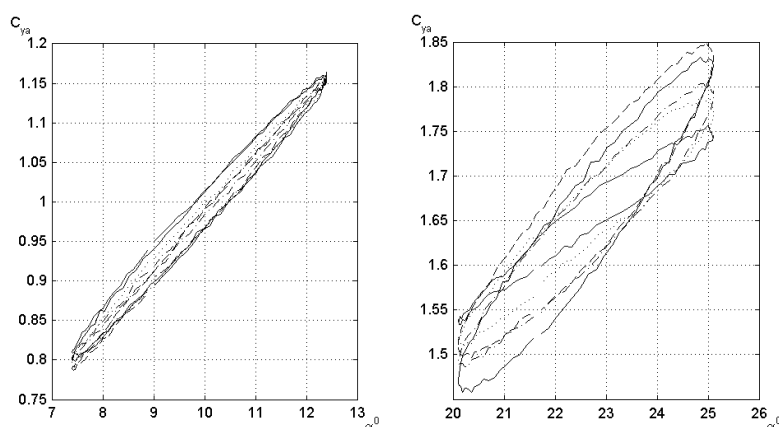


Рис. 15. Динамічний гістерезис коефіцієнту C_{ya} , що з'являються в коливальному русі з різною частотою на тестовому крилі з генераторами вихрів, $V=27$ м/с, $Re=9.6 \cdot 10^5$ — $St=0.11$, — — $St=0.09$, -.- $St=0.06$, ... $St=0.04$, — — $St=0.02$

9. Myung J.R. *A study of dynamic stall vortex development using two-dimensional data from AFDD oscillating wing experiment: отчет о НИИ / NASA*. – 2002. – 96 с. – №ТМ-2002-211857.

10. Жила В.Г. *Метод определения нестационарных аэродинамических характеристик самолетов: дисс. ... к.т.н.: 1986* / Жила Владимир Гаврилович. – К., 1986. – 177 с.

11. *Аеродинамічний дослідницький комплекс Національного авіаційного університету України*. [Електронний ресурс] / Режим доступу до ресурсу: <http://wt.nau.edu.ua>. – 11.11.2011 г.

12. Ударцев Є.П. *Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів* / Є.П. Ударцев, О.Г. Щербонос // *Вісник НАУ*. – 2010. – Вып. 1. – С. 45-47.

13. Бородич С.А. *Эконометрика* / С.А. Бородич // *Новое знание*. – Минск, 2001. – 408 с.

Надійшла до редколегії 1.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. Є.П. Ударцев, Національний авіаційний університет, Київ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДНЫХ ПО ДАННЫМ ДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

А.Г. Щербонос

Приведено описание экспериментальной установки, параметров эксперимента и результатов исследования нестационарных аэродинамических коэффициентов крыла с генераторами вихрей в условиях нестационарного обтекания. Показано, что эффекты, связанные с продольной вихревой структурой, которые порождают генераторы вихрей, значительно проявляются при низких числах Струхала. При увеличении частоты колебаний возрастает интенсивность поперечных вихрей, которые образуются вследствие изменения циркуляции вокруг крыла при периодическом изменении угла атаки и вихревая структура, образованная генераторами вихрей оказывает значительно меньшее влияние на общее течение вокруг исследуемой модели, на первый план выходят эффекты, связанные с нестационарным обтеканием крыла.

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

DEFINITION OF NON-STATIONARY AERODYNAMIC DERIVATIVES ACCORDING TO DYNAMIC EXPERIMENT

O.G. Shcherbonos

The description of experimental installation, parameters of experiment and results of research of non-stationary aerodynamic coefficients of a wing with generators of vortices in the conditions of non-stationary flow is resulted. It is shown, that effects connected with longitudinal vortical structure which generate generators of vortices are considerably shown at low Strouhal numbers. At increase in frequency of oscillations intensity of cross-section vortices which are formed owing to circulation change round a wing at periodic change of an angle of attack increases and the vortical structure formed by generators of vortices makes considerably smaller impact on the general flow round investigated model, on the foreground there are effects connected with non-stationary flow about the wing.

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