

УДК 629.733.015.3.07(045)

А.А. Загорюлько
О.В. Швець**АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ В НЕСТАЦІОНАРНОМУ ПОТОЦІ**

НАУ, кафедра аеродинаміки та льотної експлуатації

Розглянуто результати аналізу зміни аеродинамічних характеристик, зокрема, опору профілю крила в разі розвитку відриву потоку за часом й коливання профілю за тангажем при дозвуковій обтічності. Наведено результати дослідження зміни опору при коливанні профілю за кутом атаки. Отримано аеродинамічні характеристики, які змінюються за динамічною петлею. Дослідження показує, що необхідно враховувати особливості нестационарної обтічності в математичних моделях динаміки польоту літаків.

Consider the question about influence of unsteady flight on the size of drag and lift coefficients of the aerodynamic profile. Distinctive features of this investigation are obtaining data about aerodynamic drag changing in process unsteady on high angle at attack and oscillation profile in subsonic and transonic flight. Given analysis of oscillation profile show, that dynamic loops accompany change of lift and drag force. The researches show that it is necessary to clarify the mathematic model of the airplane flight dynamics by introducing numbers, with take into account unsteady effects.

Постановка проблеми

Під час польоту літака в турбулентній атмосфері проявляються ефекти нестационарної обтічності, які можуть приводити до зміни траєкторії руху літального апарата. Дослідження нестационарної аеродинаміки є одним з актуальних напрямів в авіаційному будівництві.

Важливість досліджень нестационарних режимів польоту літальних апаратів підтверджується статистикою авіаційних подій через негативний вплив метеоумов польоту на аеродинамічні характеристики [1].

Причини зміни аеродинамічних характеристик при дозвуковому й трансзвуковому польоті можуть бути різними. У першому випадку це результат динаміки зростання й розпадання вихрових утворень, а у другому – результат змін у виникненні стрибків ущільнення та їх переміщення під час коливання крила.

Виходячи з наведеного, на підставі розрахунків розподілу тиску за профілем NASA 0012 [2] розглянемо зміну аеродинамічних характеристик:

- за часом у разі виникнення відриву потоку на профілі при режимах польоту, близьких до зривних;
- під час коливання профілю за тангажем при дозвукових і трансзвукових режимах.

Динаміка зміни аеродинамічних характеристик за профілем NASA 0012 за часом при великих кутах атаки

На підставі зміни обтічності за профілем NASA 0012 за часом при куті атаки $\alpha=13^{\circ}$, числі Маха $M=0,5$ та числі Рейнольдса $Re=10^8$ [2] визначимо коефіцієнти опору, піднімальну силу та зміну аеродинамічної якості.

Розрахунок аеродинамічних характеристик проводиться інтегруванням функцій розподілу тиску за профілем крила:

$$\begin{aligned} \Delta \tilde{N}_{\delta} &= \int_0^1 \tilde{N}_p dy; \\ \Delta \tilde{N}_{\delta} &= \int_{-n/2}^{n/2} \tilde{N}_p dx; \\ \tilde{N}_p &= \frac{P - P_{\infty}}{0,5\rho V^2 b_A}, \end{aligned} \quad (1)$$

де \tilde{N}_{δ} – коефіцієнт опору тиску; \tilde{N}_{δ} – коефіцієнт піднімальної сили; C_p – коефіцієнт тиску; c – максимальна товщина профілю.

Для розрахунку \tilde{N}_{δ} , \tilde{N}_{δ} відомі значення C_p апроксимуються програмою MatLab таким чином, що точність інтегрування забезпечується в межах 1% максимальної величини. Динаміка обтічності профілю при куті атаки $\alpha=13^{\circ}$ полягає в тому, що на профілі виникає вихор з наступним відривом. Цей ефект повторюється з періодом $T=8$ с (рис. 1). Результати розрахунків аеродинамічних характеристик показано на рис. 2.

За час 0–1,8 с на профілі виникає повітряний пузир, коефіцієнти піднімальної сили й опору збільшуються, аеродинамічна якість знижується. Потім повітряний пузир переміщується до задньої кромки, коефіцієнт піднімальної сили зменшується, коефіцієнт опору збільшується.

Далі починає формуватися відокремлений вихор і відновлюється обтічність передньої кромки, яка декілька збільшує коефіцієнт піднімальної сили, але коефіцієнт опору зменшується за рахунок відсмоктувальної сили. Аеродинамічна якість мінімальна при 3,2 с та починає відновлюватися до початкового значення – 8 с.

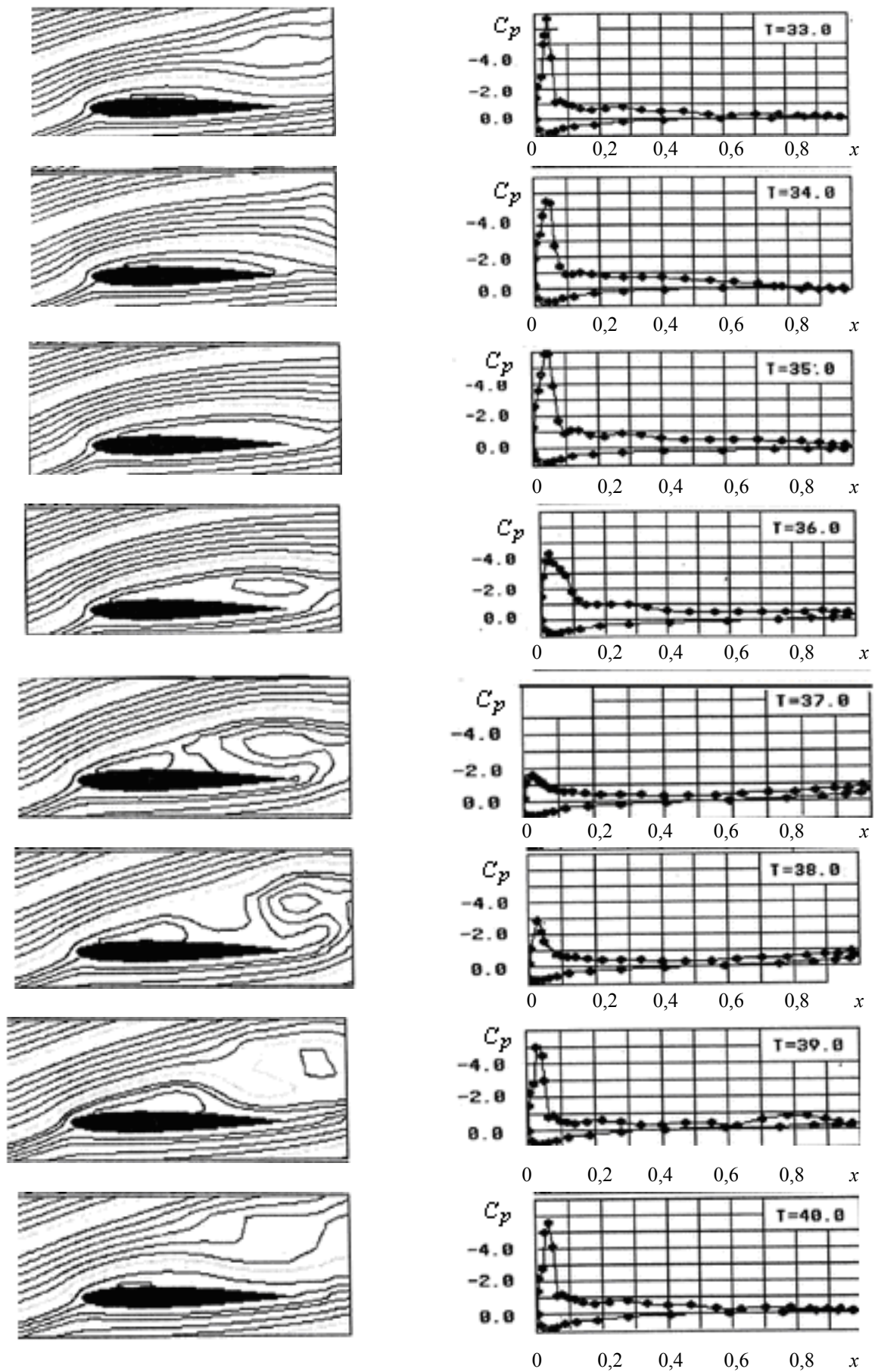


Рис. 1. Зміна обтічності за профілем NACA 0012 за часом при $\alpha=13^\circ$, $M=0,5$, $Re=10^8$

На рис. 2, б пунктиром показано значення коефіцієнта опору, що відповідають статичній обтічності профілю.

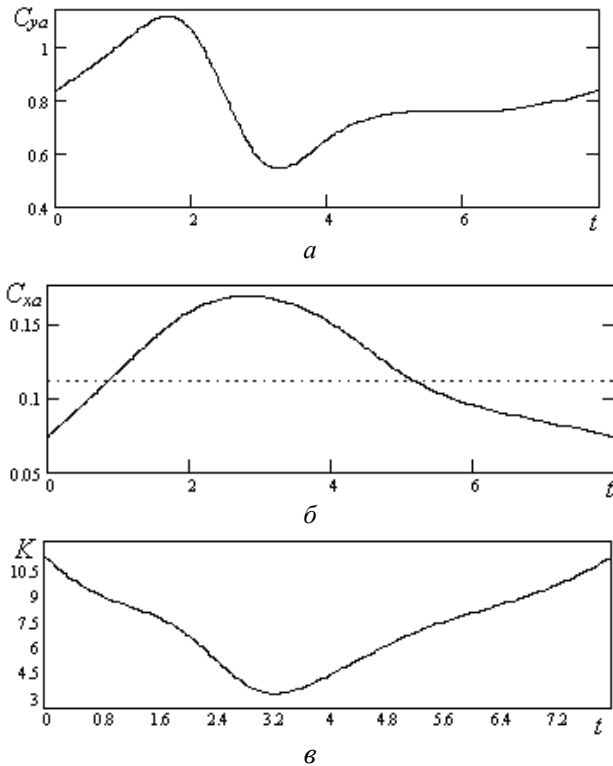


Рис. 2. Зміна аеродинамічних характеристик за профілем NACA 0012 за часом при $\alpha=13^\circ$, $M=0,5$, $Re=10^8$:
а – $C_{ya}(t)$; б – $C_{xa}(t)$; в – $K(t)$

Швидка зміна аеродинамічних коефіцієнтів не вплине на траєкторію польоту за малий проміжок часу, однак на великому відрізку часу траєкторія може змінитися.

Під час польоту час зміни аеродинамічного навантаження на крило має важливе значення для дослідження силової дії на обшивку крила.

Зміна аеродинамічних характеристик за профілем NACA 0012 при коливальному русі за тангажем

Дослідження аеродинамічних характеристик проведено на підставі даних зміни тиску за профілем NACA 0012 при коливанні за законом $\alpha=5\sin 0,4t$ при $M=0,3$, $Re=10^6$ (рис. 3).

Коливання здійснювалися при кутах атаки $\alpha=0^\circ$, $\alpha=3^\circ$, $\alpha=4^\circ$.

Коефіцієнти тиску за профілем розраховувалися при коливаннях уверх та вниз від заданих кутів атаки α .

Коливання здійснювалися відносно точки, розташованої на 1/4 хорди.

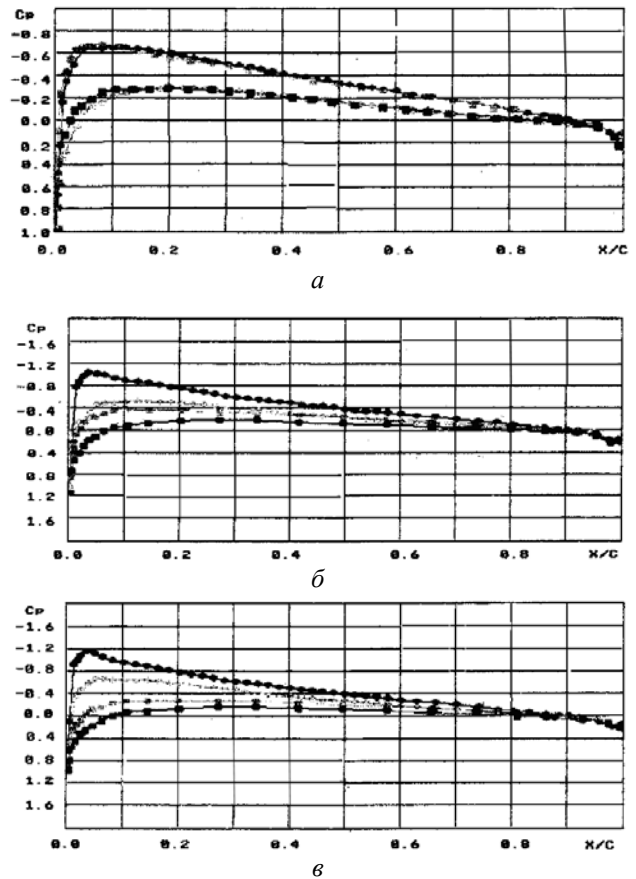


Рис. 3. Зміна тиску за профілем NACA 0012:

а – $\alpha = 0^\circ$; б – $\alpha = 3^\circ$; в – $\alpha = 4^\circ$;

○, ● – верхня поверхня; □, ■ – нижня поверхня

Дослідження коливань здійснювалось на симетричному профілі.

Розрахункові значення коефіцієнтів піднімальної сили та опору тиску показано на рис. 4, де пунктиром позначено статичні значення зміни аеродинамічних характеристик.

Як видно з рис. 4, а, зміна коефіцієнта піднімальної сили здійснюється за динамічною петлею.

Статичне значення не відповідає середній лінії петлі. Петля при заданій частоті коливань декілька розгорнута за годинниковою стрілкою. Коефіцієнт піднімальної сили більше статичного при русі профілю вниз і менше при русі уверх. Залежність зміни піднімальної сили досліджено в праці [2]. У цій роботі розраховано зміни аеродинамічного тиску (рис. 4, б).

З рис. 4 видно, що при коливанні профілю аеродинамічний опір профілю суттєво змінюється відносно статичного.

При $\alpha = 0^\circ$ значення опору суттєво зменшується за рахунок виникнення відсмоктувальної сили. Дослідження цього ефекту закладено в основу створення профілів, що коливаються як рушій.

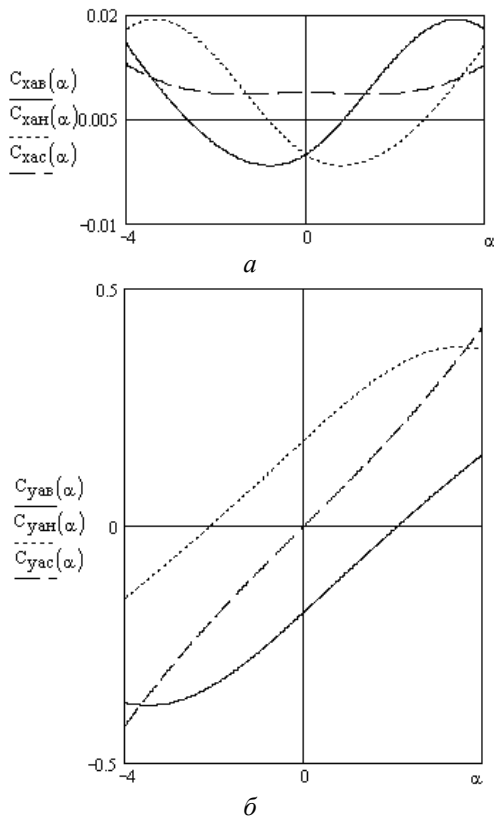


Рис. 4. Зміни коефіцієнтів піднімальної сили (а) й опору (б) під час коливань за тангажем ($\alpha=5 \sin 0,4 t$, $M=0,3$, $Re=10^6$)

Зміна аеродинамічного опору при коливанні профілю в трансзвуковому потоці

Для аналізу аеродинамічного опору використаємо дані праці [2] з розподілу тиску за профілем NASA 0012 при $M=0,8$, $Re=10^6$ й коливанні за законом $\alpha=5+5 \sin 0,4t$ відносно точки, що розташована на 1/4 хорди профілю.

Приклад розподілу тиску за профілем при $\alpha=5^0$ зі збільшенням і зменшенням кута атаки показано на рис. 5. Зміщення стрибка ущільнення суттєво змінює розподіл тиску. Аналіз зміни коефіцієнта піднімальної сили проведено в праці [2].

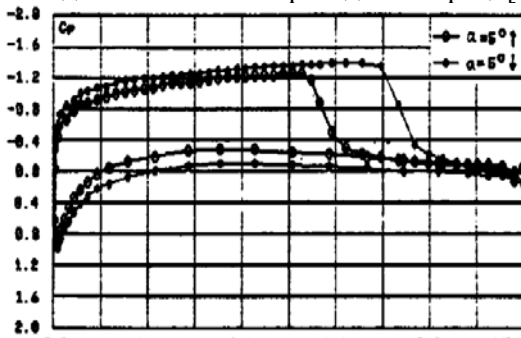


Рис. 5. Розподіл тиску за профілем NASA 0012 при $M=0,8$, $Re=10^6$ та коливанні за законом $\alpha=5+5 \sin 0,4 t$ ($\alpha=5^0$)

Розраховану за алгоритмом (1) зміну коефіцієнта опору тиску показано на рис. 6.

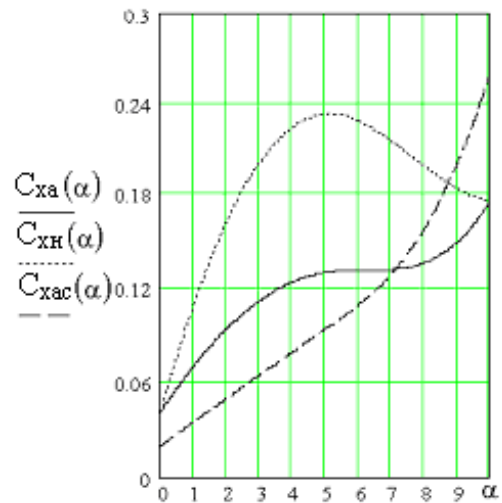


Рис. 6. Залежність коефіцієнта опору від динаміки кута атаки

Пунктиром нанесено значення статичного коефіцієнта опору. Динамічне значення суттєво відрізняється від статичного та в максимумі при $\alpha=5^0$ перевищує статичне більш ніж у два рази ($\Delta C_x=0,15$). Таке значне зростання опору тиску може призводити до зміни траєкторії польоту.

Висновки

Аеродинамічні характеристики профілю крила змінюються при нестационарних явищах за динамічною петлею.

Причина виникнення зміни піднімальної сили та опору у дозвуковому польоті – виникнення та рух за профілем вихрових структур, приєднаних до передньої кромки та розвиток відривних вихорів.

У трансзвуковому польоті основною причиною зміни аеродинамічних характеристик є динаміка виникнення й переміщення внаслідок коливання профілю та стрибка ущільнення.

Особливий інтерес становить зміна профільного опору в нестационарному потоці.

При трансзвуковій обтічності приріст опору тиску може бути більше 50% при числі Маха $M=0,8$.

Автори дякують професорові Є.П. Ударцеву за допомогу під час роботи.

Література

1. Ударцев Є.П., Швець О.В. Вплив нестационарного руху на аеродинамічні характеристики літака // Матеріали VI Міжнар. наук.-техн. конф. – 2004. – Т. III. – С. 33.1–33.4.
2. Садовников Г.С. Расчет до- и трансзвукового обтекания профиля в турбулентном режиме на докритических и закритических углах атаки // Вопр. эксплуатационной аэродинамики: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1989. – С. 16–24.