

УДК 533.69 (045)

О.М. Переверзєв, канд. техн. наук, доц.
Т.Е. Пашинський, асп.
О.В. Бондар, асп.

МОДИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОФІЛІВ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ВПЛИВУ НЕСТАЦІОНАРНОСТІ

Розглянуто огляд праць зі нестационарного обтікання профілю крила, котре формує зміну вихрової структури обтікання профілю та суттєво змінює його аеродинамічні характеристики. Модифікація обводів профілю може бути критерієм зменшення впливу нестационарного обтікання, а також може приводити до зменшення впливу нестационарного обтікання на аеродинамічні характеристики.

The review of works on an unstationary flow on wing profiles which forms change of vortex structure flow and essentially changes its aerodynamic characteristics is considered. Updating of contours of a profile can be, criterion of reduction of an unstationary flow influence, and also lead to reduction of an unstationary flow influence on aerodynamic characteristics.

Вступ

У разі динамічних коливань профілів крила виникають перехідні процеси з утворенням сил та моментів, які відрізняються від величин статичних сил і моментів за відповідних ідентичних кутів атаки. Механізм таких явищ достатньо ґрунтовно не вивчено. Водночас в класичних працях А.Н. Некрасова [1], В.В. Голубева [2], С.М. Білоцерковського [3], W.I. Mc.Croskey [4] показано, що в несталому рухові літального апарата (ЛА) виникають специфічні ефекти, які пов'язані зі зміною залежностей коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів від кінематичних параметрів, часу та передісторії руху, що приводить до зміни динамічних показників ЛА, його стійкості та керованості. Ці ефекти суттєво залежать від режиму польоту (швидкості польоту, кутів атаки та ковзання), швидкості перебігу динамічних процесів ЛА, структури обтікання. Для тіл складної форми чи системи тіл, якою є ЛА, вихрова структура ускладнюється. Зі збільшенням кута атаки та ковзання через взаємодію вихорів вона трансформується і виникає злиття вихорів, спостерігається також руйнування окремих вихорів та структури в цілому.

Огляд публікацій

У праці [5] досліджено, коли та де починається відрив примежового шару на профілі і який механізм зародження вихору під час дозвукового обтікання. Показано, що форма носка профілю суттєво впливає на коефіцієнт нормальної сили та моменту тангажа. Модифікації носка профілю, форми профілю, досліджені в аеродинамічній трубці US Army з робочою частиною $2,13 \times 3,05$ м та за швидкості 30 м/с, на профілі NASA 0012 з хордою 1,22 м і розмахом 2 м зі змінною формою передньої кромки, показано на рис. 1. Профілі досліджувались з турбулізатором, розміщеним біля передньої кромки для усунення відриву ламінарного примежового шару.

Модель коливалась за гармонійним законом:

$$\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin(\omega);$$

$$\omega = 0 \dots 1,94 \text{ Гц};$$

$$k = 2 \cdot \frac{\omega \cdot C}{V_\infty} = 15.$$

Характеристики видозмінених профілів визначалися авторами з використанням програми Profili 2.15a [6].

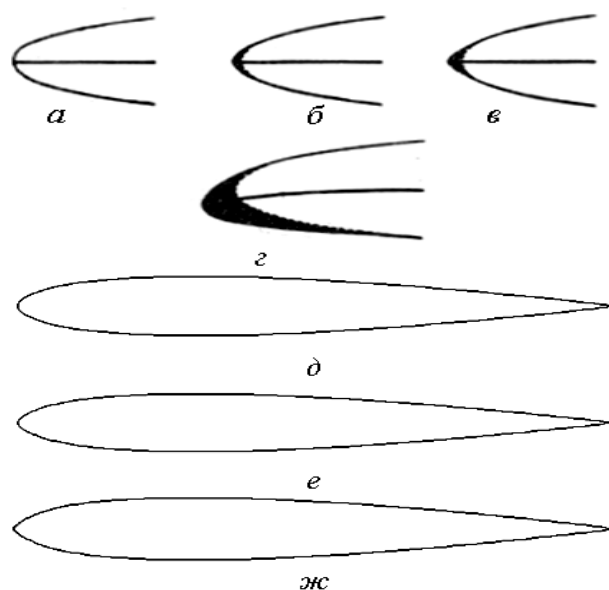


Рис. 1. Модифікація носка профілю, що досліджувався в експерименті:

а, д – вихідний профіль NASA 0012 ($r_0/c = 0,0158$) з турбулізатором;

б, е – профіль зі зменшеним радіусом округлення носка ($r_0/c = 0,0100$) з турбулізатором та без нього;

в, ж – профіль з гострим носком ($r_0/c = 0,0050$);

г – профіль ONERA Cambre, що досліджувався за додатних та від'ємних кутів атаки з турбулізатором та без нього

Вплив форми передньої кромки на відповідні аеродинамічні характеристики показано на рис. 2.

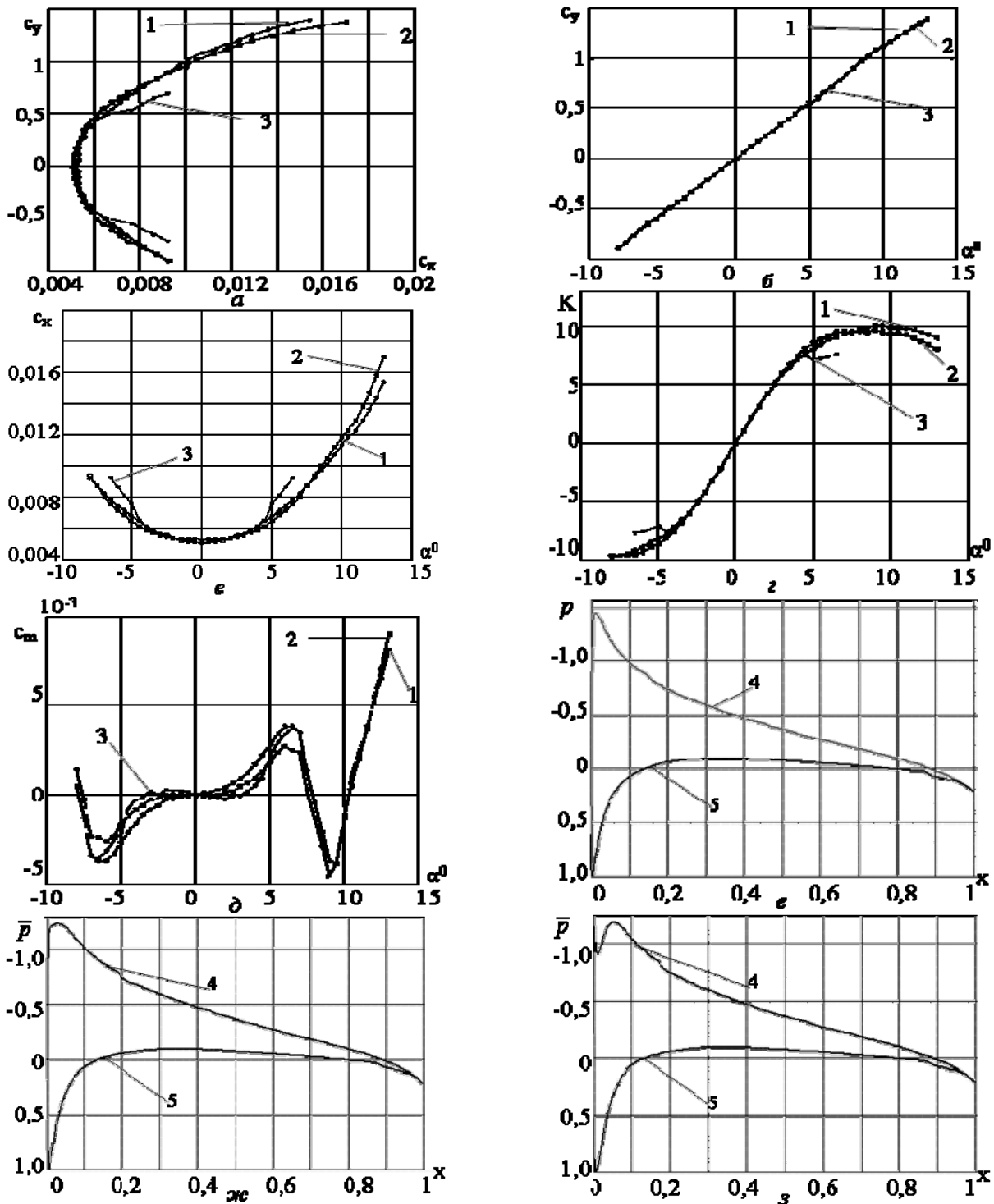


Рис. 2. Вплив форми передньої кромки на відповідні аеродинамічні характеристики профілів:

- 1 – вихідний профіль NASA 0012 ($r_0/c = 0,0158$);
- 2 – профіль зі зменшеним радіусом округлення носка ($r_0/c = 0,01$);
- 3 – профіль з гострим носком ($r_0/c = 0,005$);
- 4 – коефіцієнт тиску \bar{p}_{ei} на верхній поверхні профілю;
- 5 – коефіцієнт тиску \bar{p}_{ni} на нижній поверхні профілю;

a – поляр видозмінених профілів;

b, v, z, d – залежність коефіцієнта піднімальної сили, коефіцієнта сили лобового опору, аеродинамічної якості та коефіцієнта моменту від кута атаки, видозмінених профілів;

e, ε, z – розподіл тиску по поверхні профілів: NASA 0012 ($r_0/c = 0,0158$), ($r_0/c = 0,01$), ($r_0/c = 0,005$), якщо кут атаки $\alpha = 2^\circ$

У результаті експерименту показано, що коли вихор починає формуватись і відходить до задньої кромки, швидкість оберненого обтікання зростає поблизу поверхні моделі.

За даними експерименту встановлено, що вихор переміщується в напрямку до задньої кромки зі швидкістю, яка становить 35...40 % від швидкості потоку, що набігає.

Зміна частоти коливання характеризується зсувом за фазою, відповідно з чим відбуваються різні явища в примежовому шарі – відхід вихору та його відривання, але дані зсуву дедалі більше запізнюються зі збільшенням зведеної частоти коливання

$$\frac{\omega C}{2V_{\infty}}$$

Характеристики відриву потоку залишались майже без змін у діапазоні чисел Рейнольдса $2 \cdot 10^6 \leq Re \leq 3,5 \cdot 10^6$.

Підводячи підсумок досліджень профілю НАСА 0012, що коливався за відповідним законом, можна відзначити: відрив потоку на передній кромці розвивається внаслідок поступового переміщення точки відриву примежового шару та оберненого перетікання від задньої кромки до передньої; відрив на передній кромці спричинений раптовим відривом турбулентної течії біля передньої частини профілю і він слідує за першочерговим зміщенням точки оберненого перетікання від задньої кромки; дві форми відриву на передній кромці зумовлені раптовим руйнуванням пузиря, утвореного відривом ламінарного примежового шару біля передньої кромки.

Найбільш важливим результатом описаних досліджень слід вважати те, що вихор, котрий відходить та змінює аеродинамічні характеристики, бере свою початкову завихреність і енергію від раптово відірваного турбулентного примежового шару, а не від ламінарного шару навколо пузиря біля передньої кромки крила.

Вільні вихорі, що стікають з ЛА, відносяться потоком, що набігає, і при цьому впливають один на одного, зміщуються та утворюють потужні вихрові утворення. Зі збільшенням кута атаки інтенсивність вихорів зростає. На вихрову систему та форму вихорів впливає поле тисків, утвореного крилом. У межах поля з додатним поздовжнім градієнтом тиску швидкість вихору зменшується, площа його поперечного перетину збільшується і вихор руйнується.

У міру збільшення кута атаки та додатного градієнта тиску місце руйнування вихору наближується до крила і досягає його задньої кромки, потім переміщується до передньої кромки. Місце руйнування вихору надзвичайно чутливе до збурень середовища, найменших спотворень контуру та шорсткості частин ЛА в місці зародження відриву.

З цим пов'язана картина, що спостерігається на практиці, – несиметричність місць руйнування вихорів, які стікають з правої та лівої частин ЛА. Вона погіршується під час ризику та крену ЛА. Асиметрія в розвитку та руйнуванні вихрової структури призводить до виникнення автоколивань по крену на деяких ЛА на великих кутах атаки.

Інколи ці автоколивання мають нестійкий характер. Приклад таких автоколивань показано на рис. 3.

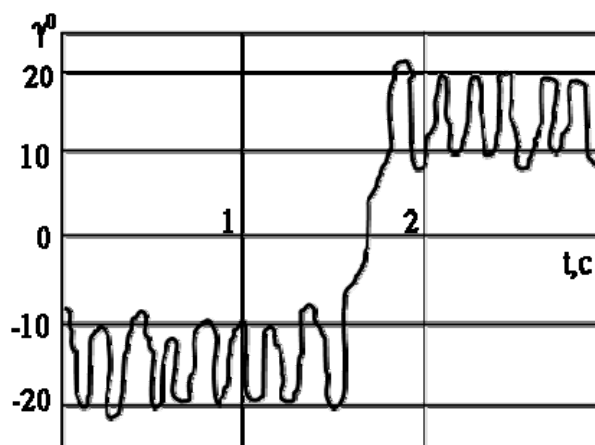


Рис. 3. Нестійкі автоколивання по крену моделі ЛА в аеродинамічній трубі, якщо $\alpha=45^\circ$

Під час трансзвукового обтікання біля передньої кромки профілю може виникнути стрибок ущільнення [7]. Цей стрибок ініціює виникнення вихору, котрий протягом десяти секунд розвивається по верхній поверхні профілю, породжує взаємні вихорі, які відриваються від профілю та приводять до зміни аеродинамічного опору, піднімальної сили та моменту тангажа.

Виникнення стрибка ущільнення та розвиток вихрового обтікання можна попередити, якщо спеціально спроектувати обвід передньої кромки профілю або ж активно впливати на нього спеціальною механізацією.

Обтікання профілю у разі відриву потоку на верхній поверхні показано на рис. 4 [8].

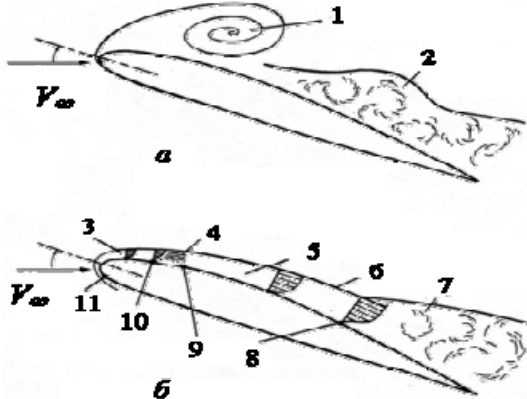


Рис. 4. Обтікання профілю за великих кутів атаки:
 а – профіль у разі динамічного зриву потоку;
 б – профіль на межі зриву потоку;
 1 – вихор, що сходить;
 2 – зірваний потік;
 3 – ламінарна течія;
 4 – перехід;
 5 – турбулентна течія;
 6 – межа примежового шару;
 7 – відірваний потік;
 8 – турбулентний відрив;
 9 – вторинне приєднання;
 10 – ламінарний відрив;
 11 – критична точка

Під час дослідження нестационарного обтікання пластин та профілів ламінарним і турбулентним потоками нестисливої рідини виявлено, що вплив нестационарності на ламінарний примежовий шар швидко послаблюється зі збільшенням поздовжнього градієнта тиску. Для цього ефекту досліджено обтікання модифікованого профілю ONERA (рис. 5).

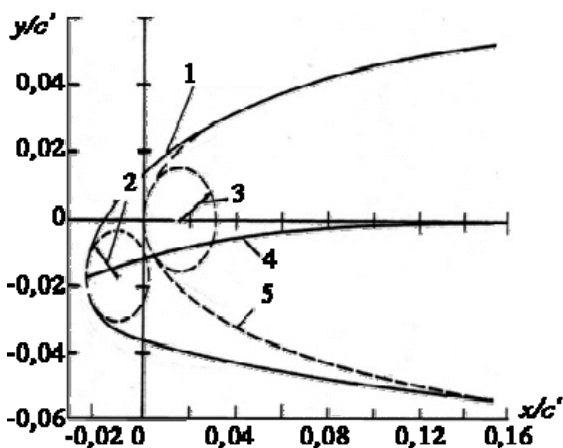


Рис. 5. Модифікована передня кромка вигнутого профілю ONERA:
 1 – ONERA «0012 CAMBRE»;
 2 – $r_0/c' = 0,0115$;
 3 – $r_0/c' = 0,0152$;
 4 – середня лінія;
 5 – NACA 0011,78

Дійсна хорда становить 1,025 с.

Профіль був отриманий із симетричного профілю серії NACA 00XX з відносною товщиною 11,28 % шляхом витягування передньої кромки на 2,5 % хорди.

Така модифікація понизила пік швидкості та розрідження біля передньої кромки (рис. 6).

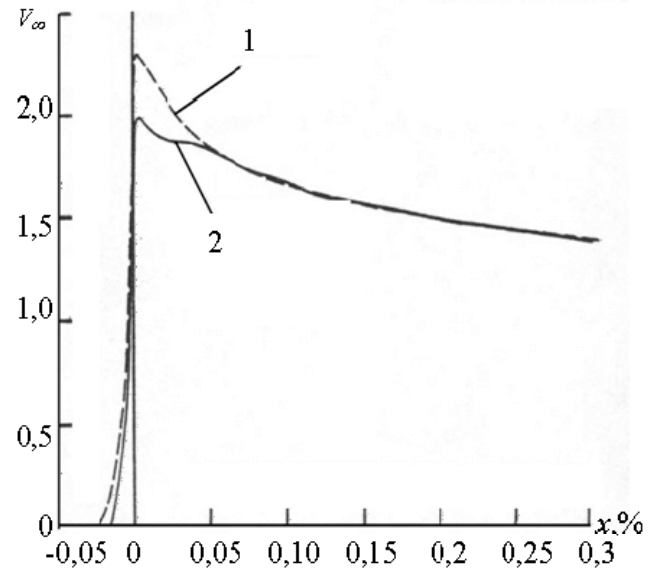


Рис. 6. Характерні розподіли швидкостей по профілях NACA та ONERA, якщо $\alpha = 9^\circ$:
 1 – NACA 0012;
 2 – ONERA «0012 CAMBRE»

Динамічні характеристики примежового шару суттєво відрізняються від статичних, особливо на малих кутах атаки, де виникає динамічна петля (рис. 7, 8).

Такі ж динамічні петлі спостерігаються і в аеродинамічних силах та моментах у процесі нестационарного обтікання.

Аеродинамічні сили та моменти, що створюються на перехідних режимах коливального руху профілю, значно більші, ніж за стаціонарного обтікання і мають нелінійний характер.

Ефекти нестационарності залежать від частоти колювання.

Висновки

У перспективі є зацікавленість у створенні спеціальних профілів для руху в нестационарному потоці та засобів підвищення аеродинамічних характеристик у нестационарному потоці типу вихроутворювачів, генераторів вихорів, або ж генераторів організованих примежових шарів, які стійкі до впливу нестационарного обтікання.

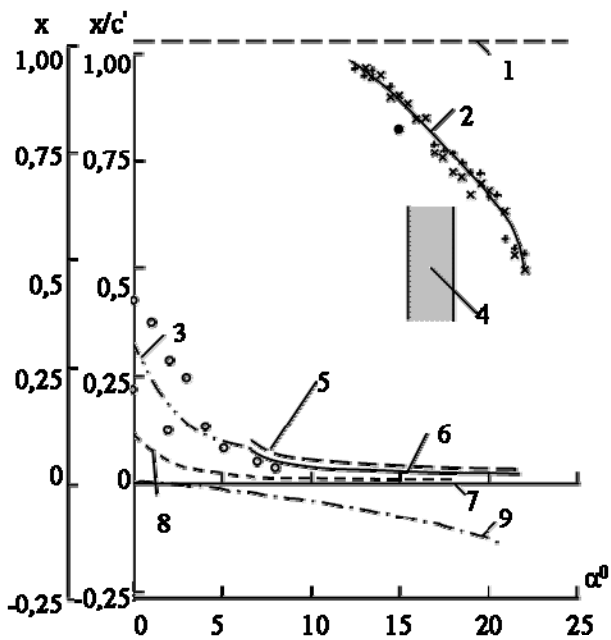


Рис. 7. Статичні характеристики примежового шару на профілі NASA 0012, якщо $Re = 3 \cdot 10^6$:

- + – розрахунок турбулентного шару без пузиря;
- x – розрахунок турбулентного шару з пузирем; ● – відрив;
- o – перехід;
- 1 – задня кромка;
- 2 – турбулізований відрив;
- 3 – перехід;
- 4 – діапазон експериментальних кутів зриву потоку;
- 5 – приєднання турбулентного шару;
- 6 – ламінарний відрив потоку;
- 7 – передня кромка;
- 8 – $\frac{\partial p}{\partial x} = 0$ (пік розрідження);
- 9 – критична точка

Література

1. Некрасов А.Н. Теория крыла в нестационарном потоке. – М.: АН СССР, 1947. – 258 с.
2. Голубев В.В. Лекции по теории крыла. – М.: ГИТТЛ, 1949. – 480 с.
3. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М.: Наука, 1971. – 767 с.
4. Mc. Croskey W.I. Viscous-inviscid interaction oscillating airfoils in subsonic flow // AIAA Journal. – Vol. 20, № 21982, 167-174 p. AIAA Paper 1981. – 81 – 0051.

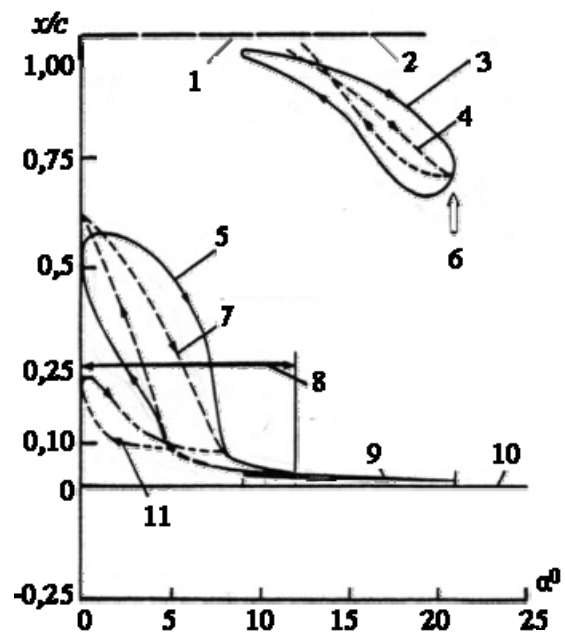


Рис. 8. Динамічні характеристики примежового шару на профілі NASA 0012, що коливається з амплітудою 6° та приведеною частотою $k = 0,24$, якщо $Re = 3 \cdot 10^6$:

- 1 – задня кромка;
- 2 – $c_f = 0$, турбулентний шар;
- 3 – нестационарний примежовий шар;
- 4 – квазістационарний примежовий шар;
- 5 – нестационарний примежовий шар;
- 6 – експериментальний початок відриву;
- 7 – квазістационарний примежовий шар;
- 8 – $\alpha = 6^\circ + 6^\circ \sin(\omega t)$;
- 9 – $c_f = 0$, ламінарний шар;
- 10 – передня кромка;
- 11 – нестационарний перехід

5. Mc.Croskey, Mc. Alister K. The dynamic stall experiments on oscillating airfoils // AIAA Journal. – 1976. – 14. № 1.
6. Software_profil-subscribe@yahoo.com.
7. Pullam T. Euler and thin layer Navier-Stokes computation fluid dynamics user's workshop/ Un/Tennessee. 1984. 15.1–15.85.
8. Мак Кроски, В. Филлипс. Нестационарное обтекание колеблющихся профилей вязкой жидкостью: пер. с англ. // Ракетная техника и космонавтика. – 1975. – Т. 13, № 1. – С. 94–105.

Стаття надійшла до редакції 30.05.08.