

УДК 621.3

І.Б. Ковтонюк, В.Г. Лебідь, А.Л. Сушко

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

## ВПЛИВ СТУПЕНЮ ТУРБУЛЕНТНОСТІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА

В даній статті проведено аналіз експериментальних досліджень впливу ступеню турбулентності на аеродинамічні характеристики профілю крила. Запропонована методика розрахунку впливу ступеня турбулентності на аеродинамічні характеристики крила. Досліджувалась залежність аеродинамічних коефіцієнтів крила від ступеню турбулентності при різних кутах атаки.

**Ключові слова:** ступінь турбулентності, критичне число Рейнольдса, аеродинамічні коефіцієнти, примежовий шар, товщина втрати імпульсу, коефіцієнт піднімальної сили, коефіцієнт опору.

### Вступ

Як показали численні експериментальні дослідження [1 – 4], зі зростанням інтенсивності турбулентності зовнішнього потоку (ступеня турбулентності) ділянки ламінарного примежового шару (ЛПШ) на поверхні обтічних тіл зменшуються. В звичайних аеродинамічних трубах ступінь турбулентності досягає 1%...3%. При русі тіла у спокійній атмосфері інтенсивність турбулентності потоку, який набігає, може бути малою (0,1 %) і ламінарна ділянка робиться значною [1]. При наявності інтенсивних збурень у зовнішньому потоці ступінь турбулентності може досягати 10 % і ЛПШ стає малим. У зв'язку з цим виникає питання: в якій мірі можна переносити експериментальні дані аеродинамічних характеристик ЛА отриманих в аеродинамічних трубах на натурні ЛА, тобто треба знати, як впливає ступінь турбулентності на аеродинамічні характеристики ЛА.

Ступінь турбулентності визначається як

$$E = \frac{1}{V_\infty} \sqrt{\frac{1}{3}(\overline{v_x'^2} + \overline{v_y'^2} + \overline{v_z'^2})},$$

де  $V_\infty$  – швидкість повітряного потоку;

$$\overline{v_x'^2} = \sqrt{v_x'^2} = \sqrt{\frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} v_x'^2 dt} \text{ і т.д. – середньква-}$$

дратичне значення пульсацій швидкості.

На практиці ступінь турбулентності визначається у процентах  $\varepsilon = 100E$  [%]. В залежності від ступеню турбулентності набігаючого потоку ЛПШ переходить у турбулентний примежовий шар (ТПШ) при деякому критичному числі Рейнольдса  $Re_{x_{кр}} = (V_\infty x / \nu)_{кр}$ , де  $x$  – координата критичної точки профілю. На рис. 1 представлена залежність  $Re_t = Re_{x_{кр}}$  від ступеню турбулентності на пластині [3].

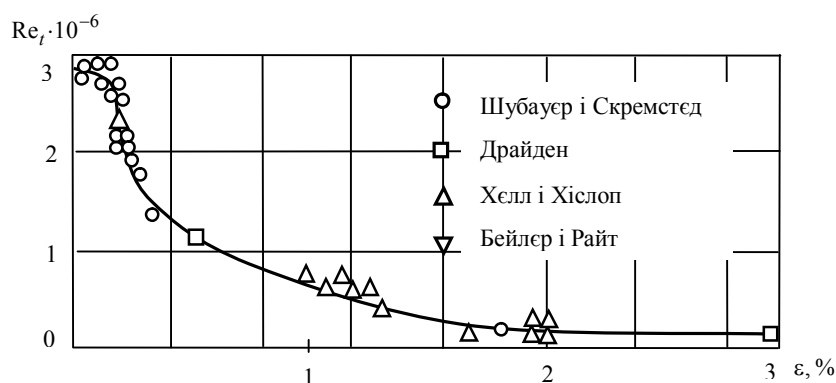


Рис. 1. Вплив ступеню турбулентності на  $Re_{x_{кр}}$

Як показали експериментальні дослідження [4], навіть незначна ступінь турбулентності ( $< 0,1\%$ ) суттєво впливає на аеродинамічні характеристики крила, особливо при малих числах Рейнольдса ( $< 500000$ ), що характерно для малорозмірних ЛА. Це пов'язано з відривом примежового шару і утворенням відривної

бульби, яка займає значне місце в процесах ламінарно-турбулентного переходу примежового шару і зриву потоку з передньої крайки крила [7].

Приймаючи до уваги, що аеродинамічних труб з малим ступенем турбулентності недостатньо, роль теоретичних методів розрахунку впливу ступені

турбулентності потоку, який набігає, на аеродинамічні характеристики крила суттєво підвищуються.

На сьогодні широко застосовується чисельне моделювання течії біля нескінченного крила (двовірний випадок – профіль) [8]. На рис. 2 представлені результати чисельного розрахунку впливу ступеню турбулентності на аеродинамічні характеристики профілю AS-08 при кутах атаки – 5, ..., 12°, проведеного по програмі ANSYS/CFX.

Профіль AS-08 має відносну товщину  $\bar{c} = 0,08$ , кривизна  $f = 0,042$  на відстані 50% САХ. Набігаючий потік – це повітря з температурою 25° С

тиском 760 мм рт. ст. Задана швидкість відповідає числу Рейнольдса 40 000.

Чисельні моделювання течій повітря ґрунтуються на рішенні рівнянь Рейнольдса з використанням той чи іншої моделі турбулентної в'язкості. Однак, як з'ясувалося, проблема турбулентності далека до свого завершення. Фізична модель турбулентності недосконала, відсутнє повне уявлення о процесах зароджування та розвитку турбулентності [9]. А розрахунок течії біля тримірних тіл є значною проблемою.

**Метою статті** є оцінка впливу ступеню турбулентності на аеродинамічні характеристики крила.

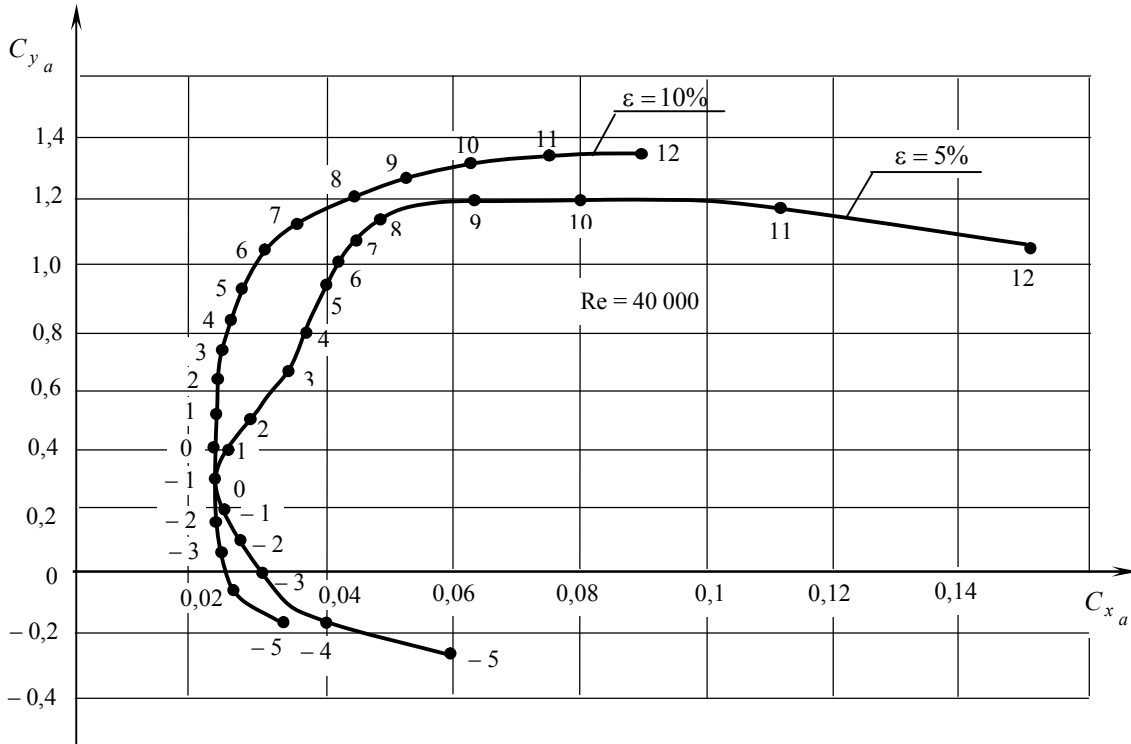


Рис. 2. Поляра профілю AS – 08 при різних ступенях турбулентності

### Основний матеріал

Вплив ступеню турбулентності на аеродинамічні характеристики крила можна оцінити скориставшись методиками розрахунку аеродинамічних характеристик, наведених в [5, 6], з урахуванням впливу ступеню турбулентності на критичні числа Рейнольдса визначеного через товщину втрати кількості руху  $\delta_{00}$  (рис. 3):

$$Re_{00} = v\delta_{00}/\nu.$$

На рис. 3 індексами 1, 2, 3, 4 представлені значення експериментальних даних. Суцільною лінією позначена теоретична залежність  $Re_{00\text{кр}} = f(\epsilon, \%)$ , яка визначається виразом [2]:

$$Re_{00\text{кр}} = Re_{00\text{п.у}} + \frac{1,88}{\epsilon^{5/4}} \sqrt{0,089 + \lambda_{00}},$$

де  $\lg Re_{00\text{п.у}} = 1,28 + 2,7\text{Sin}^2(7,85 \cdot (0,08 + \lambda_{00}))$  – визначається з умов стійкості ламінарного примежового шару [1];

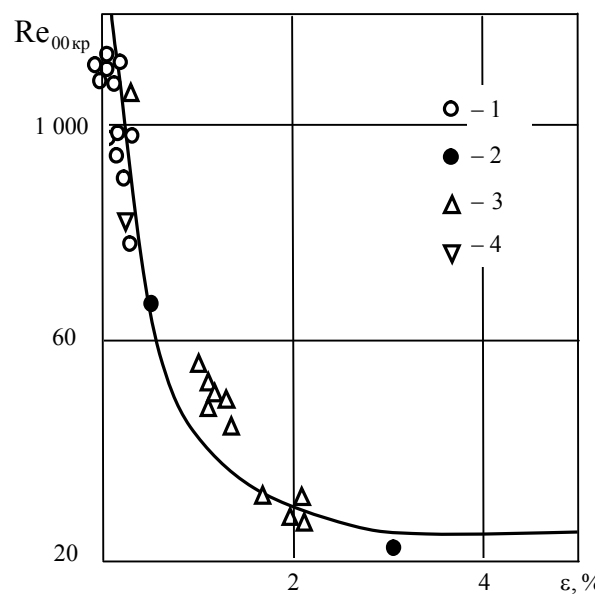


Рис. 3. Вплив ступеню турбулентності на число  $Re_{00\text{кр}}$

$\lambda_{00} = \frac{dV_{\delta}}{de} \cdot \frac{\delta_{00}^2}{v}$  – формпараметр;  $V_{\delta}$  – швидкість на верхній межі примежового шару;  $v$  – кінематична в'язкість;  $\delta_0$  – товщина виштовхування;  $\delta_{00}$  – товщина втрати імпульсу;  $\delta$  – товщина примежового шару.

Для визначення відповідної товщини вирішується рівняння:

$$\frac{d\delta_{00}}{dx} + \frac{V'_{\delta}}{V_{\delta}} \delta_0 + \left( \frac{2}{V_{\delta}} V'_{\delta} - \frac{1}{V_{\delta}} V'_{\delta z} - M_{\delta}^2 \right) \delta_{00} = \frac{\tau_0}{\rho V_{\delta}^2}, \quad (2)$$

де  $\tau_0$  – напруга тертя;  $V'_{\delta} = \frac{dV_{\delta}}{dx}$ ;  $V'_{\delta z} = \frac{dV_{\delta z}}{dz}$  – похідна швидкості по координаті  $Oz$ ;  $\rho$  – густина;  $M_{\delta}$  – число Маха на верхній межі примежового шару.

При ламінарному примежовому шарі використовується метод Польгаузена [7], а при турбулент-

ному примежовому шарі метод, який описаний в [5]. Для визначення швидкості на верхній межі примежового шару  $V_{\delta}$  рішається рівняння (3) методом, описаному в [6]:

$$\phi(x) = -\frac{1}{2\pi} \int_S \left( \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{2\pi} \int_f \Delta \phi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} df, \quad (3)$$

де  $\phi$  – збурений потенціал у точках  $(x, y, z)$  крила;  $n$  – нормаль до поверхні крила у точках  $(x, y, z)$ ;  $r$  – відстань від точки  $x$  до панелей впливу на крилі;  $S$  – поверхня крила;  $f$  – поверхня пелени.

Відрив примежового шару знаходиться в точці поверхні крила, де  $\tau_0 = 0$ .

На рис. 4 представлені залежності аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки для крила з подовженням  $\lambda \approx 3,6$ , довжиною хорди  $b = 0,195$  м. Максимальний вигін верхньої дужки профілю  $\bar{C}_v = 0,08$  і знаходиться на 15% хорди, нижня дужка  $\bar{C}_n = 0,08$  знаходиться на 25% хорди.

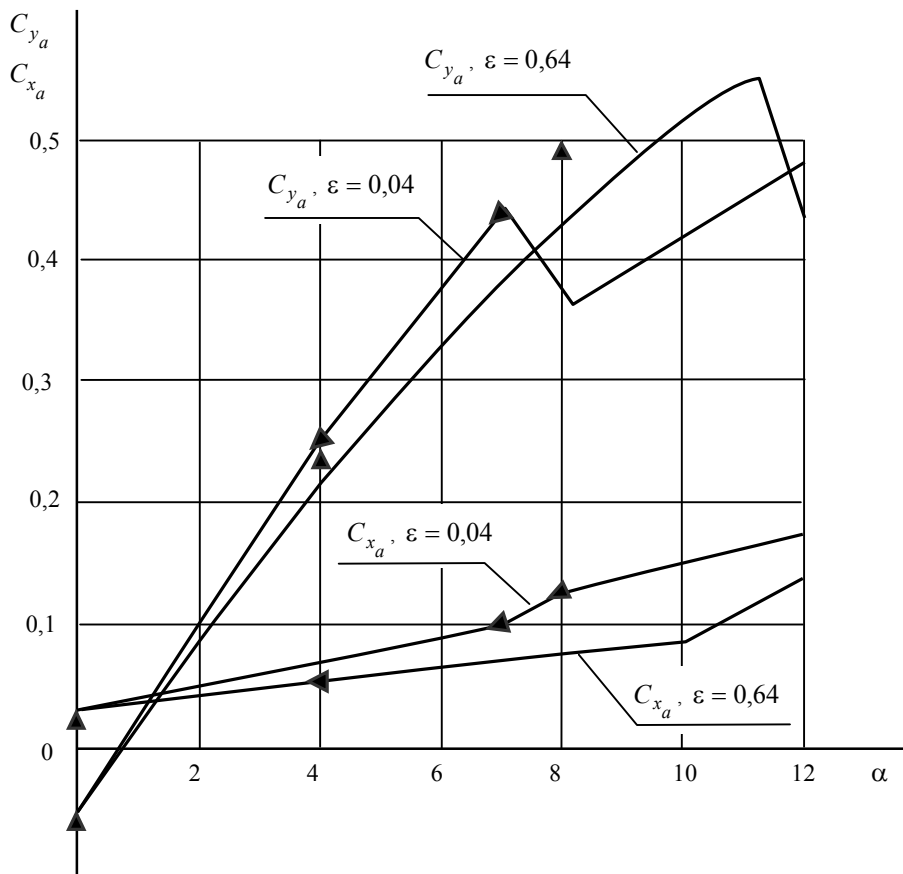


Рис. 4. Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки

Експериментальні значення коефіцієнта піднімальної сили і сили опору приведені у роботі [4] (наведені сполушною лінією), а трикутником позначені числові розрахунки заведеною методикою при швидкості потоку, який набігає,  $V_{\infty} = 12$  м/с, число Рейнольдса  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ .

Експерименти проведені при ступеню турбулентності  $\epsilon = 0,04$  та  $\epsilon = 0,64$ .

При кутах атаки більше  $7^\circ$  вплив ступеню турбулентності на аеродинамічні коефіцієнти значущий. Це пов'язано з утворенням відривної бульби та значним її впливом на течію біля поверхні крила.

Приведена методика не враховує утворення бульби на поверхні крила, тому нею можна користуватись при кутах атаки до  $6^\circ$ . При великих  $Re > 10^6$ , як правило, за точкою відриву примежового шару утворюється вихровий слід, і як такої повітряної бульби немає [8].

В таблиці 1 наведені аеродинамічні характеристики крила з  $\lambda = 4, \eta = 1, \bar{c} = 0,12$  при швидкості потоку, який набігає,  $V_\infty = 40$  м/с в залежності від кута атаки  $\alpha$  і ступені турбулентності  $\varepsilon$ , числа Рейнольдса  $Re = 2,8 \cdot 10^6$ .

Таблиця 1

Аеродинамічні характеристики крила з  $\lambda = 4, \eta = 1, \bar{c} = 0,12$  при швидкості потоку, який набігає,  $V_\infty = 40$  м/с

$\alpha \backslash \varepsilon$		0,1	0,5	1	2	3	5
0	$C_{x_a}$	0,0075	0,00976	0,0106	0,01056	0,01055	0,01055
	$C_{y_a}$	0	0	0	0	0	0
2,5	$C_{x_a}$	0,026	0,029	0,03	0,03		
	$C_{y_a}$	0,258	0,26	0,26	0,26		
5	$C_{x_a}$	0,086	0,088	0,088			
	$C_{y_a}$	0,51	0,51	0,51			

## Висновки

1. При малих кутах атаки ( $\alpha < 2^\circ$ ) ступінь турбулентності суттєво впливає на точку переходу ЛПШ у ТПШ і аеродинамічні характеристики крила  $\varepsilon < 1\%$ . При великих  $Re$  з підвищенням  $\varepsilon$  опір зростає, а при малих  $Re < 10^5$  навпаки опір зменшується.

2. При великих кутах атаки ступінь турбулентності значно впливає на аеродинамічні характеристики крила при малих  $Re$ .

3. Ступінь турбулентності є важливим критерієм подібності повітряних потоків таким як число Рейнольдса, число Маха, число Струхалія і Фруда, його треба враховувати при аналізі аеродинамічних характеристик ЛА.

## Список літератури

1. Л.Г. Лойцянский. *Механика жидкости и газа*. Изд. "Наука", М., 1978, 736 стр.
2. Козлов Л.П. *Дослідження ламінарного шару та його переходу в турбулентний* / Л.П. Козлов. – К.: Наукова думка, 1974. – 174 с.
3. Гинзбург Н.П. *Теория сопротивления и теплопередачи* / Н.П. Гинзбург. – Л.: ЛГУ, 1970. – 374 с.
4. Звертков И.Д. *Влияние степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе на отрыв пограничного слоя* / И.Д. Звертков, В.В. Козлов, А.В. Крюков // *Теплофизика и аэромеханика*. – 2011. – Т. 18, № 2. – С. 45-48.
5. Лебедь В.Г. *Метод решения уравнений турбулентного пограничного слоя* / В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. научн. тр. Вып. 31 (4)*. – Х.: НАКУ "ХАИ", 2002. – С. 97-103.
6. Миргород Ю.И. *Численное моделирование обтекания тел. В предположении вязко-невязкого взаимодействия* / Ю.И. Миргород, В.Г. Лебедь, С.А. Калкаман // *Аэродинамика: проблемы и перспективы: Сб. научных тр. Вып. 2 X*. : Национальный аэрокосмический университет "ХАИ", 2006. – С. 71-87.
7. Довгаль А.В. *Влияние турбулентности набегающего потока на развитие возмущений в течении с отрывом пограничного слоя* / А.В. Довгаль, Б.Ю. Занин // *Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений* / – Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982. – С. 77-100.
8. Приходько А.А. *Компьютерное моделирование аэродинамики подвижных роторов ветроагрегатов Дарье и Савожеуса* / А.А. Приходько, Д.А. Редчин // *Аэродинамика: проблемы и перспективы*. – Х. Национальный аэрокосмический университет "Харьковский авиационный институт", 2006. – С. 120-141.

Надійшла до редколегії 16.07.2015

**Рецензент:** канд. техн. наук, проф. Ю.І. Миргород, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

## ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

И.Б. Ковтонюк, В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко

В данной статье проведен анализ экспериментальных исследований влияния степени турбулентности на аэродинамические характеристики профиля крыла. Предложена методика расчета влияния степени турбулентности на аэродинамические характеристики крыла. Исследовалась зависимость аэродинамических коэффициентов крыла от степени турбулентности при различных углах атаки.

**Ключевые слова:** степень турбулентности, критическое число Рейнольдса, аэродинамические коэффициенты, пограничный слой, толщина потери импульса, коэффициент подъемной силы, коэффициент сопротивления.

## INFLUENCE OF TURBULENCE ON THE EXTENT AERODYNAMICS WINGS

I.B. Kovtonyuk, V.G. Lebid, A.L. Sushko

This article analyzes the degree of influence of experimental studies of turbulence on the aerodynamic characteristics of the wing profile. The method of calculating the degree of influence of turbulence on the aerodynamic characteristics of the wing. We investigated the dependence of aerodynamic coefficients wings on the degree of turbulence at different angles of attack.

**Keywords:** degree of turbulence, the critical Reynolds number, aerodynamic coefficients, boundary layer thickness loss of momentum factor lifting power coefficient.