

УДК 532.517

С.А. Іщенко, О.В. Бондар, Аббас Фаділь Махмуд

Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, Київ

## ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ СТАНУ ПРИМЕЖОВОГО ШАРУ, ЗБУРЕНОГО ГЕНЕРАТОРОМ ВИХОРИВ

Наведено результати експериментальних досліджень стану примежового шару, збуреного дифузорним генератором вихорів. Дослідження проведені в аеродинамічній трубі УТАД-2 Національного авіаційного університету, що має сертифікат на метрологічні характеристики потоку і засоби вимірювання, при розташуванні генератора вихорів на плоскій пластині. Доведено, що закон розподілу пульсацій швидкості в примежовому шарі відмінний від нормального. Показано, що генератор вихорів змінює епюру розподілу швидкості по висоті примежового шару.

**Ключові слова:** примежовий шар, генератор вихорів, аеродинамічна труба, епюра розподілу швидкості.

### Вступ

**Постановка проблеми.** Генератори вихорів (ГВ) застосовуються як засоби для управління примежовим шаром (ПШ) з метою затримки відриву ПШ від обтічної поверхні. Характеристики ГВ оцінюються по їх внеску в процес змішування потоків між пристіною і зовнішньою частинами ПШ під дією індукованих вихрових структур. Не дивлячись на різноманіття отриманих теоретичних і експериментальних результатів, структура ПШ шару після ГВ вивчена недостатньо.

**Мета статті.** В статті наведено результати досліджень впливу ГВ на структурні зміни процесів в ПШ, коли ГВ розміщений на плоскій пластині. Особливістю такої течії є те, що градієнт тиску вздовж стінки пластини дорівнює нулю, тому швидкість зовні ПШ залишається постійною. Серія експериментів виконана в аеродинамічній трубі УТАД-2 Національного авіаційного університету. В ході досліджень проведено вимірювання характеристик полів швидкостей ПШ в різних перетинах за ГВ. Аналіз отриманих результатів дозволив оцінити основні особливості формування полів повздовжніх швидкостей за ГВ.

### Експериментальне обладнання

Для досліджень використовувалася аеродинамічна труба УТАД-2 Національного авіаційного університету, що має сертифікат УкрМетгесстандарт на метрологічні характеристики потоку і засоби вимірювання.

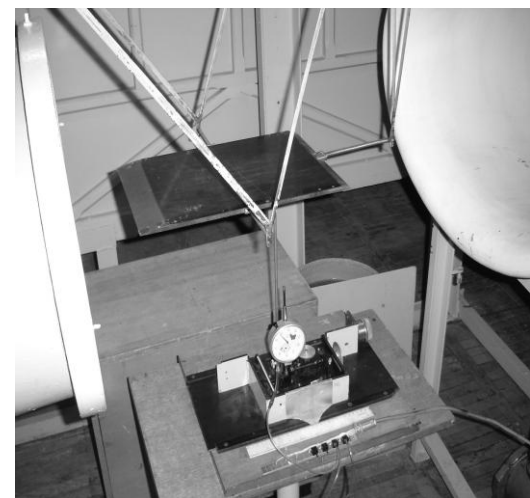
Це атмосферна аеродинамічна труба замкнутого типу з відкритою робочою частиною (довжина 900 мм) має перетин у вигляді еліпсу (діагоналі 750x420 мм) і трьохкомпонентні терези АВМК. Труба оснащена системою плавного управління швидкістю потоку в діапазоні від 3,5 до 28 м/с. Фотографія зовнішнього вигляду аеродинамічної труби УТАД-2 наведена на рис. 1, а.

Для проведення експериментів з листового гетинаксу завтовшки 8 мм була виготовлена прямокутна пластинка (400 на 270 мм). Пластинка мала гладку поверхню в тому сенсі, що висота шорсткості її поверхні не перевищувала товщину витіснення ПШ.

Носова і кормова частини пластинки були загострені під клин (кут клину 9°) для забезпечення безвідриного обтікання. На обтічній поверхні пластинки був нанесений рисунок сітки, за допомогою якого проводилася точна установка ГВ.



а



б

Рис. 1. Зовнішній вигляд:  
а – робочої частини аеродинамічної труби УТАД-2;  
б – експериментальної установки

Для досліджень був виготовлений ГВ дифузornoї схеми (рис. 2). Його геометричні розміри були задані виходячи з аналізу результатів робіт [1, 2, 3] і відповідно склали:  $h=4,9$  мм,  $b=28$  мм,  $d=36,3$  мм,  $\beta=18^\circ$ . ГВ розташовувався на пластині на відстані 40% від носика пластини.

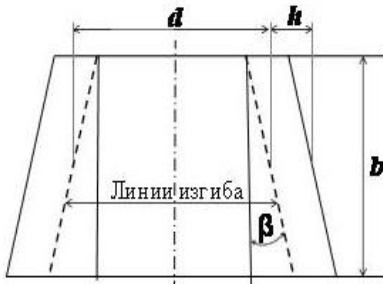


Рис. 2. Креслення ГВ дифузornoї схеми

У нижній частині аеродинамічної труби (за межами робочого поля) встановлювався координатний пристрій з датчиком повного напору. Координатний пристрій дозволяв переміщати датчик швидкісного напору по наступних напрямках (вісь  $ox_a$  направлена по потоку і співпадає з повздожною віссю труби,  $oy_a$  – направлена вниз,  $oz_a$  – вправо від осі  $ox_a$ ; початок координат знаходиться на передній крайці пластини):

- вздовж осі  $x$  – 0.400 мм.;
- вздовж осі  $y$  – 0.42 мм.;
- вздовж осі  $z$  –  $\pm 28,4$  мм

По осях  $y$  і  $z$  координатний пристрій обладнаний мікрометричними головками, які дозволяли встановлювати датчик повного напору вздовж цих осей з погрішністю 0,01 мм. Погрішність установки датчика щодо осі  $x$  складає 0,5 мм.

За допомогою координатного пристрою датчик повного тиску розташовувався на певній відстані від поверхні пластини і використовувався для вимірювання миттєвих значень повного тиску в цьому перетині. Перша точка завжди знаходилася на відстані 0,35 мм від поверхні пластини. За координатою  $x$  вимірювання проводилися на відстані від носика

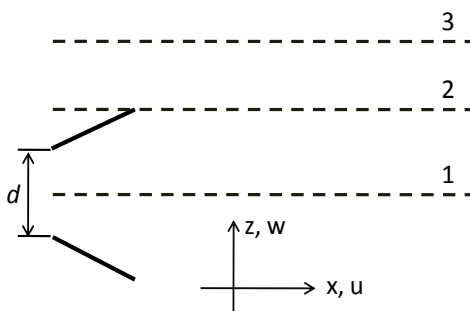


Рис. 3. Розподіл вимірювальних ліній за довжиною пластини

Вимірювальний комплекс реалізований на платі PCI-1002 і дозволяє перетворити аналоговий сигнал з датчиків в цифровий з частотою 200 Гц. В процесі проведення досліджень накопичувалися масиви параметрів, що дозволяє виконувати їх статистичну обробку. Розмір масиву складав 1600 вимірювань конкретного параметру. Для управління експериментом і обробки результатів вимірювань використана система інженерних і наукових розрахунків “MATLAB 6.5” [4].

В якості датчику повного напору використовувалася медична голка, що має зовнішній діаметр 0,5 мм. Голка мала плоский зріз, перпендикулярний повздожною осі. За допомогою жорсткої траси значення швидкісного напору підводилося до датчика. Довжина траси складала 420 мм. В якості датчиків тиску використовувалися надчутливі датчики MPXV5004DP фірми “Motorola” (США) [5].

### Методика обробки результатів експерименту

Для заданих на пластині координат  $(x, y, z)$  за допомогою вказаних датчиків тиску, проводилося вимірювання швидкісного напору потоку. На інформаційно-вимірювальний комплекс видавався сигнал, пропорційний цьому швидкісному напору. Миттєве значення швидкості потоку розраховувалося виходячи з співвідношення

$$V_{y,i} = \sqrt{\frac{2 \cdot q(y,i)}{\rho}}, \quad (1)$$

де  $V_{y,i}$  – дискретні значення тимчасової реалізації швидкості в ПШ на відстані  $y$  від пластини;  $q(y,i)$  – дискретні значення тимчасової реалізації швидкісного напору в ПШ;  $\rho$  – густина повітря під час проведення експерименту.

Значення швидкісного напору розраховувався в самому датчику по співвідношенню

$$q(y,i) = P_{\text{пол}}(y,i) - P_{\text{ст}}, \quad (2)$$

де  $P_{\text{пол}}(y,i)$  – дискретні значення повного тиску, зняті з датчика повного тиску в ПШ на відстані  $y$  від пластини;  $P_{\text{ст}}$  – статичний тиск, зареєстрований на поверхні пластини.

Перед початком експериментів проводилося градування датчиків тиску. При градуванні і проведенні досліджень постійно контролюється температура і тиск зовнішнього повітря. Ці параметри необхідні при розрахунку густини повітря під час проведення експерименту

$$\rho = 0,46454 \frac{P_{\text{нв}}}{T} \text{ [кг/м}^3\text{]}, \quad (3)$$

де  $P_{\text{нв}}$  – тиск зовнішнього повітря при проведенні експерименту [мм.рт.ст];  $T$  – температура зовнішнього повітря при проведенні експерименту [°K].

Статистична обробка масиву з записом швидкості потоку  $V(y,i)$  дозволила отримати статичні

характеристики потоку для координати  $y$  в ПШ. Був розроблений програмний модуль, за допомогою якого для кожного масиву проводилися обчислення наступних оцінок:

– математичного сподівання швидкості потоку

$$\bar{V} = \text{mean}(V(y,i)) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n V_{y,i}; \quad (4)$$

– вибіркової дисперсії швидкості потоку

$$D_V = \text{var}(V_{y,i}) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (V_{y,i} - \bar{V})^2; \quad (5)$$

– рівня пульсації швидкості

$$\varepsilon_V = \sqrt{D_V} / \bar{V}. \quad (6)$$

Для аналізу закону розподілу складових пульсацій швидкості потоку в кожному перетині будувалася гістограма. Для її побудови використовувалася вбудована функція з MATLAB 6.5:

$$(n_j, p_j) = \text{hist}(V_{y,i}, k),$$

де  $n_j$  – кількість значень миттєвих швидкостей, що потрапили в  $j$ -й інтервал;  $p_j$  – ймовірність попадання швидкості  $V_{y,i}$  в  $j$ -й інтервал;  $k$  – кількість інтервалів.

Вибіркова функція порівнювалася з законом розподілу Гауса. Для оцінки збіжності розраховувався критерій погодження Пірсона:

$$\chi^2 = \sum_{j=1}^k \frac{(n_j - np_j)^2}{np_j}, \quad (7)$$

де  $np_j$  – теоретичне число попадань в цей інтервал для прийнятого закону розподілу.

За допомогою таблиць знаходилося критичне значення  $\chi_q^2$  для заданого рівня значущості  $q$  і  $m = k - 1$  ступенів свободи. Якщо  $\chi^2 \leq \chi_q^2$ , то гіпотеза про те, що вибіркового розподілу належить до розподілу Гауса, підтверджується.

Отримані в процесі обробки середні значення швидкості  $\bar{V}$  і їх відповідні координати  $\tilde{y}$ , використовувалася для отримання залежності, що описує профіль швидкості по висоті ПШ. Зміна по координаті  $\tilde{y}$  припинялася тоді, коли подальші чотири усереднені швидкості не відрізнялися один від одного більш ніж на 1%.

Значення оцінок швидкостей  $\bar{V}$  по висоті ПШ масштабувалися. В якості масштабу для  $\bar{V}$  використовувалася швидкість  $\hat{U}_\infty$  незбуреного потоку. В результаті по висоті ПШ були розраховані безрозмірні величини  $\bar{V} / \hat{U}_\infty$ , значення яких змінювалися від 0 до 1,0.

Отримані розподіли швидкостей використовувалися для розрахунку наступних оцінок:

– товщина ПШ (висота  $\tilde{y}$ , відповідна величині  $\bar{V} = 0,99 \hat{U}_\infty$ , і буде завтовшки ПШ  $\delta$ );

– товщина витіснення

$$\delta_1 = \int_{y=0}^{\infty} \left( 1 - \frac{\bar{V}}{\hat{U}_\infty} \right) dy; \quad (8)$$

– товщина втрати імпульсу

$$\delta_2 = \int_{y=0}^{\infty} \frac{\bar{V}}{\hat{U}_\infty} \left( 1 - \frac{\bar{V}}{\hat{U}_\infty} \right) dy; \quad (9)$$

– значення формпараметру

$$H_{1,2} = \frac{\delta_1}{\delta_2}. \quad (10)$$

Значення формпараметру характеризує рівень запасу по відриву ПШ від даної поверхні [6]. Чим менше значення формпараметру, тим більшим запасом до відриву володіє той, що розглядається ПШ.

### Програма проведення експериментів

Відомо, що товщина ПШ залежить від вигляду ПШ: ламінарний він або турбулентний. У свою чергу вигляд ПШ залежить і від рівня пульсацій швидкості потоку в аеродинамічній трубці. Х.Л. Драйден і А.М. Кьюх встановили, що розподіл межі між ламінарним і турбулентним ПШ визначається критичним числом Рейнольдсу  $Re_{кр}$  і рівнем пульсації потоку в аеродинамічній трубці  $\varepsilon_V$  [7]. На рис. 4 представлена отримана ними експериментальна залежність між цими параметрами. Зона, яка розташована нижче кривої матиме ламінарний ПШ, а над кривою – турбулентний. Тому ставилася задача визначення рівня пульсацій при різних значеннях швидкості потоку в аеродинамічній трубці УТАД-2.

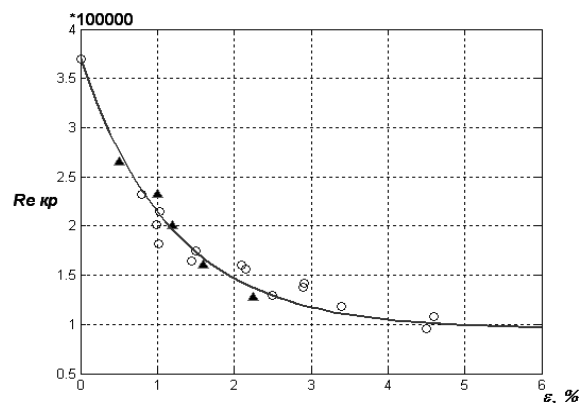


Рис. 4. Залежність  $Re_{кр}$  від рівня пульсацій  
 ○, ▲ – експериментальні дані Х.Л. Драйдена і А.М. Кьюхена;  
 — – апроксимуюча функція

В робочій частині аеродинамічної труби досліджувалися параметри потоку. Була отримана залежність рівня пульсацій  $\varepsilon_V$  від швидкості потоку. На рис. 5 наведений графік цієї залежності.

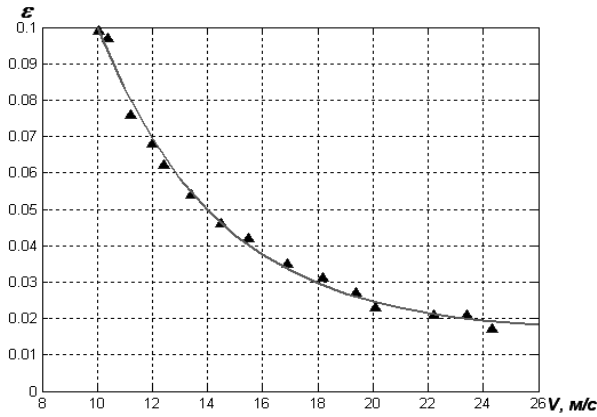


Рис. 5. Залежність рівня пульсацій від швидкості потоку Δ – швидкості, при яких проводилися дослідження

Як видно з графіку, при використанні в експериментах швидкості потоку 20...24 м/с, рівень пульсацій знаходиться в діапазоні 2...2,5%. При такому рівні пульсацій критичне число Рейнольдса  $Re_{кр}$  приймає значення  $11,25...1,5 \times 10^5$ .

Подальші дослідження були виконані на плоскій пластині (рис. 1, б). Досліджувалися характеристики ПШ на різних відстанях від носика пластини ( $\bar{x}=0,3; 0,5; 0,7; 0,85$ ). По приведеним вище алгоритмах (4...10) у вказаних перетинах були оброблені масиви швидкостей і отримані параметри ПШ. Додатково розраховувалися теоретичні значення товщини ламінарного і турбулентного шару для цих умов. Для розрахунків використовувалася залежність [8]:

- для ламінарного ПШ

$$\delta_{л} = 5,8 \frac{x}{\sqrt{Re_x}}; \quad (11)$$

- для турбулентного

$$\delta_{т} = 0,37 \frac{x}{\sqrt[4]{Re_x}}, \quad (12)$$

де  $\delta$  – товщина ПШ;  $x$  – відстань від передньої кромки пластини;  $Re_x$  – значення числа Рейнольдса на пластині в точці на відстані  $x$ .

На рис. 6 представлені значення товщини ПШ, поліковані в результаті обробки експериментів і за допомогою моделей (11...12). Трикутними символами на цьому рисунку позначені значення, отримані за результатами обробки експериментальних даних. Як видно з рисунку ці символи розташовані в безпосередній близькості до теоретичної залежності, що описує товщину турбулентного ПШ. Деяке збільшене відхилення від теоретичної залежності спостерігається для перетину з координатами  $\bar{x}=0,85$ . Таким чином, підтверджується, що на пластині знаходиться турбулентний ПШ.

Використовуючи розроблений програмний комплекс, досліджувалася структура турбулентного ПШ на пластині за наявності ГВ і без нього.

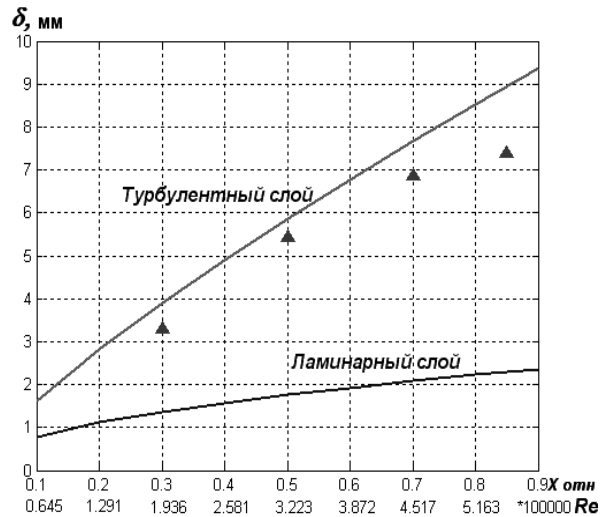


Рис. 6. Розподіл товщини примежового шару за довжиною пластини:

- Δ – дані, отримані в процесі експерименту;
- – розрахункові значення, модель (11, 12)

Була досліджена зміна рівня пульсацій швидкості потоку по висоті ПШ з метою виявлення збурень від ГВ. В контрольних перетинах по висоті ПШ були побудовані гістограми розподілу рівня пульсацій. Проводилася оцінка виду закону розподілу рівня пульсацій швидкості потоку в цих перетинах.

На рис. 7 наведено приклад гістограм розподілу пульсацій швидкості потоку по висоті ПШ за відсутності ГВ. За оцінками середнього і дисперсії, для конкретного перетину, розраховувався теоретичний розподіл Гауса і критерій погодження Пірсона.

Як видно з представленої графічної залежності і значень критерію Пірсона вибіркові розподіли коректно не описуються розподілом Гауса. У них у всіх присутня асиметрія і ексцес. Як показали графіки гістограм, чим ближче до пластини знаходиться перетин, тим більше воно відмінне від нормального розподілу і має більший розмах (хвости). Це також підтверджується критерієм погодження Пірсона, величина якого різко збільшується при наближенні до стінки пластини. З збільшенням координати у відбувається і зменшення значень ексцесу і асиметрії розподілів.

Таким чином, турбулентний ПШ на пластині має змінну по його висоті структуру. Ступінь турбулентності в потоці найвища поблизу поверхні пластини. При віддаленні від пластини вона падає і за межею товщини ПШ досягає рівня пульсацій незбуреного потоку. Це підтверджується видом вибіркового закону розподілу пульсацій (гістограмою).

Наявність ГВ змінює структуру ПШ. Були виконані серії експериментів за наявності ГВ в потоці. ГВ розташовувався на пластині на відстані 40% від носика пластини. Таке розташування гарантувало знаходження ГВ в турбулентному ПШ (по висоті, рис. 6). Проводилася обробка результатів експери-

менту, отриманих в перетинах 1 і 2, на видаленні 70% від носика пластини. За наслідками обробки були отримані вибіркові закони розподілу. Їх аналіз показав, як і на пластині без ГВ, вони відмінні від нормального розподілу і має великі розмахи (хвости). Були також розраховані рівні пульсації по висоті ПШ. На рис. 8 показані графіки зміни рівнів пульсацій в ПШ з ГВ і без нього.

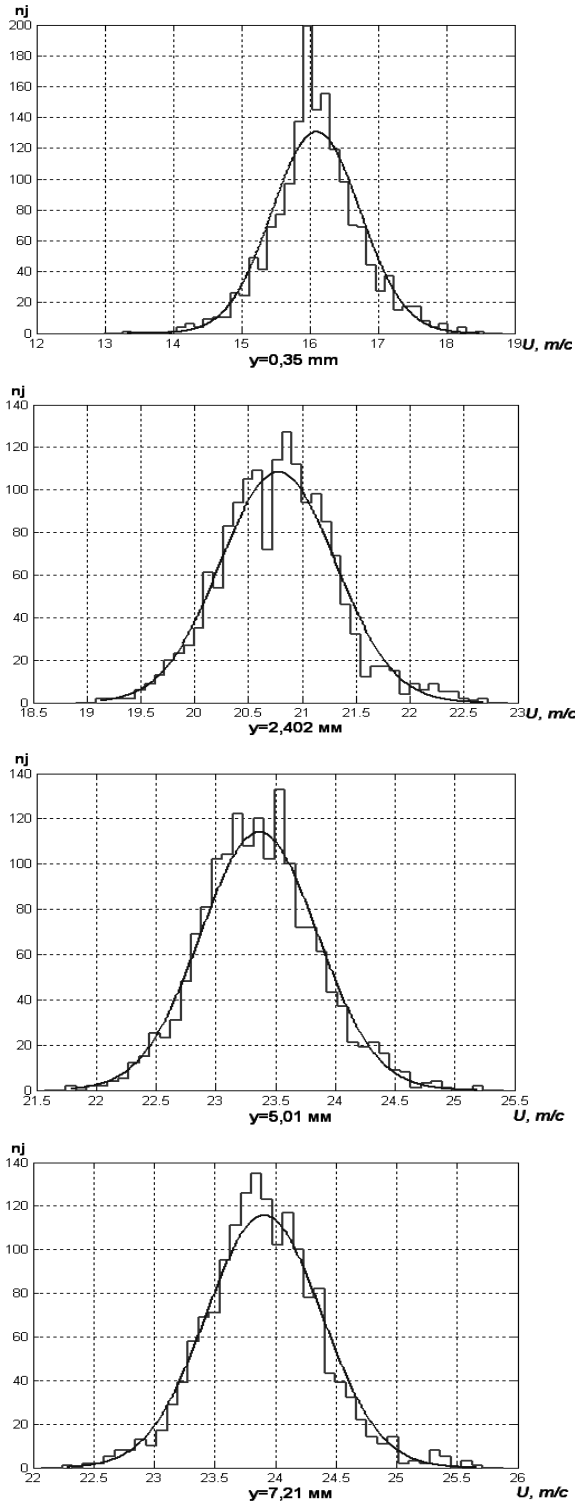


Рис. 7. Теоретичні (плавна крива) і вибіркова (гістограма) щільності розподілу пульсацій швидкості турбулентного примежового шару (ГВ відсутній)

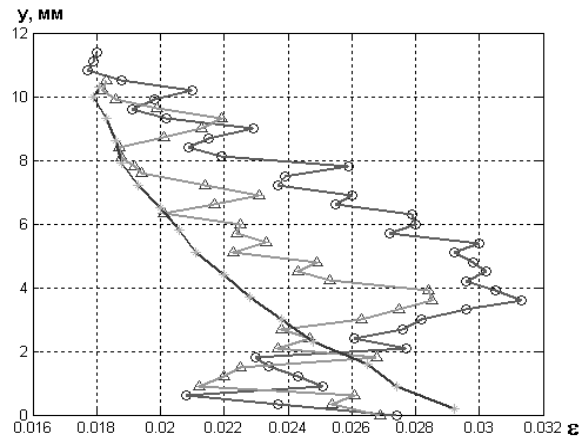


Рис. 8. Зміна рівня пульсацій в ПШ  
\* – ГВ відсутній;  
наявність ГВ:  $\Delta$  – переріз 2,  $\circ$  – переріз 1

Як видно з графіків розподіл рівня пульсацій відрізняється від пульсацій в ПШ на пластині у відсутності ГВ і залежить від положення перетину, в якому розглядається процес. Так в перетині 1 спостерігається значний розкид рівня пульсацій на малих відстанях від стінки пластини (до 4 мм), що можна пояснити взаємодією вихрових структур, що сходять з протилежних стінок ГВ. Максимальні значення рівнів пульсацій спостерігаються на віддаленні від стінки пластини рівному по величині висоті ГВ. Активізація (турбулізація) ПШ ГВ впливає також на закон розподілу швидкості по висоті ПШ.

Були розраховані оцінки середніх значень швидкостей потоку (4) по висоті ПШ. Це дало можливість отримати епюри розподілу швидкості в ПШ. На рис. 9 показані епюри швидкостей потоку в перетинах 1 і 2 за наявності ГВ і без нього.

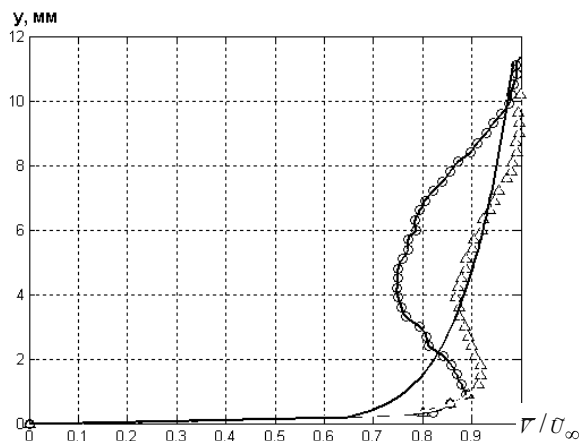


Рис. 9. Розподіл швидкості потоку в ПШ  
— - ГВ відсутній;  
наявний ГВ:  $\Delta$  – переріз 2,  $\circ$  – переріз 1

Як видно з представленої графічної залежності наявність ГВ в потоці призводить як до зміни товщини ПШ, так і до зміни самої форми епюри розподілу швидкостей по висоті ПШ. Для дослідження впливу ГВ на стійкість ПШ до відриву були розра-

ховані значення товщини витіснення  $\delta_1$ , товщина втрати імпульсу  $\delta_2$  і формпараметру  $H_{1,2}$  (8...10). Результати розрахунків зведені в табл. 1.

Таблиця 1  
Значення параметрів примежового шару,  
збуреного генератором вихорів

| Положення    | $\delta$  | $\delta_1$ | $\delta_2$ | $H_{1,2}$ |       |
|--------------|-----------|------------|------------|-----------|-------|
| ГВ відсутній | 10,89     | 1,069      | 0,765      | 1,398     |       |
| ГВ присутній | переріз 1 | 10,68      | 1,954      | 1,433     | 1,364 |
|              | переріз 2 | 8,31       | 0,904      | 0,717     | 1,261 |

Аналіз наведених в таблиці даних показує, що ГВ призвів до незначного зменшення товщини ПШ, тоді як зміна форми епюри швидкості призвела до значного перерозподілу товщину витіснення і товщини втрати імпульсу. Залежно від місця розташування датчика (перетин 1 або 2) зменшилося і значення форм параметра  $H_{1,2}$ , що вказує на збільшення рівня запасу по відриву ПШ від даної поверхні.

Таким чином, ГВ впливають на рівні пульсації швидкості в самому ПШ, змінюють епюру розподілу швидкості потоку по висоті ПШ, і, як наслідок, збільшують запас стійкості ПШ до відриву.

### Висновки

На підставі експериментального вивчення ПШ збуреного ГВ можна зробити наступні висновки:

1. Виконані дослідження параметрів потоку в аеродинамічній трубі УТАД-2. Отримана залежність рівня пульсації потоку від швидкості потоку в аеродинамічній трубі. Показано, що виходячи з рівня пульсації потоку, ПШ на пластині в аеродинамічній трубі буде турбулентним.

2. Досліджений ПШ по довжині пластини без ГВ. Показана збіжність теоретичних і експериментальних даних. Доведено, що закон розподілу пульсацій швидкості в ПШ відмінний від нормального.

3. Виконаний аналіз параметрів ПШ за наявності в потоці ГВ. Показано, що ГВ змінює епюру розподілу швидкості по висоті ПШ. Також змінюється рівень пульсацій по висоті ПШ. Показано, що на рівень пульсацій впливає розташування в поперечному відношенні точки вимірювання. Це обумовлено взаємодією між собою вихрових структур, що сходять з ГВ.

### Список літератури

1. Wendt B.J., Hingst W.R. Flow structure in the wake of a wishbone vortex generator // *AIAA Journal*. – 1994, 32. – № 11. – Pp. 2234-2240.
2. Dayton A. Griffin "Investigation of Vortex Generators for Augmentation of Wind Power Performance" *National Renewable Energy Laboratory 1617 Cole Blvd. Golden, CO 80401-3393. December 1996. – 77 p.*
3. Lin J.C., Howard F.G. & Selby G.V. "Small Submerged Vortex Generators for Turbulent Flow Separation Control" *Journal of Aircraft*. – Vol. 27, No. 5. Sep. – Oct 1990. – Pp. 502-507.
4. Дьяконов В. П. "Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink 5/6 в математике и моделировании" – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 576 с.
5. *Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated. Device Data by MPXV5004DP. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <http://terraelectronica.ru/pdf/FRS/MPXV5004.pdf>.*
6. Чжен П. Управление отрывом потока. – М: Мир, 1979. – 552 с.
7. Dryden H.L., Kuethe A.M. *Effect of turbulence in wind-tunnel measurements. NACA Rep. 342 (1929).*
8. Г. Шлихтинг *Возникновение турбулентности / Пер. с нем. – М.: Издательство иностранной литературы, 1962. – 201 с.*

Надійшла до редколегії 18.09.2008

Рецензент: д.р техн. наук, проф. С.А. Калкманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ПРИГРАНИЧНОГО СЛОЯ, ВОЗМУЩЕННОГО ГЕНЕРАТОРОМ ВИХРЕЙ

С.А. Ищенко, О.В. Бондарь, Аббас Фадиль Махмуд

Приведены результаты экспериментальных исследований состояния пограничного слоя, возмущенного диффузорным генератором вихрей. Исследования проведены в аэродинамической трубе УТАД-2 Национального авиационного университета, имеющей сертификат на метрологические характеристики потока и средства измерения, при расположении генератора вихрей на плоской пластине. Доказано, что закон распределения пульсаций скорости в пограничном слое отличается от нормального. Показано, что генератор вихрей изменяет эпюру распределения скорости по высоте пограничного слоя.

**Ключевые слова:** приграничный слой, генератор вихрей, аэродинамическая труба, эпюра распределения скорости.

### EXPERIMENTAL RESEARCHES OF THE STATE OF BORDER-LINE LAYER, INDIGNANT AT GENERATOR OF WHIRLWINDS

S.A. Ischenko, O.V. Bondar', Abbas Fadil' Makhmud

The results of experimental researches of the state of boundary layer indignat at the diffuzornim generator of whirlwinds are resulted. Researches are conducted in the wind-channel of the UTAD-2-2 National aviation university, having a certificate on metrologicheskies descriptions of stream and mean of measuring, at the location of generator of whirlwinds on a flat plate. It is proved, that the law of distributing of pulsations of speed in a boundary layer differs from normal. It is shown, that the generator of whirlwinds changes the epyuru distributing of speed on the height of boundary layer.

**Keywords:** border-line layer, generator of whirlwinds, wind-channel, epure of distributing of speed.