УДК 629.735.083.02.06(045)

ГАЗОДИНАМІЧНА ДІЯ НА ПОТІК ПОВІТРЯ В РЕШІТЦІ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОФІЛІВ

І. О. Ластівка, канд. фіз.-мат. наук, доц.
Національний авіаційний університет
iola@nau.edu.ua

У статті викладено узагальнені результати подальшого дослідження газодинамічного управління циркуляцією потоку при обтіканні аеродинамічних профілів компресорної решітки газотурбінного двигуна, проведено аналіз результатів його впливу на параметри аеродинамічних кромкових слідів за елементами статора за рахунок зменшення періодичної колової нерівномірності потоку на вході в компресор.

Ключові слова: газодинамічний вплив, решітка аеродинамічних профілів.

The summary results of further research of gas-dynamic flow control near airflow airfoils lattice of turbine engine are given in the article. The analysis of results of gas-dynamic flow control on parameters of aerodynamic edges traces for the components of the stator are presented. Influence describe in decreasing circular inequality flow on inlet of compressor.

Keywords: gas-dynamic influence, compressor lattices.

Постановка проблеми

У компресорах авіаційних газотурбінних двигунів повітря рухається крізь систему нерухомих і обертових аеродинамічних решіток. При цьому відбувається обмін енергією між потоком повітря і рухливими решітками.

Суттєвою особливістю цього обміну є силова взаємодія між потоком повітря і пружними лопатками.

Наявність у конструкціях сучасних авіаційних газотурбінних двигунів елементів статора перед компресором нарівні з їх деякими позитивними якостями, наприклад, зменшення розтікання потоку перед компресором, висуває високі вимоги до високонавантажених його лопаткових вінців. Як правило, вони працюють в умовах нерівномірного потоку та дії на них змінних аеродинамічних сил, зумовлених в'язкими кромковими слідами за елементами статора осьового компресора [1; 2; 3].

У свою чергу, різні види нерівномірності потоку і його пульсації на вході в компресор негативно впливають на ефективність, експлуатаційну надійність і газодинамічну стійкість газотурбінного двигуна в широкому діапазоні режимів його роботи.

Дієвим засобом поліпшення характеристик компресорів є метод газодинамічного впливу на обтікання поверхонь аеродинамічних профілів компресорних решіток [4; 5; 6].

Результати теоретичних і експериментальних досліджень газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди за лопатками компресорних решіток [7; 8; 9] свідчать про те, що цей вплив є ефективним засобом зниження і навіть усунення колової нерівномірності потоку перед компресором — основного фактора впливу на характеристики його ступенів.

Постановка завдання

Зменшення інтенсивності колової нерівномірності потоку на вході в компресор за рахунок управління обтіканням аеродинамічних профілів призводить до суттєвого поліпшення параметрів потоку в кромкових слідах — до вирівнювання поля швидкостей і тисків.

Мета даної статті — дослідження газодинамічної дії на потік повітря і отримання результатів впливу на параметри потоку в аеродинамічних слідах, а саме, графічних залежностей інтенсивності колової нерівномірності потоку за профілями решіток направляючого апарату від інтенсивності управління обтіканням примежовим шаром.

Вирішення завдання. Аналіз результатів

У статті пропонуються результати експериментальних досліджень газодинамічного впливу на течію в решітці аеродинамічних профілів, які проводились на експериментальній установці, описаній у праці [8], за методикою проведення експерименту згідно з [10].

Газодинамічне управління течією і вплив на аеродинамічні сліди за вихідними кромками досліджуваних профілів здійснювалось шляхом видування через щілини профілів у напрямі основного потоку по дотичній до обтічної поверхні додаткової маси повітря в пристінний примежовий шар. Для характеристики рівня нерівномірності потоку було застосовано коефіцієнт α як модуль відношення швидкостей [7; 8; 10]:

$$\alpha = \left| \frac{c_{\hat{i}} - c_{\hat{e}}}{c_{\hat{i}}} \right|, \qquad (1)$$

де $c_{\text{о}}$ — абсолютна швидкість ядра основного потоку; $c_{\text{к}}$ — абсолютна швидкість потоку в ядрі сліду.

© І.О. Ластівка, 2011

Інтенсивність газодинамічного управління структурою слідів за профілями вхідного направляючого апарату характеризувалася в дослідженні безрозмірним коефіцієнтом імпульсу видуву $\tilde{n}_\mu$, запропонованим у працях [5; 8]:

$$\tilde{n}_\mu = K \frac{\rho_в}{\rho_о} \frac{c_в^2}{c_о^2} \frac{b}{t} \bar{h}_щ \frac{1}{\sin\gamma_1},$$

де K — коефіцієнт пропорційності; $\rho_в$, $c_в$ — густина і швидкість повітря, що видувається з щілин; $\rho_о$, $c_о$ — густина і швидкість основного потоку повітря; $\bar{h}_щ = h_щ / b$ — відносна висота щілини; b — хорда профілю; b/t — густота решітки на середньому радіусі; t — крок решітки аеродинамічних профілів γ_1 — кут між фронтом решітки і вектором швидкості основного потоку $c_о$.

Як об'єкт дослідження було обрано решітку, яка складалася з чотирьох порожнистих симетричних профілів лопаток вхідного направляючого апарату вітчизняного авіадвигуна. Підставою для вибору цього типу профілів була можливість забезпечення підведення повітря всередину лопатки і випуску його в проточну частину (в аеродинамічні сліди) через щілини для організації управління примежовим шаром. Лопатки мали постійний по своїй висоті профіль NASA–0012 з такими основними характеристиками: положення щілини по хорді лопатки $\bar{b}_щ$ — 60, 70 і 85 %; висота щілини $h_щ$ = 1 мм; хорда b = 250 мм.

Під час експериментального дослідження структури потоку в проточній частині осьового компресора для описаної вище решітки вимірювалися такі параметри: повний тиск P_0^* перед решіткою датчиком повного тиску; повний тиск $P_в^*$ за решіткою (по осі сліду) крокову гребінкою повного тиску, розташованою під кутом 90° за досліджуваним профілем, що дає можливість одночасно вимірювати на одному і тому самому режимі повний тиск у кількох точках по кроку кільцевих решіток. Крокова гребінка виконувалась відповідно до рекомендацій, викладених у праці [10]. Витрата повітря, що видувається, змінювалася від $G_{вид}$ = 0 до $G_{вид}$ = 0,4кг/с, що становило (0–0,7 %) $G_{в\ max}$ від основної витрати повітря оточуючих решітку профілів вхідного направляючого апарату.

Таким чином, дослідження ефективності газодинамічної дії на структуру потоку в аеродинамічних слідах проводилося при різних співвідношеннях витрат основного потоку повітря і потоку, що видувається.

При проведенні випробувань основними режимними параметрами були: тиск повітря, що видувається — $P_в^*$; абсолютна швидкість основного потоку — $c_о$. Швидкість $c_о$ варіювалася шляхом зміни частоти обертання ротора двигуна. Експериментальні дослідження проводилися на кількох фіксованих основних експлуатаційних режимах роботи двигуна:

- ♦ режим номінальний $n_{КНТ}$ = 93 % ($c_о$ = 164 м/с);
- ♦ 0,8 номінального режиму $n_{КНТ}$ = 88 % ($c_о$ = 141 м/с);
- ♦ режим $n_{КНТ}$ = 75% ($c_о$ = 110 м/с).

На рис. 1–6 графічно представлені залежності втрат повного тиску в сліді від інтенсивності газодинамічного впливу c_μ для різних варіантів положень щілин $\bar{b}_щ$ при числах Маха M_0 = 0,32 і M_0 = 0,48.

Вимірювання за профілями проводилося по осі сліду на віддаленні від вихідної кромки в частках хорди лопатки $\bar{x}$ = 0,35.

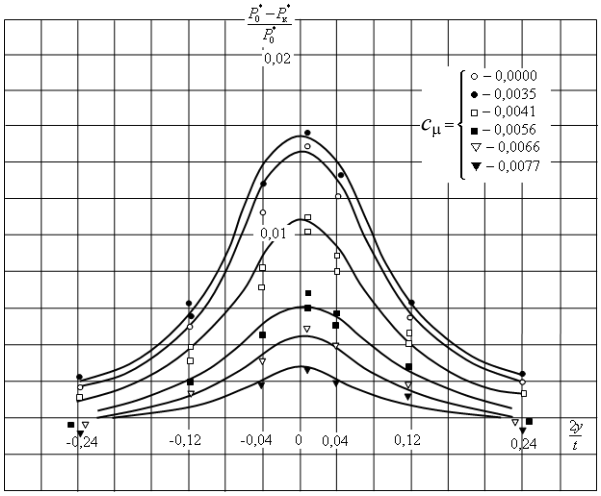

Рис. 1. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\bar{b}_щ$ = 60 % і M_0 = 0,32

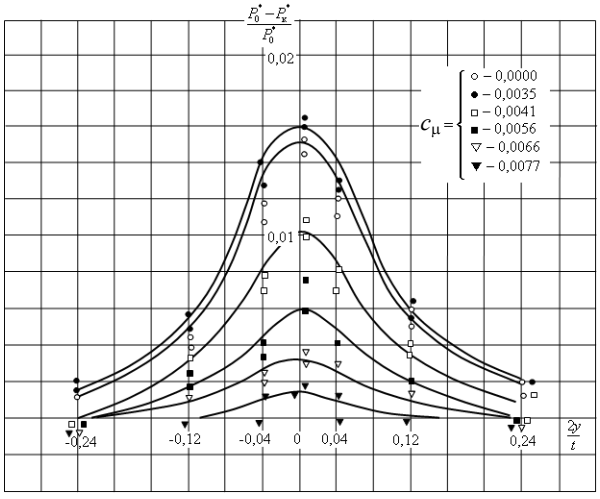

Рис. 2. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\bar{b}_щ$ = 70 % і M_0 = 0,32

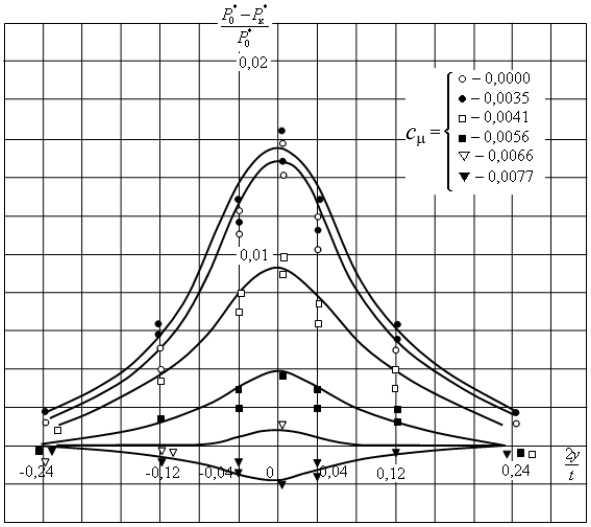

Рис. 3. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\overline{b}_ù$ = 85 % і M_0 = 0,32

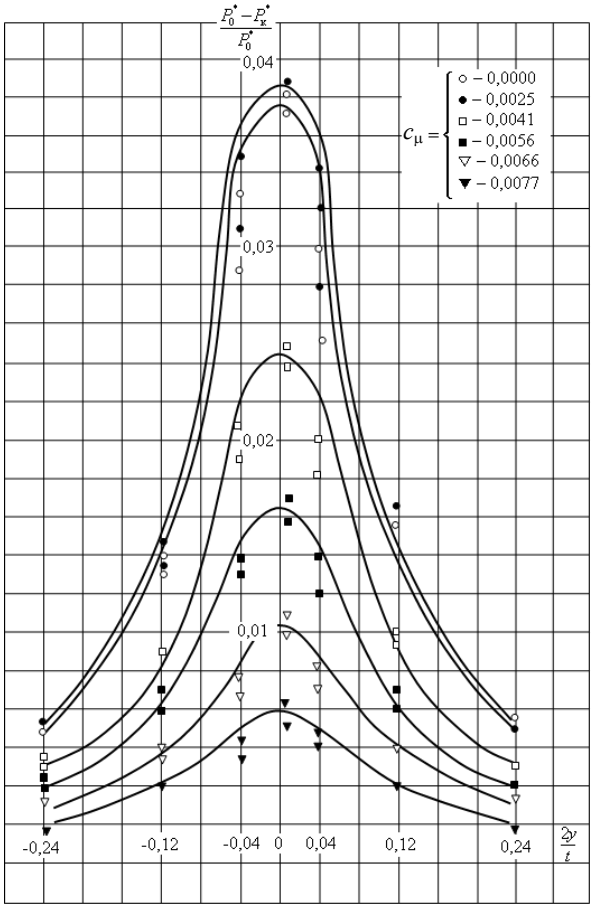

Рис. 4. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\overline{b}_ù$ = 60 % і M_0 = 0,48

Наведені залежності добре узгоджуються з експериментальними і розрахунковими даними, викладеними в праці [11].

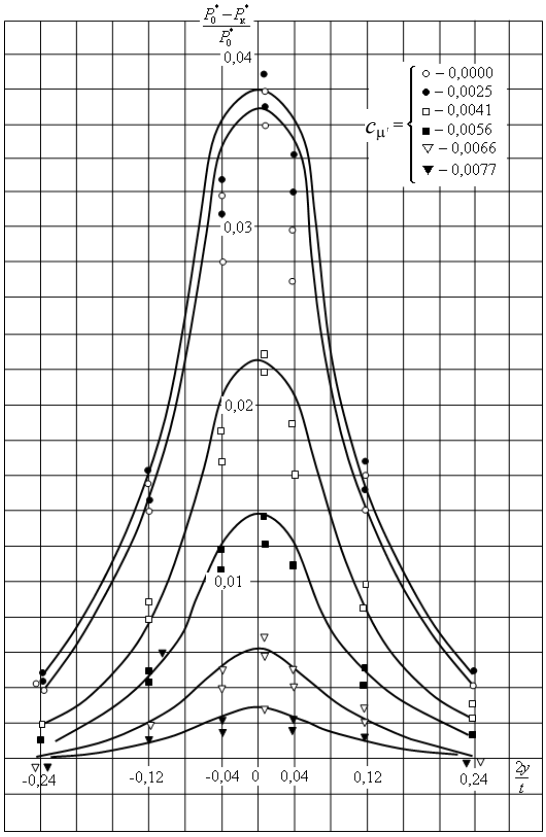

Рис. 5. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\overline{b}_ù$ = 70 % і M_0 = 0,48

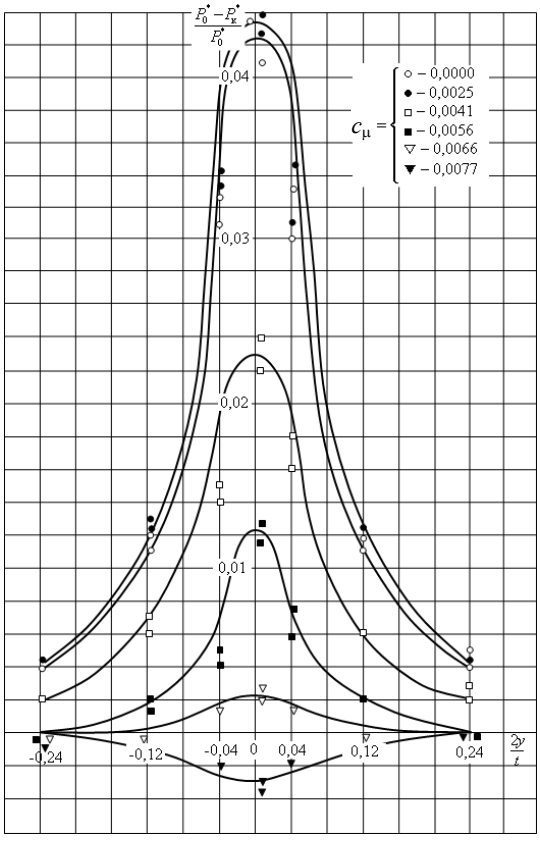

Рис. 6. Вплив видуву повітря на параметри аеродинамічного сліду при $\overline{b}_ù$ = 85 % і M_0 = 0,48

Для побудови графічних залежностей $\alpha = f(c_\mu)$ (рис. 7) коефіцієнт α розраховувався за формулою (1).

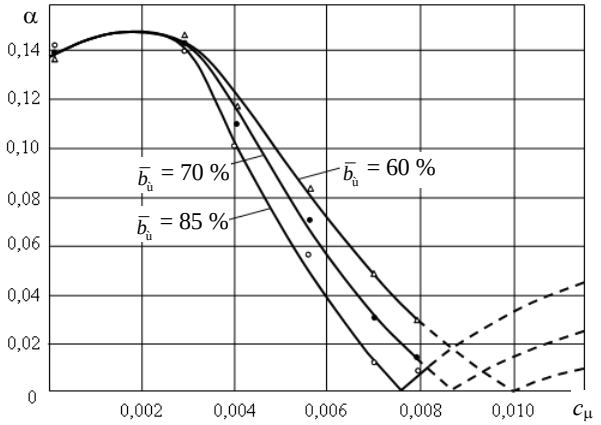

Рис. 7. Залежність інтенсивності нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічної дії на структуру потоку за елементами статора

Швидкість $c_к$ визначалась таким чином.

Для кожного конкретного випадку розрахунку на будь-якому з графіків функції $f(c_\mu) = \dfrac{P_0^* - P_{\hat{e}}^*}{P_0^*}$ (див. рис. 1–6) визначалося відношення $P_{\hat{e}}^* / P_0^*$.

З даного відношення за відомим P_0^* знаходився тиск $P_{\hat{e}}^*$. Знаючи $P_{\hat{e}}^*$ та $P_{\hat{e}}$ (статичний тиск у сліді), визначалася функція $\pi = P_{\hat{e}} / P_{\hat{e}}^*$ і за таблицями газодинамічних функцій [12] знаходилось число M_0 і швидкість в ядрі сліду $c_к$.

Як видно з графіків рис. 7, при різних положеннях щілини із збільшенням коефіцієнта імпульсу видуву (із збільшенням швидкості повітря, що видувається $c_в$) інтенсивність аеродинамічного сліду зменшується і при значеннях

$$c_{\mu_{1opt}} = 0{,}0077;\ c_{\mu_{2opt}} = 0{,}0088;\ c_{\mu_{3opt}} = 0{,}010$$

(для $\bar{b}_ш$ = 85 %; 70 %; 60 % відповідно) наближається до нуля.

При подальшому збільшенні c_μ коефіцієнт нерівномірності потоку α знову збільшується через появу ядра позитивних швидкостей, насамперед, по осі сліду, а потім і по всій ширині сліду.

Як було показано в праці [8], для аналогічних аеродинамічних профілів NASA–0012 з хордою b = 115 мм для досліджуваних варіантів розміщення щілин коефіцієнт α, що характеризує інтенсивність нерівномірності потоку, наближається до нуля при $c_\mu \approx 0{,}004$, в той час як для досліджуваних у даній статті профілів з хордою b = 250 мм цей самий ефект досягається при $c_\mu \approx 0{,}009$. Це пояснюється різними значеннями таких геометричних параметрів як, висота щілини $h_ш$, хорда профілю b і густота решітки b/t. Окрім цього, для даного профілю збільшилася інтенсивність аеродинамічного сліду по всій його ширині.

Тому для випадків $\bar{b}_ш$ = 60 %, $\bar{b}_ш$ = 70 % навіть при значеннях c_μ = 0,0075–0,008 не досягалося повного усунення нерівномірності потоку.

Досягнення значення α = 0 спостерігалося тільки при $\bar{b}_ш$ = 85 % у разі досягнення значень c_μ = 0,0075 – 0,0077, що відповідало швидкості повітря, яке видувається, $c_в$ = 220 – 250 м/с.

Висновки

1. Результати, наведені в роботі, показують, що газодинамічна дія на потік повітря в решітці аеродинамічних профілів дає можливість зменшити нерівномірність потоку, зумовлену аеродинамічними слідами.

2. Дослідження показали, що оптимальні значення коефіцієнта імпульсу видуву $c_{\mu_{opt}}$, за яких досягається ефект зниження і навіть повного усунення колової нерівномірності потоку, залежать від геометричних параметрів досліджуваних профілів.

3. Газодинамічний метод впливу на структуру потоку в аеродинамічних слідах пов'язаний з додатковими витратами енергії, оцінити які можна тільки стосовно аеродинамічних профілів конкретної геометрії.

Проведені експериментальні дослідження показали, що необхідна для видуву з щілин профілів витрата повітря становила (0,5–0,7) % від основної витрати повітря $G_{в\,max}$, що не могло суттєво позначитися на робочих параметрах двигуна. Зменшення ж рівня періодичної колової нерівномірності потоку на вході в компресор повинне призвести до підвищення ефективності роботи всіх ступенів компресора в широкому діапазоні режимів його роботи, до підвищення його газодинамічної стійкості при збереженні достатньо високих значень коефіцієнта корисної дії та поліпшення його робочих параметрів.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Гинзбург С. И.* Исследование неравномерного по окружности течения перед осевой компрессорной ступенью / С. И. Гинзбург, А. А. Сусленников // Лопаточные машины и струйные аппараты. — М. : Машиностроение, 1971.

2. *Гиневский А. С.* Теория турбулентных струй и следов / А. С. Гиневский. — М. : Машиностроение, 1969. — 400 с.

3. *Самойлович Г. С.* Нестационарное обтекание и аэроупругие колебания решеток турбомашин / Г. С. Самойлович. — М. : Наука, 1969. — 444 с.

4. *Чжен П.* Управление отрывом потока / П. Чжен. — М. : Мир, 1979. — 365 с.

5. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. — М. : Наука, 1969. — 742 с.

6. *Терещенко Ю. М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю. М. Терещенко — М. : Машиностроение, 1987. — 168 с.

7. *Терещенко Ю. М.* Вплив інтенсивності управління обтіканням на вібронапруження лопаток компресора газотурбінного двигуна / Ю. М. Терещенко, І. О. Ластівка // Вісник Національного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків : НТУ «ХПІ», 2011. — № 23. — С. 144—151.

8. *Ластівка І. О.* Теоретичні і експериментальні дослідження газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди за лопатками компресорних решіток / І. О. Ластівка // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків : НТУ «ХПІ», 2011.— № 33. — С. 137—145.

9. *Lastivka I.* Raising gas-dynamic stability margin of axial and centrifugal compressor stages by means of vaned diffuser boundary layer control / I. Lastivka // Aviation. — Vilnius: “Technika”, 2011. — Vol. 15 (3). — P. 76–81.

10. *Преображенский В. П.* Теплотехнические измерения и приборы / В. П. Преображенский. — М. : Энергия, 1978. — 704 с.

11. *Кулагина В. А.* Экспериментальное исследование колебаний плоской решетки / В. А. Кулагина // Лопаточные машины и струйные аппараты. — М. : Машиностроение, 1966. — № 1.

12. *Теория* авиационных газотурбинных двигателей: учебник / Ю. М. Терещенко, Л. Г. Волянская, Н. С. Кулик, В. В. Панин; под общ. ред. проф. Ю. М. Терещенко. — К. : Книжное изд-во НАУ, 2005. — 500 с.

Стаття надійшла до редакції 26.08.2011.