

Дніпропетровськ.: Біла К.О., 2010. – С.71-76. 3. *Канюк Г.И., Попов М. А.* Проблемы повышения точности систем автоматического регулирования турбокомпрессорных агрегатов // Сборник тезисов II-международной научно-технической конференции «Качество технологий – качество жизни». Украина. Судак. 15-19 сентября 2010 г.- С.81-82. 4. *Канюк Г.И., Попов М. А.* Основные направления повышения показателей качества электрогидравлических систем автоматического регулирования производительности турбокомпрессорных агрегатов доменных печей // Материалы XI научно-технической конференции молодых специалистов ПАО «АМК». – Алчевск. – 25 мая 2011. – с.57. 5. *Канюк Г.И., Попов М.А., Пугачева Т.Н., Кириченко И.К., Мисько А.Р.* Экспериментальные исследования систем автоматического регулирования производительности турбокомпрессорного агрегата доменной печи // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – Харьков. – 2011. – Вып.2/8 (50) . – с.20 – 25. 6. Тепловые и атомные электрические станции. Справочник/ Под общ. ред. Григорьева В.А. и Зорина В.М. // Теплоэнергетика и теплотехника – М.: Энергоиздат, 1982. – 624 с., ил. 7. *Канюк Г.И.* Модели и методы структурного и параметрического синтеза прецизионных электрогидравлических следящих систем автоматизированных испытательных стендов / Рукопись/ Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.13.07 – автоматизация процессов управления / Г.И. Канюк // Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт». – Харьков, 2009. 8. *Попов Д.Н.* Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем / Д.Н. Попов – М.: Машиностроение, 1976. – 424 с.

Поступила в редколлегию 13.09.2011

УДК 629.7.035.03-036.34

І.О. ЛАСТІВКА, канд. техн. наук, зав. каф., НАУ, Київ
К.В. ДОРОШЕНКО, асист., НАУ, Київ

ЧИСЕЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПОТОКУ В РЕШІТЦІ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОФІЛІВ З ГАЗОДИНАМІЧНИМ УПРАВЛІННЯМ ОБТІКАННЯМ

Представлено результати чисельного розрахунку параметрів потоку в компресорній решітці з газодинамічним управлінням обтіканням та проведено порівняльний аналіз отриманих результатів з результатами експериментальних досліджень.

Ключові слова: чисельний розрахунок, компресорна решітка, газодинамічне управління.

Представлены результаты численного расчета параметров потока в компрессорной решетке с газодинамическим управлением обтеканием и проведен сравнительный анализ полученных результатов с результатами экспериментальных исследований.

Ключевые слова: численный расчет, компрессорная решетка, газодинамическое управление.

The results of numerical calculation of the flow parameters in the compressor grating with gas-dynamic flow control are given in the article. Results of numerical simulation and physical experiment are compared.

Key words: numerical calculation, compressor grating, gas-dynamic control

1. Вступ

Метод активного енергетичного впливу на потік повітря в компресорних решітках газотурбінних двигунів шляхом управління примежовим шаром на поверхнях аеродинамічних профілів і управління їх кромковими слідами є дієвим засобом вдосконалення характеристик компресорів. Усунення чи суттєве

зниженням колової нерівномірності потоку перед компресором забезпечує стійку його роботу в широкому діапазоні експлуатаційних режимів, що в свою чергу знижує рівень небезпечних механічних напружень лопаткових вінців і цим самим підвищує надійність роботи і технічний ресурс газотурбінного двигуна в цілому.

2. Постановка задачі

На сьогоднішній день одним із ефективних і перспективних методів вивчення течії в лопаткових вінцях компресорів газотурбінних двигунів є чисельний експеримент, який дозволяє дослідити поведінку явища в різних експлуатаційних умовах. В даній статті ставиться задача дослідження чисельним методом газодинамічного впливу на структуру потоку в аеродинамічних слідах за елементами статора з подальшим порівнянням отриманих результатів чисельного експерименту з результатами експериментальних досліджень.

3. Розв'язання задачі і аналіз досліджень

Задачам щодо оцінки колової нерівномірності потоку в компресорах газотурбінних двигунів, формування аеродинамічних слідів за лопатками вхідного направлено апарату та ефективної дії на характер течії газодинамічного управління потоком повітря в компресорних решітках присвячено ряд робіт [1-7] і ін.

В даному дослідженні щодо розрахунку параметрів потоку в компресорній решітці з газодинамічним управлінням течією у якості об'єкта досліджень була вибрана решітка з чотирьох порожнистих симетричних профілів лопаток НАСА-12 вхідного направляючого апарату (рис. 1). Газодинамічне управління течією і вплив на аеродинамічні сліди за вихідними кромками досліджуваних профілів здійснювалось шляхом видування через щілини профілів в напрямі основного потоку по дотичній до обтічної поверхні додаткової маси повітря в пристінний примежовий шар.

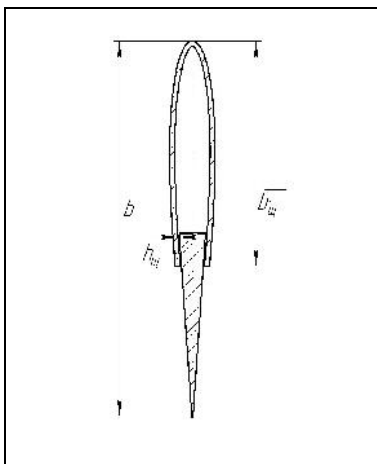


Рис.1. Профіль лопатки

Для характеристики рівня нерівномірності потоку було застосовано коефіцієнт α як модуль відношення швидкостей [3, 8, 9, 10]:

$$\alpha = \left| \frac{c_0 - c_K}{c_0} \right|,$$

де c_0 – абсолютна швидкість ядра основного потоку; c_K – абсолютна швидкість потоку в ядрі сліду. Інтенсивність газодинамічного управління структурою слідів за профілями вхідного направляючого апарату характеризувалася в дослідженні безрозмірним коефіцієнтом імпульсу видуву c_μ , запропонованим в роботах [7, 11, 12]:

$$c_\mu = K \frac{\rho_6}{\rho_0} \frac{c_6^2}{c_0^2} \frac{b}{t} \bar{h}_w \frac{1}{\sin \gamma_1},$$

де: γ_1 – кут між фронтом решітки і вектором швидкості основного потоку c_0 , для досліджуваної решітки кут $\gamma_1 = 90^\circ$; $\bar{h}_w = \frac{h_w}{b}$ – відносна висота щілини; b/t –

густота решітки на середньому радіусі; ρ_v , c_v – густина і швидкість повітря, що видувається з щілини; K – коефіцієнт пропорційності; ρ_0 , c_0 – густина і швидкість основного потоку повітря.

При докритичних режимах витікання повітря з щілини на її виході повинна виконуватись умова рівності густини в потоці повітря, що видувається з щілини, і густини основного потоку, тобто $\rho_v = \rho_0$, тому

$$c_\mu = K \frac{c_v^2}{c_0^2} \frac{b}{t} \frac{\bar{h}_{щ}}{\sin \gamma_1}.$$

Нижче розглянуто вирішення задачі розрахунку параметрів потоку з управлінням аеродинамічними слідами з подальшою верифікацією результатів розрахунків з експериментальними даними.

В якості робочого тіла вибрано стискуване повітря за нормальних атмосферних умов. Для розрахунку були взяті вихідні дані із експерименту [12]:

профіль НАСА-12; положення щілини по хорді лопатки $\bar{b}_{щ} = \frac{b_{щ}}{b}$: 60%, 70%, 85%;

$h_{щ} = 0,5$ мм; $\bar{h}_{щ} = 0,5/115 = 0,00455$; $b = 115$ мм; $b/t = 115/280 = 0,41$; абсолютна швидкість повітря на вході профілю $c_0 = 164$ м/с; абсолютна швидкість повітря на виході з профілю $c_f = 200$ м/с; витрата повітря, що видувається, в межах 0–0,5 кг/с. Для досліджуваних профілів $c_\mu = 0–0,0046$.

При розрахунку використовувалась модель турбулентної в'язкості SST Ментера. Для забезпечення можливості коректної поставки умови періодичності розрахункова область обмежена боковими поверхнями, проведеними по середніх лініях току в сусідніх міжлопаткових каналах. Було побудовано розрахункові нерегулярні сітки з призматичним шаром однакової топології і розмірності, які склалися з близько 1млн. вузлів.

На рис.2,3 представлено для порівняння картину зміни характеру течії без управління і з управлінням аеродинамічними слідами.

На рис.2 графічно зображено миттєве поле швидкостей без застосування управління аеродинамічними слідами.

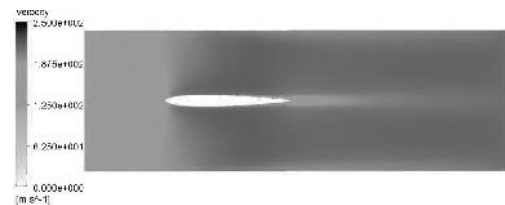


Рис.2 Миттєве поле швидкостей при обтіканні профіля НАСА-12

На рис.3 представлено миттєве поле швидкостей для лопаткового вінця із застосуванням газодинамічного впливу на течію з положенням щілини $\bar{b}_{щ} = 60\%$ при різних значеннях коефіцієнту імпульсу видуву.

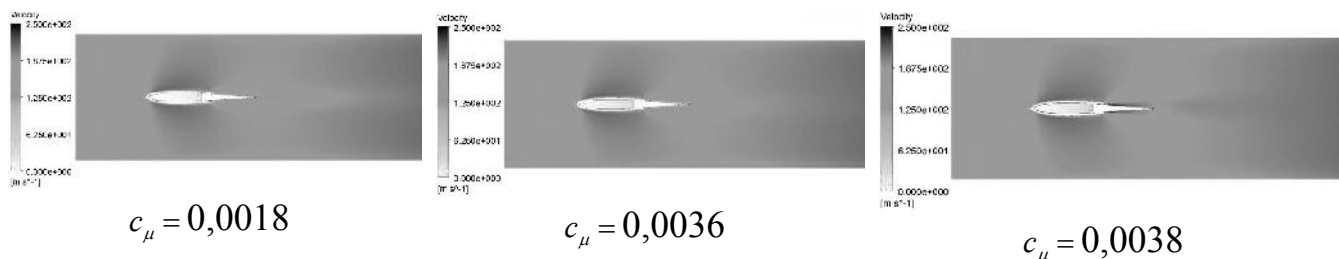


Рис.3 Миттєве поле швидкостей для лопаткового вінця з $\bar{b}_{щ} = 60\%$

Як видно з рисунків, за лопаткою утворюється аеродинамічний слід, але при застосуванні газодинамічного управління характер сліду і профіль швидкості суттєво змінюється. При оптимальному значенні коефіцієнта імпульсу видуву нерівномірність потоку за лопатковим вінцем наближається до нуля.

При інших двох положеннях щілини по хорді лопатки $\bar{b}_{щ} = 70\%$ і $\bar{b}_{щ} = 85\%$ якісна картина поля швидкостей практично зберігається.

На основі чисельного експерименту і порівняльного аналізу з експериментальними даними роботи [12] було побудовано графічну функціональну залежність рівня нерівномірності потоку α від коефіцієнта імпульсу видуву c_μ (рис. 4). Аналіз графіків функцій $\alpha = f(c_\mu)$, отриманих чисельним методом і експериментальним шляхом, вказує на хорошу збіжність результ

атів досліджень.

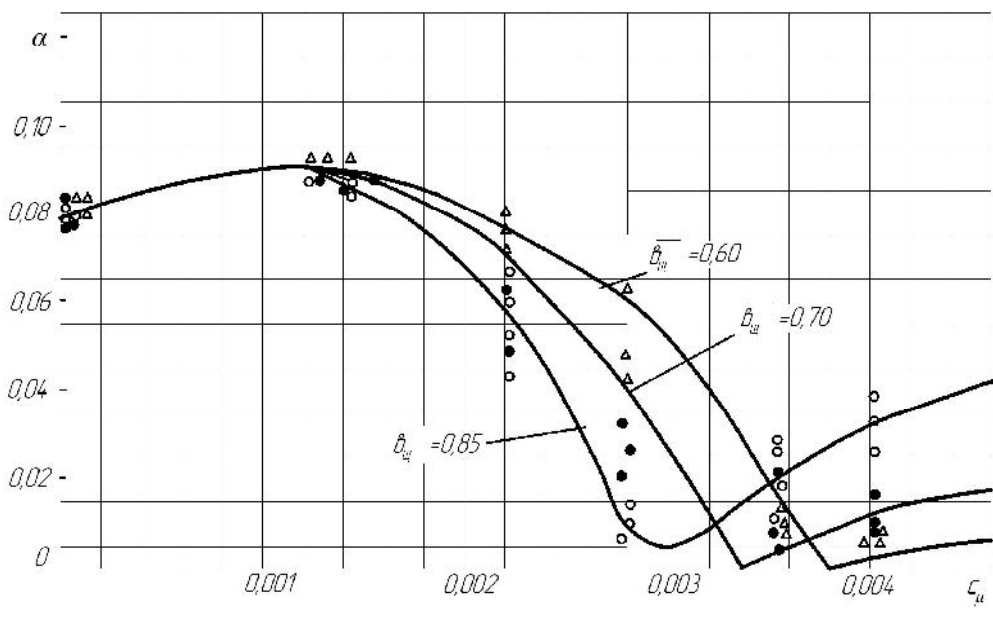


Рис. 4 Залежність рівня нерівномірності потоку від коефіцієнта імпульсу видуву: \circ , \bullet , Δ - фізичний експеримент; — - чисельний експеримент

При дослідженні даного профілю з $\bar{b}_{щ} = 60\%$, $\bar{b}_{щ} = 70\%$ видно, що характер протікання кривих $\alpha = f(c_\mu)$ особливих змін не зазнає, проте ефективність газодинамічного управління структурою потоку в аеродинамічному сліді при $\bar{b}_{щ} = 70\%$ підвищується, тобто досягнення значень $\alpha = 0$ відбувається при менших значеннях витрати повітря, що видувається (менших за $c_{\mu \text{ опт}}$). Для $\bar{b}_{щ} = 70\%$ $c_{\mu \text{ опт}} = 0,0033$ замість $c_{\mu \text{ опт}} = 0,0037$ при $\bar{b}_{щ} = 60\%$. При збільшенні $\bar{b}_{щ}$ до значення $\bar{b}_{щ} = 85\%$ також відбувається зменшення значення c_μ , при якому α має мінімальне значення. Проте з аналізу залежності для $\bar{b}_{щ} = 85\%$ коефіцієнт α вже не досягає нульового значення. Пояснюється це тим, що, при певному значенні коефіцієнта c_μ в ядрі сліду $c_\kappa > c_0$, а по краях аеродинамічного сліду $c_\kappa < c_0$, Отже,

вирівнювання швидкостей $c_k = c_0$ по ширині сліду відбувається при різних значеннях витрати повітря, що видувається.

4. Висновок

Результати чисельного розрахунку потоку в решітці аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням добре узгоджуються з експериментальними даними, що свідчить про коректність використання даного методу для вивчення характеру течії при значеннях числа Рейнольдса $Re = (1,0 - 1,3) \cdot 10^6$ і при значеннях числа Маха $M = 0,5 - 0,6$.

Список літератури: 1. *Гинзбург С.И.* Исследование неравномерного по окружности течения перед осевой компрессорной ступенью [Текст] / С.И. Гинзбург, А.А. Сусленников // Сб. «Лопаточные машины и струйные аппараты». – М.: Машиностроение, 1971. 2. *Казанчан П.П.* Влияние неравномерности потока на характеристики и границу срывной работы осевой ступени [Текст] / П.П. Казанчан // Труды ЦИАМ, 1962, № 403. 3. *Терещенко Ю.М.* О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин [Текст] / Ю.М. Терещенко // Журнал «Проблемы прочности» АН УССР, 1975. – №3. 4. *Ластівка І.О.* Оцінка колової нерівномірності потоку в компресорах газотурбінних двигунів [Текст] / І.О. Ластівка // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – Харків: НТУ «ХПІ», 2011. – №10. – С.130–134. 5. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя [Текст] / Г.Шлихтинг – М.: «Наука», 1969. – 742с. 6. *Чжен П.* Управления отрывом потока [Текст] / П.Чжен – М.: Мир, 1979. – 365с. 7. *Терещенко Ю.М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю.М. Терещенко – М.: Машиностроение, 1987. – 168с. 8. *Терещенко Ю.М.* Вплив інтенсивності управління обтіканням на вібронапруження лопаток компресора газотурбінного двигуна [Текст] / 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. 9. *Преображенский В.П.* Теплотехнические измерения и приборы [Текст] / В.П. Преображенский – М.: Энергия, 1978. – 704с. 10. *Филиппов Г.В.* Влияние поперечного градиента давления на параметры турбулентного пограничного слоя [Текст] / Г.В. Филиппов, В.Г.Шахов. – ИВУЗ, "Авиационная техника", 1969. – № 3. 11. *Ластівка І.О.* Розрахунок параметрів аеродинамічного сліду за лопаткою компресорної решітки [Текст] / І.О. Ластівка // Восточно-Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр, 2011. – № 4/7 (52). – С.47–50. 12. *Ластівка І.О.* Теоретичні і експериментальні дослідження газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди за лопатками компресорних решіток [Текст] / 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.

Поступила в редколлегию 09.09.2011