

Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, д-р техн. наук, проф., НАУ, Київ;

І. О. ЛАСТІВКА, канд. техн. наук, доц., зав. каф., НАУ, Київ;

К. В. ДОРОШЕНКО, канд. техн. наук, доц., зав. каф., НАУ, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПОТОКУ ЗА РЕШІТКАМИ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОФІЛІВ З ГАЗОДИНАМІЧНИМ УПРАВЛІННЯМ ОБТІКАННЯМ

Представлено результати чисельного моделювання течії в решітках аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням при різній густоті решіток. На основі отриманих результатів проведено оцінку залежності нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічної дії на структуру потоку за профілями вхідного направляючого апарату осьового компресора. Іл.: 3. Бібліогр.:5. назв.

Ключові слова: нерівномірність потоку, газодинамічне управління, осьовий компресор, чисельний розрахунок.

1. Вступ

Однією з головних задач у проблемі підвищення економічності авіаційних газотурбінних двигунів є задача вдосконалення параметрів і характеристик компресорів газотурбінних двигунів. Покращення параметрів і характеристик компресорів ГТД передбачає всебічне вивчення течії в проточній частині двигуна і утворення втрат у лопаткових вінцях.

© Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, І. О. ЛАСТІВКА, К. В. ДОРОШЕНКО, 2012

Одним із важливих факторів, який негативно впливає на напірність, ККД компресора і його газодинамічну стійкість, є нерівномірність і пульсації потоку на вході в компресор. Неоднорідність потоку на вході в лопаткові вінці компресора пояснюється збурюваннями потенціальної течії та наявністю кромкових слідів за елементами у вхідному каналі двигуна.

Аеродинамічне вдосконалення компресорів ГТД є одним із шляхів вирішення загальної проблеми підвищення ефективності газотурбінних двигунів [1, 2]. Як на розрахунковому, так і на нерозрахункових режимах ефективність роботи компресорів визначається рівнем гідравлічних втрат у проточній частині. Цілком очевидно, що найкращі характеристики компресор мав би при відсутності гідравлічних втрат при беззривному обтіканні лопаткових вінців у широкому діапазоні робочих режимів. У зв'язку з цим одна із задач полягає в розробці методів зниження рівня втрат, обумовлених наявністю зривних зон у лопаткових вінцях. Достатньо важливою є також задача забезпечення необхідних за рівнем нерівномірності й нестационарності параметрів потоку перед компресором, усунення періодичної колової нерівномірності потоку, обумовленої аеродинамічними слідами за елементами статора компресора і двигуна в цілому.

Основна мета газодинамічного впливу на потік полягає у зниженні рівня гідравлічних втрат і вирівнюванні поля швидкостей і тиску в лопаткових вінцях ступенів осьового компресора. Ефективність газодинамічного впливу залежить від багатьох факторів, одним з яких є геометричні параметри решіток.

2. Постановка задачі

В роботі ставиться задача розрахункового дослідження впливу на структуру потоку газодинамічного управління обтіканням профілів в решітках з різною густиною.

3. Розв'язання задачі й аналіз результатів

За допомогою чисельного експерименту можна досліджувати складні моделі течії. Важливим питанням при використанні чисельного експерименту, побудованого на основі розв'язання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, є вдалий вибір моделі турбулентної в'язкості. Достовірність отриманих результатів повинна спиратися на порівняння з експериментальними даними тестових задач.

Використання чисельного експерименту ефективно при вирішенні задач удосконалення параметрів газотурбінного двигуна та для детального дослідження його проблемних частин. Чисельний експеримент дає можливість перевірити той варіант геометрії проточної частини ГТД, який був отриманий за допомогою аналітичного методу. Окрім того, за допомогою чисельного експерименту можна детально дослідити проблемні лопаткові вінці. А відсутність обмежень по числах Маха і Рейнольдса робить чисельні методи незамінними при дослідженні таких режимів роботи двигуна, які неможливо моделювати іншими способами.

Один з найбільш важливих етапів чисельного дослідження течії газу пов'язаний з побудовою розрахункової сітки. Оскільки система диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, що описує течію газу, досить складна і аналітично розв'язати її поки що неможливо, у практиці досліджень газових потоків широко застосовуються чисельні методи розв'язання таких рівнянь. Для цього суцільна розрахункова область, через яку тече газ, представляється як сукупність ізольованих вузлів або сітка. Тобто суцільна область представляється як дискретна. Розв'язок рівнянь знаходиться тільки в цих вузлах, але при цьому застосовується не система диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, а її кінцево-різницевий аналог. Він отримується шляхом заміни всіх частинних похідних кінцевими різницями. У результаті кожне диференціальне рівняння записується як лінійне алгебраїчне рівняння.

Найбільш зручними для проведення розрахунків є регулярні сітки, але на практиці такі сітки не вдається використовувати внаслідок того, що межа розрахункової області не співпадає з вузлами регулярної сітки. Замість цього широко використовуються сітки, що повторюють форму тіла, яке обтікається, або нерегулярні сітки. Окрім того, нерегулярні сітки приходиться використовувати і внаслідок того, що при розрахунку течії газу чисельними методами вони працюють не на суцільному розрахунковому полі, а на дискретизованому.

Параметри течії в різних зонах розрахункової області і в різних напрямках змінюються з різною інтенсивністю. Наприклад, в ядрі потоку параметри течії змінюються дуже мало, отже тут не потрібна занадто густа сітка. У примежових шарах навпаки, вони значно змінюються на малих відстанях у напрямі, перпендикулярному до поверхні лопатки. Тому для раціонального використання

ресурсів обчислювальної техніки в деяких підобластях сітку роблять густішою, тобто використовують адаптивну нерегулярну сітку

Для дослідження течії в решітках профілів з активним управлінням обтіканням використовувався чисельний експеримент, функціональність якого була перевірена на тестових задачах у роботах [3, 4, 5].

Для проведення чисельного експерименту була побудована твердотільна модель. Для можливості коректно поставити умову періодичності розрахункова область обмежена бічними поверхнями, проведеними по середніх лініях течії в сусідніх міжлопаткових каналах. Була побудована розрахункова нерегулярна адаптивна сітка порядку 1 млн. вічок. У якості робочого тіла використовувалося повітря при нормальних атмосферних умовах. Для замикання рівнянь Нав'є-Стокса використовувалася модель турбулентної в'язкості SST Ментера.

У якості об'єкта дослідження розглядалась решітка лопаток, поміщена в дозвуковій аеродинамічній трубі. Параметри повітря на вході в решітку відповідали числу Маха $M = 0,5$. Основні параметри досліджуваної решітки:

- густота решітки $\bar{b} = (b/t) = 0,67; 1,0; 2,0$;
- хорда профілів $b = 115\text{мм}$;
- відносна товщина профілю $\bar{c} = 0,10$;
- відносна товщина вихідної кромки лопатки $\bar{\delta}_k = (\delta_k/b) = 0,005$;
- відносне розташування щілини на поверхні лопатки $\bar{x}_{щ} = (x_{щ}/b) = 0,7$;
- відносна висота вихідного перерізу щілини на поверхні лопатки $\bar{h}_{щ} = (h_{щ}/b) = 0,0095$;
- кут між фронтом решіток і вектором абсолютної швидкості $\gamma_1 = 90^\circ$;
- кут атаки $i=0$;
- густина і швидкість повітря, що видувається із щілини, ρ_e, c_e ;
- емпіричний коефіцієнт, що враховує особливості форми аеродинамічних профілів, K ;
- густина і швидкість основного потоку повітря ρ_0, c_0 .

Інтенсивність газодинамічного управління структурою аеродинамічних слідів за решіткою аеродинамічних профілів характеризувалася безрозмірним коефіцієнтом імпульсу видуву [2]

$$c_\mu = K \frac{\rho_e}{\rho_0} \cdot \frac{c_e^2}{c_0^2} \cdot \frac{b}{t} \bar{h}_{щ} \frac{1}{\sin \gamma_1}.$$

Як відомо, при докритичних режимах повітря із щілини $\rho_e = \rho_0$, тому

$$c_\mu = K \frac{b}{t} \cdot \frac{c_e^2}{c_0^2} \bar{h}_{щ}.$$

Для досліджуваної решітки при $(b/t) = 0,67$ інтенсивність газодинамічного управління $c_\mu = 0,0347 \frac{c_\sigma^2}{c_0^2}$, при $(b/t) = 0,1$ $c_\mu = 0,052 \frac{c_\sigma^2}{c_0^2}$, при $(b/t) = 2,0$ $c_\mu = 0,104 \frac{c_\sigma^2}{c_0^2}$.

Рівень нерівномірності потоку α визначався як модуль відношення різниці абсолютної швидкості ядра основного потоку c_0 і абсолютної швидкості потоку в ядрі сліду $c_{\kappa \min}$ до абсолютної швидкості c_0 , тобто:

$$\alpha = \left| \frac{c_0 - c_{\kappa \min}}{c_0} \right|.$$

Зміна інтенсивності газодинамічного впливу на структуру сліду, яка визначається значеннями коефіцієнта імпульсу видуву c_μ , здійснювалася заданням різних значень параметрів повітря, що видувається. Параметри повітряного потоку в аеродинамічних кромкових слідах із видувом повітря заміряли на різній відстані $\bar{x} = x/b$ від вихідної кромки профілю по осі сліду вниз по потоку.

На рис. 1, 2 представлено залежності нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за решітками профілів на різній відстані від вихідної кромки профілю по осі сліду вниз по потоку для різних значень густоти решітки.

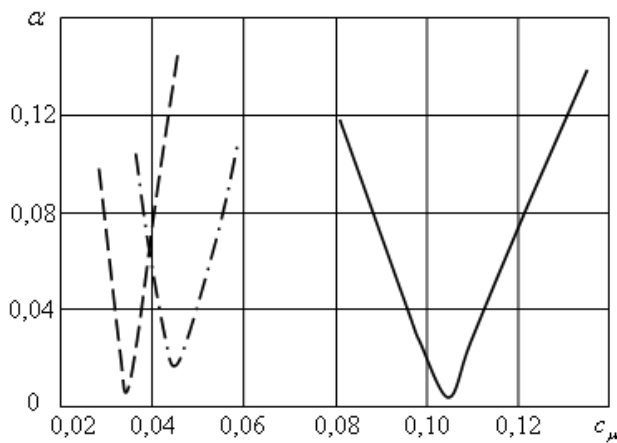


Рис. 1. Залежність нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за решітками профілів при $\bar{x} = 0,1$: - - $(b/t) = 0,67$; - · - $(b/t) = 1,0$; — $(b/t) = 2,0$

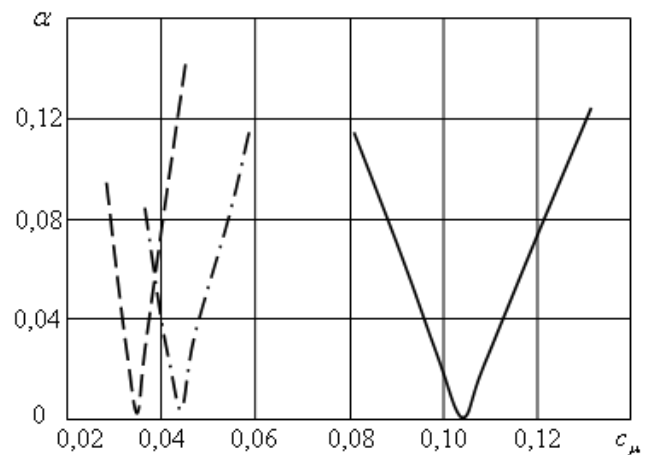


Рис. 2. Залежність нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за решітками профілів при $\bar{x} = 0,2$: - - $(b/t) = 0,67$; - · - $(b/t) = 1,0$; — $(b/t) = 2,0$

Аналіз результатів розрахунків показує, що рівень нерівномірності потоку α падає зі збільшенням в певному діапазоні значень інтенсивності газодинамічної дії на структуру потоку c_μ . Для кожного фіксованого значення

густоти решіток маємо відповідне значення c_{μ_0} , при якому досягається мінімум функції $\alpha = f(c_{\mu})$.

На рис.3 показано залежність коефіцієнта імпульсу видуву C_{μ_0} від густоти решітки b/t . Для решіток з густотою $(b/t) = 0,67$, $(b/t) = 1,0$, $(b/t) = 2,0$ інтенсивність управління аеродинамічними слідами, при якій рівень нерівномірності потоку досягає мінімальної величини $\alpha = \alpha_{\min}$, має значення $c_{\mu_0} = 0,035$, $c_{\mu_0} = 0,045$, $c_{\mu_0} = 0,105$, відповідно.

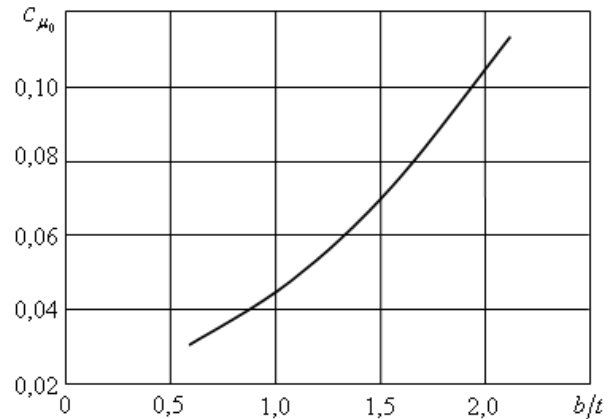


Рис. 3. Залежність C_{μ_0} від густоти решітки b/t

Для решітки з густотою $(b/t) = 0,67$ на відстані $\bar{x} = 0,1$ від вихідної кромки профілю рівень нерівномірності зменшується до величини $\alpha_{\min} = 0,004$ при значенні $c_{\mu_0} = 0,035$. Для густоти $(b/t) = 1,0$ та $(b/t) = 2,0$ на відстані $\bar{x} = 0,1$ рівень нерівномірності набуває значень $\alpha_{\min} = 0,019$ та $\alpha_{\min} = 0,011$ при $c_{\mu_0} = 0,045$ та $c_{\mu_0} = 0,105$, відповідно.

На відстані $\bar{x} = 0,2$ для решіток з густотою $(b/t) = 0,67$, $(b/t) = 1,0$, $(b/t) = 2,0$ мінімальні величини рівня нерівномірності становлять $\alpha_{\min} = 0,004$, $\alpha_{\min} = 0,0018$, $\alpha_{\min} = 0,0001$ при значеннях інтенсивності імпульсу видуву $c_{\mu_0} = 0,035$, $c_{\mu_0} = 0,045$, $c_{\mu_0} = 0,105$, відповідно.

4. Висновки

Результати чисельного моделювання течії в решітках аеродинамічних профілів з газодинамічним впливом на структуру потоку показують, що рівень колової нерівномірності потоку за вихідними кромками профілів вхідного направляючого апарату може бути суттєво знижений. Для решіток з густотою $(b/t) = 0,5 - 2,0$ інтенсивність управління обтікання лопаток, при якій рівень нерівномірності потоку зменшується до $\alpha = \alpha_{\min}$, знаходиться в діапазоні $0,035 < c_{\mu} < 0,105$.

Список літератури: 1. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю. М. Терещенко // – М. : Машиностроение, 1987. – 168 с. 2. Терещенко Ю. М. О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин / Ю. М. Терещенко // Проблемы прочности. Институт проблем прочности АН УССР. – К. : Наукова думка, 1976. – № 3. – С. 30–32. 3. Терещенко Ю. М. Моделирование течения на пластине / Ю. М. Терещенко, И. А. Ластивка, Е. В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр, 2012. – №1/7 (55). – С. 30–32. 4. Терещенко Ю. М. Численный расчет течения в плоском симметричном дифузоре / Ю. М. Терещенко, И. А.Ластивка, Л. Г.Волянская, Е. В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр,

2011. – №6/8 (54). – С. 19–22. **5. Ластівка І. О., Дорошенко К. В.** Чисельний розрахунок потоку в решітці аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск : Нові рішення в сучасних технологіях. – Харків : НТУ «ХПІ» – 2011. – №43. – С. 137–141.

УДК 629.735.083.02.06(045)

Исследование неравномерности потока за решетками аэродинамических профилей с газодинамическим управлением обтеканием/ Ю. М. Терешенко, И. А. Ластивка, Е. В. Дорошенко//Вестник НТУ «ХПИ». Серия «Новые решения в современных технологиях». – Харьков: НТУ «ХПИ». – 2012. - №50(956). С. 119-124

Представлены результаты численного моделирования течения в решетках аэродинамических профилей с газодинамическим управлением обтеканием при разной густоте решеток. На основе полученных результатов проведена оценка зависимости неравномерности потока от интенсивности газодинамического воздействия на структуру потока за профилями входного направляющего аппарата осевого компрессора. Из.: 3. Библиогр.: 5 назв.

Ключевые слова: неравномерность потока, газодинамическое управление, осевой компрессор, численный расчет.

UDK 629.735.083.02.06(045)

Research of flow non-uniformity behind the blade cascade with gasdynamic flow control/

Y. Tereshenko, I. Lastivka, K. Doroshenko//Bulletin of NTU “KhPI”. Subject issue: New decisions of modern technologies. – Kharkov: NTU “KhPI”. – 2012. - №50(956) . P. 119-124

The results of computational modeling of flow in blade cascade are given in the article. Flow non-uniformity dependence on intensity of gasdynamic effect on the flow structure behind airfoils of inlet guide vane of axial compressor are investigate for different solidity under active flow control. Im.:3 : Bibliogr.: 5.

Keywords: flow non-uniformity, active flow control, axial compressor, computational modeling of flow.

Надійшла до редакції 20.09.2012