

**Список літератури:** 1. Кафаров В. В. Математическое моделирование основных процессов химических производств [Текст]: учеб. пособие для вузов / В. В. Кафаров, М. Б. Глебов. – М.: Высш. шк., 1991. – 400 с. 2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя (перев. с немецкого) [Текст] / Г. Шлихтинг; Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука». – М.: «Наука», 1969. – 742 с. 3. Математическое моделирование процессов теплообмена на основе уравнений Навье–Стокса [Текст] / В. И. Полежаев, А. В. Бунэ, Н. А. Везуб и др. – М.: Наука, 1987. – 272 с.

*Поступила в редколлегию 11.03.2011*

**УДК 629.7.035.03-036.34**

**І. О. ЛАСТИВКА**, канд. техн. наук, доц., НАУ, м. Київ

## **ОЦІНКА КОЛОВОЇ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПОТОКУ В КОМПРЕСОРАХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ**

Проведено аналіз показників оцінки періодичної колової нерівномірності потоку, викладено деякі результати її впливу на характеристики лопаткових вінців компресорів газотурбінних двигунів

Ключові слова: колова нерівномірність потоку, ступінь компресора, лопатки робочого колеса

Проведен анализ показателей оценки периодической окружной неравномерности потока, изложены результаты ее влияния на характеристики лопаточных венцов компрессоров газотурбинных двигателей

Ключевые слова: окружная неравномерность потока, степень компрессора, лопатки рабочего колеса

Analysis of estimate index of flow circumferential non-uniformity is given in the article. Results of flow circumferential non-uniformity effect on the gas turbine engine compressor blade row performance are stated on paper

Key words: flow circumferential non-uniformity, compressor stage, blades

### **1. Вступ**

Одним із чинників, що негативно впливає на ефективність, експлуатаційну надійність і стійкість газотурбінного двигуна (ГТД) в широкому діапазоні режимів його роботи, є нерівномірність і пульсації в потоці повітря на вході в компресор. Причинами появи різних видів нерівномірності потоку і його пульсацій на вході в компресор є наявність збурень, що вносяться до потоку криволінійними каналами повітрозабірників, наростання товщини примежового шару на його стінках і відрив його, складна система стрибків ущільнення (на надзвукових швидкостях), наявність в повітропідвідному каналі перед компресором різних поганообтічних тіл, стійок, лопаток вхідного направляючого апарату (ВНА) і направляючих апаратів (НА).

### **2. Постановка завдання**

Вирішення загальної проблеми підвищення ефективності ГТД в значній мірі залежить від вдосконалення аеродинамічних характеристик компресорів ГТД. Як на розрахунковому, так і на нерозрахунковому режимах, ефективність роботи компресорів визначається рівнем гідравлічних втрат в проточній частині, а, отже, найбільш досконалі характеристики компресор мав би за відсутності гідравлічних втрат при беззривному обтіканні лопаткових вінців.

Одне з основних завдань аеродинамічного вдосконалення компресорів ГТД полягає в зниженні рівня втрат, обумовлених наявністю вихорів і зривних зон у лопаткових вінцях, а також усуненні колової і радіальної нерівномірностей потоку, які в свою чергу обумовлені аеродинамічними слідами за елементами статора, компресора і двигуна в цілому. Проблему зниження рівня гідравлічних втрат і врівноваження поля швидкостей і тиску за вихідними кромками обтічних поверхонь можна в деякій мірі вирішити шляхом газодинамічної дії на потік.

### 3. Вирішення завдання і аналіз досліджень

Різні форми нерівномірності поля швидкостей  $c_1$  і повних тисків  $p_1^*$  на вході в компресор умовно ділять на дві групи:

- радіальну нерівномірність потоку, при якій потік зберігає осьову симетрію, але повний напір і швидкість повітря істотно змінюються вздовж радіуса;
- колову нерівномірність потоку, при якій параметри потоку не змінюються вздовж радіуса (поза примежовим шаром), але порушується осьова симетрія потоку (рис. 1).

Враховуючи, що при звичайних значеннях швидкості повітря перед компресором відносні відхилення осьової складової абсолютної швидкості  $c_{1a}$  і повного тиску  $p_1^*$  від середніх значень мають майже один і той же порядок (при постійному статичному тиску і коефіцієнту швидкості  $\lambda_c = \frac{c_{1a}}{a_{кр}} = 0,5-0,6$ , зміні швидкості на 1% відповідає зміна  $p_1^*$

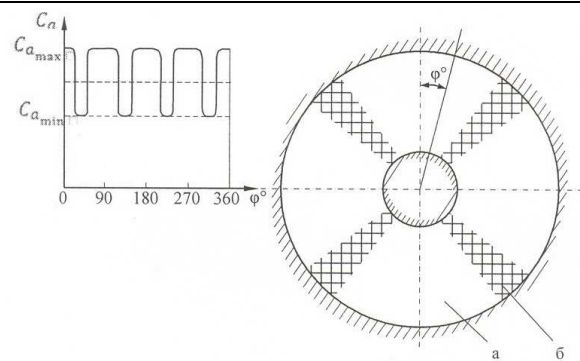


Рис. 1. Колова нерівномірність потоку перед компресором: а – зона підвищених і б – зона знижених значень повного напору і швидкості

на 0,3–0,45%), замість ступеня нерівномірності поля швидкостей часто розглядають ступінь нерівномірності поля тиску [1, 2, 3]. Окрім цього, як показують експерименти, нерівномірності осьової складової абсолютної швидкості повітря на вході в компресор  $c_{1a}$  і повного тиску  $p_1^*$ , тісно пов'язані один із одним, причому в зонах із зниженими значеннями  $c_{1a}$  одночасно виявляється зниженим і повний напір повітряного потоку  $p_1^*$ .

Радіальна нерівномірність призводить до перерозподілу кутів атаки на робочих і нерухомих лопатках, до зміни сумарних характеристик лопаткового вінця, до зменшення запасу стійкості  $\Delta K_y$  через зсув межі стійкої роботи в зону більших витрат повітря і навіть переходу ступенів в область зривних режимів роботи.

Колова нерівномірність потоку на вході в компресор викликається наявністю у вхідному каналі поганообтічних тіл, різних стійок, лопаток ВНА і НА. Механізм дії періодичної колової нерівномірності потоку на роботу ступеня і компресора в цілому складніший, оскільки в цих випадках порушується осьова симетрія потоку, а обтікання лопаток робочих коліс набуває істотно нестационарного характеру через періодичне попадання їх в зони підвищених і

знижених значень  $c_{1a}$  і  $p_1^*$ . Наявність таких зон надає істотний вплив на параметри компресора – на сумарну ступінь підвищення тиску  $\pi_K^*$ , коефіцієнт корисної дії  $\eta_K^*$ , запас газодинамічної стійкості  $\Delta K_y$ .

Колова нерівномірність потоку в осьових компресорах, викликана коловою нерівномірністю потоку на вході в компресор, зумовлює зривне обтікання лопаток робочих коліс. Окрім цього, перед компресором за елементами статора ВНА і НА виникають аеродинамічні (кромочні) сліди, фізична основа виникнення яких полягає в тому, що внаслідок в'язкості повітря за елементами статора утворюються зони знижених значень швидкостей  $c_{1a}$  і тисків  $p_1^*$  (рис. 2), інтенсивність яких може бути визначена на основі теорії примежового шару [4].

При обертанні ротора двигуна лопатки робочого колеса компресора проходять зони слідів, що призводить до періодичної зміни характеру обтікання лопаток і величини повної аеродинамічної сили, що діє на них (рис. 3).

Як відзначається авторами в роботах [2, 5], зміна  $p_1^*$  внаслідок таких поздовжніх пульсацій може бути вельми істотною, досягаючи при числах Маха  $M = 0,8-0,95$  значень  $p_{\kappa}^*, p_0^* = 0,7-0,75$ .

Аналізуючи картину навантаження робочих лопаток через вплив аеродинамічних слідів, автори в роботі [6] відзначають, що зменшення швидкості потоку, в якому знаходиться профіль робочої лопатки, викликане аеродинамічними слідами

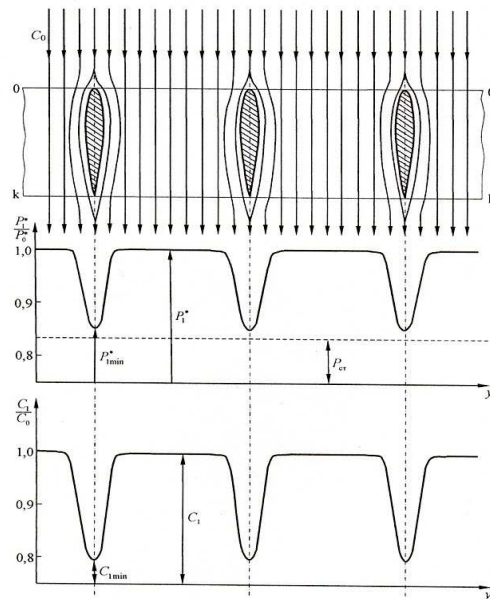


Рис. 2. Зміна повного тиску і швидкості повітря за елементами статора

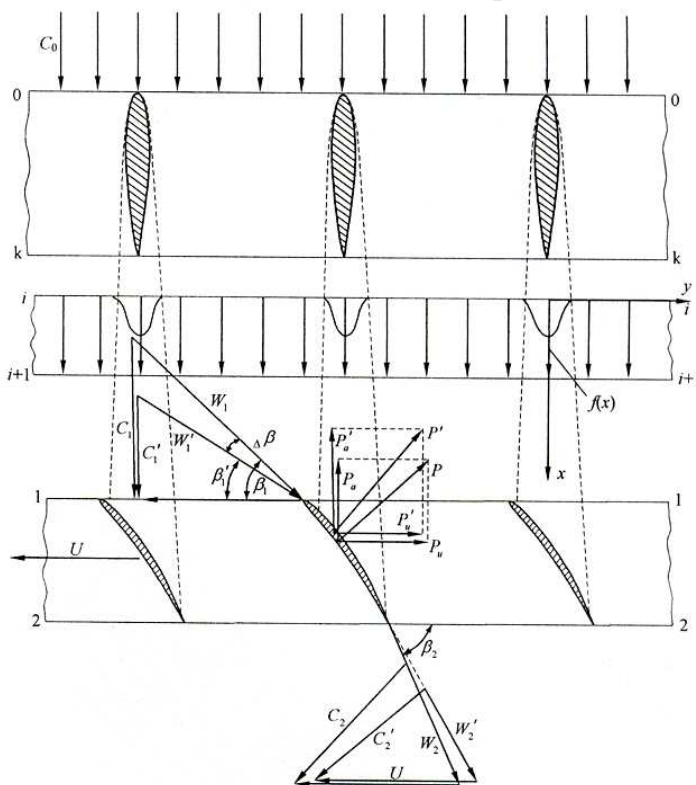


Рис. 3. Зміна обтікання робочих лопаток і повної аеродинамічної сили, що діє на них, за наявності періодичної колової нерівномірності потоку

від попереднього вінця лопатки ВНА, призведе як до зменшення відносної швидкості повітря в робочих колесах  $W_1$ , так і до збільшення кута атаки профілю  $\alpha$ .

Ці два фактори чинять взаємно протилежний вплив на підймальну силу профілю  $P$ , оскільки перший прагне зменшити  $P$ , а другий збільшити  $P$ . Можна підібрати таку геометрію профілю, щоб два цих ефекти взаємно зрівноважувались і, в результаті, величина підймальної сили залишалась би сталою. Математичне формулювання цієї умови таке:

$$\frac{dP}{d\Phi} = 0,$$

де  $P$  – підймальна сила;  $\Phi = \frac{c_{1a}}{u}$  – коефіцієнт витрати по осьовій швидкості, причому колова швидкість і геометрія лопатки вважаються постійними;  $u$  – колова швидкість.

На рис. 4, 5 представлені результати експериментальних досліджень структури аеродинамічних слідів за лопатками компресорної решітки.

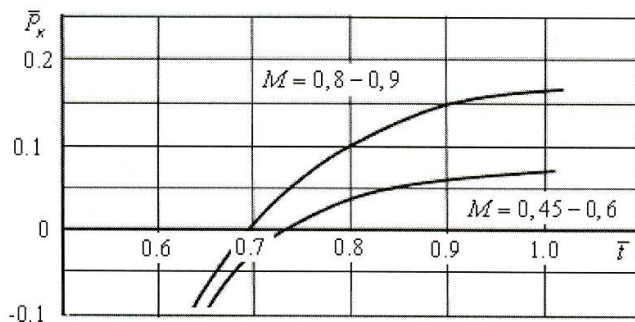


Рис. 4. Розподіл тиску за задньою кромкою профілю за кроком решіток при різних числах  $M$

$\bar{t} = \frac{t}{b}$  ( $t$  – відстань між кромками сусідніх профілів,  $b$  – хорда профілю) [1, 3].

Видно, що зі збільшенням товщини вихідної кромки при незмінному кроці і куті установки профілю зростає коефіцієнт втрат кромки.

Результати експериментального дослідження поля течії за решітками профілів при навколосвукових швидкостях приведені на рис. 6.

Вони показують залежності розподілу тиску загальмованого потоку по кроку решіток, а саме, із збільшенням  $\bar{t}$  нерівномірність потоку зростає. Характерним також є збільшення глибини слідів при переході до навколосвукових швидкостей.

Локальна нерівномірність потоку в

Істотний вплив кроку на втрати у закромочному сліді підтверджується результатами досліджень, зображеними на графіках рис. 5, де значення  $\xi_k$  дані залежно від відношення товщини вихідної кромки  $\Delta$  до ширини вузького перетину решіток  $Q_2$  для різних кроків

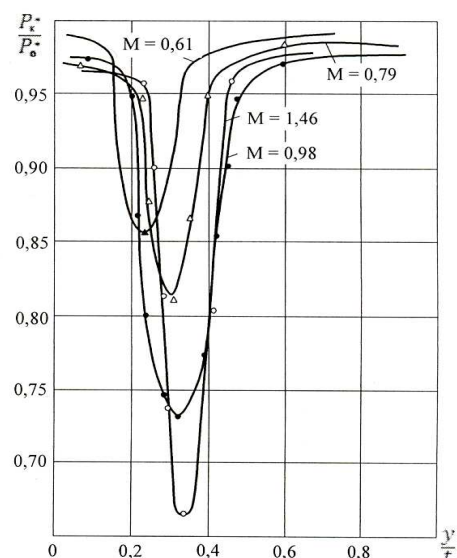


Рис. 6. Розподіл втрат повного тиску по кроку направляючої решітки

цій зоні істотно залежить від форми вихідної кромки, причому досліди показують [5], що закруглена кромка обумовлює велику нерівномірність потоку за решітками. Для кількісної оцінки глибини зон нерівномірності потоку в роботах [1, 3, 7] застосовуються наступні показники:

– ступінь нерівномірності поля швидкостей, що визначається за різницею найбільшого і найменшого значень швидкостей (рис. 2)

$$\Delta c_a = \frac{c_{1a \max} - c_{1a \min}}{c_{1a \text{cp}}},$$

– ступінь нерівномірності поля тиску, що також визначається за різницею найбільшого і найменшого значень повного тиску (рис. 2).

$$\Delta p_1^* = \frac{p_{1 \max}^* - p_{1 \min}^*}{p_{1 \text{cp}}^*}.$$

Вплив нерівномірності визначається не тільки цими співвідношеннями, але і протяжністю зони знижених швидкостей і повного тиску. Для цього пропонуються критерії:

$$\Delta c_a = \frac{1}{F_B} \int_{F_B} \left( 1 - \frac{c_{1a}}{c_{1a \text{cp}}} \right) dF,$$

$$\Delta p_1^* = \frac{1}{F_B} \int_{F_B} \left( 1 - \frac{p_1^*}{p_{1 \text{cp}}^*} \right) dF,$$

де інтегрування ведеться лише по тій частині перерізу входу  $F_B$ , яка зайнята зоною знижених швидкостей

### **Висновки**

Розгляд питання показує, що під час вирішення задач покращення аеродинамічних та аеропружних характеристик лопаткових вінців за рахунок зменшення до необхідних меж колової нерівномірності потоку на вході в компресор газотурбінного двигуна можуть бути застосовані розглянуті показники нерівномірності полів швидкостей та тисків потоку.

**Список літератури:** 1. Терещенко Ю.М.ф О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин. Журнал «Проблемы прочности» АН УССР, № 3, 1975. 2. Казанчан П.П. Влияние неравномерности потока на характеристики и границу срывной работы осевой ступени. Труды ЦИАМ, 1962, № 403. 3. Гинзбург С.И., Сусленников А.А. Исследование неравномерного по окружности течения перед осевой компрессорной ступенью. Сб. «Лопаточные машины и струйные аппараты», сб. «Машиностроение», 1971. 4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М., «Наука», 1975. 5. Дейч М.Е., Самойлович Г.С. Основы аэродинамики осевых турбомашин. М., «Машгиз», 1959. 6. Journal of the RAS, № 628. 7. Садиков И.Н. Влияние искажения поля скоростей перед компрессором на его работу (обзор иностранной литературы). ЦИАМ, М., 1959.

*Поступила в редколлегию 24.02.2011*