

УДК 621.515-226.2

**Ю.М. Терещенко**, д-р техн. наук, проф.  
**В.М. Дихановський**, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.  
**І.Ф. Кінащук**, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

## АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕШТОК ПРОФІЛІВ З ГАЗОМЕХАНІЧНИМ РЕГУЛЮВАННЯМ

*Зроблено стислий огляд способів, реалізація яких дозволяє забезпечити сталу течію в компресорах газотурбінних двигунів. Запропоновано розглядати решітку профілів з газомеханічним регулюванням як об'єкт з певними аеродинамічними характеристиками. На підставі розрахунку течії газу через решітки профілів для різних режимів натікання потоку, а також з урахуванням моменту від зовнішньої сили побудовано аеродинамічні характеристики решіток з газомеханічним регулюванням в широкому діапазоні кутів натікання потоку. Їх порівняння з аеродинамічними характеристиками нерухомих решіток свідчить про суттєві переваги решіток профілів з газомеханічним регулюванням. Насамперед їх характеристики стабільні у всьому можливому діапазоні кутів натікання потоку. Це дає змогу повною мірою вирішити проблеми газодинамічної стійкості і прийомистості газотурбінного двигуна.*

*It was a short review of all means, which allow providing a steady flow in the gas turbine engine. It was proposed to consider the airfoil cascade with gas-mechanical regulation as an object with definite aerodynamic characteristics. On the base of the computation of the gas flow through airfoil cascade for different flow operating modes and taking into account the torque of external force, aerodynamic characteristics of the airfoil cascade with gas-mechanical regulation in wide diapason of inlet angel were made. Their comparison with aerodynamic characteristics of unmovable airfoil cascade confirms big advantage of airfoil cascade with gas-mechanical regulation. First of all their characteristics are stable in all possible diapason of inlet flow angel. That gives a chance to solve all problems of gas-dynamics stability and injectivity of a gas turbine engine.*

### Вступ

Силові установки завжди визначали функціональні властивості транспортних засобів.

Для авіаційного транспорту, на відміну від інших, силові установки мають особливе значення, яке полягає у їх безпосередньому впливі не тільки на ефективність функціонування літального апарата, а й на безпеку польотів.

Основу силових установок авіаційного транспорту складають газотурбінні двигуни (ГТД).

Надійність їх роботи, а, отже, і безпека польотів значною мірою визначаються газодинамічною стійкістю компресорів.

Газотурбінні двигуни добре працюють лише в одному режимі, який називають розрахунковим.

В інших експлуатаційних режимах ГТД працюють незадовільно або переходять в небезпечні режими роботи, що характеризуються інтенсивними коливаннями тиску повітря в проточній частині компресора.

Це може спричинити вимкнення ГТД у польоті або обгорання лопаток турбіни і руйнування двигуна.

Така проблема виникає внаслідок особливостей роботи компресорів.

Виходячи з аналізу характеристик осьового компресора, можна зробити висновок, що для ГТД існує небезпека переходу в небезпечний режим роботи.

Нерегульований осьовий компресор за кожної частоти обертання може працювати лише у вузькому діапазоні за витратою повітря.

Для високонапірних компресорів за режимів роботи, близьких до максимального, цей діапазон становить 3...5 %.

Використовуючи рівняння щодо масової витрати повітря через ГТД, можна оцінити, наскільки вона зміниться з підвищенням температури на вході до ГТД, наприклад, від  $T_{в1}^* = 270$  К до

$$T_{в2}^* = 300 \text{ К} :$$

$$G_B = m_B \frac{P_B^*}{\sqrt{T_B^*}} F_B q(\lambda_B), \quad (1)$$

де  $p_B^*$  – тиск повітря на вході до компресора;

$m_B$  – параметр робочого тіла;

$F_B$  – площа каналу на вході до компресора;

$q(\lambda_B)$  – відносна густина току на вході.

Таку оцінку можна виконати через співвідношення, отримане з рівняння (1), вважаючи, що змінюється лише температура на вході до ГТД і масова витрата повітря через нього. Інші параметри газового потоку на вході до ГТД вважаються незмінними:

$$\Delta \bar{G}_B = \frac{G_{B1} - G_{B2}}{G_{B1}} = 1 - \frac{G_{B2}}{G_{B1}} = 1 - \frac{\sqrt{T_{B1}^*}}{\sqrt{T_{B2}^*}}.$$

Так, зі збільшенням температури повітря на вході ГТД на 30 К масова витрата повітря через нього зменшиться на 3,3 %, що відповідає діапазону напірних кривих за витратою повітря в полі їх характеристик на режимах роботи, близьких до максимального.

Отже, порушення стійкості течії в компресорі виникає вже за рівня температурних збурень близько 30 К.

Звідси можна зробити висновок, що для сучасних компресорів існує небезпека переходу на небезпечний режим роботи в разі збільшення температури на вході до ГТД. З боку більших витрат по напірній кривій діапазон стійкої роботи ГТД обмежений умовами запирання, з боку менших витрат – умовами зриву потоку. Тому і розробники, і експлуатанти приділяють особливу увагу тому, щоб режим роботи компресора не наближався до меж цього діапазону.

Виникнення і розвиток зривних течій в багатоступеневих осьових компресорах визначаються умовами спільної роботи і особливостями характеристик його ступенів. Площа проточної частини компресора зменшується уздовж тракту від ступеня до ступеня відповідно до зростання густини повітря, яке визначається ступенем стиснення повітря:

$$\frac{p_i}{p_v} = \left( \frac{\rho_i}{\rho_v} \right)^k,$$

де  $p_i$ ,  $\rho_i$  – тиск і густина повітря у будь-якому перерізі компресора;

$p_v$ ,  $\rho_v$  – тиск і густина повітря на вході до компресора.

Зменшення площі проточної частини можна оцінити за допомогою рівняння нерозривності:

$$G_v = c_{ia} \rho_i F_i = \text{const}, \quad (2)$$

де  $c_{ia}$  – осьова швидкість повітря у будь-якому перерізі компресора;

$F_i$  – площа проточної частини у будь-якому перерізі компресора.

Аналіз рівняння (2) свідчить про те, що у випадку незначного зменшення осьової швидкості по проточній частині компресора існує однозначна залежність між густиною повітря і площею проточної частини у будь-якому перерізі компресора. Але в нерегульованому компресорі повної відповідності між площинами прохідних перетинів і зміною густини повітря по проточній частині можна досягти лише на одному режимі, який називають розрахунковим.

За інших режимів ця відповідність порушується, що призводить до зміни розподілу осьових швидкостей по тракту і кутів атаки на лопатках різних ступенів.

Відхилення величин кутів атаки від розрахункових спричиняє відрив потоку з лопаток, що супроводжується великими втратами тиску і зменшенням кута повороту потоку і може зумовити розвинутий зрив у компресорі, вимкнення двигуна в польоті або його вихід з ладу.

#### Аналіз досліджень і публікацій

Отже, першопричиною нестійкої роботи осьового компресора є виникнення і розвиток зриву потоку з лопаток компресора.

Тому основним засобом боротьби з нестійкою роботою компресора в різних умовах експлуатації є зменшення кутів атаки в тих ступенях, де ці кути виявляються надто близькими до критичних або перевищують їх.

За своєю сутністю проблема полягає в необхідності адаптувати проточну частину компресора до умов течії в ній, а саме – не допустити загрози виникнення розвинутого зриву в компресорі за будь-яких можливих умов експлуатації. Одним з основних способів вирішення цієї проблеми є аеродинамічне удосконалення проточної частини осьових компресорів, зокрема, розширення діапазону сталого обтікання решіток профілів.

У світовій практиці двигунобудування застосовують різні заходи, спрямовані на розширення цього діапазону.

Їх перелік надано в праці [1].

Доцільність їх застосування визначається залежно від характеру нестійкої роботи компресора.

Для отримання на всіх режимах роботи компресора розрахункових або близьких до них кутів атаки використовуються засоби, які умовно можна розділити на дві групи:

- автоматичне регулювання компресора;
- аеродинамічне удосконалення його проточної частини.

До способів автоматичного регулювання відносять: – перепуск повітря з однієї чи декількох середніх ступенів компресора;

– поворот лопаток напрямного апарата.

Найбільш простий спосіб автоматичного регулювання – перепуск повітря із середніх ступенів компресора.

Але перепуск призводить до падіння коефіцієнта корисної дії (ККД) компресора. Тому до перепуску повітря зазвичай вдаються на пускових чи інших короткотривалих режимах.

Найбільш ефективний спосіб автоматичного регулювання осьових компресорів є поворот лопаток напрямних апаратів у разі зміни режиму роботи двигуна.

Тут за понижених режимів, коли на перших ступенях кути атаки збільшуються, а в останніх зменшуються, лопатки напрямних апаратів перших ступенів прикривають, а останніх – розкривають, що забезпечує наближення кутів атаки у всіх ступенях до розрахункових.

Кількість регульованих напрямних апаратів визначають залежно від типу двигуна та його конструктивної схеми. Більша кількість регульованих напрямних апаратів дозволяє збільшити ефективність регулювання, але це призводить до ускладнення конструкції компресора і системи його регулювання.

Аеродинамічне удосконалення проточної частини компресора ґрунтується на розширенні діапазону беззривного обтікання лопаткових вінців. Для цього детально досліджують особливості течії в примежових шарах на лопатках і шляхи впливу на процеси в них різноманітними засобами.

Зрив потоку з лопаток компресора може бути попереджений або локалізований шляхом підведення додаткової енергії в примежовий шар. За принципом впливу на течію в примежовому шарі лопатки керування обтіканням розділяють на активне, яке здійснюється підведенням в примежовий шар додаткової маси газу від побічних джерел, або відсмоктуванням примежового шару через проникливу поверхню лопатки; і пасивне керування, за якого вплив на примежовий шар здійснюється через перерозподіл енергії в потоці без унесення додаткової енергії з інших систем. До таких засобів належать:

- вдування повітря крізь щілини у примежовий шар для збільшення його кінетичної енергії;
- відсмоктування частини примежового шару з низьким рівнем кінетичної енергії;
- застосування лопаток спеціальної форми для створення ефекту вдування повітря у примежовий шар або ефекту відсмоктування примежового шару;
- застосування турбулізаторів й акустичних резонаторів на обтічних поверхнях.

Перші два засоби відносять до активного керування примежовим шаром, інші – до пасивних. Докладний аналіз особливостей роботи компресорних решіток з різноманітними засобами аеродинамічного удосконалення подано в праці [2]. Зокрема, розглянуто активні й пасивні засоби керування примежовим шаром.

Серед пасивних засобів показано дворядні компресорні решітки, щілинні профілі, решітки з турбулізаторами. Досягнуті зміни аеродинамічних характеристик, порівняно з решітками без засобів керування примежовим шаром, мають спільну тенденцію до розширення діапазонів сталого обтікання решіток профілів (рис.1), а також до збільшення критичних кутів атаки і кутів повороту потоку. Але при цьому існує також тенденція до погіршення коефіцієнта втрат, що неминуче позначиться на зниженні ККД осьового компресора з такими лопатками (рис. 1) [2].

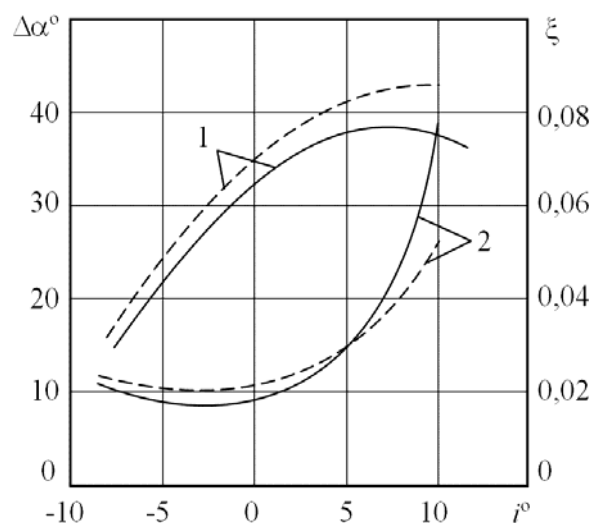


Рис.1. Характеристики компресорної решітки:

1 –  $\Delta\alpha = f(i)$ ;

2 –  $\xi = f(i)$ ;

— однорядна;

----- дворядна

Незважаючи на це, розробники інколи погоджуються на таке погіршення заради газодинамічної стійкості.

У праці [3] показано, що використовуючи дворядні лопаткові вінці для всіх ступенів осьового компресора і застосувавши сучасні методики оптимального профілювання, можна досягти розширення діапазону стійкої роботи компресора і зменшити його осьові розміри. Таким чином, спостерігається спрямованість розробників осьових компресорів до розширення діапазонів сталого обтікання решіток профілів для підвищення газодинамічної стійкості ГТД. На жаль, існуючі засоби такого розширення не досить ефективні, до того ж їх впровадження негативно позначається на ККД осьового компресора.

### Постановка завдання

Перспективним засобом боротьби з нестійкою роботою ГТД у різних умовах експлуатації є газомеханічне регулювання компресора, яке ґрунтується на теоремі про газомеханічне регулювання кута атаки ізольованого профілю [4]. Цей засіб дозволяє кардинально розширити діапазон сталого обтікання решіток профілів і забезпечити стійку роботу компресора на всіх можливих експлуатаційних режимах тільки за рахунок засобів аеродинаміки без застосування систем автоматичного регулювання і ускладнення конструкції компресора.

Для виявлення можливостей практичного застосування газомеханічного регулювання компресора необхідно дослідити характеристики компресорних решіток з газомеханічним регулюванням, знайти закономірності роботи цих решіток за різних режимів натікання потоку. За мету досліджень ставиться розширення діапазону сталого обтікання решіток профілів, тому зміна режимів роботи решітки полягатиме лише у зміні величин кутів натікання потоку  $\alpha_1$  за незмінної швидкості потоку на вході.

### Аеродинамічні характеристики решіток профілів з газомеханічним регулюванням

Для забезпечення ефективного газомеханічного регулювання решітки профілів відповідно до рекомендацій [6] побудовано схему механічного пристрою, що показаний на рис. 2.

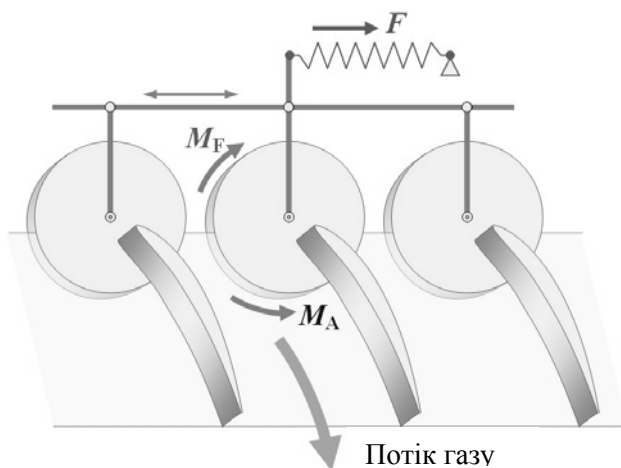


Рис. 2. Схема механічного пристрою

Пристрій складається з набору круглих платформ, вісь обертання яких розміщена по нормалі до потоку газу.

Платформи розміщені поза потоком, на них закріплені профілі решітки.

Платформи кінематично об'єднані через систему тяг і качалок таким чином, щоб усі профілі поверталися на однаковий кут. На вісь кожної платформи передається момент  $M_A$  від аеродинамічних сил, що діють на профіль, і момент  $M_F$  від зовнішньої сили  $F$ , яка в цьому випадку створюється пружиною.

За газомеханічного регулювання використовується поворот профілів, що характерно для систем автоматичного регулювання компресора. Але його не можна віднести до таких систем, адже тут не можливо виділити характерні для систем автоматичного регулювання так елементи, як задавальний пристрій, датчик, порівнювальний пристрій, підсилювач, викональний пристрій, об'єкт регулювання, регулювальний орган, регульований параметр [7].

Тому пропонується розглядати решітку профілів з газомеханічним регулюванням як об'єкт з певними аеродинамічними характеристиками, наприклад, такими, як залежності кута повороту потоку в решітці профілів, ступінь підвищення тиску в решітці, коефіцієнт втрат повного тиску від кута входу потоку в решітку, що виражено рівняннями

$$\Delta\alpha = f(\alpha_1);$$

$$\pi = f(\alpha_1); \quad (3)$$

$$\xi = f(\alpha_1).$$

На характер названих залежностей впливають: аеродинамічна форма профілю в решітці:

- характер навантаження від зовнішньої сили;
- параметри розміщення осі обертання профілю відносно його хорди.

Очевидно, що маючи решітку з профілем певної аеродинамічної форми, бажані аеродинамічні характеристики решітки з газомеханічним регулюванням можна отримати шляхом варіацій навантаження від зовнішньої сили і розміщення осі обертання профілю відносно його хорди.

Аеродинамічна форма профілю в решітці характеризується аеродинамічними характеристиками нерухомої решітки у вигляді залежностей аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки:

$$c_y = f(\alpha_b);$$

$$c_x = f(\alpha_b);$$

$$x_d = f(\alpha_b).$$

Тут аеродинамічні коефіцієнти піднімальної сили, лобового опору і координати центра тиску залежать від кута атаки  $\alpha_b$ , що вимірюється між вектором вхідного потоку і хордою профілю.

Кут атаки змінювався з поворотом профілів у решітці.

Аеродинамічні характеристики решіток нерухомих профілів були визначені для декількох кутів входу потоку  $\alpha_1$ .

Таким чином, ці характеристики були отримані у такому вигляді:

$$c_y = f(\alpha_b, \alpha_1);$$

$$c_x = f(\alpha_b, \alpha_1);$$

$$x_d = f(\alpha_b, \alpha_1).$$

Для прикладу на рис.3 показано залежність коефіцієнта піднімальної сили  $c_y$  від кута атаки  $\alpha_b$  для декількох кутів входу потоку  $\alpha_1$  від 10 до 140° з інтервалом 10°.

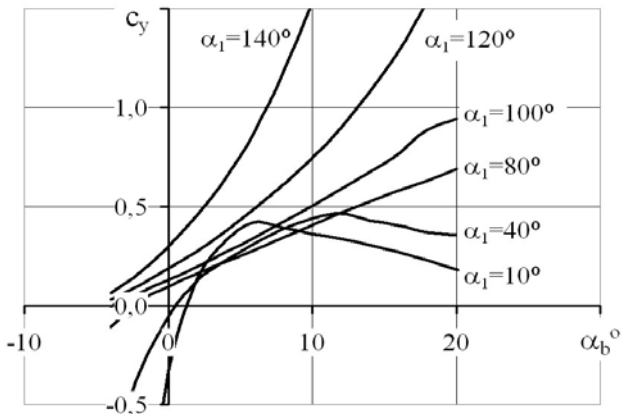


Рис.3. Залежність коефіцієнта піднімальної сили  $c_y$  від кутів атаки  $\alpha_b$  для декількох кутів входу потоку  $\alpha_1$  від 10° до 140° з інтервалом 10°

Тут крутіші криві  $c_y = f(\alpha_b)$  відповідають більшим кутам входу потоку. Такі ж залежності були отримані для коефіцієнта лобового опору і координати центра тиску.

Розміщення осі обертання профілю відносно його хорди характеризувалось параметрами, показаними на рис.4.

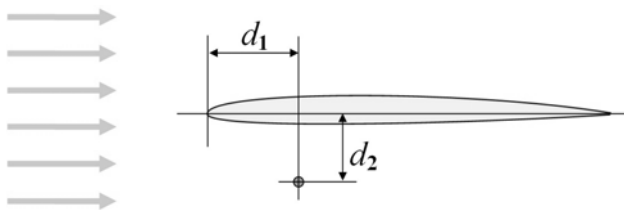


Рис. 4. Розрахункова схема розміщення осі обертання профілю

Аеродинамічний момент  $M_A$ , що діє на профіль в решітці відносно його осі обертання, визначали відповідно до співвідношень:

$$m_A = \frac{d_2 c_x - (x_d - d_1) c_y}{b}; \tag{4}$$

$$M_A = m_A S \frac{\rho c_1^2}{2} b, \tag{5}$$

де  $c_y, c_x, x_d, m_A$  – аеродинамічні коефіцієнти відповідно піднімальної сили, лобового опору, центра тиску і моменту відносно носика профілю;  $b, S, \rho, c_1$  – хорда профілю, умовна площа лопатки, густина газу і швидкість потоку на вході в решітку;

$d_1, d_2$  – параметри розміщення осі обертання профілю.

Аеродинамічні характеристики решітки профілів, виражені рівняннями (3), будуть визначатись кутами атаки, на які будуть встановлюватись профілі в решітці за кожного кута натікання потоку  $\alpha_1$ .

Ці кути названі заданими кутами атаки  $\alpha_{b0}$ .

Їх зручно визначати із залежності сумарного моменту, що діє на профіль, від кута атаки  $M_\Sigma = f(\alpha_b)$ .

Перетин цієї залежності з віссю кутів атаки, тобто, якщо  $M_\Sigma = 0$ , буде визначати заданий кут атаки.

Сумарний момент складається з аеродинамічного моменту  $M_A$  і додаткового, тобто моменту від зовнішніх сил  $M_F$ :

$$M_\Sigma = M_A + M_F.$$

Додатковий момент може бути створений будь-якої потрібної величини залежно від потреби. Таким чином задані кути атаки можуть бути отримані із залежності сумарного моменту  $M_\Sigma$  від кута атаки  $\alpha_b$  для кожного кута натікання потоку  $\alpha_1$ :

$$M_\Sigma = f(\alpha_b, \alpha_1).$$

Цю залежність показано на рис. 5.

Точки перетину кожної кривої з віссю кутів атаки і будуть визначати задані кути атаки для кожного кута натікання потоку на решітку.

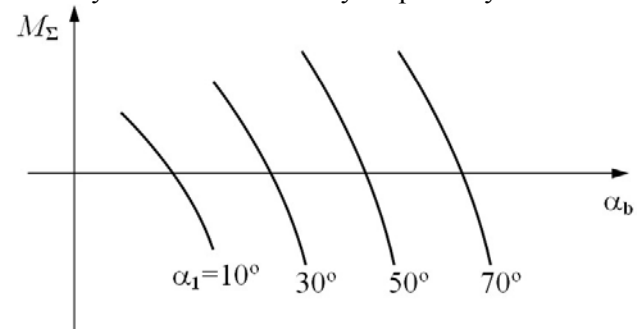


Рис. 5. Типова залежність сумарного моменту  $M_\Sigma$  від кута атаки  $\alpha_b$  для кожного кута натікання потоку  $\alpha_1$

Згідно з цим алгоритмом були отримані аеродинамічні характеристики решітки профілів з газомеханічним регулюванням, виражені в рівняннях (3). Досліджували решітку профілів В-08 з кривизною  $20^\circ$ .

Схему решітки, а також кути входу і виходу потоку показано на рис. 6.

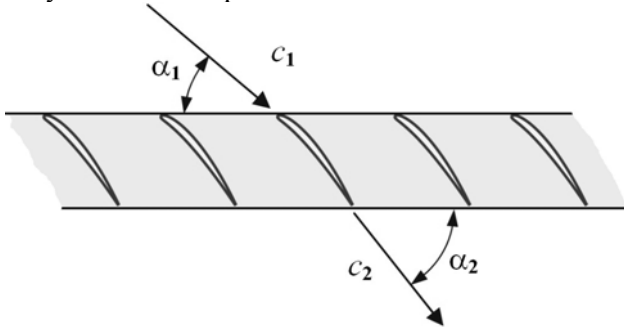


Рис. 6. Кути входу і виходу потоку в компресорній решітці

Аеродинамічні характеристики решіток нерухомих профілів у вигляді

$$c_y = f(\alpha_b, \alpha_1),$$

$$c_x = f(\alpha_b, \alpha_1),$$

$$x_d = f(\alpha_b, \alpha_1)$$

були отримані розрахунковим методом.

Розрахунок виконували з використанням моделі течії в'язкого стисливого теплопровідного газу, яка реалізована у розрахунковому комплексі Єршова і Русанова "FlowER" [5].

Повний тиск газу на вході становив 101320 Па, густина газу –  $1,225 \text{ кг/м}^3$ , температура газу – 288 К, швидкість на вході решітки  $c_1 = 100 \text{ м/с}$ .

У результаті розрахункових досліджень були отримані дані про газодинамічні параметри навколо профілів в решітці для різних кутів входу потоку і кутів встановлення профілів у решітці. Кути входу потоку змінювалися від  $10$  до  $140^\circ$  з інтервалом  $10^\circ$ .

Кути установавлення профілів у решітці змінювалися таким чином, щоб забезпечити кути атаки від мінус  $4$  до плюс  $20^\circ$  з інтервалом  $2^\circ$ .

Тут за кут атаки вважається кут між хордою профілю і вектором натікання потоку перед решіткою профілів.

Виходячи з аеродинамічних характеристик решіток нерухомих профілів

$$c_y = f(\alpha_b, \alpha_1),$$

$$c_x = f(\alpha_b, \alpha_1),$$

$$x_d = f(\alpha_b, \alpha_1)$$

за допомогою співвідношень (4), (5) було отримано залежність, що характеризує аеродинамічний момент на профілі відносно осі його обертання

$$M_A = f(\alpha_b, \alpha_1).$$

Змінюючи характер навантаження від зовнішньої сили і розміщення осі обертання профілю відносно його хорди отримано аеродинамічні характеристики решітки профілів з газомеханічним регулюванням у вигляді рівнянь (3).

При цьому метою такого пошуку стало розширення діапазону стійкого обтікання решітки профілів.

Отримані характеристики показано штриховими лініями на рис. 7.

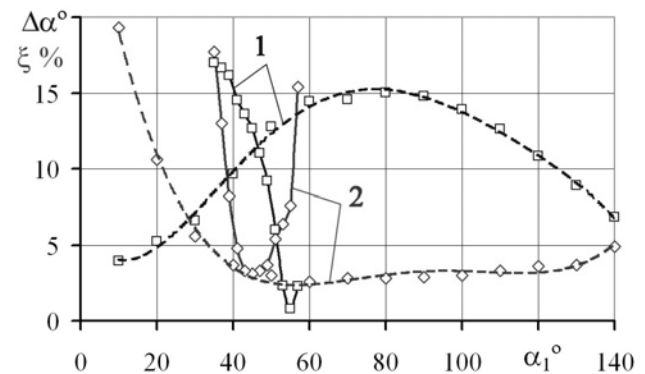


Рис. 7. Характеристики решіток профілів:

— нерухома;

----- з ГМР,

1 – кут повороту  $\Delta\alpha$ ;

2 – коефіцієнт втрат  $\xi$

Для порівняння тут же показано аналогічні залежності для решітки нерухомих профілів суцільними лініями. Вони мають діапазон сталого обтікання близько  $10^\circ$ . При роботі в цьому діапазоні завжди існує ризик переходу до відривного режиму обтікання профілю. Для решіток профілів з газомеханічним регулюванням цей діапазон перевищує  $100^\circ$ .

Порівняння показаних на рис.7 аеродинамічних характеристик свідчить про суттєві переваги решіток профілів з газомеханічним регулюванням. Насамперед їх характеристики стабільні у всьому або майже у всьому можливому діапазоні кутів натікання потоку.

Крім того, кут повороту потоку завжди близький до оптимального, а коефіцієнт втрат залишається на низькому рівні, характерному для роботи сучасних решіток на оптимальному режимі обтікання.

Не менш важливо те, що течія в такій решітці профілів завжди стала, а ризик переходу на відривний режим обтікання зведено до нуля.

Отже, решітка профілів з газомеханічним регулюванням є безривною решіткою і тут можна говорити про майже необмежений діапазон ста-

лого обтікання.

Аналітичне подання характеристик решітки профілів з газомеханічним регулюванням в широкому діапазоні кутів натікання потоку близьке до таких співвідношень:

$$\Delta\alpha \approx \text{const};$$

$$\xi \approx \text{const}.$$

Практично важливими є також залежності ступеня підвищення тиску  $\pi$  від кута входу потоку  $\alpha_1$ , показані на рис. 7. Тут криві, що характеризують решітки профілів з газомеханічним регулюванням також свідчать про стабільність характеристик у діапазоні кутів натікання, який на порядок ширший від діапазону нерухомих решіток.

### Висновки

Показані властивості решіток профілів з газомеханічним регулюванням дають підстави для досліджень, спрямованих на розширення діапазону стійкої роботи компресора.

Можна очікувати, що буде отримана можливість перемістити ліву межу напірних кривих  $\pi_k^* = f(G_v, n)$  у бік менших витрат повітря.

Якщо перемістити цю межу до величини витрати повітря  $G_{v, \text{пр}} \approx 0$  можна отримати цілком безпечний, або беззривний компресор як ідеалізований технічний об'єкт.

Слід уточнити, що розуміють під терміном “беззривний компресор”, адже в аеродинаміці лопаткових машин терміну “зрив” надається широкий смисл. Цей термін використовують для відзначення повного відриву потоку з лопатки, що супроводжується великими втратами тиску і зменшенням кута повороту потоку. Його також використовують для відзначення розвинутого зриву в компресорі. Але компресор може задовільно працювати за наявності обширних областей відіраного потоку [8]. Тому виникнення зриву в одному лопатковому вінці ще не є загрозою втрати стійкості компресора і входу його у зрив.

Тут термін “беззривний компресор” використовують для такого компресора, який працює без загрози виникнення розвинутого зриву в ньому в будь-яких можливих умовах експлуатації. При цьому допускається відрив потоку в окремих лопаткових вінцях, якщо він не впливає на газодинамічну стійкість компресора в цілому. При роботі такого компресора в системі ГТД вдалося б повною мірою вирішити проблеми його газодинамічної стійкості і прийомистості.

### Література

1. Волянська Л.Г., Панін В.В., Гаюєн Сунь. Методи і засоби підвищення газодинамічної стійкості компресорів газотурбінних двигунів. – К.: НАУ, 2005. – 200 с.
2. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое усовершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.
3. Кірчу Ф.І. Оптимізація геометричних параметрів міжлопаткового каналу дворядних лопаткових вінців трансзвукових ступенів осьового компресора: Дис. ... канд. техн. наук. – К.: НАУ, 2007. – 112 с.
4. Дихановський В.М. Теоретичні основи газомеханічного методу регулювання осьового компресора ГТД // Удосконалювання турбоустановок методами математичного і фізичного моделювання: зб. наук. пр. Ін-ту проблем машинобудування НАН України. – Х., 2003. – Т.1. – С. 217–220.
5. Ершов С.В. Математическое моделирование пространственных турбулентных отрывных течений газа в многовенцовых турбомашинах // Дис....д-ра техн. наук. – Х., 1995. – 449 с.
6. Дихановський В.М. Спосіб настроювання заданого кута атаки флюгерної лопатки осьової турбомашини. – Деклараційний патент на винахід, № 72088 А. Держ. департамент інтелектуальної власності. – Бюл. № 1 від 17.01.2005.
7. Бабич О.А., Бельчанский Г.И., Бодунов Н.К., Подобринская С.Г. Основы авиационной автоматки. –М.: ВВИА им.проф.Н.Е. Жуковского, 1972. – 443 с.
8. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.

Стаття надійшла до редакції 24.03.08.