

УДК 629.7.035.03–036.34

doi:10.20998/2413-4295.2016.12.06

РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ГАЗОДИНАМІЧНОГО ВПЛИВУ НА ТЕЧІЮ В РЕШІТКАХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОФІЛІВ**I. О. ЛАСТІВКА^{1*}, К. В. ДОРОШЕНКО², Ю. Ю. ТЕРЕЩЕНКО²**¹ Кафедра вищої математики, Національний авіаційний університет, Київ, УКРАЇНА² Кафедра авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, УКРАЇНА

*e-mail: iola@nau.edu.ua

АНОТАЦІЯ Проведено розрахункове дослідження течії в решітках аеродинамічних профілів компресорів газотурбінних двигунів з газодинамічним впливом на аеродинамічні сліди за вихідними кромками вхідного напрямного апарата, представлено узагальнені результати розрахункового дослідження у вигляді залежностей ступенів нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на течію в широкому діапазоні зміни чисел Рейнольдса при фіксованих значеннях чисел Маха, відстанях від вихідних кромки та варіантах розміщення щілин для видуву додаткової маси повітря.
Ключові слова: аеродинамічні профілі, примежевий шар, нерівномірність потоку, аеродинамічні сліди, газодинамічний вплив.

COMPUTATIONAL STUDY OF GAS DYNAMIC INFLUENCE ON THE FLOW IN LATTICE OF AIRFOILS**I. LASTIVKA^{1*}, K. DOROSHENKO², Y. TERESHCHENKO²**¹ Department of higher mathematics, National Aviation University, Kyiv, UKRAINE² Department of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, UKRAINE

ABSTRACT A computational study of flow in lattices of airfoils of compressor of gas turbine engines with gas-dynamic effect on the aerodynamic traces behind outboard edges of input directing device was conducted. Summarized results of computational study in the form of dependency of levels of unevenness of flow from the intensity of gas-dynamic effect on the flow in a wide range of Reynolds numbers at fixed Mach numbers, the distances from the outboard edges and options for placement of slits for blowing additional air mass were presented. Using the results of computational study and comparative analysis with the results of some well-known experimental studies the data about the aerodynamic structure of the aerodynamic traces behind the axial compressor stator elements with the gas-dynamic effect on it were received and the efficiency of the gas-dynamic effect on the aerodynamic traces to improve the parameters and characteristics of the compressor elements of gas turbine engines was determined. Established that gas-dynamic effect on the flow in lattices of aerodynamic profiles is characterized by uneven flow reduction to minimum values of α in a range of intensity values of blowing more air mass in the boundary layer. For Mach numbers of 0.15 – 0.45 at low, compared to the profile chord, distance from the original edge α are actually centered on the axis of the trace. With increase of subsonic speeds and higher values of Reynolds numbers the opposite effect is observed – level unevenness of the flow begins to increase.

Keywords: aerodynamic profiles, boundary layer, flow unevenness, aerodynamic traces, gas-dynamic effect.**Вступ. Аналіз стану питання.**

Комплексне вивчення течії в решітках аеродинамічних профілів і, зокрема, в решітках осьових компресорів газотурбінних двигунів (ГТД) обумовлено необхідністю розширення можливості безвідривного обтікання лопаткових вінців, зменшення рівня гідравлічних втрат та зниження механічних вібронапружень в елементах компресорів ГТД. Удосконалення внутрішньої аеродинаміки компресорів [1-5] з метою забезпечення газодинамічної стійкості ГТД в цілому в широкому діапазоні експлуатаційних режимів є актуальною задачею.

Одним з основних факторів, які негативно впливають на параметри та характеристики ступенів компресора та його газодинамічну стійкість, є нерівномірність і пульсації потоку на вході в компресор, що викликаються наявністю аеродинамічних кромкових слідів за елементами

статора [1, 6-8]. У ряді робіт, присвячених дослідженню проблеми оцінки та зниження рівня нерівномірності потоку на вході в компресор [1, 7, 9-13 та ін.], показано, що фізичні основи виникнення, зокрема, періодичної колової нерівномірності потоку в проточній частині компресора полягають в утворенні аеродинамічних слідів за елементами статора осьового компресора через явище в'язкості повітряного потоку. Інтенсивність даних слідів може бути визначена на основі співвідношень теорії примежевого шару.

Метод активного енергетичного газодинамічного впливу на потік повітря [4, 5, 14, 15] в компресорних решітках ГТД шляхом видуву додаткової маси повітря у напрямі основного потоку в примежевий шар на поверхнях аеродинамічних профілів і управління їх кромковими слідами є дієвим засобом вдосконалення характеристик компресорів.

Дію активного газодинамічного впливу на структуру потоку в проточній частині осьового компресора ГТД, зокрема, на рівень нерівномірності потоку, на значення критеріїв граничної аеродинамічної навантаженості лопаток, а також на рівень втрат повного тиску, розглянуто і проаналізовано у роботах [2, 16 та ін.].

Постановка задачі.

У даній роботі ставиться задача проведення оцінки ефективності газодинамічного управління аеродинамічними слідами, як основним джерелом нерівномірності потоку, в широкому діапазоні зміни чисел Рейнольдса при фіксованих значеннях чисел Маха, відстанях від вихідних кромek та варіантах розміщення щілин для видуву додаткової маси повітря, а також визначення ефективності газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди в решітках аеродинамічних профілів осьових компресорів ГТД з метою покращення параметрів та характеристик елементів компресорів.

Схема формування аеродинамічного сліду та його характеристики.

При обтіканні статорних лопаткових решіток вхідного напрямного апарата (ВНА) в'язким потоком в осьовому компресорі ГТД за кромek лопаток утворюється аеродинамічні сліди втрат, що спричинюють періодичну колову нерівномірність потоку перед роторним лопатковим вінцем компресора (рис. 1).

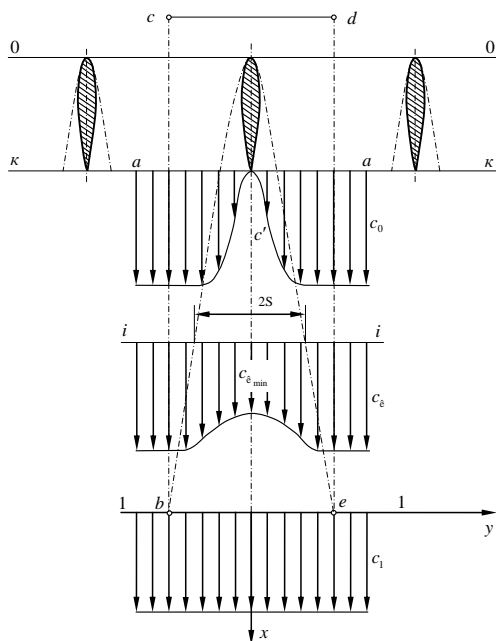


Рис. 1 – Схема формування аеродинамічного сліду

При розгляді особливостей формування аеродинамічних слідів виходитимемо з того, що

періодична колова нерівномірність потоку вирівнюється на деякому віддаленні (переріз 1–1 на рис. 1) від вихідних кромek лопаток (переріз κ–κ) [7, 10, 17-20]. Між перерізом κ–κ і перерізом і–і (рис. 1), розташованим на відносно малій відстані у порівнянні з хордою лопатки, потік істотно неоднорідний: тут спостерігається значна неоднорідність полів швидкостей і статичних тисків, а також значні пульсації параметрів потоку. Між перерізами і–і та 1–1 ширина турбулентного аеродинамічного сліду збільшується, але поля повних тисків і швидкостей вирівнюються. Робочі лопатки компресора рухаються між перерізами і–і та 1–1, де рівень періодичної колової нерівномірності потоку істотний і потребує оцінки. На лопатки робочого колеса першого ступеня осьового компресора діятиме змінна аеродинамічна сила. Періодична колова нерівномірність потоку у ряді випадків проходить через усі ступені осьового компресора, негативно впливаючи на їх роботу і навіть на роботу газової турбіни.

На основі розгляду схеми формування аеродинамічного сліду та аналізу обтікання періодично нерівномірним потоком робочих решіток осьового компресора можна відзначити, що величина відносної швидкості перед решітками робочого колеса змінюється за величиною і напрямом.

Було проведено розрахунок параметрів одного із турбулентних аеродинамічних слідів за лопаткою ВНА. Основні позначення до розрахунку аеродинамічного сліду представлені на рис. 2.

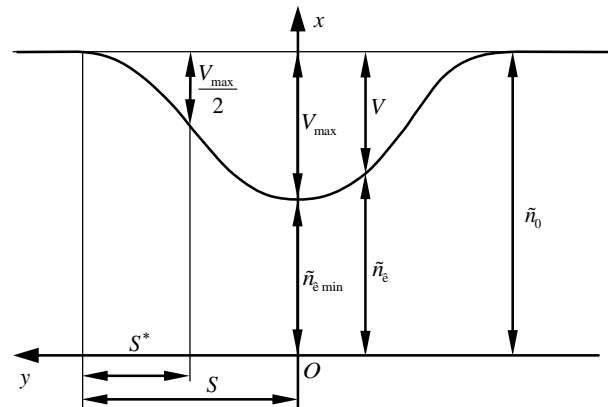


Рис. 2 – Основні позначення до розрахунку аеродинамічного сліду

З аналізу структури сліду маємо ширину сліду $S^* = 0,25 \frac{c_0}{V_{max}} t \xi_{i0} \sin \gamma_1$ та ступінь або інтенсивність нерівномірності потоку $\alpha = \frac{c_0 - c_{e min}}{c_0} = \frac{V_{max}}{c_0} = f(x)$, де c_0 – швидкість у ядрі основного потоку, $c_{e min}$ – мінімальна

швидкість потоку в сліді, $V_{\max} = c_0 - c_{\epsilon \min}$ – максимальна додаткова швидкість потоку в сліді.

Дані досліджень свідчать про те, що газодинамічна дія на течію (видув повітря в пристінний примежевий шар на профілі з імпульсом, що визначається інтегральними характеристиками примежевого шару) істотно впливає на інтенсивність аеродинамічних слідів за вихідними кромками тіл, що обтікаються в'язким потоком.

Розрахункова схема газодинамічного управління течією повітря.

На рис. 3 і рис. 4 представлено розрахункові схеми управління інтенсивністю аеродинамічних слідів за елементами статора осьового компресора за допомогою видуву додаткової маси повітря в примежевий шар через щілини на поверхні лопатки.

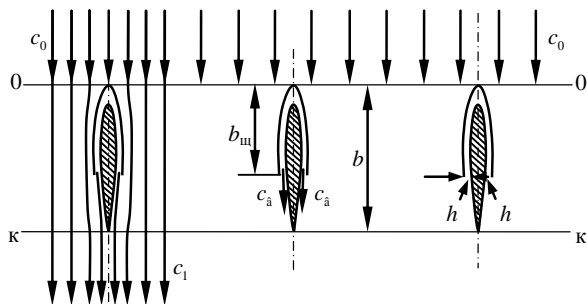


Рис. 3 – Схема управління аеродинамічними слідами за елементами статора осьового компресора

Розрахунок газодинамічного управління течією в елементах компресорів ГТД полягає у визначенні параметрів управляючого потоку, який регулює характер течії. Визначення цих параметрів необхідне для ефектної дії на характер течії в аеродинамічних слідах. У цих випадках, зазвичай, керуються наступними міркуваннями: щілини на поверхнях з управлінням примежевим шаром розташовані до точки відриву потоку на профілі [20]; параметри струменя, що видувається в примежевий шар, визначаються з умови забезпечення заданого ступеня нерівномірності потоку на різному віддаленні від вихідного перерізу. Розташування щілин до точки відриву обумовлено тим, що газодинамічна дія на течію в примежевому шарі може бути ефективною і економічною лише при безвихровій течії, а при розташуванні щілини за точкою відриву потоку ефективність газодинамічного управління різко знижується [21].

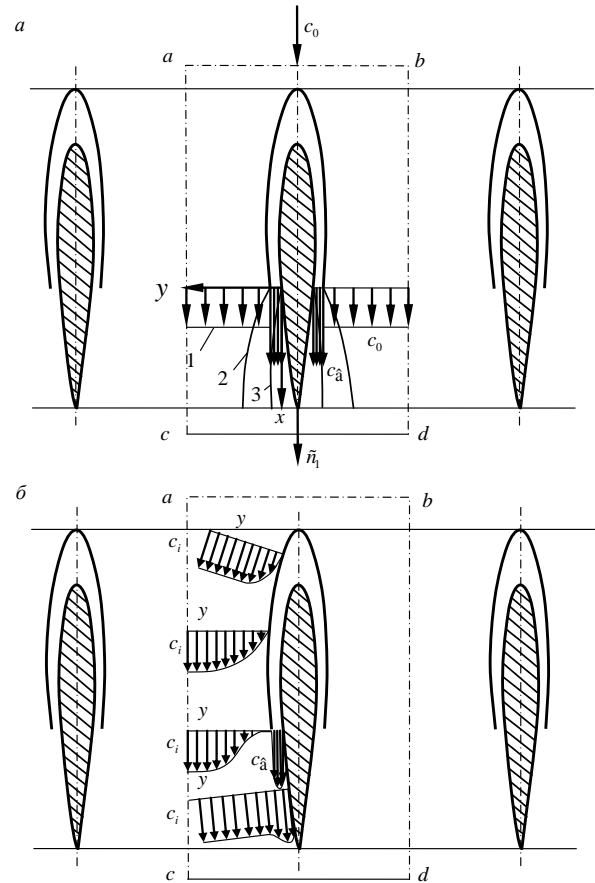


Рис. 4 – Розрахункова схема газодинамічного управління течією повітря в примежевому шарі

Оцінку ефективності газодинамічного управління течією при видуві повітря в пристінний примежевий шар будемо проводити за допомогою безрозмірного параметра – коефіцієнта імпульсу видуву

$$K_{\mu} = \frac{I_{\bar{a}}}{I_{i,\epsilon}} = K \frac{\rho_{\bar{a}} c_{\bar{a}}^2}{\rho_0 c_0^2} \cdot \bar{h}_{\bar{u}} \cdot \frac{b}{t} \cdot \frac{1}{\sin \gamma_1}$$

де $I_{\bar{a}}$ – імпульс секундної маси повітря, що видувається зі щілини в аеродинамічний слід за лопаткою; $I_{i,\epsilon}$ – імпульс секундної маси повітря, що проходить через міжлопатковий канал; $\rho_{\bar{a}}, \bar{n}_{\bar{a}}$ – густина і швидкість повітря, що видувається з щілин профілів; ρ_0, \bar{n}_0 – густина і швидкість основного потоку повітря; $\bar{h}_{\bar{u}} = h_{\bar{u}}/b$ – відносна висота щілини; $h_{\bar{u}}$ – висота щілини; b – хорда профілю; b/t – густина решіток на середньому радіусі; t – крок решітки профілів; K – коефіцієнт пропорційності (враховує непаралельність вектора швидкості основного потоку c_0 і швидкості $c_{\bar{a}}$); γ_1 – кут між вектором абсолютної швидкості c_1 і

фронтом решіток або кут виходу потоку з решітки профілів ВНА ($\gamma_1 = 90^\circ$, $\sin \gamma_1 = 1, 0$).

Задача дослідження полягала у розгляді функціональної залежності (для решіток профілів ВНА при плоскому обтіканні) вигляду

$$\alpha = f(x, K_\mu).$$

В основі аналітичних розрахунків лежить знаходження товщини втрати імпульсу δ_Σ^{**} за вихідною кромкою лопатки – величини, що визначає інтенсивність аеродинамічних слідів. Виходячи з аналізу, проведеного в роботах [2, 22], записуємо вирази для δ_Σ^{**} для турбулентного примежевого шару:

$$\delta_\Sigma^{**} = \frac{2\nu}{c_0} [X]^{6/7},$$

де ν – кінематична в'язкість повітря;

$$X = f(\text{Re}_\delta^{**}) = \frac{1,17}{\nu c_0^{2,8}} \int_0^x c_0^{3,8} dx - \text{параметр}; \text{Re} = \frac{c_m b}{\nu} -$$

число Рейнольдса; $c_m = \frac{c_1 + c_2}{2}$ – середнє значення швидкості потоку у решітці профілів.

Використовуючи наближене співвідношення, можна визначити рівень нерівномірності потоку на різному віддаленні x від вихідної кромки у вигляді функціональної залежності

$$\alpha = K \cdot f\left(\frac{b}{t}, \gamma_1, \frac{b}{x}, \nu, c_0, x\right).$$

Тоді вираз для α за елементами статора осьового компресора без управління примежевим шаром записується [23] у вигляді:

$$\alpha = K_1 \sqrt{\left(2 \frac{t}{b} \cdot \frac{\delta_\Sigma^{**}}{a} \sin \gamma_1 \cdot \frac{b}{x}\right)},$$

де K_1 – константа (у діапазоні чисел Маха $M = 0,4 - 0,8$ $K_1 = 0,65$); $a = t \sin \gamma_1$.

Колова нерівномірність потоку, обумовлена аеродинамічними слідами за елементами статора, може бути істотно зменшена за рахунок використання газодинамічного управління течією (розрахункові схеми на рис. 3 і рис. 4). У даному випадку управління обтіканням здійснюється видувом в примежевий шар на поверхні лопаток статора повітря з імпульсом, що визначається

розмірами щілини h для видуву (рис. 4а) і параметрами повітряного потоку, який видувається.

Сумарну товщину втрати імпульсу в сліді за елементами статора осьового компресора з управлінням обтіканням поверхонь записуємо у вигляді [22]

$$\delta_\Sigma^{**} = \delta_{\Sigma_0}^{**} - \frac{K_\mu \rho_0 c_0^2 t \sin \gamma_1}{\rho_a c_a^2} + \delta_{\Sigma_x}^{**},$$

де $\delta_{\Sigma_0}^{**}$ – товщина втрати імпульсу на вихідній кромці профілю; $\delta_{\Sigma_x}^{**}$ – товщина втрати імпульсу на ділянці від місця розташування щілини до вихідної кромки. З останнього виразу очевидна кількісна залежність величини сумарної товщини втрати імпульсу δ_Σ^{**} від коефіцієнта імпульсу видуву K_μ .

З урахуванням зроблених вище припущень після перетворень отримуємо співвідношення для α при газодинамічному управлінні обтіканням поверхонь:

$$\alpha_\mu = K_1 \sqrt{2 \frac{t}{b} \cdot \frac{\sin \gamma_1}{a} \cdot \frac{b}{x} \cdot \left(\delta_{\Sigma_0}^{**} - \frac{K_\mu \rho_0 c_0^2 t \sin \gamma_1}{\rho_a c_a^2} + \delta_{\Sigma_x}^{**} \right)}.$$

Даний вираз дозволяє встановити залежність між рівнем нерівномірності α , відстанню від задньої кромки вниз по потоку x і коефіцієнтом імпульсу видуву K_μ у разі управління обтіканням поверхонь профілів. Управління обтіканням дозволяє істотно знизити інтенсивність колової нерівномірності потоку на вході в компресор.

Узагальнені результати та аналіз розрахункових досліджень газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди в компресорах ГТД.

У результаті проведеного розрахункового дослідження течії [24] в решітках аеродинамічних профілів ВНА в компресорі ГТД з газодинамічним впливом на аеродинамічні сліди було побудовано серію графічних залежностей ступенів нерівномірності потоку α від інтенсивності енергетичного газодинамічного впливу K_μ , чисел Re і Маха на різних відстанях від вихідних кромки профілів $\bar{x} = \frac{x}{b} = 0,1 - 0,3$, для різних варіантів розміщення щілин для видуву додаткової маси повітря $\bar{b}_a = (b_a / b) = 60\%; 70\%; 85\%$ (рис. 5–7).

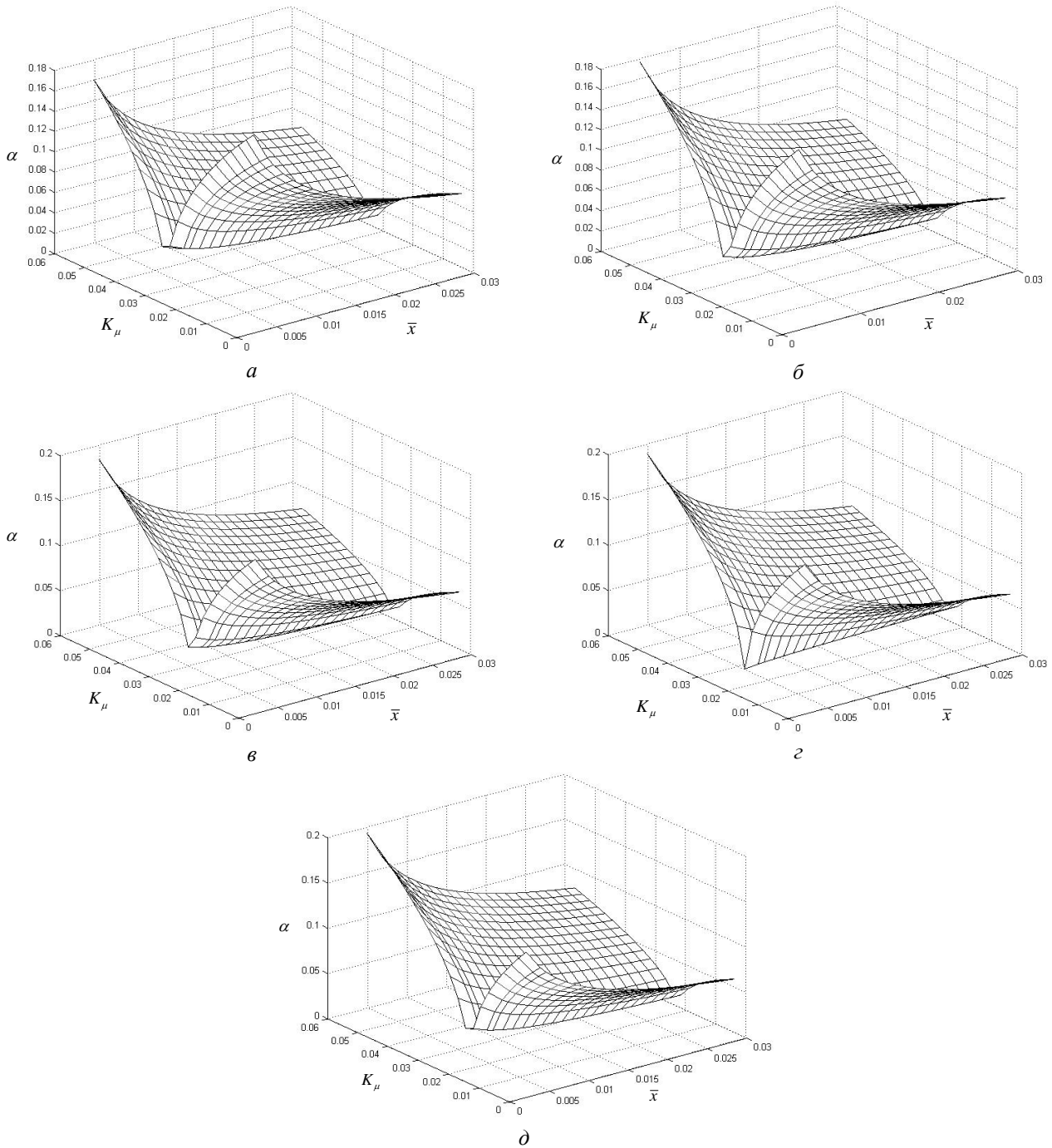


Рис. 5 – Результати розрахункових досліджень газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди за профілями решітки ВНА з $b/t=1$, $\bar{b}_u=70\%$, $\bar{h}_u=0,0044$:
 а – $\tilde{n}_1 = 50 \text{ і } /c (M_1 = 0,15)$; б – $\tilde{n}_2 = 100 \text{ і } /c (M_2 = 0,30)$; в – $\tilde{n}_3 = 150 \text{ і } /c (M_3 = 0,45)$;
 г – $\tilde{n}_4 = 200 \text{ і } /c (M_4 = 0,60)$; д – $\tilde{n}_5 = 250 \text{ і } /c (M_5 = 0,75)$

Вплив газодинамічної дії на аеродинамічні сліди з метою зменшення нерівномірності потоку за вихідними кромками профілів ВНА представлено на рис. 5 у вигляді залежностей $\alpha = f(\bar{x}, K_\mu)$ для п'яти значень дозвукових швидкостей у ядрі основного потоку

$\tilde{n}_1 = 50 \text{ і } /c (M_1 = 0,15)$; $\tilde{n}_2 = 100 \text{ і } /c (M_2 = 0,30)$;
 $\tilde{n}_3 = 150 \text{ і } /c (M_3 = 0,45)$; $\tilde{n}_4 = 200 \text{ і } /c (M_4 = 0,60)$;
 $\tilde{n}_5 = 250 \text{ і } /c (M_5 = 0,75)$. Решітки з відносною густотою $\bar{b} = \frac{b}{t} = \frac{215}{215} = 1,0$, складались із профілів з відносним розміщенням щілин по хорді лопатки

$\bar{b}_u = 70\%$. Дослідження проводились у режимі автомодельності за числом Рейнольдса ($Re > 2 \cdot 10^5$).

З рис. 5 видно, що в певних межах коефіцієнта видуву K_μ нерівномірність потоку, яка характеризується коефіцієнтом α , набуває свого мінімального значення α_{\min} , причому в міру віддалення від вихідної кромки профілів нерівномірність падає: при $M = 0,15$ мінімальні значення $\alpha_{\min 1} \approx 0,04 - 0,015$ досягаються шляхом газодинамічного впливу з інтенсивністю $K_{\mu 1} = 0,03 - 0,032$ на віддаленні від вихідної кромки $\bar{x} = 0,1 - 0,3$ відповідно.

Якісна картина газодинамічної дії на ступінь нерівномірності потоку α при інших значеннях $M_2 = 0,30$; $M_3 = 0,45$; $M_4 = 0,60$; $M_5 = 0,75$ зберігається. Наприклад, на відстані $\bar{x} = 0,1$ від

вихідної кромки мінімальні значення нерівномірності потоку $\alpha_{\min 2} = 0,035$; $\alpha_{\min 3} = 0,030$; $\alpha_{\min 4} = 0,035$; $\alpha_{\min 5} = 0,045$ досягаються при $K_{\mu 2} = 0,025$; $K_{\mu 3} = 0,0023$; $K_{\mu 4} = 0,021$; $K_{\mu 5} = 0,02$ відповідно.

На рис. 6, 7 представлено серію графічних залежностей $\alpha = f(K_\mu, Re)$ для характеристики газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 2 \cdot 10^5 - 6 \cdot 10^6$ при різних параметрах основного потоку $\dot{I} = 0,15 - 0,75$, для трьох відносних значень відстані від вихідної кромки $\bar{x} = 0,1; 0,2; 0,3$ для решітки з густиною $\bar{b} = 1,0$ та відносним розміщенням щілини по хорді $\bar{b}_u = 60\%$.

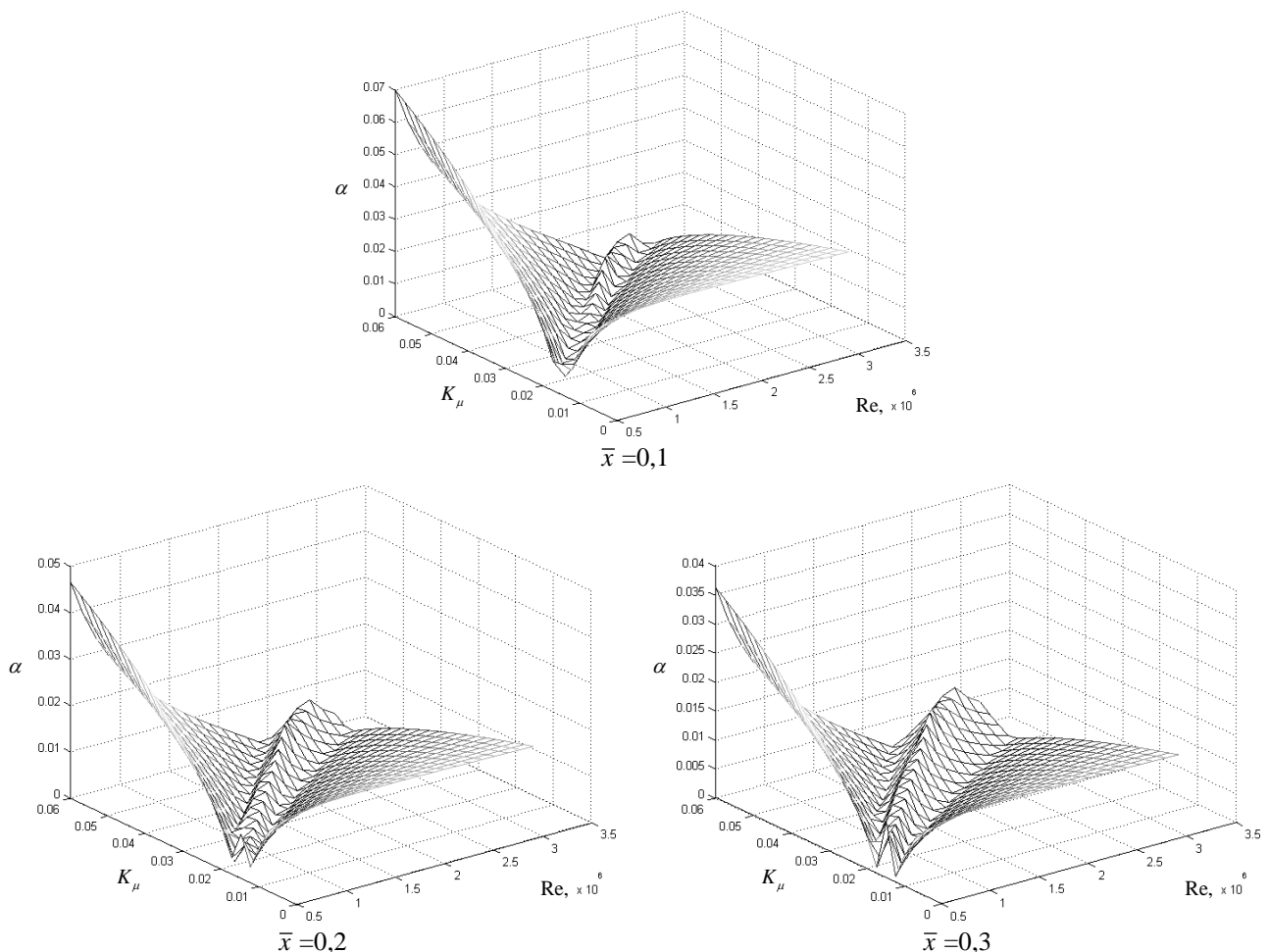


Рис. 6 – Результати розрахункових досліджень газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди в решітках ВНА при $M=0,45$ та $\bar{x}=0,1; 0,2; 0,3$

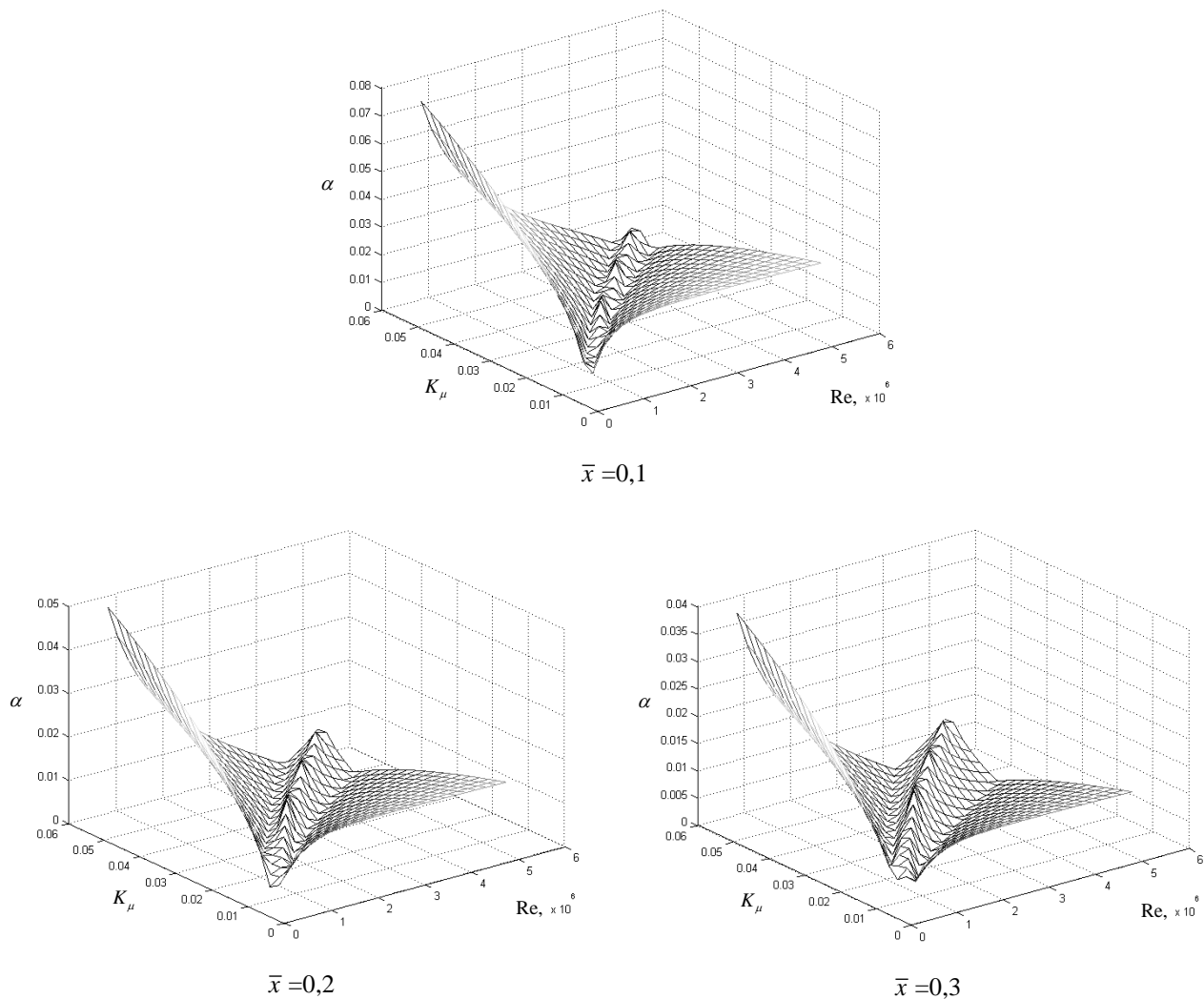


Рис. 7 – Результати розрахункових досліджень газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди в решітках ВНА при $M=0,75$ та $\bar{x}=0,1; 0,2; 0,3$

Графічні залежності характеризуються зниженням нерівномірності потоку до своїх мінімальних значень α_{\min} в певних діапазонах значень інтенсивності видуву K_{μ} . Для чисел Маха $M = 0,15$; $M = 0,30$; $M = 0,45$ на відстані $\bar{x} = 0,1$ від вихідної кромки мінімальні значення α_{\min} зосереджені фактично на осі сліду. При збільшенні дозвукових швидкостей (для $M = 0,60-0,75$) і при більших віддаленнях від вихідної кромки $\bar{x} = 0,2-0,3$, а також при більших значеннях чисел Re на осі сліду спостерігається збільшення рівня нерівномірності потоку – має місце зворотний ефект управління аеродинамічними слідами.

Висновки.

1. За результатами розрахункових досліджень та їх порівняльного аналізу з результатами експериментальних досліджень у

роботі отримано дані про структуру аеродинамічних слідів за елементами статора осевого компресора при газодинамічній дії та визначено ефективність газодинамічного впливу на рівень нерівномірності потоку.

2. Отримані результати досліджень щодо газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди при різних параметрах потоку і різних геометричних параметрах решітки можуть бути використані під час розрахунків аеропружних та міцнісних характеристик лопаткових вінців компресорів газотурбінних двигунів.

Список літератури

- 1 Дейч, М. Е. Основы аэродинамики осевых турбомашин / М. Е. Дейч, Г. С. Самойлович. – М. : Машгиз. – 1959. – 427 с.
- 2 Терещенко, Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю. М. Терещенко. – М. : Машиностроение. – 1987. – 168 с.

- 3 **Терещенко, Ю. М.** Аэродинамика компрессорных решеток / **Ю. М. Терещенко.** – М. : Машиностроение. – 1979. – 120 с.
- 4 **Терещенко, Ю. М.** Аэродинамика компрессоров с управлением отрывом потока / **Ю. М. Терещенко, М. М. Митрохович.** – К. : Институт математики НАН Украины. – 1996. – 250 с.
- 5 **Abe, T.** Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor / **T. Abe, H. Mitsui, Y. Ohta** // *Journal of Thermal Science.* – 2013. – Vol. 22, Issue 6. – P. 547-554. – doi:10.1007/s11630-013-0661-7.
- 6 **Терещенко, Ю. М.** Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей : монография / **Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, И. А. Ластивка [и др.]**; под ред. **Ю. М. Терещенко.** – К. : НАУ. – 2012. – 232 с.
- 7 **Самойлович, Г. С.** Нестационарное обтекание и аэроупругие колебания решеток турбомашин / **Г. С. Самойлович.** – М. : Наука. – 1969. – 444 с.
- 8 **Степанов, Г. Ю.** Гидродинамика решеток турбомашин / **Г. Ю. Степанов.** – М. : Физматгиз. – 1962. – 512 с.
- 9 **Писаренко, Г. С.** Проблемы аэроупругости лопаток турбомашин / **Г. С. Писаренко, А. Е. Ольштейн** // *Проблемы прочности. Институт проблем прочности АН УССР.* – К. : Наукова думка. – 1974. – № 8. – С. 1-8.
- 10 **Самойлович, Г. С.** Возбуждение колебаний лопаток турбомашин / **Г. С. Самойлович.** – М. : Машиностроение. – 1975. – 288 с.
- 11 **Hara, T.** Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor / **T. Hara, D. Morita, Y. Ohta, E. Ohta** // *Journal of Thermal Science.* – 2011. – Vol. 20, Issue 1. – P. 6-12. – doi:10.1007/s11630-011-0427-z.
- 12 **Ohta, Y.** Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor / **Y. Ohta, Y. Fujita, D. Morita** // *Journal of Thermal Science.* – 2012. – Vol. 21, Issue 4. – P. 302-310. – doi:10.1007/s11630-012-0548-z.
- 13 **Shen, C.** Numerical and experimental investigation of an axial compressor flow with tandem cascade / **C. Shen, X. Qiang, J. Teng** // *Journal of Thermal Science.* – 2012. – Vol. 21, Issue 6. – P. 500-508. – doi:10.1007/s11630-012-0574-x.
- 14 **Chen, N.** Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design / **N. Chen.** – Singapore: *John Wiley & Sons Pte Ltd.* – 2010. – 461 p.
- 15 **Zhao, S.** Exploring the intention of using aspirated cascade to replace tandem cascades / **S. Zhao, J. Luo, X. Lu, J. Zhu** // *Journal of Thermal Science.* – 2010. – Vol. 19, Issue 5. – P. 390-396. – doi:10.1007/s11630-010-0399-4.
- 16 **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.
- 17 **Абрамович, Г. Н.** Теория турбулентных струй / **Г. Н. Абрамович.** – М. : Физматгиз. – 1960. – 715 с.
- 18 **Лойцянский, Л. Г.** Механика жидкости и газа / **Л. Г. Лойцянский.** – М. : Наука. – 1978. – 730 с.
- 19 **Седов, Л. И.** Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики / **Л. И. Седов.** – М. : ГИТТЛ. – 1950. – 443 с.
- 20 **Шлихтинг, Г.** Теория пограничного слоя / **Г. Шлихтинг.** – М. : Наука, 1969. – 742 с.
- 21 **Чжен, П.** Управления отрывом потока : пер. с англ. / **П. Чжен.** – М. : Мир, 1979. – 365 с.
- 22 **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. – 1975. – № 3. – С. 92-94.
- 23 **Зубков, А. И.** О влиянии отсоса и вдува на профиль пограничного слоя при обтекании ступенчатого конуса сверхзвуковым потоком / **А. И. Зубков** // Труды ЦИАМ. – 1961. – № 382.
- 24 **Юн А. А.** Теория и практика моделирования турбулентных течений / **А. А. Юн.** – М. : Книжный дом «ЛИБРОКОМ». – 2009. – 272 с.

Bibliography (transliterated)

1. **Deitch, M. E.** Osnovy ajerodinamiki osevyh turbomashin [Fundamentals of aerodynamics of axial turbomachinery]. *Moscow, Mashgiz*, 1959, 427 p.
2. **Tereshchenko, Y. M.** Ajerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnyh apparatov kompressorov [Aerodynamic improvement of blade apparatus in compressor]. *Moscow, Mechanical engineering*, 1987, 168 p.
3. **Tereshchenko, Y. M., Mitrokhovich, N. N.** Ajerodinamika kompressornyh reshetok [Aerodynamics of compressor gratings]. *Moscow, Mechanical engineering*, 1979, 120 p.
4. **Tereshchenko, Y. M., Mitrokhovich, N. N.** Ajerodinamika kompressorov s upravleniem otrivom potoka [Aerodynamics of compressors with control of flow separation]. *Kyiv, Institute of Mathematics, National Academy of Sciences of Ukraine*, 1996, 250 p.
5. **Abe T., Mitsui H., Ohta Y.** Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor. *Journal of Thermal Science*, 2013, **22** (6), 547–554, doi:10.1007/s11630-013-0661-7.
6. **Tereshchenko, Y. M., Kulik, N. S., Lastivka, I. A.** Ajerodinamicheskie sledy v kompressorah gazoturbinyh dvigatelej [Aerodynamic traces in compressors of gas turbine engines]. *Kyiv, NAU*, 2012, 232 p.
7. **Samoylovich, G. S.** Nestacionarnoe obtekanie i ajerouprugie kolebanija reshetok turbomashin [Unsteady flow around and aeroelastic vibrations of the lattice turbomachinery]. *Moscow, Science*, 1969, 444 p.
8. **Stepanov, G. U.** Hidrodinamika reshetok turbomashin [Hydrodynamics of lattices of turbomachinery]. *Moscow, Fizmatgiz*, 1962, 512 p.
9. **Pisarenko, G. S., Olshteyn, A. E.** Problemy ajerouprugosti lopatok turbomashin [Problems of aeroelasticity of blades of turbomachinery]. *Kyiv, Naukova Dumka*, 1974, **8**, 1-8.
10. **Samoylovich, G. S.** Vozbuzhdenie kolebanij lopatok turbomashin [Excitation of oscillations of turbomachinery blades] *Moscow, Mechanical engineering*, 1975, 288 p.
11. **Hara, T., Morita, D., Ohta, Y., Ohta, E.** Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor. *Journal of Thermal Science*, 2011, **20** (1), 6-12, doi:10.1007/s11630-011-0427-z.
12. **Ohta, Y., Fujita, Y., Morita, D.** Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor.

- Journal of Thermal Science*, 2012, **21** (4), 302-310, doi:10.1007/s11630-012-0548-z.
13. **Shen, C., Qiang, X., Teng, J.** Numerical and experimental investigation of an axial compressor flow with tandem cascade. *Journal of Thermal Science*, 2012, **21** (6), 500-508, doi:10.1007/s11630-012-0574-x.
 14. **Chen, N.** Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design. *Singapore: John Wiley & Sons Pte Ltd*, 2010, 461 p.
 15. **Zhao, S., Luo, J., Lu, X., Zhu, J.** Exploring the intention of using aspirated cascade to replace tandem cascades. *Journal of Thermal Science*, 2010, **19** (5), 390-396, doi:10.1007/s11630-010-0399-4.
 16. **Tereshchenko, Y. M.** О впливі деяких факторів на виникнення коливань лопаток турбомашин [The influence of some factors on the aerodynamic excitation of oscillations of turbomachinery blades]. *Kyiv, Naukova Dumka*. 1976, **3**, 30-32.
 17. **Abramovich, G. N.** Теорія турбулентних струй [The theory of turbulent jets]. *Moscow, Fizmatgiz*, 1960, 715 p.
 18. **Loitsiansky, L. G.** Механика жидкости и газа [Fluid mechanics]. *Moscow, Nauka*. 1978, 730 p.
 19. **Sedov, L. I.** Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики [Plane problems of hydrodynamics and aerodynamics]. *Moscow, GITTL*, 1950, 443 p.
 20. **Schlichting, G.** Теория пограничного слоя [Boundary layer theory]. *Moscow, Nauka*. 1969, 742 p.
 21. **Chzhen, P.** Управление отрывом потока [Management flow separation]. *Moscow: Mir*, 1979, 365 p.
 22. **Tereshchenko, Y. M.** О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин [The influence of some factors on the aerodynamic excitation of oscillations of turbomachinery blades]. *Kyiv, Naukova Dumka*. 1975, **3**, 92-94.
 23. **Zubkov, A. I.** О влиянии отсоса и вдува на профиль пограничного слоя при обтекании ступенчатого конуса сверхзвуковым потоком [The effect of the suction and blowing in the boundary layer with the supersonic flow around the profile of the stepped cone]. *Moscow, Proceedings of the CIAM*. 1961, **382**.
 24. **Yun A. A.** Теория и практика моделирования турбулентных течений [Theory and practice of modeling of turbulent flows]. *Moscow, Book house "LIBROKOM"*, 2009, 272 p.

Відомості про авторів (About authors)

Ластівка Іван Олексійович – доктор технічних наук, професор, Національний авіаційний університет, завідувач кафедри вищої математики; м. Київ, Україна; тел.: (067) 503-76-56; e-mail: iola@nau.edu.ua.

Lastivka Ivan Oleksiyovych – Doctor of Technical Sciences, professor, National Aviation University, head of Department of Higher Mathematics; tel.: (067) 503-76-56; e-mail: iola@nau.edu.ua.

Дорошенко Катерина Вікторівна – кандидат технічних наук, Національний авіаційний університет, доцент кафедри авіаційних двигунів; м. Київ, Україна; тел.: (068) 351-30-39; e-mail: kiki_ua@ukr.net.

Doroshenko Kateryna Viktorivna – Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), National Aviation University; Associate Professor at the Department of Aviation engine; tel.: (068) 351-30-39; e-mail: kiki_ua@ukr.net.

Терещенко Юрій Юрійович – кандидат технічних наук, Національний авіаційний університет, молодший науковий співробітник; м. Київ, Україна; тел.: (067) 109-86-66; e-mail: Terj@nau.edu.ua.

Tereshchenko Yuriy Yuriyovych – Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), National Aviation University, Junior Research Fellow at the Department of Aviation engine; tel.: (067) 109-86-66; e-mail: Terj@nau.edu.ua.

Будь ласка, посилайтесь на цю статтю наступним чином:

Ластівка, І. О. Розрахункове дослідження газодинамічного впливу на течію в решітках аеродинамічних профілів / **I. O. Lastivka, K. V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko** // *Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях.* – Харків : НТУ «ХПІ». – 2016. – № 12 (1184). – С. 38-46. – doi:10.20998/2413-4295.2016.12.06.

Please, cite this article as:

Lastivka, I., Doroshenko, K., Tereshchenko, Y. Computational study of gas dynamic influence on the flow in lattice of airfoils. *Bulletin of NTU "KhPI". Series: New solution in modern technologies.* – Kharkiv: NTU "KhPI", 2016, **12** (1184), 38-46, doi:10.20998/2413-4295.2016.12.06.

Пожалуйста, ссылаетесь на эту статью следующим образом:

Ластівка, І. А. Численное исследование газодинамического воздействия на течение в решетках аэродинамических профилей / **И. А. Ластівка, К. В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко** // *Вестник НТУ «ХПІ». Серія: Новые решения в современных технологиях.* – Харьков : НТУ «ХПІ». – 2016. – № 12 (1184). – С. 38-46. – doi:10.20998/2413-4295.2016.12.06.

АННОТАЦИЯ Проведено численное исследование течения в решетках аэродинамических профилей компрессоров газотурбинных двигателей с газодинамическим влиянием на аэродинамические следы по выходным кромками входного направляющего аппарата. Представлены обобщенные результаты численного исследования в виде зависимостей степени неравномерности потока от интенсивности газодинамического воздействия на течение в широком диапазоне изменения чисел Рейнольдса при фиксированных значениях чисел Маха, расстояниях от выходных кромок и вариантах размещения щелей для выдува дополнительной массы воздуха.

Ключевые слова: аэродинамические профили, пограничный слой, неравномерность потока, аэродинамические следы, газодинамическое влияние.

Надійшла (received) 17.03.2016