УДК 533.697 https://doi.org/10.15407/itm2024.04.003

Ю. О. КВАША, Н. В. ПЕТРУШЕНКО

ДО АЕРОДИНАМІЧНОГО ВДОСКОНАЛЕННЯ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: yukv@i.ua; bolotova_nataly@yahoo.com

Робота присвячена розвитку підходів до аеродинамічного вдосконалення вхідних пристроїв авіаційних газотурбінних двигунів. Повітрозабірники, що є основними елементами цих пристроїв, повинні забезпечувати достатню рівномірність потоку на вході в компресор двигуна. Ціль роботи – розрахункова оцінка впливу форми середньої лінії каналу повітрозабірника на нерівномірність розподілу параметрів потоку у його вихідному перерізі. Як основний інструмент дослідження застосовується чисельне моделювання просторових турбулентних газових течій на основі повних усереднених рівнянь Нав'є–Стокса і двохпараметричної моделі турбулентності. Для одного з варіантів повітрозабірника (ПЗ) авіаційного турбогвинтового двигуна проведено оцінку впливу форми середньої лінії каналу ПЗ на нерівномірність розподілу параметрів потоку у його вихідному перерізі. На основі чисельного моделювання просторового турбулентного потоку в проточній частині ПЗ показано, що варіювання форми середньої лінії помітно впливає на величини коефіцієнта нерівномірності розподілу чисел Маха і тиску у вихідному перерізі ПЗ навіть при збереженні значень координат двох вибраних точок лінії на вході і на виході з каналу та при збереженні напряму лінії у цих точках. При цьому є можливість зменшення величин вказаного коефіцієнта шляхом раціонального вибору форми варійованої середньої лінії. В цілому в роботі продемонстровано, що форма середньої лінії каналу ПЗ є важливим фактором, урахування якого дозволяє зменшити нерівномірність розподілу параметрів потоку на виході з каналу при забезпеченні конструктивних обмежень на габаритні розміри і кути входу і виходу потоку в ПЗ. Достовірність отриманих результатів забезпечується розглядом реальної конструкції ПЗ і застосуванням розробленого раніше і неодноразово перевіреного методу чисельного моделювання. Результати роботи можуть бути використані при аеродинамічному вдосконаленні вхідних пристроїв авіаційних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: *повітрозабірник, середня лінія каналу, нерівномірність розподілу параметрів потоку, коефіцієнт нерівномірності, чисельне моделювання.*

This work is devoted to the development of approaches to the aerodynamic improvement of aircraft gas-turbine engine inlet devices. Air intakes, which are the main components thereof, must provide a sufficiently uniform flow at the compressor inlet. The goal of the work is to computationally assess the effect of the shape of the air intake duct midline on nonuniformity in the distribution of the flow parameters over the outlet cross-section.

As the basic tool, a numerical simulation of 3D turbulent gas flows on the basis of the complete averaged Navier–Stokes equations and a two-parameter turbulence model was used. For one of the air intake configurations for an aircraft turboprop engine, the effect of the shape of the air intake duct midline on nonuniformity in the flow parameter distribution over the outlet cross-section was assessed. A numerical simulation of a 3D turbulent flow in the air intake duct showed a significant effect of midline shape variation on the coefficient of nonuniformity of the Mach number and pressure distribution over the outlet cross-section even in the case of fixed coordinates of two chosen points of the line at the duct inlet and outlet and a fixed direction of the line at those points. This makes it possible to reduce the coefficient of nonuniformity by choosing an appropriate midline shape. On the whole, this work shows that the shape of the air intake duct midline is an important factor, accounting for which allows one to reduce nonuniformity in the flow parameter distribution at the duct inlet without going beyond the design constraints on the air intake dimensions and flow inlet and outlet angles. The reliability of the results is provided by the consideration of a real-life air intake design and the use of the authors' repeatedly verified method of numerical simulation. The results may be used in the aerodynamic improvement of aircraft gas-turbine engine inlet devices,

Keywords: *air intake, duct midline, nonuniformity in flow parameter distribution, coefficient of nonuniformity, numerical simulation.*

Важливість розвитку підходів до аеродинамічної оптимізації повітрозабірників (ПЗ) авіаційних двигунів полягає у тому, що в процесі проєктування двигунів виникає необхідність досягнення високої міри аеродинамічної досконалості форми цих пристроїв, які, при заданих габаритних розмірах, повинні забезпечувати найбільш рівномірний розподіл параметрів потоку на виході з пристрою, тобто на вході в двигун.

Розробка ПЗ двигуна була колись дуже тривалим процесом, що багаторазово повторювався, він міг виконуватися місяцями до завершення конструкції, після чого слідували дорогі випробування з визначення характеристик повітрозабірника на двигунному стенді і в польоті. Сьогодні можна оцінювати характеристики для великої кількості варіантів ПЗ за допомогою програмного забезпечення для конструювання [1]. Застосування обчислювальних методів не виключає випробувань ПЗ, але радикально знижує їх кількість, витрати на них і дозволяє проєктувальникам сфокусувати свою увагу в основному на кращих зразках ПЗ, уникаючи потенційних несподіванок. Ця покращена конструкція може бути досягнута за допомогою алгоритмів оптимізації та використання сучасних методів обчислювальної гідродинаміки завдяки зростаючій середній потужності комп'ютерів і простоті структури потоку, що розглядається [2 – 5].

У багатьох випадках просторова форма каналу ПЗ задається його середньою лінією, що проходить через центри тяжіння ряду перерізів каналу нормальними площинами. При цьому площі вказаних перерізів зазвичай змінюються досить рівномірно уздовж каналу, і основний вплив на розподіл параметрів потоку на виході з ПЗ може робити форма середньої лінії.

Ціль даної роботи – розрахункова оцінка впливу форми середньої лінії каналу ПЗ на нерівномірність розподілу параметрів потоку у вихідному перерізі ПЗ.

Як основний інструмент при проведенні розрахунків використано метод чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій, розроблений в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України [6].

Математична модель течії включає рівняння нерозривності, усереднені рівняння Нав'є–Стокса, рівняння енергії і рівняння $k-\varepsilon$ моделі турбулентності. Рівняння записано у криволінійних неортогональних координатах з використанням контраваріантних складових швидкості потоку як основних змінних.

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \operatorname{div}\left(\rho \vec{V}\right) = 0, \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\left(\rho v^i\right) + \operatorname{div}\left(\rho \vec{V} v^i\right) = \operatorname{div}\left(\mu \operatorname{grad} v^i\right) + S^i, \qquad i = 1,2,3, \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\left(\rho i^*\right) + \operatorname{div}\left(\rho \vec{V} i^*\right) = \operatorname{div}\left(\frac{\kappa}{C_p} \operatorname{grad} i^*\right) + S_c^E, \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\left(\rho k\right) + \operatorname{div}\left(\rho \vec{V} k\right) = \operatorname{div}\left(\mu_{ef.k} \operatorname{grad} k\right) + S_c^k, \tag{4}$$

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\left(\rho \varepsilon\right) + \operatorname{div}\left(\rho \vec{V} \varepsilon\right) = \operatorname{div}\left(\mu_{ef.\varepsilon} \operatorname{grad} \varepsilon\right) + S_c^\varepsilon, \tag{5}$$

де

$$S^i = -g^{i\alpha} \frac{\partial}{\partial q^\alpha}\left(p + \frac{2}{3}\rho k\right) + \frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^\alpha}\left\{\Delta\left[\lambda g^{i\alpha}\frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^l}\left(\Delta v^l\right) + \mu\left(g^{i\beta}\frac{\partial v^\alpha}{\partial q^\beta} + \right.\right.\right.$$

$$+v^k g^{i\beta}\Gamma^{\alpha}_{k\beta}+v^k g^{\alpha\gamma}\Gamma^{i}_{k\gamma}\Big)\Big]\Big]\Big\} -\Gamma^{i}_{\beta\alpha}\left(\rho v^{\beta}v^{\alpha}+\tilde{p}^{\beta\alpha}\right);$$

$$\tilde{p}^{i\alpha}=-\lambda g^{i\alpha}\frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^l}\left(\Delta v^l\right)-\mu\left[g^{i\beta}\frac{\partial v^{\alpha}}{\partial q^{\beta}}+g^{\alpha\gamma}\frac{\partial v^{i}}{\partial q^{\gamma}}+v^k\left(g^{i\beta}\Gamma^{\alpha}_{k\beta}+g^{\alpha\gamma}\Gamma^{i}_{k\gamma}\right)\right],$$

де v^i – контраваріантні компоненти вектора швидкості потоку $\vec{V}$; τ – час; ρ – густина; p – тиск; $\mu=\mu_t+\mu_l$ – коефіцієнт сумарної в'язкості (турбулентної і молекулярної); $\lambda=-2\mu/3$; q^i – криволінійні координати; $g_{i\gamma}$ – метричний тензор; $\Delta=\sqrt{\det\left\|g_{i\gamma}\right\|}$; $\Gamma^{i}_{k\gamma}$ – символи Крістофеля; k – кінетична енергія турбулентності; $i^*=C_pT+V^2/2$ (C_p – теплоємність газу при постійному тиску, T – температура); κ – коефіцієнт теплопровідності;

$$S^E_c=-\frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^{\alpha}}\left\{\Delta\left[v^{\beta}g_{k\beta}\tilde{p}^{k\alpha}+\frac{\kappa}{C_p}g^{\alpha\beta}\frac{\partial\left(V^2/2\right)}{\partial q^{\beta}}\right]\right\};$$

$$S^k_c=G-\rho\varepsilon;\; S^{\varepsilon}_c=C_1\frac{\varepsilon}{k}G-C_2\rho\frac{\varepsilon^2}{k};$$

$$G=\mu_t\left[g_{\alpha\gamma}\left(\frac{\partial v^{\gamma}}{\partial q^{\beta}}+\Gamma^{\gamma}_{\beta p}v^p\right)\right]\times\left[g^{\beta k}\frac{\partial v^{\alpha}}{\partial q^k}+g^{\alpha l}\frac{\partial v^{\beta}}{\partial q^l}+v^m\left(g^{\beta k}\Gamma^{\alpha}_{mk}+g^{\alpha l}\Gamma^{\beta}_{ml}\right)\right],$$

де ε – швидкість дисипації кінетичної енергії; $\mu_{ef.k}=\mu_t$; $\mu_{ef.\varepsilon}=\mu_t/1{,}3$; C_1 = 1,44; C_2 = 1,92.

Дискретні аналоги рівнянь (1) – (5) побудовано на основі методу контрольного об'єму [7] і записано на шаховій сітці. При розв'язку цих аналогів використовується двокроковий алгоритм корекції тиску і швидкості.

Прийнято такі граничні умови. На вході у ПЗ задається повний тиск, температура гальмування, напрям потоку і параметри турбулентності. На стінках каналу ПЗ граничні умови формулюються на основі методу пристінних функцій. Використання пристінних функцій дозволяє суттєво зменшити число вузлів розрахункової сітки поблизу стінок каналу. На виході з ПЗ в одній точці задається величина статичного тиску, яка визначає витрату повітря через канал. Можливість фіксації статичного тиску лише в одній точці вихідного перерізу каналу визначається використанням алгоритму корекції тиску і швидкості, як це показано у роботі [8].

Для розрахункових досліджень як приклад вибрано один з варіантів ПЗ турбогвинтового двигуна, розглянутий раніше в роботі [9]. При обчисленнях використано розрахункову сітку з розмірами $21\times21\times36$ вузлів відповідно по ширині, висоті і довжині каналу ПЗ. Розміри сітки вибрано з урахуванням даних роботи [10].

Досліджуваний ПЗ з нанесеною розрахунковою сіткою на границях розрахункової області приведено на рис. 1. Показано вид з боку входу в ПЗ зі зміщенням вліво. Переріз на вході в ПЗ – область, що обмежена двома прямими і двома напівколами, а на виході – круг. У використовуваній далі прямокутній системі координат площина zx є площиною симетрії ПЗ, вісь z

співпадає по напряму з віссю двигуна, до якого приєднується повітрозабірник. Форма середньої лінії каналу ПЗ задається у вказаній системі координат.

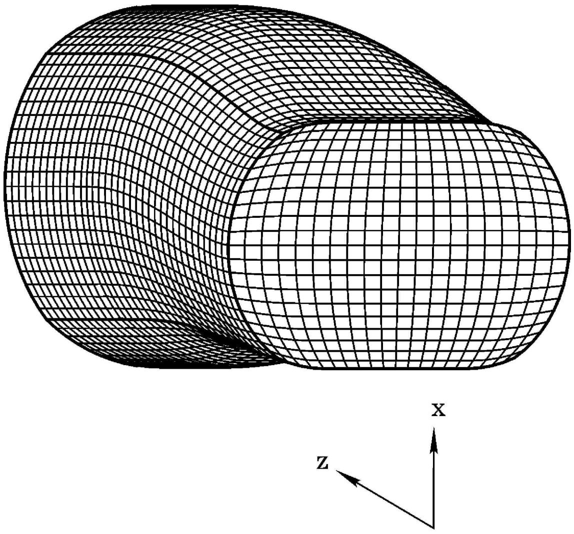

Рис. 1

Розглянуті форми середньої лінії каналу ПЗ показано на рис. 2, де позицією 1 позначена початкова середня лінія.

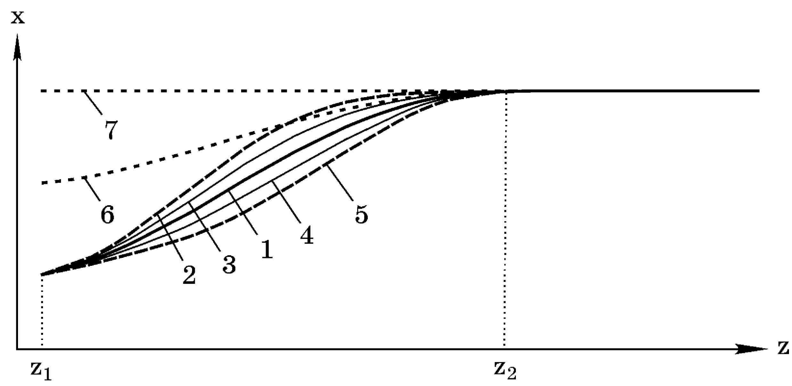

Рис. 2

Зміна середньої лінії проводилася в діапазоні $z_1 < z < z_2$, де значення z_1 відповідає входу в ПЗ, а z_2 – початку прямолінійної частини лінії. Позиціями 2, 3, 4, 5 на рис. 2 позначено різні форми середньої лінії, отримані в результаті її варіювання відповідно до виразів

$$\xi = -\frac{\pi}{2} + 2\pi \frac{(z - z_1)}{(z_2 - z_1)}, \tag{6}$$

$$x_{new}(z) = x_{old}(z) + h\frac{\sin\xi + 1}{2}, \tag{7}$$

де $x_{old}(z)$ – ордината точки вихідної середньої лінії; $x_{new}(z)$ – ордината точки варійованої середньої лінії; h – задане максимальне зміщення лінії по осі ординат.

Зміщення по осі ординат для сусідніх ліній з набору, відміченого позиціями 1 – 5 на рис. 2, однакові. У зв'язку з цим для простоти вважатимемо, що для лінії 1 безрозмірна величина $h = \mathbf{0}$, для лінії 2 $h = \mathbf{2}$, для 3 $h = \mathbf{1}$, для 4 $h = -\mathbf{1}$, для 5 $h = -\mathbf{2}$.

Відмітимо, що використання виразів (6), (7) дозволяє варіювати форму середньої лінії зі збереженням значень ординат її точок при $z = z_1$ и $z = z_2$, а також зі збереженням напряму лінії у вказаних точках.

Позиціями 6 і 7 на рис. 2 позначено середні лінії, розраховані за співвідношенням

$$x_{new}(z) = x_{old}(z) + \zeta \left[x_{old}(z_2) - x_{old}(z)\right],$$

де ζ – заданий коефіцієнт. Для лінії 6 величина $\zeta = \mathbf{0{,}5}$, для 7 – $\zeta = \mathbf{1}$.

Для усіх варіантів середньої лінії каналу, показаних на рис. 2, проведено чисельне моделювання тривимірної турбулентної течії повітря в проточній частині ПЗ. Розрахунки проводилися при номінальному значенні витрати повітря і без урахування скосу потоку на вході, що створюється гвинтом.

У кожному випадку на основі результатів розрахунку визначено величину коефіцієнта нерівномірності розподілів параметрів потоку (чисел Маха і тиску) у вихідному перерізі ПЗ за формулою

$$\delta f = \frac{\max f - \min f}{\bar{f}} \times \mathbf{100}, \tag{8}$$

де δf – коефіцієнт нерівномірності (у відсотках); $\max f$ и $\min f$ – максимальне і мінімальне значення функції f у вихідному перерізі ПЗ; $\bar{f}$ – середнє значення функції в цьому перерізі.

При визначенні коефіцієнта нерівномірності розподілу чисел Маха слід враховувати наявність примежового шару на стінках каналу ПЗ і використовувати формулу (8) тільки для тієї частини вихідного перерізу, де примежовий шар не проявляється. На рис. 3 як приклад показано розподіл чисел Маха у вихідному перерізі для початкового варіанту ПЗ.

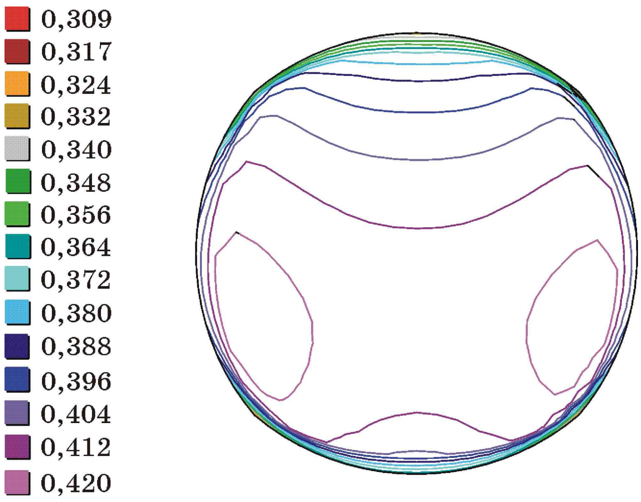

Рис. 3

Отримані залежності коефіцієнта нерівномірності розподілу чисел Маха δM і тиску δp від величини зміщення h середньої лінії каналу (лінії 1 – 5 на рис. 2) приведено на рис. 4, а) і 4, б). Там же ромбами і трикутниками відмічено величини δM і δp, отримані при використанні відповідно ліній 6 і 7 на рис. 2. Простежується помітний (у тому числі позитивний при $h > 0$) вплив форми середньої лінії на величини δM і δp, що може бути враховано при виборі геометричних характеристик проєктованих ПЗ.

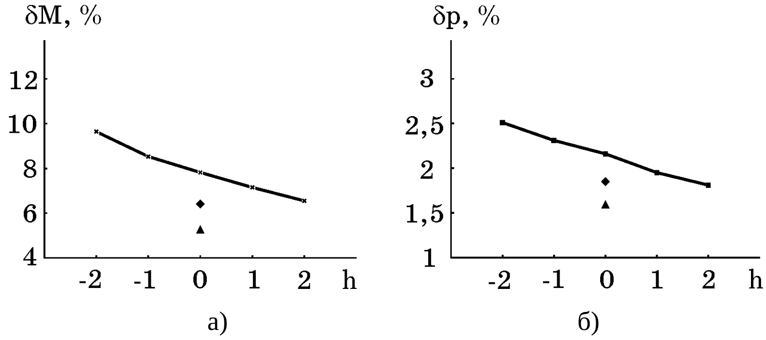

Рис. 4

Висновки. Для одного з варіантів повітрозабірника авіаційного турбогвинтового двигуна проведено оцінку впливу форми середньої лінії каналу ПЗ на нерівномірність розподілу параметрів потоку у його вихідному перерізі. На основі чисельного моделювання просторового турбулентного потоку в проточній частині ПЗ показано, що варіювання форми середньої лінії помітно впливає на величини коефіцієнта нерівномірності розподілу чисел Маха і тиску у вихідному перерізі ПЗ навіть при збереженні значень координат двох вибраних точок лінії на вході і на виході з каналу та при збереженні напряму лінії у цих точках. При цьому є можливість зменшення величин вказаного коефіцієнта шляхом раціонального вибору форми варійованої середньої лінії.

Отримані результати можуть бути використані надалі при аеродинамічному вдосконаленні вхідних пристроїв авіаційних газотурбінних двигунів.

1. *Шмырёв В. Ф.* Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2019. № 86. С. 25–36.
2. *Sevinç Koray.* Aerodynamic design optimization of a bellmouth shaped air intake for jet engine testing purposes and its experiment based validation. Journal of Physics: Conference Series. May 2021. 11 p. https://doi.org/10.1088/1742-6596/1909/1/012028
3. *Gogoi A., Angadi M. B., Mall A., Singh S. V., Goud K. S.* Design and CFD analysis of air intake for combat aircraft. Proc. of Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle (SAROD 2011). (Bangalore, November 16–18, 2011). Bangalore (India), 2011. 8 p.
4. *Вишневський О. А., Давидов О. С.* Оптимізація моделювання гіперболо-еліптичних обводів повітрозабірників ГТД за габаритними розмірами. Системи обробки інформації. 2013. № 113. С. 52–56.
5. *Prasath M. S., Shiva Shankare Gowda A. S., Senthilkumar S.* CFD Study of air intake diffuser. The International Journal of Engineering and Science (IJES). 2014. Vol. 3. P. 53–59.
6. *Кваша Ю. А.* Расчет пространственного турбулентного потока в межлопаточных каналах сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 1999. № 1. С. 9–13.
7. *Патанкар С.* Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. М.: Энергоиздат, 1984. 152 с.
8. *Hah C.* Calculation of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery with an Implicit Relaxation Method. J. of Propulsion and Power. 1987. № 5. P. 415–422. https://doi.org/10.2514/3.23006
9. *Кваша Ю. А., Дячкин А. А.* Расчет пространственного турбулентного потока в неосесимметричных каналах. Техническая механика. 2000. № 1. С. 72–76.
10. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* Аэродинамическая оптимизация формы лопаток направляющего аппарата сверхзвуковой компрессорной ступени. Технічна механіка. 2017. № 4. С. 18–25. https://doi.org/10.15407/itm2017.04.018

Отримано 22.11.2024,
в остаточному варіанті 05.12.2024