УДК 533.697 https://doi.org/10.15407/itm2020.04.065

Ю. О. КВАША

РОЗРАХУНОК ПРОСТОРОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОТОКУ В КАНАЛАХ 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

Робота присвячена розвитку підходів до чисельного моделювання тривимірних турбулентних потоків газу в різних каналах авіаційних газотурбінних двигунів, зокрема в каналах вхідних пристроїв двигунів. Ці пристрої повинні забезпечувати великі значення коефіцієнта відновлення повного тиску і рівномірність потоку на вході в компресор двигуна. Мета роботи – перевірка працездатності методики, яка була розроблена раніше і призначена для розрахунку параметрів просторового турбулентного потоку газу в каналах складної форми. Як основний підхід застосовується чисельне моделювання просторових турбулентних газових течій на основі повних усереднених рівнянь Навьє–Стокса і двохпараметричної моделі турбулентності. Виконано тестування запропонованої методики чисельного моделювання просторового газового потоку шляхом розрахунку тривимірної ламінарної течії в трубі квадратного перерізу, зігнутій під прямим кутом. В результаті цього тестування отримано задовільне узгодження розрахункової картини течії з наявними в літературі експериментальними даними про структуру потоку в коліні труби. На основі чисельного моделювання просторового турбулентного потоку в проточній частині одного з варіантів повітрозабірника авіаційного турбогвинтового двигуна оцінено ефективність цього повітрозабірника. Визначену в результаті розрахунку нерівномірність параметрів потоку на виході з повітрозабірника, тобто на вході в компресор двигуна, зіставлено з аналогічними результатами для іншого варіанту повітрозабірника цього ж двигуна, які отримані раніше. Відзначено, що інший варіант повітрозабірника забезпечує набагато більш рівномірний розподіл параметрів потоку на вході в компресор двигуна. У цілому в роботі показано можливість оцінки якості дозвукових повітрозабірників авіаційних газотурбінних двигунів на основі запропонованої методики чисельного моделювання просторових газових течій. Отримані в роботі результати можуть бути використані при аеродинамічному вдосконаленні вхідних пристроїв авіаційних двигунів різного виду.

Ключові слова: *чисельне моделювання, просторовий потік в каналах, течія в коліні труби, повітрозабірник, нерівномірність параметрів потоку.*

This work is devoted to the development of approaches to the numerical simulation of 3D turbulent gas flows in different ducts of aircraft gas turbine engines, in particular in inlet device ducts. Inlet devices must provide large values of the total pressure recovery factor and flow uniformity at the engine compressor inlet. The aim of this work is the verification of the operability of a technique developed earlier for the calculation of the parameters of a 3D turbulent flow in complex-shape ducts. The basic approach is a numerical simulation of 3D turbulent gas flows on the basis of the complete averaged Navier–Stokes equations and a two-parameter turbulence model. The proposed technique of numerical simulation of a 3D gas flow was tested by calculating a 3D laminar flow in a square pipe bent at a right angle. The calculated flow pattern is in satisfactory agreement with the experimental data on the flow structure in a pipe elbow reported in the literature. Based on a numerical simulation of a 3D turbulent flow in the air duct of one of the air intake configurations for an aircraft turboprop engine, the efficiency of that configuration is assessed. The calculated flow parameter nonuniformity at the air intake outlet, i. e., at the compressor inlet, is compared with that obtained earlier for another air intake configuration for the same engine. It is pointed out that the air intake configuration considered earlier provides a much more uniform flow parameter distribution at the engine compressor inlet. On the whole, this work shows that the quality of subsonic air intakes for aircraft gas turbine engines can be assessed using the proposed numerical technique of 3D gas flow simulation. The results obtained may be used in the aerodynamic improvement of inlet devices for aircraft engines of different types.

Keywords: *numerical simulation, 3D duct flow, pipe elbow flow, air intake, flow parameter nonuniformity.*

Звичайними елементами авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є канали різної форми між ступенями компресора з наявністю в них ребер жорсткості, перехідні канали для з'єднання камери згоряння і турбінної частини ГТД, міжтурбінні перехідні канали, канали вхідних і вихідних пристроїв двигуна. Основні рівняння і граничні умови при розрахунку параметрів просторового потоку в таких каналах мають багато спільного і можуть бути сформовані в рамках єдиного підходу.

В процесі проєктування двигунів значний інтерес розробників викликає прогнозування структури течії і його інтегральних характеристик стосовно

каналів вхідних пристроїв ГТД. Ці пристрої повинні забезпечувати великі значення коефіцієнта відновлення повного тиску і рівномірність потоку на вході в компресор двигуна. В даний час для оцінки міри аеродинамічної досконалості вхідних пристроїв використовуються комерційні програмні продукти, такі як FLUENT, результати застосування якого описані в роботах [1] і [2], COMSOL (у [3]), ANSYS CFX (у [4], [5]) та інші. Багато дослідників використовують також власні методики розрахунку параметрів течії повітря у вхідних пристроях, що відображено, наприклад, у роботах [1], [4], [6], [7]. Численність вказаних підходів, серед яких немає явно переважного, не унеможливлює розробку альтернативних методик.

В Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України розроблено методику розрахунку просторової турбулентної течії газу в каналах складної форми [8]. З урахуванням її передбачуваного використання для аеродинамічного вдосконалення дозвукових вхідних пристроїв авіаційних ГТД представляється доцільним проведення додаткового тестування цієї методики.

Мета даної роботи – перевірка працездатності методики чисельного моделювання просторового газового потоку в каналах складної форми.

Опишемо запропонований підхід до розрахунку тривимірного потоку в каналах.

Рівняння математичної моделі течії записано у криволінійних неортогональних координатах, як основні змінні прийнято контраваріантні складові швидкості потоку.

Рівняння нерозривності і усереднені рівняння Навьє–Стокса представлено у вигляді

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

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

де

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

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

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.

Використано наступну (зручнішу в порівнянні з приведеною в [8]) форму запису рівняння енергії

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

де $S_c^E = -\frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^\alpha}\left\{\Delta\left[v^\beta g_{k\beta}\,\tilde{p}^{k\alpha} + \frac{\kappa}{C_p} g^{\alpha\beta}\frac{\partial\left(V^2/2\right)}{\partial q^\beta}\right]\right\}$; $i^* = C_p T + V^2/2$ (C_p – теплоємність газу при сталому тиску, T – температура); κ – коефіцієнт теплопровідності.

Застосовано рівняння стандартної $k-\varepsilon$ моделі турбулентності

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

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

де $S_c^k = G - \rho\varepsilon$; $S_c^\varepsilon = C_1\frac{\varepsilon}{k}G - C_2\rho\frac{\varepsilon^2}{k}$;

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

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.

У рівнянні (2) члени згруповано таким чином, що контраваріантні компоненти швидкості потоку в конвективному і дифузійному членах представлено як скаляри, тобто

$$div\left(\rho\vec{V}v^i\right) = \frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^\alpha}\left(\Delta\rho v^i v^\alpha\right), \quad div\left(\mu\, grad\, v^i\right) = \frac{1}{\Delta}\frac{\partial}{\partial q^\alpha}\left(\Delta\mu\, g^{\alpha\gamma}\frac{\partial v^i}{\partial q^\gamma}\right).$$

Різницеві аналоги рівнянь (1) – (5) отримано на основі методу контрольного об’єму і записано на шаховій сітці. Підвищення порядку апроксимації різницевих аналогів здійснено шляхом запису конвективних членів за схемою MLU [9].

Дискретні аналоги основних рівнянь побудовано на основі повністю неявної за часом схеми, проте при чисельному розв’язку вказаних різницевих рівнянь крок за часом використовується як релаксаційний параметр для знаходження стаціонарного розв’язку.

Спільний розв’язок різницевих аналогів рівнянь (1) – (5) проводиться по двокроковому алгоритму корекції тиску і швидкості. При цьому для розв’язання різницевих аналогів рівнянь (2), (4) і (5) застосовується метод сумарної апроксимації, а рівнянь (1) і (3) – метод полінійного сканування з нижньою релаксацією.

Граничні умови сформульовано таким чином. У перерізі на вході в канал задається повний тиск, температура гальмування, напрям потоку і параметри

турбулентності. Граничні умови на стінках каналу ставляться з використанням методу пристінних функцій. Ці функції застосовуються для розрахунку сили тертя на стінці каналу і параметрів турбулентності в найближчих до стінки вузлах розрахункової сітки. У вихідному перерізі каналу задаються нульові значення похідних параметрів потоку у напрямі течії. Витрата газу через канал визначається фіксованою величиною статичного тиску в одній точці вихідного перерізу.

Оцінку працездатності пропонованої методики чисельного моделювання проведено на основі розрахунку просторової ламінарної течії в трубі квадратного перерізу, зігнутій під кутом 90° [10]. Розрахункову область показано на рис. 1, де введено наступні позначення: θ – кут повороту перерізу, перпендикулярного до утворюючих стінок труби; 1, 2 и 3 – перерізи, де робилися виміри параметрів потоку; $\overline{q}^i = q^i / a \ \ (i = 1,2,3)$. Інші позначення ясні з рисунка.

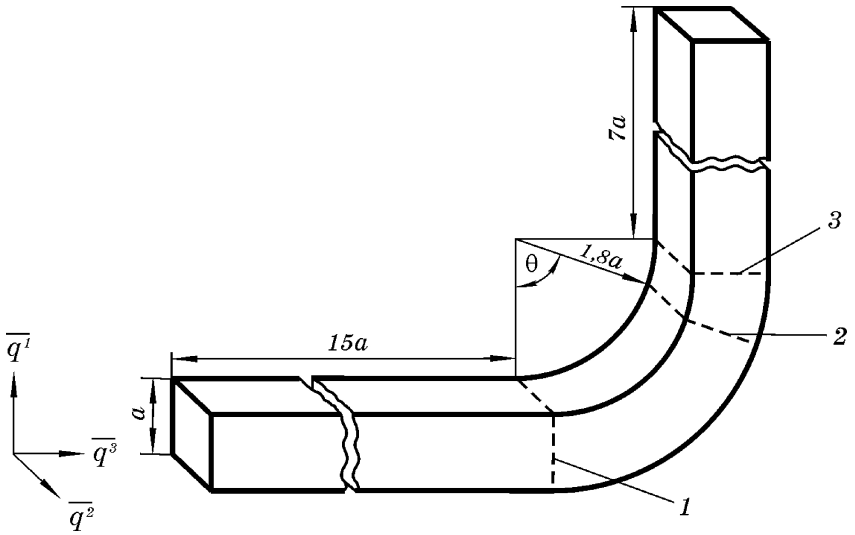

Рис. 1

Розглянуто режим течії, що відповідає значенню числа Рейнольдса 792, для якого в [10] є детальні експериментальні дані. Розрахунки проведено на основі рівнянь (1) – (3), співвідношення (4), (5) для параметрів турбулентності не використовувалися у зв'язку з ламінарним режимом течії. У перерізі на вході в трубу задавалося стале значення швидкості потоку, інші граничні умови відповідали приведеному вище формулюванню. Довжина прямої частини труби по напряму потоку до повороту складала $15a$, після повороту – $7a$.

Порівняння розрахункових і експериментальних розподілів відносної швидкості потоку у перерізі, що відповідає θ = 90°, показано на рис. 2. Відносна швидкість визначалася як відношення швидкості потоку в даній точці до сталої швидкості на вході в трубу. На рис 2, а) приведено експериментальні дані, на рис. 2, б) – результати розрахунку. Простежується задовільне узгодження розрахункової картини течії з даними експерименту при розвитку складної тривимірної структури потоку в коліні труби.

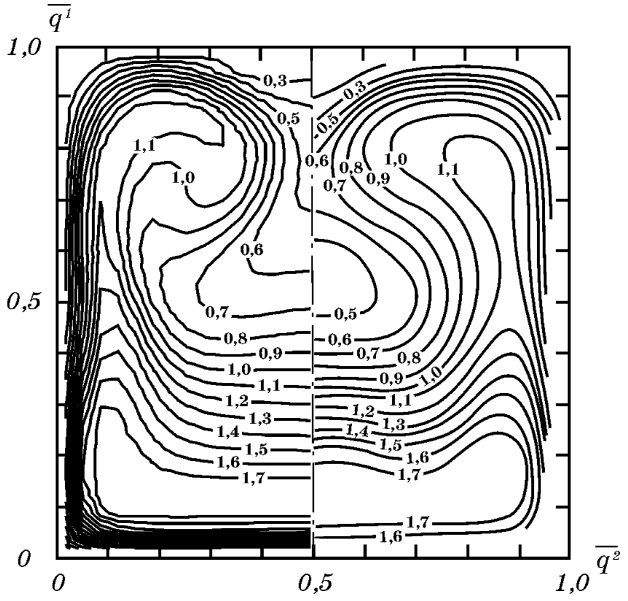

Рис. 2

Основним елементом вхідного пристрою авіаційного ГТД є повітрозабірник. Для одного з варіантів повітрозабірника авіаційного турбогвинтового двигуна виконано розрахунок просторового турбулентного потоку при номінальному значенні витрати повітря і без урахування скосу потоку на вході, що створюється гвинтом.

Вхідний переріз каналу повітрозабірника є елементом кільця із скругленням по краях, а вихідний – майже замкнуте кільце. Результати розрахунку приведено на рис. 3, де позначення “а)” відповідає розподілу тиску на вході в повітрозабірник, “б)” – розподілу тиску на виході, “в)” – розподілу чисел Маха потоку на вході, “г)” – розподілу чисел Маха потоку на виході. Ізолінії параметрів течії на рис. 3 показано для половини проточної частини повітрозабірника, розташованої праворуч від площини симетрії.

Якщо визначити міру нерівномірності розподілу якого-небудь параметра потоку у вибраній області як відношення різниці максимального і мінімального значень параметра до його середнього значення, то міра нерівномірності поля тиску на виході з повітрозабірника (тобто на вході в компресор двигуна) складає приблизно 8 % (рис. 3, б)). Міра нерівномірності поля швидкостей в ядрі потоку на виході з повітрозабірника – близько 40 %. (рис. 3, г)). Слід зазначити, що інший варіант повітрозабірника для цього ж турбогвинтового двигуна, що має істотно іншу форму проточної частини і досліджений нами в [8], забезпечує набагато більш рівномірний розподіл параметрів потоку на виході (міра нерівномірності поля тиску в цьому випадку складає приблизно 1,5 %, полів швидкостей – 10 %).

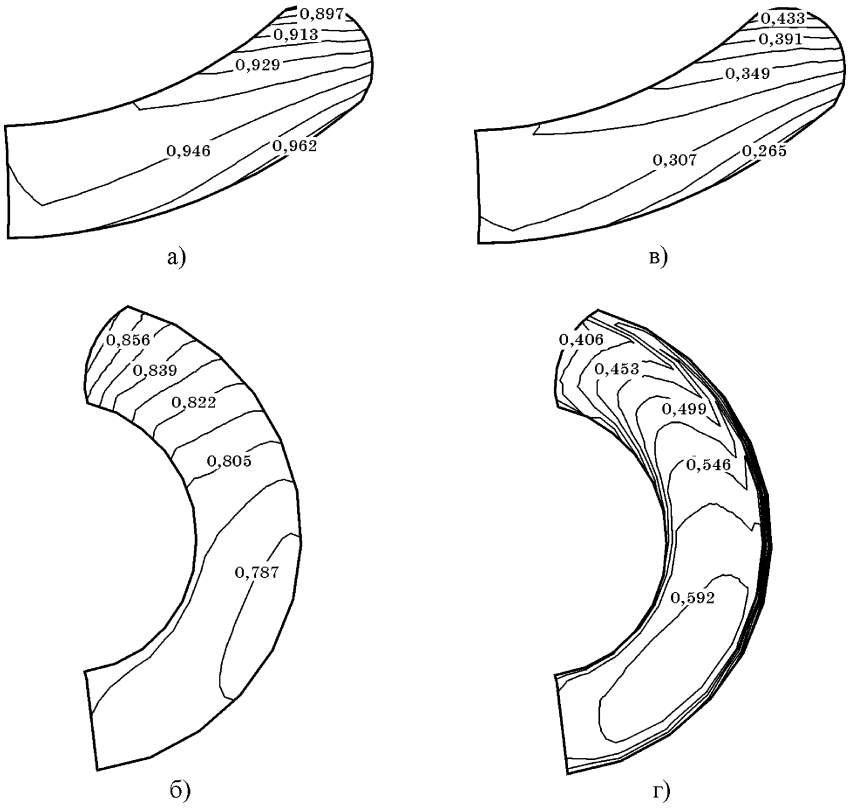

Рис. 3

Висновки. На основі розрахунку тривимірної ламінарної течії в трубі квадратного перерізу, зігнутій під прямим кутом, виконано тестування пропонованої методики чисельного моделювання просторового газового потоку в каналах складної форми. Отримано задовільне узгодження розрахункової картини течії з наявними в літературі експериментальними даними про структуру потоку в коліні труби.

На основі чисельного моделювання просторового турбулентного потоку в проточній частині одного з варіантів повітрозабірника авіаційного турбогвинтового двигуна оцінено ефективність цього повітрозабірника. Визначену в результаті розрахунку нерівномірність параметрів потоку на вході в компресор двигуна зіставлено з аналогічними результатами для іншого варіанту повітрозабірника цього ж двигуна, отриманими раніше. Відзначено, що інший варіант повітрозабірника забезпечує набагато більш рівномірний розподіл параметрів потоку на вході в компресор двигуна.

Отримані результати передбачається використовувати надалі при аеродинамічному вдосконаленні вхідних пристроїв авіаційних газотурбінних двигунів.

1. *Kirk A. M., Gargoloff J. I., Rediniotis O. K., Cizmas P. G. A.* Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct. International Journal of Computational Fluid Dunamics. 2009. Vol. 23. P. 245–258. https://doi.org/10.1080/10618560902835558
2. *Taimur A. S., Masud J.* Steady Analysis of NACA flush inlet at high subsonic and supersonic speeds. Proc. of the World Congress on Engineering (WCE 2015). (London, July 1–3, 2015). London (U.K.), 2015. 6 p.

3. *Ibrahim I. H., Ng E. Y. K., Wong K.* Flight maneuverability characteristics of the F-16 CFD and correlation with its intake total pressure recovery and distortion. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics. 2011. Vol. 5. P. 223–234. https://doi.org/10.1080/19942060.2011.11015366
4. *Berens T. M., Delot A. L., Tormalm M., Funes-Sebastian D.-E., Rein M., Saterskog M., Ceresola N.* Numerical and experimental investigations on subsonic air intakes with serpentine ducts for UAV configurations. Proc. of 5th CEAS Air & Space Conference – Challenges in European Aerospace. (Delft, September 7–11, 2015). Delft (NL), 2015. 22 p.
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. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Особенности алгоритмов расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. Технічна механіка. 2017. № 3. С. 16–22. https://doi.org/10.15407/itm2017.03.016
7. *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.
8. *Кваша Ю. А., Дячкин А. А.* Расчет пространственного турбулентного потока в неосесимметричных каналах. Техническая механика. 2000. № 1. С. 72–76.
9. *Noll B.* Evaluation of a bounded high-resolution scheme for combustor flow computations. AIAA Journal. 1992. Vol. 30**,** № 1. P. 64–69. https://doi.org/10.2514/3.10883
10. *Yang H., Camarero R.* Internal three-dimensional viscous flow solutions using the vorticity-potential method Int. Jour. for Numerical Methods in Fluids. 1991. Vol. 12, № 1. P. 1–15. https://doi.org/10.1002/fld.1650120102

Отримано 16.11.2020,
в остаточному варіанті 30.11.2020