

ПРО ВПЛИВ ФОРМИ МЕРИДІОНАЛЬНОГО КОНТУРУ НА ЕНЕРГЕТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВІДЦЕНТРОВОГО КОЛЕСА КОМПРЕСОРА*Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: yukv@i.ua; zinevich7385@gmail.com*

Роботу присвячено розвитку підходів до оптимального аеродинамічного проектування відцентрових коліс компресорів, що обумовлено практикою застосування відцентрових ступенів в компресорах сучасних авіаційних газотурбінних двигунів та енергоустановок. Ціль роботи – розрахункове дослідження впливу форми меридіонального контуру відцентрового колеса компресора на його енергетичні характеристики. Як основний метод застосовується чисельне моделювання просторових турбулентних газових течій у відцентрових колесах на основі повних усереднених рівнянь Нав'є–Стокса й двопараметричної моделі турбулентності. Особливостями проведеного розрахункового дослідження є: варіювання форми втулкової і периферійної частини меридіонального контуру колеса в широких межах; формулювання критеріїв якості як усереднених величин енергетичних характеристик відцентрового колеса в робочому діапазоні зміни витрати повітря через колесо; систематичний перегляд області незалежних змінних у точках, що утворюють рівномірно розподілену послідовність. В результаті дослідження на основі багатопараметричних розрахунків показано, що у випадку безвідривної течії в міжлопатевих каналах колеса з вихідною формою меридіонального контуру зміна цієї форми робить порівняно невеликий вплив на енергетичні характеристики колеса. Відзначено, що в подібних випадках при аеродинамічному вдосконалюванні відцентрових коліс представляється доцільним варіювати форму їхніх лопатей не в меридіональній площині, а в окружному напрямку. Ці висновки отримано при використанні досить "грубої" розрахункової сітки, що зберігає, проте, чутливість результатів розрахунку до зміни геометричних параметрів відцентрового колеса. У цілому в роботі прояснено питання вибору шляху подальшого аеродинамічного вдосконалювання робочих коліс відцентрових компресорних ступенів тоді, коли в якості вихідного розглядається вже добре спроектоване колесо з безвідривною течією у міжлопатевих каналах. Отримані в роботі результати можуть бути використані при аеродинамічній оптимізації відцентрових ступенів авіаційних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: відцентрове колесо компресора, меридіональний контур, крива Безьє, чисельне моделювання, енергетичні характеристики.

This work is concerned with the development of approaches to the optimal aerodynamic design of centrifugal compressor wheels, which is due to the use of centrifugal stages in compressors of modern aircraft gas turbine engines and power plants. The aim of this work is a computational study of the effect of the meridional contour shape of a centrifugal compressor wheel on its power characteristics. The basic method is a numerical simulation of 3D turbulent gas flows in centrifugal wheels on the basis of the complete averaged Navier–Stokes equations and a two-parameter turbulence model. The computational study features: varying the shape of the hub and tip part of the meridional contour over a wide range, formulating quality criteria as the mean integral values of the wheel power characteristics over the operating range of the air flow rate through the wheel, and a systematic scan of the independent variable range at points that form a uniformly distributed sequence. As a result of multiparameter calculations, it was shown that in the case of a flow without separation in the blade channels of a wheel with a given starting shape of the meridional contour, varying that shape has an insignificant effect on the wheel power characteristics. It is pointed out that in similar cases it seems to be advisable to aerodynamically improve centrifugal wheels by varying the shape of their blades in the circumferential direction rather than in the meridional plane. This conclusion was made using rather a "coarse" computational grid, which, however, retains the sensitivity of the computed results to a variation in the centrifugal wheel geometry. On the whole, this work clarifies ways of further aerodynamic improvement of centrifugal compressor impellers in cases where the starting centrifugal wheel is a well-designed wheel with a flow without separation in the blade channels. The results obtained may be used in the aerodynamic optimization of centrifugal stages of aircraft gas turbine engines.

Keywords: centrifugal compressor wheel, meridional contour, Bezier curve, numerical simulation, power characteristics.

Застосування відцентрових ступенів у компресорах сучасних авіаційних газотурбінних двигунів дозволяє забезпечити необхідний ступінь стиснення повітря при меншій довжині компресора в порівнянні з випадком використання тільки осьових ступенів. Оптимальне аеродинамічне проектування робочих коліс відцентрових ступенів у цей час передбачає використання математичних моделей і методів розрахунку різного рівня: одновимірних [1, 2],

квазітривимірних [3, 4] і повністю тривимірних [5 – 7]. Тривимірні методи засновані на чисельному розв'язанні усереднених рівнянь Нав'є–Стокса для турбулентного потоку, вони є найбільш ефективними, але їхнє використання пов'язане зі значними часовими витратами. Необхідність подальшого розвитку підходів до аеродинамічного проектування відцентрових коліс компресорів обумовлена складністю структури течії в міжлопатеких каналах цих коліс і відсутністю надійних узагальнень експериментальних даних для побудови теорії відцентрових компресорів [8].

У роботі [9] виконано аеродинамічне вдосконалення форми лопаті відцентрового колеса компресора на основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій. Варіювання форми лопаті колеса проводилося тільки в окружному напрямку при фіксованому положенні її вхідної й вихідної частини. У результаті отримано помітне (більше 3 %) збільшення ступеня стиснення повітря при збереженні величини адіабатичного ККД колеса в робочому діапазоні зміни витрати повітря через колесо.

Мета даної роботи – оцінка впливу форми меридіонального контуру відцентрового колеса компресора на його енергетичні характеристики з використанням чисельного моделювання тривимірних турбулентних потоків газу. Розрахунки проводилися для відцентрового колеса, дослідженого в [9].

Меридіональний контур колеса показано на рис. 1. Він визначається проекціями вхідної й вихідної кромки лопаті на меридіональну площину rZ

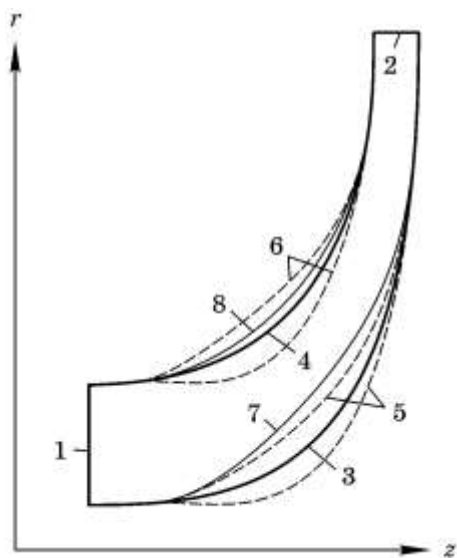


Рис. 1

(позиції 1 і 2), а також утворюючими втулкової й периферійної осесиметричної поверхні проточної частини колеса (позиції 3 і 4).

Опишемо послідовність дій при варіюванні втулкової (3) або периферійної (4) частини меридіонального контуру.

Нехай координати обраної частини контуру представлені в параметричному вигляді $r(s)$ і $z(s)$, де s – параметр.

Спочатку задаються два значення параметра – s_1 і s_2 , що визначають діапазон його зміни при варіюванні тієї частини контуру, що розглядається. Потім для кожного фіксованого значення s в діапазоні $s_1 \leq s \leq s_2$

виконуються наступні дії.

Задається функція

$$r^*(s) = f(s) - r(s), \quad (1)$$

де $f(s)$ – допоміжна лінійна функція

$$f(s) = r(s_2) + [r(s_1) - r(s_2)] \left(\frac{s - s_2}{s_1 - s_2} \right). \quad (2)$$

Лінійна функція $f(s)$ в (2) обрана таким чином, щоб значення $r^*(s)$ у виразі (1) дорівнювали нулю в точках s_1 і s_2 .

Задається перетворення функції $r^*(s)$

$$r_v^*(s) = r^*(s) [1 + y_B(s)], \quad (3)$$

де $y_B(s)$ – ордината точки деякої квадратичної кривої Безьє (s – абсциса цієї точки).

Опорні точки P_0 , P_1 , P_2 кривої Безьє визначаються наступними значеннями координат:

$$P_0(s_1, 0), P_1[s_{12}, y_1], P_2(s_2, 0), \quad (4)$$

де s_{12} і y_1 – варійовані параметри.

Далі виконується перехід до нової залежності $r_n(s)$, що описує форму даної частини меридіонального контуру колеса

$$r_n(s) = f(s) - r_v^*(s). \quad (5)$$

У результаті застосування співвідношень (1) – (5) нове положення частини контуру описується функціями $r_n(s)$ й $z(s)$.

Параметри s_{12} і y_1 в (4) для втулкової частини меридіонального контуру задаються у вигляді

$$s_{12} = 0,5(s_1 + s_2) + 0,6(s_2 - s_1)(\xi_1 - 0,5), \quad (6)$$

$$y_1 = 2(\xi_2 - 0,5), \quad (7)$$

де ξ_1 й ξ_2 (для периферійної частини контуру ξ_3 й ξ_4) – координати точки рівномірно розподіленої послідовності у чотиривимірному одиничному кубі. Указана послідовність вибирається на основі роботи [10].

З використанням співвідношень (1) – (7) може бути проведено варіювання первісної форми меридіонального контуру в досить широких межах. На рис. 1 позиціями 5 і 6 показано граничні положення втулкової й периферійної частини контуру. Відзначимо, що у всіх випадках у відповідності зі структурою виразів (1) – (5) зберігається гладке сполучення указаних кривих з “нерухомою” частиною контуру в точках, що визначаються величинами s_1 й s_2 .

Для чисельного моделювання просторової турбулентної течії в міжлопатевих каналах досліджуваного відцентрового колеса застосовано метод, який розроблено в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України [11]. У даному методі математична модель течії включає усереднені рівняння Нав’є–Стокса й рівняння $(k-\varepsilon)$ -моделі турбулентності. В якості основних змінних прийнято контраваріантні складові швидкості потоку. На поверхнях лопатей і стінках каналу граничні умови ставляться на основі методу пристінних функцій. Використання методу пристінних функцій дозволяє значно зменшити число точок, необхідних для дискретизації розрахункової області, у порівнянні з випадком застосування граничних умов прилипання.

У даній роботі, як і в роботі [9], у ролі критеріїв якості використано середньоінтегральні значення енергетичних характеристик відцентрового колеса (адіабатичного ККД $\eta_{p.k.}^*$ і ступеня стиснення повітря $\pi_{p.k.}^*$) у робочому діапазоні зміни витрати повітря через колесо. Ці величини визначалися за результатами серії розрахунків просторової турбулентної течії в колесі при різних витратах повітря і фіксованій формі меридіонального контуру колеса. Для усереднювання застосовувалися формули

$$\bar{\eta}_{p.k.}^* = \frac{2}{G_{\max} - G_{\min}} \int_{G_{\min}}^{G_{\min} + G_{\max}} \eta_{p.k.}^* dG, \quad \bar{\pi}_{p.k.}^* = \frac{2}{G_{\max} - G_{\min}} \int_{G_{\min}}^{G_{\min} + G_{\max}} \pi_{p.k.}^* dG, \quad (8)$$

де $(G_{\min}, G_{\max})$ – інтервал зміни витрати повітря через робоче колесо, визначений при чисельному моделюванні потоку в колесі.

Розглянуто варіанти форми меридіонального контуру відцентрового колеса, що відповідають 16 точкам рівномірно розподіленої послідовності в одиничному чотиривимірному кубі. Координати точок рівномірно розподіленої послідовності визначалися за методикою [10].

Чисельне моделювання просторового турбулентного потоку в досліджуваному відцентровому колесі проводилося на розрахунковій сітці, що містить $12 \times 12 \times 72$ вузлів (по висоті, ширині й довжині міжлопатевого каналу). Така “груба” розрахункова сітка зберігає, проте, чутливість розрахункових значень параметрів потоку до зміни геометричних параметрів лопаті колеса (це показано у роботі [9], де результати аеродинамічного вдосконалювання даного колеса з використанням вказаної сітки підтверджено подальшими розрахунками на детальнішій сітці з числом вузлів $20 \times 20 \times 120$).

У таблиці наведено процентні зміни адіабатичного ККД відцентрового колеса $\bar{\eta}_{p.k.}^*$ й ступеня стиснення повітря $\bar{\pi}_{p.k.}^*$ у порівнянні зі значеннями цих величин у випадку вихідної форми меридіонального контуру колеса (точка номер 1). Для точок з номерами 2 – 16 простежується відносно слабкий вплив меридіональної форми контуру колеса на величину його адіабатичного ККД і дещо сильніший – на ступінь стиснення повітря в колесі. Проте в розглянутій області незалежних змінних ξ_1, ξ_2, ξ_3 і ξ_4 можна виділити точку номер 3, в якій реалізується найбільш прийнятне поєднання значень енергетичних характеристик колеса. В околі точки номер 3, що розглядалася як початкова, було проведено додаткове дослідження градієнтним методом, у результаті на відстані 0,75 від даної точки було визначено точку (позначена в таблиці номером 17), де збільшення адіабатичного ККД колеса склало 0,2 %. Точка номер 17 знаходиться поза одиничним кубом – спочатку виділеної області незалежних змінних. Втулкову й периферійну частини меридіонального контуру колеса, що відповідають точці номер 17, показано на рис. 1 (позиції 7 і 8).

Таблиця

Номер точки	ξ_1	ξ_2	ξ_3	ξ_4	$\Delta \bar{\eta}_{р.к.}^*, \%$	$\Delta \bar{\pi}_{р.к.}^*, \%$
1	0,500	0,500	0,500	0,500	0,00	0,00
2	0,250	0,750	0,250	0,750	-0,11	-0,16
3	0,750	0,250	0,750	0,250	0,07	0,08
4	0,125	0,625	0,875	0,875	-0,14	-0,24
5	0,625	0,125	0,375	0,375	0,08	-0,03
6	0,375	0,375	0,625	0,125	0,02	0,13
7	0,875	0,875	0,125	0,625	-0,10	-0,05
8	0,063	0,938	0,688	0,313	-0,17	0,19
9	0,563	0,438	0,188	0,813	-0,08	-0,40
10	0,313	0,188	0,938	0,563	0,06	-0,19
11	0,813	0,688	0,438	0,063	-0,08	0,16
12	0,188	0,313	0,313	0,688	-0,01	-0,30
13	0,688	0,813	0,813	0,188	-0,09	0,16
14	0,438	0,563	0,063	0,438	0,00	0,00
15	0,938	0,063	0,563	0,938	-0,22	-0,62
16	0,031	0,531	0,406	0,219	-0,02	0,11
17	0,334	-0,374	0,750	0,250	0,20	-0,13

Порівняно слабкий вплив форми меридіонального контуру досліджуваного відцентрового колеса на величину його адіабатичного ККД пояснюється відсутністю відриву потоку в проточній частині колеса з вихідною формою контуру. Це ілюструє рис. 2, де наведено проєкції на меридіональну площину ізоліній чисел Маха потоку на поверхні, розташованих в середині міжлопатевого каналу колеса. Позиціями 1 і 2 показано проєкції вхідної й вихідної кромки лопаті. Позначення “а)” відповідає розподілу ізоліній при вихідній

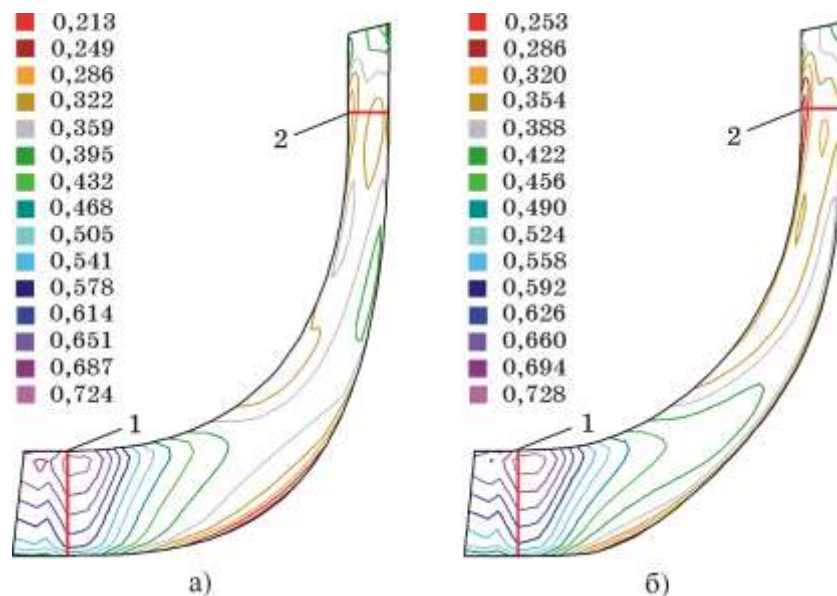


Рис. 2

формі меридіонального контуру колеса, позначення “б”) – при формі контуру, що визначається точкою номер 17 у таблиці. Наведені на рис. 2, а) і 2, б) результати розрахунків відповідають однаковим значенням витрати повітря через колесо.

Висновки.

На основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій досліджено вплив форми меридіонального контуру відцентрового колеса компресора на його енергетичні характеристики. Показано, що у випадку безвідривної течії в міжлопатевих каналах колеса з вихідною формою меридіонального контуру зміна цієї форми робить порівняно невеликий вплив на енергетичні характеристики колеса. Тому в подібних випадках при аеродинамічному вдосконалюванні відцентрових коліс представляється доцільним варіювати форму їхніх лопатей в окружному напрямку.

Отримані результати передбачається використовувати надалі при аеродинамічній оптимізації відцентрових ступенів авіаційних газотурбінних двигунів.

1. Benini E., Giacometti S. Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes. *Applied Energy*. 2007. Vol. 84. P. 1102–1116. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2007.05.006>
2. Schiffmann J., Favrat D. Design, experimental investigation and multiobjective optimization of a small-scale radial compressor for heat pump applications. *Energy*. 2010. Vol. 35. P. 436–450. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2009.10.010>
3. Рекстин А. Ф., Галеркин Ю. Б. Особенности первичного проектирования малорасходных центробежных компрессорных ступеней. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение*. 2018. Т. 20. № 2. С. 43–54. <https://doi.org/10.15593/2224-9877/2018.2.06>
4. Poursadegh F., Hajilouy A., Nili M. A novel quasi-3d design method for centrifugal compressor impeller on the blade-to-blade plane. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2011*. (Vancouver, June 6–10, 2011). Vancouver, British Columbia (Canada), 2011. 8 p. <https://doi.org/10.1115/GT2011-45451>
5. Verstraete T., Alsalihi Z., Van den Braembussche R. A. Multidisciplinary optimization of a radial compressor for microgas turbine applications. *Journal of Turbomachinery*. 2010. Vol. 132. P. 34–41. <https://doi.org/10.1115/1.3144162>
6. Xiaomin Liu, Wenbin Zhang. Two schemes of multi-objective aerodynamic optimization for centrifugal impeller using response surface model and genetic algorithm. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2010*. (Glasgow, June 14–18, 2010). Glasgow (UK), 2010. 13 p.
7. Jin-Hyuk Kim, Jae-Ho Choi, Kwang-Yong Kim. Design optimization of a centrifugal compressor impeller using radial basis neural network method. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2009*. (June 8–12, 2009). Orlando, Florida (USA), 2009. 9 p.
8. Васильев Ю. С., Галеркин Ю. Б., Солдатова К. В. Оптимизация проточной части турбомашин (на примере центробежных компрессоров). *Проблемы энергетики*. 2011. № 9–10. С. 105–117.
9. Кваша Ю. А., Зиневич Н. А. Аэродинамическое совершенствование рабочих колес центробежных компрессорных ступеней. *Технічна механіка*. 2019. № 1. С. 57–67. <https://doi.org/10.15407/itm2019.01.053>
10. Соболев И. М., Статников Р. Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.
11. Письменный В. И., Кваша Ю. А. Расчет трехмерного турбулентного потока воздуха в центробежной ступени компрессора. *Техническая механика*. 2004. № 2. С. 94–99.

Отримано 08.09.2020,
в остаточному варіанті 22.09.2020