

УДК 519.876.5

КОНТРОЛЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТЕЙ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНОГО АГРЕГАТУ ТРИВАЛОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

А. П. Олійник

*Івано-Франківський національний технічний університет, вул.Карпатська,15,
Івано-Франківськ, 76019, e-mail: andrij-olijnyk@rambler.ru.*

Проаналізовано результати розрахунків аеродинамічних характеристик еліптичних профілів за розробленою методикою на основі інтегрального рівняння Фредгольма другого роду, встановлено особливості процесу обтікання при різних значеннях кута атаки та параметрів еліпса. Розглянуто особливості відтворення профілю за експериментально визначеними координатами певної множини точок.

Ключові слова: лопать, обтікання, інтегральне рівняння, профіль, аеродинамічні характеристики, зношення.

Проанализированы результаты расчетов аэродинамических характеристик эллиптических профилей по предложенной методике на основе интегрального уравнения Фредгольма второго рода, установлены особенности процесса обтекания при разных значениях угла атаки и параметров эллипса. Рассмотрены особенности восстановления профиля по экспериментально определенным координатам определенного множества точек.

Ключевые слова: лопасть, обтекания, интегральное уравнение, профиль, аэродинамические характеристики, износ.

The elliptical profile aerodynamic characteristics calculations results using the method based on the second kind Fredholm integral equation is studied, the flowing process features taking to consideration the different angle of attack and the ellipse parameters are grounded. The different aspects of the profile reconstructions using the experimental defined data of the point's coordinates set are considered.

Key words: vane, gas flow, integral equation, profile, aerodynamic characteristics, wear and tear.

Контроль технічного стану лопатей осьових компресорів газоперекачувальних агрегатів (ГПА) здійснюється, як правило, шляхом візуального контролю, на основі чого приймається рішення стосовно заміни лопатей або проведення їх ремонту шляхом відновлення геометричних розмірів. В той же час розроблено та активно використовуються математичні методи розрахунку параметрів дозвукової течії навколо крилових профілів – зокрема, метод дискретних вихорів [1], методи інтегральних рівнянь [2]. При цьому вивчаються різні типи обтікання – стаціонарне безвідривне, нестаціонарне, нестаціонарне в рамках моделі пограничного шару тощо – в залежності від характеру задачі, що вирішується. Основні результати стосовно реалізації вказаних методів як комплексу програмних продуктів були одержані в 80-х роках ХХ століття, проте вони постійно вдосконалюються через розвиток відповідного програмного забезпечення та підвищення швидкодії засобів обчислювальної техніки. Це викликає необхідність вивчення

аеродинамічних процесів, які відбуваються в конструкції ГПА в процесі його функціонування та можливості використання сучасних методів аеродинаміки дозвукових потоків газу для оцінки технологічних параметрів ГПА.

Метою роботи є розробка методу контролю аеродинамічних характеристик лопатей осьового компресора ГПА з використанням методу математичного моделювання процесу обтікання та оцінка їх зміни внаслідок зносу, втрати початкової геометричної конфігурації, зміни кута атаки лопатей, що є характерним для функціонування ГПА сучасних конструкцій. Характер обтікання лопатей ГПА та їх геометричні особливості – невеликі лінійні розміри, дозвукова швидкість руху лопатей дозволяють прийняти обґрунтоване рішення стосовно застосування моделі плоскопаралельного безвідривного обтікання профілю лопаті ідеальною нестисненою рідиною в рамках стаціонарної моделі і розробити ефективні обчислювальні алгоритми для обчислення основних аеродинамічних

характеристик досліджуваних профілів, до яких відносяться коефіцієнти опору, підйимальної сили та обертового моменту, а також оцінити динаміку зміни цих параметрів в процесі зносу лопаті. В рамках оцінки технічного стану елементів конструкції ГПА в умовах їх реальної експлуатації на компресорних станціях вказані моделі та результати застосовуються вперше. Розв'язуючи інтегральне рівняння Фредгольма другого роду відносно дотичної компоненти швидкості [3]

$$V_{\theta}(\theta_0) = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} V_{\theta}(\theta) K(\theta; \theta_0) d\theta + 2 \frac{\partial \Phi}{\partial \theta}(\theta_0), \quad (1)$$

де V_{θ} - дотична до профілю лопаті компонента швидкості; $K(\theta, \theta_0)$ - ядро інтегрального рівняння

$$K(\theta; \theta_0) = \frac{[y(\theta) - y(\theta_0)]x'(\theta_0) - [x(\theta) - x(\theta_0)]y'(\theta_0)}{(y(\theta) - y(\theta_0))^2 + (x(\theta) - x(\theta_0))^2}, \quad (2)$$

де $x(\theta), x(\theta_0), y(\theta), y(\theta_0)$ - координати точок профілю при відповідних значеннях θ - полярної координати; $\Phi(\theta_0)$ - потенціал потоку [2], що набігає на профіль

$$\Phi(\theta_0) = (x(\theta_0) \cos \alpha + y(\theta_0) \sin \alpha) V_{\infty}, \quad (3)$$

де V_{∞} - швидкість газового потоку на достатній відстані від профілю, α - кут атаки, можна визначити компоненти $V_{\theta}(\theta)$ та аеродинамічні характеристики:

- коефіцієнт лобового опору лопаті:

$$C_x = - \int_0^{2\pi} \left[1 - \frac{V_{\theta}^2(\theta)}{x'(\theta)^2 + y'(\theta)^2} \right] y'(\theta) d\theta; \quad (4)$$

- коефіцієнт підйимальної сили:

$$C_y = \int_0^{2\pi} \left[1 - \frac{V_{\theta}^2(\theta)}{x'(\theta)^2 + y'(\theta)^2} \right] x'(\theta) d\theta; \quad (5)$$

- коефіцієнт обертового моменту:

$$C_{mz} = \int_0^{2\pi} \left[1 - \frac{V_{\theta}^2(\theta)}{x'(\theta)^2 + y'(\theta)^2} \right] (x(\theta)x'(\theta) + y(\theta)y'(\theta)) d\theta. \quad (6)$$

При отриманні формул (4)-(6) було здійснено перехід до фізичних компонент вектора швидкості з урахуванням реальної довжини базисних векторів та переходу до одиничних векторів базисів в криволінійних

координатах, в яких проводяться розрахунки. За вказаною моделлю проведено чисельний розв'язок задачі про плоскопаралельне обтікання крилового профілю, який моделюється або еліпсами з різним ексцентриситетом, або ж двома еліптичними конфігураціями з різними значеннями малої півосі для верхньої та нижньої поверхні лопаті. При цьому для точок профілю вибирається наступне рівняння контуру профілю, яке записується у такому вигляді: для верхньої частини профілю:

$$\frac{y^2}{\varepsilon_1^2} + \frac{(x-0,5)^2}{0,5^2} = 1; \quad (7)$$

для нижньої частини:

$$\frac{y^2}{\varepsilon_2^2} + \frac{(x-0,5)^2}{0,5^2} = 1. \quad (8)$$

Всі геометричні та аеродинамічні характеристики приведені до характерних масштабів лопаті та газового потоку, - довжина лопаті та швидкість потоку, що набігає на лопать, приймаються такими, що дорівнюють одиниці. Шляхом безпосередніх досліджень лопатей на зупиненому ГПА встановлено, що відносна товщина профілів знаходиться в межах 8 - 11 % від довжини профілю лопаті. На основі (7) та (8) одержується параметричне подання, яке дозволяє побудувати взаємно однозначне відображення координат x та y як функцій полярного кута:

$$\begin{cases} x = \cos^2 \frac{\theta}{2} \\ \begin{cases} y = \varepsilon_1 \sin \theta, & 0 < \theta < \pi \\ y = \varepsilon_2 \sin \theta, & \pi < \theta < 2\pi \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

Обчислення проводились для фіксованого кута атаки $\alpha = 10^\circ$ та $\varepsilon_1 = 0.05$ при різних значеннях ε_2 , що моделює зміну аеродинамічних характеристик лопатей за рахунок зношення матеріалу, з якого вони виготовлені. В такому випадку мова йде про зміну конфігурації нижньої частини профілю (параметр $\varepsilon_1 = 0.05$ залишається сталим). Результати обчислень наведені в табл.1.

Результати розрахунків показують, що значення аеродинамічних характеристик залежать від початкової форми профілю та характеру зносу, зокрема, виявлено, при формах профілю лопаті, для яких виконується

умова $\varepsilon_1 \gg \varepsilon_2$, що є характерним для діючих лопатей, зміна аеродинамічних характеристик в процесі зносу відбувається значно інтенсивніше, ніж для профілів, для яких справедлива умова $\varepsilon_1 \approx \varepsilon_2$.

Таблиця 1 - Зміна аеродинамічних характеристик в процесі зносу лопатей

ε_2	C_x	C_y	C_{mz}
0,048	-0,22803	1,255	0,36
0,044	-0,25816	1,3977	0,425
0,040	-0,30050	1,56443	0,5028
0,036	-0,35728	1,765	0,5938
0,032	-0,4346	2,0154	0,7063
0,028	-0,54488	2,3378	0,7736
0,024	-0,70997	2,77105	1,0433
0,02	-0,97416	3,3903	1,31699
0,016	-1,45381	4,38301	1,75319
0,012	-2,65	6,47	3,75

Крім того, досліджено залежність аеродинамічних характеристик в залежності від ексцентриситету еліпса при значенні кута атаки $\alpha = 10^\circ$, підтверджено наявність критичних точок обтікання та характер зміни параметрів течії [5]. Результати наведено в табл. 2. Окремого аналізу заслуговує поведінка характеристик при значеннях $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0,026 \dots 0,029$, оскільки для кожного кута атаки виявлено розмір малих півосей еліпса, при якому відбувається різка зміна аеродинамічних характеристик, що може негативно позначитись на роботі досліджуваної технічної системи. Слід зазначити, що при виконанні проведених досліджень не враховувалась та обставина, що загальна картина обтікання елемента конструкції ГПА складається з обтікання великої кількості (порядку 100) лопаток, тому доцільним є дослідження різних геометричних компонок лопаток. За результатами розрахунків можна зробити наступні висновки: розроблений чисельний алгоритм дозволяє враховувати та моделювати обтікання при критичних значеннях кута атаки (ріст значень характеристик в даному випадку при $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0,028$), а також зникнення підйимальної сили, обертового моменту та опору при малих товщина еліпса (фактично мова йде про обтікання відрізка нульової товщини). Вказані розрахунки можна проводити при різних значеннях кута α , а також малих півосей $\varepsilon_1 = \varepsilon_2$.

Таблиця 2 - Залежність аеродинамічних параметрів лопаті при різних значеннях малої півові лопаті

$\varepsilon_1 = \varepsilon_2$	C_x	C_y	C_{mz}
0,05	-0,20813	1,191	0,3352
0,044	-0,21581	1,209	0,3367
0,04	-0,2305	1,253	0,35754
0,036	-0,2704	1,39	0,42115
0,030	-0,82016	2,96	1,139
0,029	-1,7227	1,78	1,932
0,028	-16,828	16,901	7,55
0,026	-0,1017	-2,83	-1,54
0,02	-0,07319	-0,426	-0,58
0,01	-0,00897	0,0052	0,0029

Достовірність одержаних результатів підтверджується проведенням порівняльних розрахунків за різними відомими моделями. Крім того, проведено розрахунки еліптичних профілів при нульовому куті атаки – при цьому одержано відомі співвідношення: $C_x = C_y = C_{mz} = 0$. Всі одержані результати стосуються випадків, коли профіль лопаті задається аналітично у вигляді (9). Проте в реальному випадку координати профілю лопаті задаються таблично у вигляді заданої функції $(x_i, y_i) i = 1, \mathbf{K}, N$, де N - кількість контрольних точок по профілю лопаті. Необхідно встановити відповідність між вказаними координатами та кутом θ . Координати x_i дозволяє однозначно відтворити залежність $x = x(\theta)$ та визначити координати θ_i відповідних точок:

$$x_i = \cos^2 \frac{\theta_i}{2} \Rightarrow \theta_i = 2 \arccos \sqrt{x_i}. \quad (10)$$

При цьому буде витримано відповідний масштаб. Залежність $y(\theta)$ відновлюється або з використанням апарату інтерполяції (інтерполяційного кубічного згладжуючого сплайну [3]), або шляхом моделювання профілю лопаті еліптичною конфігурацією за методом найменших квадратів з використанням координат точок, визначених експериментально (x_i, y_i) :

$$Ax^2 + By^2 = 1, \quad (11)$$

де $A = 1/a^2$; $B = 1/b^2$, які розраховуються так:

$$A = \frac{\sum y_i^4 \sum x_i^2 - \sum y_i^2 \sum x_i^2 y_i^2}{\sum x_i^4 \sum y_i^4 - (\sum x_i^2 y_i^2)^2}, \quad (12)$$

$$B = \frac{\sum x_i^4 \sum y_i^2 - \sum x_i^2 y_i^2 \sum x_i^2}{\sum x_i^4 \sum y_i^4 - (\sum x_i^2 y_i^2)^2}. \quad (13)$$

Слід зазначити, що використання підходу (11), (12), (13) дозволяє вирішити проблему регуляризації значень першої та другої похідної, які входять в (2) (друга похідна виникає після застосування правила Лопітала у випадку $\theta = \theta_0$), оскільки використання інтерполяційних кубічних сплайнів без згладжування для даних, що визначаються з певною похибкою, призводить до суттєвих похибок саме при визначенні значень першої та другої похідної [4]. Проблемою при використанні вказаного підходу є оцінка похибки при наближенні функції, яка задається таблично (x_i, y_i) залежністю (11). Крім того, для ефективного використання наведених методів розрахунку параметрів обтікання профілю лопаті необхідно вирішити проблему встановлення координат (x_i, y_i) апаратними засобами, оскільки при використанні інтегральних рівнянь Фредгольма 2-го роду геометричні характеристики профілю є основними вхідними даними задачі. При цьому важливого значення набуває точність визначення вказаних координат, оскільки елементи конструкції ГПА мають невеликі лінійні розміри і в такому випадку необхідно забезпечувати достатню гладкість функцій $x(\theta)$, $y(\theta)$, які моделюють конфігурацію досліджуваних профілів.

ВИСНОВКИ

За результатами проведених досліджень можна зробити висновки про те, що розроблена математична модель процесу обтікання профілів ідеальною рідиною та її чисельна реалізація дозволяє одержати ефективні методи оцінки та аналізу аеродинамічних параметрів лопатей осьового компресора ГПА, адекватність моделі та точність результатів підтверджена шляхом

паралельного розв'язання тестових задач різними методами (метод дискретних вихорів, метод конформного відображення). Вказаний підхід в подальшому може бути реалізований для вирішення задач аналітичного подання більш складних профілів лопаті крилового типу з використанням інтерполяційних поліномів, а також для вивчення аеродинамічних процесів, що відбуваються на інших об'єктах системи транспортування нафти і газу, наприклад, обтікання ділянок трубопроводів вітровими потоками в гірських умовах.

1. *Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел / С.М. Белоцерковский, В.Н. Котовский, М.И. Нишит, Р.М. Федоров, под. ред. С.М. Белоцерковского – М.: Наука, гл. ред. физ. - мат. лит., 1988 – 232 с.* 2. *Флетчер К. Численные методы на основе метода Галеркина - / К. Флетчер – М.: Мир, 1988 – 352 с.* 3. *Шкадов В.Я. Применение численных методов к расчету аэродинамики элементов летательных аппаратов. / В.Я. Шкадов, А.А. Зайцев, А.М. Комаров, Е.В. Рыбалко, И.В. Зеленов, Т.А. Васильева, Н.А. Зайцев - Отчет механико – математического факультета МГУ. - №3. - 1983. – 87 с.* 4. *Олійник А.П. Математичні моделі процесу квазістаціонарного деформування трубопровідних та промислових систем при зміні їх просторової конфігурації / А. П. Олійник – Наукове видання, Івано – Франківськ, ІФНТУНГ, 2010 – 320 с.* 5. *Лаврентьев М.А. Методы функции комплексного переменного / М.А. Лаврентьев, Б.В.Шабат – 5-е изд.,испр. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 688 с.*

Поступила в редакцію 17.05.2011р.

**Рекомендував до друку докт. техн. наук,
проф. Заміховський Л. М.**