

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

## ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЩІЛИННОГО КАНАЛУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВОРЯДНИХ РЕШТОК

Ю. М. Терещенко, д-р техн. наук, проф., К. В. Дорошенко, канд. техн. наук,  
Дж. Аболхассан заде

Національний авіаційний університет

Terj@nau.edu

*Представлено дослідження впливу параметрів щілинного каналу дворядних решіток аеродинамічних профілів на значення параметра якості дворядних решіток при додатних і від'ємних кутів атаки. Аналіз результатів показав, що за додатних і від'ємних кутів атаки параметр якості решіток досліджуваних дворядних решіток вищий, ніж однорядної.*

**Ключові слова:** дворядна решітка, чисельне моделювання, аеродинамічні характеристики, параметр якості решіток.

*In work are represented results of influence research of slot channel parameters of tandem cascade on the value of cascade quality parameter at positive and negative angles of attack. Analysis of the results show that at positive and negative angles of attack the cascade quality parameter of researching tandem cascade higher than single cascade.*

**Keywords:** tandem cascade, numerical simulation, aerodynamic performance, cascade quality parameter.

### Вступ

Важливе місце в рішенні проблеми вдосконалення характеристик компресорів займають питання зриву потоку у вінцях лопаток. Характеристики багатоступінчатих компресорів визначають характеристиками ступенів і мають певні особливості порівняно з характеристиками ступенів. Ці особливості обумовлені взаємним впливом ступенів компресора.

Аеродинамічний розрахунок ступенів осьового компресора газотурбінного двигуна починається з дослідження течії повітря в елементарних ступенях, які моделюються решітками аеродинамічних профілів. Під час розрахунку характеристик ступенів осьового компресора застосовують аеродинамічні характеристики компресорних решіток.

Одним із чинників, що впливають на ефективність газотурбінних двигунів, є зниження напірності і ККД компресора унаслідок виникнення зриву потоку у вінцях лопаток ступенів [1].

У зв'язку з цим, одна з найважливіших задач аеродинамічного вдосконалення лопаткових машин — запобігання зривного обтікання лопаткових вінців і зниження рівня втрат на розрахунковому і нерозрахункових режимах.

Вживанням різних методів впливу на течію в пристінних шарах можна забезпечити запобігання або локалізацію зриву потоку.

Одним із ефективних методів покращення характеристик компресорів є застосування дворядних лопаткових вінців у спрямляючих апаратах ступенів багатоступінчатих осьових компресорів.

Їх установка забезпечує великі кути повороту потоку при беззривного обтікання лопаткових

вінців і, як наслідок, низький рівень втрат на розрахунковому режимі роботи компресора.

У праці [1] викладено питання теорії дворядних лопаткових вінців. У праці [2] приведено результати дослідження лопаткових вінців із дворядними лопатками за допомогою 3D-моделювання. У праці [3] наведено порівняння характеристик дворядного лопаткового вінця і лопаткового вінця з активним управлінням примежевим шаром. Праця [4] присвячена дослідженню коливань при обтіканні дворядного лопаткового вінця з профілями NASA 0012, проаналізовано явище гістерезису в дворядному лопатковому вінці. У праці [5] представлено результати експериментальних і чисельних досліджень двох осьових ступенів з різною густиною лопаткових вінців. У всіх дослідженнях наголошується позитивний ефект дворядності як засобу підвищення напірності ступенів на розрахунковому режимі і покращення зривних характеристик ступенів осьового компресора на нерозрахункових режимах за великих додатних кутів атаки лопаток. Водночас характеристики лопаткових вінців на нерозрахункових режимах, коли кути атаки дворядних лопаток від'ємні, до теперішнього часу не досліджені. Не розглянуто також задачі про вплив співвідношення параметрів лопаток першого і другого рядів на аеродинамічні характеристики дворядних компресорних решіток.

### Мета роботи

Метою роботи є дослідження впливу параметрів щілинного каналу дворядних решіток аеродинамічних профілів на значення параметра якості дворядних решіток при додатних і від'ємних кутів атаки.

### Аеродинамічні характеристики решіток

Характеристики решітки профілів розглядають звичайно у вигляді залежності коефіцієнта підйомної сили  $c_y$  і коефіцієнта профільного опору  $c_x$ , або кута повороту потоку  $\Delta\beta$  і коефіцієнта втрат  $\xi$  від кута атаки  $i$  за даного значення числа Маха і числа Рейнольдса. У практиці авіаційного двигунобудування широко використовують характеристики решіток, отриманих експериментально на спеціальних аеродинамічних стендах. Але останнім часом все більше використовують характеристики решіток, отриманих шляхом чисельного експерименту, у вигляді залежності кута повороту потоку  $\Delta\beta$  і коефіцієнта втрат  $\xi$  від кута атаки  $i$ .

Для розрахунку коефіцієнта втрат повного тиску використовується наступна формула

$$\xi = \frac{P_1^* - P_2^*}{\frac{\rho_1 w_m^2}{2}},$$

де  $P_1^*, P_2^*$  — повний тиск на вході і виході в решітку відповідно;  $\rho_1$  — густина газу на вході в решітку;  $w_m$  — середня відносна швидкість в решітках.

Кут повороту потоку розраховується по співвідношенню  $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ .

За малих кутів атаки, кут відставання  $\delta$ , майже не залежить від кута атаки. Але при зростанні значення кута атаки виникає зрив потоку на спинці профілю (поблизу його задньої крайки), що виявляється в уповільненні зростання і в подальшому падіння  $\Delta\beta$ , а також у різкому збільшенні  $\xi$ . За критичного кута атаки ( $i_{кр}$ ) зрив потоку розповсюджується практично на всю поверхню спинки лопатки. Такий режим роботи називається *максимальним*.

За деякого кута атаки  $i_{min}$  коефіцієнт втрат в решітках має якнайменше значення. За збільшенням кута атаки від  $i > i_{min}$  до  $i = i_{opt}$  втрати в решітках зростають несуттєво, а кут повороту потоку  $\Delta\beta$  збільшується. При  $i = i_{opt}$  співвідношення між адиабатною роботою стиснення і ефективною роботою досягає максимального значення, що відповідає максимуму коефіцієнта корисної дії (ККД) ступеня. При  $i > i_{opt}$  зростає ефективна робота, але унаслідок зростання втрат, пов'язаних з місцевим зривом потоку на цих режимах темп збільшення адиабатної роботи стиснення зменшується і, як наслідок, має місце зни-

ження ККД ступеня порівняно з оптимальним (розрахунковим) режимом.

Максимізація значення ступеня, підвищення тиску ступеня компресора має при кутах атаки  $i \approx i_{кр}$ . Проте ці режими характеризуються розвиненим зривом потоку і різким збільшенням втрат. Тому ККД лопаткового вінця на режимах  $i > i_{кр}$  різко знижується. Тому при виборі розрахункового кута атаки потрібно забезпечити необхідний запас відносно до  $i_{кр}$ . Звичайно цьому відповідає кут атаки близький до нуля, а кут повороту потоку в решітках при цьому становить близько 80 % від максимального. Кут атаки  $i^*$ , за якого кут повороту потоку в решітках рівний  $0,8\Delta\beta_{max}$  і відповідний йому режим обтікання решіток називають *номінальними*. Режим роботи решіток з номінальними кутами відхилення потоку називають *номінальним*.

Має місце ціла низка принципів оптимізації параметрів компресорних решіток: за максимальною якістю профілів у решітках, за максимальним коефіцієнтом корисної дії решіток, за мінімумом втрат і деякі інші. Оптимізація параметрів компресорних решіток за умови отримання максимальної якості профілів має найбільш строгі аеродинамічні основи. Максимальна якість профілю в решітках визначається як відношення оптимальних значень коефіцієнта підйомної сили профілю  $c_{y_{opt}}$  і коефіцієнта профільного опору  $c_{x_{opt}}$ :

$$k_{max} = \frac{c_{y_{opt}}}{c_{x_{opt}}}.$$

Близьким за фізичним значенням до якості профілів у решітках може розглядатися параметр якості решіток профілів як відношення відносного кута відхилення потоку решітками до відносного рівня втрат повного тиску в решітках [1]:

$$k' = \frac{\Delta\bar{\beta}}{\bar{\xi}},$$

де  $\Delta\bar{\beta} = \frac{\Delta\beta}{\Delta\beta^*}$  і  $\bar{\xi} = \frac{\xi}{\xi^*}$  — відношення поточних значень кута відхилення потоку і коефіцієнта втрат повного тиску ( $\Delta\beta$  і  $\xi$ ) до значень цих параметрів на номінальному режимі ( $\Delta\beta^*$  і  $\xi^*$ ).

У статті представлені результати дослідження двох варіантів дворядних решіток (перша решітка має ширину щілинного каналу  $l_s = 0$ , друга —  $l_s = 10\% b_s$ ) і геометрично еквівалентної однорядної компресорної решітки. Дворядні решітки мають однакові параметри: сумарна хорда

$b_{\Sigma} = 52$  мм, хорда першого ряду лопаток  $b_1 = 60\% b_{\Sigma}$ , крок решітки  $t = 40$  мм, кут установки профілів  $\gamma = 63^\circ$ , конструкційний кут входу потоку першого ряду лопаток  $\beta_{11к} = 26^\circ 40'$ , конструкційний кут входу потоку другого ряду лопаток  $\beta_{12к} = 32^\circ 40'$ , конструкційний кут виходу потоку другого ряду лопаток  $\beta_{22к} = 90^\circ$ , ширина щілинного каналу  $l_s$ .

На рис. 1 показана схема дворядних решіток аеродинамічних профілів, позначені глибина щілинного каналу  $l_s$ ,  $f_1$  — відстань між поверхнями профілів першого і другого ряду на вході в щілинний канал,  $f_2$  — відстань між поверхнями профілів першого і другого ряду на виході з щілинного каналу,  $i$  — кут атаки,  $w_1$  — відносна швидкість на вході в решітку.

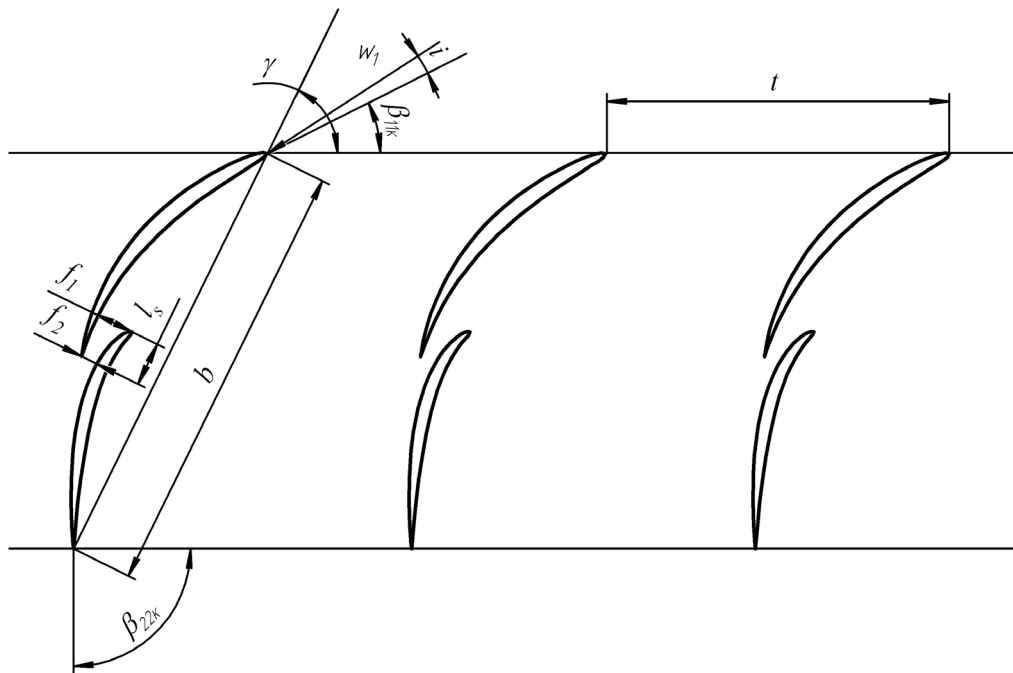


Рис. 1. Схема і основні параметри дворядних ґрат профілів

Для досліджуваних решіток використовувався 6% профіль серії ВС-10 [6].

У праці [1] дані рекомендації стосовно вибору параметрів щілинного каналу залежно від густини решітки  $b/t$ .

Коефіцієнт дворядності, що характеризує щілинний канал, записується у вигляді:

$$K = \frac{\bar{f}_2}{\bar{t} - f_2}$$

де  $\bar{f}_2 = \frac{f_2}{b_{\Sigma}}$ ,  $\bar{t} = \frac{t}{b_{\Sigma}}$ .

Для досліджуваних дворядних решіток, з урахуванням рекомендацій [1], висота щілинного каналу на виході  $f_2 = 3,5$  мм.

У статті для вирішення поставленого завдання використовувався метод чисельного експерименту.

Під час розрахунку течії в компресорних решітках великий вплив надає в'язкість повітря. Без її урахування неможливо мати уявлення про втрати, що виникають під час обтікання. Виникнення відриву в'язкого потоку з поверхні профілю приводить до зміни характеристик компре-

сорних решіток профілів. Для розрахунку таких течій необхідно вирішувати нестационарні рівняння Нав'є-Стокса. Вирішення цих рівнянь неможливе без використання чисельних методів, у яких розрахункова область течії апроксимується кінцевим числом розрахункових точок. Основна складність такого розрахунку турбулентних течій пов'язана з тим, що в турбулентності важливе значення мають рухи, масштаби яких набагато менше відстаней між вузловими точками в найдрібніших розрахункових сітках, що використовуються на практиці. Перераховані труднощі призводять до того, що прямі розрахунки турбулентних течій з використанням рівнянь Нав'є-Стокса практично неможливі. Інший шлях розрахунку турбулентних течій полягає у використанні усереднених рівнянь Нав'є-Стокса, які замінюються моделлю турбулентної в'язкості. Всі існуючі моделі турбулентної в'язкості не володіють універсальністю і можуть використовуватися для коректних розрахункових досліджень у певних діапазонах зміни режимних параметрів течії. Для вирішення завдань обтікання лопаткових машин краще всього себе зарекомендувала

модель SST Ментера [7], вона об'єднує в собі кращі сторони моделей  $k-\epsilon$  і  $k-\omega$  [3; 8]. Результати розрахунку тестової задачі для дворядних решіток профілів приведені в праці [9]. Для розрахункової області досліджуваних дворядних решіток використовувалася дрібна адаптивна неструктурована сітка і розрахункова схема другого порядку з локальним використанням розрахункової схеми першого порядку (*High resolution*). Розрахунок течії в досліджуваних решітках проводився за фіксованого числа Маха на вході  $M_{w1} = 0,72$ , кут атаки варіювався від  $-15^\circ$  до  $+15^\circ$ .

На рис. 2 (а, в) показано миттєве векторне поле розподілу швидкості за кута атаки  $i = +2^\circ$  і числу Маха  $M_{w1} = 0,72$  для трьох варіантів досліджуваних решіток. Аналіз миттєвих полів швидкостей, представлених на рис. 1, показує, що за кута атаки  $i = +2^\circ$  і числу Маха  $M_{w1} = 0,72$  течія в дворядних решітках відбувається без відриву потоку, в той час, як при обтіканні геометрично еквівалентної однорядної решітки відбувається відрив потоку з хвостика профілю і утворюється початкова вихрова течія. При збільшенні кута атаки градієнт тиску зростає і утворюється інтенсивна вихрова течія. У дворядних лопаткових вінцях відрив течії відбувається за більш великих кутів атаки, ніж у однорядних решітках. Це пов'язано з перерозподілом енергії в міжлопаткових каналах дворядних решіток між основним потоком і потоком, що витікає з міжлопаткових щілинних каналів. За даними чисельного експерименту досліджуваних решіток була побудована залежність параметра якості ґрат  $k' = \frac{\Delta\beta}{\xi}$  від кута атаки  $i$  (рис. 3).

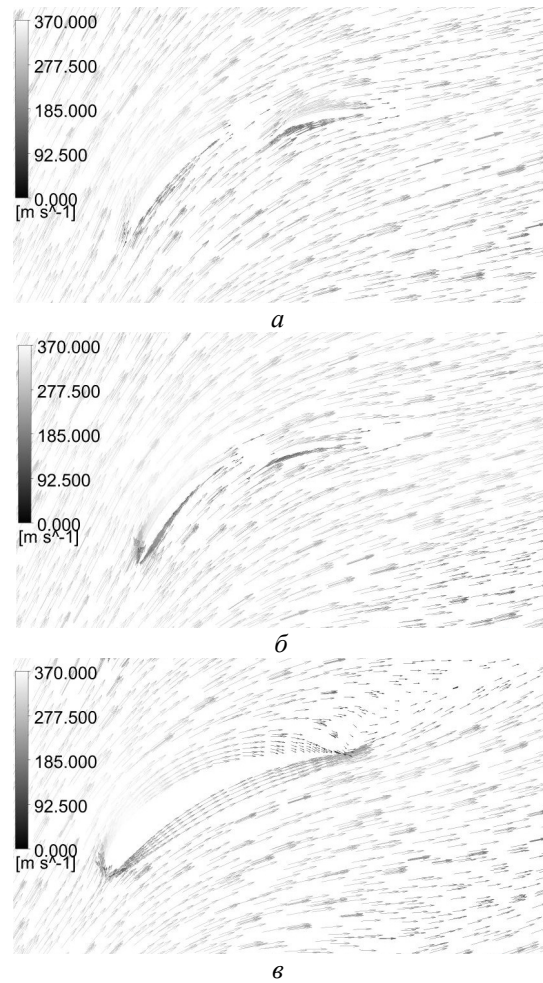


Рис. 2. Миттєве векторне поле розподілу швидкості за кута атаки  $i = +2^\circ$  і числу Маха  $M_{w1} = 0,72$ :  
 а — дворядна решітка з  $l_s = 0$ ;  
 б — дворядна решітка з  $l_s = 10\% b_\Sigma$ ;  
 в — однорядна решітка

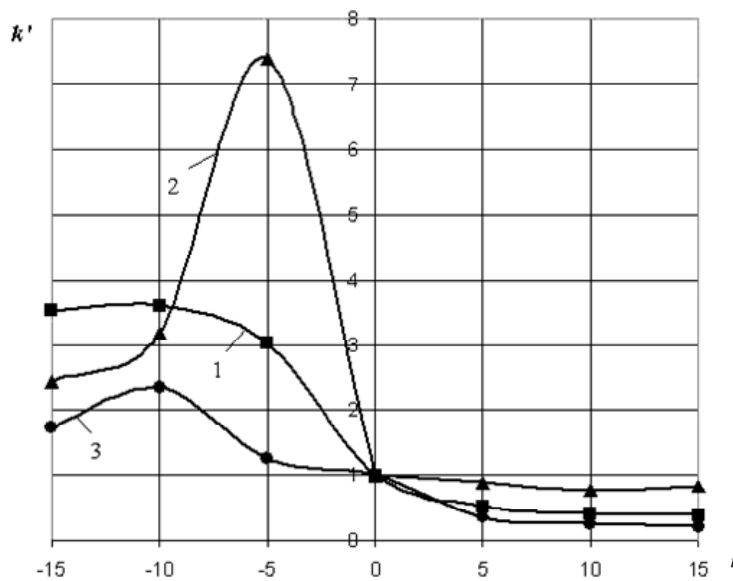


Рис. 3. Залежність параметра якості решіток  $k'$  від кута атаки  $i$ :  
 1 — дворядна решітка з  $l_s = 0$ ; 2 — дворядна решітка з  $l_s = 10\% b_\Sigma$ ;  
 3 — однорядна геометрично еквівалентна решітка

Як впливає з розгляду графіка на рис. 3, значення параметра якості дворядних решіток  $k'$  досліджених дворядних решіток за додатних і від'ємних кутів атаки вище, ніж у геометрично еквівалентної однорядної решітки. Дворядна решітка з  $l_s = 10\% b_2$  має більші значення параметра якості решітки  $k'$  порівняно з дворядною решіткою з  $l_s = 0$ . Найбільш ефективно виявляється дворядність за кутів атаки  $i = -10^\circ \dots 5^\circ$  в решітках з глибиною щілинного каналу  $l_s = 10\% b_2$ .

### Висновки

1. Аналіз результатів розрахункових досліджень показав, що за додатних кутів атаки течія в дворядних решітках відбувається без відриву потоку, в той час, як при обтіканні геометрично еквівалентних однорядних решіток виникає вихрова течія на поверхні лопаток. За додатних і від'ємних кутів атаки параметр якості дворядних решіток вищий, ніж однорядної.

2. Аеродинамічні характеристики дворядних компресорних решіток істотно залежать від співвідношення хорд лопаток першого і другого ряду. Найбільш ефективно дворядність виявляється за кутів атаки  $i = -10^\circ \dots 5^\circ$  у дворядних решітках з глибиною щілинного каналу  $l_s = 10\% b_2$ .

3. Завданням подальших досліджень дворядних компресорних решіток є отримання узагальнених характеристик номінальних режимів і режимів запирання дозвукових і надзвукових компресорних решіток, які можуть бути використані під час розрахунків характеристик ступенів і багатоступінчатих осьових компресорів.

### ЛІТЕРАТУРА

1. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю. М. Терещенко. — М.: Машиностроение, 1987. — 168 с.

2. McGlumphy J. 3D Numerical Investigation Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor / J. McGlumphy, Ng Wing-Fai, R. Steven, W. Kempf, S. Kempf // Journal Turbomachinery. — 2010. — V. 132, Issue 3. — P. 1–9.

3. Zhao S. Exploring intention using aspirated cascade to replace tandem cascades / S. Zhao, J. Luo, X. Lu, J. Zhu // Journal Thermal Science. — 2010. — V. 19, Issue 5. — P. 390–396.

4. Lee T. Flow past two in-tandem airfoils undergoing sinusoidal oscillations / T. Lee // Experiments in Fluids. — 2011. — V. 51, Issue 6. — P. 1605–1621.

5. Shen C. Numerical and experimental investigation an axial compressor flow with tandem cascade / C. Shen, X. Qiang, J. Teng // Journal Thermal Science. — 2012. — V. 21, Issue 6. — P. 500–508.

6. Свечников В. С. Аэродинамические характеристики компрессорных решёток / В. С. Свечников, А. Б. Кириллов // Технический отчет ЦАГИ № 142. — М.: ЦАГИ, 1957. — 54 с.

7. Menter F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F. R. Menter // AIAA J. — 1994. — Vol. 32, Issue 8. — P. 1598–1605.

8. Бойко А. В. Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорущенко, М. В. Бурлака. — Х.: НТУ «ХП», 2012. — 192 с.

9. Терещенко Ю. М. Моделирование течения в двухрядных лопаточных венцах / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, Дж. Аболхассан заде // Вісник Національного технічного університету «ХП». Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. — 2015. — № 22. — С. 75–77.

### REFERENCE

1. Tereschenko Yu. M. Aerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnyh apparatov kompressorov / Yu. M. Tereschenko // — М.: Mashinostroenie, 1987. — 168 p.

2. McGlumphy J. 3D Numerical Investigation Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor / J. McGlumphy, Ng Wing-Fai, R. Steven, W. Kempf, S. Kempf // Journal Turbomachinery. — 2010. — V. 132, Issue 3. — P. 1–9.

3. Zhao S. Exploring intention using aspirated cascade to replace tandem cascades / S. Zhao, J. Luo, X. Lu, J. Zhu // Journal Thermal Science. — 2010. — V. 19, Issue 5. — P. 390–396.

4. Lee T. Flow past two in-tandem airfoils undergoing sinusoidal oscillations / T. Lee // Experiments in Fluids. — 2011. — Vol. 51, Issue 6. — P. 1605–1621.

5. Shen C. Numerical and experimental investigation an axial compressor flow with tandem cascade / C. Shen, X. Qiang, J. Teng // Journal Thermal Science. — 2012. — V. 21, Issue 6. — P. 500–508.

6. Svechnicov V. S. Aerodinamicheskie harakteristiki kompressornyh reshetok / V. S. Svechnicov, A. B. Kirillov // Tehnicheskij otchet CAGI № 142. — М.: CAGI, 1957. — 54 p.

7. Menter F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F. R. Menter // AIAA J. — 1994. — Vol. 32, Issue 8. — P. 1598–1605.

8. Bojko, A. V. Primenenie vychislitel'noj aerodinamiki do optimizacii lopatok turbomashin / A. V. Bojko, Ju. N. Govorushhenko, M. V. Burlaka. — H.: NTU «HPI», 2012. — 192 p.

9. Tereschenko, Yu. M. Modelirovanie techenija v dvuhryadnyh lopatochnyh vencah / Yu. M. Tereschenko, E. V. Doroshenko, Dzh. Abolhassan zade // Visnik Nacional'nogo tehnicnogo universitetu «HPI». Serija: Mehaniko-tehnologichni sistemi ta kompleksi. — 2015. — № 22. — P. 75–77.

Стаття надійшла до редакції 29.09.2015