

ТЕХНОЛОГІЇ ТА ОБЛАДНАННЯ ВИРОБНИЦТВА

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, Е. В. ДОРОШЕНКО, Д. АБОЛХАССАНЗАДЕ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ДВУХРЯДНЫХ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦАХ

В работе рассмотрена тестовая задача моделирования течения в двухрядном лопаточном венце. представлены результаты численного моделирования течения в двухрядных лопаточных венцах осевого компрессора, точность расчета параметров расчета оценена с помощью верификации данных численного и известного физического эксперимента. Результаты расчета показали, что использование модели турбулентности SST Ментера, мелкой адаптивной нерегулярной расчетной сетки дает погрешность 5–7 %.

Ключевые слова: моделирование, двухрядная решетка, течение, угол атаки, пограничный слой, компрессор, вязкость, сжимаемость, срыв.

Введение. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров является одним из путей решения общей проблемы повышения эффективности транспортных и стационарных газотурбинных двигателей, компрессорных вентиляционных установок. Важное место в решении проблемы совершенствования характеристик компрессоров занимают вопрос срыва потока в лопаточных венцах. Одним из факторов, влияющих на эффективность газотурбинных двигателей является уменьшение КПД компрессора вследствие возникновения срыва потока в лопаточных венцах ступеней [1–3].

В связи с этим, одна из важнейших задач аэродинамического совершенствования лопаточных машин – предотвращение срывного обтекания лопаточных венцов и снижение уровня потерь. Применением энергетических методов воздействия на течение в пристенных слоях можно обеспечить предотвращение или локализацию срыва потока. Одним из эффективных методов улучшения характеристик компрессоров является применение двухрядных лопаточных венцов.

В работе [1] изложены вопросы теории двухрядных лопаточных венцов. В работе [4] приведены результаты исследования лопаточных венцов с двухрядными лопатками с помощью 3D моделирования. В работе [5] приводится сравнение характеристик двухрядного лопаточного венца и лопаточного венца с активным управлением пограничным слоем. Работа [6] посвящена исследованию колебаний при обтекании двухрядного лопаточного венца с профилями NASA 0012, проанализировано явление гистерезиса в двухрядном лопаточном венце. В работе [7] представлены результаты экспериментальных и численных исследований двух осевых ступеней с разной плотностью лопаточных венцов.

Цель работы. Целью работы является рассмотрение тестовой задачи моделирования течения в двухрядном лопаточном венце. Решение этой задачи необходимо для оценки точности численного моделирования в сравнении с результатами физического эксперимента.

Моделирование течения в двухрядных лопаточных венцах осевого компрессора. Основой обращения к двухрядным решеткам является идея о перераспределении энергии в межлопаточных каналах между различными областями потока.

Назначение газодинамического действия на по

ток заключается в снижении уровня гидравлических потерь, связанных со срывом потока с поверхностей, и выравнивания поля скоростей и давления за выходными кромками обтекаемых поверхностей. При работе лопаточных венцов в реальных условиях давление в пограничном слое меньше, чем в ядре потока, поэтому пограничный слой не в состоянии преодолеть высокий положительный градиент давления на поверхности лопаток при больших углах атаки и происходит его отрыв из поверхности. Применение газодинамических методов управления обтеканием элементов компрессора в виде управления пограничным слоем (управление обтеканием) и управления аэродинамическими следами за элементами двигателя позволяет устранить или локализовать отрыв пограничного слоя.

В данной работе объектом исследования является компрессорная решетка, представляющая собой двойную решетку из круговых дужек (по принципу щелевого крыла), толщиной 1,2 мм с одинаковыми радиусами и одинаковыми длинами.

На рис. 1 представлена схема исследуемой компрессорной решетки.

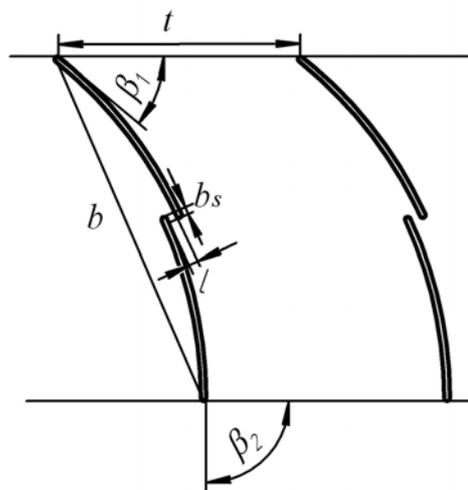


Рис. 1 – Схема компрессорной решетки

Исследуемая решетка имеет следующие характеристики: хорда $b=80$ мм, угол входа потока $\beta_1 = 40^\circ$, угол выхода потока $\beta_2 = 90^\circ$, $b_s=1,6$ мм - перекрытие

© Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, Д. Аболхассанзаде. 2015

обоих профилей, измеряемое перпендикулярно l , l - ширина щели у выхода.

В современной практике для исследования течения в элементах газотурбинных двигателей широко используется численный эксперимент. Численный эксперимент основывается на построении математических моделей исследуемого явления. Один из наиболее важных этапов численного исследования течения газа связан с построением расчетной сетки.

Система дифференциальных уравнений Навье – Стокса, которая описывает течение газа, достаточно сложная и аналитически ее решить пока еще невозможно. Поэтому в практике исследований газовых потоков широко используются численные методы решения таких уравнений. Для этого сплошная расчетная область, через которую течет газ, подается как совокупность изолированных узлов, или сетка. То есть сплошная область подается как дискретная. Уравнения решаются только в этих узлах, однако при этом используется не система дифференциальных уравнений Навье – Стокса, а ее конечно-разностный аналог (все частные производные заменяются конечными разностями). Поэтому каждое дифференциальное уравнение записывается как линейное алгебраическое уравнение. Таким образом, решение системы дифференциальных уравнений для сплошной расчетной области, через которую течет газ, сводится к решению системы алгебраических уравнений в каждом узле сетки. Решение системы этих алгебраических уравнений не является решением системы дифференциальных уравнений, поскольку при построении ее конечно-разностного аналога используются некоторые упрощения. При проведении численного эксперимента осредненные уравнения Навье-Стокса замыкались моделью турбулентной вязкости SST Ментера [8], которая хорошо зарекомендовала себя для решения подобного класса задач [9, 10].

Численный эксперимент проводился в несколько этапов. При расчете течения на входе задавалась скорость 60 м/с, расчет производился при разных углах атаки. При проведении расчетов боковые границы расчетной области формировались по линиям тока при условии непрозрачности твердых стенок. Твердые стенки принимались адиабатическими. Также использовалось условие прилипания. В качестве рабочего тела использовался воздух.

Сначала моделировалась однорядная решетка геометрически подобная двухрядной. В основу принципа геометрической эквивалентности однорядных профилей и двухрядных профилей положены следующие условия:

- равенство углов установки γ профилей однорядной и двухрядной решеток;
- равенство углов входа β_1 и выхода β_2 потока в однорядной и двурядной решетках;
- равенство хорды b исходного профиля и условной хорды эквивалентного двухрядного профиля;
- равенство густоты b/t однорядной и двухрядной решеток.

На рис.2 показан фрагмент мгновенного поля распределения скорости.

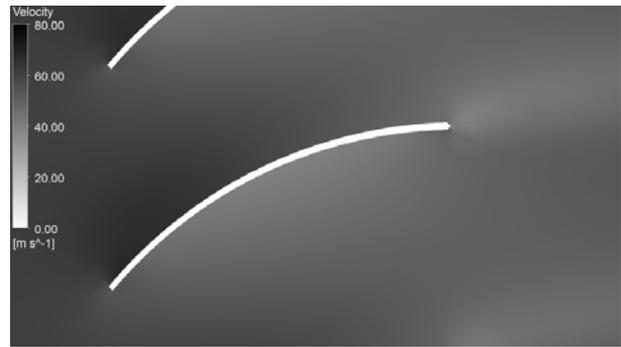


Рис. 2 – Мгновенное поле распределения скорости для однорядной решетки при угле атаки $i=10^\circ$

Далее проводилось численное моделирование течения для двухрядных решеток со значениями ширины щели у выхода l от 1 до 4 мм. При значениях углах атаки $i=10^\circ$; 15° ; 20° .

На рис. 3 показаны фрагменты мгновенного поля распределения скорости для двухрядной решетки с $l=2$ мм при угле атаки $i=10^\circ$.

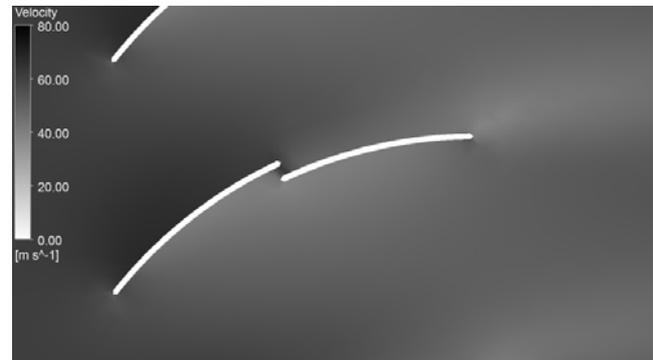


Рис. 3 – Мгновенное поле распределения скорости для двухрядной решетки при угле атаки $i=10^\circ$

На рис. 2, 3 видно, что при одинаковых условиях обтекания лопаточных венцов картина обтекания разная. В двухрядном лопаточном венце можно увидеть перераспределение скорости вдоль межлопаточного канала по сравнению с однорядным лопаточным венцом.

На рис. 4 представлен график зависимости параметра $\frac{1}{\xi}$ и $\frac{l}{b}$. Для расчета коэффициента потерь полного давления используется следующая формула

$$\xi = \frac{p_1^* - p_2^*}{\rho_1 W_m^2 / 2},$$

где p_1^* , p_2^* - полное давление на входе и выходе в решетку соответственно; ρ_1 - плотность газа на входе в решетку; W_m - средняя относительная скорость в решетке.

На графике штриховой линией показаны результаты физического эксперимента [11], сплошной линией – результаты численного эксперимента.

Результаты численного моделирования течения в двухрядных решетках при сравнении с экспериментальными данными [11] показали, что погрешность расчета составляет от 5 до 7 %.

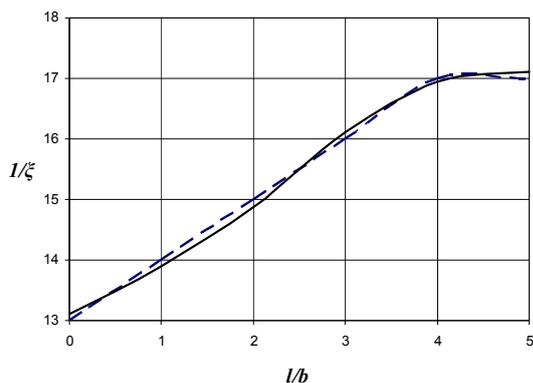


Рис. 4 – Зависимость параметра $\frac{1}{\xi}$ от относительной длины щели канала $\frac{l}{b}$

Выводы. Сравнение данных численного моделирования тестовой задачи и физического эксперимента показало, что погрешность расчета составляет от 5 до 7 %. Таким образом, при моделировании течения в двухрядных лопаточных возможно использование модели турбулентности SST Ментера и мелкой нерегулярной адаптивной сетки.

Список литературы: 1. Терещенко, Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168 с. 2. Hara, T. Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor [Text] / T. Hara, D. Morita, Y. Ohta, E. Ohta // Journal of Thermal Science. – 2011. – Vol. 20, Issue 1. – P. 6–12. doi: 10.1007/s11630-011-0427-z. 3. Abe, T. Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor [Text] / T. Abe, H. Mitsui, Y. Ohta // Journal of Thermal Science. – 2013. – Vol. 22, Issue 6. – P. 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7. 4. McGlumphy, J. 3D Numerical Investigation of Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor [Text] / J. McGlumphy, Ng Wing-Fai, R. Steven, W. Kempf, S. Kempf // Journal of Turbomachinery. – 2010. – Vol. 132, Issue 3. – P. 1–9. doi: 10.1115/1.3149283. 5. Zhao, S. Exploring the intention of using aspirated cascade to replace tandem cascades [Text] / S. Zhao, J. Luo, X. Lu, J. Zhu // Journal of Thermal Science. – 2010. – Vol. 19, Issue 5. –

P. 390–396. doi: 10.1007/s11630-010-0399-4. 6. Lee, T. Flow past two in-tandem airfoils undergoing sinusoidal oscillations [Text] / T. Lee // Experiments in Fluids. – 2011. – Vol. 51, Issue 6. – P. 1605–1621. doi: 10.1007/s00348-011-1173-4. 7. Shen, C. Numerical and experimental investigation of an axial compressor flow with tandem cascade [Text] / C. Shen, X. Qiang, J. Teng // Journal of Thermal Science. – 2012. – Vol. 21, Issue 6. – P. 500–508. doi: 10.1007/s11630-012-0574-x. 8. Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F. R. Menter // AIAA J. – 1994. – Vol. 32, Issue 8. – P. 1598–1605. doi: 10.2514/3.12149. 9. Бойко, А. В. Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин [Текст] / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорущенко, М. В. Бурлака. – Х.: НТУ «ХПИ», 2012. – 192 с. 10. Yin, S. Application and comparison of SST model in numerical simulation of the axial compressors [Text] / S. Yin, D. Jin, X. Gui, F. Zhu // Journal of Thermal Science. – 2010. – Vol. 19, Issue 4. – P. 300–309. doi: 10.1007/s11630-010-0387-8. 11. Фиккерт К. Исследование диффузорных решеток с большим отклонением потока [Текст] / К. Фиккерт // Вопросы ракетной техники. – 1953. – №1. – С. 57–67.

Bibliography (transliterated): 1. Tereshchenko, Yu. M. (1987). Aerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnykh apparatov kompressorov. Moscow, USSR: Mashinostroenie, 168. 2. Hara, T., Morita, D., Ohta, Y., Ohta, E. (2011). Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 20 (1), 6–12. doi: 10.1007/s11630-011-0427-z. 3. Abe, T., Mitsui, H., Ohta, Y. (2013). Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 22 (6), 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7. 4. McGlumphy, J., Wing-Fai, Ng, Steven, R., Kempf, W. Kempf, S. (2010). 3D Numerical Investigation of Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor. Journal of Turbomachinery, 132 (3), 1-9. doi: 10.1115/1.3149283. 5. Zhao, S., Luo, J., Lu, X., Zhu, J. (2010). Exploring the intention of using aspirated cascade to replace tandem cascades. Journal of Thermal Science, 19 (5), 390-396. doi: 10.1007/s11630-010-0399-4. 6. Lee, T. (2011). Flow past two in-tandem airfoils undergoing sinusoidal oscillations. Experiments in Fluids, 51 (6), 1605-1621. doi: 10.1007/s00348-011-1173-4. 7. Shen, C., Qiang, X., Teng, J. (2012). Numerical and experimental investigation of an axial compressor flow with tandem cascade. Journal of Thermal Science, 21 (6), 500-508. doi: 10.1007/s11630-012-0574-x. 8. Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J., 32 (8), 1598–1605. doi: 10.2514/3.12149. 9. Boyko, A. V., Govorushchenko, Ju. N., Burlaka, M. V. (2012). Primenenie vychislitel'noy aerodinamiki k optimizacii lopatok turbomashin. Kharkov, Ukraine: NTU «KhPI», 192. 10. Yin, S., Jin, D., Gui, X., Zhu, F. (2010). Application and comparison of SST model in numerical simulation of the axial compressors. Journal of Thermal Science, 19 (4), 300–309. doi: 10.1007/s11630-010-0387-8. 11. Fikkert, K. (1953) Issledovanie difuzornykh reshetok s bol'shim otkloneniem potoka. Voprosi raketnoj tehniky, 1, 57-67.

Поступила (received) 26.05.2015

Відомості про авторів / Сведения об авторах / About the Authors

Терещенко Юрій Матвеевич – доктор технічних наук, професор, Національний авіаційний університет, професор кафедри авіаційних двигателів; тел.: (044) 406-75-93; e-mail: terj@nau.edu.ua.

Терещенко Юрій Матвійович – доктор технічних наук, професор, Національний авіаційний університет, професор кафедри авіаційних двигунів; тел.: (044) 406-75-93; e-mail: terj@nau.edu.ua.

Tereshchenko Yuriy Matveevych – Doctor of Science, Professor, National Aviation University, Aeroengine Department; tel.: (044) 406-75-93; e-mail: terj@nau.edu.ua.

Дорошенко Катерина Вікторівна – кандидат технічних наук, доцент, Національний авіаційний університет, кафедра авіаційних двигателів; тел.: (068) 351-30-39; e-mail: kiki_ua@ukr.net.

Дорошенко Катерина Вікторівна – кандидат технічних наук, доцент, Національний авіаційний університет, кафедра авіаційних двигунів; тел.: (068) 351-30-39; e-mail: kiki_ua@ukr.net.

Doroshenko Katerina Viktorovna – Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Associate Professor, National Aviation University, Aeroengine Department; tel.: (068) 351-30-39; e-mail: kiki_ua@ukr.net.

Аболхассанзаде Джалал – аспірант, Національний авіаційний університет, кафедра авіаційних двигателів; тел.: (044) 406-75-93; e-mail: jalal.abolhasani@gmail.com.

Аболхассанзаде Джалал – аспірант, Національний авіаційний університет, кафедра авіаційних двигунів; тел.: (044) 406-75-93; e-mail: jalal.abolhasani@gmail.com.

Abolhassanzade Jalal – postgraduate, National Aviation University, Aeroengine Department; tel.: (044) 406-75-93; e-mail: jalal.abolhasani@gmail.com.