

Modelirovanie protsessa azotirovaniya. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 1. **3.** *Mihalskiy Y., Tasikovskiy Y., Vah P.* (2005) Formirovanie odnofaznogo sloya  $\gamma$ -nitrida pri kontsentriruemom azotirovanii v gazovoy srede. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 1. **4.** *Shpis H.-Y., H. Le Ten, Birmann H.* (2004) Kontroliruemoe azotirovanie. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 7, 7–11. **5.** *Baranowska J.* (2005) Functional characteristics of nitride layers on austenitic steel produced by gas nitriding. *Material Science, Lithuania*, 3, 226–307. **6.** *Bazaleeva K. O.* (2005) Mehanizmy vliyaniya azota na strukturu i svoystva staley. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 10 (604), 17–23. **7.** *Gerasimov S. A., Golikov V. A., Press M. A.* (2004) Gazobaricheskoe azotirovanie staley. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 6, 7–9. **8.** *Mihalski Y., Tasikovski Y., Vah P.* (2005) Formirovanie odnofaznogo sloya  $\gamma$ -nitrida pri kontroliruemom azotirovanii v gazovoy srede. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 11 (605), 35–38. **9.** *Fossati A., Borgioli F., Galvanetto E.* (2006) Glow-discharge nitriding of AISI 316L austenitic stainless steel: influence of treatment. – *Surface and Coat. Technol*, 11, 3511–3517. **10.** *Artemev V. P.* (2004) Ionnoe azotirovanie pokrytiy, nanesennykh iz zhidkometallicheskogo nositelya. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 1, 43–45. **11.** *Budilov V. V., Agzamov R. D., Ramazanov K. N.* (2007) Ionnoe azotirovanie v tleyuschem razryade s efektom pologo katoda. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 7 (625), 33–36. **12.** *Koroatev A. D., Ovchinnikov S. V., Tyumentsev A. N.* (2004) Ionnoe azotirovanie ferrito-perlitnoy i austenitnoy staley v gazovyykh razryadah nizkogo davleniya. – J. Fizika i himiya obrabotki materialov, 1, 22–27. **13.** *Borisov D. P., Goncharova V. V., Kuzmichenko V. M.* (2006) Ionno-plazmennoe azotirovanie legirovannoy stali s primeneniem dugovogo plazmogeneratora nizkogo davleniya. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 12, 11–15. **14.** *Kuksenov L. I., Michugin M. S.* (2008) Vliyaniye usloviy nagreva pri azotirovanii na strukturu i iznosostoykost poverhnostnykh sloev na stali 38H2MYuA. – J. Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov, 2, 29 – 35. **15.** *Tsujikawa M., Yamauchi N., Ueda N.* (2005) Behavior of carbon in low temperature plasma nitriding layer of austenitic stainless steel. – *Surface and Coat. Technol*, 1–3, 309–313. **16.** *Oliveira Sandro D., Andre P. Tschiptschin, Carlos E. Pinedo.* (2007) Simultaneous plasma nitriding and ageing treatments of precipitation hardenable plastic mould steel. – *Mater. and Des*, 5, 1714–1718. **17.** *M. Shah Shoaib, Saleem Murtaza, R. Ahmad.* (2008) Langmuir probe characterization of nitrogen plasma for surface nitriding of AISI-4140 steel. – *J. Mater. Process. Technol*, 1–3, 363–368. **18.** *Liu Junyou, Sun Fenqiu, Yu Hanjing.* (2005) Nitridation of iron by the mixing technology with laser and plasma beams. – *Appl. Surface Sci*, 4, 921–928.

Надійшла (received) 09.10.2014

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

**Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО**, д-р техн. наук, проф., Национальный авиационный университет, Киев;

**Е. В. ДОРОШЕНКО**, канд. техн. наук, доц., Национальный авиационный университет, Киев;

**А. ТЕХРАНИ**, аспирант, Национальный авиационный университет, Киев

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НА СРЫВНЫХ РЕЖИМАХ

В работе представлена методика расчета характеристик осевого компрессора на срывных режимах работы. Результаты расчета показали, что учет характеристик режимов записания течения в межлопаточных каналах последних ступеней позволяет более точно рассчитать положение границы газодинамической устойчивости на характеристике многоступенчатого осевого компрессора. Расчетное значение границы газодинамической устойчивости сдвигается вправо - в сторону больших расходов воздуха. Из.: 4. Библиогр.: 11 назв.

**Ключевые слова:** методика, характеристика, компрессор, записание, течение, решетка, срыв, газодинамическая устойчивость, расчет, режим.

© Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, Е. В. ДОРОШЕНКО, А. ТЕХРАНИ 2014

**Вступление. Формулировка проблемы.** Одна из наиболее актуальных проблем в области проектирования и создания газотурбинных двигателей состоит в определении границы газодинамической устойчивости многоступенчатых осевых компрессоров. Наиболее достоверные характеристики многоступенчатых осевых компрессоров и их ступеней получают в результате физических экспериментов, однако такие исследования имеют высокую стоимость и не позволяют решать оптимизационные задачи при проектировании и создании газотурбинных двигателей. Расчетные методы, используемые в настоящее время, позволяют исследовать процессы в многоступенчатых осевых компрессорах и решать задачи оптимизации их параметров и характеристик.

**Анализ литературных данных и постановка задачи исследования.** Одним из наиболее сложных вопросов при решении задач расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров является расчет границы газодинамической устойчивости их работы. В настоящее время при проектировании осевых компрессоров достаточно широко используются апробированные методы расчета параметров и характеристик ступеней осевого компрессора, основанные на использовании характеристик плоских компрессорных решеток [1-3]. В работе [4] рассмотрены вопросы работы компрессора на нерасчетных режимах и представлены характеристики осевых и центробежных компрессоров. Авторами рассмотрены вопросы устойчивой работы осевого многоступенчатого компрессора и влияние течения в отдельных ступенях на характеристики компрессора в целом. В статье [5] представлены результаты экспериментального исследования характеристик компрессора и проанализирована его работа на неустойчивых режимах. В работе [6] приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований работы компрессора на срывных режимах. Основным недостатком всех известных методов расчета характеристик многоступенчатых осевых компрессоров, основанных на использовании характеристик плоских компрессорных решеток, является недостаточно корректный учет влияния критических режимов течения в последних ступенях при отрицательных углах атаки на характеристики компрессора в целом. Одна из основных причин этого состоит в отсутствии обобщенных характеристик режимов заклинивания течения в компрессорных решетках. В то же время известно, что режимы «заклинивания» течения в последних ступенях многоступенчатого осевого компрессора оказывают существенное влияние на течение в первых ступенях и газодинамическую устойчивость компрессора в целом [7]. Поэтому задача создания методики расчета характеристик многоступенчатого осевого компрессора с учетом режимов «заклинивания» течения в межлопаточных каналах последних ступеней является актуальной.

**Целью работы** является разработка методики расчета характеристик многоступенчатого осевого компрессора с учетом режимов «заклинивания» течения в межлопаточных каналах последних ступеней.

**Расчет характеристик осевого многоступенчатого компрессора с учетом режимов «заклинивания» течения в межлопаточных каналах.** Основная особенность рассмотренной методики расчета характеристик осевого многоступенчатого компрессора состоит в том, что согласование режимов

течения в его ступенях осуществляется с учетом влияния режимов «запирания» последних ступеней на течение во всех предыдущих ступенях. Основой для реализации этой методики являются полученные авторами обобщенные характеристики режимов «запирания» течения в плоских компрессорных решетках [7, 8].

На рис. 1 показано изменение значений угла атаки в лопаточных венцах первой и последней ступенях многоступенчатого компрессора при изменении режима работы двигателя, полученное расчетным путем. Эти результаты хорошо согласуются с результатами экспериментальных и расчетных исследований, выполненных Л. Г. Бойко, О. Ф. Муравченко и М. А. Ковалевым [9].

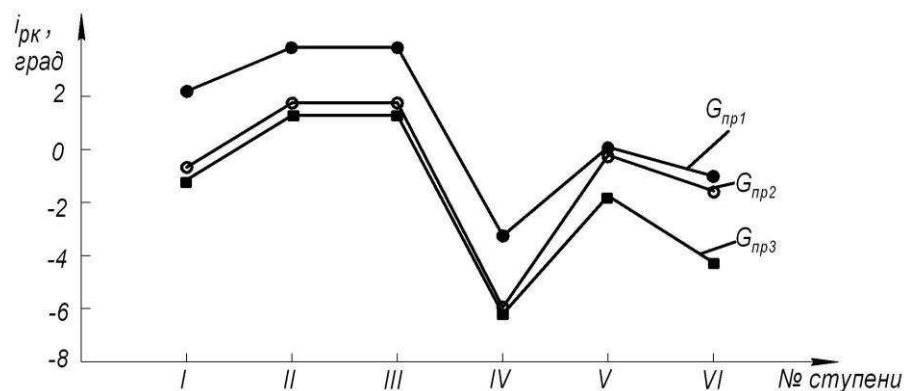


Рис. 1 – Изменение угла атаки на среднем радиусе в ступенях многоступенчатого компрессора по приведенной частоте вращения

Влияние модификации геометрических и аэродинамических параметров ступеней осевого компрессора и внешних факторов на параметры компрессора в целом можно определить расчетным путем с использованием материалов по влиянию этих факторов на характеристики изолированных ступеней.

Поэтому наряду с экспериментальными исследованиями целесообразно проведение расчетных исследований по влиянию разных факторов (конструктивных и внешних) на параметры многоступенчатых компрессоров. Задача расчетного исследования заключается в следующем.

Для осевого многоступенчатого компрессора, характеристики ступеней которого известны, определяется изменение углов атаки в зависимости от коэффициентов расхода во всех его ступенях, которое происходит под влиянием каких-либо внешних факторов или при дросселировании двигателя. На этой основе определяется изменение параметров каждой ступени для различных режимов и рассчитываются суммарные характеристики компрессора.

Общая задача решается применением метода расчета характеристик компрессора, основанного на суммировании характеристик его ступеней [2]. Уточнение этого метода состоит в том, что граница устойчивости многоступенчатого компрессора рассчитывается с учетом влияния пограничного слоя на течение в межлопаточных каналах последних ступеней, работающих при больших отрицательных углах атаки на режиме «запирания» течения. Метод расчета границы газодинамической устойчивости основан на методе расчета

характеристик многоступенчатого компрессора, использующий принцип сложения характеристики его ступеней. Во всех известных методиках граница срыва компрессора рассчитывалась без использования обобщенных характеристик режимов «запирания» течения в компрессорных решетках при больших отрицательных углах атаки. Вследствие «запирания» последних ступеней лопаточные венцы первых ступеней переходят на срывной режим обтекания, а рабочая линия на суммарной характеристике компрессора пересекает границу газодинамической устойчивости. Точка рабочего режима на измененной характеристике переходит в точку, где параметры соответствуют измененным параметрам компрессора. Вследствие изменения параметров течения в последней ступени изменяются параметры этой ступени на величины изменения напорности  $\Delta \bar{H}_{\varphi i}$ , изменения коэффициента полезного действия  $\Delta \eta_{\varphi i}^*$ , и коэффициента расхода  $\bar{C}_{a\varphi i}$ , которые рассчитываются по известным методикам [2-3]. Далее, последовательно рассчитываются параметры всех предыдущих ступеней, определяется изменение их напорности и КПД.

Таким образом, чтобы определить изменение характеристики компрессора, и уточнить расчетные значения параметров компрессора на границе устойчивости, необходимо задаться дополнительными условиями. Такими дополнительными условиями являются зависимости максимального числа  $M_{\max}$  от угла атаки и коэффициента расхода для последних ступеней, соответствующих режиму «запирания» межлопаточных каналов. Эти зависимости представлены в виде обобщенных характеристик режимов «запирания» течения в компрессорных решетках при отрицательных углах атаки [7-8].

При расчетах характеристики компрессора по предложенной методике принимаются следующие предположения.

- Свойства каждого лопаточного венца с достаточной степенью приближения определяются геометрическими параметрами решеток профилей и кинематическими параметрами потока на среднем радиусе его входного сечения.

- Значение коэффициентов, которые характеризуют отдельные составляющие потерь давления, а также коэффициента, который определяет отклонение потока в венце, считаются независимыми от величины скорости перед венцом.

- Расход газа, который соответствует режиму «запирания» горла межлопаточных каналов (число  $M_{\max}$ ) последних ступеней, определяется для решеток с различными геометрическими параметрами по моменту наступления в горле критического режима течения.

- При определении свойств лопаточного венца пренебрегают нестационарностью течения при переходе от неподвижных к подвижным венцам.

Характеристики ступеней рассчитываются по методу [2-3], в котором используются обобщенные характеристики компрессорных решеток. Этот метод базируется на одномерном расчете по среднему диаметру и обобщенных экспериментальных характеристик компрессорных решеток, полученных Хауэллом. Граница газодинамической устойчивости определяется по значению приведенного расхода воздуха, при котором угол атаки одной из ступеней соответствует  $8^\circ$ .

Как показали расчеты характеристик многоступенчатых компрессоров по методике [2] с  $\pi_{кр}=10,7$  и  $\pi_{кр}=7$  определение границы устойчивой работы по критическим углам атаки в лопаточных венцах первых ступеней недостаточно корректно, так как режимы «запирания» последних ступеней при фиксированных частотах вращения наступает раньше, чем критические режимы течения в первых ступенях на величину  $\Delta G$  (рис.2, 3).

Ниже приведены результаты расчета режимов «запирания» характеристик многоступенчатого осевого компрессора. Результаты математического моделирования осевого компрессора показали, что при учете режимов «запирания» с учетом перераспределения течения в межлопаточных каналах граница «запирания» последних ступеней сдвигается влево. При этом коэффициент расхода  $\bar{c}_{az}$  последних ступеней увеличивается, а коэффициент расхода  $\bar{c}_{a1}$  снижается, что приводит к возникновению критического режима течения в первых ступенях компрессора.

При постоянной приведенной частоте вращения компрессора  $n_{np} = \text{const}$  уменьшение температуры газа перед турбиной ( $T_G^*$ ) приведет к снижению  $\pi_K^*$  и увеличению значений коэффициента расхода  $\bar{c}_{az}$  на последних ступеней и наступлению режима «запирания» при  $\bar{c}_{az} = \bar{c}_{az\text{max}}$ . Дальнейшее уменьшение  $T_G^*$  происходит при  $\bar{c}_{az} = \text{const}$ , что приводит к существенному снижению коэффициента расхода  $\bar{c}_{a1}$  на первых ступенях и при  $\bar{c}_{a1} \leq \bar{c}_{a1кр}$  (когда значение угла атаки на первой ступени больше критического  $i_1 > i_{1кр}$ ) наступает срывной режим течения в первых ступенях. Поэтому граница срыва компрессора, которая определяется по параметрам воздуха на входе в компрессор -  $q(\lambda)$  сдвигается вправо, то есть реальный запас газодинамической устойчивости последних ступеней меньше, чем рассчитанный без учета запирания течения в последних ступенях.

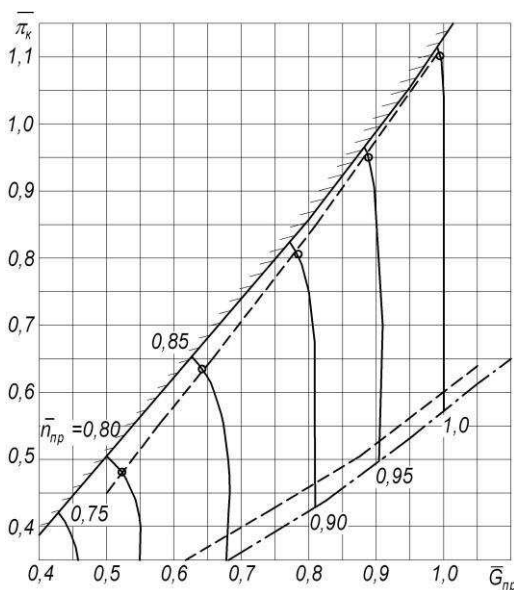


Рис. 2 – Расчетные характеристики режима «запирания» последних ступеней многоступенчатого осевого компрессора с  $\pi_{кр}=10,7$

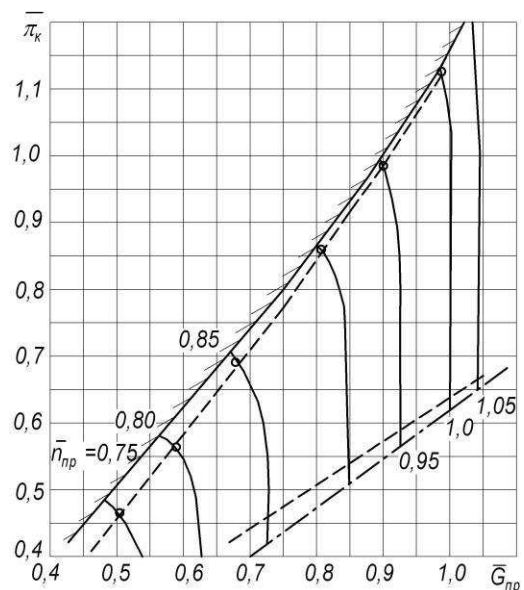


Рис. 3 – Расчетные характеристики режима «запирания» последних ступеней многоступенчатого осевого компрессора с  $\pi_{кр}=7$

На рис. 4 показаны зависимости углов атаки от расхода на разных частотах для первой ступени и последней ступени многоступенчатого осевого компрессора ( $\pi_K^* = 3,4$ ;  $z=4$ ).

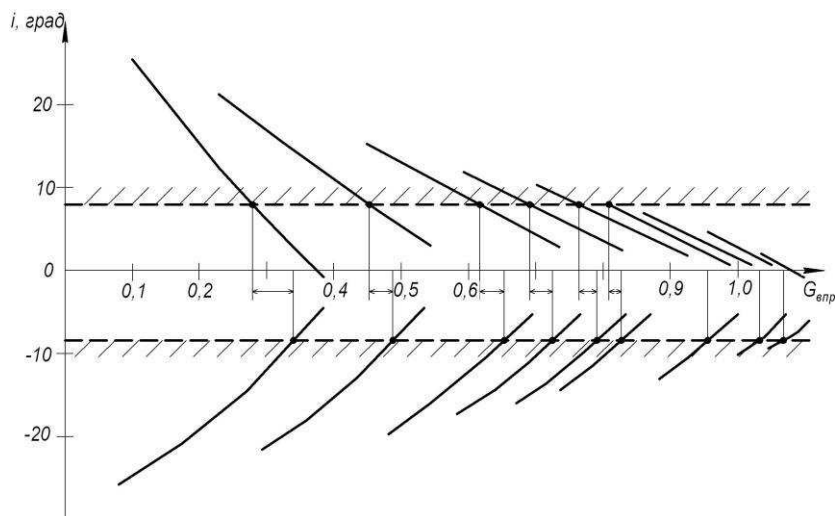


Рис. 4 – Зависимости углов атаки от расхода на разных частотах для первой ступени и последней ступеней многоступенчатого осевого компрессора ( $\pi_K^* = 3,4$ ;  $z=4$ )

Как показали результаты расчетного исследования, запираение течения в последних ступенях компрессора приводит к сдвигу расчетного значения границы газодинамической устойчивости вправо (в сторону больших расходов воздуха). Это объясняется тем, что при определении границы газодинамической устойчивости по известным методикам учитывается изменение кинематических и термодинамических параметров воздуха в проточной части компрессора, которое приводит к сверхкритическим (по углу атаки) режимам течения в первых ступенях. Это, как известно, приводит к возникновению вращающегося срыва и помпажа. В газотурбинном двигателе изменение термогазодинамических параметров при дросселировании двигателя происходит на порядок быстрее, чем изменение кинематических параметров ротора (частоты вращения). Поэтому рабочая точка перемещается по напорной линии к границе запираения по расходу воздуха (практически при постоянной приведенной частоте вращения). Поэтому вследствие запираения течения последних ступеней инициируется срыв потока на первых ступенях. Во всех известных методиках расчет газодинамической устойчивости производится без учета процессов, протекающих при запираении течения в последних ступенях. Как показали результаты исследования [7, 8] на возникновение режимов запираения течения существенное влияние оказывают геометрические параметры решеток (густота, углы установки) и параметры аэродинамических профилей (углы изгиба средней линии, относительная толщина профиля и относительное расположение точки максимальной толщины по хорде профиля). Учет этих особенностей при расчете газодинамической устойчивости по известным методикам [9, 1-3] с учетом характеристик режимов запираения течения, приведенных в [7, 8] позволяет более точно определять положение газодинамической устойчивости в поле характеристик осевого многоступенчатого компрессора, используя предложенную методику.

**Выводы:** 1. «Запираение» течения в последних ступенях осевого компрессора приводит к существенному изменению запасов газодинамической устойчивости многоступенчатого осевого компрессора.

2. Использование обобщенных характеристик режимов заклинивания течения в межлопаточных каналах позволяет более точно определять расчетным путем границу «заклинивания» многоступенчатого компрессора с использованием аэродинамических характеристик плоских компрессорных решеток.

**Список литературы:** 1. *Терещенко, Ю. М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168 с. 2. *Холщевников, К. В.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холщевников. – М.: Машиностроение, 1970. – 610с. 3. *Chen, N.* Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design [Text] / N. Chen. – Singapore: John Wiley & Sons Pte Ltd, 2010. – 461 p. 4. *Gravdahl, J. T.* Compressor Surge and Rotating Stall: Modeling and Control [Text] / J. T. Gravdahl, O. Egeland. – London: Springer, 2011. – 225 p. 5. *Day, I. J.* Axial compressor performance during surge [Text] / I. J. Day // Journal of Propulsion and Power. – 1994. Vol. 10, No. 3. – P. 329–336. doi: 10.2514/3.23760. 6. *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. Ota // Journal of Thermal Science. – 2011. – Vol. 20, Issue 1. – P. 6–12. doi: 10.1007/s11630-011-0427-z. 7. *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. – V. 22, Issue 6. – P. 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7. 8. *Ohta, Y.* Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor [Text] / Y. Ohta, Y. Fujita, D. Morita // Journal of Thermal Science. – 2012. – Vol. 21, Issue 4. – P. 302–310. doi: 10.1007/s11630-012-0548-z. 9. *Дорошенко, Е. В.* Методика расчета критических режимов течения в решетках аэродинамических профилей [Текст] / Е. В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко, А. Техрани // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – 2014. № 40 (1083). – С. 66-71. 10. *Терещенко, Ю. М.* Влияние густоты решетки аэродинамических профилей на режимы «заклинивания» течения в межлопаточных каналах [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2014. – Т. 4, № 7 (703). – P. 30–33. doi: 10.15587/1729-4061.2014.26067. 11. *Бойко, Л. Г.* Метод расчета до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорах и результаты его апробации [Текст] / Бойко Л. Г., Ковалев М. А. // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Тр. Международной научно-технической конференции. – Харьков, Институт проблем машиностроения НАН Украины, 29 сентября – 2 октября 1997г. – С.231-234.

**Bibliography (transliterated):** 1. *Tereschenko, Yu. M.* (1987). Ajerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnyh apparatov kompressorov. Moscow, USSR: Mashinostroenie, 168. 2. *Holshhevnikov, K. V.* (1970). Teorija i raschet aviaicijonnyh lopatochnyh mashin. Moscow, USSR: Mashinostroenie, 610. 3. *Chen, N.* (2010) Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design. Singapore, John Wiley & Sons Pte Ltd, 461. 4. *Gravdahl, J. T, Egeland O.* (2011) Compressor Surge and Rotating Stall: Modeling and Control. London: Springer, 2011. – 225 p. 5. *Day, I. J.* (1994) Axial compressor performance during surge. Journal of Propulsion and Power, 10 (3), 329–336. doi: 10.2514/3.23760. 6. *Hara, T., Morita, D., Ohta, Y., Ota, 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. 7. *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. 8. *Ohta, Y., Fujita, Y., Morita, D.* (2012). Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 21 (4), 302–310. doi: 10.1007/s11630-012-0548-z. 9. *Doroshenko, E. V., Tereschenko, Yu. Yu., Tehrani A.* (2014). Metodika rascheta kriticheskikh rezhimov techenija v reshetkah ajerodinamicheskikh profilej. Visnik Nacional'nogo tehničnogo universitetu «HPI», 40 (1083), 66-71. 10. *Tereschenko, Yu. M., Doroshenko, K. V., Tehrani, A.* (2014). Vlijanie gustoty reshetki ajerodinamicheskikh profilej na rezhimy «zapiranija» techenija v mezhlopatochnyh kanalah. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, 4, № 12 (63), 30–33. doi: 10.15587/1729-4061.2014.26067. 11. *Bojko, L. G., Kovalev M. A.* (1997). Metod rascheta do- i transzvukovyh techenij v osevyh kompressorah i rezul'taty ego aprobacii. Sovershenstvovanie turboustanovok metodami matematicheskogo i fizicheskogo modelirovanija: Tr. Mezhdunarodnoj nauchno-tehnicheskoi konferencii, 231-234.

Надійшла (received) 09.10.2014