

УДК 621.165:532.6

А. В. РУСАНОВ¹, С. В. МОИСЕЕВ², А. В. БУРНЯШЕВ², Р. А. РУСАНОВ³¹ *Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина*² *ПАО "Турбогаз", Харьков, Украина*³ *Институт проточных машин им. Р. Шевальского Польской академии наук, Гданьск, Польша*

РАЗРАБОТКА 3D ДИЗАЙНА ПРОТОЧНЫХ ЧАСТЕЙ ТУРБИНЫ И КОМПРЕССОРА ТДА С СУЩЕСТВЕННО РАЗЛИЧНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Описана методика создания 3D дизайна высокоэффективных проточных частей радиально-осевых турбин и осерадиальных компрессоров ТДА работающих в широком диапазоне режимных параметров. С помощью представленного метода получен 3D дизайн проточных частей турбины и компрессора ТДА с существенно различными параметрами рабочего тела по массовому расходу и перепаду давлений. Представлены вид лопаток и меридиональных обводов, а также рабочие характеристики разработанных проточных частей. Рабочие колеса турбины и компрессора имеют существенно пространственную форму, за счет чего обеспечивается высокий уровень газодинамического совершенства ТДА на всех режимах эксплуатации.

Ключевые слова: *проточная часть, трехмерное вязкое течение, рабочее колесо, турбина, компрессор, турбодетандерный агрегат.*

Введение

В настоящее время в газовой отрасли достаточно широко используются различные турбодетандерные агрегаты (ТДА), предназначенные для:

- запуска газотурбинных установок газоперекачивающих агрегатов;
- охлаждения природного газа с целью его «осушки» в установках комплексной подготовки газа к транспортировке в трубопроводах;
- привода компрессоров высокого давления, подающих газ в хранилища;
- выработки электроэнергии на газораспределительных станциях и газораспределительных пунктах;
- и др.

На газодобывающих предприятиях в системах подготовки природного газа к транспортировке одним из самых энергоемких процессов является «осушка» газа, которая происходит с помощью его охлаждения до низких температур, достаточных для конденсации нежелательных фракций с их последующей сепарацией и удалением. Ранее для охлаждения применяли обычное дросселирование. Такой способ – наиболее энергоемкий, так как при дросселировании полностью теряется энергетический потенциал газа. В современных установках для охлаждения используются низкотемпературные турбоде-

тандерные агрегаты. Основными составляющими элементами турбодетандера являются турбина и компрессор. В турбине газ расширяется и охлаждается. Полученная на валу турбины мощность не теряется, а используется для привода компрессора, в котором происходит предварительное сжатие газа, благодаря чему уменьшаются затраты энергии на привод дожимного компрессора, используемого для окончательного сжатия. Влияние турбины и компрессора на общую эффективность турбодетандерного агрегата является определяющим.

Одной из основных проблем, связанных с созданием низкотемпературных турбодетандерных агрегатов, является необходимость согласования режимов совместной работы турбины и компрессора. Причем, в отличие от газовых турбин, эта проблема усугубляется тем, что в турбодетандерах параметры рабочих тел в компрессоре и турбине могут существенно отличаться по массовому расходу, давлению и др.

В статье представлены вид и результаты расчета разработанных проточных частей компрессора и турбины низкотемпературного турбодетандерного агрегата. Массовый расход рабочего тела через компрессор примерно в 2,5 раза выше по сравнению с турбиной, но при этом перепад давлений на компрессоре значительно ниже. Несмотря на столь значительное несогласование параметров, удалось соз-

дать ТДА с безредукторной схемой, т.е. такой, у которого турбина и компрессор механически связаны одним валом. При этом разработанные проточные части имеют достаточно высокий уровень газодинамического совершенства.

1. Метод разработки 3D дизайна проточных частей турбины и компрессора ТДА

Авторы имеют большой опыт расчета и разработки 3D дизайна проточных частей осевых и радиально-осевых турбин [1 –5]. При создании 3D дизайна проточных частей турбин используются специальные методы аналитического описания геометрии лопаток на основе ограниченного числа параметризованных величин [6, 7], а также моделирование пространственных вязких турбулентных течений с помощью программного комплекса IPMFlow, который является развитием программы FlowER [8, 9].

Для проектирования 3D дизайна проточной части компрессора было выполнено обобщение методов аналитического описания радиально-осевых лопаток турбин на случай осерадиальных лопаток компрессоров. При этом были введены новые типы профилей, а также существенно расширены возможности по пространственному профилированию, в том числе сложному навалу лопаток. Описанию этого метода планируется посвятить отдельную публикацию.

2. Объект исследования

В качестве объекта исследования рассмотрена проточная часть (турбина и компрессор) низкотемпературного турбодетандерного агрегата установки комплексной подготовки газа, предназначенная для работы на одном из нефтегазоконденсатных месторождений стран дальнего зарубежья. Основные тех-

нологические параметры эксплуатации на номинальном режиме турбины и компрессора ТДА представлены в таблице 1.

Кроме того, по техническим условиям необходимо обеспечить работу ТДА в диапазоне от 40 до 110 % по расходу и от 10500 до 16500 об/мин по частоте вращения.

Из представленных в таблице 1 данных видно, что компрессор должен иметь значительно больший (примерно в 2,5 раза) по отношению к турбине массовый расход. При этом перепад давлений существенно выше на турбине. Из-за этого нельзя обеспечить одновременно оптимальные характеристики турбины и компрессора, работающих на одном валу (с одинаковой частотой вращения). Для рассматриваемого случая хорошим вариантом решения могло бы быть применение схемы с одним радиально-осевым рабочим колесом турбины, связанным параллельно с двумя осерадиальными колесами компрессора. Однако такое решение не соответствует требованиям стандарта API617, поэтому оно не было принято. Вариант конструкции, в котором валы турбины и компрессора взаимодействуют через редуктор, также был отклонен. Предварительный анализ показал, что для турбины оптимальная частота вращения составляет 18000-19000 об/мин, а для компрессора – 11000-12000 об/мин. Исходя из этого, в качестве общей частоты вращения для номинального режима был выбран промежуточный вариант, соответствующий 15000 об/мин.

3. Разработка 3D дизайна проточной части турбины

Проточная часть турбины состоит из одной ступени радиально-осевого типа (рис. 1). Для обеспечения работы в широком диапазоне режимов эксплуатации направляющий аппарат (НА) выполнен с поворотными лопатками, а радиально-осевое рабочее колесо (РК) – закрытым (с покрывным диском).

Таблица 1

Параметры работы ТДА на номинальном режиме

Наименование параметра	Турбина	Компрессор
Расход, кг/сек	16,85	38,56
Давление входа, МПа (абс.)	6,22	1,83
Давление выхода, не менее, МПа (абс.)	1,92	2,113
Температура входа, °С	минус 40,16	31,52
Температура выхода, °С	Определяется расчетом	
Политропный КПД, не менее, %	86,5	81,0
Предполагаемая номинальная частота вращения, об/мин	15 000	

Первоначально предполагалось использование открытого РК (без покрывного диска), однако в этом случае не удалось обеспечить необходимые прочностные характеристики конструкции.

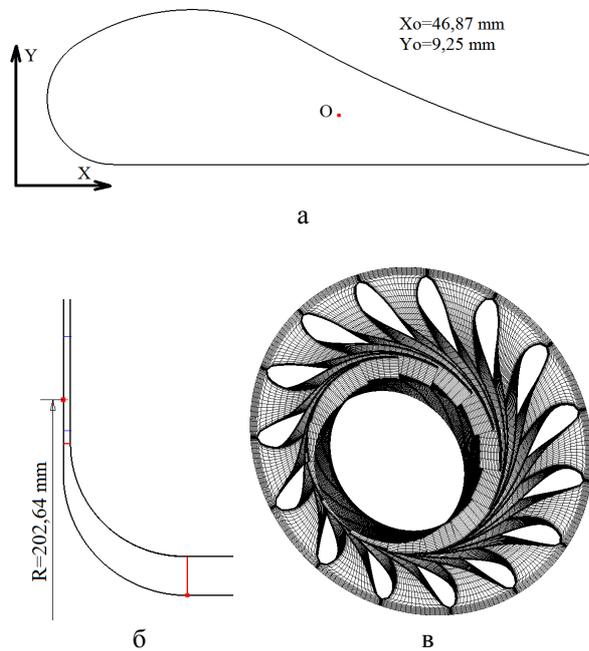


Рис. 1. Проточная часть турбины:
а – профиль лопаток НА,
б – меридиональное сечение, в – изометрия РК

Из-за того, что обороты турбины приняты значительно ниже оптимальных, для получения приемлемых значений параметра u/c был увеличен диаметр РК. Это, в свою очередь, привело к малой высоте канала на входе в РК (4,5 мм). Считается, что при такой малой высоте канала будут присутствовать развитые вторичные течения, которые сомкнутся и приведут к большим потерям кинетической энергии. Однако в рассматриваемом случае вторичные течения практически отсутствуют. Причиной слабых вторичных течений являются очень малые толщины пограничных слоев на меридиональных обводах. На практике именно из-за наличия пограничных слоев возникают вторичные течения. Толщина пограничных слоев на обводах на выходе канала НА составляет всего 0,1–0,2 мм (при высоте канала 4,5 мм). Малая толщина погранслоев обусловлена двумя основными факторами. Первый – существенная конфузурность течения в НА, известно, что при ускорении потока погранслои утоняются. Второй (основной) – большие числа Рейнольдса, а чем больше числа Рейнольдса, тем тоньше пограничные слои. Для рассматриваемого случая величина числа Рейнольдса на выходе из НА, посчитанная по ширине лопатки, равна $7 \cdot 10^7$ и $5 \cdot 10^6$ – по высоте

канала. При таких числах Рейнольдса, даже вычисленная приближенно (для течения в трубе, т.е. без ускорения и, соответственно, с завышенным значением толщины погранслоя), толщина турбулентного пограничного слоя для габаритов, соответствующих рассматриваемой турбине, не превосходит 1 мм [10].

Полученная картина течения в турбине является благоприятной и безотрывной, а интегральные характеристики, несмотря на неоптимальные значения частоты вращения РК, свидетельствуют о достаточно высоком уровне ее газодинамического совершенства во всем диапазоне режимов работы (рис 2).

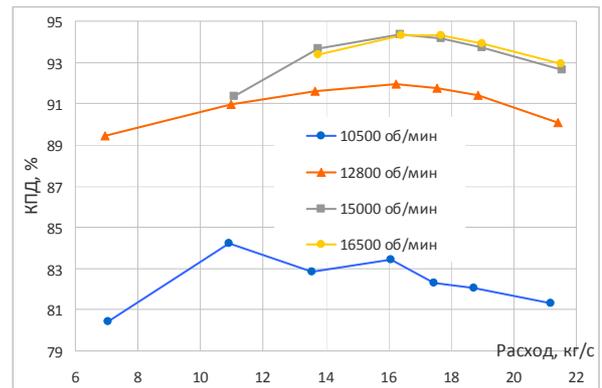


Рис. 2. КПД турбины

4. Разработка 3D дизайна проточной части компрессора

Проточная часть компрессора состоит из осе-радиального РК и безлопаточного диффузора (рис. 3). Рабочее колесо выполнено открытым (без покрывного диска). Из-за того, что входные кромки РК имеют форму сложного окружного навала, они отгибаются при вращении. С учетом этого, радиальный периферийный зазор РК имеет переменную величину и изменяется от 1,2 мм на входе до 0,5 мм на выходе.

Сложность создания РК компрессора была в том, что он из-за описанных выше условий работы, а также условия совместной работы с турбиной должен иметь высокие коэффициенты расхода при малых коэффициентах напора. Для этих требований построена необходимая теоретическая (прогнозная) характеристика компрессора (рис. 4, 5).

Чтобы получить расходно-напорную характеристику компрессора, близкую к заданной теоретически, при увеличенных, по сравнению с оптимальными значениями оборотов, пришлось наружный диаметр РК задать относительно малым по сравнению с периферийным диаметром входных кромок. Это привело к «резкому» развороту периферийного меридионального обвода от осевого к радиальному направлению. В данной области поток склонен к от-

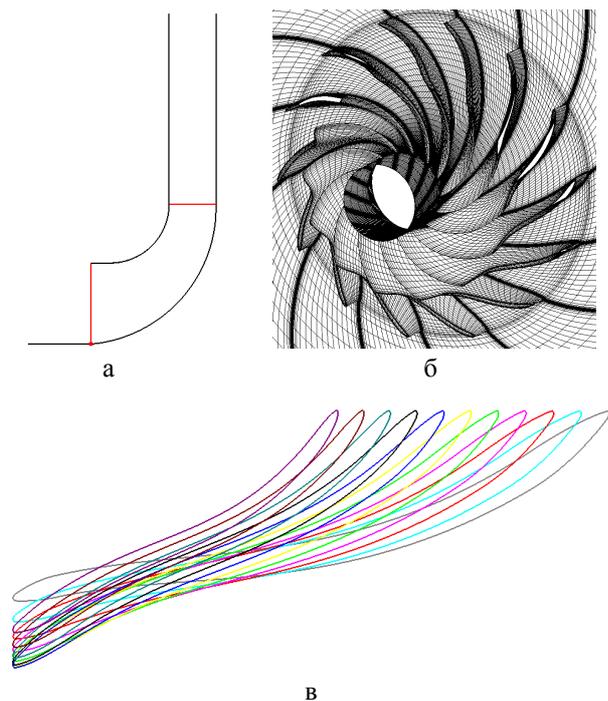


Рис. 3. Проточная часть компрессора:
а – меридиональное сечение, б – изометрия РК,
в – сечения РК

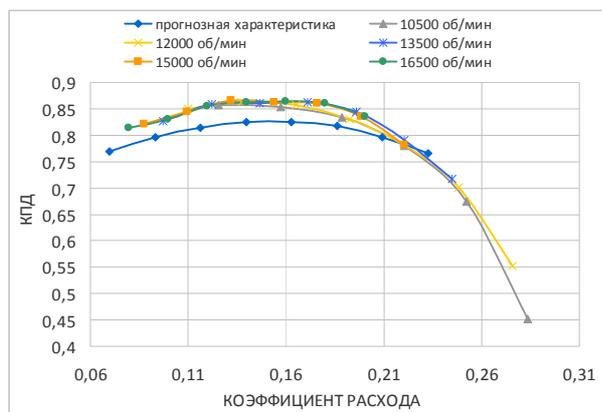


Рис. 4. КПД компрессора

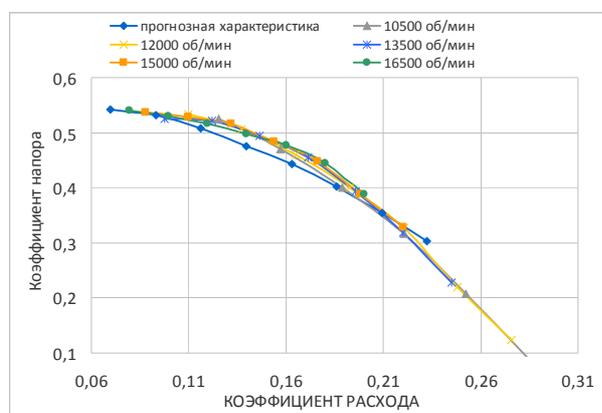


Рис. 5. Расходно-напорная характеристика компрессора

рыву. Для предотвращения «отрыва» лопатки компрессора выполнены со сложным окружным «навалом» (выпуклостью) входных кромок, что способствует «прижатию» потока к периферии и обеспечивает безотрывное течение.

Разработанная проточная часть имеет высокий уровень аэродинамического совершенства и обеспечивает удовлетворительный характер обтекания во всем диапазоне рассмотренных (расчетных и переменных) режимов работы. Полученная расходно-напорная характеристика удовлетворительно согласуется с теоретической, а расчетный КПД практически во всем диапазоне режимов работы выше по сравнению с КПД прогнозной (желаемой) характеристики (см. рис. 4, 5).

Заключение

Разработана методика создания 3D дизайна высокоэффективных проточных частей радиально-осевых турбин и осерадиальных компрессоров турбодетандерных агрегатов, работающих в широком диапазоне режимных параметров. Предложена форма проточных частей турбины и компрессора ТДА с существенно различными параметрами рабочего тела по массовому расходу и перепаду давлений. Рабочие колеса турбины и компрессора имеют существенно пространственную форму, за счет чего обеспечивается высокий уровень газодинамического совершенства ТДА на всех режимах эксплуатации.

Литература

1. *Calculations of 3D viscous compressible turbomachinery flows [Text]* / S. Yershov, A. Rusanov, A. Gardzilewicz [at al] // *Proc. 2nd Symp. on Comp. Technologies for Fluid, Thermal, Chemical Systems with Industrial Applications, ASME PVP Division Conf., 1–5 August 1999, Boston, USA, PVP – 1999. – Vol. 397.2. – P. 143–154.*
2. *Investigation of interaction of the Main flow with root and tip leakage flows in an axial turbine stage by means of a source/sink approach for a 3D Navier-Stokes Solver [Text]* / P. Lampart, A. Gardzilewicz, S. Yershov [at al] // *Journal of Thermal Science (JTS), International Journal of Thermal and Fluid Sciences. – 2001. – Vol. 10, № 3. – P. 198–204.*
3. *Tip leakage / main flow interaction in multi-stage HP turbines with short-height blading [Text]* / P. Lampart, S. Yershov, A. Rusanov [at al] // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004 – GT2004-53882REVISED. – P. 1–9.*
4. *Validation of 3D RANS Solver With a State Equation of Thermally Perfect and Calorically Imperfect Gas on a Multi-Stage Low-Pressure Steam Turbine Flow [Text]* / P. Lampart, A. Rusanov, S. Yershov [at

al] // *Transaction of the ASME. Journal of Fluids Engineering*. – 2005. – Vol. 127. – P. 83–93.

5. Rusanov, A. *Designing and updating the flow part of axial and radial-axial turbines through mathematical modeling [Text]* / A. Rusanov, R. Rusanov, P. Lampart // *Open Engineering (formerly Central European Journal of Engineering)*. – 2015. – Vol. 5. – P. 399–410, DOI : 10.1515/eng-2015-0047.

6. Русанов, А. В. *Метод аналитического профилирования лопаточных венцов проточных частей осевых турбин [Текст]* / А. В. Русанов, Н. В. Пащенко, А. И. Косьянова // *Восточ.-Европ. журн. передовых технологий*. – 2009. – № 2/7(38). – С. 32–37.

7. Русанов, А. В. *Использование современных компьютерных технологий для создания высокоэффективных проточных частей радиально-осевого типа [Текст]* / А. В. Русанов // *Компрессорное и энергетическое машиностроение*. – 2013. – № 2(32). – С. 4–9.

8. А. с. ПА № 77. *Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багатовіцевих турбомашинах «FlowER»* / С. В. Єршов, А. В. Русанов. – Державне агентство України з авторських та суміжних прав ; опубл. 19.02.96. – 1 с.

9. Русанов, А. В. *Математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов в проточных частях турбомашин [Текст] : монография* / А. В. Русанов, С. В. Єршов. – X. : ИПМаш НАН Украины, 2008. – 275 с.

10. Дейч, М. Е. *Техническая газодинамика [Текст]* / М. Е. Дейч. – М. : Госэнергоиздат, 1961. – 671 с.

References

1. Yershov, S., Rusanov, A., Gardzilewicz, A., Lampart, P. Calculations of 3D viscous compressible turbomachinery flows. *Proc. 2th Symp. on Comp. Technologies for Fluid, Thermal, Chemical Systems with Industrial Applications, ASME PVP Division Conf.*, USA, Boston, 1999, vol. 397.2, pp. 143-154.

2. Lampart, P., Gardzilewicz, A., Yershov, S., Rusanov, A. Investigation of interaction of the Main flow with root and tip leakage flows in an axial turbine stage by means of a source/sink approach for a 3D Navier-Stokes Solver. *Journal of Thermal Science (JTS), International Journal of Thermal and Fluid Sciences*, 2001, vol. 10, no. 3, pp. 198-204.

3. Lampart, P., Yershov, S., Rusanov, A., Szymaniak, M. Tip leakage / main flow interaction in multi-stage HP turbines with short-height blading. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004 – GT2004-53882REVISED*, pp. 1-9.

4. Lampart, P., Rusanov, A., Yershov, S., Marcinkowski, S., Gardzilewicz, A. Validation of 3D RANS Solver With a State Equation of Thermally Perfect and Calorically Imperfect Gas on a Multi-Stage Low-Pressure Steam Turbine Flow. *Transaction of the ASME. Journal of Fluids Engineering*, January, 2005, vol. 127, pp. 83-93.

5. Rusanov, A., Rusanov, R., Lampart, P. Designing and updating the flow part of axial and radial-axial turbines through mathematical modeling. *Open Engineering (formerly Central European Journal of Engineering)*, 2015, vol. 5, pp. 399-410. DOI : 10.1515/eng-2015-0047.

6. Rusanov, A. V., Pashhenko, N. V., Kos'janova, A. I. *Metod analiticheskogo profilirovaniya lopatochnyh vencov protochnyh chastej osevyh turbin [The method of blades profiling of flow parts of axial turbines]*. *Vostoch.-Evrop. zhurn. peredovyh tehnologij*, 2009, no. 2/7 (38), pp. 32-37.

7. Rusanov, A. V. *Ispol'zovanie sovremennyh komp'yuternyh tehnologij dlja sozdaniya vysokojeffektivnyh protochnyh chastej radial'no-osevogo tipa [Using modern computer technologies to develop highly efficient radial axial flow parts]*. *Kompressornoe i jenergeticheskoe mashinostroenie*, 2013, no. 2 (32), pp. 4-9.

8. Rusanov, A. V., Rusanov, A. B. A. s. *Kompleks program rozrahunku trivimirmih techij gazu v bagatovincevih turbomashinah «FlowER»*. Kiev, 1996. 1 p.

9. Rusanov, A. V., Ershov, S. V. *Matematicheskoe modelirovanie nestacionarnyh gazodinamicheskikh processov v protochnyh chastjah turbomashin [Mathematical modeling of unsteady gas-dynamic processes in the flow parts of turbines]*. Kharkov, The Inst. for Mech. Eng. Probl. of NAS of Ukraine Publ., 2008. 275 p.

10. Dejch, M.E. *Tekhnicheskaja gazodinamika [Technical gasdynamic]*. Moscow, Gosjenergoizdat Publ., 1961. 671 p.

Поступила в редакцію 20.05.2016, рассмотрена на редколлегии 16.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук А. Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

РОЗРОБКА 3D ДИЗАЙНУ ПРОТОЧНИХ ЧАСТИН ТУРБИНИ І КОМПРЕСОРА ТДА З СУТТЄВО РІЗНИМИ ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ТІЛА

А. В. Русанов, С. В. Моїсєєв, А. В. Бурняшов, Р. А. Русанов

Описано методику створення 3D дизайну високоефективних проточних частин радіально-осевих турбін і осьоворадіальних компресорів ТДА, що працюють в широкому діапазоні режимних параметрів. За допомогою наведеного методу отримано 3D дизайн проточних частин турбіни і компресора ТДА з суттєво різ-

ними параметрами робочого тіла за масовою витратою та перепадом тисків. Представлено вид лопаток і меридіональних обводів, а також робочі характеристики розроблених проточних частин. Робочі колеса турбіни і компресора мають істотно просторову форму, за рахунок чого забезпечується високий рівень газодинамічної досконалості ТДА на всіх режимах експлуатації.

Ключові слова: проточна частина, тривимірна в'язка течія, робоче колесо, турбіна, компресор, турбодетандерний агрегат.

3D DESIGN DEVELOPMENT OF FLOW PARTS OF TURBINE AND COMPRESSOR TDA WITH SIGNIFICANTLY DIFFERENT PARAMETERS OF THE WORKING MEDIA

A. V. Rusanov, S. V. Moiseev, A. V. Burnyashv, R. A. Rusanov

Paper describes the method for creating of 3D design of high-performance flow parts of radial-axial turbine and axial-radial compressor of the TDA which are operating in a wide range of regime parameters. 3D design of flow parts of turbine and compressor of the TDA with significantly different parameters of the working fluid by the mass flow rate and pressure drop were created with the help of this method. There are presented view of blade and meridional contours, and the working characteristics of designed flow parts. Turbine and compressor rotors have essentially spatial form, thereby providing a high level of gas-dynamic excellence of the TDA at all operating regimes.

Keywords: flow part, 3D viscous flow, rotor, turbine, compressor, turbo-expander.

Русанов Андрей Викторович – д-р техн. наук, проф., чл.-корр. НАН України, зам. директора по науковій роботі, зав. відомом гідроаеромеханіки енергетических машин ИПМаш НАН України, Харків, Україна, e-mail: rusanov@ipmach.kharkov.ua.

Моїсєєв Сергєй Вікторович – головний інженер, ПАО “Турбогаз”, Харків, Україна, e-mail: oao@turbogaz.kharkov-ua.com.

Бурняшев Аркадій Васильєвич – зам. головного інженера по КД, ПАО “Турбогаз”, Харків, Україна, e-mail: oao@turbogaz.kharkov-ua.com.

Русанов Роман Андрєєвич – аспірант, ИМП ПАН, Гданьск, Польша, e-mail: rrusanov@imp.gda.pl.

Rusanov Andrey Viktorovich – Doctor of technical sciences, Professor, Corresponding Member of NAS of Ukraine, Head of Department for Bladed Machinery A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems NAS of Ukraine, Kharkov, Ukraine, e-mail: rusanov@ipmach.kharkov.ua.

Moiseev Sergey Viktorovich – Chief Engineer, Deputy Chairman of the Board, "Turbogaz" PJSC, Kharkov, Ukraine, e-mail: oao@turbogaz.kharkov-ua.com.

Burnyashv Arkadii Vasyliovych – Deputy Chief Engineer, "Turbogaz" PJSC, Kharkov, Ukraine, e-mail: oao@turbogaz.kharkov-ua.com.

Rusanov Roman Andreevich – graduate student, IFFM PAS, Gdansk, Poland, e-mail: rrusanov@imp.gda.pl.