

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ И РЕСУРСА ТУРБИН ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ДВУСТОРОННИХ РАДИАЛЬНЫХ ЛАБИРИНТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ГРЕБЕШКОВОГО ТИПА

© 2018

- П. С. Левочкин** кандидат технических наук, заместитель генерального директора – главный конструктор;
НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко, г. Химки;
energo@npoem.ru
- В. К. Чванов** доктор технических наук, профессор, советник генерального директора;
НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко, г. Химки;
energo@npoem.ru
- В. С. Васильев** инженер-конструктор сектора турбин отдела агрегатов ЖРД;
НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко, г. Химки;
vasilev_vs@npoem.ru
- С. Ф. Тимушев** доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
itico@mai.ru

В настоящее время совершенствование конструкции жидкостных ракетных двигателей зависит от целого ряда факторов и мероприятий, среди которых можно выделить улучшение энергетических характеристик входящих в состав двигателей узлов и агрегатов. Предлагается рассмотреть турбину турбонасосного агрегата с применением двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений гребешкового типа в сравнении с односторонними радиальными лабиринтными уплотнениями гребешкового типа, применяемыми в настоящее время. Для сравнения представлены основные геометрические параметры каждого варианта уплотнения, изображения построенных для расчётов 3D-моделей проточных частей уплотнений, полученный вид расчётной сетки каждого варианта уплотнения, графики распределения давления и поля скорости. Для каждого варианта уплотнения рассчитана секторальная утечка, проведена расчётная оценка возможности снижения температуры рабочего газа на входе в турбину. В дальнейшем следует уделить внимание более детальному изучению данного вида уплотнений с использованием современных вычислительных мощностей.

Жидкостный ракетный двигатель; турбонасосный агрегат; турбина; уплотнение; зазор; утечка; эффективность; ресурс.

Цитирование: Левочкин П.С., Чванов В.К., Васильев В.С., Тимушев С.Ф. Повышение эффективности и ресурса турбин турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей при применении двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений гребешкового типа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 81-92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-81-92

Введение

Совершенствование конструкций жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) зависит от улучшения их энергетических характеристик. Это вызывает необходимость улучшения энергетических характеристик узлов и агрегатов, повышения ресурса и надёжности, возможности многоразового использования, сокращения времени отработки и изготовления изделия. Требуется большое число разнообразных мероприятий, включая решение прикладных задач, возникающих на всех этапах жизненного цикла изделия – от проектирования и отработки до изготовления в серийном производстве [1; 2].

Одной из важных задач является расчётная оценка характеристик турбонасосных агрегатов (ТНА) ЖРД [3; 4]. Такая задача рассматривается в данной работе в примене-

нии к радиальным лабиринтным уплотнениям турбин ТНА ЖРД. Работа позволяет наглядно оценить влияние геометрических параметров конструкции надбандажного уплотнения турбины на течение рабочего тела по каналам лабиринтного уплотнения путём численного моделирования трёхмерного потока.

Турбины ТНА ЖРД разработки АО «НПО Энергомаш» с дожиганием окислительного генераторного газа характеризуются достаточно большими зазорами радиальных лабиринтных уплотнений, повышенными величинами утечек газообразного рабочего тела через проточные части данных уплотнений. Для уменьшения величин утечек предлагается использовать различные варианты конструкции радиальных лабиринтных уплотнений. В настоящее время в турбинах ТНА ЖРД разработки АО «НПО Энергомаш» широкое распространение имеют односторонние радиальные лабиринтные уплотнения гребешкового типа. В то же время использование двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений гребешкового типа может обеспечить минимальную утечку и повышение коэффициента полезного действия (КПД) турбины. Пример таких уплотнений представлен на рис. 1. Стоит отметить, что в проектах некоторых двигателей уже предлагалось использовать двусторонние радиальные лабиринтные уплотнения гребешкового типа, но в современных двигателях широкого применения они не нашли [5].

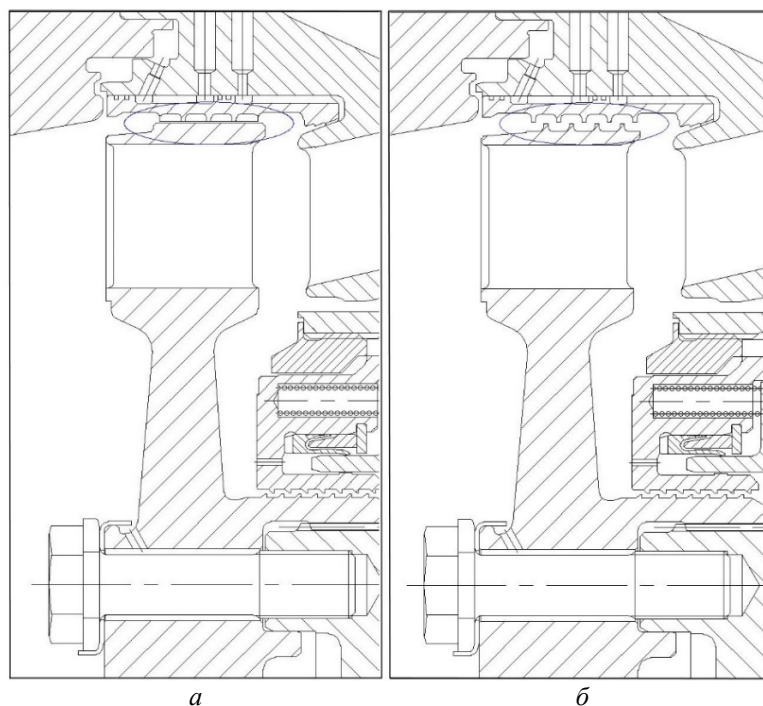


Рис. 1. Пример одностороннего (а) и двустороннего (б) радиального надбандажного лабиринтного уплотнения гребешкового типа

Методика

Проведём сравнение исходной конструкции одностороннего радиального надбандажного уплотнения гребешкового типа с альтернативными вариантами, которые отличаются применением двусторонних радиальных надбандажных уплотнений. Для этого используется численное моделирование трёхмерного течения в стационарной постановке задачи для секторальных элементов альтернативных вариантов уплотнения.

Расчёты надбандажных уплотнений с различной геометрией проведены с целью нахождения конструкции, обеспечивающей минимальный расход утечки и, как след-

стве, более высокий КПД турбины. Основным критерием оценки является величина утечки по уплотнению (расход \dot{m}). Надёжность современных ЖРД, особенно в случае многократного использования, во многом обеспечивается надёжной работой турбины ТНА, которая в значительной степени определяется температурой рабочего тела [6]. Снижение температуры газа без потерь мощности является актуальной задачей, которая также рассмотрена в данной работе в виде расчётной оценки [7].

3D-модели разных вариантов проточных частей уплотнений получены в системе автоматизированного проектирования. Поскольку существует симметрия относительно оси вращения, для проведения расчётов достаточно взять произвольный сектор, например пятнадцатиградусный. Это позволяет существенно сократить время расчётов по сравнению с использованием полной 3D-модели проточной части уплотнений. Геометрия проточной части разработана с учётом основных особенностей течения рабочего тела в каналах надбандажного уплотнения с формированием расхода утечки при заданном действующем перепаде давления. Следует отметить, что геометрические параметры рассматриваемых 3D-моделей уплотнений учитывают так называемый «зонтичный эффект». Данное явление достаточно известно и связано с тем, что от опоры подшипника идёт низкотемпературный кислород, который охлаждает поверхность рабочего колеса турбины (РКТ), в результате чего происходит его изгиб. Из-за этого лопатки РКТ перемещаются к лопаткам соплового аппарата (СА). На рис. 2 показано, как изгибается РКТ в процессе работы двигателя (значения шкалы изменения геометрии даны в миллиметрах).

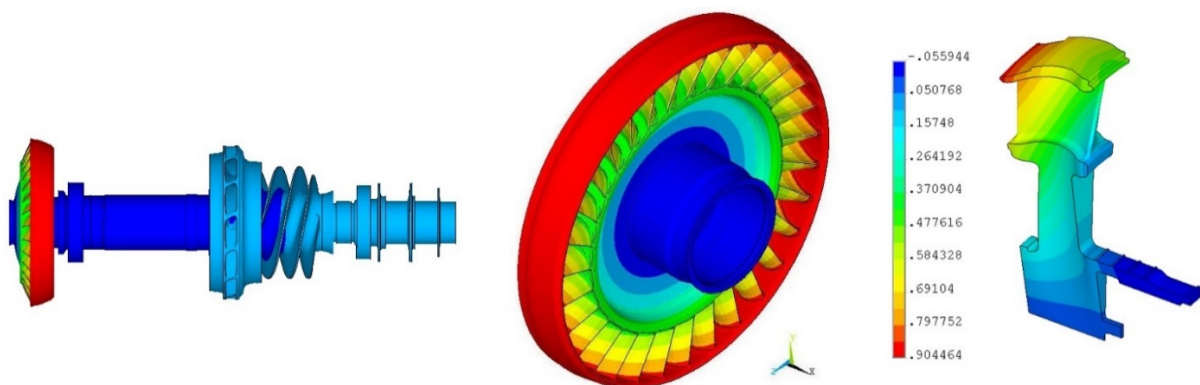


Рис. 2. Пример «зонтичного эффекта» на 3D-модели

Проведение расчётов по имеющимся 3D-моделям осуществляется с помощью программного комплекса вычислительной гидродинамики [8]. В использованном программном обеспечении (ПО) сетка строится автоматически, с адаптацией к заданной геометрии. Размер сетки в каждой модели в среднем составляет свыше 550 тысяч ячеек. В расчётной области определяется начальная сетка с ячейками в форме параллелепипеда. Затем выделяются подобласти геометрии, в которых необходимо провести расчёт на более густой сетке. Производится адаптация начальной расчётной сетки, при которой ячейки начальной сетки делятся на восемь равных ячеек нового уровня адаптации. Далее, если необходимо, ячейки делятся ещё раз, и так – до достижения необходимой точности. Метод подсеточного разрешения геометрии предназначен для аппроксимации криволинейных границ на прямоугольной сетке. Ячейки, через которые проходит граница, теряют свою первоначальную форму параллелепипеда и превращаются в многогранники произвольной формы. Такой подход позволяет с достаточной степенью

точности производить расчёты даже при сравнительно невысоком количестве узлов сетки.

Расчёт проводится итерационным методом от нулевых начальных условий. В начале расчёта, на период роста давления, шаг по времени задается величиной $1e^{-4}$ с, а далее определяется автоматически и составляет около $1e^{-8}$ с.

Задаваемые значения граничных параметров взяты из увязки параметров одного из двигателей разработки АО «НПО Энергомаш»:

- температура рабочего тела на входе в турбину – 581,4 °С;
- температура рабочего тела на выходе из турбины – 467,9 °С;
- абсолютное давление на входе в турбину – 539,37 кгс/см²;
- абсолютное давление на выходе из турбины – 283,92 кгс/см²;
- скорость вращения рабочего колеса турбины – 22 825 об/мин.

Расчётная область, показанная на рис. 3, состоит из четырёх подобластей:

- 1 (синий) – поверхности входа рабочего тела (задание входных параметров);
- 2 (зелёный) – поверхности выхода рабочего тела (задание выходных параметров);
- 3 (красный) – поверхности со стороны рабочего колеса турбины (задаётся условие вращения);
- 4 (серый) – поверхности со стороны статора турбины (невращающаяся стенка).

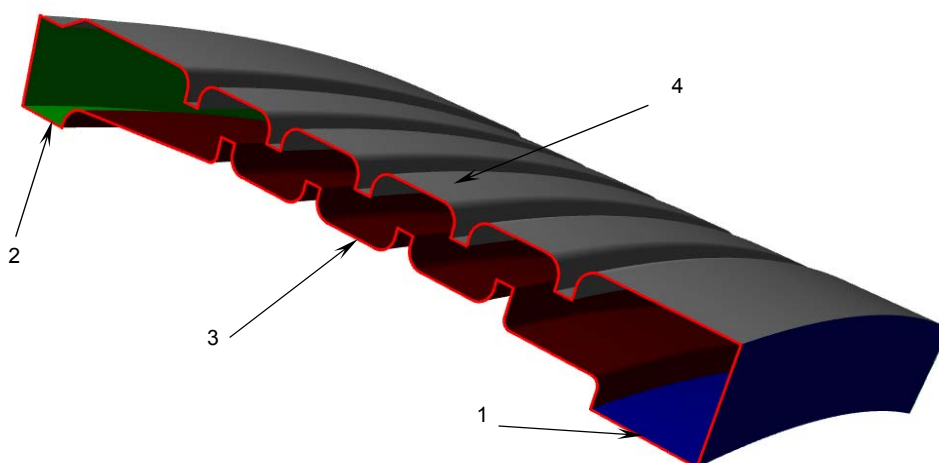


Рис. 3. Обозначение граничных поверхностей в расчётной модели уплотнения

В процессе численного моделирования применены математические модели вычислительной газодинамики, которые описывают движение рабочего тела при различных скоростях с учётом эффектов сжимаемости, турбулентности и теплопереноса, и используется k-ε модель турбулентного течения для моделирования течения газа при больших и малых числах Рейнольдса в стационарной постановке при любых числах Маха.

Обсуждение результатов расчётов

1. Исходная геометрия (рис. 4 – 8). Основными критериями выбора данной конструкции уплотнения являлись, во-первых, использование одностороннего гребешкового уплотнения для уменьшения площади контакта рабочих поверхностей уплотнения и, во-вторых, применение спиральной конструкции гребешка из соображений уноса микроскопических частиц по потоку.

Полученное значение утечки $\dot{m} = 1,502062$ кг/с.

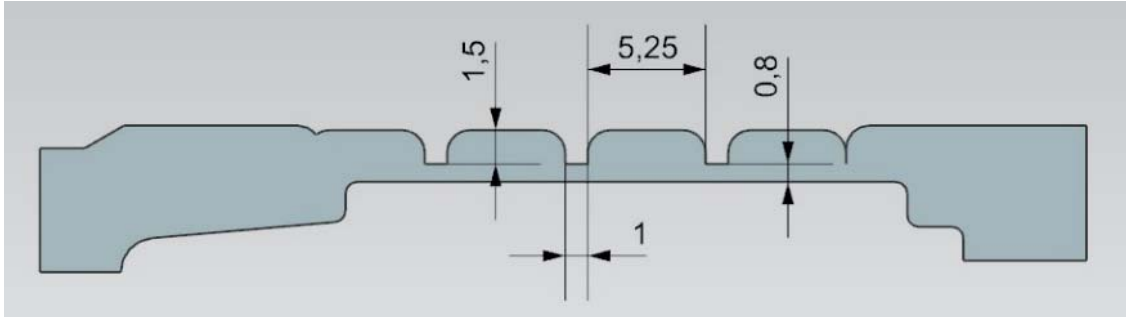


Рис. 4. Основные геометрические параметры уплотнения

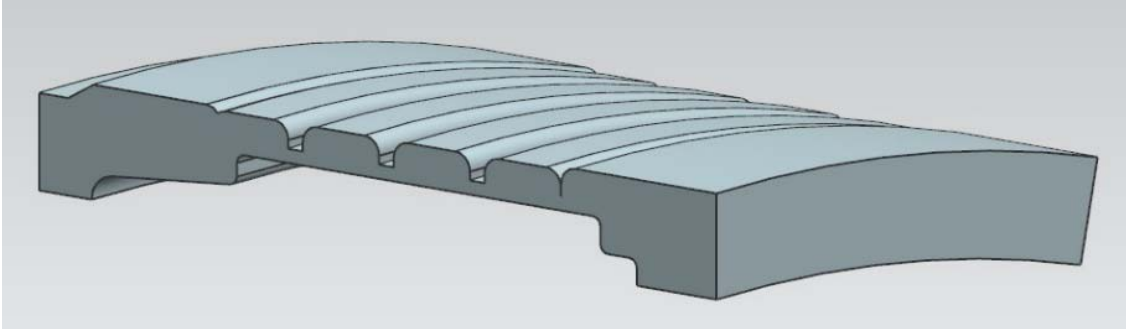


Рис. 5. 3D-модель проточной части уплотнения

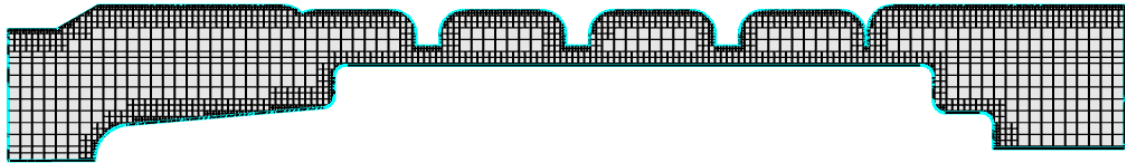


Рис. 6. Расчётная сетка

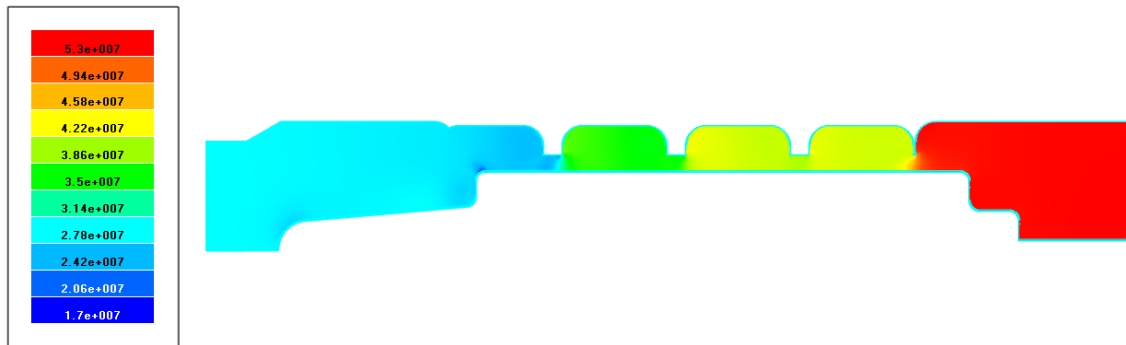


Рис. 7. Распределение давления в уплотнении

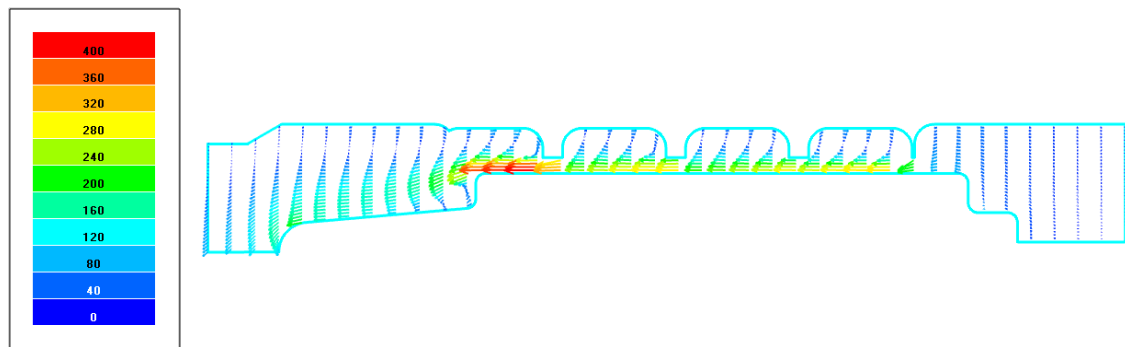


Рис. 8. Поле скорости в уплотнении

2. Двустороннее лабиринтное уплотнение гребешкового типа с сохранением основных геометрических параметров исходного уплотнения (рис. 9 – 13).

Полученное значение утечки $\dot{m} = 1,622974$ кг/с.

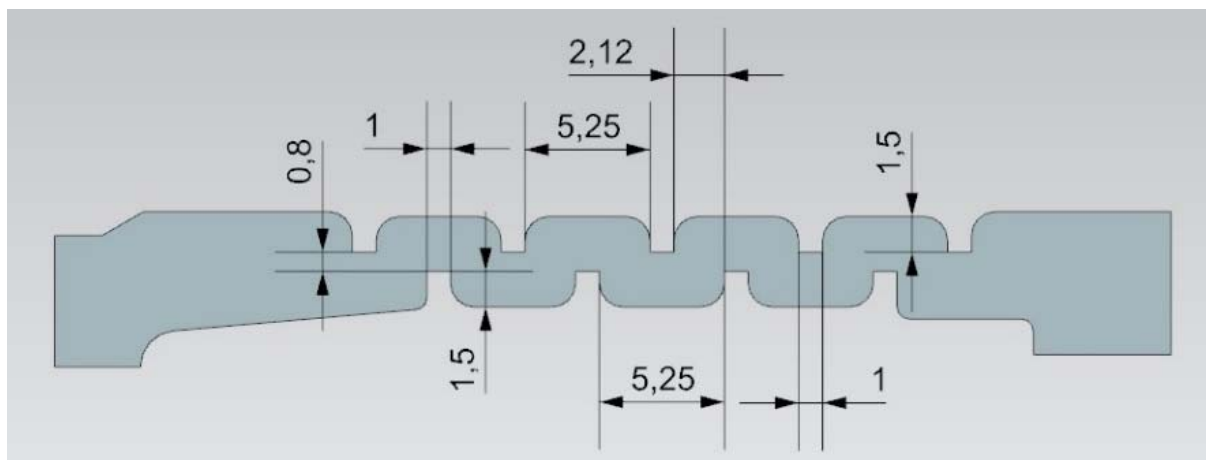


Рис. 9. Основные геометрические параметры уплотнения

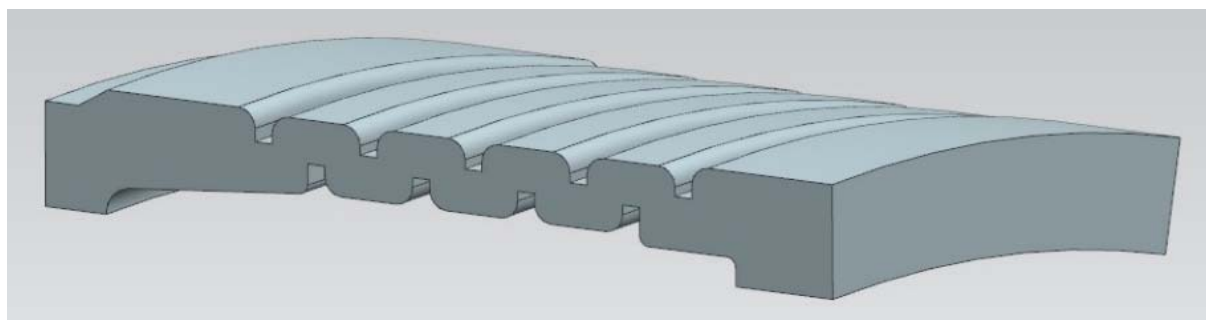


Рис. 10. 3D-модель проточной части уплотнения

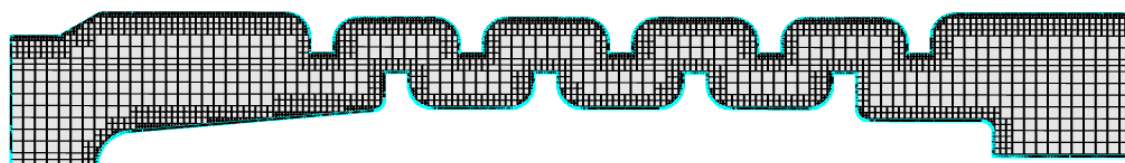


Рис. 11. Расчётная сетка

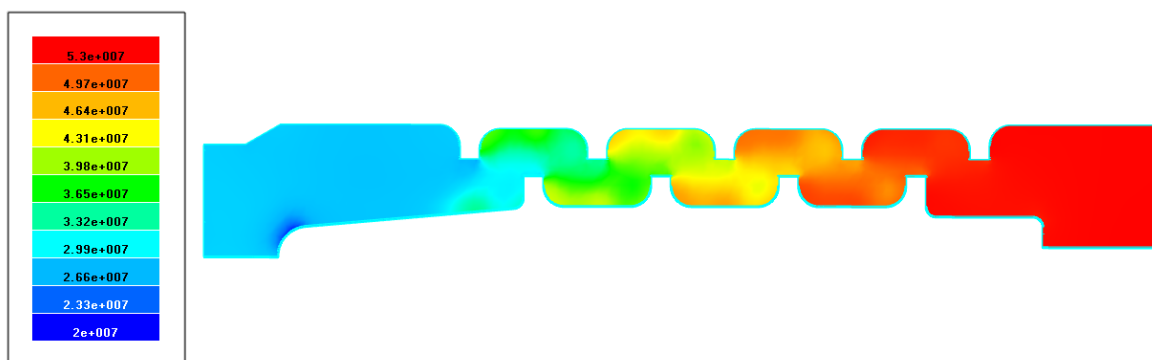


Рис. 12. Распределение давления в уплотнении

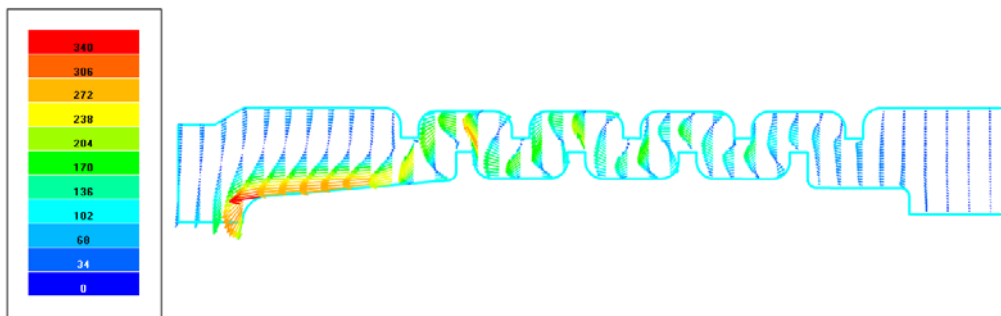


Рис. 13. Поле скорости в уплотнении

3. Двустороннее лабиринтное уплотнение гребешкового типа с сохранением основных геометрических параметров исходного уплотнения (за исключением уменьшения величины зазора между гребешками рабочего колеса турбины и гребешками стенки статора за счёт увеличения высоты гребешков) (рис. 14 – 18). Исходя из опыта АО «НПО Энергомаш», по результатам доводочных испытаний двигателей можно обеспечить такие минимальные зазоры (например 0,15 мм).

Полученное значение утечки $\dot{m} = 1,349547$ кг/с.

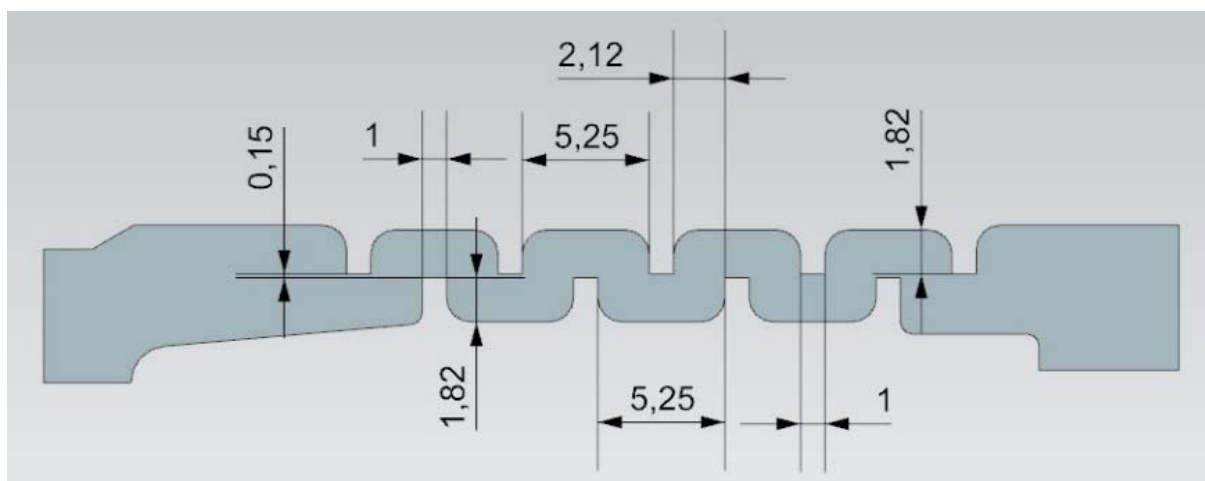


Рис. 14. Основные геометрические параметры уплотнения

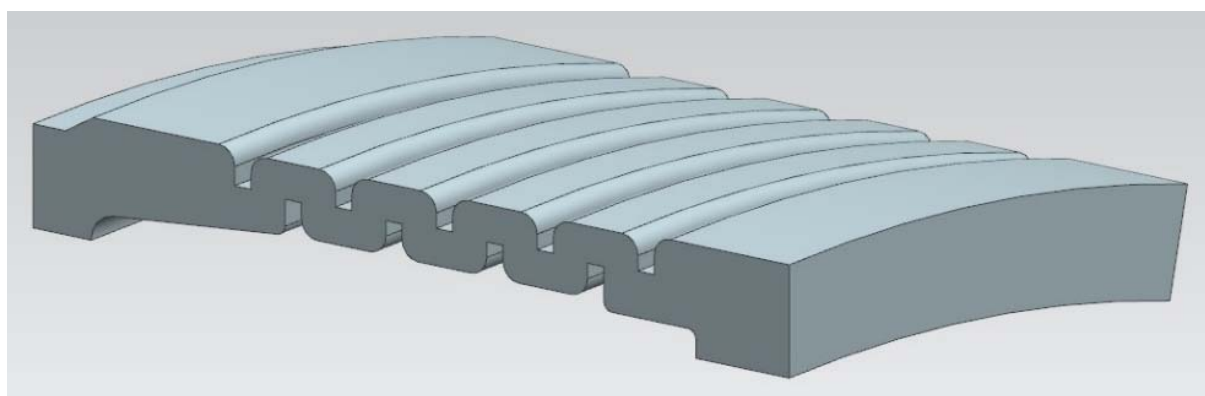


Рис. 15. 3D-модель проточной части уплотнения

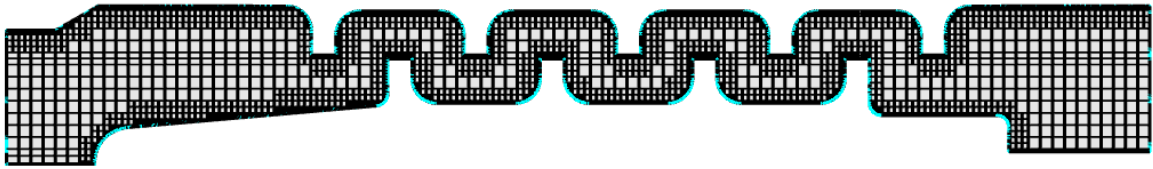


Рис. 16. Расчётная сетка

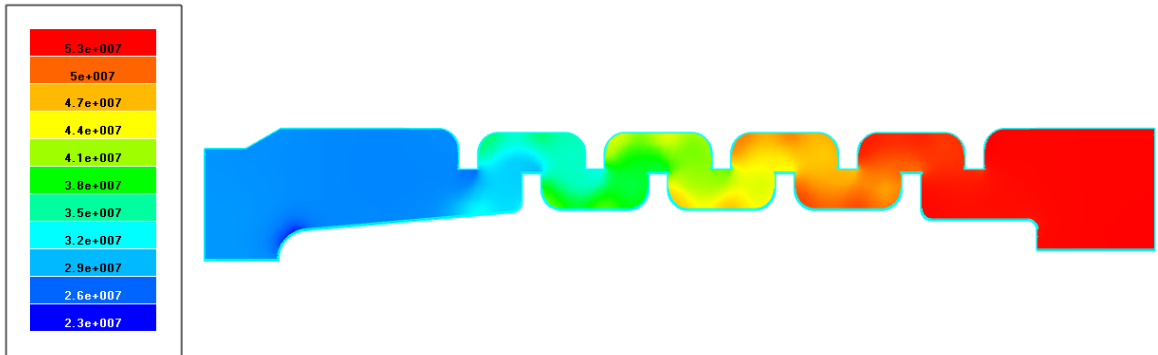


Рис. 17. Распределение давления в уплотнении

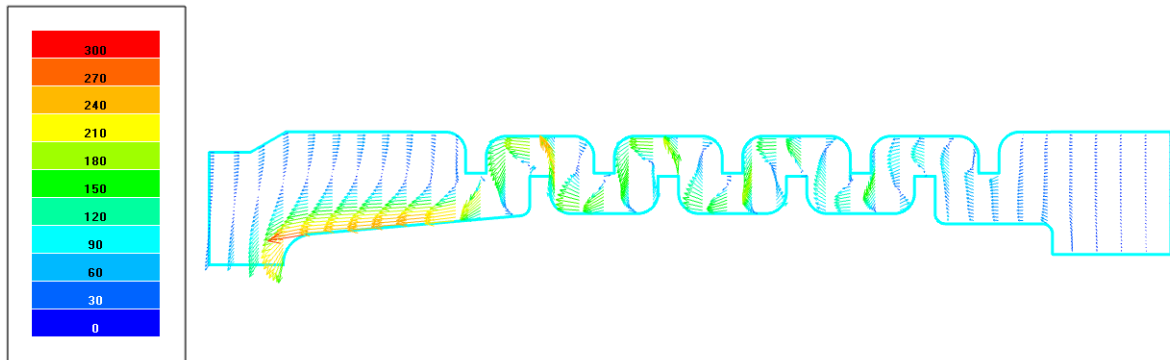


Рис. 18. Поле скорости в уплотнении

4. Двустороннее лабиринтное уплотнение гребешкового типа с сохранением основных геометрических параметров исходного уплотнения (за исключением уменьшения величины зазора между гребешками рабочего колеса турбины и гребешками стенки статора за счёт поджатия ответных частей уплотнения друг к другу) (рис. 19 – 23).

Полученное значение утечки $\dot{m} = 1,235992$ кг/с.

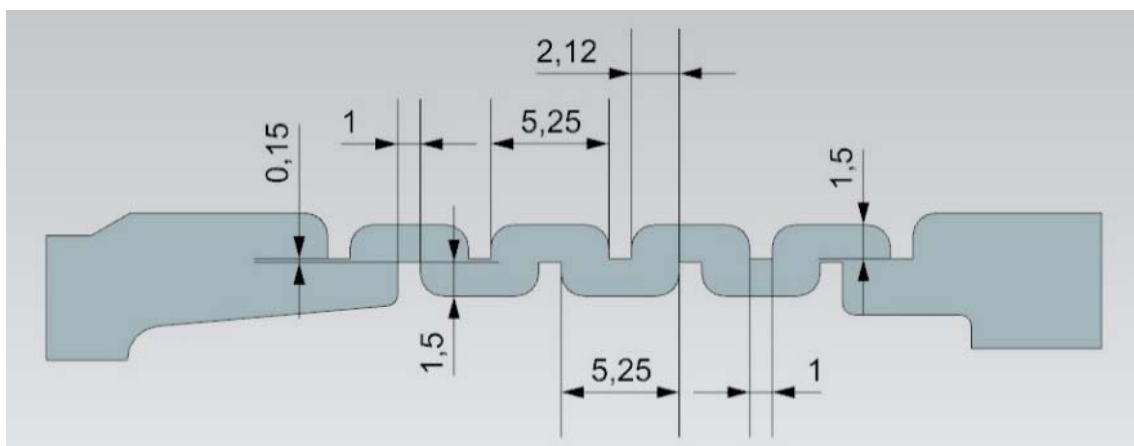


Рис. 19. Основные геометрические параметры уплотнения

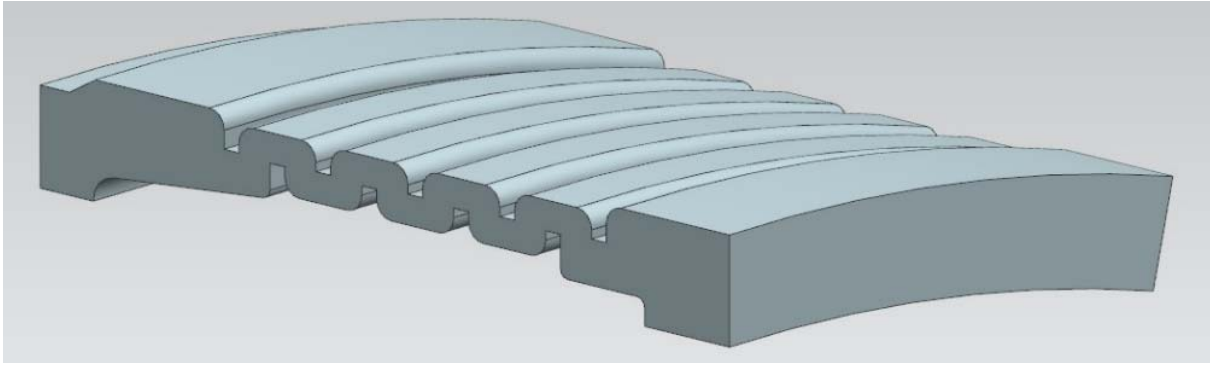


Рис. 20. 3D-модель проточной части уплотнения

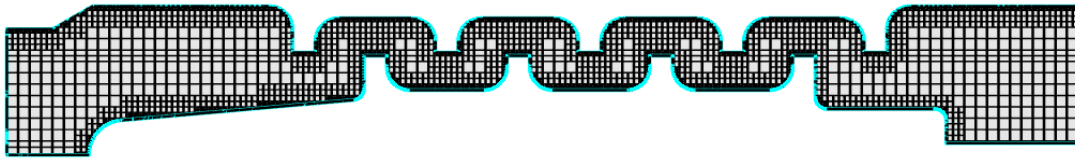


Рис. 21. Расчётная сетка

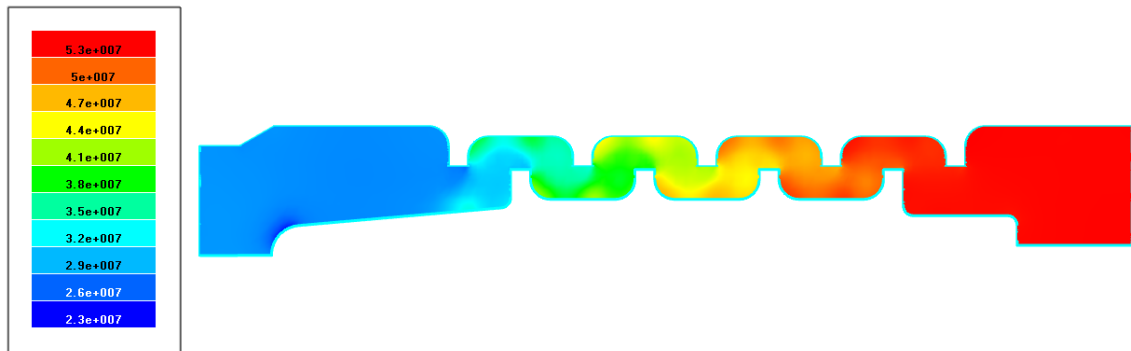


Рис. 22. Распределение давления в уплотнении

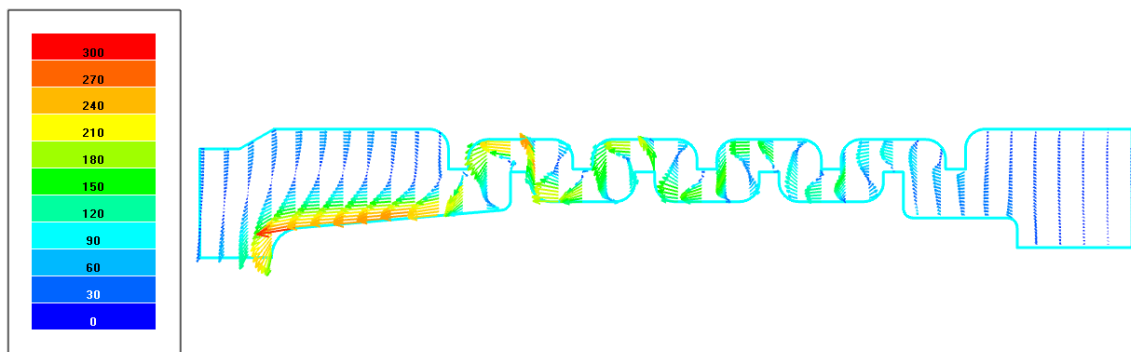


Рис. 23. Поле скорости в уплотнении

Полученные в расчётах величины секторальных утечек для рассмотренных конструкций уплотнений приведены в таблице.

Таблица. Величины секторальных утечек

№ уплотнения	Расход, \dot{m} (кг/с)
1	1,502062
2	1,622974
3	1,349547
4	1,235992

Заключение

Проведено численное моделирование газодинамических процессов в проточной части надбандажного уплотнения турбины ТНА ЖРД.

Наилучший результат по уменьшению расхода рабочего тела в надбандажном уплотнении турбины (в сравнении с исходной геометрией) даёт вариант №4. Следовательно применение двусторонних радиальных уплотнений гребешкового типа в совокупности с уменьшением радиального зазора в надбандажном уплотнении турбины ведёт к снижению расхода утечки.

По результатам проведённой расчётной оценки изменения КПД турбины с учётом геометрии конструкций рассматриваемых вариантов радиальных лабиринтных уплотнений гребешкового типа наблюдается небольшое изменение температуры рабочего тела. Увеличение КПД турбины, при том же значении мощности, приводит к снижению температуры рабочего тела на входе в турбину на величину 1,5 – 2 %, что составляет 8 – 12 °С. Понижение температуры генераторного газа обеспечивает более высокую надёжность и работоспособность турбин ТНА ЖРД.

В дальнейшем следует рассмотреть альтернативные изменения геометрии надбандажного уплотнения и провести более детальный анализ расчётных параметров с целью определения влияния геометрических размеров на величину утечки, выполнить прочностные расчёты уплотнений, показывающих наилучшие результаты по величине утечки. Важным является проведение оценки влияния конструктивных параметров вариантов геометрии уплотнений на характеристики и работоспособность турбины ТНА ЖРД путём численного моделирования вариантов уплотнений в полномасштабной модели турбины для учёта эффектов нестационарности и неоднородности потока на расход утечки.

Библиографический список

1. Кириллов И.И. Теория турбомашин. Л.: Машиностроение, 1972. 533 с.
2. Лёвочкин П.С., Чванов В.К., Ромасенко Е.Н., Сидоренко А.С., Каналин Ю.И. Проблемы разработки агрегатов ТНА и бустерных насосов современных ЖРД. М.: НПО Энергомаш, 2017. 483 с.
3. Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. Математическое моделирование рабочего процесса ЖРД. М.: МАИ, 1999. 228 с.
4. Каналин Ю.И., Чернышева И.А. Обеспечение эксплуатационных характеристик турбин ТНА в соответствии с требованиями работы в составе ЖРД // Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко. 2015. № 32. С. 237-262.
5. Скибин С.А., Стернин Л.Е., Чернышева И.А., Каналин Ю.И., Полетаев Н.П., Казеннов И.С. Оптимизация конструкции лабиринтных уплотнений турбин на основе модели пространственного течения. НТО № 769-92-2013. 29 с.
6. Кесаев Х.В., Трофимов Р.С. Надёжность двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 136 с.
7. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1986. 376 с.
8. Тимушев С.Ф., Клименко Д.В., Фирсов В.П., Антюхов И.В. Численное моделирование пульсаций давления и нестационарных нагрузок в радиальной турбине турбодетандера // Труды МАИ. 2015. № 82.
http://www.trudymai.ru/upload/iblock/4e3/timushev_klimenko_firsov_antyukhov_rus.pdf?lang=en&issue=82

**PROPOSALS FOR IMPROVING THE EFFICIENCY AND SERVICE LIFE
OF THE TURBINES OF TURBO-PUMP ASSEMBLIES
IN LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES BY USING
DOUBLE-SIDED CREST-TYPE RADIAL LABYRINTH SEALS**

© 2018

- P. S. Levochkin** Candidate of Science (Engineering), Deputy General Director – Chief Designer; NPO Energomash named after academician V. Glushko, Khimki, Russian Federation; energo@npom.ru
- V. K. Chvanov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the General Director; NPO Energomash named after academician V. Glushko, Khimki, Russian Federation; energo@npom.ru
- V. S. Vasiliev** Design Engineer of the Turbines Sector, Department of Liquid Propellant Engine Components; NPO Energomash named after academician V. Glushko, Khimki, Russian Federation; vasilev_vs@npom.ru
- S. F. Timushev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; irico@mai.ru

Nowadays the improvement of the design of liquid-propellant rocket engines (LPREs) depends on a variety of factors and activities, among which we can distinguish, for example, the improvement of energy characteristics of units and assemblies forming part of the LPREs. The article compares the operation of LPRE turbo-pump turbines using double-sided and single-sided labyrinth seals used in Energomash's engines. The key geometrical parameters of each seal variant, images of 3D-models of seals constructed for the calculations, the resulting computational grid for each seal variant, as well as graphs of the pressure distribution and velocity fields are presented for visual comparison. Sectoral leakage was calculated for each variant of the seal, the possibility of reducing the temperature of the turbine inlet working gas was assessed. In the future attention should be paid to a more detailed study of this type of seals with the use of modern computing power.

Liquid-propellant rocket engine; turbo-pump assembly; gap; seal; turbine; leak; efficiency; service life.

Citation: Levochkin P.S., Chvanov V.K., Vasiliev V.S., Timushev S.F. Proposals for improving the efficiency and service life of the turbines of turbo-pump assemblies in liquid-propellant rocket engines by using double-sided crest-type radial labyrinth seals. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 81-92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-81-92

References

1. Kirillov I.I. *Teoriya turbomashin* [Theory of turbo-machines]. L.: Mashinostroenie Publ., 1972. 533 p.
2. Levochkin P.S., Chvanov V.K., Romasenko E.N., Sidorenko A.S., Kanalin Yu.I. *Problemy razrabotki agregatov TNA i busternykh nasosov sovremennykh ZhRD* [Problems in the development of turbine pump assemblies and booster pumps for modern liquid-propellant rocket engines]. Moscow: NPO Energomash Publ., 2017.
3. Belyaev E.N., Chvanov V.K., Chervakov V.V. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa ZhRD* [Mathematical modeling of the working process of a liquid-propellant rocket engine]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 228 p.

4. Kanalin Yu.I., Chernysheva I.A. Operational characteristics of turbo-pump assembly turbines in accordance with requirements for operating as part of a liquid-propellant rocket engine. *Proceedings of NPO Energomash*. 2015. No. 32. P. 237-262. (In Russ.)

5. Skibin S.A., Sternin L.E., Chernysheva I.A., Kanalin Yu.I., Poletaev N.P., Kazennov I.S. Optimization of turbine labyrinth seal design on the basis of a model of three-dimensional flow. NTO no. 769-92-2013.

6. Kesaev Kh.V., Trofimov R.S. *Nadezhnost' dvigateley letatel'nykh apparatov* [Reliability of aircraft engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 136 p.

7. Ovsyannikov B.V., Borovskiy B.I. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Theory and calculation of power units for liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 376 p.

8. Timushev S.F., Klimenko D.V., Firsov V.P., Antyukhov I.V. Numerical modeling of pressure pulsations in the turbo expander of perspective cryostatting system. *Trudy MAI*. 2015. No. 82. (In Russ.). Available at: http://www.trudymai.ru/upload/iblock/4e3/timushev_klimenko_firsov_antyukhov_rus.pdf?lang=en&issue=82.