УДК 66.045.7

Структурно-технологическая схема азотной системы охлаждения сжиженного метана для заправки ракеты-носителя среднего класса

Канд. техн. наук А. А. КОРОБКОВ¹, М. В. КУЛИК², канд. техн. наук **В. В. РЕДЬКИН**, С. С. СЕРГЕЕВ³, *д-р техн. наук* А. И. СМОРОДИН⁴

¹Межрегиональное общественное учреждение «Институт инженерной физики» ²Филиал Военной Академии РВСН имени Петра Великого ³ПАО «Криогенмаш»

⁴Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана (НИУ) E-mail: korobkow@iifmail.ru

Исходя из анализа результатов предварительного моделирования процесса охлаждения сжиженного метана в прямоточном и противоточном трубчатовитых теплообменных аппаратах, из нескольких вариантов выбран рациональный вариант охлаждения сжиженного метана заправки ракеты-носителя среднего класса, реализуемый прямоточным теплообменным аппаратом. Для более полной оценки процессов, происходящих в теплообменном аппарате при охлаждении азотом сжиженного метана для выбранного рационального варианта проведено углубленное моделирование проиесса охлаждения сжиженного метана. Проведен сравнительный анализ показателей надежности конкурирующих вариантов принципиальной структурной схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана, в результате которого в качестве базового варианта выбрана схема, включающая: ожижитель азота с центробежным азотным компрессором и турбодетандером низкого давления с дожимающим компрессорным агрегатом, накопительную и резервную емкости с жидким азотом и прямоточный теплообменный аппарат — охладитель сжиженного метана. Результаты работы могут быть использованы при проектировании азотных систем охлаждения сжиженного метана для заправки ракет-носителей среднего класса.

Ключевые слова: азотная система охлаждения, компоненты ракетного топлива, математическое моделирование, метан, ракетно-космическая техника, теплообменный аппарат, турбодетандер.

Информация о статье:

Поступила в редакцию 24.08.2020, принята к печати 10.10.2020 DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-4-27-36 Язык статьи — русский Для цитирования:

Коробков А. А., Кулик М. В., Редькин В. В., Сергеев С. С., Смородин А. И. Структурно-технологическая схема азотной системы охлаждения сжиженного метана для заправки ракеты-носителя среднего класса // Вестник Международной академии холода. 2020. № 4. С. 27-36. DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-4-27-36

Structural and technological diagram of a nitrogen cooling system of liquefied methane for refueling a medium-class launch vehicle

Ph. D. A. A. KOROBKOV¹, M. V. KULIK², Ph. D. V. V. RED'KIN, S. S. SERGEEV³, D. Sc. A. I. SMORODIN⁴

¹Interregional Social Foundation «Institute of Engineering Physics» ²Branch of the Military Academy RVSN of the Peter the Great ³Public company «Cryogenmash» ⁴Moscow State Technical University N. E. Bauman

E-mail: korobkow@iifmail.ru

Based on the analysis of the preliminary modeling results for the cooling process of liquefied methane in straight-flow and counter-flow tubular heat exchangers, a rational variant of cooling liquefied methane for refueling a medium-class carrier rocket, implemented by a straight-flow heat exchanger, was selected from several options. For a more complete assessment of the processes occurring in the heat exchanger during nitrogen cooling of liquefied methane for the selected rational option, an in-depth simulation of the cooling process of liquefied methane was performed. A comparative analysis of the reliability of competing options for fundamental structural diagram of the nitrogen cooling of the liquefied methane, as a result of which the scheme comprising a nitrogen liquefier with centrifugal compressor and turboexpander of low pressure with booster compressor unit, storage and backup tanks with liquid nitrogen, and a ramjet heat exchanger —

cooler of liquid methane was chosen as the base option, was carried out. The results of this work can be used in the design of nitrogen cooling systems of liquefied methane for refueling medium-class launch vehicles.

Keywords: nitrogen cooling system, rocket fuel components, mathematical modeling, methane, rocket and space technology, heat exchanger, turbo expander.

Article info:

Received 24/08/2020, accepted 10/10/2020 DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-4-27-36 Article in Russian

For citation:

Korobkov A. A., Kulik M. V., Red'kin V. V., Sergeev S. S., Smorodin A. I. Structural and technological diagram of a nitrogen cooling system of liquefied methane for refueling a medium-class launch vehicle. *Journal of International Academy of Refrigeration*. 2020. No 4. p. 27–36. DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-4-27-36

Введение

Использование в ракетно-космической технике (РКТ), в качестве одного из компонентов ракетного топлива (КРТ), сжиженного метана (СМ) предполагает решение ряда проблем [1]–[15], основной из которых является решение проблемы эффективного и надежного переохлаждения СМ для хранения и заправки ракеты-носителя (РН) [16]–[18].

Решению проблемы переохлаждения СМ будет способствовать решение ряда научно-технических задач, в частности:

проведение анализа процессов теплообмена;

 выбор режимных параметров, исключающих образование твердой фазы СМ на разделительной поверхности теплообмена;

 проведение сравнительного анализа показателей надежности конкурирующих вариантов структурной схемы системы охлаждения СМ;

 — определение наиболее надежного варианта схемы системы охлаждения СМ.

В свою очередь для решения указанных частных задач, прежде всего, необходимо смоделировать процесс охлаждения СМ в теплообменном аппарате (TOA). Моделирование следует провести как для прямоточного, так и для противоточного трубчатовитых TOA.

Таким образом, в рамках данной статьи объектами исследования являются:

— процессы теплообмена в ТОА при охлаждении СМ

структурная схема системы охлаждения СМ.

Целями исследования являются:

 выбор режимных параметров процесса охлаждения СМ, исключающих образование твердой фазы СМ на разделительной поверхности теплообмена;

 выбор наиболее надежного варианта схемы системы охлаждения СМ.

Моделирование процесса охлаждения сжиженного метана в прямоточном и противоточном трубчатовитых теплообменных аппаратах

Для прямоточного (тип А) и противоточного (тип Б) трубчатовитых ТОА [16]–[18] проведено моделирование процесса охлаждения СМ для трех вариантов расхода при исходных данных [16], приведенных в табл. 1.

Моделирование проводилось с применением методики, представленной в [19]. Графические результаты моделирования процесса охлаждения СМ представлены на рис. 1 (см. табл. 1) [20, 21].

Таблица 1

Исходные данные по массовому расходу СМ и азота в ТОА

Table 1

Initial data on the mass flow rate of liquefied methane and nitrogen in the heat exchanger

Массовый расход, кг/с	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Жидкий (на входе) азот Q_{mN2}	4,30	6,30	8,30
Сжиженный метан Q_{mCM}	22,22		

Как видно из результатов, представленных на рис. 1, предпочтительным является вариант А-2 (рис. 1, б), т. к. только в данном случае одновременно происходит:

— постепенное понижение температуры СМ со 112 К (в начале намотки (l=0 м)) до 93,89 К (в конце намотки (l=2 м));

— повышение температуры азота с 78 К (в начале намотки (l=0 м)) до температуры в 89,71 К (в конце намотки (l=2 м)), приближаясь к температуре тройной точки СМ (T=90,52 К), но не достигая ее, тогда как, во всех остальных случаях (рис. 1 *a*, *e*–*e*) температура азота либо достигает температуры тройной точки СМ на интервале $l \in (1,3; 1,9)$ (рис. 1 *a*, *c*, *d*), либо не приближается к ней вообще на отрезке $l \in [0; 2]$.

На рис. 2 представлены результаты полученных разниц температур потоков азота ($T_{N2} - T_{CMmm}$; незаштрихованные столбцы) и СМ ($T_{CM} - T_{CMmm}$; заштрихованные столбцы) с тройной точкой СМ в точках с координатами: l=2 м — для прямоточного ТОА (тип А) и l=0 м — для противоточного ТОА (тип Б).

Таким образом, по результатам сравнительного анализа, в качестве наиболее рационального, был выбран вариант А-2 (рис. 1, δ), реализуемый представленным на рис. 3 прямоточным ТОА.

Моделирование процесса охлаждения сжиженного метана в теплообменном аппарате (вариант А-2)

Для более полной оценки процессов, происходящих в ТОА при охлаждении азотом СМ, проходящего по трубам, необходимо провести моделирование процесса охлаждения СМ в ТОА.



Рис. 1. Изменение температуры потоков (Т) по высоте намотки (l) прямоточного (тип A (a, б, в)) и противоточного (тип Б (г, д, е)) трубчатовитых ТОА



Моделирование проводилось по методике, разработанной Смородиным А. И. [19]. Основные исходные данные представлены в табл. 2–4.

Результаты моделирования

Результаты моделирования представлены на рис. 4-8 и в табл. 5.

Резкое изменение числа Рейнольдса (рис. 6, б), коэффициента теплоотдачи (рис. 7, б) и закономерности увеличения гидростатического сопротивления для азота на интервале $l \in (0,6; 0,7)$ обусловлено фазовым переходом (изменением агрегатного состояния) азота из жидкости в пар (см. рис. 3).

Таблица 2

Основные конструктивные параметры ТОА

Table 2 Main design parameters of the heat exchanger

main design parameters of the near exchanger					
Конструктивный параметр	Значение				
Тип аппарата	прямоточный				
Число потоков	2				
Число труб	500				
Поток в межтрубном пространстве	теплый				
Труба	гладкая				
Материал труб	нерж. ст. 12Х18Н10Т				
Наружный диаметр труб, мм	10				
Внутренний диаметр труб, мм	8				
Поперечный шаг намотки, мм	11,5				
Продольный шаг намотки, мм	12				
Число слоев	20				
Диаметр сердечника, мм:	273				

Сравнительный анализ показателей надежности конкурирующих вариантов принципиальной структурной схемы системы охлаждения сжиженного метана

В качестве конкурирующих вариантов схемы азотной системы охлаждения СМ при сравнении показателей надежности рассматриваются две структурно-технологические схемы, построенные на основе:

1. Ожижителя азота с винтовым азотным маслозаполненным компрессором (ВАМК) и турбодетандером низкого давления (ТДНД) с масляным тормозом (система I, рис. 9);

2. Ожижителя азота с центробежным азотным компрессором (ЦАК) и турбодетандером низкого давления (ТДНД) с дожимающим компрессорным агрегатом (ДКА) (система II, рис. 10).

Надежность систем I и II оценивается по показателям безотказности [22] для случая, когда системы состоят из *п* последовательно соединенных элементов.

Система I включает:

1. BAMK ($\lambda_{BAMK} = 1/4000$);

2. ТДНД (λ_{тднд}=1/20000);

 масляный тормоз ТДНД (\u03c6_{MT}=1/ 4000);

4. дроссельный вентиль ($\lambda_{\text{дв}}$ =1/2000).

Вероятность отказа системы I, состоящей из *n* последовательно соединенных элементов, определяется выражением [22]:

$$(\lambda_{\Sigma})_{I} = \sum_{i=1}^{n} \lambda_{i} = \sum_{i=1}^{n=4} \lambda_{i} = 1,05 \cdot 10^{-3}$$

Время наработки на отказ системы І:

$$(\tau_{_{OTK}})_{_{I}} = \frac{1}{(\lambda_{_{\Sigma}})_{_{I}}} = 9,52 \cdot 10^2 \text{ y}.$$



Рис. 2. Разницы температур потоков азота (TN2) и СМ (TCM) с температурой тройной точки СМ (TCMmm)

Fig. 2. Temperature differences of nitrogen (TN2) and liquefied methane (TLM) fluxes with the temperature of the triple point of liquefied methane (TLMtp)



Рис. 3. Прямоточный трубчатовитой TOA (в разрезе) Fig. 3. Straight-flow tubular heat exchanger (in the section)

Таблииа 3

Основные параметры потоков

Main parameters of the flow

Table 3

Nº	Вещество	Расположение потока	Тип потока	Температура потока, К		Давление, МПа		Iluaro mus	
				вход	выход	вход	выход	число труб	таслод, кі/с
1	Метан (СН ₄)	межтрубное	теплый	112	93,89	0,3	0,3	0	22
2	Азот (N ₂)	трубное	холодный	78	89,71	0,2	0,2	500	6,3

Таблица 4

Параметры, управляющие процессом моделирования

Table 4

Parameters that control the modeling process

Параметр	Значение
Относительный теплоприток, %	0
Коэффициент запаса, %	15
Шаг выдачи результатов расчета (координата по высоте намотки от входа трубных потоков), м	0,1
Шаг интегрирования, м	0,01



Рис. 4. Зависимость скорости трубного потока СМ в узком сечении (v_w) от координаты по высоте намотки ((l) от входа в TOA)

Fig. 4. Dependence of the speed of the pipe flow of liquefied methane in a narrow section (v_{vc}) on the coordinate of the winding height ((l) from the entrance to the heat exchanger)



Main operating parameters of a straight-flow tubular heat exchanger

трубчатовитого ТОА

Параметр	CM (CH ₄)	Азот (N ₂)
Расход газа, кг/сек	22,00	6,30
Тепловая нагрузка по потокам, кВт	1316,37	1316,37
Температура потока (вход), К	112,00	78,00
Температура потока (выход), К	93,89	89,71
Гидр. сопротивление, кПа	21,95	57,96



Рис. 5. Зависимость средней скорости трубных потоков (v_{cp}) СМ и азота от координаты по высоте намотки ((l) от входа в TOA)

Fig. 5. Dependence of the average velocity of the pipe flows (v_{cp}) of liquefied methane and nitrogen on the co-ordination of the winding height ((l) from the entrance to the heat exchanger)



Рис. 6. Зависимость числа Рейнольдса трубных потоков (Re) от координаты по высоте намотки ((l) от входа в TOA): а — СМ; б — азот

Fig. 6. Dependence of the Reynolds number of pipe flows (Re) on the winding height coordinate ((l) from the entrance to the heat exchanger): a - liquefied methane; $\delta - nitrogen$

31

Таблица 5 Основные режимные параметры прямоточного

Table 5



Рис. 7. Зависимость коэффициента теплоотдачи (a) потоков СМ и азота от координаты по высоте намотки ((l) от входа в TOA): a — CM; б — азот

Fig. 7. Dependence of the heat transfer coefficient (a) of the fluxes of liquefied methane and nitrogen on the height coordinate of the winding ((l) from the entrance to the heat exchanger): a — liquefied methane; 6 — nitrogen



Рис. 8. Зависимость гидростатического сопротивления (Δр) потоков СМ и азота от координаты по высоте намотки (l) от входа в ТОА

Fig. 8. Dependence of the hydrostatic resistance (Δp) of the fluxes of liquefied methane and nitrogen flows on the winding height coordinate (1) from the entrance to the heat exchanger Система II включает:

ЦАК (λ_{ЦАК}=1/20000);
 ТДНД с ДКА (λ_{тднд}=1/20000);
 дроссельный вентиль (λ_{дв}=1/20000).

Вероятность отказа системы II:

$$\left(\lambda_{\Sigma}\right)_{II} = \sum_{i=1}^{n} \lambda_i = \sum_{i=1}^{n-3} \lambda_i = 1,5 \cdot 10^{-4}$$

Время наработки на отказ системы II:

$$(\tau_{_{OTK}})_{_{II}} = \frac{1}{(\lambda_{_{\Sigma}})_{_{II}}} = 6,67 \cdot 10^3 \text{ y}$$

Таким образом, как видно из расчетов, время наработки на отказ системы II в 7 раз больше, чем системы I.

Одним из основных путей повышения надежности жидкостной азотной системы охлаждения СМ и ее подсистем является резервирование неоднородными элементами (накопительными емкостями с жидким азотом) [22].

Выбор базового варианта структурнотехнологической схемы и типов машинного и теплообменного оборудования

По результатам сравнительного анализа показателей термодинамического совершенства и структурной надежности конкурирующих вариантов схемы азотной



Рис. 9. Структурно-технологическая схема ожижителя азота с ВАМК и ТДНД с масляным тормозом (система I) Fig. 9. Structural and technological diagram of a nitrogen liquefier with a screw nitrogen oil-filled compressor and a low-pressure turbo expander with an oil brake (system I)



Рис. 10. Структурно-технологическая схема ожижителя азота низкого давления с ЦАК и ТДНД с ДКА (система II) Fig. 10. Structural and technological diagram of a low-pressure nitrogen liquefier with a centrifugal nitrogen compressor and a lowpressure turbo expander with a booster compressor unit (system II)



Puc. 11. Структурно-технологическая схема ожижителя азота низкого давления с азотным турбокомпрессором, азотным детандер-компрессорным агрегатом и накопительными ёмкостями с регуляторами давления

Fig. 11. Structural and technological diagram of a low-pressure nitrogen liquefier with a nitrogen turbocharger, a nitrogen expander compressor unit and storage tanks with pressure regulators

системы охлаждения СМ, полученных выше, в качестве базового варианта схемы азотной системы охлаждения СМ выбрана схема, включающая:

 ожижитель азота производительностью 1500 кг/ч с ЦАК и ТДНД с ДКА;

 накопительную и резервную емкости с жидким азотом;

— прямоточный ТОА — охладитель СМ.

Базовый вариант структурно-технологической схемы ожижителя азота представлен на рис. 11.

Выводы

В результате проведенного расчетного анализа процесса охлаждения сжиженного метана:

1. выбрано конструктивное решение теплообменного аппарата сжиженного метана, обеспечивающее процесс заправки ракеты-носителя недогретым метаном повышенной плотности с температурой ниже точки конца конденсации на 18 К;

 определены основные режимные параметры прямоточного теплообменного аппарата сжиженного метана;

 определены: производительность ожижителя азота, необходимое количество жидкого азота для охлаждения заданной массы сжиженного метана, объем накопительной емкости для жидкого азота.

В результате проведенного сравнительного анализа показателей надежности конкурирующих вариантов принципиальной схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана показано, что:

 в стационарном режиме функционирования с быстрым восстановлением (без резервной ёмкости с жидким азотом) система I (с винтовым азотным маслозаполненным компрессором и турбодетандером низкого давления с масляным тормозом) имеет примерно в 6 раз большую вероятность отказа по сравнению с системой II (с центробежным азотным компрессором и турбодетандером низкого давления с дожимающим компрессорным агрегатом);

 одним из основных путей повышения структурной надежности жидкостной азотной системы охлаждения сжиженного метана и ее подсистем является резервирование неоднородными элементами (накопительными емкостями с жидким азотом);

— одним из эффективных способов повышения эксплуатационной надёжности азотной системы охлаждения сжиженного метана, построенной на основе ожижителя азота с винтовым азотным маслозаполненным компрессором, является замена масла на водоэмульсионные смеси. Это позволит качественно изменить подсистему очистки от масла и повысит КПД винтового компрессора.

На основе полученных результатов сравнительного анализа показателей термодинамического совершенства и структурной надёжности конкурирующих вариантов схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана;

Литература

- Карпов А. Б. Перспективы использования сжиженного природного газа в качестве топлива ракетных двигателей // Матер. IV всерос. конф. «Химия и химическая технология: достижения и перспективы (27–28 ноября 2018)». М.: Изд-во РГУ нефти и газа (НИУ) имени И. М. Губкина, 2018. С. 408.1–408.3.
- 2. Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Медведев С. Н. и др. Ракетный двигатель с непрерывно-детонационным горением топливной пары «природный газ — кислород» // Доклады Академии наук. М.: РАН, 2018. Т. 478. № 4. С. 429–433.
- Яцуненко Г. С. Кислородно-метановые ракетные двигатели // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т 1. С. 209–210.
- Nilsen C., Meriam S., Meyer S. Purdue Liquid Oxygen Liquid Methane Sounding Rocket // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: Innovative Student Rocket Club Designs and Activities (7–11 January 2019). San Diego, California, 2019. doi: 10.2514/6.2019–0614.
- Калугин К. С., Суханов А. В. Особенности использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей // Вестник МАИ. 2018. Т. 25. № 4. С. 120–132.
- Брегвадзе Д. Т., Габидулин О. В., Гуркин А. А., Заболотько И. А. Применение топлива «кислород+метан» в жидкостных ракетных двигателях // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 12. С. 11–13.
- Орешков М. А., Злобин В. Б. Особенности конструкции экологически безопасных ЖРД разгонных блоков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т 1. С. 170–171.
- Васянина А. Ю., Тонких А. А., Савчин Д. А., Ермоленко Д. А. Перспективы использования компонентов топлива метан-кислород в жидкостных ракетных двигателях // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т 1. С. 121–123.
- Роскосмос создаст ракетный двигатель на метане // Транспорт на альтернативном топливе. 2016. № 1 (49). С. 63–64.

расчётного анализа процесса охлаждения сжиженного метана, в качестве базового варианта схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана выбрана схема, включающая ожижитель азота средней производительности с центробежным азотным компрессором и турбодетандером низкого давления с дожимающим компрессорным агрегатом; накопительную и резервную емкость с жидким азотом; прямоточный теплообменный аппарат — охладитель сжиженного метана.

Результаты работы могут быть использованы при проектировании азотной системы охлаждения сжиженного метана для заправки ракеты-носителя среднего класса недогретым сжиженным метаном повышенной плотности.

В качестве дальнейших направлений исследований можно указать:

 оптимизацию режимных параметров теплообменного аппарата для охлаждения сжиженного метана;

 оптимизацию режимных параметров базового варианта принципиальный технологической схемы системы охлаждения сжиженного метана;

 анализ значимости факторов, влияющих на устойчивость оптимальных решений и эффективность системы охлаждения сжиженного метана.

References

- Karpov A. B. Prospects for using liquefied natural gas as rocket engine fuel // Matera. IV all-Russian Conf. «Chemistry and chemical technology: achievements and prospects (November 27–28, 2018)». Moscow: Gubkin Russian State University of Oil and Gas, 2018. Pp. 408.1–408.3. (in Russian)
- Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Medvedev S. N. ets. Rocket engine with continuous detonation Gorenje fuel pair «natural gas-oxygen». *Reports of the Academy of Sciences*, Moscow: RAS, 2018, Vol. 478, No. 4, Pp. 429–433. (in Russian)
- Yaczunenko G. S. Oxygen-methane rocket engines. Actual problems of aviation and cosmonautics. 2017. T 1. P. 209–210. (in Russian)
- Nilsen C., Meriam S., Meyer S. Purdue Liquid Oxygen Liquid Methane Sounding Rocket. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: Innovative Student Rocket Club Designs and Activities (7–11 January 2019). San Diego, California, 2019. doi: 10.2514/6.2019–0614.
- Kalugin K. S., Suxanov A. V. Features of using methane as fuel for liquid rocket engines. *Bulletin of the MAI*. 2018. Vol. 25, No. 4. Pp. 120–132. (in Russian)
- Bregvadze D. T., Gabidulin O. V., Gurkin A. A., Zabolot»ko I. A. Use of oxygen+methane fuel in liquid rocket engines. *Polytechnic youth magazine*. 2017. No. 12. Pp. 11–13. (in Russian)
- Oreshkov M. A., Zlobin V. B. Design features of environmentally friendly liquid propellant upper stages. *Actual problems of aviation and cosmonautics*. 2017. T 1. Pp. 170–171. (in Russian)
- Vasyanina A. Yu., Tonkix A. A., Savchin D. A., Ermolenko D. A. Prospects for using methane-oxygen fuel components in liquid rocket engines. *Actual problems of aviation and cosmonautics*. 2017. T 1. P. 121–123. (in Russian)
- 9. Roscosmos will create a rocket engine on methane. *Transport* on alternative fuel. 2016. no. 1 (49). Pp. 63–64. (in Russian)
- Percy T., Polsgrove T., Alexander L., Turpin J. Design and Development of a Methane Cryogenic Propulsion Stage for Human

- Percy T., Polsgrove T., Alexander L., Turpin J. Design and Development of a Methane Cryogenic Propulsion Stage for Human Mars Exploration // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: In-Space Transportation (13–16 September 2016). Long Beach, California, 2016. doi: 10.2514/6.2016–5492.
- Иванов А. И., Косицын И. П., Борисов В. А. Анализ схем жидкостного ракетного двигателя небольшой тяги с авиационным турбонасосным агрегатом на метане // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 4. С. 75–80.
- Chowdhury A., Cruz J., Aboud J., Rios A. e. a. Design and Experimental Demonastration of a High Pressure Oxy-Methane Combustor // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: Terrestrial Energy Systems — Fuel Power Technologies (8–12 January 2018). Kissimmee, Florida, 2016. doi: 10.2514/6.2018–1476.
- Александров А. А., Бармин И. В., Кунис И. Д., Чугунков В. В. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов «Союз». // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2016. № 2. С 7–27.
- РД0110МД, РД0162. Метановые проекты. Перспективные многоразовые ракеты-носители (Россия). [Электронный ресурс]: http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59.
- 15. Сайфуллин А. Д., Имаев А. М., Моисеев К. В. Определение зависимости коэффициента парного взаимодействия от температуры пар вещества «метан-гептан», «метан-нонан», «метан-октан», «метан-Н-пентан», «метан-изопентан», «метан-гексан» для уравнения состояния Пенга-Робинсона // Аллея Науки. 2017. Т. 2 № 10. С. 385–396.
- 16. Редькин В. В., Смородин А. И., Сергеев С. С., Кулик М. В., Коробков А. А. Конкурирующие варианты структурно-технологических схем азотных адсорбционно-криогенных установок криотермовакуумных камер для термовакуумных испытаний космических аппаратов // Известия Института инженерной физики. 2020. № 1 (55). С. 24–31.
- Редькин В. В., Смородин А. И., Сергеев С. С., Кулик М. В., Коробков А. А. Математическая модель и методика расчета теплообменного оборудования базового варианта структурно-технологической схемы адсорбционно-криогенной установки // Известия Института инженерной физики. 2020. № 2 (56). С. 25–32.
- Смородин А. И., Сергеев С. С., Кулик М. В., Коробков А. А. Научно-методический аппарат расчета детандер-компрессорного агрегата структурно-технологической схемы адсорбционно-криогенной установки // Известия Института инженерной физики. 2020. № 3 (57). С. 2–9.
- 19. Коробков А. А., Кулик М. В., Редькин В. В., Сергеев С. С., Смородин А. И. Сопоставительный анализ конкурирующих вариантов принципиальной технологической схемы системы охлаждения сжиженного метана для заправки ракеты-носителя недогретым метаном повышенной плотности // Вестник Международной академии холода. 2020. № 3. С. 10–20.
- Хаузен Х. Теплопередача при противотоке, прямотоке и перекрестном токе / Пер. с нем. И. Н. Дулькина. М.: Энергоиздат, 1981. 383 с.
- Лавров Н. А. Математическое моделирование низкотемпературных систем: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 146 с.
- Буткевич И. К. Качество и надежность криогенных систем.
 М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. 52 с.

Mars Exploration. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: In-Space Transportation (13–16 September 2016). Long Beach, California, 2016. doi: 10.2514/6.2016–5492.

- Ivanov A. I., Kosicyn I. P., Borisov V. A. Analysis of schematics of a low-thrust liquid-propellant rocket engine with a methane-powered aircraft turbopump. *Bulletin of Samara University. Aerospace engineering, technologies and mechanical engineering.* 2016. Vol. 15. No. 4. Pp. 75–80. (in Russian)
- Chowdhury A., Cruz J., Aboud J., Rios A. ets. Design and Experimental Demonastration of a High Pressure Oxy-Methane Combustor. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Session: Terrestrial Energy Systems — Fuel Power Technologies (8–12 January 2018). Kissimmee, Florida, 2016. doi: 10.2514/6.2018–1476.
- Aleksandrov A. A., Barmin I. V., Kunis I. D., Chugunkov V. V. Features of creation and development of cryogenic systems of Soyuz rocket and space launch complexes. *Bulletin* of the Bauman Moscow state technical University. Ser. «Engineering». 2016. No. 2. P. 7–27. (in Russian)
- RD0110MD, RD0162. Methane projects. Advanced reusable launch vehicles (Russia). [Electronic resource]: http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59. (in Russian)
- Sajfullin A. D., Imaev A. M., Moiseev K. V. Determining the dependence of the coefficient of pair interaction on the temperature of the substance pairs «methane-heptane», «methane-nonan», «methane-octane», «methane-N-pentane», «methane-isopentane», «methane-hexane» for the Peng-Robinson equation of state. *Alley of Science*. 2017. Vol. 2 No. 10. Pp. 385–396. (in Russian)
- Red»kin V. V., Smorodin A. I., Sergeev S. S., Kulik M. V., Korobkov A. A. Competing variants of structural and technological schemes of nitrogen adsorption and cryogenic installations of cryothermic vacuum chambers for thermal vacuum tests of spacecraft. *Proceedings of the Institute of engineering physics.* 2020. no. 1 (55). Pp. 24–31. (in Russian)
- Red»kin V. V., Smorodin A. I., Sergeev S. S., Kulik M. V., Korobkov A. A. Mathematical model and calculation method for heat exchange equipment of the basic version of the structural and technological scheme of the adsorption and cryogenic plant. *Proceedings of the Institute of engineering physics*. 2020. no. 2 (56). Pp. 25–32. (in Russian)
- Smorodin A. I., Sergeev S. S., Kulik M. V., Korobkov A. A. Scientific and methodological apparatus for calculating the expander-compressor unit of the structural and technological scheme of an adsorption-cryogenic installation // Proceedings of the Institute of engineering physics. 2020. No. 3 (57). Pp. 2–9. (in Russian)
- Korobkov A. A., Kulik M. V., Red'kin V. V., Sergeev S. S., Smorodin A. I. Comparative analysis of competing variants for the basic technological scheme of the liquefied methane cooling system for refueling the launch vehicle with underheated methane of increased density. *Vestnik Mezhdunarodnoi akademii kholoda*. 2020. No 3. p. 10–20. (in Russian)
- Hausen H. Heat transfer in counter-current, direct current and cross-current / TRANS. with him. I. N. Dulkina. M.: Energoizdat, 1981. 383 p. (in Russian)
- Lavrov N. A. Mathematical modeling of low-temperature systems: textbook, Moscow: Bauman Moscow state technical University, 2016, 146 p. (in Russian)
- Butkevich I. K. Quality and reliability of cryogenic systems. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2007, 52 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Коробков Алексей Александрович

К. т. н., доцент, начальник научно-методического управления Межрегионального общественного учреждения «Институт инженерной физики»; 142210, Московская обл., г. Серпухов, Большой Ударный пер., 1а, korobkow@iifmail.ru. SPIN-код: 5637–2961. Scopus ID: 56871047600. ORCID: 0000-0001-6094-0377. Web of Science Researcher ID: E-2497–2014

Кулик Максим Васильевич

Начальник отдела организации научной работы и подготовки научно-педагогических кадров Филиала Военной Академии PBCH имени Петра Великого; 142210, Московская обл., г. Серпухов, ул. Бригадная, 17, mklik@mail.ru. SPIN-код: 5952–5456. Scopus ID: 56870994300. ORCID: 0000-0002-4496-5758. Web of Science Researcher ID: E-2999–2014

Редькин Виктор Васильевич

К. т. н., Почетный работник науки и техники РФ, SPIN-код: 7893–2807. Scopus ID: 6701392057. ORCID: 0000-0001-9453-5265. Web of Science Researcher ID: E-2967–2014

Сергеев Степан Сергеевич

Руководитель расчетной группы ПАО «Криогенмаш»; 143907, Московская обл., г. Балашиха, пр. Ленина, 67; stepan.sergeev@omzglobal.com. ORCID: 0000-0002-0027-2941

Смородин Анатолий Иванович

Д. т. н., профессор, Почетный работник науки и техники РФ, профессор кафедры Э-4 Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана (НИУ), 107005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, smorodin38@rambler.ru. SPIN-код: 5585–4846. Scopus ID: 6701431501. ORCID: 0000-0003-1393-6871

Information about authors

Korobkov Alexey A.

Ph. D., Associate Professor, Head of Scientific and Methodological Department of Interregional Social Foundation «Institute of Engineering Physics»; 1A Bolshoy Udarny St.,
Serpukhov, Moscow region, 142210, mklik@mail.ru.
SPIN-ID: 5637–2961. Scopus Author ID: 56871047600.
ORCID: 0000-0001-6094-0377.
Web of Science Researcher ID: E-2497–2014

Kulik Maksim V.

Head of the Department of planning of scientific work and training of scientific and scientific-pedagogical personnel of the Branch of the Military Academy RVSN of the Peter the Great; 17 Brigadnaya St., Serpukhov, Moscow region, 142210, mklik@mail.ru. SPIN-ID: 5952–5456. Scopus ID: 56870994300. ORCID: 0000-0002-4496-5758. Web of Science Researcher ID: E-2999–2014

Red'kin Viktor V.

Ph. D., Honorary worker of science and technology of the Russian Federation. SPIN-код: 7893–2807. Scopus Author ID: 6701392057. ORCID: 0000-0001-9453-5265. Web of Science Researcher ID: E-2967–2014

Sergeev Stepan S.

Head of engineering calculation group, Public company «Cryogenmash»; 67 Lenin Ave., Balashikha, Moscow region, 143907, stepan.sergeev@omzglobal.com. ORCID: 0000-0002-0027-2941

Smorodin Anatoly I.

D. Sc., Professor, Honorary worker of science and technology of the Russian Federation, Professor of the E-4 Department of the Moscow state technical University N. E. Bauman; 5, 2-ya Baumanskaya St., Moscow, 107005, smorodin38@rambler.ru. SPIN-ID: 5585–4846. Scopus ID: 6701431501. ORCID: 0000-0003-1393-6871.

О Перечне рецензируемых научных изданий

В соответствии с приказом Минобрнауки России от 25 июля 2014 г., 1 декабря 2015 г. сформирован Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Вестник Международной академии холода включен в Перечень рецензируемых научных изданий (по состоянию на 24.03.2020 г.) под № 375.

Подробная информация о группах научных специальностей / научным специальностям и соответствующим им отраслям науки, по которым журнал включен в Перечень, на сайте ВАК в разделе «Документы»

https://vak.minobrnauki.gov.ru/documents#tab= tab:editions~