

УДК 66.045.7

## Сопоставительный анализ конкурирующих вариантов принципиальной технологической схемы системы охлаждения сжиженного метана для заправки ракеты-носителя недогретым метаном повышенной плотности

Канд. техн. наук А. А. КОРОБКОВ<sup>1</sup>, М. В. КУЛИК<sup>2</sup>, канд. техн. наук

**В. В. РЕДЬКИН**, С. С. СЕРГЕЕВ<sup>3</sup>, д-р техн. наук А. И. СМОРОДИН<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Межрегиональное общественное учреждение «Институт инженерной физики»

<sup>2</sup>Филиал Военной Академии РВСН имени Петра Великого

<sup>3</sup>ПАО «Криогенмаш»

<sup>4</sup>Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана (НИУ)

E-mail: korobkow@iifmail.ru

На базе известных способов, установок и систем для охлаждения компонентов топлива ракеты-носителя: кислорода и сжиженного метана, разработана принципиальная схема азотной системы, построенной на базе турбодетандерных ожижителей азота, для охлаждения сжиженного метана при заправке ракеты-носителя среднего класса. С применением специального программного обеспечения для моделирования химико-технологических процессов (Aspen Hysys (v. 8.4)) проведено математическое моделирование схем конкурирующих вариантов и их элементов. В качестве конкурирующих вариантов выбраны: — схема ожижителя азота средней производительности с азотным винтовым компрессором и азотным турбодетандером низкого давления с масляным тормозом (схема А); — схема ожижителя азота средней производительности с азотным турбодетандером низкого давления с дожимающим компрессорным агрегатом (схема Б). Проведено сравнение конкурирующих вариантов принципиальной технологической схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана по показателю — коэффициенту ожижения азота (с). Результаты работы могут быть использованы при проектировании азотных систем охлаждения сжиженного метана для заправки ракет-носителей среднего класса недогретым метаном повышенной плотности.

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

### Информация о статье:

Поступила в редакцию 23.04.2020, принята к печати 10.07.2020

DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-3-10-20

Язык статьи — русский

### Для цитирования:

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.

## 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

Ph. D. A. A. KOROBKOV<sup>1</sup>, M. V. KULIK<sup>2</sup>, Ph. D. **V. V. RED'KIN**, S. S. SERGEEV<sup>3</sup>, D. Sc. A. I. SMORODIN<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Interregional Social Foundation «Institute of Engineering Physics»

<sup>2</sup>Branch of the Military Academy RVSН of the Peter the Great

<sup>3</sup>Public company «Cryogenmash»

<sup>4</sup>Moscow State Technical University N. E. Bauman

E-mail: korobkow@iifmail.ru

On the basis of known methods, installations and systems for cooling the carrier fuel components: oxygen and liquefied methane, a schematic diagram of a nitrogen system built on the basis of turbo-expander nitrogen liquefiers for cooling liquefied methane when refueling a medium-class carrier rocket has been developed. With the use of specialized software

for modeling chemical processes (Aspen Hysys (v. 8.4)), mathematical modeling of schemes for competing variants and their elements was performed. The competing options are: — the scheme of a medium-capacity nitrogen liquefier with a nitrogen screw compressor and a low-pressure nitrogen turbo expander with an oil brake (scheme A); — the scheme of a medium-capacity nitrogen liquefier with a low-pressure nitrogen turbo expander with a booster compressor unit (scheme B). The comparison of competing variants for the basic technological scheme of the nitrogen cooling system for liquefied methane by the indicator-coefficient of nitrogen liquefaction ( $c$ ) was made. The results of the work can be used in the design of nitrogen systems of liquefied methane cooling for refueling medium-class launch vehicles with underheated high-density methane.

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

#### Article info:

Received 23/04/2020, accepted 10/07/2020

DOI: 10.17586/1606-4313-2020-19-3-10-20

Article in Russian

#### For citation:

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.

## Введение

Использование в ракетно-космической технике (РКТ) охлажденных криогенных компонентов ракетного топлива (КРТ), ниже температуры их кипения, при атмосферном давлении находит все более широкое применение.

Наиболее предпочтительным КРТ, с точки зрения энергоэффективности и экологичности, является жидкий водород, т. к. с одной стороны, он имеет самый высокий удельный импульс, а с другой стороны, продукты его окисления — это вода [1]. Кроме того, его производство не зависит от каких-либо невозобновляемых природных источников.

В качестве КРТ жидкий водород (охлажденный до 14,5 К) был, например, использован во второй ступени РН «Энергия» многоразовой космической системы «Энергия-Буран», что дало существенный положительный эффект [2].

Тем не менее, использование жидкого водорода, в качестве одного из КРТ, имеет ряд существенных эксплуатационных недостатков, таких как:

- низкая температура кипения (20 К), вследствие чего, для заправки ракеты-носителя (РН), а также для поддержания ее в готовности к запуску, требуется решение технически сложных и энергозатратных задач;

- низкая плотность жидкого водорода (в 6,4 раза меньше чем жидкий метан и в 11,4 раза меньше чем керосин «РГ-1») предполагает использование более вместительных баков;

- высокая пожаро- и взрывоопасность.

Замена топливной пары «кислород-водород», более выгодной в эксплуатационном плане, парой «кислород-метан» приводит к уменьшению затрат на изготовление и эксплуатацию РКТ [3].

В начале XXI века в ракетно-космической отрасли наметились некоторые шаги в направлении практического использования в качестве горючего — сжиженного природного газа (СПГ) или, точнее, его основного компонента — метана [4]–[6].

Использование метана (в сравнении с более традиционным керосином), в качестве одного из КРТ, имеет ряд преимуществ:

- практический удельный импульс (вследствие намного меньшей молекулярной массы исходной молекулы и продуктов горения, соответственно), с учетом его нивелирования из-за меньшей плотности, больше на ~3%...5% [7]–[9];

- меньшая массовая доля углерода в молекуле приводит к уменьшению нагара (сажеобразования), что, соответственно, увеличивает показатели надёжности при многоразовом использовании систем [7];

- лучшее охлаждение частей двигателя (вследствие меньшей вязкости и низкой температуры кипения) [7, 9];

- меньшая смачиваемость топливной системы (вследствие меньшей вязкости), а, следовательно, более полный расход, и пониженная загрязнённость топливной системы [1];

- температуры кипения компонентов ракетного топлива (метана: 111 К; кислорода: 90 К) близки, что позволяет хранить их рядом без существенной теплозащиты);

- упрощенное освобождение полостей двигателя от остатков горючего (в случае использования многоразовых ступеней), — достаточно пройти цикл испарения [1, 8];

- снижение вероятности возникновения закритической кавитации вследствие меньшей вязкости и переохлаждения;

- большая испаряемость и упрощенная смешиваемость, ввиду того, что смешиваются вещества одного и того же агрегатного состояния (газ);

- меньшая стоимость, большая доступность (керосин производится из нефти определенного сорта, запасы которой уменьшаются более стремительно, нежели запасы метана) [7]–[9];

- увеличенная экологическая безопасность (в т. ч. и при аварийном сливе топлива) [8]–[10];

- упрощенная технология получения метана вне Земли (в случае реализации программ колонизации планет Солнечной системы) [9, 11].

Таким образом, тематика работ, посвященных исследованию перспектив применения в РКТ в качестве одного из КРТ метана, направленная, соответственно, на повышение надежности, эффективности, ресурсопригодности, экологичности, а также на снижение стоимости эксплуатации РКТ, актуальна и имеет большую практическую ценность.

Основной проблемой применения метана в качестве КРТ является эффективное и надежное его переохлаждение для хранения и заправки РН. Учитывая требования, предъявляемые к теплоносителю, а именно: температуру кипения, безопасность использования и стоимость, в настоящей статье рассматривается вариант переохлаждения, подаваемого в бак для горючего РН сжиженного метана (СМ) жидким азотом, циркулирующим в системе охлаждения.

Объектом исследования является принципиальная структурно-технологическая схема азотной системы охлаждения сжиженного метана (СМ) требуемого состава [12] для заправки РН недогретым метаном повышенной плотности.

Целью исследования является выбор конструктивного решения и режимных параметров теплообменника-охладителя СМ и схемы азотного охладителя требуемой производительности.

### Построение принципиальной схемы азотной системы охлаждения сжиженного метана жидким азотом при заправке ракеты-носителя среднего класса

На базе известных способов, установок и систем для охлаждения криогенных компонентов топлива РН: кислорода, СМ [13, 14], разработана принципиальная схема азотной системы, построенной на базе турбодетандерных охладителей азота (ТДОА), для охлаждения СМ при заправке РН среднего класса [15].

При моделировании процессов, происходящих при охлаждении СМ жидким азотом в процессе заправки РН, в качестве технических характеристик РН среднего класса использовались характеристики (табл. 1) перспективной российской двухступенчатой РН «Союз-5» («Иртыш») [16].

Принципиальная схема системы охлаждения СМ жидким азотом представлена на рис. 1.

### Выбор конкурирующих вариантов структурно-технологической схемы турбодетандерного охладителя азота системы охлаждения сжиженного метана периодического действия

Для сравнения конкурирующих вариантов принципиальной технологической схемы азотной системы охлаждения СМ, построенной на базе ТДОА, в качестве показателя выбран коэффициент охижения азота ( $\chi$ ).

В качестве конкурирующих вариантов выбраны две схемы.

1. Схема охладителя азота средней производительности с азотным винтовым компрессором и азотным турбодетандером (ТД) низкого давления (НД) с масляным тормозом — схема А (рис. 2);

2. Схема охладителя азота средней производительности с азотным ТДНД с дожимающим компрессорным агрегатом (ДКА) — схема Б (рис. 3).

Таблица 1

### Основные технические характеристики РН «Союз-5» («Иртыш») [16, 17]

Table 1

### Main technical characteristics launch vehicle of «Soyuz-5» («Irtys») [16, 17]

Характеристика	Значение
Максимальная стартовая масса, кг	$5,30 \cdot 10^5$
Масса полезного груза (на низкую опорную орбиту), кг	$1,70 \cdot 10^4$
Масса горючего и окислителя, кг	$4,58 \cdot 10^5$
Полная длина, м	$6,19 \cdot 10^1$
Диаметр корпуса, м	4,10
Количество ступеней	2
Масса горючего (СМ), кг	$1,11 \cdot 10^5$
Масса окислителя жидкий кислород, кг	$3,47 \cdot 10^5$

Выбор охладителей средней производительности с ТДНД обусловлен [18]:

- простотой их структурных схем;
- надежностью в эксплуатации, благодаря применению ТДНД, центробежных или винтовых компрессоров;
- возможностью замены технологически сложного процесса ректификации воздуха в азотной криогенной ВРУ на процесс короткоциклового адсорбции в адсорбционной ВРУ с ДКА на потоке продукционного азота;

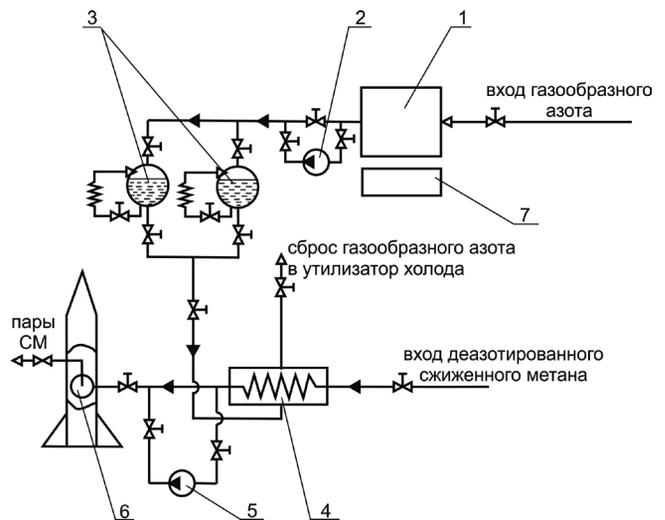


Рис. 1. Принципиальная схема системы охлаждения СМ жидким азотом: 1 — турбодетандерный охладитель азота; 2 — насос азотный; 3 — азотная накопительная ёмкость; 4 — теплообменник-охладитель СМ; 5 — насос метановый; 6 — бак для СМ; 7 — автономный криотопливный электрогенератор с утилизацией холода СМ в жидкостной азотной воздухо-разделительной установке (ВРУ)

Fig. 1. Schematic diagram of the liquefied methane liquid nitrogen cooling system: 1 — turbodetander nitrogen liquefier; 2 — nitrogen pump; 3 — nitrogen storage tank; 4 — heat exchanger — cooler of liquefied methane; 5 — methane pump; 6 — tank for liquefied methane; 7 — autonomous cryotuel electric generator with utilization of the cold of the liquefied methane in a liquid nitrogen air separation unit

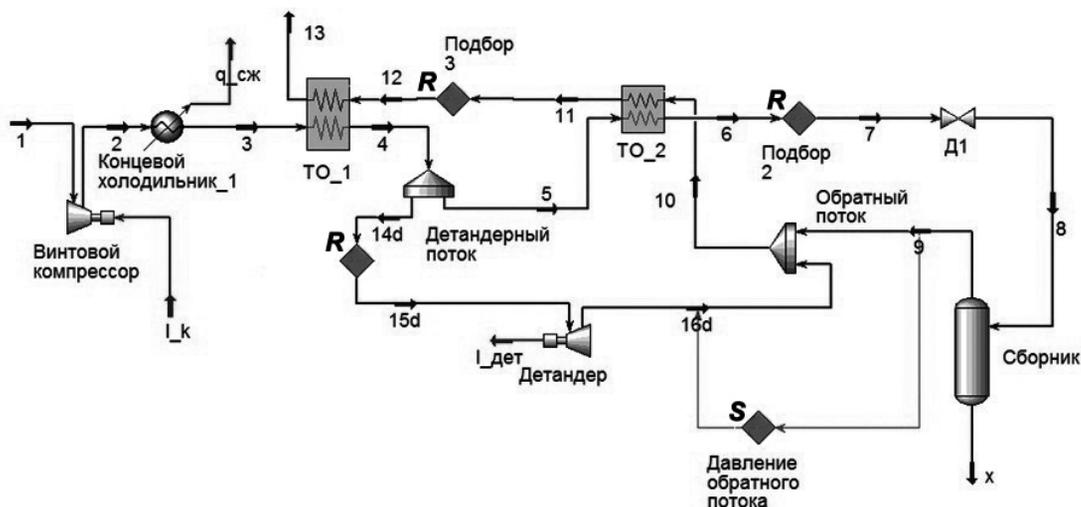


Рис. 2. Расчетная схема А  
Fig. 2. Calculation scheme A

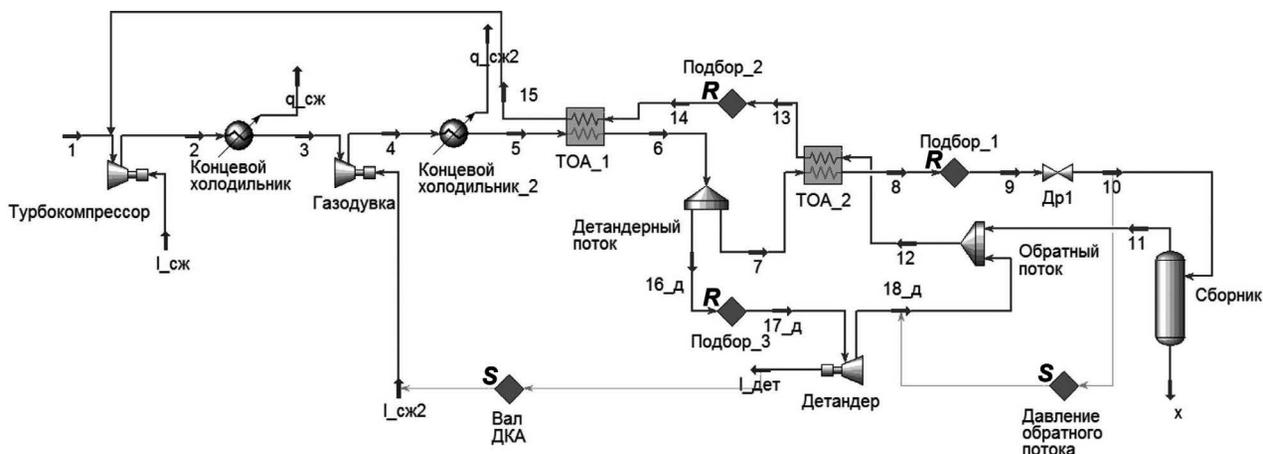


Рис. 3. Расчетная схема Б  
Fig. 3. Calculation scheme B

— возможностью обеспечения высокого уровня автоматизации, вплоть до автоматического пуска/остановки и дистанционного управления.

**Математическое моделирование схем конкурирующих вариантов**

Расчетные схемы азотных ожижителей с ТДНД построены с применением специального программного обеспечения для моделирования химико-технологических процессов: Aspen Hysys (v. 8.4), в условиях допущений:

- уравнение состояния (уравнение Пенга–Робинсона) [19];
- теплопритоки из окружающей среды отсутствуют;
- минимальный температурный напор во втором теплообменном аппарате (ТОА): 3К.

**1. Исходные данные для математического моделирования схем А, Б**

В качестве исходных для моделирования процессов, происходящих в принципиальных технологических схемах азотной системы охлаждения СМ, построенной на базе ТДОА, используются данные, представленные в табл. 2–6.

**2. Математическое моделирование схемы А и ее элементов**

Моделирование процессов, происходящих в схеме А (рис. 2) производится с использованием параметров, представленных в табл. 7 с учетом коэффициента ожижения:  $\chi = \frac{G_{\chi}}{G_1} = 0,06$ .

Таблица 2  
Обобщенные данные для моделирования схем А, Б (рис. 2, 3)

Table 2  
Generalized data for modeling schemes A and B (Fig. 2 and 3)

Параметр	Значение
Давление прямого потока $p_{пр2}$ , МПа	0,800
Давление обратного потока $p_{обр2}$ , МПа	0,125
Температура газа на входе $T_{вх}$ , К	300,0
Температура газа на выходе из концевой холодильника $T_{вых}$ , К	300,0
Изотермический КПД компрессора $\eta$	0,623

Таблица 3

## Параметры ТОА № 1, 2 схем А, Б (рис. 2, 3)

Table 3

## The parameters of the heat exchangers No. 1 and 2 schemes A and B (Fig. 2 and 3)

Параметры	Схема А		Схема Б	
	ТОА-1	ТОА-2	ТОА-1	ТОА-2
Температура входа прямого потока $T_{вх. пр}$ , К	300,0	130,0	300,0	140,8
Температура выхода прямого потока $T_{вых. пр}$ , К	130,0	100,4	140,8	89,95
Температура входа обратного потока $T_{вх. обр}$ , К	100,6	78,7	106,5	82,7
Температура выхода обратного потока $T_{вых. обр}$ , К	287,7	100,3	288,9	100,3
Тепловая нагрузка $Q$ , кВт	1413	113,6	809,4	106,5
Расход азота прямого потока $G_{пр}$ , кг/с	7,778	—	4,722	—
Расход азота обратного потока $G_{обр}$ , кг/с	7,735	—	4,304	—

Таблица 4

## Исходные данные для расчета ТД схем А, Б (рис. 2, 3)

Table 4

## Initial data for the calculation of turbo expanders schemes A and B (Fig. 2 and 3)

Параметры	Схема А	Схема Б
Давление на входе в детандер $p_{н1}$ , МПа	0,800	1,050
Давление на выходе из детандера $p_{н2}$ , МПа	0,125	0,125
Температура газа на входе в детандер $T_{н1}$ , К	130,0	140,8
Расход газа $m_1$ , кг/с	7,194	4,722
Газ	Азот	

Таблица 5

## Геометрические характеристики теплообменной поверхности

## Geometric characteristics of the heat exchange surface

Параметры	Схемы А, Б
Наружный диаметр трубки $d_{н1}$ , м	8,00
Внутренний диаметр трубки $d_{вн1}$ , м	6,00
Диаметр проволоки $d_{п1}$ , м	1,50
Шаг навивки $t_p$ , м	1,50
Средний диаметральный шаг навивки $t_{1ср}$ , м	8,85
Средний осевой шаг навивки $t_{2ср}$ , м	1,01
Эквивалентный диаметр $d_s$ , м	2,1
Соотношение между площадью поверхности прямого и обратного потоков $\phi$	2,85
Компактность ТОА $S_T$ , м <sup>2</sup> /м <sup>3</sup>	5,95

## 2.1. Математическое моделирование ТОА

Ввиду высокой компактности и относительной простоты изготовления при моделировании используются параметры витого трубчатого ТОА с трубками 8×1,5 (см. табл. 6), оребренными проволокой. Моделирование проводится с применением методики, описанной в [20].

Математическое моделирование (тепловой расчет) ТОА производится при допущении: недорекуперация на горячем конце ТОА: 5К с использованием исходных данных (табл. 2–7) и следующих соотношений:

— теплофизические свойства ТОА определяются по средним температурам:

Таблица 5

## Значения теплофизических параметров потока при средней температуре (рис. 2, 3)

## Values of thermophysical parameters of the flow at an average temperature (Fig. 2 and 3)

Table 5

Параметры	Схема А		Схема Б	
	прямой поток	обратный поток	прямой поток	обратный поток
Теплоемкость $c_p$ , кДж/(кг·К)	1,055	1,063	1,027	1,027
Теплопроводность $\lambda$ , Вт/(м·К)	$2,016 \cdot 10^{-2}$	$2,075 \cdot 10^{-2}$	$1,802 \cdot 10^{-2}$	$1,832 \cdot 10^{-2}$
Кинематическая вязкость $\mu$ , Па·с	$1,424 \cdot 10^{-5}$	$1,460 \cdot 10^{-5}$	$1,285 \cdot 10^{-5}$	$1,308 \cdot 10^{-5}$
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$1,28 \cdot 10^1$	$1,64 \cdot 10^1$	2,18	2,14

Таблица 7

## Параметры цикла в расчетных точках для схемы А (рис. 2)

Table 7

## Cycle parameters at the design points for scheme A (Fig. 2)

Расчетная точка	Температура, К	Давление, МПа	Массовый расход, кг/ч	Доля пара
1	300,0	0,100	28 000,0	1,00
2	675,6	0,800	28 000,0	1,00
3	300,0	0,800	28 000,0	1,00
4	130,0	0,800	28 000,0	1,00
5	130,0	0,800	2 100,0	1,00
6	100,4	0,800	2 100,0	0,02
7	100,4	0,800	2 100,0	0,02
8	79,2	0,125	2 100,0	0,24
x	79,2	0,125	1 593,0	0,00
9	79,2	0,125	507,0	1,00
10	85,7	0,125	26 407,0	1,00
11	100,3	0,125	26 407,0	1,00
12	100,3	0,125	26 407,0	1,00
13	287,1	0,125	26 407,0	1,00
14d	130,0	0,800	25 900,0	1,00
15d	130,0	0,800	25 900,0	1,00
16d	85,8	0,125	25 900,0	1,00

$$T_{\text{ср.пр}} = \frac{T_{\text{пр.вх}} + T_{\text{пр.вых}}}{2}, \quad (1)$$

$$T_{\text{ср.обр}} = \frac{T_{\text{обр.вх}} + T_{\text{обр.вых}}}{2}, \quad (2)$$

— разность температур на горячем конце ТОА:

$$\Delta T_{\text{T}} = T_{\text{вх.пр}} - T_{\text{вых.обр}}; \quad (3)$$

— разность температур на холодном конце ТОА:

$$\Delta T_{\text{X}} = T_{\text{вых.пр}} - T_{\text{вх.обр}}; \quad (4)$$

— среднелогарифмическая разность температур:

$$\Delta T_{\text{лог}} = \frac{\Delta T_{\text{X}} - \Delta T_{\text{T}}}{\ln\left(\frac{\Delta T_{\text{X}}}{\Delta T_{\text{T}}}\right)}; \quad (5)$$

— площадь проходного сечения трубки:

$$f_{\text{тр}} = \frac{\pi}{4} d_{\text{вн}}^2; \quad (6)$$

— число трубок в теплообменном аппарате:

$$n_{\text{тр}} = \frac{G_{\text{пр}}}{f_{\text{тр}} w_{\text{м1}}}, \quad (7)$$

где  $w_{\text{м1}}$  — массовая скорость внутри трубки;

— средняя площадь сечения свободного объема межтрубного пространства:

$$F_{\text{св}} = \frac{G_{\text{обр}}}{w_{\text{м2}}}, \quad (8)$$

где  $w_{\text{м2}}$  — массовая скорость в межтрубном пространстве;

— площадь фронтального сечения теплообменника:

$$F_{\text{ф}} = \frac{F_{\text{св}}}{f_{\text{уд}}}; \quad (9)$$

— наружный диаметр наливки:

$$D_{\text{н}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{ф}}}{\pi} + D_{\text{с}}^2}; \quad (10)$$

— средний радиус кривизны сердечника:

$$R_{\text{ср}} = \frac{D_{\text{н}} + D_{\text{с}}}{4}; \quad (11)$$

— скорость потока внутри трубки:

$$V_{\text{пр}} = \frac{w_{\text{м1}}}{\rho_1}; \quad (12)$$

— линейная скорость в межтрубном пространстве:

$$V_{\text{обр}} = \frac{w_{\text{м2}}}{\rho_2}; \quad (13)$$

— число Рейнольдса для прямого и обратного потока, соответственно:

$$\text{Re}_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пр}} \rho_{\text{пр}} d_{\text{тр}}}{\mu_{\text{пр}}}, \quad (14)$$

$$\text{Re}_{\text{обр}} = \frac{V_{\text{обр}} \rho_{\text{обр}} d_{\text{э.обр}}}{\mu_{\text{обр}}}; \quad (15)$$

— число Прандтля, для прямого и обратного потока, соответственно:

$$\text{Pr}_{\text{пр}} = \frac{c_{\text{р.пр}} \mu_{\text{пр}}}{\lambda_{\text{пр.л}}}, \quad (16)$$

$$\text{Pr}_{\text{обр}} = \frac{c_{\text{р.обр}} \mu_{\text{обр}}}{\lambda_{\text{обр}}}; \quad (17)$$

— число Нуссельта для прямого потока:

$$\text{Nu}_{\text{пр}} = 0,021 \text{Re}_{\text{пр}}^{0,8} \text{Pr}_{\text{пр}}^{0,43} \left(1 + 1,77 \frac{d_{\text{вн}}}{R_{\text{ср}}}\right); \quad (18)$$

— коэффициент теплоотдачи от внутренней поверхности труб:

$$\alpha_{\text{вн}} = \text{Nu}_{\text{пр}} \frac{\lambda_{\text{тр}}}{d_{\text{тр}}}; \quad (19)$$

— критерий Стэнтона для обратного потока:

$$\text{St} = \frac{0,02 \text{Re}_{\text{обр}}^{-0,2}}{\text{Pr}_{\text{обр}}^{2/3}}; \quad (20)$$

— коэффициент теплоотдачи для обратного потока:

$$\alpha_{\text{нар}} = \text{St} w_{\text{м2}} c_{\text{р.обр}}; \quad (21)$$

— коэффициент теплопередачи:

$$k = 1 / \left( \frac{1}{\alpha_{\text{вн}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{нар}}} \cdot \frac{1}{\phi} \right); \quad (22)$$

— площадь поверхности теплообмена:

$$F_{\text{н}} = \frac{Q}{k \Delta T_{\text{лог}}}; \quad (23)$$

— средняя длина трубок (с учетом 15% запаса):

$$l_{\text{тр}} = 1,15 \frac{F_{\text{н}}}{\pi d_{\text{н}} n_{\text{тр}}}; \quad (24)$$

— число слоев наливки трубок:

$$z_{\text{р}} = 1 + \frac{2R_{\text{ср}} + (d_{\text{н}} + 2d_{\text{п}})}{t_1}; \quad (25)$$

— уточненный диаметр наливки:

$$D_{\text{нв}} = (z_{\text{р}} - 1)t_1 + (d_{\text{н}} + 2d_{\text{п}}); \quad (26)$$

— уточненный средний диаметр наливки:

$$D_{\text{ср.л}} = \frac{D_{\text{нв}} + D_{\text{с}}}{2}; \quad (27)$$

— теоретическая высота наливки:

$$h_{\text{т.еор}} = \frac{n_{\text{тр}} l_{\text{тр}} t_2}{\pi D_{\text{ср.л}} z_{\text{р}}}; \quad (28)$$

— среднее число витков в каждом слое:

$$m_{\text{ср}} = \frac{h_{\text{т.еор}}}{t_2}; \quad (29)$$

— масса наливки ТОА:

$$m_{\text{н}} = m_{\text{лин}} n_{\text{тр}} l_{\text{тр}}; \quad (30)$$

В результате проведенных вычислений, для ТОА № 1, 2 получены  $Q$ - $T$ -диаграммы, представленные на рис. 4, 5.

## 2.2. Математическое моделирование ТД

При моделировании процессов, происходящих в азотном ТДНД с масляным тормозом, применяется методика Т. М. Розеноер [21]. Вычисления происходят с ис-

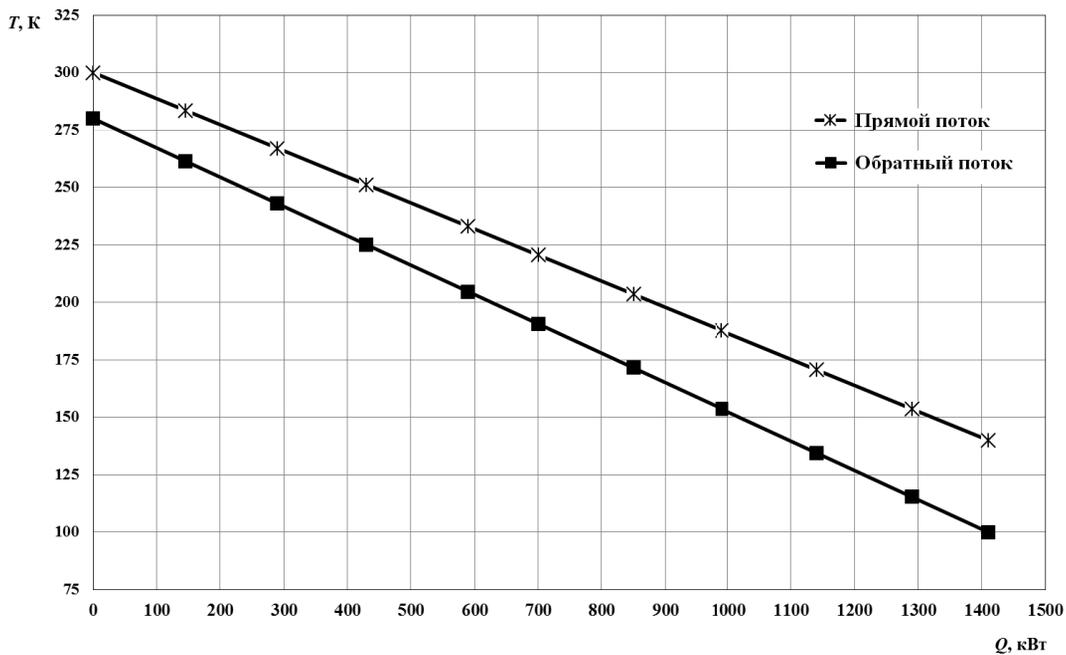


Рис. 4. Q-T-диаграмма ТОА-1 схемы А

Fig. 4. Q-T-diagram of the heat exchanger 1 of scheme A

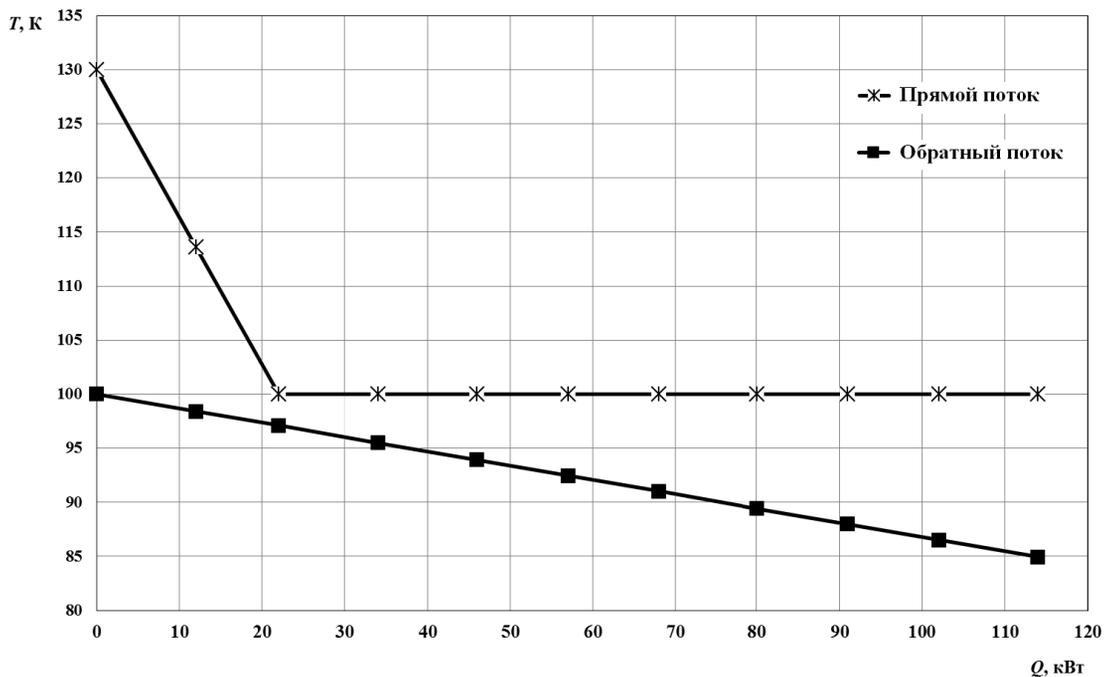


Рис. 5. Q-T-диаграмма ТОА-2 схемы А.

Fig. 5. Q-T-diagram of the heat exchanger 2 of scheme A

пользованием данных, представленных в табл. 3, а также следующих исходных параметров:

— энтальпия и температура газа в конце процесса при изоэнтропном расширении, соответственно:  $h_{ks} = 7,47 \cdot 10^4$ ,  $T_k = 79,18$  К;

– угол выхода газа из соплового аппарата:  $\alpha_1 = 8^\circ$ ;

– давление за направляющим аппаратом (по параметрам  $s_n$  и  $p_n$ ):  $p_1 = 3,85 \cdot 10^5$  Па;

– температура и энтропия за направляющим аппаратом (по параметрам  $p_1$  и  $h_1$ ):  $T_1 = 106$  К;  $s_1 = 5,30 \cdot 10^3$  Дж/(К·кг);

– температура и энтропия за направляющим аппаратом (по параметрам  $p_2$  и  $s_1$ ), соответственно:  $h_{2s} = 7,60 \cdot 10^4$  Дж/кг;

– температура и плотность за рабочим колесом (по параметрам  $p_2$  и  $h_2$ ), соответственно:  $T_2 = 79,6$  К,  $\rho_2 = 5,54$  кг/м<sup>3</sup>.

Параметры газа:  $h_n = 1,27 \cdot 10^5$  Дж/кг,  $s_n = 5,30 \cdot 10^3$  Дж/кг,  $\rho_n = 2,27 \cdot 10^1$  кг/м<sup>3</sup> на входе в детандер определены с помощью программы T-S PROC.

**3. Математическое моделирование схемы Б и ее элементов**

Моделирование процессов, происходящих в схеме Б (рис. 3) производится с использованием данных, представленных в табл. 8, с учетом коэффициента ожигения:

$$\chi = \frac{G_x}{G_1} = 0,09.$$

**3.1. Математическое моделирование ТОА**

Для задачи построения модели ТОА схемы Б используются параметры ТОА, приведенные в п. 2.1 и табл. 6, оребренными проволокой. Математическое моделирование также проводится с применением методики, описанной в работе [20].

Моделирование (тепловой расчет) ТОА производится при том же допущении, что и в схеме А: недорекуперация на горячем конце ТОА: 5 К с использованием исходных данных (табл. 2–6, 8) и соотношений (1)–(30).

В результате проведенных вычислений, для ТОА № 1, 2 получены Q-T-диаграммы, представленные на рис. 6, 7.

**3.2. Математическое моделирование ДКА**

При моделировании процессов, происходящих в азотном ТДНД с ДКА, применяется методика Т. М. Розеноер [21]. Вычисления происходят с использованием данных, представленных в табл. 4, а также следующих исходных параметров:

- энтальпия и температура газа в конце процесса при изэнтропном расширении, соответственно:  $h_{ks} = 7,37 \cdot 10^4$ ;  $T_k = 79,18$  К;
- угол выхода газа из соплового аппарата:  $\alpha_1 = 8^\circ$ ;
- давление за направляющим аппаратом (по параметрам  $s_n$  и  $p_n$ ):  $p_1 = 4,54 \cdot 10^5$  Па;
- температура и энтропия за направляющим аппаратом (по параметрам  $p_1$  и  $h_1$ ):  $T_1 = 111,6$  К;  $s_1 = 5,30 \cdot 10^3$  Дж/К;

Таблица 8  
Параметры цикла в расчетных точках для схемы Б

Table 8

Cycle parameters in the design points for scheme B

Расчетная точка	Температура, К	Давление, МПа	Массовый расход, кг/ч	Доля пара
1	300,0	0,100	17000,0	1,00
2	675,6	0,800	17000,0	1,00
3	300,0	0,800	17000,0	1,00
4	339,8	1,052	17000,0	1,00
5	300,0	1,052	17000,0	1,00
6	140,8	1,052	17000,0	1,00
7	140,8	1,052	1700,0	1,00
8	89,8	1,052	1700,0	0,00
9	89,8	1,052	1700,0	0,00
10	79,2	0,125	1700,0	0,11
11	79,2	0,125	193,2	1,00
x	79,2	0,125	1506,8	0,00
12	82,7	0,125	15493,2	1,00
13	106,5	0,125	15493,2	1,00
14	106,5	0,125	15495,1	1,00
15	289,0	0,125	15495,1	1,00
16_д	140,8	1,052	1500,0	1,00
17_д	140,8	1,052	15300,0	1,00
18_д	82,8	0,125	15300,0	1,00

— температура и энтропия за направляющим аппаратом (по параметрам  $p_2$  и  $s_1$ ), соответственно:  $h_{2s} = 7,60 \cdot 10^4$  Дж/кг;

— температура и плотность за рабочим колесом (по параметрам  $p_2$  и  $h_2$ ), соответственно:  $T_2 = 80$  К,  $\rho_2 = 5,54$  кг/м<sup>3</sup>.

Параметры газа:  $h_n = 1,36 \cdot 10^5$  Дж/кг,  $s_n = 5,30 \cdot 10^3$  Дж/кг,  $\rho_n = 2,73 \cdot 10^1$  кг/м<sup>3</sup> на входе в детандер определены с помощью программы T-S PROC.

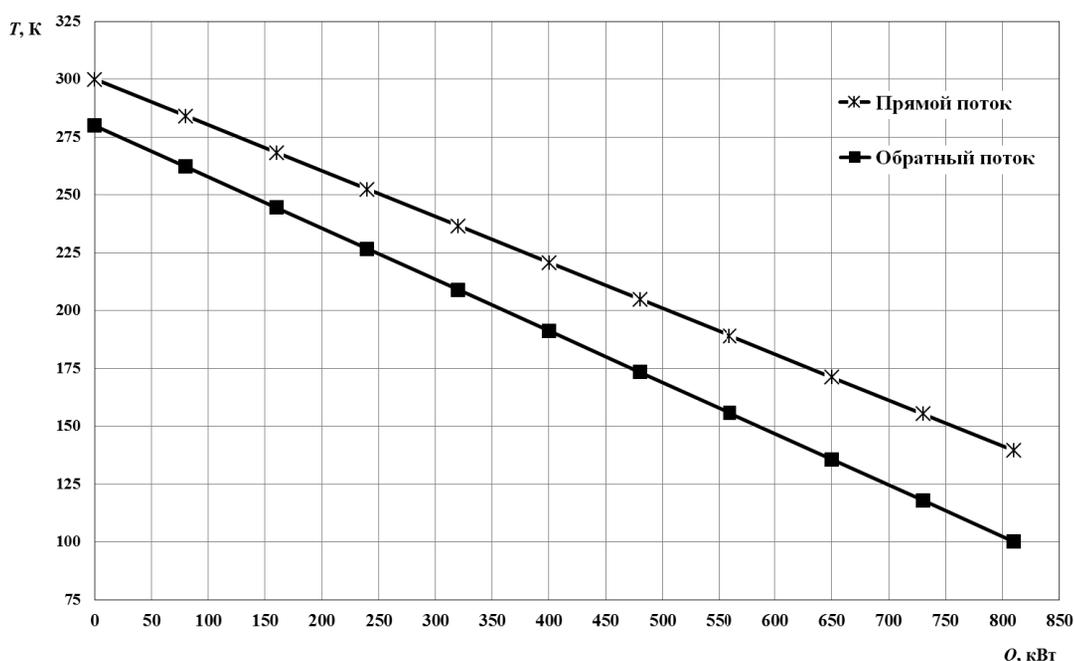


Рис. 6. Q-T-диаграмма ТОА-1 схемы Б  
Fig. 6. Q-T-diagram of the heat exchanger 1 of scheme B

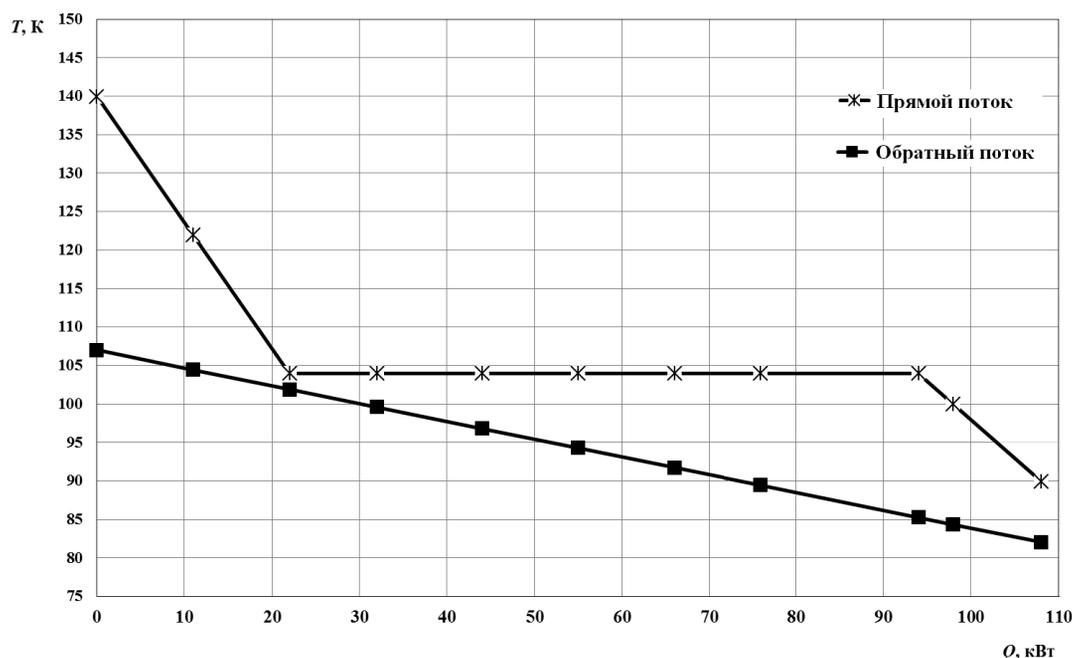


Рис. 7. Q-T-диаграмма ТОА-2 схемы Б

Fig. 7. Q-T-diagram of the heat exchanger 2 of scheme B

### Заключение

На основе известных технических характеристик РН систем заправки РН среднего класса криогенными КРТ, в которых в качестве горючего используется СМ, построена принципиальная структурная схема азотной системы охлаждения СМ для заправки РН.

В качестве конкурирующих вариантов схемы азотной системы охлаждения СМ выбраны две принципиальные технологические схемы, построенные на основе:

1. ожижителя азота с винтовым азотным маслозаполненным компрессором и ТДНД с масляным тормозом (схема А);

2. ожижителя азота с центробежным азотным компрессором и ТДНД с ДКА (схема Б).

В результате сопоставительного термодинамического анализа конкурирующих вариантов принципиальной технологической схемы азотной системы охлаждения СМ требуемого состава для заправки РН недогретым СМ повышенной плотности установлено, что коэффи-

циент ожижения азота у ожижителя с ДКА ТД примерно на 50% выше, чем у ожижителя с масляным тормозом ТД. При этом изотермический КПД центробежного компрессора примерно на 10% выше, чем у винтового компрессора.

Результаты работы могут быть использованы при проектировании азотных систем охлаждения СМ для заправки РН среднего класса недогретым СМ повышенной плотности.

В качестве дальнейших направлений исследований можно указать:

— проведение анализа процессов теплообмена с последующим выбором режимных параметров, исключая образование твердой фазы сжиженного метана на разделительной поверхности теплообмена;

— проведение сравнительного анализа показателей надежности конкурирующих вариантов структурной схемы системы охлаждения сжиженного метана с определением наиболее надежного варианта схемы.

### Литература

1. 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. Ракета-носитель «Энергия» (11К25) (Россия). [Электронный ресурс]: <http://www.buran.ru/htm/rocket.htm>.
3. 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.
4. Яцуценко Г. С. Кислородно-метановые ракетные двигатели // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т 1. С. 209–210.

### References

1. Karpov A. B. Prospects for using liquefied natural gas as rocket engine fuel // Mater. 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)
2. Energia Launch Vehicle (11K25) (Russia). [Electronic resource]: <http://www.buran.ru/htm/rocket.htm>. (in Russian)
3. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Medvedev S. N. etc. 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)
4. Yaczenenko G. S. Oxygen-methane rocket engines. *Actual problems of aviation and cosmonautics*. 2017. Т 1. P. 209–210. (in Russian)

5. 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.
6. 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.
7. Брегвадзе Д. Т., Габидулин О. В., Гуркин А. А., Заболот'ко И. А. Применение топлива «кислород+метан» в жидкостных ракетных двигателях // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 12. С. 11–13.
8. Орешков М. А., Злобин В. Б. Особенности конструкции экологически безопасных ЖРД разгонных блоков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 1. С. 170–171.
9. 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.
10. Роскосмос создаст ракетный двигатель на метане // Транспорт на альтернативном топливе. 2016. № 1 (49). С. 63–64.
11. 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.
12. ГОСТ Р 56021–2014. Газ горючий природный сжиженный. Топливо для двигателей внутреннего сгорания и энергетических установок. Технические условия. Введен впервые 2016-01-01. М.: Стандартинформ, 2016. 13 с.
13. 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.
14. Chowdhury A., Cruz J., Aboud J., Rios A. e. a. Design and Experimental Demonstration 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.
15. 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.
16. Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос» Д. О. Рогозин провел совещание о ходе создания КРК «Союз-5» в АО «РКЦ «Прогресс» (Россия). [Электронный ресурс]: [https://www.samspace.ru/news/press\\_relizy/13380/](https://www.samspace.ru/news/press_relizy/13380/).
17. РД0110МД, РД0162. Метановые проекты. Перспективные многоразовые ракеты-носители (Россия). [Электронный ресурс]: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59>.
18. Ред'кин 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.
5. 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.
6. 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)
7. 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)
8. 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)
9. 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)
10. Roscosmos will create a rocket engine on methane. *Transport on alternative fuel*. 2016. no. 1 (49). Pp. 63–64. (in Russian)
11. 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.
12. State standard of the Russian Federation 56021–2014. Natural gas, liquefied. Fuel for internal combustion engines and power plants. Technical conditions. Introduced for the first time 2016-01-01. Moscow: standardinform, 2016. 13 p. (in Russian)
13. 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)
14. Chowdhury A., Cruz J., Aboud J., Rios A. ets. Design and Experimental Demonstration 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.
15. 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)
16. Director General of the Roscosmos state Corporation, Dmitry Rogozin, held a meeting on the progress of the Soyuz-5 RSC in Progress JSC (Russia). [Electronic resource]: [https://www.samspace.ru/news/press\\_relizy/13380/](https://www.samspace.ru/news/press_relizy/13380/). (in Russian)
17. RD0110MD, RD0162. Methane projects. Advanced reusable launch vehicles (Russia). [Electronic resource]: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59>. (in Russian)
18. 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)
19. Sajfullin A. D., Imaev A. M., Moiseev K. V. Determining the dependence of the coefficient of pair interaction

19. 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.
20. 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.
21. Антонов А. Н., Архаров А. М., Архаров И. А., Розеноер Т. М. и др. *Машины низкотемпературной техники. Криогенные машины и инструменты: учебник для вузов; под общ. ред. А. М. Архарова и И. К. Буткевича. — 2-е изд., испр. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 536 с.*
- 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)
20. 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.
21. Antonov A. N., Arxarov A. M., Arxarov I. A., Rozenoer T. M. et al. *Low-temperature machinery. Cryogenic machines and tools: textbook for universities; ed. by A. M. Arkharov and I. K. Butkevich. — 2nd ed., ISPR. M.: Publishing house of the Bauman Moscow state technical University, 2015. 536 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 РВСН 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 Udamy 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 RVSН 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.