

УДК 629.784

Повышение эффективности систем температурной подготовки ракетного топлива с использованием жидкого азота и рекуперативных теплообменников

В.В. Чугунков, В.И. Бобровник, А.В. Золин, К.И. Краснышева

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Improving efficiency of the rocket propellant temperature preparation system using liquid nitrogen and the recuperative heat exchangers

V.V. Chugunkov, V.I. Bobrovnik, A.V. Zolin, K.I. Krasnisheva

Bauman Moscow State Technical University

Температурная подготовка ракетного топлива относится к самым энергоемким и продолжительным процессам на стартовых и технических комплексах космодромов при подготовке к пуску ракет космического назначения, что требует применения эффективных технологий и режимов охлаждения (нагрева) ракетного топлива. Рассмотрено схемное построение систем температурной подготовки углеводородного ракетного топлива кипящим жидким азотом отдельно в теплообменниках типа труба в трубе и совместно с понижением температуры топлива в рекуперативном теплообменнике с антифризом, охлаждаемым барботажем жидким азотом и газообразным азотом, выходящим из теплообменников типа труба в трубе. Разработаны математические модели охлаждения топлива в данных системах. Приведены результаты анализа их характеристик по относительным затратам жидкого азота на процесс охлаждения единицы массы топлива, подтверждающие возможность повышения эффективности систем температурной подготовки ракетного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников.

EDN: DYNYSIS, <https://elibrary/dynysis>

Ключевые слова: ракетное топливо, температурная подготовка, жидкий азот, теплообменники типа труба в трубе, рекуперативный теплообменник с антифризом, эффективность систем охлаждения

Thermal preparation of the rocket propellant is considered one of the most energy-intensive, time-consuming processes at the spaceport launch sites and technical complexes during preparation for a space rocket launch. It requires the use of efficient technologies and modes for the propellant cooling (heating). The paper considers a schematic design of the hydrocarbon rocket propellant thermal preparation systems using boiling the liquid nitrogen separately in a tube-in-tube heat exchanger and in combination with the fuel temperature reduction in the recuperative heat exchanger with the antifreeze cooled by the bubbling liquid nitrogen and gaseous nitrogen exiting the tube-in-tube heat exchanger. Mathematical models of fuel cooling in these systems have been developed. The paper presents results of analyzing their characteristics for the relative liquid nitrogen consumption per the propellant cooling unit mass, and confirms a possibility of increasing the rocket

propellant thermal preparation system efficiency using liquid nitrogen and a combination of the recuperative heat exchangers.

EDN: DYNYSIS, <https://elibrary/dynysis>

Keywords: rocket fuel, temperature preparation, liquid nitrogen, tube-in-tube heat exchanger, recuperative heat exchanger with antifreeze, cooling system efficiency

Для температурной подготовки углеводородного ракетного топлива (далее топливо) в космических ракетных комплексах, выполняемой преимущественно в режиме его охлаждения в целях повышения плотности, обеспечения необходимых свойств топлива и характеристик двигательных установок ракет космического назначения (РКН), применяются системы температурной подготовки топлива, где в качестве охлаждающих сред выступают воздух, антифриз и жидкий азот (ЖА).

Применение ЖА для охлаждения топлива обусловлено его производством на космодромах в большом объеме, значительной массой топлива, подвергаемого охлаждению в относительно короткие промежутки времени, а также невысокой интенсивностью пусков РКН (несколько пусков в год), выполняемых различными стартовыми комплексами. Поэтому на многих стартовых комплексах для охлаждения топлива используют ЖА [1, 2].

Охлаждение топлива, как правило, происходит в рекуперативных теплообменниках (РТ) при теплообмене с ЖА, что получило широкое применение на стартовых комплексах РКН «Союз» [3]. На стартовом комплексе «Рокот» окислитель охлаждается в РТ при теплообмене с антифризом, охлаждаемым ЖА [2].

В ракетно-космическом комплексе Sea Launch углеводородное горючее охлаждают непосредственным вводом ЖА через барботер в емкость с топливом [1, 2]. Процессы взаимодействия ЖА и других криогенных продуктов с жидкими средами рассмотрены в публикациях [4–11].

Охлаждение топлива с помощью РТ при теплообмене с ЖА характеризуется повышенными затратами ЖА по сравнению с охлаждением, обусловленным контактом ЖА с топливом или антифризом [12–14]. Это связано со значительными потерями охлаждающей способности ЖА от недорекуперации выходящего из теплообменника потока ЖА, которая может достигать 100 К и более.

Вместе с тем при использовании РТ отсутствует непосредственный контакт топлива с ЖА в процессе охлаждения, что обеспечивает

неизменность состава и кондиционность топлива по газосодержанию.

Для уменьшения массы ЖА, затрачиваемой на процесс охлаждения топлива при теплообмене с ЖА, в работе [15] предложена система охлаждения с применением ЖА и комбинации РТ и оценена ее эффективность.

Постановка задачи. На стартовых комплексах РКН «Союз» для охлаждения углеводородного топлива применяют системы охлаждения с использованием ЖА и РТ типа труба в трубе (ТвТ) [3]. При создании таких систем охлаждающую способность закладывают из условия охлаждения топлива Т1 для первой и второй ступеней от исходной температуры 40 °С до минус 3 ± 2 °С за время не более 8 ч в основной емкости, а в случае переноса пуска РКН на сутки — в резервной емкости.

В связи с переходом на ракетное топливо РГ-1, требующее более глубокого охлаждения (до температуры минус 32 °С), стала актуальной задача поиска эффективных технических решений, позволяющих охлаждать топливо системой охлаждения стартовых комплексов до более низкой температуры в основной емкости, а в случае переноса пуска РКН на сутки — в резервной емкости за время не более 8 ч.

Цель работы — поиск возможных технических решений, отвечающих указанным требованиям, и анализ их эффективности по относительным затратам ЖА на процесс охлаждения единицы массы топлива.

Варианты системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА и РТ. Для соответствия требованиям по температурной подготовке топлива РГ-1 разработаны четыре варианта системы температурной подготовки топлива.

В первом варианте изменен порядок охлаждения топлива в основной и резервной емкостях существующей системы температурной подготовки топлива с РТ типа ТвТ (рис. 1). Обеспечено одновременное предварительное охлаждение топлива в основной и резервной емкостях до температуры минус 7 °С с после-

дующим охлаждением топлива в основной емкости до минус 32°C , а в случае переноса пуска РКН на сутки — в резервной емкости за время не более 8 ч.

Во втором варианте увеличены массовые расходы топлива, ЖА и количества РТ ТвТ (рис. 2). Число РТ определяется из условия по-

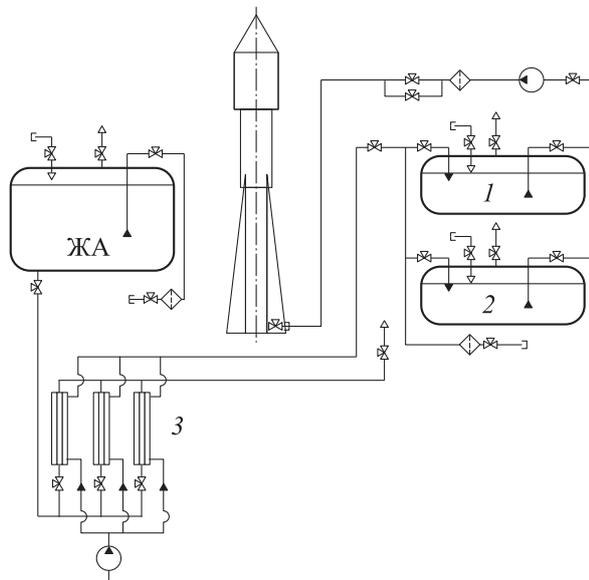


Рис. 1. Схема первого варианта системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА и РТ типа ТвТ: 1 и 2 — основная и резервная емкости РГ1; 3 — секции РТ типа ТвТ

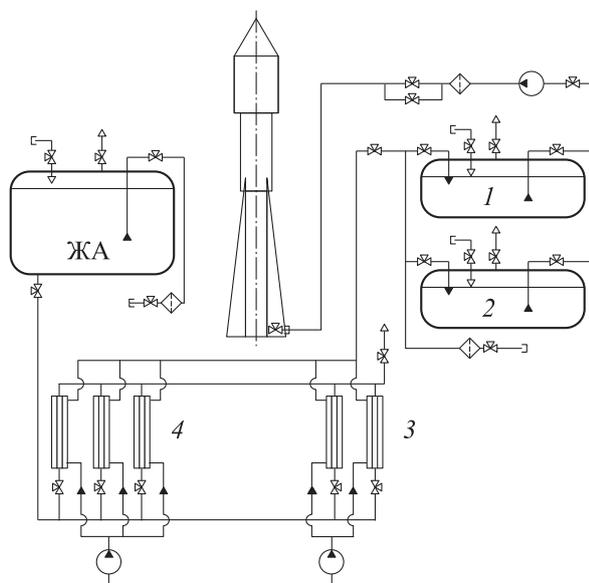


Рис. 2. Схема второго варианта системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА и увеличенным числом РТ типа ТвТ:

1 и 2 — основная и резервная емкости РГ1; 3 и 4 — дополнительные и штатные секции РТ типа ТвТ

следовательного охлаждения топлива в каждой емкости от исходной температуры 40°C до требуемой минус 32°C за время не более 8 ч.

В третьем варианте добавлен дополнительный виток рекуперативный теплообменник (далее ДТ) с антифризом, охлаждаемым газообразным азотом, выходящим из секций РТ типа ТвТ [15] (рис. 3). Увеличение массовых расходов топлива, ЖА и параметры ДТ определяются из условия последовательного охлаждения топлива в каждой емкости от температуры 40°C до минус 32°C за время не более 8 ч.

В четвертом варианте добавлен ДТ с антифризом, охлаждаемым ЖА [12–14] и газообразным азотом (рис. 4). Подача ЖА в ДТ с антифризом определяется из условия не снижать температуру антифриза к моменту достижения требуемой температуры топлива ниже предельного значения, при котором температура антифриза должна быть выше температуры его замерзания на $5...10^{\circ}\text{C}$. Это условие можно обеспечить измерением и регулированием расхода ЖА с использованием кориолисового расходомера и регулирующего клапана, установленных на трубопроводе подачи ЖА в ДТ.

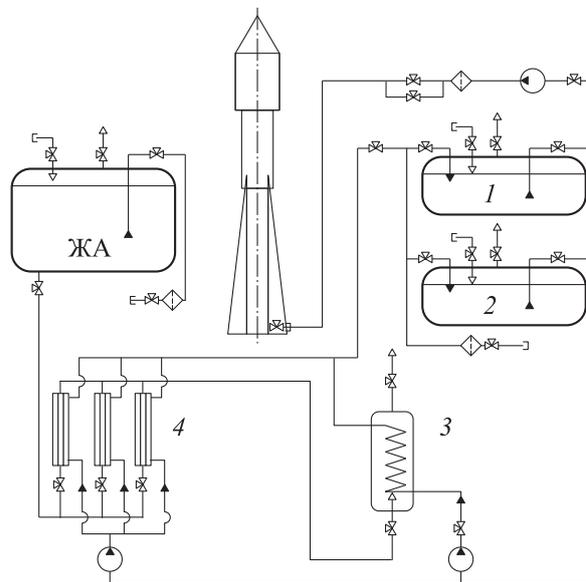


Рис. 3. Схема третьего варианта системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА, РТ типа ТвТ и ДТ с антифризом, охлаждаемым газообразным азотом, выходящим из секций РТ типа ТвТ: 1 и 2 — основная и резервная емкости РГ1; 3 — ДТ в резервуаре с антифризом; 4 — секции РТ типа ТвТ

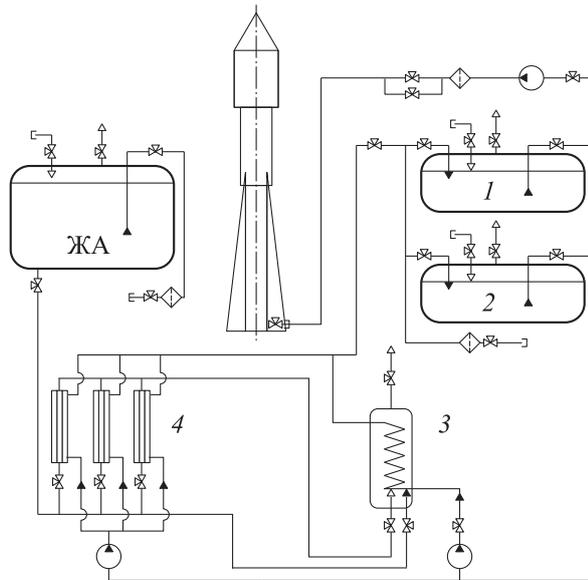


Рис. 4. Схема четвертого варианта системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА, РТ типа ТвТ и ДТ с антифризом, охлаждаемым ЖА и газообразным азотом, выходящим из секций РТ типа ТвТ:
1 и 2 — основная и резервная емкости РГ1; 3 — ДТ в резервуаре с антифризом; 4 — секции РТ типа ТвТ

Математические модели охлаждения топлива.

Для первого–третьего вариантов системы температурной подготовки топлива с использованием ЖА и РТ использованы зависимости, приведенные в работе [15].

Изменение во времени τ температуры топлива T_v в основной и резервной емкостях и температуры антифриза $T_{ан}$ в ДТ четвертого варианта системы температурной подготовки топлива при допущении о квазистационарном протекании процессов теплообмена описывается следующей системой уравнений:

$$A_1 \frac{dT_v}{d\tau} + A_2 T_v = B_1 + B_2 T_{ан}; \tag{1}$$

$$D_1 \frac{dT_{ан}}{d\tau} + D_2 T_{ан} = E_1 + E_2 T_v. \tag{2}$$

Здесь $A_1, A_2, B_1, B_2, D_1, D_2, E_1, E_2$ — коэффициенты которые при подаче ЖА во внутренние трубы, а топлива в кольцевой канал между внутренней и внешней трубами секций РТ типа ТвТ, определяются массовыми, геометрическими и теплофизическими характеристиками емкостей с топливом, ЖА, газообразного азота, РТ системы охлаждения и элементов циркуляционных контуров, связывающих основную и резервную емкости с этой системой,

$$A_1 = m_b c_b + m_e c_e + n(m_{c,т} c_{c,т} + \sum m_i c_i) + m_{д,тр} c_{д,тр};$$

$$A_2 = k_e F_e + n(k_{тр} F_{тр} + k_{c,т} F_{c,т} + G_{a,с,т} c_a) + k_{д,тр} F_{д,тр} + k_{д,т} F_{д,т};$$

$$B_1 = n\{Q_{н,с,т} + (k_{тр} F_{тр} + k_{c,т} F_{c,т}) T_n - G_{a,с,т} [r_a - c_a (T_{к,а} + \Delta T_{ндp})]\} + Q_{н,д,т} + (k_e F_e + k_{д,тр} F_{д,тр}) T_n;$$

$$B_2 = k_{д,т} F_{д,т} + n G_{a,с,т} c_a;$$

$$D_1 = m_{ан} c_{ан} + m_{к,д,т} c_{к,д,т} + m_{д,т} c_{д,т};$$

$$D_2 = k_{к,д,т} F_{к,д,т} + k_{д,т} F_{д,т} + (n G_{a,с,т} + G_{a,д,т}) c_a;$$

$$E_1 = k_{к,д,т} F_{к,д,т} T_n + c_a (G_{a,д,т} T_{к,а} - n G_{a,с,т} \Delta T_{ндp}) - G_{a,д,т} r_a;$$

$$E_2 = k_{д,т} F_{д,т} + n G_{a,с,т} c_a,$$

где m_b и c_b — масса и удельная теплоемкость топлива; m_e, c_e, k_e и F_e — масса, удельная теплоемкость, коэффициент теплопередачи и площадь поверхности емкости соответственно; n — число секций РТ типа ТвТ, задействованных в процессе охлаждения топлива; $m_{c,т}, c_{c,т}, k_{c,т}$ и $F_{c,т}$ — масса, удельная теплоемкость, коэффициент теплопередачи и площадь поверхности наружной трубы секции РТ типа ТвТ соответственно; m_i и c_i — масса и удельная теплоемкость i -го элемента в циркуляционном контуре топлива через секции РТ; $m_{д,тр}$ и $c_{д,тр}$ — масса и удельная теплоемкость контура циркуляции топлива через ДТ; $k_{тр}$ и $F_{тр}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности элементов в циркуляционном контуре топлива через секции РТ; $G_{a,с,т}$ и $G_{a,д,т}$ — массовые расходы ЖА, подаваемого в секцию РТ и в ДТ; c_a — удельная теплоемкость газообразного азота; $k_{д,тр}$ и $F_{д,тр}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности элементов в циркуляционном контуре топлива через дополнительный теплообменник; $k_{д,т}, F_{д,т}, m_{д,т}$ и $c_{д,т}$ — коэффициент теплопередачи, площадь теплообменной поверхности, масса и удельная теплоемкость ДТ; $Q_{н,с,т}$ — тепловой поток от насоса контура циркуляции топлива через секцию РТ; T_n — температура внешней среды; r_a и $T_{к,а}$ — удельная теплота и температура кипения ЖА; $\Delta T_{ндp}$ — температурная недорекуперация газообразного азота на выходе из секции РТ; $Q_{н,д,т}$ — тепловой поток от насоса контура циркуляции топлива через ДТ; $m_{ан}$ и $c_{ан}$ — масса и удельная теплоемкость антифриза в ДТ; $m_{к,д,т}, c_{к,д,т}, k_{к,д,т}$ и $F_{к,д,т}$ — масса, удельная теплоем-

кость, коэффициент теплопередачи и площадь поверхности корпуса ДТ.

Начальными условиями для системы уравнений (1) и (2) являются равенства начальных температур топлива $T_{в,н}$ и антифриза $T_{ан,н}$ температуре внешней среды T_n , т. е. $T_{в,н} = T_n$; $T_{ан,н} = T_n$ при времени $\tau = 0$.

Для анализа характеристик системы температурной подготовки топлива использовали аналитическое решение уравнений (1) и (2) при постоянных коэффициентах, входящих в их состав, значения которых определяли при средних температурах топлива в емкости и антифриза в ДТ за время охлаждения топлива до требуемой конечной температуры $T_{в,к}$:

$$T_b = C_1 e^{p_1 \tau} + C_2 e^{p_2 \tau} + T_{в,к};$$

$$T_{ан} = \frac{(A_1 p_1 + A_2) C_1 e^{p_1 \tau} + (A_1 p_2 + A_2) C_2 e^{p_2 \tau} + A_2 T_{в,к} - B_1}{B_2},$$

где

$$C_1 = \frac{T_{ан,н} B_2 + A_1 p_2 (T_{в,п} - T_{в,к}) - A_2 T_{в,к} + B_1}{A_1 (p_1 - p_2)};$$

$$C_2 = T_{в,н} - C_1 - T_{в,к};$$

$$T_{в,к} = \frac{D_2 B_1 + E_1 B_2}{D_2 A_2 - E_2 B_2};$$

$$p_1 = -\frac{S_1}{2} + \sqrt{\frac{S_1^2}{4} - S_2}; \quad p_2 = -\frac{S_1}{2} - \sqrt{\frac{S_1^2}{4} - S_2};$$

$$S_1 = \frac{A_2 D_1 + D_2 A_1}{A_1 D_1}; \quad S_2 = \frac{D_2 A_2 - E_2 B_2}{A_1 D_1}.$$

При проведении расчетного анализа с учетом известного (заданного) значения массового расхода ЖА, подаваемого в каждую секцию РТ типа ТвТ в существующей системе, подбирали параметры ДТ и расхода ЖА $G_{а,д,т}$, подаваемого в него из условия достижения заданного значения температуры топлива (минус 32 °С) за заданное время (≈ 8 ч) при снижении температуры антифриза в ДТ примерно до минус 60 °С.

Относительные затраты на охлаждение заданной массы топлива m_b в основной (резервной) емкости определяли по выражению

$$\bar{m}_a = \frac{(nG_{а,с,т} + G_{а,д,т}) \tau}{m_b}.$$

Анализ результатов расчета. Эффективность вариантов системы температурной подготовки топлива оценивали по относительной массе ЖА, затрачиваемой на охлаждение единицы массы топлива в заданном интервале темпера-

Значения относительных затрат ЖА на охлаждение единицы массы топлива

Вариант системы температурной подготовки топлива	\bar{m}_a , кг/кг при охлаждении топлива	
	без переноса пуска РКН	с учетом переноса пуска РКН на сутки
1	0,92	1,22
2	0,52	1,04
3	0,44	0,88
4	0,43	0,87

тур за заданный временной интервал. Результаты проведенного анализа приведены в таблице.

Существующая система температурной подготовки топлива, функционирующая по первому варианту, не требует изменения состава, но имеет повышенные затраты ЖА на охлаждение топлива в основной и резервной емкостях.

Второй вариант системы температурной подготовки топлива должен быть оснащен двумя дополнительными секциями РТ типа ТвТ с добавлением в нее еще одного контура и насоса, обеспечивающего циркуляцию топлива через эти секции.

Третий вариант системы температурной подготовки топлива необходимо оснастить ДТ и дополнительным насосом, обеспечивающим циркуляцию топлива через трубки ДТ. При этом расход ЖА через каждую секцию РТ типа ТвТ следует увеличить на 35 %, а межтрубное пространство ДТ на две трети должно быть заполнено антифризом А-65 с подводом в него в нижней части корпуса РТ газообразного азота, выходящего из секций РТ типа ТвТ, с последующим отводом его в дренажные каналы системы. Увеличение расхода ЖА через секции РТ типа ТвТ предполагает повышение давления наддува в криогенной емкости с ЖА в 1,9 раз, что не представляется возможным по условию прочности внутреннего сосуда этой емкости.

Четвертый вариант системы температурной подготовки топлива потребует добавления в систему ДТ и насоса с контуром циркуляции топлива через трубки ДТ. При этом межтрубное пространство ДТ на две трети должно быть заполнено антифризом А-65 с подводом в него в нижней части РТ через барботеры газообразного азота, выходящего из секций РТ типа ТвТ, и ЖА с последующим отводом газообразного азота в дренажные каналы системы.

Выводы

1. По результатам исследования установлено, что затраты ЖА на охлаждение топлива в существующей системе температурной подготовки топлива, функционирующей только за счет изменения последовательности снижения температуры топлива в основной и резервной емкостях по первому варианту, значительно

уступают остальным вариантам, требующим ее дооснащения дополнительным оборудованием.

2. Наиболее экономичным по потреблению ЖА для охлаждения топлива с требуемыми характеристиками является четвертый вариант системы температурной подготовки топлива, который можно рекомендовать для применения на стартовых комплексах РКН «Союз».

Литература

- [1] Комлев Д.Е., Соловьев В.И. Охлаждение нафтила методом криогенного барботажа. В: *Новости техники*. Москва, КБТМ, 2004, с. 137–141.
- [2] Золин А.В., Чугунков В.В. Обобщенная методика анализа охлаждения ракетного топлива в емкостях наземных комплексов с использованием жидкого азота. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, № 1. URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2332.html>
- [3] Александров А.А., Бармин И.В., Кунис И.Д. и др. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов «Союз». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2016, № 2, с. 7–27, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2016-2-7-27>
- [4] Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования тепломассообмена при сбросе криогенных продуктов в воду. *Химическое и нефтегазовое машиностроение*, 2007, № 12, с. 17–19.
- [5] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V. et al. Boiling-up of liquid nitrogen jet in water. *Thermophys. Aeromech.*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 279–284, doi: <https://doi.org/10.1134/S0869864314030020>
- [6] Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В. и др. Экспериментальные исследования процесса инъекции жидкого азота в воду. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, № 3, с. 293–298.
- [7] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К. и др. Результаты экспериментальных исследований процессов температурной подготовки углеводородного топлива с использованием теплообменника, размещенного в антифризе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-1-1842>
- [8] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К. и др. Исследование параметров теплообмена витого теплообменника в двухфазной среде. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 3, с. 22–33, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2019-3-22-33>
- [9] Кобызев С.В. Моделирование массообменных процессов при обезвоживании углеводородного ракетного горючего барботированием азотом. *Актуальные проблемы Российской космонавтики. Мат. XXXVI академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2012, с. 356–357.
- [10] Кобызев С.В. Методика поверочного расчета процесса осушки углеводородного горючего методом барботажа газообразным азотом. *Актуальные проблемы Российской космонавтики. Мат. XXXVII академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2013, с. 385–386.
- [11] Домашенко О.Е. Системы термостатирования. В: *История развития отечественной наземной ракетно-космической инфраструктуры*. Москва, Столичная энциклопедия, 2017, с. 299–301.
- [12] Павлов С.К., Чугунков В.В. Повышение эффективности системы охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-1-1461>

- [13] Chugunkov V.V., Aleksandrov A.A., Barmin I.V. et al. Increase the cooling efficiency of the fuel tanks with built-in heat exchangers using liquid nitrogen. *AIP Conf. Proc.*, 2023, vol. 2549, art. 110004, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0110825>
- [14] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, art. 200002, doi: <https://doi.org/10.1063/1.5133360>
- [15] Александров А.А., Бармин И.В., Золин А.В. и др. Анализ эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, № 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965>

References

- [1] Komlev D.E., Solovyev V.I. Okhlazhdenie naftila metodom kriogenного barbotazha [Naphthyl cooling by cryogenic bubbling]. V: *Novosti tekhniki* [Technology news]. Moscow, KBTM Publ., 2004, pp. 137–141. (In Russ.).
- [2] Zolin A.V., Chugunkov V.V. Generalized method to analyze rocket fuel cooling in the ground-based system tanks using the liquid nitrogen. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2024, no. 1. URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arse/dcpa/2332.html> (in Russ.).
- [3] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Kunis I.D. et al. Characteristic features of creating and developing cryogenic systems of space-rocket launch complex "Soyuz". *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2016, no. 2, pp. 7–27, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2016-2-7-27> (in Russ.).
- [4] Domashenko A.M., Blinova I.D. Study of heat exchange during discharge of cryogenic products into water. *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroyeniye*, 2007, no. 12, pp. 17–19. (In Russ.). (Eng. version: *Chem. Petrol. Eng.*, 2007, vol. 43, no. 11-12, pp. 720–725, doi: <https://doi.org/10.1007/s10556-007-0130-9>)
- [5] Nakoryakov V.E., Tsoy A.N., Mezentsev I.V. et al. Boiling-up of liquid nitrogen injected into water. *Sovremennaya nauka: issledovaniya, idei, rezultaty, tekhnologii*, 2013, no. 1, pp. 260–264. (In Russ.).
- [6] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V. et al. Boiling-up of liquid nitrogen jet in water. *Thermophys. Aeromech.*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 279–284, doi: <https://doi.org/10.1134/S0869864314030020>
- [7] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K. et al. The results of the experimental research of the processes of the hydrocarbon propellant temperature preparation using a heat exchanger placed in antifreeze. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-1-1842> (in Russ.).
- [8] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K. et al. Investigation heat transfer parameters for a helical-coil heat exchanger in a two-phase medium. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sci.], 2019, no. 3, pp. 22–33, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2019-3-22-33> (in Russ.).
- [9] Kobyzev S.V. [Modelling of mass-exchange processes at dehydration of hydrocarbon rocket fuel by nitrogen barbotage]. *Aktualnye problemy Rossiyskoy kosmonavtiki. Mat. XXXVI akademicheskikh chteniy po kosmonavtike* [Actual Problems of Russian Cosmonautics. Proc. XXXVI Academic Readings on Cosmonautics]. Moscow, Komissiya RAN Publ., 2012, pp. 356–357. (In Russ.).
- [10] Kobyzev S.V. [Methodology of verification calculation of the process of hydrocarbon fuel drying by gaseous nitrogen barbotage]. *Aktualnye problemy Rossiyskoy kosmonavtiki. Mat. XXXVII akademicheskikh chteniy po kosmonavtike* [Actual Problems of Russian Cosmonautics. Proc. XXXVII Academic Readings on Cosmonautics]. Moscow, Komissiya RAN Publ., 2013, pp. 385–386. (In Russ.).
- [11] Domashenko O.E. Sistemy termostatirovaniya [Systems of thermostatisation]. V: *Istoriya razvitiya otechestvennoy nazemnoy raketno-kosmicheskoy infrastruktury* [In: History of de-

- velopment of domestic ground-based rocket and space infrastructure]. Moscow, Stolichnaya entsiklopediya Publ., 2017, pp. 299–301. (In Russ.).
- [12] Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Enhancing the efficiency of the propellant cooling system using a heat exchanger and antifreeze being cooled by liquid nitrogen. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-1-1461> (in Russ.).
- [13] Chugunkov V.V., Aleksandrov A.A., Barmin I.V. et al. Increase the cooling efficiency of the fuel tanks with built-in heat exchangers using liquid nitrogen. *AIP Conf. Proc.*, 2023, vol. 2549, art. 110004, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0110825>
- [14] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, art. 200002, doi: <https://doi.org/10.1063/1.5133360>
- [15] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Zolin A.V. et al. Analysis of the efficiency of hydrocarbon propellant cooling using liquid nitrogen and a combination of recuperative heat exchangers. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965> (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 11.12.2024

Информация об авторах

ЧУГУНКОВ Владимир Васильевич — доктор технических наук, профессор кафедры «Стартовые ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: chvbmstu@bmstu.ru).

БОБРОВНИК Владимир Игоревич — аспирант кафедры «Стартовые ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: bv3333@yandex.ru).

ЗОЛИН Анатолий Владимирович — старший преподаватель кафедры «Стартовые ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: zolin@bmstu.ru).

КРАСНЫШЕВА Ксения Игоревна — кандидат технических наук, доцент кафедры «Стартовые ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: kafsm8@bmstu.ru).

Information about the authors

CHUGUNKOV Vladimir Vasilyevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Launch Rocket Complexes. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: chvbmstu@bmstu.ru).

BOBROVNIK Vladimir Igorevich — Postgraduate, Department of Launch Rocket Complexes. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: bv3333@yandex.ru).

ZOLIN Anatoliy Vladimirovich — Senior Lecturer, Department of Launch Rocket Complexes. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: zolin@bmstu.ru).

KRASNISHEVA Kseniya Igorevna — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Launch Rocket Complexes. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: kafsm8@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Чугунков В.В., Бобровник В.И., Золин А.В., Краснышева К.И. Повышение эффективности систем температурной подготовки ракетного топлива с использованием жидкого азота и рекуперативных теплообменников. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 10, с. 138–145.

Please cite this article in English as:

Chugunkov V.V., Bobrovnik V.I., Zolin A.V., Krasnisheva K.I. Improving efficiency of the rocket propellant temperature preparation system using liquid nitrogen and the recuperative heat exchangers. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 10, pp. 138–145.