

Анализ эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников

© А.А. Александров¹, И.В. Бармин^{1,2}, А.В. Золин¹, В.В. Чугунков¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²ФГУП «ЦЭНКИ», Москва, 107996, Россия

Приведено описание системы охлаждения топлива с применением жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников, включающей секции теплообменника «труба в трубе» и витого теплообменника, размещенного в резервуаре с антифризом, охлаждаемым газообразным азотом, выходящим из секций теплообменника «труба в трубе». Рассмотрены математические модели процессов охлаждения для двух вариантов движения топлива и жидкого азота в каналах секций теплообменника «труба в трубе». Их применение позволяет анализировать эффективность операций охлаждения топлива в зависимости от его массы, конструктивных параметров емкостей и теплообменников системы, расходных характеристик азота и топлива, а также прогнозировать потребную массу жидкого азота и время операций охлаждения топлива при эксплуатации систем заправки стартовых комплексов. Представлены расчетные зависимости и результаты моделирования охлаждения топлива и антифриза в резервуаре с витым теплообменником. Проанализировано влияние вариантов организации процессов охлаждения топлива и расхода жидкого азота на эффективность системы охлаждения. Выявлены возможности сократить время проведения операции охлаждения топлива посредством оборудования стартовых комплексов и уменьшить затраты жидкого азота по сравнению с существующими системами.

Ключевые слова: жидкое углеводородное топливо, охлаждение, жидкий азот, комбинация теплообменников, резервуар с антифризом, теплообменник в антифризе

Введение. Охлаждение углеводородного ракетного топлива проводится в космических ракетных комплексах для повышения плотности, обеспечения необходимых свойств топлива и характеристик двигательных установок ракет космического назначения (РКН) и осуществляется посредством охлаждающих сред: воздуха, антифризов и жидкого азота.

Применение жидкого азота для охлаждения ракетного топлива связано с тем, что его производят на космодромах в больших объемах. Кроме того, значительные массы ракетного топлива охлаждаются за относительно короткие промежутки времени. Вместе с тем отмечается невысокая интенсивность пусков, выполняемых различными стартовыми комплексами, — как правило, несколько пусков в год. По этим причинам на многих стартовых комплексах охлаждение ракетного топлива осуществляется за счет жидкого азота [1].

Охлаждение топлива жидким азотом, как правило, осуществляется в рекуперативных теплообменниках при теплообмене с жидким азотом. Данный способ широко применяется на стартовых комплексах РКН «Союз» [2]. Процесс охлаждения окислителя на стартовом комплексе «Рокот» осуществляется в рекуперативном теплообменнике при теплообмене с антифризом, охлаждаемым жидким азотом [3]. В ракетно-космическом комплексе Sea launch для охлаждения углеводородного горючего жидкий азот вводят через барботер в емкость с топливом [1, 3]. Более подробно процессы взаимодействия жидкого азота и других криогенных продуктов с жидкими средами рассмотрены в публикациях [1, 4–13].

Отметим, что охлаждение топлива с использованием рекуперативных теплообменников при теплообмене с жидким азотом характеризуется повышенными затратами жидкого азота, чего не наблюдается при охлаждении, обусловленном контактом жидкого азота с топливом или антифризом [14–16]. Это обусловлено значительными потерями охлаждающей способности жидкого азота от недорекуперации выходящего из теплообменника потока азота, величина которой может превышать 100 К.

Вместе с тем при использовании рекуперативных теплообменников отсутствует непосредственный контакт топлива с жидким азотом в процессе охлаждения, что позволяет обеспечить неизменность состава и кондиционность ракетного топлива по его газосодержанию. Для уменьшения массы жидкого азота, затрачиваемой на охлаждение топлива при теплообмене с жидким азотом, рассмотрены варианты построения систем охлаждения с применением комбинации рекуперативных теплообменников. Проведена оценка повышения эффективности использования холода жидкого азота для охлаждения ракетного топлива.

Обзор источников. На стартовых комплексах РКН «Союз» функционируют 12 систем охлаждения горючего путем бесконтактного теплообмена с жидким азотом в рекуперативных теплообменниках типа «труба в трубе» [2]. При этом керосин Т1 охлаждается до среднебактовой температуры $-3 \pm 2,5$ °С, а горючее РГ1 — до $-20 \pm 2,5$ °С. На стартовом комплексе РКН «Союз» в Гвианском космическом центре охлаждение топлива осуществляется до температуры -29 °С. Процесс охлаждения горючего следующий: насосные установки перекачивают его через две секции рекуперативных теплообменников «труба в трубе» по замкнутому контуру емкость — насосная установка — теплообменный аппарат — емкость. Типовая схема охлаждения горючего на комплексах ракеты «Союз» приведена на рис. 1 [2].

Жидкий азот подается в теплообменники при его выдавливании из стационарных или транспортных резервуаров, заполненных жидким азотом. Потоки горючего и жидкого азота по секциям тепло-

обменных аппаратов распределяются в блоке арматуры. После испарения и отвода от горючего необходимого количества теплоты газообразный азот выбрасывается в дренажную систему стартового комплекса.

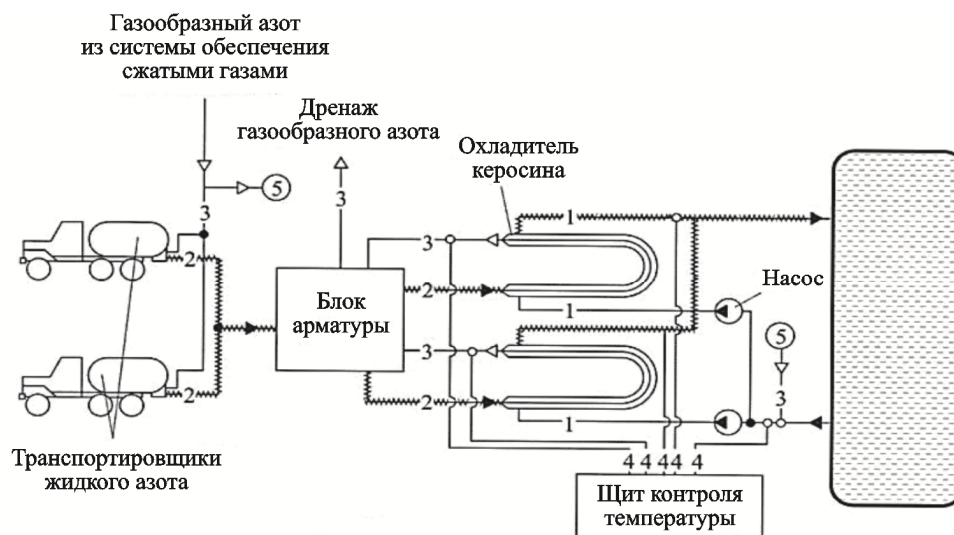


Рис. 1. Схема охлаждения ракетного топлива с использованием рекуперативных теплообменников «труба в трубе» и жидкого азота на стартовых комплексах РКН «Союз»:

1 — керосин; 2 — жидкий азот; 3 — газообразный азот; 4 — электрическая цепь

Процесс создания подобных систем охлаждения осложнен тем, что топливо может замерзнуть на поверхностях секций теплообменников из-за низкой температуры кипения жидкого азота и необходимости выдерживать допуски на расходные характеристики топлива и жидкого азота, которые влияют на температурные характеристики поверхностей теплообмена. Недостатками данных систем являются большие объемы жидкого азота, затрачиваемого на охлаждение топлива, что обусловлено значительными потерями охлаждающей способности жидкого азота от недорекуперации выходящего из теплообменника потока азота, величина которой может превышать 100 К. Преимуществами построения систем охлаждения топлива с использованием жидкого азота и рекуперативных теплообменников «труба в трубе» являются исключение загрязнения окружающей среды и сохранение горючего при охлаждении в кондиции по его составу и газосодержанию [2].

В ходе проведенных исследований по охлаждению топлива в теплообменнике посредством теплообмена с жидким теплоносителем, охлаждаемым при контактном теплообмене с жидким азотом [8, 9, 14, 15], были выявлены возможности уменьшения затрат жидкого

азота при охлаждении топлива за счет снижения недорекуперации выходящего из системы потока азота.

Для того чтобы повысить эффективность охлаждения топлива жидким азотом и уменьшить его массу, затрачиваемую на процесс охлаждения топлива, в настоящей статье рассмотрены варианты модернизации системы охлаждения с теплообменниками «труба в трубе» с введением в нее дополнительного витого теплообменника, размещенного в резервуаре с антифризом, который охлаждается азотом, выходящим из секций теплообменников «труба в трубе».

Модернизированная схема системы охлаждения ракетного топлива. Система охлаждения топлива жидким азотом с помощью комбинации рекуперативных теплообменников «труба в трубе» с витым теплообменником, размещенным в резервуаре с антифризом, охлаждаемым азотом, выходящим из теплообменников «труба в трубе», показана на рис. 2.

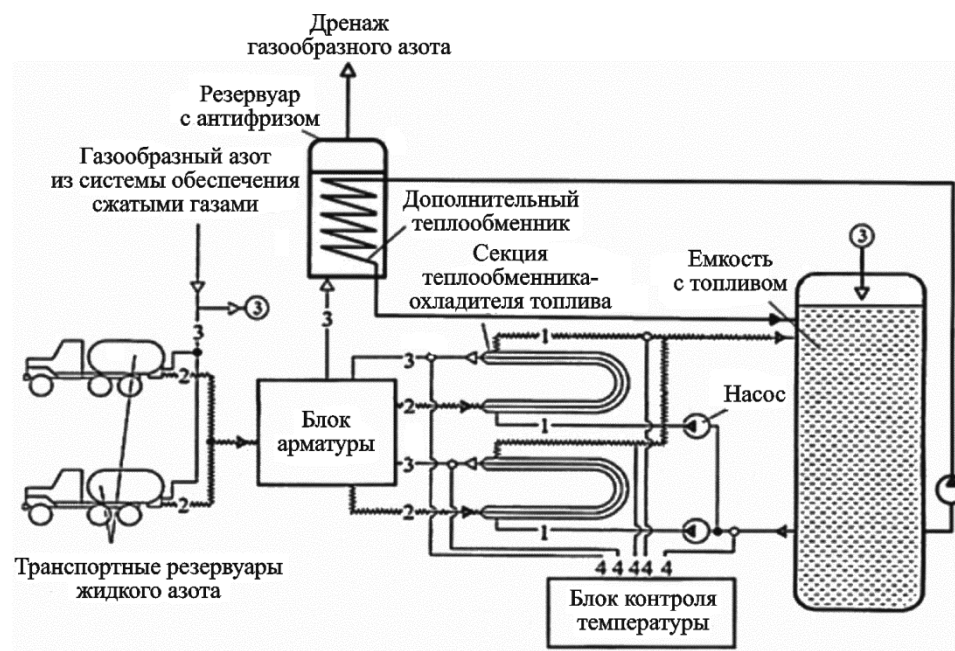


Рис. 2. Схема системы охлаждения топлива жидким азотом посредством теплообменников «труба в трубе» и дополнительного витого теплообменника

Помимо двух секций теплообменника-охладителя, выполненного по схеме «труба в трубе», система имеет дополнительный контур циркуляции топлива через витой теплообменник, находящийся в резервуаре с антифризом. Охлаждение топлива при прохождении витого теплообменника достигается за счет теплообмена с антифризом, который охлаждается посредством барботажа антифриза азотом, выходящим из секций теплообменника «труба в трубе» и обладающим

запасом холода за счет недорекуперации в конструкции данного теплообменника.

Витой теплообменник 1 (рис. 3) выполняется из тонкостенных коррозионно-стойких труб и размещается в резервуаре 2, заполненном антифризом, между внутренней поверхностью резервуара и наружной поверхностью полого цилиндрического стакана 3. Последний предназначен для уменьшения массы антифриза во внутреннем пространстве резервуара 2.

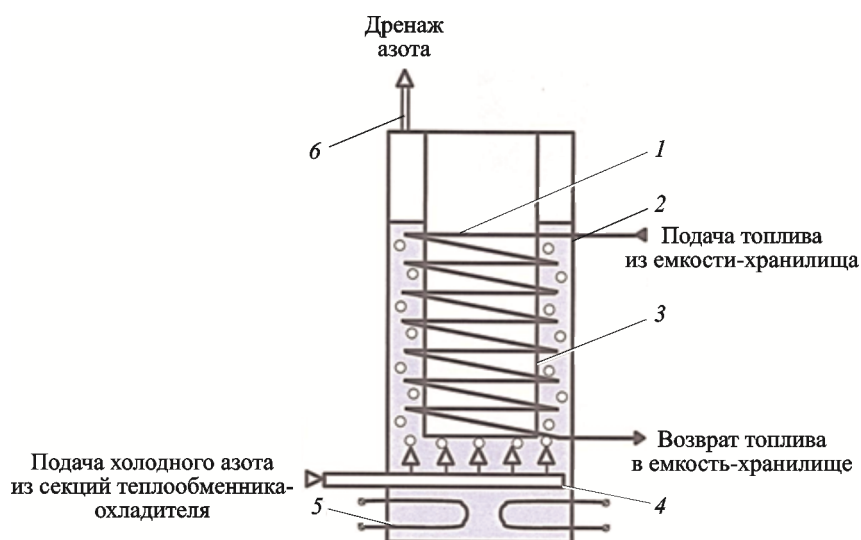


Рис. 3. Схема температурной подготовки топлива в витом теплообменнике, размещенном в резервуаре с антифризом:

1 — витой теплообменник; 2 — резервуар с антифризом; 3 — полый цилиндрический стакан; 4 — барботер; 5 — трубочатые электрические нагреватели; 6 — дренажный трубопровод

Подача газообразного азота, выходящего из секций теплообменника-охладителя, в резервуар с антифризом и витым теплообменником осуществляется через барботер 4 в нижнюю часть резервуара. При теплообмене с антифризом газообразный азот обеспечивает его охлаждение и интенсивное движение антифриза относительно поверхности теплообменника и отводится через дренажный трубопровод 6. В нижней части резервуара можно разместить трубочатые электрические нагреватели 5 для обеспечения нагрева топлива, если его исходная температура ниже требуемой. Для оценки эффективности применения холода жидкого азота для охлаждения ракетного топлива с применением комбинации рекуперативных теплообменников разработаны математические модели теплообмена в модернизированной системе охлаждения ракетного топлива.

Математические модели охлаждения топлива при использовании комбинации теплообменников. Уравнения теплообмена при

охлаждении топлива были составлены для двух вариантов движения топлива и жидкого азота в каналах секций теплообменника-охладителя «труба в трубе».

Вариант I: топливо подается во внутреннюю трубу, жидкий азот — в кольцевой канал между внутренней и внешней трубами.

Вариант II: топливо подается в кольцевой канал между внутренней и внешней трубами, жидкий азот — во внутреннюю трубу.

При допущении о квазистационарном протекании процессов теплообмена в конструкциях рассматриваемой системы изменение температуры топлива T_B в емкости-хранилище и температуры антифриза $T_{ан}$ в резервуаре с дополнительным теплообменником опишем системой уравнений теплообмена:

$$A_1 \frac{dT_B}{d\tau} + A_2 T_B = B_1 + E_2 T_{ан}; \quad (1)$$

$$D_1 \frac{dT_{ан}}{d\tau} + D_2 T_{ан} = E_1 + E_2 T_B, \quad (2)$$

где A_1, D_1, D_2, E_1, E_2 — коэффициенты, определяемые единичными зависимостями для вариантов I и II системы:

$$A_1 = m_B c_B + m_e c_e + n(m_T c_T + \sum m_i c_i) + m_{дтр} c_{дтр};$$

$$D_1 = m_{ан} c_{ан} + m_{ра} c_{ра} + m_{ст} c_{ст} + m_{дт} c_{дт};$$

$$D_2 = k_{ра} F_{ра} + k_{дт} F_{дт} + n G_{аст} c_a;$$

$E_1 = k_{ра} F_{ра} T_H + n G_{аст} c_a T_{га_{вых}}$; $E_2 = k_{дт} F_{дт}$; m_B, c_B — масса и удельная теплоемкость топлива; m_e, c_e — масса и удельная теплоемкость емкости-хранилища; n — число секций теплообменника-охладителя, задействованных в процессе охлаждения топлива; m_T, c_T — масса и удельная теплоемкость секции теплообменника-охладителя; m_i, c_i — массы и удельные теплоемкости элементов в циркуляционном контуре топлива в секции теплообменника; $m_{дтр}, c_{дтр}$ — масса и удельная теплоемкость дополнительного трубопровода контура циркуляции топлива через витой теплообменник; $m_{ан}, c_{ан}$ — масса и удельная теплоемкость антифриза; $m_{ра}, c_{ра}$ — масса и удельная теплоемкость резервуара антифриза; $m_{ст}, c_{ст}$ — масса и удельная теплоемкость полного цилиндрического стакана; $m_{дт}, c_{дт}$ — масса и удельная теплоемкость дополнительного витого теплообменника; $k_{ра}, F_{ра}$ — коэф-

фициент теплопередачи и площадь поверхности резервуара антифриза; $k_{дт}, F_{дт}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности дополнительного витого теплообменника; $G_{аст}, c_a$ — массовый расход и удельная теплоемкость газообразного азота, подаваемого в секцию теплообменника-охладителя; T_n — температура окружающей среды; $T_{га_{вых}}$ — температура газообразного азота на выходе из секции теплообменника.

Коэффициенты A_2 и B_1 в уравнении (1) определяются специфическими зависимостями для вариантов подачи топлива и азота в секции теплообменника-охладителя. Для варианта I значения этих коэффициентов определяются следующими зависимостями:

$$A_2 = k_e F_e + n \left[k_{тр} F_{тр} + \pi \bar{d}_{вн} (k_{зкв} L_{зк} + k_{знв} L_{зн}) \right] + k_{дтр} F_{дтр} + k_{дт} F_{дт};$$

$$B_1 = k_e F_e T_n + n \left[Q_n + k_{тр} F_{тр} T_n + \pi \bar{d}_{вн} (k_{зкв} L_{зк} T_{ка} + k_{знв} L_{зн} \bar{T}_{га_{зн}}) \right] + Q_{дн} + k_{дтр} F_{дтр} T_n.$$

Здесь k_e, F_e — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности емкости-хранилища; $k_{тр}, F_{тр}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности трубопроводов в контуре циркуляции топлива через секцию теплообменника-охладителя; $\bar{d}_{вн}$ — средний диаметр внутренней трубы теплообменника-охладителя; $k_{зкв}, k_{знв}$ — коэффициенты теплопередачи внутренней трубы теплообменника-охладителя для зон кипения и нагрева азота; $L_{зк}, L_{зн}$ — длины зон кипения и нагрева азота в секции теплообменника-охладителя:

$$L_{зк} = \frac{G_{аст} r_a}{\pi \left[k_{зкв} \bar{d}_{вн} (\bar{T}_{взк} - T_{ка}) + k_{зкн} \bar{d}_{н} (T_n - T_{ка}) \right]}; \quad L_{зн} = L_{ст} - L_{зк};$$

(где r_a — удельная теплота кипения жидкого азота; $\bar{T}_{взк}$ — средняя температура топлива в теплообменнике-охладителе в зоне кипения азота; $k_{зкн}$ — коэффициент теплопередачи наружной трубы в зоне кипения азота; $T_{ка}$ — температура кипения азота; $\bar{d}_{н}$ — средний диаметр наружной трубы секции теплообменника-охладителя; $L_{ст}$ — длина труб секции теплообменника-охладителя); $k_{дтр}, F_{дтр}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности дополнительного трубопровода контура циркуляции топлива через витой теплообменник; Q_n — тепловой поток от насоса циркуляционного контура

секции теплообменника-охладителя; $\bar{T}_{га_{3н}}$ — средняя температура газообразного азота в зоне его нагрева в теплообменнике-охладителе; $Q_{дн}$ — тепловой поток от дополнительного насоса циркуляционного контура топлива через дополнительный витой теплообменник.

Средняя температура топлива в зоне кипения азота и температура топлива в конце этой зоны определяются уравнениями:

$$\bar{T}_{в_{3к}} = T_{ка} + (T_{в_{вх}} - T_{ка}) \frac{G_{в} \bar{c}_{вк}}{k_{3кв} \pi \bar{d}_{вн} L_{3к}} \left(1 - e^{-\frac{k_{3кв} \pi \bar{d}_{вн} L_{3к}}{G_{в} \bar{c}_{вк}}} \right);$$

$$T_{в_{3к}}(L_{3к}) = T_{ка} + (T_{в_{вх}} - T_{ка}) e^{-\frac{k_{3кв} \pi \bar{d}_{вн} L_{3к}}{G_{в} \bar{c}_{вк}}},$$

где $T_{в_{вх}}$ — температура топлива на входе в секцию теплообменника-охладителя; $G_{в}$ — массовый расход топлива в секции теплообменника; $\bar{c}_{вк}$ — удельная теплоемкость топлива при средней температуре топлива $\bar{T}_{в_{3к}}$ в зоне кипения азота.

Изменение температуры топлива и газообразного азота в зоне нагрева азота в теплообменнике-охладителе опишем системой уравнений:

$$\frac{dT_{в_{3н}}}{dx} + AT_{в_{3н}} = AT_{га_{3н}}; \quad (3)$$

$$\frac{dT_{га_{3н}}}{dx} + BT_{га_{3н}} = DT_{н} + ET_{в_{3н}}. \quad (4)$$

Здесь $A = \frac{k_{3нв} \pi \bar{d}_{вн}}{G_{в} \bar{c}_{вн}}$; $B = \frac{k_{3нн} \pi \bar{d}_{н} + k_{3нв} \pi \bar{d}_{вн}}{G_{аст} c_a}$; $D = \frac{k_{3нн} \pi \bar{d}_{н}}{G_{аст} c_a}$; $E = \frac{k_{3нв} \pi \bar{d}_{вн}}{G_{аст} c_a}$;

$k_{3нв}$, $k_{3нн}$ — коэффициенты теплопередачи наружной и внутренней труб теплообменника-охладителя в зоне нагрева азота; $\bar{c}_{вн}$ — удельная теплоемкость топлива при средней температуре топлива $\bar{T}_{в_{3н}}$ в зоне нагрева азота.

Из совместного решения уравнений (3) и (4) определим:

- среднюю температуру топлива в зоне нагрева азота

$$\bar{T}_{в_{3н}} = T_{н} + \frac{C_1}{z_1 L_{3н}} (e^{z_1 L_{3н}} - 1) + \frac{C_2}{z_2 L_{3н}} (e^{z_2 L_{3н}} - 1);$$

- среднюю температуру азота в зоне нагрева азота

$$\bar{T}_{\text{Га}_{\text{ЗН}}} = T_{\text{Н}} + \frac{C_1}{L_{\text{ЗН}}} \left(e^{z_1 L_{\text{ЗН}}} - 1 \right) \left(\frac{A + z_1}{Az_1} \right) + \frac{C_2}{L_{\text{ЗН}}} \left(e^{z_2 L_{\text{ЗН}}} - 1 \right) \left(\frac{A + z_2}{Az_2} \right);$$

- температуру топлива и азота на выходе из секции теплообменника

$$T_{\text{В}_{\text{ЗН}}} (L_{\text{ЗН}}) = T_{\text{Н}} + C_1 e^{z_1 L_{\text{ЗН}}} + C_2 e^{z_2 L_{\text{ЗН}}};$$

$$T_{\text{Га}_{\text{ЗН}}} (L_{\text{ЗН}}) = T_{\text{Н}} + C_1 e^{z_1 L_{\text{ЗН}}} \left(1 + \frac{z_1}{A} \right) + C_2 e^{z_2 L_{\text{ЗН}}} \left(1 + \frac{z_2}{A} \right).$$

Здесь числовые значения z_1, z_2, C_1, C_2 определяются следующими соотношениями:

$$z_1 = -\frac{A+B}{2} + \sqrt{\frac{(A+B)^2}{4} - A(B-E)};$$

$$z_2 = -\frac{A+B}{2} - \sqrt{\frac{(A+B)^2}{4} - A(B-E)};$$

$$C_1 = \frac{A(T_{\text{Ка}} - T_{\text{В}_{\text{ЗК}}}(L_{\text{ЗК}})) + z_2(T_{\text{Н}} - T_{\text{В}_{\text{ЗК}}}(L_{\text{ЗК}}))}{z_1 - z_2}; \quad C_2 = T_{\text{В}_{\text{ЗК}}}(L_{\text{ЗК}}) - T_{\text{Н}} - C_1.$$

Для варианта II значения коэффициентов A_2 и B_1 в уравнении (1) определяются следующими зависимостями:

$$A_2 = k_e F_e + n \left[k_{\text{тр}} F_{\text{тр}} + \pi \bar{d}_{\text{н}} (k_{\text{ЗКН}} L_{\text{ЗК}} + k_{\text{ЗНН}} L_{\text{ЗН}}) \right] + k_{\text{дтр}} F_{\text{дтр}} + k_{\text{дт}} F_{\text{дт}};$$

$$B_1 = (k_e F_e + k_{\text{дтр}} F_{\text{дтр}}) T_{\text{Н}} + Q_{\text{дн}} +$$

$$+ n \left\{ Q_{\text{н}} + \left[k_{\text{тр}} F_{\text{тр}} + \pi \bar{d}_{\text{н}} (k_{\text{ЗКН}} L_{\text{ЗК}} + k_{\text{ЗНН}} L_{\text{ЗН}}) \right] T_{\text{Н}} - G_{\text{аст}} \left[r_a + c_a (T_{\text{Га}_{\text{ВЫХ}}} - T_{\text{Ка}}) \right] \right\};$$

$$L_{\text{ЗК}} = \frac{G_{\text{аст}} r_a}{\pi k_{\text{ЗКВ}} \bar{d}_{\text{ВН}} (\bar{T}_{\text{В}_{\text{ЗК}}} - T_{\text{Ка}})}.$$

Средняя температура топлива в зоне кипения азота и температура топлива в конце этой зоны определяются уравнениями:

$$\bar{T}_{\text{В}_{\text{ЗК}}} = T_{\text{В}_{\text{ПЗК}}} + (T_{\text{В}_{\text{ВХ}}} - T_{\text{В}_{\text{ПЗК}}}) \frac{1 - e^{-aL_{\text{ЗК}}}}{aL_{\text{ЗК}}};$$

$$T_{\text{взк}}(L_{\text{зк}}) = T_{\text{впзк}} + (T_{\text{ввх}} - T_{\text{впзк}})e^{-aL_{\text{зк}}};$$

$$T_{\text{впзк}} = \frac{k_{\text{зкн}}\bar{d}_{\text{н}}T_{\text{н}} + k_{\text{зкв}}\bar{d}_{\text{вн}}T_{\text{ка}}}{k_{\text{зкн}}\bar{d}_{\text{н}} + k_{\text{зкв}}\bar{d}_{\text{вн}}};$$

$$a = \frac{\pi(k_{\text{зкн}}\bar{d}_{\text{н}} + k_{\text{зкв}}\bar{d}_{\text{вн}})}{G_{\text{в}}\bar{c}_{\text{в}}}.$$

Для варианта II изменение температуры топлива и газообразного азота в зоне нагрева азота можно описать системой уравнений:

$$\frac{dT_{\text{взн}}}{dx} + A_{\text{н}}T_{\text{взн}} = B_0 + B_2T_{\text{га}}; \quad (5)$$

$$\frac{dT_{\text{га}}}{dx} + D_{\text{н}}T_{\text{га}} = D_{\text{н}}T_{\text{взн}}; \quad (6)$$

$$A_{\text{н}} = \frac{k_{\text{зnh}}\pi\bar{d}_{\text{н}} + k_{\text{зnv}}\pi\bar{d}_{\text{вн}}}{G_{\text{в}}\bar{c}_{\text{в}}}; \quad B_0 = \frac{k_{\text{зnh}}\pi\bar{d}_{\text{н}}}{G_{\text{в}}\bar{c}_{\text{в}}}T_{\text{н}};$$

$$B_2 = \frac{k_{\text{зnv}}\pi\bar{d}_{\text{вн}}}{G_{\text{в}}\bar{c}_{\text{в}}}; \quad D_{\text{н}} = \frac{k_{\text{зnv}}\pi\bar{d}_{\text{вн}}}{G_{\text{аст}}c_{\text{а}}}.$$

Из совместного решения уравнений (5) и (6) для варианта II определим:

- среднюю температуру топлива в зоне нагрева азота

$$\bar{T}_{\text{взн}} = T_{\text{н}} - \frac{C_{12}(r_1 + D_{\text{н}})(1 - e^{\eta L_{\text{зн}}})}{L_{\text{зн}}D_{\text{н}}r_1} - \frac{C_{22}(r_2 + D_{\text{н}})(1 - e^{\eta' L_{\text{зн}}})}{L_{\text{зн}}D_{\text{н}}r_2};$$

- среднюю температуру азота в зоне нагрева азота

$$\bar{T}_{\text{га}} = T_{\text{н}} - \frac{C_{12}(1 - e^{\eta L_{\text{зн}}})}{L_{\text{зн}}r_1} - \frac{C_{22}(1 - e^{\eta' L_{\text{зн}}})}{L_{\text{зн}}r_2};$$

- температуру топлива и азота на выходе из секции теплообменника

$$T_{\text{взн}}(L_{\text{зн}}) = T_{\text{н}} + C_{12}e^{\eta L_{\text{зн}}}\left(1 + \frac{r_1}{D_{\text{н}}}\right) + C_{22}e^{\eta' L_{\text{зн}}}\left(1 + \frac{r_2}{D_{\text{н}}}\right);$$

$$T_{\text{га}}(L_{\text{зн}}) = T_{\text{н}} + C_{12}e^{\eta L_{\text{зн}}} + C_{22}e^{\eta' L_{\text{зн}}}.$$

Здесь числовые значения r_1 , r_2 , C_{12} , C_{22} определяются соотношениями:

$$r_1 = -\frac{D_H + A_H}{2} + \sqrt{\frac{(D_H + A_H)^2}{4} - D_H(A_H - B_2)};$$

$$r_2 = -\frac{D_H + A_H}{2} - \sqrt{\frac{(D_H + A_H)^2}{4} - D_H(A_H - B_2)};$$

$$C_{12} = \frac{D_H(T_{B_{3K}}(L_{3K}) - T_{Ka}) + r_2(T_H - T_{Ka})}{r_1 - r_2}; \quad C_{22} = T_{Ka} - T_H - C_{12}.$$

В ходе проведения расчетов представленные выше зависимости были дополнены уравнениями, описывающими изменение теплотехнических свойств топлива, азота и антифриза от температуры. Изменение температуры топлива T_B в емкости-хранилище и температуры антифриза $T_{ан}$ в резервуаре с дополнительным теплообменником было вычислено при совместном решении уравнений (1) и (2) для различных вариантов проведения процессов охлаждения топлива. При этом эффективность охлаждения ракетного топлива жидким азотом оценивалась по показателю эффективности системы охлаждения [16]:

$$\eta = \frac{m_B c_B (T_{BH} - T_{BK})}{m_a \left[r_a + c_a \left(\frac{T_{BH} + T_{BK}}{2} - T_{Ka} \right) \right]},$$

где T_{BH} , T_{BK} — начальная и конечная температура топлива при проведении операции охлаждения; m_a — масса жидкого азота, затраченного на процесс охлаждения.

Анализ полученных результатов. Эффективность охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников оценена на примере охлаждения горючего РГ1 для теплообменника-охладителя с геометрическими параметрами, соответствующими штатной системе охлаждения. Расчетный анализ проведен при изменении расхода жидкого азота, подаваемого в одну секцию теплообменника-охладителя в диапазоне 0,2...0,5 кг/с для охлаждения горючего РГ1 массой 10 500 кг от начальной температуры 34 °С до температуры -29 °С в емкости массой 3300 кг при температуре окружающей среды 34 °С.

На рис. 4 приведены расчетные изменения температуры в течение времени τ для вариантов I (а) и II (б) движения топлива и жидкого

азота в каналах секции теплообменника-охладителя «труба в трубе» с расходом 0,5 кг/с при наличии и отсутствии дополнительного теплообменника в системе охлаждения.

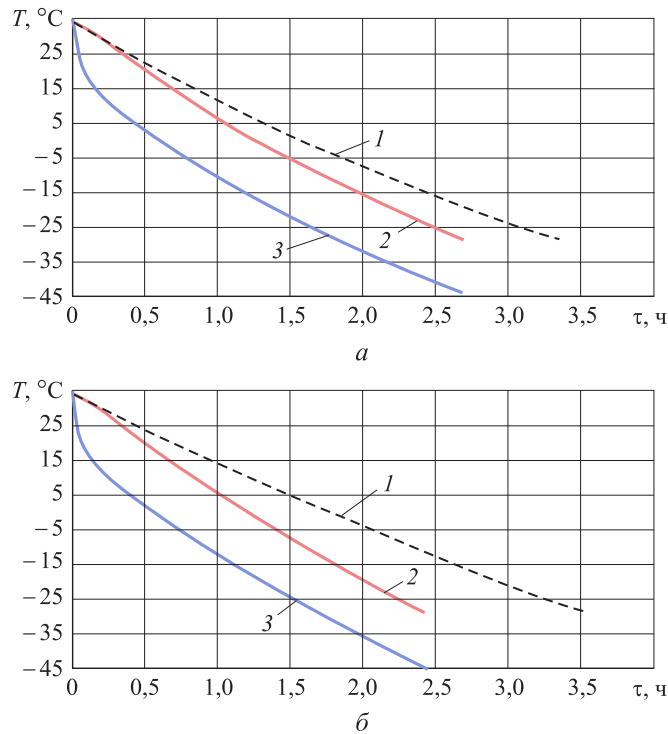


Рис. 4. Охлаждение топлива в системах охлаждения вариантов I (а) и II (б) движения топлива с использованием жидкого азота и рекуперативных теплообменников:

1 — температура топлива в системе без дополнительного теплообменника; 2 — температура топлива при охлаждении с дополнительным теплообменником; 3 — температура антифриза в резервуаре с дополнительным теплообменником

В приведенных вариантах за счет использования в системе комбинации одной секции рекуперативного теплообменника «труба в трубе» с витым теплообменником, размещенным в резервуаре с антифризом, удалось сократить на 20...30 % временные затраты и расход жидкого азота при выполнении операции охлаждения топлива. При этом наибольший эффект отмечен для варианта II системы охлаждения при подаче жидкого азота во внутреннюю трубу теплообменника.

При подаче жидкого азота с тем же расходом в две секции рекуперативного теплообменника «труба в трубе» увеличиваются разность между температурами топлива и антифриза (в 2,2 раза, рис. 5) и теплового потока, отводимого от топлива в дополнительном витом

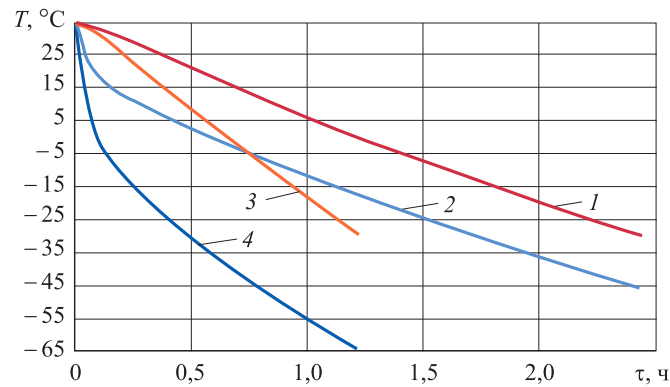
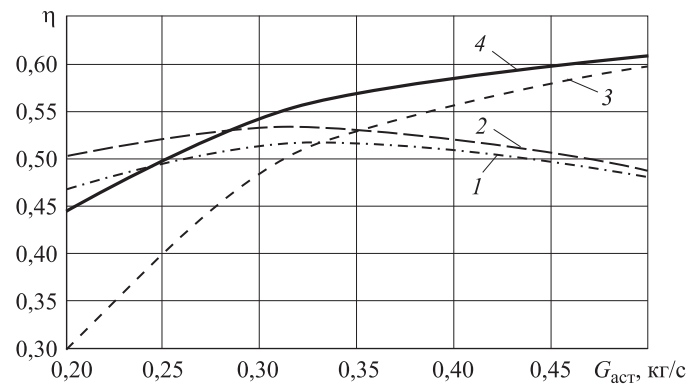
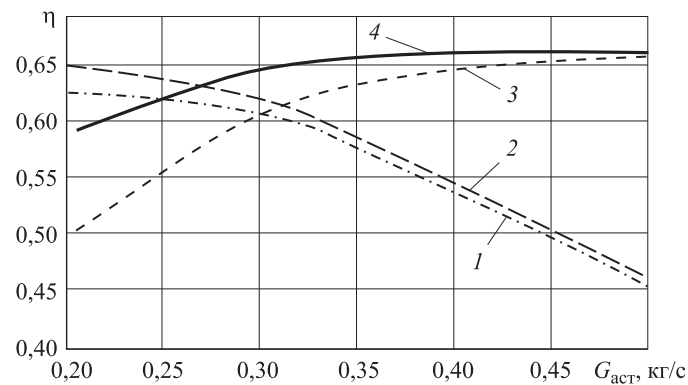


Рис. 5. Изменение температуры топлива (1, 3) и антифриза (2, 4) при подаче жидкого азота в одну (1, 2) и две (3, 4) секции теплообменника-охладителя



a



б

Рис. 6. Эффективность охлаждения топлива в системах охлаждения вариантов I (*a*) и II (*б*) с использованием жидкого азота и рекуперативных теплообменников:

1, 2 — одной и двумя секциями теплообменника-охладителя без дополнительного теплообменника; 3, 4 — одной и двумя секциями теплообменника-охладителя с дополнительным теплообменником

теплообменнике. Это способствует сокращению времени, выделенного на операцию охлаждения топлива, в 4,8 раза по сравнению с существующим нормативом времени на данную операцию в штатной системе охлаждения горючего РГ1 на стартовом комплексе РКН «Союз» при уменьшении затрат жидкого азота на 30 %.

Изменение эффективности штатной и модернизированной схемы охлаждения ракетного топлива жидким азотом для вариантов I и II движения топлива и жидкого азота в каналах секции теплообменника-охладителя «труба в трубе» при изменении расходов жидкого азота, подаваемого в секцию теплообменника «труба в трубе», приведено на рис. 6.

Полученные результаты служат подтверждением возможности увеличивать эффективность охлаждения топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников на 15...30 % по сравнению с существующими системами.

Заключение. Рассмотренное построение системы охлаждения топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников позволяет сократить длительность операции охлаждения топлива посредством оборудования стартовых комплексов и уменьшить затраты жидкого азота по сравнению с существующими системами. Введение в систему резервуара с дополнительным витым теплообменником, находящимся в среде антифриза, позволяет при необходимости нагревать топливо с помощью электрических нагревателей, размещенных в нижней части резервуара.

Разработанные математические модели охлаждения топлива могут быть использованы для выполнения проектных и эксплуатационных расчетов процессов температурной подготовки ракетного топлива на стартовых комплексах. Их применение позволяет анализировать эффективность операций охлаждения топлива в зависимости от его массы, конструктивных параметров емкостей и теплообменников системы, расходных характеристик азота и топлива. Кроме того, это позволяет прогнозировать требуемую массу жидкого азота и время операций охлаждения топлива при эксплуатации систем заправки стартовых комплексов при различных значениях параметров окружающей среды, начальных и требуемых конечных значений температуры топлива.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 4, с. 24–29.
- [2] Александров А.А., Бармин И.В., Кулис 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.
- [3] Комлев Д.Е., Соловьев В.И. Охлаждение нафтила методом криогенного барботажа. *Новости техники*. Москва, КБТМ, 2004, с. 137–141.
- [4] Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования теплообмена при сбросе криогенных продуктов в воду. *Химическое и нефтегазовое машиностроение*, 2007, № 12, с. 17–19.
- [5] Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В., Мелешкин А.В. Вскипание струи жидкого азота, инжектированного в воду. *Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии*, 2013, № 1 (12), с. 260–264.
- [6] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. Boiling-up of liquid nitrogen jet in water. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, iss. 3, pp. 279–284.
- [7] Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В., Мелешкин А.В. Экспериментальные исследования процесса инжекции жидкого азота в воду. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, т. 21, № 3, с. 293–298.
- [8] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Результаты экспериментальных исследований процессов температурной подготовки углеводородного топлива с использованием теплообменника, размещенного в антифризе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 1 (85). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1842
- [9] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Исследование параметров теплообмена витого теплообменника в двухфазной среде. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 3 (84), с. 22–33. DOI: 10.18698/1812-3368-2019-3-22-33
- [10] Кобызев С.В. Методика расчета коэффициентов массоотдачи при осушке углеводородного ракетного топлива. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2011, № 11. URL: <http://engineering-science.ru/doc/245147.html> (дата обращения: 20.01.2020).
- [11] Кобызев С.В. Моделирование массообменных процессов при обезвоживании углеводородного ракетного горючего барботированием азотом. *Актуальные проблемы Российской космонавтики: Материалы XXXVI Академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2012, с. 356–357.
- [12] Кобызев С.В. Методика поверочного расчета процесса осушки углеводородного горючего методом барботажа газообразным азотом. *Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXVII академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2013, с. 385–386.
- [13] Домашенко О.Е. Системы термостатирования. В кн. *История развития отечественной наземной ракетно-космической инфраструктуры*. Москва, ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2017, с. 299–301.
- [14] 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, вып. 1 (49), с. 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-1-1461
- [15] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Аналитическая модель эффективной технологии температурной подготовки ракетного топлива в емкостях заправочных систем наземных комплексов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2017, № 4 (685), с. 86–95.
- [16] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conference Proceedings — XLIII Academic Space Conference*, 2019, vol. 2171, no. 200002. DOI: 10.1063/1.5133360

Статья поступила в редакцию 29.01.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Александров А.А., Бармин И.В., Золин А.В., Чугунков В.В. Анализ эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965>

Александров Анатолий Александрович — д-р техн. наук, ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, профессор кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области обеспечения безопасности, организации хранения и транспортирования углеводородного топлива. e-mail: rector@bmstu.ru

Бармин Игорь Владимирович — д-р техн. наук, чл.-корр. РАН, профессор, заведующий кафедрой «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, советник по науке генерального директора ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры». Автор более 300 научных работ в области ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Золин Анатолий Владимирович — старший преподаватель кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, ведущий инженер АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института». Автор 22 публикаций в области ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Чугунков Владимир Васильевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 140 научных работ в области наземного оборудования ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Analysis of the efficiency of hydrocarbon propellant cooling using liquid nitrogen and a combination of recuperative heat exchangers

© A.A. Aleksandrov¹, I.V. Barmin^{1,2}, A.V. Solin¹, V.V. Chugunkov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²Federal State Unitary Enterprise “Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure”, Moscow, 107996, Russia

The paper describes the propellant cooling system using liquid nitrogen and a combination of recuperative heat exchangers, including sections of the double pipe heat exchanger and a twisted heat exchanger located in a tank with antifreeze, cooled by nitrogen gas coming out of the sections of the double pipe heat exchanger. Mathematical models of cooling processes for two variants of movement of propellant and liquid nitrogen in the channels of the double pipe heat exchanger sections are considered. Their using makes it possible to analyze the efficiency of propellant cooling operations depending on its mass, design parameters of the system tanks and heat exchangers, consumption characteristics of nitrogen and propellant, as well as to predict the required mass of liquid nitrogen and the time of propellant cooling during the operation of launching complex propellant-feed systems. Calculated dependences and simulation results of propellant and antifreeze cooling in a tank with a twisted heat exchanger are presented. The influence of variants of arranging propellant cooling processes and liquid nitrogen consumption on the efficiency of the cooling system is analyzed. Comparing to the available systems the capability of reducing the cost of liquid nitrogen are identified as well as reducing time of the propellant cooling operations by means of equipping launch complexes.

Keywords: liquid hydrocarbon fuel, cooling, liquid nitrogen, combination of heat exchangers, antifreeze tank, heat exchanger in antifreeze

REFERENCES

- [1] Aleksandrov A.A., Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 4, pp. 24–29.
- [2] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Kunis I.D., Chugunkov V.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2016, no. 2, pp. 7–27.
- [3] Komlev D.E., Solovyov V.I. *Okhlazhdenie naftila metodom kriogenogo barbotazha* [Naphthyl cooling by cryogenic bubbling]. In: *Novosti tekhniki* [Technology news]. Moscow, Konstruktorskoe buro tochnogo mashinostroeniya Publ., 2004, pp. 137–141.
- [4] Domashenko A.M., Blinova I.D. *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroenie — Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, no. 12, pp. 17–19.
- [5] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. *Sovremennaya Nauka: issledovaniya, idei, rezultaty, tekhnologii — Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, 2013, no. 1 (12), pp. 260–264.
- [6] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, iss. 3, pp. 279–284.
- [7] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 293–298.

- [8] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 1 (85). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1842
- [9] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Estestvennye nauki — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Natural Sciences*, 2019, no. 3 (84), pp. 22–33. DOI: 10.18698/1812-3368-2019-3-22-33
- [10] Kobzyev S.V. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tehnicheskiy zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2011, no. 11. Available at: <http://engineering-science.ru/doc/245147.html> (accessed January 20, 2020).
- [11] Kobzyev S.V. Modelirovanie maccobmennykh protsessov pri obezvozhivanii uglevodorodnogo raketnogo goruchego barbotirovaniem azotom [Simulation of mass transfer processes during dewatering of hydrocarbon rocket fuel by nitrogen bubbling]. *Materialy XXXVI Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike “Aktualnye problemy Rossiyskoy kosmonavtiki”* [Proceedings of XXXVI Academic readings on cosmonautics “Actual problems of Russian cosmonautics”]. Moscow, Komissiya RAN Publ., 2012, pp. 356–357.
- [12] Kobzyev S.V. Metodika poverochnogo rascheta protsessa osushki uglevodorodnogo goruchego metodom barbotazha gazoobraznym azotom [Method of confirmatory analysis of the process of hydrocarbon fuel dehydration by gaseous nitrogen bubbling]. *Materialy XXXVII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike “Aktualnye problemy Rossiyskoy kosmonavtiki”* [Proceedings of XXXVII Academic readings on cosmonautics “Actual problems of Russian cosmonautics”]. Moscow, Komissiya RAN Publ., 2013, pp. 385–386.
- [13] Domashenko A.M. Sistemy termostatirovaniya [Temperature control systems]. In: *Istoriya razvitiya otechestvennoy nazemnoy raketno-kosmicheskoy infrastruktury* [History of Russian ground-based rocket and space infrastructure development]. Moscow, JSC “Stolichnaya entsiklopediya” Publ., 2017, pp. 299–301.
- [14] Pavlov S.K., Chugunkov V.V. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 1 (49), p. 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-1-1461
- [15] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2017, no. 4 (685), pp. 86–95.
- [16] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conference Proceedings — XLIII Academic Space Conference*, 2019, vol. 2171, no. 200002. DOI: 10.1063/1.5133360

Aleksandrov A.A., Dr. Sc. (Eng.), Rector, Professor, Department of Rocket Launch Systems, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 100 research publications in the field of safety, organization of storage and transportation of hydrocarbon propellant. e-mail: rector@bmstu.ru

Barmin I.V., Dr. Sc. (Eng.), Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Professor, Head of the Department of Rocket Launch Systems, Bauman Moscow State Technical University, Advisors for Science to the General Director of the Federal state unitary enterprise “Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure”. Author of over 300 research publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Zolin A.V., Senior Lecturer, Department of Rocket Launch Systems, Bauman Moscow State Technical University, Leading Engineer of JSC "Special design Bureau of the Moscow power engineering Institute". Author of 22 research publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Chugunkov V.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Launch Systems, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 140 research publications in the field of ground- based equipment of rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru