

Обобщенная методика анализа охлаждения ракетного топлива в емкостях наземных комплексов с использованием жидкого азота

© А.В. Золин, В.В. Чугунков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Для анализа процессов охлаждения компонентов ракетного топлива жидким азотом предложена обобщенная методика, основанная на аналитическом и численном решении системы дифференциальных уравнений теплообмена, в которых коэффициенты определяются величинами массовых, геометрических и теплофизических характеристик емкости с топливом, азота и системы охлаждения. Эффективность системы охлаждения топлива оценивается по относительной массе жидкого азота, затрачиваемого на охлаждение, и времени охлаждения в заданном интервале температур единицы массы топлива. Достоверность предложенной обобщенной методики подтверждена сопоставлением расчетных, экспериментальных и натуральных значений температур и затрат жидкого азота на процессы охлаждения топлива. Показано, что для проектных расчетов характеристик систем охлаждения топлива жидким азотом предпочтительно применение аналитических расчетов на этапе определения технического облика системы охлаждения топлива, а уточнение характеристик выбранного варианта системы охлаждения рекомендовано осуществлять с использованием численного расчета.

Ключевые слова: ракетное топливо, охлаждение, жидкий азот, уравнения теплообмена, эффективность охлаждения

Введение. Температурная подготовка компонентов ракетного топлива (КРТ), которыми заправляют топливные баки ракет космического назначения и космических объектов, является одной из многочисленных технологических операций, которые выполняются наземным технологическим оборудованием при эксплуатации ракетно-космической техники [1–11]. Операции охлаждения (нагрева) КРТ также проводятся перед проведением испытаний жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на испытательных стендах ракетных центров. При этом, как правило, с целью увеличения плотности требуется осуществлять охлаждение топлива массой от нескольких сотен килограммов до нескольких сотен тонн [12].

Подготовка значительных масс КРТ по температуре — длительная и ресурсозатратная операция, требующая применения рациональных технологий и режимов охлаждения топлива [13–17].

В ряде существующих систем температурной подготовки (СТП) топлива для охлаждения КРТ используется жидкий азот [1, 12–17]. Его применение обусловлено производством жидкого азота на космодромах в больших объемах, значительными массами ракетного

топлива, подвергаемого охлаждению в относительно короткие промежутки времени, а также невысокой интенсивностью пусков, выполняемых на различных стартовых комплексах, исчисляемой, как правило, несколькими пусками в год. Именно поэтому на многих стартовых комплексах охлаждение ракетного топлива осуществляется с помощью жидкого азота [12].

В наземной космической инфраструктуре космодромов реализовано несколько вариантов построения систем охлаждения, основанных на теплообменных процессах с жидким азотом: при непосредственном вводе жидкого азота в резервуар с топливом, бесконтактное охлаждение топлива кипящим жидким азотом в теплообменниках «труба в трубе», а также понижение температуры топлива посредством теплообмена в рекуперативном теплообменнике с антифризом, охлаждаемым в отдельном резервуаре при барботаже жидким азотом [1, 18–26]. Вопросы построения и эксплуатации систем охлаждения топлива, в том числе основанных на теплообменных процессах с жидким азотом, рассмотрены в работах [1, 12–26]. Исследования процессов взаимодействия жидкого азота и других криогенных продуктов с жидкими средами представлены в [27–31].

Постановка задачи исследования. С целью определения характеристик и прогнозирования нестационарного температурного состояния КРТ при выполнении операций температурной подготовки для различных вариантов построения СТП КРТ, функционирующих на основе применения жидкого азота, в составе оборудования наземных комплексов, а также испытательных стендов ЖРД ракетных центров, необходима разработка математических моделей и обобщенной методики расчета процессов охлаждения КРТ жидким азотом, представленная в данной статье.

Математическое описание процессов охлаждения КРТ в емкостях наземных комплексов в полной постановке связано с необходимостью учета нестационарной теплопроводности в конструкциях стенок емкостей, трубопроводов, арматуры и различного технологического оборудования, входящих в СТП КРТ, а также конвекции жидких и двухфазных сред в объемах емкостей и теплообменного оборудования с учетом температурных изменений их теплофизических свойств, и в общем случае представляет собой весьма сложную задачу.

Вместе с тем для практического определения проектных и эксплуатационных характеристик данных систем весьма желательно использование приближенных моделей и методик, позволяющих получать искомые характеристики СТП КРТ с приемлемой точностью за счет использования допущений, позволяющих упростить составление и решение уравнений теплообмена.

Основные допущения. В основу разработки математических моделей и обобщенной методики охлаждения ракетного топлива с использованием жидкого азота положены следующие допущения:

– теплообмен между КРТ и жидкими средами в теплообменных устройствах, а также с окружающей средой через стенки емкостей и трубопроводов системы является квазистационарным в силу длительности процесса охлаждения КРТ, составляющего на практике несколько часов (иногда и более 10 ч);

– составление дифференциальных уравнений и математических моделей теплообменных процессов между топливом в емкости и жидкими средами в теплообменных устройствах основано на использовании в них среднemasсовых температур жидкостей, что на практике обеспечивается интенсивным перемешиванием КРТ и жидких сред при барботаже жидким азотом, а также естественно-конвективным и насосным перемешиванием топлива в процессе температурной подготовки;

– теплоемкость газа в газовых пространствах емкостей, заполненных КРТ, мала по сравнению с теплоемкостью конструкций емкостей и топлива, в связи с чем при составлении уравнений теплообмена она не учитывается;

– кипение жидкого азота в барботажных аппаратах, через которые он подается в жидкие среды, отсутствует, а образование твердой фазы на поверхности барботера не учитывается ввиду незначительной массы нароста твердой фазы на поверхности барботера по сравнению с общей массой жидкости (менее 1 %);

– температура газообразного азота в процессе барботажа им жидкости при достижении ее поверхности в емкости становится равной текущему значению температуры жидкости, что обеспечивается выбором глубины размещения барботера по отношению к свободной поверхности жидкости, и это подтверждено результатами экспериментов, приведенными в [1, 19, 23].

Математические модели охлаждения КРТ с использованием жидкого азота. С целью прогнозирования температурных изменений КРТ для различных вариантов построения систем охлаждения предложен обобщенный подход, основанный на аналитическом и численном решениях системы уравнений. В эту систему включены уравнения, описывающие температурные изменения теплофизических свойств КРТ, антифризов, азота и наружного воздуха; критериальные уравнения, определяющие теплоотдачу на теплообменных поверхностях и теплопередачу конструкций теплообменников, трубопроводов и емкостей с КРТ; дифференциальные уравнения теплообмена, описывающие изменения температуры в системе температурной подготовки КРТ.

Для контактного охлаждения КРТ жидким азотом при его непосредственном вводе в емкость с топливом (рис. 1) дифференциальные уравнения теплообмена, описывающие изменения температуры в СТП КРТ, могут быть представлены в виде следующей системы уравнений,

записанных для временных изменений температуры компонента топлива и внутренней поверхности стенки емкости с КРТ [23]:

$$\alpha_{к.в} F_{е.в} (T_e - T_B) + N_p (T_{у.н} - T_B) \sum k_i F_i + N_p (Q_{н.с} + Q_H) - G_a [r_a + c_a (T_B - T_{к.а})] = (m_B c_B + N_p \sum m_i c_i) \frac{dT_B}{d\tau}; \quad (1)$$

$$T_B = T_{B.н} \text{ при } \tau = 0;$$

$$k_{т.е} F_e (T_{у.н} - T_e) - \alpha_{к.в} F_{е.в} (T_e - T_B) = m_e c_e \frac{dT_e}{d\tau}; \quad (2)$$

$$T_e = T_{е.н} \text{ при } \tau = 0,$$

где $\alpha_{к.в}$ — коэффициент теплоотдачи; $F_{е.в}$ — площадь внутренней поверхности емкости; T_e — температура емкости; T_B — температура топлива; N_p — единичная функция ($N_p = 1$ при насосном перемешивании КРТ в емкости, $N_p = 0$ при отсутствии насосного перемешивания КРТ в емкости); $T_{у.н}$ — условная наружная температура, $T_{у.н} = T_H + \frac{A_{е.н} q_c}{\alpha_{\sum н}}$ (T_H — температура наружного воздуха; $A_{е.н}$ — по-

глощательная способность наружной поверхности емкости; q_c — средняя по поверхности емкости плотность потока солнечной радиации; $\alpha_{\sum н}$ — суммарный коэффициент теплоотдачи на наружной поверхности емкости); k_i, F_i, m_i, c_i — коэффициенты теплопередачи, площади поверхности, массы и удельные теплоемкости элементов циркуляционного контура (трубопроводов, фильтров, клапанов, насосной станции) соответственно; $Q_{н.с}$ — тепловая мощность насосной станции системы; Q_H — тепловая мощность нагревателя; $G_a, r_a, c_a, T_{к.а}$ — массовый расход, удельная теплота кипения, удельная теплоемкость и температура кипения азота; m_B, c_B — масса и удельная теплоемкость топлива; $T_{B.н}$ — начальная температура КРТ; τ — время; $k_{т.е}$ — коэффициент теплопередачи емкости; F_e — площадь поверхности емкости; m_e, c_e — масса и удельная теплоемкость емкости; $T_{е.н}$ — начальная температура емкости.

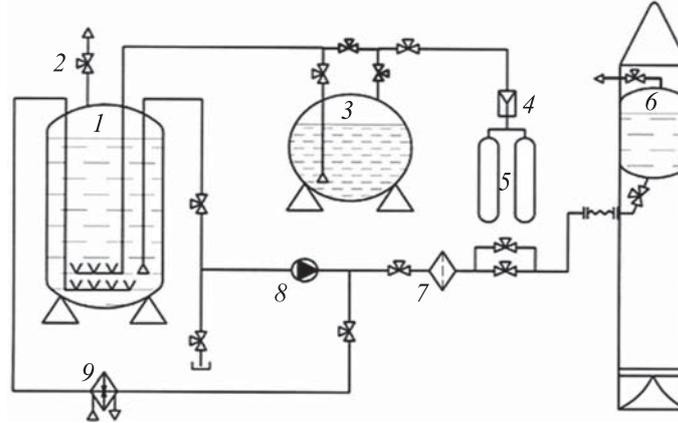


Рис. 1. Схема систем температурной подготовки компонентов ракетного топлива [23] посредством контактного теплообмена с диспергированным жидким азотом в режиме охлаждения топлива и с использованием внешнего теплообменника-нагревателя в режиме его нагрева:

1 — емкость с КРТ; 2 — арматура; 3 — резервуар с жидким азотом; 4 — газовый редуктор; 5 — азотная ресиверная; 6 — топливный бак РКН; 7 — фильтр; 8 — насосная станция; 9 — теплообменник-нагреватель

Для СТП КРТ при использовании жидкого азота и секций теплообменников «труба в трубе» (рис. 2) [24] дифференциальные уравнения теплообмена, описывающие изменения температуры в системе, могут быть представлены в виде системы уравнений, записанных для временных изменений температуры компонента топлива и внутренней поверхности стенки емкости с КРТ:

$$\begin{aligned} & \alpha_{к.в} F_{е.в} (T_e - T_B) + n \left\{ Q_{н.с} + k_{с.т} F_{с.т} (T_{у.н} - T_B) + \right. \\ & \left. + (T_{у.н} - T_B) \sum k_i F_i - G_{а.с.т} \left[r_a + c_a (T_B - T_{к.а} - \Delta T_{ндр}) \right] \right\} = \quad (3) \\ & = \left[m_B c_B + n (m_{с.т} c_{с.т} + \sum m_i c_i) \right] \frac{dT_B}{d\tau}; \end{aligned}$$

$$T_B = T_{в.н} \text{ при } \tau = 0;$$

$$k_{т.е} F_e (T_{у.н} - T_e) - \alpha_{к.в} F_{е.в} (T_e - T_B) = m_e c_e \frac{dT_e}{d\tau}, \quad (4)$$

$$T_e = T_{е.н} \text{ при } \tau = 0,$$

где n — количество секций теплообменника «труба в трубе» в системе охлаждения КРТ; $k_{с.т}$, $F_{с.т}$ — коэффициент теплопередачи и площадь наружной поверхности секции теплообменника; $G_{а.с.т}$ — массовый расход жидкого азота, подаваемый в одну секцию теплообменника; $\Delta T_{ндр}$ — температурная недорекуперация газообразного азота на

выходе из секции теплообменника; $m_{с.т}c_{с.т}$ — масса и удельная теплоемкость секции теплообменника, а для остальных величин использованы ранее принятые обозначения.

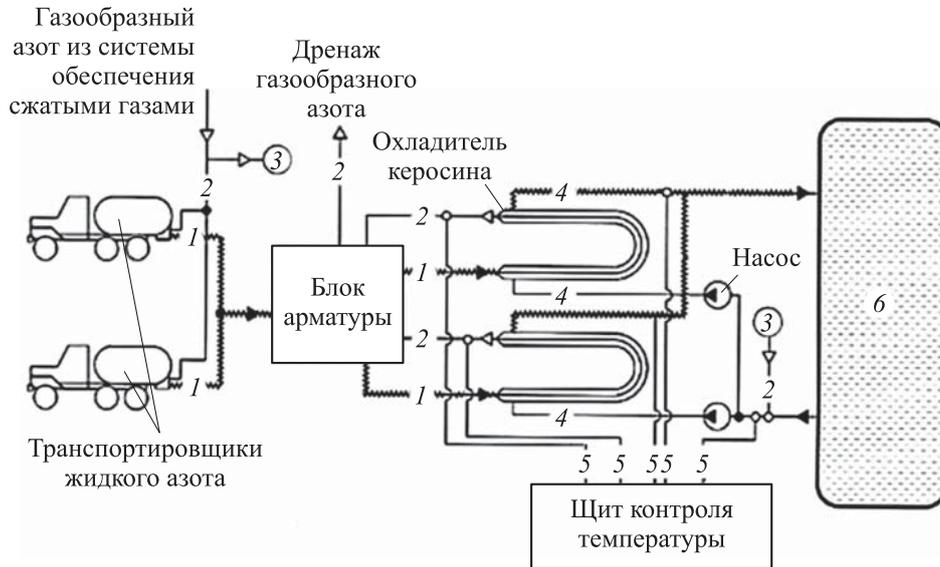


Рис. 2. Схема СТП КРТ [24] с охлаждением топлива жидким азотом в секциях внешнего теплообменника-охладителя:

1 — трубопроводы подачи жидкого азота; 2 — трубопроводы с газообразным азотом; 3 — линия подачи газообразного азота; 4 — контуры циркуляции КРТ через секции теплообменников «труба в трубе»; 5 — электрические цепи контроля температуры; 6 — емкость с топливом

Для охлаждения КРТ в СТП с витым теплообменником, погруженным в антифриз, барботируемым жидким азотом (рис. 3), дифференциальные уравнения теплообмена, описывающие изменения температуры в системе, могут быть представлены в виде системы уравнений, записанных для временных изменений температуры компонента топлива и антифриза в резервуаре с витым теплообменником:

$$k_e F_e (T_{у.н} - T_B) + (T_{у.н} - T_B) \sum k_i F_i + Q_{н.с} - k_T F_T (T_B - T_{ан}) = (m_B c_B + m_e c_e + \sum m_i c_i) \frac{dT_B}{d\tau}; \quad (5)$$

$$T_B = T_{B.н} \text{ при } \tau = 0;$$

$$k_{р.а} F_{р.а} (T_{у.н} - T_{ан}) + k_T F_T (T_B - T_{ан}) + Q_H - G_a [r_a + c_a (T_{ан} - T_{к.а})] = (m_{ан} c_{ан} + m_{р.а} c_{р.а} + m_T c_T + \sum m_j c_j) \frac{dT_{ан}}{d\tau}; \quad (6)$$

$$T_{ан} = T_{ан.н} \text{ при } \tau = 0,$$

где k_e, F_e — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности емкости; k_T, F_T — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности витого теплообменника; $k_{p.a}, F_{p.a}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности резервуара с антифризом; $T_{ан}$ — температура антифриза; $m_{ан}, c_{ан}$ — масса и удельная теплоемкость антифриза; $m_{p.a}, c_{p.a}$ — масса и удельная теплоемкость резервуара антифриза; m_T, c_T — масса и удельная теплоемкость витого теплообменника; m_j, c_j — масса и удельная теплоемкость элементов конструкций (нагревателей, вытеснительного стакана, датчиков температуры и уровня), расположенных в резервуаре с антифризом; $T_{ан.н}$ — начальная температура антифриза, а для остальных величин использованы ранее принятые обозначения.

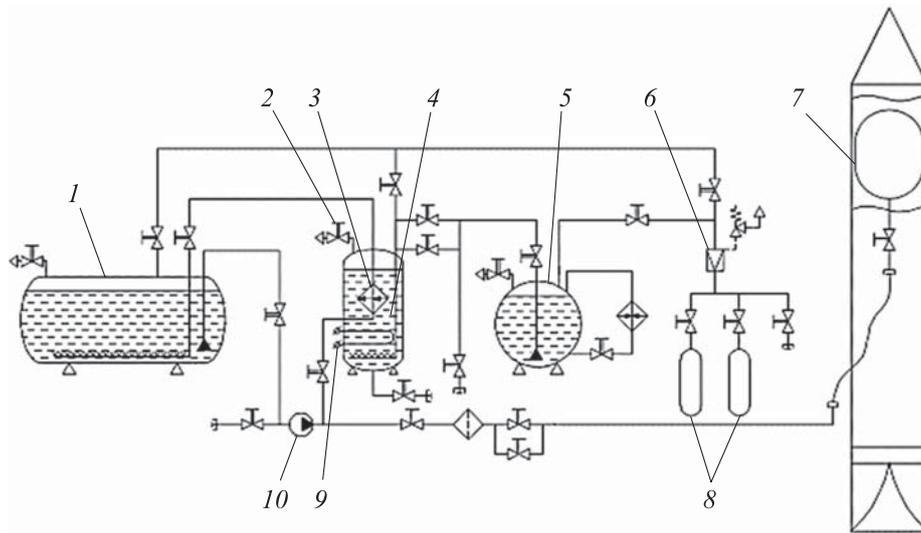


Рис. 3. Схема СТП КРТ [26] с охлаждением топлива в витом теплообменнике, размещенном в резервуаре с антифризом, охлаждаемом жидким азотом:

1 — емкость с КРТ; 2 — азотный дренажный клапан; 3 — витой теплообменник; 4 — резервуар с антифризом; 5 — резервуар с жидким азотом; 6 — газовый редуктор; 7 — топливный бак РКН; 8 — азотная ресиверная; 9 — трубчатый электронагреватель; 10 — насосная станция

С целью прогнозирования температурного состояния КРТ для различных вариантов построения систем охлаждения предложен обобщенный подход, основанный на аналитическом и численном решениях уравнений теплообмена вида

$$A_1 \frac{dT_i}{d\tau} + A_2 T_i = B_1 + E_2 T_j; \quad (7)$$

$$D_1 \frac{dT_j}{d\tau} + D_2 T_j = E_1 + E_2 T_i, \quad (8)$$

в которых зависимости для коэффициентов $A_1, A_2, B_1, D_1, D_2, E_1, E_2$ находятся из уравнений (1)–(2), (3)–(4) и (5)–(6) и определяются величинами массовых, геометрических и теплофизических характеристик системы, многие из которых являются функциями температур T_i и T_j , например, топлива и стенки емкости или топлива и антифриза. Начальным условием для данной системы уравнений является равенство температур T_i, T_j задаваемым начальным значениям, например, температуре окружающей среды.

Для проектных расчетов на начальных этапах проектирования оборудования СТП предпочтительно применение аналитических моделей, позволяющих сделать оценку геометрических характеристик теплообменных устройств системы, параметров теплообмена, а также режимных параметров процессов температурной подготовки КРТ в рассматриваемых вариантах СТП.

Решение обобщенной системы уравнений (7) и (8) при постоянных значениях коэффициентов $A_1, A_2, B_1, D_1, D_2, E_1, E_2$, которые находятся для средних значений температур T_i и T_j (например, топлива и стенки емкости или топлива и антифриза), с учетом начальных значений данных температур $T_{iн}$ и антифриза $T_{jн}$ имеет вид

$$T_i = C_1 e^{p_1 \tau} + C_2 e^{p_2 \tau} + T_{iн}; \quad (9)$$

$$T_j = \frac{(A_1 p_1 + A_2) C_1 e^{p_1 \tau} + (A_1 p_2 + A_2) C_2 e^{p_2 \tau} + A_2 T_{iн} - B_1}{E_2}; \quad (10)$$

$$C_1 = \frac{T_{jн} E_2 + A_1 p_2 (T_{iн} - T_{iн}) - A_2 T_{iн} + B_1}{A_1 (p_1 - p_2)}; \quad (11)$$

$$C_2 = T_{iн} - C_1 - T_{iн}; \quad (12)$$

$$T_{iн} = \frac{D_2 B_1 + E_1 E_2}{D_2 A_2 - E_2^2}; \quad (13)$$

$$p_1 = -\frac{S_1}{2} + \sqrt{\frac{S_1^2}{4} - S_2}; \quad (14)$$

$$p_2 = -\frac{S_1}{2} - \sqrt{\frac{S_1^2}{4} - S_2}; \quad (15)$$

$$S_1 = \frac{A_2 D_1 + D_2 A_1}{A_1 D_1}; \quad (16)$$

$$S_2 = \frac{D_2 A_2 - E_2^2}{A_1 D_1}. \quad (17)$$

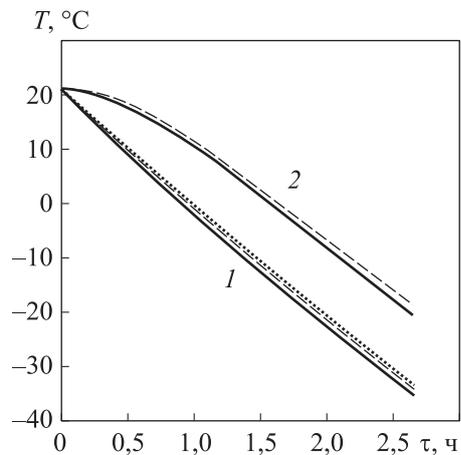
При вычислениях изменений температур T_j (топлива) и T_j (стенки емкости или антифриза в теплообменном устройстве) с использованием зависимостей (9)–(17) разработан алгоритм, основанный на методе последовательных приближений, при котором на начальном этапе задаются параметры окружающей среды, геометрические, массовые и теплофизические параметры системы, массовый расход жидкого азота, подаваемого на охлаждение КРТ, и средние значения температур T_j и T_j , уточняющиеся на последующих этапах для выполнения операции охлаждения топлива за заданный промежуток времени. При этом для систем, в которых подача жидкого азота осуществляется в антифриз, в качестве ограничения задается минимальная температура для антифриза, достигаемая в конце процесса охлаждения (на 5...10 °С выше температуры его замерзания из условия сохранения в жидком виде).

Уточнение полученных по зависимостям (9)–(17) результатов расчетов может быть выполнено совместным численным решением уравнений (7) и (8) с переменными коэффициентами $A_1, A_2, B_1, D_1, D_2, E_1, E_2$, которые на каждом шаге интегрирования находят для текущих значений температур T_i и T_j .

Для сопоставления приведены результаты расчетов охлаждения ракетного топлива РГ-1 жидким азотом при его непосредственном вводе в емкость с КРТ (рис. 4) и с использованием теплообменника

Рис. 4. Результаты расчетов изменения температуры при охлаждении ракетного топлива РГ-1 жидким азотом при его непосредственном вводе в емкость-хранилище:

1 — температура РГ-1; 2 — температура внутренней поверхности емкости; -- — численный расчет; — — расчет с использованием аналитических зависимостей (9)–(17); — расчет по аналитическим зависимостям работы [23]



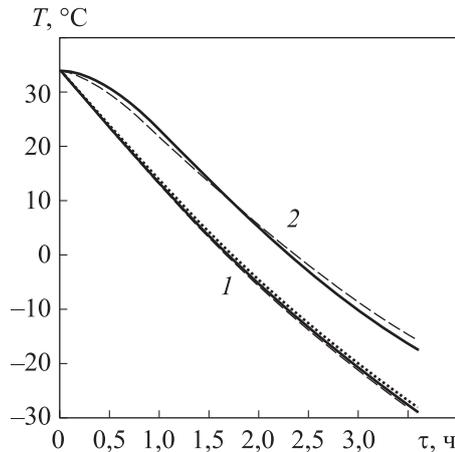


Рис. 5. Результаты численного и аналитических расчетов изменения температуры при охлаждении ракетного топлива РГ-1 жидким азотом в теплообменнике «труба в трубе»:

1 — температура РГ-1; 2 — температура внутренней поверхности емкости; --- — численный расчет; — — расчет с использованием аналитических зависимостей (9)–(17); — расчет по аналитическим зависимостям работы [20]

«труба в трубе» (рис. 5), которые были получены на основе аналитических зависимостей (9)–(17) и численных расчетов.

Результаты аналитических и численных расчетов охлаждения КРТ жидким азотом хорошо согласуются между собой в пределах максимальной погрешности, не превышающей 1...2 %.

Сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными. Для проверки правомерности разработанных математических моделей и обобщенной методики расчета процессов охлаждения КРТ с использованием жидкого азота проведено сопоставление результатов расчетов, полученных на основе разработанного методического аппарата с натурными данными эксплуатации существующих СТП КРТ и с данными проведенных экспериментов по барботажу жидких сред жидким азотом.

Контактное охлаждение КРТ жидким азотом при его непосредственном вводе в емкость с топливом осуществлялось на комплексе «Морской старт», где горючее РГ-1 охлаждалось в емкостях стартовой платформы [21]. Сначала в базовом порту проводилось предварительное охлаждение топлива до температуры в диапазоне $-(32...38)^\circ\text{C}$. После перехода в район старта и естественного нагрева топлива вследствие теплообмена с окружающей средой перед заправкой ракеты-носителя топливо дополнительно охлаждалось до требуемой температуры.

При проведении работ измерялись масса m_b и начальная температура КРТ $T_{в.н}$ в емкостях стартовой платформы, температура наружного воздуха, время проведения операции охлаждения, конечная температура топлива $T_{в.к}$ после его охлаждения, масса израсходованного жидкого азота m_a для каждой емкости.

По результатам сопоставления расчетных значений конечной температуры КРТ, определенных по разработанной методике для

параметров охлаждения, соответствующих измеренным значениям при выполнении работ на комплексе «Морской старт», среднее значение относительной погрешности в определении конечной температуры КРТ не превышает 3 %.

Для сравнения результаты расчетных значений относительных затрат жидкого азота на охлаждение ракетного горючего РГ-1 при непосредственном вводе жидкого азота в емкость с топливом и значения натурных данных работ на комплексе «Морской старт» приведены на рис. 6. При сопоставлении этих затрат установлено, что относительная погрешность в определении затрат жидкого азота не превышает 4 %.

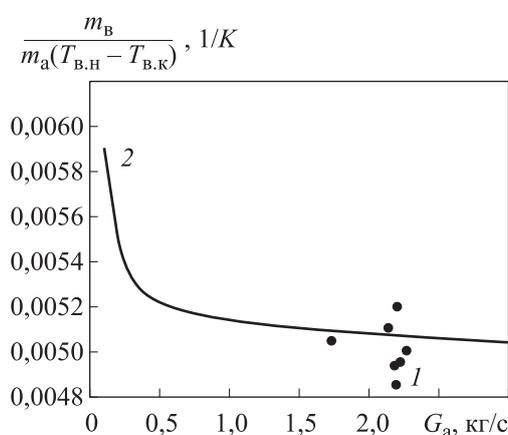


Рис. 6. Относительные затраты жидкого азота при охлаждении горючего РГ-1 на 1 К жидким азотом при его непосредственном вводе в емкость с топливом:

1 — эксплуатационные данные; 2 — расчетные данные

Сопоставление расчетных значений конечной температуры КРТ и затрат жидкого азота, определенных по разработанной методике для параметров охлаждения ракетных горючих Т1 и РГ-1 на комплексе ракеты-носителя «Союз-СТ» с применением жидкого азота и секций теплообменника «труба в трубе» [21], показало, что максимальное значение относительной погрешности в определении конечной температуры КРТ и затрат жидкого азота на проведение охлаждения топлива не превышает 1,5 %.

Заключение. Разработанная обобщенная методика расчетного анализа процессов охлаждения КРТ с использованием единого алгоритма для разных вариантов построения СТП КРТ, основанных на применении жидкого азота, позволяет определять проектные и режимные параметры их функционирования. Достоверность предложенных математических моделей и разработанной обобщенной методики подтверждена сопоставлением результатов аналитических и численных расчетов с экспериментальными значениями температур и затрат

жидкого азота на процессы охлаждения КРТ. По результатам проведенного сравнения относительных погрешностей расчетных значений температур КРТ и затрат жидкого азота и данных, полученных при выполнении работ по охлаждению ракетных горючих РГ-1 и Т1 на стартовых комплексах «Морской старт» и «Союз-СТ», установлено, что разница значений не превышает 1,5...3,0 % и 4 % соответственно, а это свидетельствует о справедливости принятых в работе допущений и адекватности разработанного научно-методического аппарата. Результаты аналитических и численных расчетов охлаждения КРТ для различных вариантов построения СТП КРТ хорошо согласуются между собой в пределах максимальной погрешности, не превышающей 1...2 %. Данное обстоятельство позволяет рекомендовать применение аналитических расчетов характеристик систем охлаждения КРТ жидким азотом в качестве проектных расчетов на этапе определения технического облика системы и определения наиболее предпочтительного варианта организации процесса охлаждения, а уточнение характеристик выбранного варианта — с использованием численного расчета уравнений теплообмена.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Комлев Д.Е., Соловьев В.И. Охлаждение нафтила методом криогенного барботажа. *Новости техники: сборник*. Москва, КБТМ, 2004, с. 137–141.
- [2] Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, № 12, с. 8–12.
- [3] Матвеева О.П., Романяк А.Ю., Удовик И.С. Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12 (96). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942>
- [4] Сова А.Н., Воробьев Е.В., Денисов О.Е., Макаренко М.В. Научно-методический подход к анализу риска возникновения нештатных ситуаций при транспортировке компонентов ракетного топлива. *Двойные технологии*, 2019, № 3 (88), с. 19–22.
- [5] Абакумов В.С., Зверев В.А., Ломакин В.В., Чугунков В.В., Языков А.В. Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, спец. выпуск трудов факультета «Специальное машиностроение», приуроченный к 70-летию факультета. 2008, № 2, с. 124.
- [6] Игрицкий В.А., Игрицкая А.Ю., Зверев В.А. Методика выбора параметров приводов подъема установщиков и транспортно-установочных агрегатов ракет космического назначения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2005>
- [7] Igritskaia A.Yu., Igritsky V.A., Zverev V.A. Diagnostics of the launch system structures by analyzing the video footage of their motion. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 110015 (2019). DOI: 10.1063/1.5133249

- [8] Matveeva O., Romanyak A., Udovik I. Improving the processes of missile preparation at launch complexes on the basis of system design of interacting elements. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2195, art. no. 020067. DOI: 10.1063/1.5140167
- [9] Igritskaia A.Yu., Dragun D., Zabegaev A., Zverev V., Lomakin V. An effectiveness analysis of reducing inertial loads acting on space rockets during the stages switching of lift cylinders by mounting them at different initial angles. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110006. <https://doi.org/10.1063/5.0111051>
- [10] Barmin I., Zverev V., Igritsky V. Development and analysis of design solutions for universal guiding devices for the launch system of integrated launch vehicle of the Soyuz-2 family. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110008. <https://doi.org/10.1063/5.0117856>
- [11] Dragun D. K., Igritsky V. A., Kornetov S. S. An improved scheme of air temperature conditioning for payload fairing of ultralight space rockets. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110005. <https://doi.org/10.1063/5.0109393>
- [12] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Золин А.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Характеристики охлаждения ракетного топлива жидким азотом в емкостях наземных комплексов с теплообменной рубашкой. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-3-2163>
- [13] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 200002. DOI: 10.1063/1.5133360
- [14] 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>
- [15] Chugunkov V.V., Denisova K.I. Fuel cooling with liquid nitrogen in a tank with a built-in heat. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. no. 100003. DOI: 10.1063/5.0036228
- [16] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Чугунков В.В. Показатели эффективности охлаждения топлива с использованием жидкого азота в емкостях со встроенными теплообменниками. *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2021, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2064>
- [17] Chugunkov V.V., Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Denisova K.I. Increase the cooling efficiency of the fuel tanks with built-in heat exchangers using liquid nitrogen. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110004. DOI: 10.1063/5.011108
- [18] Гончаров Р.А., Чугунков В.В. Определение параметров и режимов работы стартового оборудования по охлаждению углеводородного горючего перед заправкой в бортовые баки ракеты-носителя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, Спец. выпуск. Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана, с. 35–38.
- [19] Золин А.В., Чугунков В.В. К выбору технического облика и рациональных параметров систем охлаждения и обезвоживания для хранилищ углеводородного горючего космодромов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, спец. выпуск. Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана, с. 39–42.

- [20] 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.
- [21] Павлов С.К., Чугунков В.В. Математическая модель процесса температурной подготовки компонентов жидкого ракетного топлива с использованием теплообменника и теплоносителя, охлаждаемого жидким азотом. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2014, № 12, с. 136–150. DOI: 10.7463/1214.0744330
- [22] Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Методика моделирования охлаждения компонентов ракетного топлива с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2014, № 3, с. 145–161. DOI: 10.7463/0314.0699941
- [23] Золин А.В., Чугунков В.В. Моделирование процессов температурной подготовки ракетного горючего в системе заправки стартового комплекса. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 6, с. 27–38. DOI: 10.7463/aersp.0615.0826690
- [24] 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.
- [25] 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. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-1-1461>
- [26] 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, с. 86–95.
- [27] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Исследование параметров теплообмена витого теплообменника в двухфазной среде. *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Естественные науки*, 2019, № 3 (84), с. 22–33.
- [28] Wen D.S., Chen H.S., Ding Y.L., Dearman P. Liquid nitrogen injection into water: Pressure build-up and heat transfer. *Cryogenics*, 2006, vol. 46, no. 10, pp. 740–748.
- [29] Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования тепломассообмена при сбросе криогенных продуктов в воду. *Химическое и нефтегазовое машиностроение*, 2007, № 12, с. 17–19.
- [30] 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.
- [31] 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 (Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В., Мелешкин А.В. Экспериментальные исследования процесса инъекции жидкого азота в воду. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, том 21, № 3, с. 293–298).

Статья поступила в редакцию 17.01.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-1-2332>

Золин Анатолий Владимирович — старший преподаватель кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор 27 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 160 научных работ в области наземного оборудования ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Generalized method to analyze rocket fuel cooling in the ground-based system tanks using the liquid nitrogen

© A.V. Zolin, V.V. Chugunkov

Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, 105005, Russian Federation

The paper proposes a generalized method to analyze processes in cooling the rocket fuel components with liquid nitrogen. The method is based on analytical and numerical solution of a system of the differential heat transfer equations, where coefficients are determined by the mass, geometric and thermophysical characteristic values of the container with fuel and nitrogen, and of the cooling system. The fuel cooling system efficiency is evaluated by the liquid nitrogen relative mass spent on cooling and the cooling time in the given temperature range per the fuel unit mass. Reliability of the proposed generalized method was confirmed by comparing computational, experimental and full-scale temperatures and liquid nitrogen consumption in the fuel cooling processes. The paper shows that for design calculation of characteristics of the fuel cooling systems with liquid nitrogen, it is preferable to use the analytical calculations at the stage of determining the fuel cooling system technical appearance. It is recommended to identify characteristics of the selected cooling system option using the numerical calculations.

Keywords: rocket fuel, cooling, liquid nitrogen, heat transfer equations, cooling efficiency

REFERENCES

- [1] Komlev D.E., Solovyev V.I. Okhlazhdenie naftila metodom kriogenogo barbotazha [Naphthyl cryogenic cooling by bubbling]. In: *Novosti tekhniki, sb.* [Technology News: coll. papers] Moscow, KBTM Publ., 2004, pp. 137–141.
- [2] Zolin A.V., Chugunkov V.V. Metodika analiza teploobmennyykh protsessov komponentov raketnogo topliva pri vypolnenii operatsii zapravki toplivnykh bakov rakety na startovom komplekse [Technique to analyze heat exchange processes of rocket fuel components when performing operation of rocket fuel tanks filling at the starting complex]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, no. 12, pp. 8–12.
- [3] Matveeva O.P., Romanyak A.Yu., Udovik I.S. Analiz variantov sokrashcheniya energopotrebleniya v protsessakh podderzhaniya teplovykh rezhimov kosmicheskikh apparatov na startovykh kompleksakh [Analyzing options of reducing power of thermal conditions maintenance in spacecraft at launch pads]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 12 (96). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942>
- [4] Sova A.N., Vorobyov E.V., Denisov O.E., Makarenko M.V. Nauchno-metodicheskiy podkhod k analizu riska vozniknoveniya neshtatnykh situatsiy pri transportirovki komponentov raketnogo topliva [Scientific and methodological approach to the analysis of risk of the emergency situations during transportation of the rocket fuel components]. *Dvoynye tekhnologii — Dual Technologies*, 2019, no. 3 (88) .pp. 19–22.
- [5] Abakumov V.S., Zverev V.A., Lomakin V.V., Chugunkov V.V., Yazikov A.V. Metodicheskiy apparat dlya raschetnogo analiza prochnosti konstruksii startovogo kompleksa raket-nositeley serii «Soyuz» [Methodical means for design analysis of strength of constructions of launch complex for boosters of “Soyuz”]

- series]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2008, no. S, p. 124.
- [6] Igritsky V.A., Igritskaya A.Yu., Zverev V.A. Metod vybora parametrov privodov podyema ustanovshchikov i transportno-ustanovochnykh agregatov raket kosmicheskogo naznacheniya [A method for selecting parameters of drives for lifting erectors and transportation and installation units for space rockets]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 8. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2005>
- [7] Igritskaia A.Yu., Igritsky V.A., Zverev V.A. Diagnostics of the launch system structures by analyzing the video footage of their motion. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 110015. <https://doi.org/10.1063/1.5133249>
- [8] Matveeva O., Romanyak A., Udovik I. Improving the processes of missile preparation at launch complexes on the basis of system design of interacting elements. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2195, art. no. 020067. <https://doi.org/10.1063/1.5140167>
- [9] Igritskaia A.Yu., Dragun D., Zabegaev A., Zverev V., Lomakin V. An effectiveness analysis of reducing inertial loads acting on space rockets during the stages switching of lift cylinders by mounting them at different initial angles. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110006. <https://doi.org/10.1063/5.0111051>
- [10] Barmin I., Zverev V., Igritsky V. Development and analysis of design solutions for universal guiding devices for the launch system of integrated launch vehicle of the Soyuz-2 family. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110008. <https://doi.org/10.1063/5.0117856>
- [11] Dragun D.K., Igritsky V.A., Kornetov S.S. An improved scheme of air temperature conditioning for payload fairing of ultralight space rockets. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110005. <https://doi.org/10.1063/5.0109393>
- [12] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Denisova K.I., Zolin A.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Kharakteristiki okhlazhdeniya raketnogo topliva zhidkim azotom v emkostyakh nazemnykh kompleksov s teploobmennoy rubashkoy [Characteristics of rocket fuel cooling by means of liquid nitrogen in ground complex tanks equipped with heat exchange jackets]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-3-2163>
- [13] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 200002. <https://doi.org/10.1063/1.5133360>
- [14] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Analiz effektivnosti okhlazhdeniya uglevodorodnogo topliva s ispolzovaniem zhidkogo azota i kombinatsii rekuperativnogo azota [Analysis of the efficiency of hydrocarbon propellant cooling using liquid nitrogen and a combination of regenerative heat exchangers]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965>
- [15] Chugunkov V.V., Denisova K.I. Fuel cooling with liquid nitrogen in a tank with a built-in heat exchanger. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. no. 100003. <https://doi.org/10.1063/5.0036228>
- [16] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Denisova K.I., Chugunkov V.V. Pokazateli effektivnosti okhlazhdeniya topliva s ispolzovaniem zhidkogo azota v emkostyakh so vstroennymi teploobmennikami [Indicators of efficiency of liquid nitro-

- gen fuel cooling in tanks with integrated heat exchangers]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2064>
- [17] Chugunkov V.V., Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Denisova K.I. Increase the cooling efficiency of the fuel tanks with built-in heat exchangers using liquid nitrogen. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. no. 110004. <https://doi.org/10.1063/5.01108>
- [18] Goncharov R.A. Opredelenie parametrov i rezhimov raboty startovogo oborudovaniya po okhlazhdeniyu uglevodorodnogo goryuchego pered zapravkoy v bortovye baki rakety-nositelya [Determining parameters and modes of startup equipment operation to cool hydrocarbon fuel before fueling the carrier rocket on-board tanks]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, no. S, pp. 34–38.
- [19] Zolin A.V., Chugunkov V.V. K vyboru tekhnicheskogo oblika i ratsionalnykh parametrov sistem okhlazhdeniya i obezvozhivaniya dlya khranilishch uglevodorodnogo goryuchego kosmodromov [On the choice of technological character and efficient parameters of cooling and underwatering systems for hydrocarbon fuel storehouses of cosmodromes]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, no. S, pp. 39–42.
- [20] Aleksandrov A.A., Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Okhlazhdenie raketnogo topliva startovym oborudovaniem s primeneniem zhidkogo azota [Refrigerating rocket fuel by launching equipment with the use of liquid nitrogen]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 4, pp. 24–29.
- [21] Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Matematicheskaya model protsessa temperaturnoy podgotovki komponentov zhidkogo raketnogo topliva s ispolzovaniem teploobmennika i teplonositelya, okhlazhdaemogo zhidkim azotom [Mathematical model-based temperature preparation of liquid-propellant components cooled by liquid nitrogen in the heat exchanger with a coolant]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: scientific periodical of the Bauman MSTU*, 2014, no. 12, pp. 136–150. DOI: 10.7463/1214.0744330
- [22] Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Metodika modelirovaniya okhlazhdeniya komponentov raketnogo topliva s primeneniem zhidkogo azota i promezhutochnogo teplonositelya [Simulation methods of rocket fuel refrigerating with liquid nitrogen and intermediate heat carrier]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: scientific periodical of the Bauman MSTU*, 2014, no. 3, pp. 145–161. DOI: 10.7463/0314.0699941
- [23] Zolin A.V., Chugunkov V.V. Modelirovanie protsessov temperaturnoy podgotovki raketnogo goryuchego v sisteme zapravki startovogo kompleksa [Modeling the thermal rocket fuel preparation processes in the launch complex fueling system]. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2015, no. 6, pp. 27–38. DOI: 10.7463/aersp.0615.0826690
- [24] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Kunis I.D., Chugunkov V.V. Osobennosti sozdaniya i razvitiya kriogennykh sistem raketno-kosmicheskikh startovykh kompleksov «Soyuz» [Characteristic features of creating and developing cryogenic systems of space-rocket launch complex “Soyuz”]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2016, no. 2, pp. 7–27.

- [25] Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Povyshenie effektivnosti sistemy okhlazhdeniya raketnogo topliva s ispolzovaniem teploobmennika i antifrizy, okhlazhdaemogo zhidkim azotom [Enhancing the efficiency of the propellant cooling system using a heat exchanger and antifreeze being cooled by liquid nitrogen]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-1-1461
- [26] Alexandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Analiticheskaya model effektivnoy tekhnologii temperaturnoy podgotovki raketnogo topliva v emkostyakh zapravochnykh sistem nazemnykh kompleksov [An analytical model of the effective technology for thermal preparation of rocket propellant in tanks of filling systems of ground-based complexes]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2017, no. 4, pp. 86–95.
- [27] Alexandrov A.A., Barmin I.V., Pavlov S.K., Chugunkov V.V. Issledovanie parametrov teploobmena vitogo teploobmennika v dvukhfaznoy srede [Investigation heat transfer parameters for a helical-coil heat exchanger in a two-phase medium]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta 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.
- [28] Wen D.S., Chen H.S., Ding Y.L., Dearman P. Liquid nitrogen injection into water: Pressure build-up and heat transfer. *Cryogenics*, 2006, vol. 46, no. 10, pp. 740–748.
- [29] Domashenko A.M., Blinova I.D. Issledovaniya teplomassoobmena pri sbrose kriogennykh produktov v vodu [Research of heat and mass-exchange under water burial of cryogenic products]. *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroenie — Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, no. 12, pp. 17–19.
- [30] Nakoriakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. Vskipanie strui zhidkogo azota, inzhektirovannogo v vodu [Boiling-up of liquid nitrogen injected into water]. *Sovremennaya nauka: issledovaniya, idei, rezul'taty, tekhnologii — Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, 2013, no. 1 (12), pp. 260–264.
- [31] 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 (In Russ.: Nakoriakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. Eksperimentalnye issledovaniya protsessy inzhektsii zhidkogo azota v vodu *Teplofizika i aeromekhanika*, 2014, no. 3, pp. 293–298).

Zolin A.V., Senior Lecturer, Department of Launch Rocket Complexes, Bauman Moscow State Technical University; author of 27 publications in rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Chugunkov V.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Launch Rocket Complexes, Bauman Moscow State Technical University; author of 160 publications in ground-based equipment of the rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru