НАУКА и ОБРАЗОВАНИЕ

Эл № ФС77 - 48211. Государственная регистрация №0421200025. ISSN 1994-0408

электронный научно-технический журнал

Методика моделирования компонентов охлаждения ракетного топлива применением С жидкого промежуточного азота И теплоносителя # 03, март 2014 DOI: 10.7463/0314.0699941 Денисов О. Е., Золин А. В., Чугунков В. В. УДК 629.7.085; 629.764.7

> Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана <u>sm8@sm8.bmstu.ru</u> pochtatoli@mail.ru

Введение

Температурная подготовка компонентов ракетного топлива (КРТ) перед заправкой ими топливных баков изделий ракетно-космической техники – одна из операций, реализуемых технологическим оборудованием наземных комплексов космодромов. Охлаждение высококипящих КРТ проводится для увеличения их плотности и создания запаса холода для компенсации нагрева в ходе проведения заправочных и последующих операций предстартовой подготовки ракет космического назначения [1].

Перспективными технологиями охлаждения жидкого ракетного топлива являются теплообменные процессы, основанные на использовании в качестве источника холода жидкого азота [2]. Существует несколько схем систем охлаждения КРТ жидким азотом [3,4]: с использованием контактного теплообмена, с использованием рекуперативного теплообменника, а также с применением промежуточного теплоносителя (рис. 1).





Рис. 1. Схема системы охлаждения горючего с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя.

1 – емкость с горючим, 2 – насос горючего, 3 – теплообменник, 4 – емкость с теплоносителем, 5 – насос теплоносителя, 6 – емкость с жидким азотом, 7 – регулятор расхода, 8 – газификатор, 9 – дроссельная шайба.

Схема с применением промежуточного теплоносителя применяется в случаях, когда разность между начальной и потребной конечной температурой продукта невелика или в случае, если компонент имеет сравнительно высокую температуру замерзания. Применение схем без промежуточного теплоносителя в этом случае связано с риском намерзания твёрдой фазы КРТ на элементах системы охлаждения (стенках теплообменника или барботёра). Такими свойствами обладают, к примеру, некоторые высококипящие КРТ, относящиеся к азотным окислителям и имеющие диапазон температур существования в жидком виде -10...+20 °C.

Система охлаждения с помощью промежуточного теплоносителя состоит из двух рабочих емкостей (для охлаждаемого КРТ и теплоносителя), двух контуров с теплообменником и системы охлаждения теплоносителя.

1. Постановка задачи

Для определения рациональных параметров целесообразно создание методики расчета и математических моделей, позволяющих определить условия охлаждения КРТ до требуемой температуры при наименьших затратах жидкого азота.

2. Обзор источников по рассматриваемой тематике

Существует несколько зарубежных и российских публикаций, посвященных отдельным вопросам и процессам, протекающим при охлаждении жидких сред, в том числе и КРТ, жидким азотом.

В публикациях[1-5] рассматриваются особенности применения технологии охлаждения ракетного горючего «нафтил» методом криогенного барботажа при непосредственном контакте КРТ и жидкого азота. Кроме того, в работе [5] приведена схема и некоторые параметры двухконтурной системы охлаждения окислителя для РН «Рокот» на стартовом комплексе космодрома «Плесецк» (рис. 2).



Рис. 2. Схема двухконтурной системы охлаждения окислителя РН «Рокот» на стартовом комплексе космодрома «Плесецк».

Вопросы контактного теплообмена воды с жидким азотом рассматриваются в работах [6] и [7]. Экспериментальные данные, приведенные в [6] подтверждают справедливость зависимостей

для моделирования охлаждения жидкости за счёт криогенного барботажа, подробно описанных в [8] и примененных при составлении моделей рассматриваемых систем.

Публикации [9] и [10] посвящены определению рациональных параметров охлаждения КРТ с использованием рекуперативных теплообменников, охлаждаемых жидким азотом.

Таким образом, вопросы определения рациональных параметров процесса охлаждения в двухконтурных системах охлаждения КРТ жидким азотом и описания методик расчета и математических моделей, позволяющих определить условия охлаждения КРТ до требуемой температуры при наименьших затратах жидкого азота ранее не рассматривались и требуют проведения исследований в данном направлении.

3. Описание математических моделей и программной реализации для проведения расчетов двухконтурных систем охлаждения КРТ

Математическую модель теплообмена в системе охлаждения КРТ, показанной на рис. 1, можно составить в виде следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dT_{n}}{dt} = \frac{-Q_{\kappa TO}^{n} + \alpha_{\kappa\kappa\sigma}^{n}(T_{eM}^{n} - T_{n})S_{\kappa\mu\gamma mp}^{n}}{m_{n}C_{n}} \\ \frac{dT_{x}}{dt} = \frac{Q_{\kappa TO}^{x} + \alpha_{\kappa\kappa\sigma}^{x}(T_{eM}^{x} - T_{x})S_{\kappa\mu\gamma mp}^{x} - Q_{\deltaxn}^{x}}{m_{x}C_{x}} \\ \frac{dT_{eM}^{n}}{dt} = \frac{k_{eM}^{n}(T_{\mu} - T_{eM}^{n})S_{\mu\alpha p}^{n} - \alpha_{\kappa\kappa\sigma}^{n}(T_{eM}^{n} - T_{n})S_{\kappa\mu\gamma mp}^{n} + A_{\mu}^{n}q_{c}S_{\mu\alpha c\sigma}^{n}}{m_{eM}^{n}C_{eM}^{n}} \\ \frac{dT_{eM}^{x}}{dt} = \frac{k_{eM}^{x}(T_{\mu} - T_{eM}^{x})S_{\mu\alpha p}^{x} - \alpha_{\kappa\kappa\sigma}^{x}(T_{eM}^{x} - T_{x})S_{\kappa\mu\gamma mp}^{x} + A_{\mu}^{x}q_{c}S_{\mu\alpha c\sigma}^{x}}{m_{eM}^{x}C_{eM}^{x}} \\ T_{n}(0) = T_{n0} \\ T_{n}(0) = T_{n0} \\ T_{eM}^{x}(0) = T_{eM0}^{n} \\ T_{eM}^{x}(0) = T_{eM0}^{x}, \end{cases}$$
(1)

где T_n, T_x , К – температуры продукта и хладагента в емкостях, T_{em}^n, T_{em}^x , К – температуры емкостей продукта и хладагента, $Q_{\kappa TO}^n, Q_{\kappa TO}^x$, Вт – тепловые потоки от циркуляции жидкостей по контурам через теплообменник, $\alpha_{g\kappa g}^n, \alpha_{g\kappa g}^x$, Вт/(м²·К) – коэффициенты теплоотдачи конвекцией на внутренних поверхностях емкостей продукта и хладагента, S_{ehymp}^n, S_{ehymp}^x , м² – площади поверхностей контакта жидкости со стенками емкостей продукта и хладагента, Q_{oxn}^x , Вт – тепловой поток от системы охлаждения хладагента, k_{em}^n, k_{em}^x , Вт/(м²·К) – коэффициенты теплопередачи через стенки емкостей продукта и хладагента, Q_{oxn}^x , Вт – тепловой поток от системы охлаждения хладагента, S_{hap}^n, K_{em}^x , Вт/(м²·К) – коэффициенты теплопередачи через стенки емкостей продукта и хладагента, R_{em}^x, R_{em}^x , Вт/(м²·К) – коэффициенты теплопередачи через стенки емкостей продукта и хладагента, R_{em}^x, R_{em}^x , Вт/(м²·К) – коэффициенты теплопередачи через стенки емкостей продукта и хладагента, R_{map}^x, R_{map}^x , М

продукта и хладагента с окружающей средой, A_n^n, A_n^x – коэффициент поглощения солнечной радиации наружными поверхностями емкостей продукта и хладагента, S_{hoce}^n, S_{hoce}^x – площади освещенной наружной поверхности емкостей продукта и хладагента, m_n, m_x , кг – массы продукта и хладагента в емкостях, C_n, C_x , $Д \#/(\kappa \Gamma \cdot K)$ – удельные изобарные теплоемкости продукта и хладагента, m_{em}^n, m_{em}^x , кг – массы емкостей продукта и хладагента, C_{em}^n, C_{em}^x , $Д \#/(\kappa \Gamma \cdot K)$ – теплоемкости материалов емкостей продукта и хладагента.

Для корректного проведения расчёта необходимо учитывать переменность величин, входящих в уравнения: коэффициентов теплоотдачи, коэффициентов теплопередачи, тепловых потоков от циркуляции жидкостей через контуры. Тепловой поток, отводимый от продукта или подводимый к хладагенту посредством его прокачки через контур с теплообменником определяются следующими формулами:

$$\boldsymbol{Q}_{\kappa TO}^{n} = G_{n} \int_{T_{6kx}^{n}}^{T_{6kx}^{n}} c_{n}(T) dT$$

$$\boldsymbol{Q}_{\kappa TO}^{x} = G_{x} \int_{T_{6kx}^{x}}^{T_{6x}^{x}} c_{x}(T) dT$$
(2)
(3)

 $T_{gbix}^{n}, T_{gbix}^{x}$ К – температуры продукта и хладагента на выходе из емкости, T_{gx}^{n}, T_{gx}^{x} , К– температуры продукта и хладагента на входе в емкость, G_{n}, G_{x} , кг/с – расходы продукта и хладагента, $c_{n}, c_{x}, Д_{x}/(\kappa r \cdot K)$ – удельные теплоемкости продукта и хладагента.

Температуры входа T_{ex}^n и T_{ex}^x определяется суммой перепадов температур на различных участках теплообменного контура. К примеру, температура входа продукта T_{ex}^n определяется следующим образом:

$$T_{ex}^{n} = T_{ebix}^{n} + \Delta T_{Mar1}^{n} - \Delta T_{TO}^{n} + \Delta T_{Mar2}^{n}$$

$$\tag{4}$$

 T_{gbix}^{n} , К – температура продукта (хладагента), вышедшего из емкости в теплообменный контур, ΔT_{Mar1}^{n} , К – разность температур продукта на входе в теплообменник и выходе из емкости, ΔT_{TO}^{n} , К – разность температур на выходе и входе в теплообменник, ΔT_{Mar2}^{n} , К – разность температур на выходе и входе в теплообменник, ΔT_{Mar2}^{n} , К – разность температур на выходе и входе в теплообменник. На рис. З изображена схема тепловых потоков, действующих на продукт в контуре охлаждения.



Рис. 3. Схема тепловых потоков, действующих на продукт в контуре охлаждения.

Далее для каждого из участков движения жидкости определяется перепад температуры ΔT . Сложность состоит в том, что величина приращения температуры зависит от температуры на входе в участок. Особенно это проявляется для теплообменника, параметры работы которого достаточно сильно зависят от температур жидкостей на входе.

Перепад температур на участках магистралей может быть найден после решения дифференциального уравнения следующего вида (на примере продукта):

$$\frac{dT_n}{dx} = \frac{k_L(T_n - T_n) + q_{mp}}{c_n G_n} \tag{4}$$

 T_n , К – местная температура продукта, **x**, м – координата по длине магистрали, T_H , К – температура окружающей среды, k_L , Вт/(м·К) – линейный стационарный коэффициент теплопередачи через стенку трубопровода, q_{mp} , Вт/м – линейная плотность теплового потока, действующего на продукт от трения в пограничном слое, G_n , кг/с – расход продукта, c_n , Дж/(кг·К) – удельная теплоемкость продукта.

В качестве начального условия используется значение температуры на входе в данный участок магистрали, также являющееся параметром, для разных значений которого решается данное уравнение.

Для моделирования работы теплообменника применяется следующая система дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases}
\frac{dT_n}{dx} = \frac{k_L^{gn}(T_n - T_n) - k_L^{xn}(T_n - T_x) + q_{mp2} + q_{mp3}}{G_n C_n} \\
\frac{dT_x}{dx} = \frac{k_L^{xn}(T_n - T_x) + q_{mp1}}{G_x C_x},
\end{cases}$$
(5)

где $T_{\rm n}$, $T_{\rm x}$, К – местные температуры продукта и хладагента, осредненные по сечению, $k_L^{\rm Bn}$, $k_L^{\rm xn}$, Вт/(м²·К) – местные линейные коэффициенты теплопередачи через внешнюю и внутреннюю стенки теплообменника, $T_{\rm H}$, К – температура окружающей среды, $q_{\rm Tp1}$, $q_{\rm Tp2}$, $q_{\rm Tp3}$, Вт/м – линейные плотности тепловых потоков от трения жидкостей о стенки теплообменника, $G_{\rm n}$, $G_{\rm x}$, кг/с – массовые расходы продукта и хладагента, $C_{\rm n}$, $C_{\rm x}$, Дж/(кг·К) – удельные теплоемкости продукта и хладагента, $L_{\rm To}$, м – длина теплообменника.

Условиями для решения системы (5) являются температуры продукта и хладагента на входе в теплообменник. Причём, в случае если используется теплообменник с противотоком, то одно из условий является начальным, а другое – граничным, что усложняет задачу. Также следует отметить, что при больших длинах теплообменника система (5) становится жёсткой и требует применения специальных алгоритмов интегрирования.

Для проведения расчетов по представленной математической модели разработана программа, структурная схема которой показана на рис. 4.



Рис. 4. Структурная схема модели

Параметрические расчёты коэффициентов теплопередачи для магистралей и теплообменника проводятся на основе предварительного поиска квазистационарных температур. Так как происходящие теплообменные процессы достаточно медленны (единицы или десятки часов), допущение об их квазистационарности является обоснованным.

Процедуры параметрических расчётов изменений температур жидкостей в теплообменнике связаны с решением дифференциальных уравнений с одним (для магистралей) и двумя (для теплообменника) параметрами – температурами теплоносителя и топлива. Так как дальнейшее обращение к полученным функциям повторяется многократно, несмотря на достаточно высокие возможности современных компьютеров машинное время подобных вычислений может оказаться большим, что затрудняет процесс отладки программы. Для сокращения времени следует пользоваться алгоритмами решения дифференциальных уравнений, находящих точное решение только в конечной точке. Экономия времени, получаемая при использовании такого приёма, может достигнуть нескольких десятков минут.

В результате решения системы (1) могут быть получены распределения во времени температур продукта и теплоносителя, на основании которых можно сделать вывод об эффективности выбранных параметров и режима работы системы. Оценка эффективности параметров и выбранного режима работы системы проводится по двум показателям: относительные затраты жидкого азота Ω_{N_2} , а также время охлаждения порции горючего t_{oxn} . Относительные затраты жидкого азота определяются следующим соотношением:

$$\Omega_{N_2} = \frac{m_{N_2}}{m_n} \, [\kappa \epsilon / \kappa \epsilon],$$

где m_{N_2} , кг – масса жидкого азота, затраченного на охлаждение порции продукта, m_n , кг – масса порции продукта.

4. Анализ результатов расчётов и выводы

Графики показателей эффективности, полученные в результате расчёта процессов охлаждения крупной (13260 кг) и мелкой (3300 кг) партий КРТ по описанной методике представлены на рис. 5 - 10. Варьируемыми параметрами являлись: расход жидкого азота (рис. 5 и 6), расход теплоносителя (рис. 7 и 8) и масса запаса теплоносителя (рис. 9 и 10) при постоянстве характеристик емкостей и теплообменника.



Рис. 5. Относительные затраты жидкого азота на охлаждение партий продукта при различных значениях расходов жидкого азота.





Как видно из графиков на рис. 5 и 6, показатели эффективности при некоторых значениях расхода жидкого азота имеют экстремумы. Это объясняется обеспечением величиной расхода жидкого азота наилучшего согласования интенсивностей теплообменных процессов, протекающих в обеих емкостях с жидкостями и теплообменном аппарате. Такое значение расхода жидкого азота характеризуется хорошей холодопроизводительностью криогенного барботажа, однако не приводящей к слишком быстрому понижению температуры теплоносителя в процессе работы системы. Более выражен данный эффект при малых партиях охлаждаемого продукта.



Рис. 7. Относительные затраты жидкого азота на охлаждение партий продукта при различных значениях расходов теплоносителя.





Расход теплоносителя – один из основных параметров, определяющий теплоотдачу к хладагенту со стороны теплообменного аппарата. С его возрастанием увеличивается эффективность передачи холода компоненту топлива. Из графиков на рис. 7-8 видно, что увеличение расхода эффективно при малых его величинах, при более высоких значениях выигрыш в эффективности незначителен.



Рис. 9. Относительные затраты жидкого азота на охлаждение партий продукта при различных значениях массы запаса теплоносителя.





Как видно из графика на рис. 10, увеличение массы запаса теплоносителя мало влияет на время охлаждения порции компонента, однако достаточно ощутимо влияет на затраты жидкого азота (рис. 9). Это связано с необходимостью охлаждать дополнительную массу теплоносителя, имеющей достаточно большую теплоемкость и ту же начальную температуру, что и компонент. Исходя из этого массу запаса хладагента следует выбирать минимальной, однако достаточной для обеспечения эффективного процесса его охлаждения в емкости.

Анализируя приведенные на рис. 5–10 результаты расчётов можно сделать следующие выводы о разработанной методике расчёта:

- методика достаточно полно описывает теплообменные и гидродинамические процессы в системе охлаждении КРТ с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя с учётом наиболее важных конструктивных параметров входящего в систему оборудования и позволяет проводить оценку эффективности вновь разрабатываемых систем при различных значениях их функциональных параметров;
- использование разработанного методического аппарата для моделирования охлаждения ракетного топлива оборудованием наземных комплексов с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя позволяет определять рациональные конструктивные и функциональные параметры оборудования системы, использование которых позволяет достичь наименьших затрат жидкого азота на охлаждение КРТ;
- Комбинации рациональных параметров могут быть найдены путем проведения серии расчётов по разработанной методике с вариациями исходных данных по характеристикам КРТ, теплоносителя, емкостей, теплообменников и циркуляционных контуров, входящих в состав системы с учетом условий проведения операции охлаждения КРТ.

Список литературы

1. Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2012. № 12. С. 8-12.

2. Золин А.В., Чугунков В.В. К выбору технического облика и рациональных параметров систем охлаждения и обезвоживания для хранилищ углеводородного горючего космодромов // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2012. Спец. вып. «Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана». С. 39-42.

3. Александров А.А., Золин А.В., Кобызев С.В., Чугунков В.В. Сравнительный анализ технологий обезвоживания ракетного топлива с применением азота для наземных комплексов космодромов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 1.С. 12-22.

4. Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В.. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота // Известия ВУЗов Машиностроение. 2013. № 4. С. 24-29.

5. Комлев Д.Е., Соловьев В.И. Охлаждение нафтила методом криогенного барботажа // Новости техники. М.: КБТМ, 2004. С.137-141.

6. Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования тепломассообмена при сбросе криогенных продуктов в воду // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2007. № 12. С. 17-19.

7. Wen D.S., Chen H.S., Ding Y.L., Dearman P. Liquid nitrogen injection into water: Pressure buildup and heat transfer // Cryogenics. 2006. Vol. 46, no. 10. P. 740-748. DOI: <u>10.1016/j.cryogenics.2006.06.007</u>

8. Золин А.В., Кобызев С.В., Чугунков В.В. Моделирование тепло- и массобменных процессов подготовки топлива к заправке ракет на стартовых комплексах: электронное учеб. издание. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. 206 с.

9. Александров А.А., Гончаров Р.А., Игрицкий В.А., Чугунков В.В. Методика выбора рациональных режимов охлаждения углеводородного горючего стартовым оборудованием перед заправкой топливных баков ракеты – носителя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 40-46.

10. 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 ВУЗов. Машиностроение. 2012. Спец. вып. «Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана». С. 34-38.

SCIENCE and EDUCATION

EL Nº FS77 - 48211. Nº0421200025. ISSN 1994-0408

electronic scientific and technical journal

Simulation methods of rocket fuel refrigerating with liquid nitrogen and intermediate heat carrier

03, March 2014 DOI: 10.7463/0314.0699941 O.E. Denisov, A.V. Zolin, V.V. Chugunkov

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation
<u>sm8@sm8.bmstu.ru</u>
<u>pochtatoli@mail.ru</u>

Temperature preparation of liquid propellant components (LPC) before fueling the tanks of rocket and space technology is the one of the operations performed by ground technological complexes on cosmodromes. Refrigeration of high-boiling LPC is needed to increase its density and to create cold reserve for compensation of heat flows existing during fueling and prelaunch operations of space rockets.

The method and results of simulation of LPC refrigeration in the recuperative heat exchangers with heat carrier which is refrigerated by-turn with liquid nitrogen sparging. The refrigerating system consists of two tanks (for the chilled coolant and LPC), LPC and heat carrier circulation loops with heat exchanger and system of heat carrier refrigeration in its tank with bubbler. Application of intermediate heat carrier between LPC and liquid nitrogen allows to avoid LPC crystallization on cold surfaces of the heat exchanger.

Simulation of such systems performance is necessary to determine its basic design and functional parameters ensuring effective refrigerating of liquid propellant components, time and the amount of liquid nitrogen spent on refrigeration operation. Creating a simulator is quite complicated because of the need to take into consideration many different heat exchange processes occurring in the system. Also, to determine the influence of various parameters on occurring processes it is necessary to take into consideration the dependence of all heat exchange parameters on each other: heat emission coefficients, heat flow amounts, etc.

The paper offers an overview of 10 references to foreign and Russian publications on separate issues and processes occurring in liquids refrigerating, including LPC refrigeration with liquid nitrogen. Concluded the need to define the LPC refrigerating conditions to minimize cost of liquid nitrogen. The

experimental data presented in these publications is conformed with the application of the simulator and its parts.

In the proposed algorithm of calculations a simulator consists of three blocks with data and intermediate results exchange with each other. Blocks contain subsimulator of heat gain in the LPC and heat carrier circulation loops, cooling-heating subsimulator of LPC and the heat carrier in the heat exchanger and heat exchange subsimulator of LPC and heat carrier in its tanks. Functional dependence of thermophysical properties of LPC and heat carrier and its temperatures, as well as characteristics of the pumps are taken into consideration in calculations. Pump heat gain subsimulator includes hydraulic-circulation loop calculation and the calculation of the heat flow emitted by pump. Subsimulator of the heat exchanger is based on differential equations of static heat exchange, where the integration variable is length coordinate of heat exchanger. The output data of these subsimulators are input data in heat exchange subsimulator of LPC and heat carrier in its tanks, which is based on the differential equations of quasi-stationary heat exchange.

Simulation results are interpolated functions of LPC, heat carrier and the metal shells temperatures. Analyzing these functions graphs one can determine the performance indicators of the refrigerating system: refrigerating time and the relative costs of liquid nitrogen (mass of liquid nitrogen spent, referred to the weight of the refrigerated LPC). For example in the case of refrigerating portions 13260 kg and 3300 kg of high-boiling oxidizer with various combinations of design and functional parameters the refrigeration time is 2.8 ... 78.3 hours, and the relative costs of nitrogen amounted to 0,178 ... 0,322.

Concluded the possibility of applying the proposed method for LPC refrigeration simulation with ground equipment systems using liquid nitrogen and intermediate heat carrier to determine rational design and functional parameters of the system, which allow to achieve the lowest cost of liquid nitrogen.

Publications with keywords: <u>liquid nitrogen</u>, <u>launching equipment</u>, <u>preheater</u>, <u>rocket fuel refrigerating</u> **Publications with words:** <u>liquid nitrogen</u>, <u>launching equipment</u>, <u>preheater</u>, <u>rocket fuel refrigerating</u>

References

1. Zolin A.V., Chugunkov V.V. [Technique to analyze heatexchange processes of rocket fuel components when performing operation of rocket fuel tanks filling at the starting complex]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie - Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, no. 12, pp. 8-12. (in Russian).

2. Zolin A.V., Chugunkov V.V. [On the choice of technological character and efficient parameters of cooling and underwatering systems for hydrocarbon fuel storehouses of cosmodromes]. *Izvestiia vysshikh*

uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie - Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building, 2012, spec. iss. "Collected papers of students and young scientists of the Bauman MSTU", pp. 39-42. (in Russian).

3. Aleksandrov A.A., Zolin A.V., Kobyzev S.V., Chugunkov V.V. [Comparative analysis of nitrogen-using technologies for propellant dehydration at ground-based cosmodrome complexes]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie - Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering*, 2013, no. 1, pp. 12-22. (in Russian).

4. Aleksandrov A.A., Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. [Refrigerating Rocket Fuel by Launching Equipment with the Use of Liquid Nitrogen]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii*. *Mashinostroenie - Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 4, pp. 24-29. (in Russian).

5. Komlev D.E., Solov'ev V.I. Okhlazhdenie naftila metodom kriogennogo barbotazha [Refrigerating naftil with cryogenic sparging]. *Novosti tekhniki* [Engineering news]. Moscow, Publ. of KBTM, 2004, pp.137-141. (in Russian).

6. Domashenko A.M., Blinova I.D. [Study of heat exchange during discharge of cryogenic products into water]. *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroenie*, 2007, no. 12, pp. 17-19. (English translation: *Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, vol. 43, iss. 11-12, pp. 720-725. DOI: <u>10.1007/s10556-007-0130-9</u>

7. Wen D.S., Chen H.S., Ding Y.L., Dearman P. Liquid nitrogen injection into water: Pressure buildup and heat transfer. Cryogenics, 2006, vol. 46, no. 10, pp. 740-748. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2006.06.007

8. Zolin A.V., Kobyzev S.V., Chugunkov V.V. *Modelirovanie teplo- i massobmennykh protsessov podgotovki topliva k zapravke raket na startovykh kompleksakh* [Simulation of heat-exchange and mass-exchange processes during preparation of rocket fuel on launch complexes]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2013. 206 p. (in Russian).

9. Aleksandrov A.A., Goncharov R.A., Igritskiy V.A., Chugunkov V.V. [Methodology of Selection of Rational Regimes for Cooling the Hydrocarbon Fuel by Launch Equipment before Filling of Fuel Tanks of Launch Vehicle]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie - Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering*, 2011, no. 1, pp. 40-46. (in Russian).

10. Goncharov R.A., Chugunkov V.V. [Determining parameters and modes of starup equipment operation to cool hydrocarbon fuel before fuelling the carrier rocket on-board tanks]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie - Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, spec. iss. "Collected papers of students and young scientists of the Bauman MSTU", pp. 34-38. (in Russian).