

Повышение эффективности системы охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом

© С.К. Павлов, В.В. Чугунков

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

Рассмотрено построение системы охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника, помещенного непосредственно в резервуар с антифризом. Режим охлаждения осуществляется посредством циркуляции топлива из резервуара через теплообменник. Антифриз охлаждается при подаче в резервуар диспергированного жидкого азота. Представлены схема системы охлаждения, уравнения охлаждения топлива и результаты прогнозирования эффективности этой системы по относительным затратам жидкого азота по сравнению с другими вариантами охлаждения ракетного топлива на стартовых комплексах космодромов.

Ключевые слова: *компоненты ракетного топлива, температурная подготовка, охлаждение, теплообменник, антифриз, жидкий азот, эффективность охлаждения.*

Введение. Необходимость проведения подготовки компонентов ракетного топлива (КРТ) по температуре, в частности их охлаждение, регламентируется условиями предстартовой подготовки ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ), а также космических аппаратов (КА) на стартовых комплексах космодромов. Среди наиболее выгодных технологий охлаждения КРТ положительно выделяются варианты, основанные на использовании жидкого азота в виде источника холода. Такой азот получают из воздуха на кислородно-азотных заводах космодромов при производстве жидкого кислорода, применяемого в РН и РБ в качестве окислителя [1].

На практике применяют три варианта построения систем охлаждения, основанных на теплообменных процессах с жидким азотом, реализующих понижение температуры продукта при выполнении операции охлаждения КРТ [2, 3]. К ним относятся:

- 1) непосредственный ввод жидкого азота через барботер в резервуар хранения КРТ;
- 2) бесконтактное охлаждение топлива кипящим жидким азотом в теплообменнике;
- 3) понижение температуры КРТ посредством теплообмена в теплообменнике с антифризом, охлаждаемым в отдельном резервуаре при барботаже жидким азотом.

Процессы охлаждения КРТ относятся к группе наиболее энергоемких и продолжительных процессов, требующих повышения эффек-

тивности охлаждения ракетного топлива с помощью систем наземных комплексов, что и явилось задачей проводимого исследования.

Обзор источников. Схемы построения, математические модели процессов теплообмена и экспериментальные данные, полученные при эксплуатации реализованных и перспективных вариантов систем охлаждения КРТ с использованием жидкого азота, представлены в работах [2–6, 12–14].

В работах [2, 4–6] рассмотрены варианты систем охлаждения КРТ при непосредственном вводе диспергированного жидкого азота в топливный резервуар. Физические явления взаимодействия криогенных жидкостей с более нагретыми жидкими средами обсуждаются в публикациях [7–11]. В работах [2, 4, 6] отмечена эффективность систем охлаждения углеводородного горючего при криогенном барботаже, рассчитанная по относительным затратам жидкого азота и времени операции охлаждения. Однако возможность осуществления охлаждения КРТ при подаче жидкого азота в массу топлива применима только к экологически чистым КРТ (углеводородным ракетным горючим), имеющим низкую температуру замерзания.

В статьях [3, 4] рассмотрены научно-методические аспекты проведения анализа процесса охлаждения углеводородного горючего, основанного на бесконтактном теплообмене с кипящим жидким азотом в теплообменниках типа «труба в трубе», применяемых в системах охлаждения горючего (керосина и нафтила) на стартовых комплексах РН «Союз» на различных космодромах, в том числе и в Гвианском космическом центре.

Проблемным вопросом охлаждения КРТ в теплообменниках является исключение кристаллизации топлива на охлажденных кипящим жидким азотом поверхностях из-за низкой температуры кипения криопродукта [15]. В связи с этим технология охлаждения ракетного топлива в теплообменниках при теплообмене с кипящим жидким азотом может применяться только для КРТ, имеющих температуру замерзания на уровне -60 °С и ниже. Помимо отмеченного обстоятельства эффективность систем охлаждения углеводородного горючего при бесконтактном теплообмене с кипящим жидким азотом в теплообменниках типа «труба в трубе», определенная по относительным затратам жидкого азота, существенно ниже систем охлаждения КРТ, реализующих подачу жидкого азота в массу топлива при выполнении операции охлаждения [4]. Это объясняется значительной недорекуперацией температуры азота, выходящего из теплообменника, по отношению к температуре охлаждаемого компонента и наличием в системе охлаждения насосов, необходимых для обеспечения циркуляции топлива через секции теплообменников, при работе которых выделяется тепловая энергия, снижающая эффективность процессов охлаждения КРТ.

В работах [12, 13] рассмотрены схемы построения системы охлаждения, математические модели и результаты моделирования температурной подготовки КРТ с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом, при организации циркуляции топлива и антифриза через теплообменник с помощью двух насосов — в контуре циркуляции компонента и контуре циркуляции антифриза. Применение антифриза в системе охлаждения КРТ позволяет исключить кристаллизацию топлива на поверхностях теплообменника. Данная технология охлаждения применима для КРТ, имеющих высокую температуру замерзания, и используется на космодроме «Плесецк» для проведения температурной подготовки окислителя на стартовом комплексе РН «Рокот» [2]. Недостатком охлаждения топлива во внешних по отношению к емкости с КРТ теплообменниках считается использование в системе охлаждения двух насосов, при работе которых выделяется тепловая энергия, снижающая эффективность процессов охлаждения, а также образование двухфазной среды в емкости с антифризом при барботаже жидким азотом, что сказывается негативно на функционировании насоса в контуре циркуляции антифриза через теплообменник и приводит к ухудшению теплоотдачи в теплообменнике со стороны антифриза.

Постановка задачи. Размещение теплообменника системы охлаждения КРТ в резервуаре с антифризом позволяет исключить один насос и контур циркуляции антифриза через теплообменник [14].

На рис. 1 приведена схема системы охлаждения КРТ жидким азотом с теплообменником, размещенным в резервуаре с антифризом.

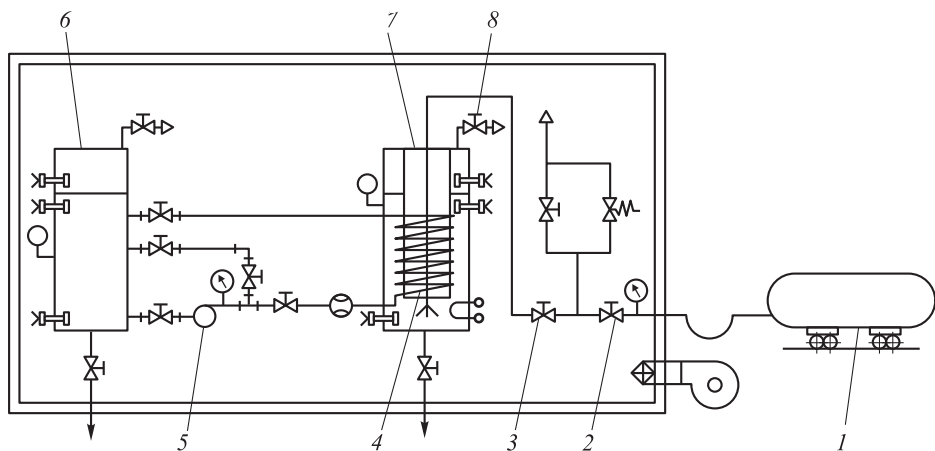


Рис. 1. Схема системы [14], реализующей охлаждение КРТ в теплообменнике, размещенном в резервуаре с антифризом, охлаждаемым посредством барботажа жидким азотом:

1 — резервуар с жидким азотом; 2, 3 — вентили; 4 — теплообменник; 5 — насос; 6 — резервуар с КРТ; 7 — резервуар с антифризом; 8 — дренажный клапан

Для подачи жидкого азота в резервуар с антифризом при выполнении операции охлаждения КРТ создается избыточное давление в резервуаре 1 с жидким азотом за счет подачи в него газообразного азота из системы газоснабжения наземного комплекса. При открытии вентилей 2 и 3 осуществляется выдавливание жидкого азота из резервуара 1 в емкость с антифризом 7 через барботер, что приводит к диспергированию жидкого азота и интенсивному теплообмену его с антифризом, за счет которого азот переходит в газообразное состояние, обеспечивая охлаждение антифриза при движении пузырей азота к его поверхности. Выход газообразного азота из резервуара 7 осуществляется через дренажный клапан 8 в дренажную магистраль наземного комплекса. Одновременно с этим, происходит циркуляция КРТ за счет работы насоса 5 через теплообменник 4, расположенный в емкости с антифризом, что приводит к охлаждению топлива в резервуаре 6. При этом интенсивность теплообмена на наружных поверхностях теплообменника со стороны антифриза обеспечивается активным перемешиванием антифриза за счет барботажа жидким азотом, переходящим в газообразное состояние, что способствует активному перемешиванию антифриза в резервуаре и на поверхностях теплообменника 4.

Система позволяет реализовать последовательно сначала охлаждение антифриза жидким азотом до температуры, при которой будет обеспечиваться охлаждение топлива без его намерзания на внутренних поверхностях теплообменника, а затем при включении насоса — охлаждение топлива в резервуаре 6 с поддержанием температуры антифриза в резервуаре 7 за счет подачи жидкого азота. Помимо последовательного режима охлаждения система может обеспечить одновременное охлаждение антифриза и КРТ. При этом обеспечивается возможность подготавливать большие дозы ракетного топлива, полностью используя как скрытую теплоту фазового перехода азота, так и изменение температуры его газообразной фазы, исключая недорекуперацию и повышая эффективность системы по затратам жидкого азота на операцию охлаждения.

Цель данного научного исследования заключается в прогнозировании повышения эффективности системы охлаждения ракетного топлива, режимных параметров процессов охлаждения КРТ с использованием жидкого азота и теплообменников, размещаемых непосредственно в емкостях с антифризом, на основе разработки математических моделей процессов теплообмена и расчетного анализа характеристик охлаждения ракетного топлива для данной технологии, представленных ниже.

Уравнения охлаждения топлива и результаты оценки эффективности системы охлаждения. Процесс охлаждения топлива в емкости с КРТ и антифриза в резервуаре при теплообмене с жидким

азотом (с учетом его подачи через барботер в антифриз), предполагая квазистационарность теплообмена между топливом и антифризом в теплообменнике, а также между резервуарами и окружающей средой, может быть представлен следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \left(m_p c_p + m_{e1} c_{e1} + \sum_{i=1}^{k_1} m_{1i} c_{1i} \right) \frac{dT_1(\tau)}{d\tau} = \sum_{i=1}^{n_1} Q_{1i}; \\ \left(m_T c_T + m_{e2} c_{e2} + \sum_{i=1}^{k_2} m_{2i} c_{2i} \right) \frac{dT_2(\tau)}{d\tau} = \sum_{i=1}^{n_2} Q_{2i}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\sum_{i=1}^{n_1} Q_{1i}$ — сумма тепловых потоков, подводимых к емкости с КРТ;

n_1 — количество тепловых потоков, подводимых к емкости с КРТ;

$\sum_{i=1}^{n_2} Q_{2i}$ — сумма тепловых потоков, подводимых к емкости с антифризом;

n_2 — количество тепловых потоков, подводимых к емкости с антифризом; $m_p c_p$ — теплоемкость КРТ; $m_{e1} c_{e1}$ — теплоемкость емкости с КРТ;

$\sum_{i=1}^{k_1} m_{1i} c_{1i}$ — сумма теплоемкостей конструктивных элементов емкости с КРТ; k_1 — количество конструктивных элементов емкости с КРТ; $m_T c_T$ — теплоемкость антифриза; $m_{e2} c_{e2}$ — теплоемкость емкости с антифризом;

$\sum_{i=1}^{k_2} m_{2i} c_{2i}$ — сумма теплоемкостей конструктивных элементов емкости с антифризом; k_2 — количество конструктивных элементов емкости с антифризом; $T_1(\tau)$ — температура КРТ; $T_2(\tau)$ — температура антифриза.

Для проведения расчетов использовано численное интегрирование системы уравнений (1) при задании параметров окружающей среды и начальных температур с учетом температурных изменений теплофизических характеристик топлива, антифриза и коэффициентов теплопередачи стенок резервуаров, теплообменника, размещенного в емкости с антифризом, и составляющих элементов контура циркуляции топлива через теплообменник. При этом для оценки эффективности системы охлаждения, определяемой по затратам жидкого азота, использовано соотношение

Для проведения расчетов использовано численное интегрирование системы уравнений (1) при задании параметров окружающей среды и начальных температур с учетом температурных изменений теплофизических характеристик топлива, антифриза и коэффициентов теплопередачи стенок резервуаров, теплообменника, размещенного в емкости с антифризом, и составляющих элементов контура циркуляции топлива через теплообменник. При этом для оценки эффективности системы охлаждения, определяемой по затратам жидкого азота, использовано соотношение

$$\xi(G_a) = \frac{m_a(G_a)}{m_p(T_{Np} - T_{EP})}, \quad (2)$$

где $m_a(G_a)$ — потребная масса азота, необходимая для проведения операции охлаждения КРТ; m_p — масса охлаждаемой дозы КРТ; T_{Np}, T_{EP} — начальная и конечная температура КРТ соответственно; G_a — расход азота.

Масса дозы КРТ и его конечная температура определяются требуемым объемом заправляемого топливом бака летательного аппарата. Начальная температура КРТ является следствием условий хранения топлива. Требуемая масса азота определяется эффективностью выбранного подхода. Для ее определения необходимо определить температуру компонента и теплоносителя.

Относительные затраты жидкого азота при охлаждении топлива с использованием жидкого азота и теплообменника, размещаемого непосредственно в емкости с антифризом, по сравнению с данными работ [4, 6], полученными при других вариантах построения системы охлаждения ракетного топлива, приведены на рис. 2.

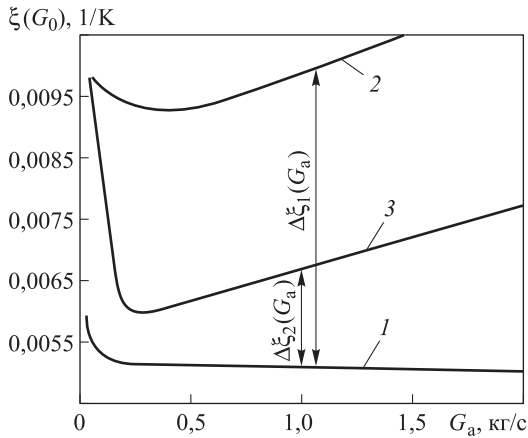


Рис. 2. Относительные затраты жидкого азота для охлаждения КРТ:

1 — при непосредственном вводе жидкого азота в резервуар хранения компонента [4, 6]; 2 — при охлаждении кипящим жидким азотом в теплообменнике [4]; 3 — в теплообменнике, размещенном в резервуаре с антифризом, который охлаждается жидким азотом при барботаже

Наличие разности $\Delta \xi_1(G_a)$, показанной на рис. 2, объясняется подводом теплоты при работе насоса в системе и недорекуперацией между значениями температуры азота и КРТ в теплообменнике. В зависимости от массового расхода жидкого азота достигается минимум $\Delta \xi_1(G_a)$ с последующим увеличением в связи с возрастанием количества «холодного» газообразного азота, выходящего в окружающую среду.

Наличие разности $\Delta \xi_2(G_a)$ (см. рис. 2) является следствием добавления в систему теплоемкостей антифриза и теплообменника, а также тепловыделений от работы насоса в системе. Возрастание кривой эффективности после достижения минимума связано с необходимостью увеличения поверхностей теплообменника и массы антифриза при увеличении расхода жидкого азота.

Проведенный анализ полученных результатов показывает, что использование жидкого азота и теплообменника, размещаемого непосредственно в резервуаре антифриза, повышает эффективность процесса охлаждения топлива, оцениваемую по значению параметра ξ , на 50...60 % по сравнению с другими технологиями охлаждения ракетного топлива в теплообменниках при теплообмене с кипящим жидким азотом. Предлагаемая технология охлаждения топлива [14] по затратам жидкого азота только на 15...17 % уступает технологии охлаждения при непосредственном вводе жидкого азота в резервуар хранения КРТ методом криогенного барботажа. При этом разработанная технология охлаждения ракетного топлива применима к любым высококипящим КРТ в отличие от метода криогенного барботажа, который применим только к ограниченным видам ракетного горючего (керосину и нафтилу).

Заключение. По результатам проведенного анализа расчетных и экспериментальных данных наибольшей эффективностью охлаждения обладает система, основанная на подаче жидкого азота непосредственно в массу топлива в резервуаре его размещения с отводом образующейся парогазовой азотно-топливной смеси в дренажную систему наземного комплекса. При этом возможен унос летучих фракций и насыщение ракетного топлива азотом, что требует после охлаждения КРТ до требуемой температуры проведения операции насыщения топлива в целях удаления из него растворенного азота с дополнительными затратами энергии, азота и времени. При барботаже топлива в полностью заполненном резервуаре возможен выброс компонента вместе с парогазовой смесью в дренажную магистраль. Данное обстоятельство ограничивает степень заполнения резервуара топливом на уровне не более 70 % и требует создания большего по объему хранилища для размещения требуемой массы компонента. Практическое осуществление охлаждения КРТ при подаче жидкого азота в массу топлива ограничено возможностью применения только к углеводородному ракетному горючему, обладающему низкой температурой замерзания и относящемуся к нетоксичным и экологически чистым КРТ.

Разработанная технология и система охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом, при размещении теплообменника непосредственно в

резервуаре с антифризом применима для любых высококипящих КРТ и обладает одними из лучших характеристик эффективности. При функционировании данной системы необходимые затраты жидкого азота на выполнение операции температурной подготовки меньше на 50...60 % по сравнению с другими технологиями охлаждения ракетного топлива, основанными на теплообмене КРТ в теплообменниках с жидким азотом.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Архаров А.М., Кунис И.Д. *Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов*. И.В. Бармин, ред. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006, 252 с.
- [2] Комлев Д.Е., Соловьев В.И. Охлаждение нафтила методом криогенного барботажа. *Новости техники*. М.: КБТИ, 2004, с. 137–141.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] Денисов О.Е., Золин А.В., Денисова К.И. Методика проектирования базы хранения и подготовки высококипящих компонентов ракетного топлива космодрома «Восточный». *Инженерное образование*, 2014, № 11. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/732218.html>
- [6] Золин А.В., Чугунков В.В. Моделирование процессов температурной подготовки ракетного горючего в системе заправки стартового комплекса. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 6. URL: <http://aerosjournal.ru/doc/826690.html>
- [7] 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.
- [8] Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования тепломассообмена при сбросе криогенных продуктов в воду. *Химическое и нефтегазовое машиностроение*, 2007, № 12, с. 17–19.
- [9] Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В., Мелешкин А.В. Вскипание струи жидкого азота, инжесктированного в воду. *Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии*, 2013, № 1 (12), с. 260–264.
- [10] 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, is. 3, pp. 279–284.
- [11] Накоряков В.Е., Цой А.Н., Мезенцев И.В., Мелешкин А.В. Экспериментальные исследования процесса инъекции жидкого азота в воду. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, № 3, с. 293–298.
- [12] 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*, 2014, № 3. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/699941.html>
- [13] 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*, 2014, № 12. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/744330.html>
- [14] Павлов С.К. Система термостатирования компонентов жидкого ракетного топлива. Патент на полезную модель, заявка № 2015148635 Российская Федерация, 2015, 14 с.
- [15] Товарных Г.Н. Рост давления в плоском канале при замерзании теплоносителя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, вып. 5 (41). URL: <http://engjournal.ru/catalog/pmce/mdpr/1396.html>

Статья поступила в редакцию 25.12.2015

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/teje/1461.html>

Чугунков Владимир Васильевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 130 научных работ в области тепломассообмена в агрегатах и системах стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Павлов Семен Константинович — аспирант кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Enhancing the efficiency of the propellant cooling system using a heat exchanger and antifreeze being cooled by liquid nitrogen

© S.K. Pavlov, V.V. Chugunkov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article describes the construction of the propellant cooling system using a heat exchanger and the antifreeze being cooled by liquid nitrogen, when the heat exchanger is placed directly in the tank with antifreeze. Cooling is performed by the circulation of propellant from the tank of its location through the heat exchanger placed in the tank with antifreeze being cooled by supplying dispersed liquid nitrogen. We present the cooling system circuit, equations and the results of predicting its efficiency in terms of the relative liquid nitrogen flowrate in comparison with other variants of propellant cooling on the space launcher complexes.

Keywords: propellants, temperature preparation, cooling, heat exchanger, antifreeze, liquid nitrogen, cooling efficiency.

REFERENCES

- [1] Arkharov A.M., Kunis I.D. *Kriogennye zapravochnye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov* [The Cryogenic propellant loading systems of rocket-space launch complexes]. Barmin I.V., ed. Moscow, BMSTU Publ., 2006, 252 p.
- [2] Komlev D.E., Solovyev V.I. Okhlazhdenie naftila metodom kriogenogo barbotazha [Naphthyl refrigerating by cryogenic sparging]. *Novosti tekhniki: sbornik* [Engineering news: coll. pap.]. Moscow, KBTM Publ., 2004, pp. 137–141.
- [3] Aleksandrov A.A., Goncharov R.A., Igritskiy V.A., Chugunkov V.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seria Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2011, no. 1, pp. 40–46.
- [4] Aleksandrov A.A., Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Universities. Mechanical Engineering*, 2013, no. 4, pp. 24–29.
- [5] Denisov O.E., Zolin A.V., Denisova K.I. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnichestkiy zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2014, no. 11. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/732218.html>
- [6] Zolin A.V., Chugunkov V.V. *Aerokosmicheskiiy nauchnyy zhurnal. Elektronnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal. Electronic Journal*, 2015, no. 6. Available at: <http://aerospjournal.ru/doc/826690.html>
- [7] 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.
- [8] Domashenko A.M., Blinova I.D. *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroenie — Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, vol. 43, no. 11–12, pp. 720–725. doi: 10.1007/s10556-007-0130-9

- [9] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. *Sovremennaya nauka: idei, issledovaniya, rezultaty, tekhnologii — Modern Science: Ideas, Researches, Results, Technologies*, 2013, no. 1 (12), pp. 260–264.
- [10] 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, no. 3, pp. 279–284.
- [11] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. *Teplofizika i aeromekhanika – Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, no. 3, pp. 293–298.
- [12] Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2014, no. 3. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/699941.html>
- [13] Pavlov S.K., Chugunkov V.V. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2014, no. 12. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/744330.html>
- [14] Pavlov S.K. *Sistema termostatirovaniya komponentov zhidkogo raketnogo topliva* [System for thermostatic control of liquid propellant components]. Patent RF no. 2015148635, 2015, 14 p.
- [15] Tovarnykh G. N. *Inzhenernyy zhurnal: Nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2015, iss. 5 (41). Available at: <http://engjournal.ru/catalog/pmce/mdpr/1396.html>

Chugunkov V.V. (b. 1950) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1973. Dr. Sci. (Eng.), Professor of Rocket Launching Complexes Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of 130 publications in the field of heat-mass-transfer in aggregates and systems of launching complexes.
e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Pavlov S.K. (b. 1991) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2014. Postgraduate student of Rocket Launching Complexes Department at Bauman Moscow State Technical University. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru