

Методики эффективного применения массовых расходомеров в технологических системах наземной эксплуатации летательных аппаратов

© В.И. Бобровник, К.И. Краснышева, В.В. Чугунков

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

В ряде технологических стартовых систем космических ракетных комплексов необходимо контролировать массовые параметры криогенных жидкостей в процессе температурной подготовки компонентов ракетного топлива и их заправки в топливные баки летательных аппаратов при подготовке к пуску ракет космического назначения. Рассмотрены технические решения по применению массовых кориолисовых расходомеров для контроля масс криогенных компонентов топлива при заправке в топливные баки разгонных блоков и регулирования массового расхода жидкого азота в системе температурной подготовки ракетного топлива стартового комплекса при охлаждении углеводородного горючего с использованием рекуперативных теплообменников и жидкого азота. Приведены схемные построения, алгоритмы и математические модели функционирования технологических систем стартовых комплексов с применением массовых расходомеров. Представлены результаты анализа характеристик данных систем, подтверждающие возможность повышения их эффективности.

Ключевые слова: *ракета космического назначения, охлаждение ракетного топлива, заправка топливных баков, контроль процессов заполнения, массовое дозирование, кориолисовый массовый расходомер*

Введение. В ряде технологических стартовых систем космических ракетных комплексов требуется осуществлять подачу криогенных жидкостей и контролировать их массовые параметры в ходе предстартовой подготовки ракет космического назначения (РКН). Прежде всего это относится к системам охлаждения компонентов ракетного топлива (КРТ) с использованием жидкого азота и системам заправки летательных аппаратов криогенными компонентами топлива.

Охлаждение углеводородного ракетного топлива перед заправкой в топливные баки летательных аппаратов требуется проводить с целью увеличения его плотности, на большинстве стартовых комплексов оно осуществляется с использованием жидкого азота [1–5]. При этом охлаждение КРТ, масса которого может составлять несколько сотен тонн, должно проходить в течение ограниченного времени, как правило, не более нескольких часов, для чего требуется разработка и применение рациональных технических решений и технологий, способствующих минимизации количества жидкого азота, затрачиваемого на процесс охлаждения топлива [6–10], с контролем массовых характеристик подачи жидкого азота в теплообменники системы охлаждения КРТ на стартовом комплексе.

При эксплуатации разгонных блоков с двигателями, работающими на криогенных компонентах топлива, весьма актуальной является задача контроля масс (дозирования) КРТ во время заполнения топливных баков с минимальной погрешностью. В настоящее время при заправке топливных баков разгонных блоков криогенными компонентами топлива на стартовых комплексах используется метод объемного дозирования. Основным недостатком такого подхода заключается в том, что масса (доза) заправляемого компонента определяется косвенным методом по результатам фиксации уровня топлива в баке [11] и измерения его температуры [12]. Погрешности в определении уровня свободной поверхности топлива в баке, физических параметров заправляемого компонента, его среднеобъемной температуры и плотности, геометрических характеристик топливного бака, подверженного весовым и температурным деформациям, могут приводить к значительным ошибкам определения фактической заправленной массы топлива.

Из существующих способов дозирования наиболее предпочтительным является метод массового дозирования [13], позволяющий напрямую проводить контроль массы топлива. Этот метод широко применяется при заправке разгонных блоков высококипящими компонентами на технической позиции, при этом массу топлива определяют с помощью весоизмерительного оборудования [14, 15], которое не представляется возможным использовать на стартовом комплексе при заправке летательных аппаратов криогенными компонентами топлива. С учетом текущих тенденций и перспективных проектов по развитию ракетно-космической отрасли потребность в системах массового дозирования, предназначенных для контроля заполнения баков летательных аппаратов средствами и системами стартовых комплексов, будет актуальной при их заправке сжиженными газами — кислородом, водородом и сжиженным природным газом.

Постановка задачи исследования. С целью повышения эффективности систем охлаждения КРТ жидким азотом и систем заправки летательных аппаратов криогенными компонентами топлива актуальными являются задачи разработки схемных построений, алгоритмов и математических моделей данных систем стартовых комплексов с контролем массовых параметров криогенных жидкостей в процессе их функционирования с использованием массовых расходомеров. При этом среди существующих вариантов массовых расходомеров [16] предпочтение отдано кориолисовым расходомерам, позволяющим проводить измерение массового расхода жидкостей, газов и двухфазных сред, в том числе и криогенных, в широком диапазоне значений температуры и давления [17]. Принцип действия данных расходомеров основан на использовании эффекта Кориолиса, благодаря чему измерение массового расхода среды осуществляется прямым методом [13].

Технические решения по использованию жидкого азота для охлаждения ракетного топлива. В наземной космической инфраструктуре космодромов реализовано несколько вариантов построения систем охлаждения, основанных на процессе теплообмена с жидким азотом [5, 8]: охлаждение при непосредственном вводе жидкого азота в резервуар с топливом, бесконтактное охлаждение топлива кипящим жидким азотом в теплообменниках типа «труба в трубе», а также понижение температуры топлива посредством теплообмена в рекуперативном теплообменнике с антифризом, охлаждаемым в отдельном резервуаре при барботаже жидким азотом. Вопросы построения и эксплуатации систем охлаждения топлива, в том числе основанных на теплообмене с жидким азотом, рассмотрены в работах [1–10]. Процессы взаимодействия жидкого азота и других криогенных продуктов с жидкими средами исследованы в публикациях [7, 18–22].

Охлаждение топлива жидким азотом, как правило, осуществляется в рекуперативных теплообменниках «труба в трубе» при теплообмене с жидким азотом, что широко применяется в стартовых комплексах РКН «Союз» [5]. Следует отметить, что охлаждение топлива с применением теплообменников «труба в трубе» при теплообмене с жидким азотом характеризуется повышенным расходом жидкого азота по сравнению с охлаждением, вызванным контактом жидкого азота с топливом или антифризом. Данное обстоятельство обусловлено значительными потерями охлаждающей способности жидкого азота от недорекуперации выходящего из теплообменника потока газообразного азота, величина которой может достигать десятков градусов Кельвина.

В связи с переходом на использование для двигателей РКН «Союз» ракетного горючего РГ-1, которое необходимо более глубоко охлаждать перед заправкой в топливные баки ракеты, актуальной стала задача поиска научно-методических решений, позволяющих проводить эффективное охлаждение топлива системой охлаждения до требуемой, более низкой, температуры в течение заданного времени, как правило, составляющего не более 8 ч.

Предлагаемое техническое решение охлаждения КРТ в емкостях заправочной системы стартового комплекса. Усовершенствованная система охлаждения топлива схематически представлена на рис. 1. В существующую систему вводятся: дополнительный теплообменник с антифризом, охлаждаемым жидким азотом (а также газообразным азотом, выходящим из секций теплообменников «труба в трубе» существующей системы); массовый расходомер РМ1 на трубопроводе подачи жидкого азота в теплообменники «труба в трубе»; массовый расходомер РМ2 и регулирующий вентиль на трубопроводе подачи жидкого азота в антифриз дополнительного теплообменника с организацией циркуляции топлива через дополнительный

теплообменник системы охлаждения. Такая схема позволяет повысить интенсивность охлаждения топлива и уменьшить затраты жидкого азота на охлаждение по сравнению с существующей системой.

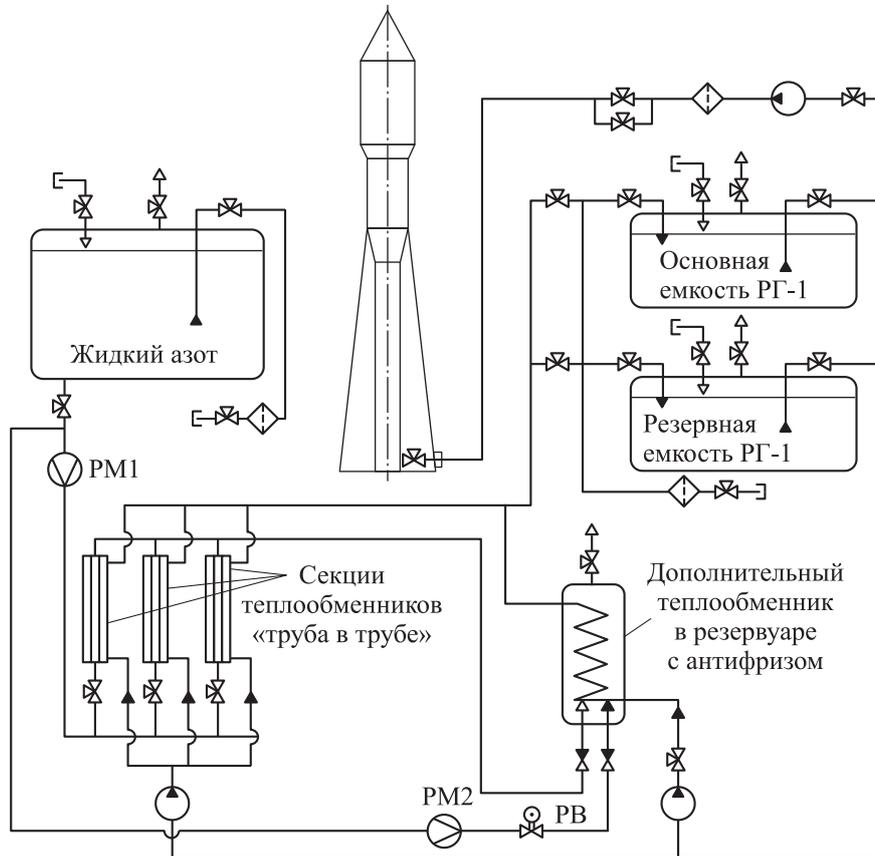


Рис. 1. Схема усовершенствованной системы охлаждения топлива

Математические модели процесса охлаждения топлива.

Оценку характеристик усовершенствованной системы охлаждения проводили на основе методики, основанной на решении системы дифференциальных уравнений теплообмена, составленных для изменений по времени τ температуры топлива T_B в основной (резервной) емкости и антифриза $T_{ан}$ в дополнительном теплообменнике:

$$\begin{aligned}
 & (k_e F_e + k_{дтр} F_{дтр})(T_H - T_B) + Q_{ндт} - k_{дт} F_{дт} (T_B - T_{ан}) + \\
 & + n \left\{ Q_{нст} + (k_{тр} F_{тр} + k_{ст} F_{ст})(T_H - T_B) - G_{аст} \left[r_{аст} + c_a (T_{\theta} - \Delta T_{ндт} - T_{каст}) \right] \right\} = \\
 & = \left[m_B c_B + m_e c_e + n \left(m_{ст} c_{ст} + \sum m_i c_i \right) + m_{дтр} c_{дтр} \right] \frac{dT_B}{d\tau}; \quad (1)
 \end{aligned}$$

$$k_{\text{кдт}} F_{\text{кдт}} (T_{\text{н}} - T_{\text{ан}}) + k_{\text{дт}} F_{\text{дт}} (T_{\text{в}} - T_{\text{ан}}) - n G_{\text{аст}} c_{\text{а}} \left[T_{\text{ан}} - (T_{\text{в}} - \Delta T_{\text{ндр}}) \right] - G_{\text{адт}} \left[r_{\text{адт}} + c_{\text{а}} (T_{\text{ан}} - T_{\text{кадт}}) \right] = (m_{\text{ан}} c_{\text{ан}} + m_{\text{кдт}} c_{\text{кдт}} + m_{\text{дт}} c_{\text{дт}}) \frac{dT_{\text{ан}}}{d\tau}, \quad (2)$$

где $k_{\text{е}}, F_{\text{е}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности емкости; $k_{\text{дтр}} F_{\text{дтр}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности контура циркуляции топлива через дополнительный теплообменник; $T_{\text{н}}$ — температура окружающей среды; $Q_{\text{ндт}}$ — тепловой поток от насоса контура циркуляции топлива через дополнительный теплообменник; $k_{\text{дт}}, F_{\text{дт}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь теплообменной поверхности дополнительного теплообменника; n — число секций теплообменников «труба в трубе»; $Q_{\text{нст}}$ — тепловой поток от насоса контура циркуляции топлива через секцию теплообменника «труба в трубе»; $k_{\text{тр}}, F_{\text{тр}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности элементов в контуре циркуляции топлива через секции теплообменника «труба в трубе»; $k_{\text{ст}}, F_{\text{ст}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности наружной трубы секции теплообменника «труба в трубе»; $G_{\text{аст}}, G_{\text{адт}}$ — массовые расходы жидкого азота, подаваемого в секцию теплообменника «труба в трубе» и в дополнительный теплообменник; $c_{\text{а}}$ — удельная теплоемкость газообразного азота; $T_{\text{каст}}, r_{\text{аст}}$ — температура и удельная теплота кипения жидкого азота в секции теплообменника «труба в трубе»; $\Delta T_{\text{ндр}}$ — температурная недорекуперация газообразного азота на выходе из секции теплообменника «труба в трубе»; $m_{\text{в}}, c_{\text{в}}$ — масса и удельная теплоемкость топлива; $m_{\text{е}}, c_{\text{е}}$ — масса и удельная теплоемкость емкости; $m_{\text{ст}}, c_{\text{ст}}$ — масса и удельная теплоемкость секции теплообменника «труба в трубе»; $m_{\text{и}}, c_{\text{и}}$ — масса и удельная теплоемкость элементов в контуре циркуляции топлива через секции теплообменника «труба в трубе»; $m_{\text{дтр}}, c_{\text{дтр}}$ — масса и удельная теплоемкость контура циркуляции топлива через дополнительный теплообменник; $k_{\text{кдт}}, F_{\text{кдт}}$ — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности корпуса дополнительного теплообменника; $T_{\text{кадт}}, r_{\text{адт}}$ — температура и удельная теплота кипения жидкого азота в дополнительном теплообменнике; $m_{\text{ан}}, c_{\text{ан}}$ — масса и удельная теплоемкость антифриза в дополнительном теплообменнике; $m_{\text{кдт}}, c_{\text{кдт}}$ — масса и удельная

теплоемкость корпуса дополнительного теплообменника; $m_{дт}$, $c_{дт}$ — масса и удельная теплоемкость дополнительного теплообменника.

Начальные условия для системы уравнений (1), (2) — это равенство начальной температуры топлива $T_{вн}$ и начальной температуры антифриза $T_{анн}$ температуре $T_{н}$ окружающей среды ($T_{вн} = T_{н}$; $T_{анн} = T_{н}$) при времени $\tau = 0$.

При проведении расчетного анализа с учетом заданного значения массового расхода $G_{аст}$ жидкого азота, подаваемого в каждую секцию теплообменников «труба в трубе» в существующей системе, подбирались параметры дополнительного теплообменника и расхода $G_{адт}$ жидкого азота, подаваемого в него, исходя из условия достижения топливом требуемой температуры за требуемое время (≈ 8 ч) при снижении температуры антифриза в дополнительном теплообменнике до значения не ниже -60 °С. При этом относительные затраты на охлаждение заданной массы топлива в емкости определялись соотношением

$$\bar{m}_a = \frac{(nG_{аст} + G_{адт})\tau}{m_b}$$

На рис. 2 приведено расчетное изменение температуры ракетного горючего РГ-1 (1) в емкости заправочной системы и температуры антифриза А-65 (2) в дополнительном теплообменнике усовершенствованной системы при охлаждении от начальной температуры $+40$ °С до конечной температуры топлива $T_b = -32$ °С за 8 ч при подаче в три секции теплообменников «труба в трубе» жидкого азота с массовым расходом в каждую секцию $G_{аст} = 0,39$ кг/с и в дополнительный теплообменник с массовым расходом $G_{адт} = 0,355$ кг/с.

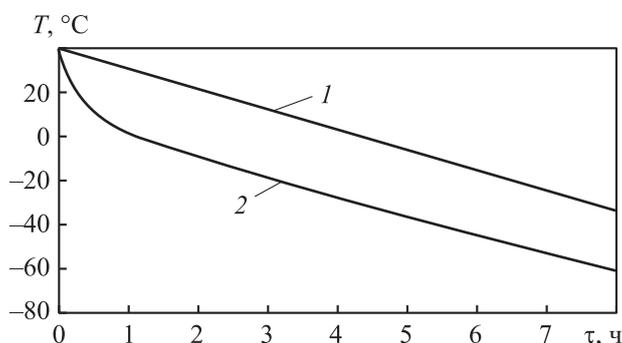


Рис. 2. Изменение температуры ракетного горючего РГ-1 (1) и температуры антифриза А-65 (2) в предложенной системе охлаждения

При изменении суммарного массового расхода жидкого азота в секциях теплообменников «труба в трубе» в интервале $G_{\text{аст}} = 1,02 \dots 1,32$ кг/с расход жидкого азота в дополнительный теплообменник должен изменяться в интервале $G_{\text{аст}} = 0,51 \dots 0,206$ кг/с, что обеспечивается регулирующим вентилем РВ (см. рис. 1) в соответствии с измеряемыми массовыми расходами жидкого азота по данным расходомеров РМ1 и РМ2 (см. рис. 1).

Оценка эффективности предлагаемого технического решения. Эффективность нового решения оценивали по относительным затратам жидкого азота на процессы охлаждения топлива в основной и резервной емкостях заправочной системы. Для сравнения относительные затраты жидкого азота в существующей и предлагаемой системах охлаждения топлива приведены в таблице.

Относительные затраты жидкого азота \bar{m}_a на охлаждение единицы массы топлива

Вариант системы охлаждения	\bar{m}_a , кг/кг, при охлаждении топлива	
	Без переноса пуска	С учетом переноса пуска на сутки
Существующая система	0,92	1,22
Предлагаемая система	0,43	0,87

Существующая система охлаждения обладает повышенными затратами жидкого азота для охлаждения топлива ввиду того, что выполнение требований по температурной подготовке топлива РГ-1 в ней достигается при одновременном предварительном охлаждении топлива в основной и резервной емкостях до промежуточной температуры (≈ -7 °С) с последующим охлаждением топлива в основной емкости до -32 °С (в случае переноса пуска на сутки — и в резервной емкости) за время, составляющее не более 8 ч.

Для модернизации системы охлаждения потребуется добавлять в нее дополнительный теплообменник и дополнительный насос с контуром циркуляции топлива через трубки дополнительного теплообменника, а также устанавливать массовый расходомер на трубопроводе подачи жидкого азота в секции теплообменников «труба в трубе», массовый расходомер и регулирующий вентиль на трубопроводе подачи жидкого азота в дополнительный теплообменник. При этом межтрубное пространство дополнительного теплообменника на две трети должно быть заполнено антифризом А-65 с подводом в нижнюю часть теплообменника через барботер жидкого азота и газообразного азота, выходящего из секций теплообменника «труба в трубе», с последующим отводом газообразного азота в дренажные каналы системы охлаждения топлива.

Применение массовых расходомеров в системах заправки разгонных блоков криогенными компонентами топлива на стартовых комплексах. Предлагаемое техническое решение основано на введении в заправочные системы массовых расходомеров на линиях подачи компонента и дренажа его паров из топливного бака при выполнении заправочных операций.

Масса жидкого компонента в топливном баке изделия, измеренная в процессе выполнения заправочных операций с учетом погрешностей массовых расходомеров системы заправки по каналам изменения плотности, в общем случае определяется зависимостью

$$M_{\text{жки}} = \int_0^{\tau} \left[G_{\text{жк}} \left(1 + \frac{\Delta\rho_{\text{жк}}}{\rho_{\text{жк}}} \right) - G_{\text{пк}} \left(1 + \frac{\Delta\rho_{\text{пк}}}{\rho_{\text{пк}}} \right) \right] d\tau, \quad (3)$$

где τ — время; $G_{\text{жк}}$, $G_{\text{пк}}$ — массовые расходы жидкого компонента на входе в топливный бак и паров компонента на выходе из него; $\rho_{\text{жк}}$, $\rho_{\text{пк}}$ — плотность жидкого компонента и паров компонента; $\Delta\rho_{\text{жк}}$, $\Delta\rho_{\text{пк}}$ — погрешность измерения плотности жидкого компонента и паров компонента.

Реальная масса жидкого компонента $M_{\text{жкр}}$ в баке к концу операции заправки определяется по уравнению (3) при $\Delta\rho_{\text{жк}} = \Delta\rho_{\text{пк}} = 0$, а погрешность ее измерения с использованием массовых расходомеров — соотношением

$$\delta = \left| \frac{M_{\text{жкр}} - M_{\text{жки}}}{M_{\text{жкр}}} \right| \cdot 100 \%$$

Результаты оценки погрешностей. С использованием кориолисовых массовых расходомеров ЭМИС [17] осуществляется оценка следующих погрешностей контроля массы при заправке топливного бака жидким кислородом:

1) погрешности расходомеров по каналу измерения плотности составляют $0,5 \text{ кг/м}^3$; погрешности системы контроля с двумя расходомерами — $0,33 \dots 0,42 \%$;

2) погрешности расходомеров с учетом калибровки на месте на рабочей среде составляют $0,3 \text{ кг/м}^3$; погрешности системы контроля с двумя расходомерами — $0,20 \dots 0,25 \%$.

Меньшие значения погрешности системы контроля массы соответствуют одинаковым знакам погрешностей обоих приборов (оба со знаком «+» или оба со знаком «-»), а большие — противоположным по знаку погрешностям приборов.

Заключение. Представленное предложение по модернизации систем охлаждения ракетного топлива на стартовых комплексах «Союз» при переходе на горючее РГ-1, включая применение в них массовых расходомеров для контроля и регулирования потока жидкого азота, подаваемого в теплообменники системы охлаждения, позволяет повысить эффективность данных систем и уменьшить затраты жидкого азота по сравнению с существующими системами на 53,2 % при выполнении операций охлаждения горючего на стартовом комплексе без переноса пуска и на 28,7 % — в случае переноса пуска на сутки.

По проведенным оценкам, применение массовых расходомеров в системах заправки летательных аппаратов криогенными компонентами топлива на стартовых комплексах позволяет уменьшить погрешности контроля масс компонента в топливном баке изделия в 2,8 раза по сравнению с существующими системами, основанными на объемных методах дозирования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 4, с. 24–29.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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

- [9] 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. DOI: 10.1063/5.0036228
- [10] 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: 10.1063/5.01108
- [11] Скворцов Б.В., Захаров Р.С., Живоносная Д.М. Методы и устройства измерения уровня топлива в процессе заправки ракет-носителей и основные направления их развития. *Авиакосмическое приборостроение*, 2019, № 5, с. 3–14.
- [12] Михайлов С.Л., Чернышев В.А. Обеспечение точных измерений температуры контролируемой среды в вихревом счетчике массы компонентов ракетного топлива ВДУ. В сб.: *Информационно-управляющие и измерительные системы–2021: материалы XIV Отраслевой научно-технической конференции приборостроительных организаций Госкорпорации «Роскосмос», посвященной 55-й годовщине образования АО «НПО ИТ»*. Москва, Изд-во «Перо», 2021, с. 107–111.
- [13] Бобровник В.И., Чугунков В.В. Анализ возможности применения массовых расходомеров для дозирования компонентов ракетного топлива при заправке топливных баков летательных аппаратов. *XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 3 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024, т. 2, с. 121–123.
- [14] Николаев А.В., Шульга В.М. Результаты разработки и внедрения новых методов, технологий и оборудования заправки баков летательных аппаратов компонентами ракетного топлива. *Космонавтика и ракетостроение*, 2024, № 1 (134), с. 170–185.
- [15] Сова А.Н., Шульга В.М., Николаев А.В., Борисов В.Г., Чернецкая М.Л. Результаты применения метода многопорционного весового дозирования для заправки разгонного блока. *Двойные технологии*, 2022, № 4 (101), с. 21–23.
- [16] Кортиашвили В.В., Крахмалев Е.И. Обзор методов измерения массового расхода. *Экспозиция Нефть Газ*, 2015, № 3 (42), с. 69–71.
- [17] Даутов А.Р. Применение продукции ТМ «ЭМИС» в теплоэнергетике. *Автоматизация и ИТ в энергетике*, 2021, № 11 (148), с. 44–48.
- [18] 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.
- [19] Домашенко А.М., Блинова И.Д. Исследования тепломассообмена при сбросе криогенных продуктов в воду. *Химическое и нефтегазовое машиностроение*, 2007, № 12, с. 17–19.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.

Статья поступила в редакцию 24.12.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бобровник В.И., Краснышева К.И., Чугунков В.В. Методики эффективного применения массовых расходомеров в технологических системах наземной эксплуатации летательных аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 2. EDN UIQQWB

Бобровник Владимир Игоревич — аспирант кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: bv3333@yandex.ru

Краснышева Ксения Игоревна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 20 научных работ в области наземного оборудования 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: chvbmstu@bmstu.ru

Methods for the mass flowmeters efficient application in technological systems of the spacecraft ground operation

© V.I. Bobrovnik, K.I. Krasnisheva, V.V. Chugunkov

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

A number of technological launch systems of the space rocket complexes require control over the cryogenic liquids mass parameters in the process of the rocket fuel components temperature preparation and their filling into the space rocket fuel tanks when preparing the rocket for launch. The paper considers technical solutions in introduction the Coriolis mass flowmeters to control the cryogenic fuel components mass when filling fuel tanks of the upper stages. Besides, these flowmeters regulate mass flow of the liquid nitrogen in the rocket fuel temperature preparation system of the launch complex when cooling the hydrocarbon fuel using the recuperative heat exchangers and the liquid nitrogen. The paper provides circuit designs, algorithms and mathematical models of operation of the launch complex technological systems using the mass flowmeters. It presents results of analyzing characteristics of these systems and confirms a possibility of increasing their efficiency.

Keywords: space rocket, rocket fuel cooling, fuel tank filling, filling process control, mass dosing, Coriolis mass flowmeter

REFERENCES

- [1] Alexandrov 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 — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2013, no. 4, pp. 24–29.
- [2] 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]. A mathematical model of the process of temperature preparation of liquid propellant components using a heat exchanger and a coolant cooled with the liquid nitrogen. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: Scientific Periodical of the Bauman Moscow State Technical University*, 2014, no. 12, pp. 136–150.
- [3] 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 Moscow State Technical University*, 2014, no. 3, pp. 145–161.
- [4] 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.

- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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>
- [9] 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>
- [10] 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>
- [11] Skvortsov B.V., Zakharov R.S., Zhivonosnovskaya D.M. Metody i ustroystva izmereniya urovnya topliva v protsesse zapravki raket-nositeley i osnovnye napravleniya ikh razvitiya [Methods and devices for measuring the fuel level in the process of filling the launch vehicles and the main directions of their development]. *Aviakosmicheskoe priborostroenie — Aerospace Instrument-Making*, 2019, no. 5, pp. 3–14.
- [12] Mikhailov S.L., Chernyshev V.A. Obespechenie tochnykh izmereniy temperatury kontroliruemoy sredy v vikhrevom schetchike massy komponentov raketnogo topliva VDU [Ensuring accurate measurement of the temperature of the controlled medium in the vortex mass meter of the VDU rocket fuel components]. In: *Informatsionno-upravlyayushchie i izmeritelnye sistemy–2021: materialy XIV otraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii priborostroitelnykh organizatsiy Goskorporatsii “Roskosmos”, posvyashchennoy 55-y godovshchine obrazovaniya AO “NPO IT* [Information management and measuring systems – 2021: materials of the XIV industry scientific and technical conference of the instrument-making organizations of the Roscosmos State Corporation dedicated to the 55th anniversary of formation of the “NPO IT” JSC]. Moscow, Pero Publ., 2021, pp. 107–111.
- [13] Bobrovnik V.I., Chugunkov V.V. Analiz vozmozhnogo primeneniya massovykh raskhodomerov dlya dozirovki komponentov raketnogo topliva pri zapravke toplivnykh bakov letatelnykh apparatov [Analysis of a possibility of using mass flowmeters in dosing the rocket fuel components when refueling the flying vehicle fuel tanks]. In: *XLVIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyash-*

- chennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya rossiyskikh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva: sb. tezisov v 3 t.* [XLVIII Academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of Academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration: collection of theses in 3 vols.]. Moscow, BMSTU Publ., 2024, vol. 2, pp. 121–123.
- [14] Nikolaev A.V., Shulga V.M. Rezultaty razrabotki i vnedreniya novykh metodov, tekhnologiy i oborudovaniya zapravki bakov letatelnykh apparatov komponentami raketnogo topliva [Results of development and implementation of the new methods, technologies and equipment for refueling the air vehicle with the rocket fuel components]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2024, no. 1 (134), pp. 170–185.
- [15] Sova A.N., Shulga V.M., Nikolaev A.V., Borisov V.G., Chernetskaya M.L. Rezultaty razrabotki i vnedreniya novykh metodov, tekhnologiy i oborudovaniya zapravki bakov letatelnykh apparatov komponentami raketnogo topliva [Results of application of the multiportion weight dosing method in refueling the upper stage]. *Dvoynye tekhnologii — Dual Technologies*, 2022, no. 4 (101), pp. 21–23.
- [16] Kortiashevili V.V., Krakhmalev E.I. Obzor metodov izmereniya massovogo raskhoda [Review of mass flow measurement methods]. *Ekspozitsiya Neft Gaz — Exposition Oil & Gas*, 2015, no. 3 (42), pp. 69–71.
- [17] Dautov A.R. Primenenie produktsii TM “EMIS” v teploenergetike [Application of TM “EMIS” products in thermal power engineering]. *Avtomatizatsiya i IT v energetika — Automation and IT in the Energy Sector*, 2021, no. 11 (148), pp. 44–48.
- [18] 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.
- [19] Domashenko A.M., Blinova I.D. Issledovaniya teplomassobmena pri sbrose kriogennykh produktov v vodu [Study of heat exchange during discharge of cryogenic products into water]. *Khimicheskoe i gazovoe mashinostroenie — Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, no. 12, pp. 17–19.
- [20] Nakoryakov V.E., Tsoy 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, rezultaty, tekhnologii — Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, 2013, no. 1 (12), pp. 260–264.
- [21] 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.
- [22] Nakoryakov V.E., Tsoi A.N., Mezentsev I.V., Meleshkin A.V. Eksperimentalnye issledovaniya protsessa inzhektsii zhidkogo azota v vodu [Boiling-up of liquid nitrogen jet in water]. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 293–298.

Bobrovnik V.I., Postgraduate, Department of Launch Rocket Complexes, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: bv3333@yandex.ru

Krasnisheva K.I., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor. Department of Launch Rocket Complexes, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 20 publications on the ground-based rocket and space equipment. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

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