

УДК 536.2.083

doi: 10.18698/0536-1044-2022-9-116-125

Оценка времени захлаживания криогенного бака азотной парожидкостной смесью

Н.О. Борщев¹, А.Е. Белявский², О.А. Юранев³

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН

² Московский авиационный институт

³ АО «ЦНИИмаш»

Estimating Cryogenic Tank Cooling Time for a Nitrogen Vapour-Liquid Mixture

N.O. Borshchev¹, A.E. Belyavskiy², O.A. Yuranev³

¹ Lebedev Physical of Russian Academy of Sciences

² Moscow Aviation Institute

³ JSC Central Research Institute for Machine Building (TsNIIMash)

В мировой космонавтике наблюдаются тенденции к использованию метана в качестве топлива первых ступеней ракет-носителей. В России подобные работы проводятся для перспективной ракеты-носителя «Амур-СПГ». При этом для испытаний на прочность топливных баков метан как пожаровзрывоопасное вещество плохо подходит для использования в существующей экспериментальной базе отрасли. В связи с этим становится актуальной задача по разработке безопасной методики имитации температуры жидкого метана при испытаниях на прочность метанового бака. Предложено захлаживать такой бак азотной парожидкостной смесью. Выполнена оценка времени захлаживания криогенного бака азотной парожидкостной смесью по указанной методике на основе решения задачи его теплового состояния методом изотермических узлов. Этот подход можно использовать и для кислородных баков.

Ключевые слова: лучисто-конвективный теплообмен, газообразный азот, алюминиевый бак, конвективный коэффициент теплоотдачи, метановый бак, уравнение теплопроводности

At present, there exists a trend for spacefaring countries to use methane as fuel for the first stages of launch vehicles. Russia is currently developing a promising launch vehicle known as Amur LNG. However, due to methane being a hazardous (flammable and explosive) substance, it is poorly suited for fuel tank strength tests conducted using existing equipment. In this regard, we face an urgent issue of developing a safe method for simulating liquid methane temperature during strength testing of methane tanks. We propose to cool the tank with a nitrogen vapour-liquid mixture. To estimate cooling time for a cryogenic tank treated with a nitrogen vapour-liquid mixture as per the method proposed, along with determining the amount of refrigerant to be used, we solved its thermal state problem using the method of isothermal nodes. This approach may also be used for oxygen tanks.

Keywords: radiative and convective heat exchange, nitrogen gas, aluminum tank, convective heat transfer coefficient, methane tank, thermal conductivity equation

В мировой космонавтике наблюдаются тенденции к использованию метана в качестве топлива первых ступеней ракет-носителей [1–4]. В России подобные работы проводятся для

перспективной ракеты-носителя «Амур-СПГ». При этом для испытаний на прочность криогенных топливных баков метан как пожаровзрывоопасное вещество плохо подходит для

использования в существующей экспериментальной базе отрасли.

Классическим методом захлаживания топливного бака является его заполнение жидким азотом [5]. Однако вследствие большого различия физических свойств жидких метана и азота этот метод захлаживания метанового топливного бака (далее МБ) является неоптимальным. В связи с этим МБ предлагается захлаживать азотной парожидкостной смесью.

Суть охлаждения МБ азотной парожидкостной смесью $N_{2г-ж}$ заключается в следующем. Жидкий азот подают со стороны верхнего днища МБ, внутри которого установлен распылитель 1 для более равномерного и интенсивного охлаждения МБ (рис. 1).

В качестве распылителя можно использовать струйные форсунки для более мелкого и направленного распыла. Капельно-жидкостная смесь, образуемая за форсунками, попадая в область стенок МБ, начинает опускаться вниз за счет массовых сил инерции, охлаждая стенки, а затем, нагреваясь, поднимается вверх через центральную часть МБ и выходит через дренажное отверстие [6].

Сверху и снизу МБ установлены силовые кольца для передачи на него статических усилий. Так как силовые кольца могут соприкасаться со шпангоутами МБ, они способны изменить внешний приток теплоты, который необходимо учитывать в расчетах. Обычно такие кольца изготавливают из стали 20 и имеют массу около 5 т.

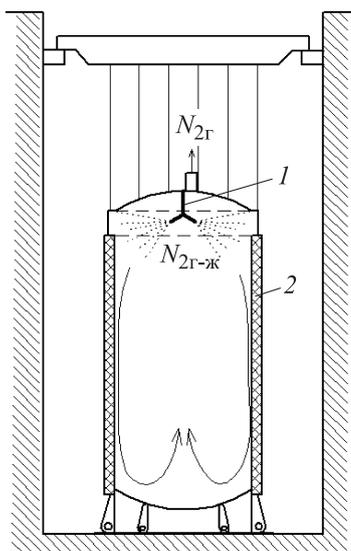


Рис. 1. Схема захлаживания МБ испаряющимся азотом N_{2r}

Для расчетов выбран модельный МБ [7, 8] вместимостью около 100 м^3 , выполненный из алюминиевого сплава и состоящий из цилиндрической обечайки диаметром $d = 4,1 \text{ м}$ и высотой $h = 8 \text{ м}$ и двух сферических днищ с радиусом кривизны около 3 м . Масса МБ принята равной 1200 кг .

Принимаем, что на МБ смонтирован (методом напыления) слой теплоизоляции 2 (см. рис. 1) типа ППУ толщиной $0,1 \text{ м}$ с постоянным коэффициентом теплопроводности, равным $0,03 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Считаем, что теплоизоляция имеет постоянную плотность 90 кг/м^3 , а теплоемкость, зависящая от температуры, определяется методом интерполяции.

Цель работы — определение времени захлаживания ракетного МБ при испытаниях на прочность.

Тепловая физико-математическая модель объекта исследования. Анализ и расчету процессов, происходящих при охлаждении конструкций криогенными жидкостями, в том числе жидким метаном, посвящено много работ [9–12]. Тепловое состояние алюминиевого МБ целесообразно оценить методом тепловых балансов (методом изотермических узлов), где принято, что каждый узел имеет одинаковую температуру в конкретный момент времени.

Этот метод предпочтителен тем, что для каждой из фаз хладагента сводит математическое описание процесса захлаживания конструкции к описанию обыкновенными дифференциальными уравнениями (ОДУ) первого порядка, традиционно решаемыми не полной системой уравнений Навье — Стокса, а вариационными методами Эйлера, что намного быстрее.

Предполагаем, что в МБ поступает жидкий азот с постоянной температурой на входе минус $196 \text{ }^\circ\text{C}$ (см. рис. 1).

Запишем уравнения теплопроводности [13–15] для алюминиевого МБ и его теплозащитного покрытия (ТЗП):

$$C(T)\rho(T)\frac{\partial T(M, \tau)}{\partial \tau} = \text{div}[\lambda(T)\text{grad}T(M, \tau)],$$

где $C(T)$ — удельная теплоемкость материала, $\text{Дж/(кг}\cdot\text{К)}$; $\rho(T)$ — плотность материала, кг/м^3 ; $T(M, \tau)$ — температура материала в произвольной точке МБ $M \in (x, y, z)$ в функции времени τ , К ; $\lambda(T)$ — коэффициент теплопроводности материала, $\text{Вт/(м}\cdot\text{К)}$.

Граничные условия для общей постановки задачи имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_{k1}} &= q_1(\Gamma_{k1}, \tau); \\ \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_{k2}} &= q_2(\Gamma_{k2}, \tau); \\ \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_{k3}} &= q_3(\Gamma_{k3}, \tau); \\ \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial z} \Big|_{\Gamma_{k4}} &= q_4(\Gamma_{k4}, \tau); \\ \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_{k4}} &= q_5(\Gamma_{k4}, \tau); \\ \lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_{k5}} &= q_6(\Gamma_{k5}, \tau), \end{aligned}$$

где n — нормаль к границе внешней поверхности; $\Gamma_{k1}, \dots, \Gamma_{k5}$ — первая–пятая граница внешней поверхности МБ; q_1, \dots, q_6 — тепловой поток на первой–шестой границе.

Проинтегрируем исходное уравнение теплопроводности в декартово-евклидовом пространстве по трем координатам и запишем подынтегральные выражения для каждого оператора дифференцирования.

Для алюминиевой оболочки считаем, что перетекание тепловой энергии происходит только в двух направлениях в силу малости толщины алюминиевой стенки. Таким образом, происходит кондуктивный теплоприток со стороны ТЗП и перетекание тепла вдоль МБ:

$$\begin{aligned} \int_0^x \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(T^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \right] dx &= \\ = \lambda(T^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_{l_x} - \lambda(T^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_0 &= \\ = -\alpha_k (T^{Al} - T^N) + \frac{\lambda_{ТЗП}(T^{ТЗП})}{\delta_{ТЗП}} (T^{ТЗП} - T^{Al}); & \\ \int_0^y \frac{\partial}{\partial y} \left[\lambda(T) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial y} \right] dy &= \\ = \lambda(T^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial y} \Big|_{l_y} - \lambda(T^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial y} \Big|_0, & \end{aligned}$$

где $\lambda_{ТЗП}$ — коэффициент теплопроводности ТЗП, Вт/(м·К); T^{Al} , T^N и $T^{ТЗП}$ — температура алюминиевой оболочки, азота и ТЗП соответственно, К; l_x и l_y — длина стенок МБ в направлении оси x и y , м; α_k — коэффициент

конвективной теплоотдачи от алюминиевой стенки МБ к ядру азота, Вт/(м²·К); $\delta_{ТЗП}$ — толщина ТЗП, м.

Для ТЗП принимаем, что перетекание тепловой энергии происходит только в одном направлении вследствие малого изменения температуры азота. Со стороны алюминиевой стенки происходит кондуктивная отдача тепловой энергии, с другой стороны — лучисто-конвективный теплообмен с внешней средой:

$$\begin{aligned} \int_0^x \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(T^{ТЗП}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \right] dx &= \\ = \lambda(T^{ТЗП}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_{l_x} - \lambda(T^{ТЗП}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_0 &= \\ = -\frac{\lambda_{ТЗП}(T^{ТЗП})}{\delta_{ТЗП}} (T^{ТЗП} - T^{Al}) + \varepsilon_{ТЗП} \sigma \left[(T^{ТЗП})^4 - T_{cp}^4 \right] - & \\ - \alpha_k^{cb} (T^{ТЗП} - T_{cp}), & \end{aligned}$$

где $\varepsilon_{ТЗП}$ — излучательно-поглощательная способность ТЗП; σ — постоянная Стефана — Больцмана, $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴); T_{cp} — температура внешней среды, К; α_k^{cb} — коэффициент свободной конвективной теплоотдачи от ТЗП к внешней среде, Вт/(м²·К).

Для стального кольца считаем, что перетекание тепловой энергии происходит только в одном направлении из-за его сравнительно малой толщины. Со стороны алюминиевой стенки происходит кондуктивная отдача тепловой энергии, с другой стороны — лучисто-конвективный теплообмен с внешней средой:

$$\begin{aligned} \int_0^x \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(T_i^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \right] dx &= \\ \lambda(T_i^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_{l_x} - \lambda(T_i^{Al}) \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial x} \Big|_0 &= \\ = \frac{\lambda(T_i^{ст})}{\delta_{Al}} (T_{i+1}^{ст} - T_i^{ст}) + \frac{\lambda(T_i^{ст})}{\delta_{Al}} (T_i^{ст} - T_i^{Al}) + & \\ + \varepsilon_i \sigma \left[(T_i^{ст})^4 - T_{cp}^4 \right] - \alpha_k^{cb} (T_i^{ст} - T_{cp}), & \end{aligned}$$

где T_i^{Al} — температура алюминиевой оболочки в i -м узле; $T_{i+1}^{ст}$ и $T_i^{ст}$ — температура стального кольца в $(i + 1)$ -м и i -м узле; δ_{Al} — толщина алюминиевой оболочки; ε_i — излучательно-поглощательная способность материала.

Таким образом, получаем систему ОДУ, описывающих тепловое состояние конструкции [7].

ОДУ для изотермических узлов алюминиевой конструкции

$$C(T_i^{Al})\rho(T_i^{Al})\frac{\partial T_i^{Al}(\tau)}{\Delta\tau} = -\alpha_k(T_i^{Al} - T_i^N) + \frac{\lambda(T_i^{Al})}{h_{Al}}(T_{i+1}^{Al} - T_i^{Al}) + \frac{\lambda_{ТЗП}(T_i^{ТЗП})}{h_{ТЗП}}(T_i^{ТЗП} - T_i^{Al});$$

$$T_i^{Al}(0) = 293 \text{ K},$$

где T_i^{Al} — температура i -го изотермического узла алюминиевой конструкции, К; $\Delta\tau$ — шаг интегрирования по времени; h_{Al} и $h_{ТЗП}$ — шаг разбиения изотермических узлов по высоте МБ и ТЗП, м.

Конвективный коэффициент теплоотдачи от алюминиевой стенки МБ к ядру азота вычисляется по формуле

$$\alpha_k = \frac{Nu_d \lambda_N(T_i^N)}{d},$$

где Nu_d — число Нуссельта для диаметра МБ d (м); $\lambda_N(T_i^N)$ — коэффициент теплопроводности парожидкостной азотной смеси в функции температуры i -го изотермического узла парожидкостной азотной смеси, Вт/(м·К).

Число Нуссельта для диаметра МБ определяется выражением [13]

$$Nu_d = 0,025Re^{0,8}Pr^{0,4} \left[1 + \left(\frac{d}{1} \right)^{0,7} \right],$$

где Re — число Рейнольдса; Pr — число Прандтля.

ОДУ для изотермических узлов ТЗП

$$C(T_i^{ТЗП})\rho(T_i^{ТЗП})\frac{\partial T_i^{Al}}{\Delta\tau} = -\frac{\lambda_{ТЗП}(T_i^{ТЗП})}{h_{ТЗП}}(T_i^{ТЗП} - T_i^{Al}) + \varepsilon_i \sigma \left[(T_i^{ТЗП})^4 - T_{cp}^4 \right] - \alpha_k^{cb}(T_i^{ТЗП} - T_{cp});$$

$$T_i^{ТЗП}(0) = 293 \text{ K},$$

где $T_i^{ТЗП}$ — температура i -го изотермического узла ТЗП, К.

Процесс теплообмена между силовым кольцом и внешней средой характеризуется свободным движением воздуха. Поэтому критерий Нуссельта для высоты МБ l определяется произведением чисел Грасгофа Gr и Прандтля Pr при обтекании вертикальной стенки свободно-молекулярным потоком воздуха [13]

$$Nu_l = 0,75(GrPr)^{0,25};$$

$$Gr_l = \frac{g\beta\rho^2(T_i^{ТЗП} - T_{cp})l^3}{\eta^2},$$

где g — ускорение свободного падения, $g = 9,8 \text{ м/с}^2$; β — коэффициент температурного расширения, $1/\text{K}$; η — коэффициент кинематической вязкости, $\text{м}^2/\text{с}$.

Тогда коэффициент свободной конвективной теплоотдачи от ТЗП к внешней среде

$$\alpha_k^{cb} = \frac{Nu_l \lambda_b}{l},$$

где λ_b — коэффициент теплопроводности теплоносителя.

ОДУ для изотермических узлов азота состоят из уравнений сохранения массы и энергии

$$\frac{d}{d\tau}(m_{ж}^N + m_{п}^N) = G_{вх} - G_{вых};$$

$$\frac{d}{d\tau}(I_{ж}m_{ж}^N + I_{п}m_{п}^N) = G_{вх}I_{вх} - G_{вых}I_{вых} + r_N m_{п}^N,$$

где $m_{ж}^N$ и $m_{п}^N$ — масса жидкого и газообразного азота, кг; $G_{вх}$ — массовый расход жидкого азота на входе в МБ, кг/с; $G_{вых}$ — массовый расход газообразного азота на выходе из МБ, кг/с; $I_{ж}$ и $I_{п}$ — удельная энтальпия жидкой и паровой фазы азота, Дж/кг; $I_{вх}$ и $I_{вых}$ — удельная энтальпия на входе в МБ и на выходе из МБ, Дж/кг; r_N — скрытая теплота парообразования, Дж/кг.

Преобразуем уравнение сохранения массы:

$$\frac{d}{d\tau}(\rho_{ж}^N V_{ж}^N + \rho_{п}^N V_{п}^N) = G_{вх} - G_{вых};$$

$$\rho_{п}^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} + V_{п}^N \frac{d\rho_{п}^N}{d\tau} - \rho_{ж}^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} = G_{вх} - G_{вых};$$

$$\rho_{п}^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} + \left[\frac{V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} - \frac{p_{п}^N V_{п}^N}{R^N (T_i^N)^2} \right] \frac{dT_i^N}{d\tau} - \rho_{ж}^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} = G_{вх} - G_{вых},$$

где $\rho_{ж}^N$ и $\rho_{п}^N$ — плотность жидкой и паровой фазы азота, кг/м^3 ; $V_{ж}^N$ и $V_{п}^N$ — объем жидкой и паровой фазы азота, м^3 ; R^N — универсальная газовая постоянная, Дж/(кг·К), $R^N = R/\rho_{п}^N$; T_i^N — температура i -го изотермического узла парожидкостной азотной смеси.

Преобразуем уравнение сохранения энергии:

$$\begin{aligned} & \frac{d}{d\tau} (C_{ж} T_i^N \rho_{ж}^N V_{ж}^N + C_{п} T_i^N \rho_{п}^N V_{п}^N) = \\ & = G_{вх} C_{ж} T_{вх}^N - G_{вых} C_{п} T_{вых}^N + r_N \rho_{п}^N V_{п}^N; \\ & C_{ж} \rho_{ж}^N (V - V_{п}^N) \frac{dT_i^N}{d\tau} - C_{ж} T_i^N \rho_{ж}^N \frac{dV_{ж}^N}{d\tau} + \\ & + C_{п} T_i^N \rho_{п}^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} + T_i^N \rho_{п}^N V_{п}^N \frac{dC_{п}}{dT} \frac{dT_i^N}{d\tau} + \\ & + \left(\frac{C_{п} T_i^N V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} + \frac{p_{п}^N V_{п}^N C_{п} T_i^N}{R^N T_i^{N2}} \right) \frac{dT_i^N}{d\tau} = \\ & = G_{вх} C_{ж} T_{вх}^N - G_{вых} C_{п} T_{вых}^N + r_N \rho_{п}^N V_{п}^N, \end{aligned}$$

где $C_{ж}$ и $C_{п}$ — удельная теплоемкость жидкой и паровой фазы, Дж/(кг·К); V — общий объем парожидкостной смеси, м³; $T_{вх}^N$ и $T_{вых}^N$ — температура теплоносителя на входе в МБ и выходе из МБ, К; $p_{п}^N$ — давление паров азота на линии насыщения, Па.

Отсюда с учетом уравнения состояния газа получаем

$$\rho_{п}^N = \frac{p_{п}^N}{R^N T_i^N}.$$

Изменение объема пара в зависимости от времени определяется как

$$\frac{dV_{п}^N}{d\tau} = \frac{G_{вх} - G_{вых} - \left[\frac{V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} - \frac{p_{п}^N V_{п}^N}{R^N (T_i^N)^2} \right] \frac{dT_i^N}{d\tau}}{\rho_{п}^N + \rho_{ж}^N};$$

$$\begin{aligned} \frac{dT_i^N}{d\tau} &= \frac{G_{вх} C_{ж} T_{вх}^N - G_{вых} C_{п} T_{вых}^N + r_N \rho_{п}^N V_{п}^N}{Z} + \\ &+ \frac{T_i^N \frac{dV_{п}^N}{d\tau} (C_{ж} \rho_{ж}^N + C_{п} \rho_{п}^N)}{Z}, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} Z &= C_{ж} \rho_{ж}^N (V - V_{п}^N) + T_i^N \rho_{п}^N V_{п}^N \frac{dC_{п}}{dT} + \\ &+ \frac{C_{п} T_i^N V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} + \frac{p_{п}^N V_{п}^N C_{п} T_i^N}{R^N T_i^{N2}} \end{aligned}$$

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \omega &= C_{ж} \rho_{ж}^N (V - V_{п}^N) + T_i^N \rho_{п}^N V_{п}^N \frac{dC_{п}}{dT} + \\ &+ \frac{C_{п} T_i^N V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} + \frac{p_{п}^N V_{п}^N C_{п} T_i^N}{R^N T_i^{N2}}; \end{aligned}$$

$$\gamma = G_{вх} C_{ж} T_{вх}^N - G_{вых} C_{п} T_{вых}^N + r_N \rho_{п}^N V_{п}^N;$$

$$v = C_{ж} \rho_{ж}^N + C_{п} \rho_{п}^N.$$

Таким образом, получаем выражения для температуры i -го изотермического узла парожидкостной азотной смеси

$$\begin{aligned} \frac{dT_i^N}{d\tau} &= \frac{1}{\omega} \left\{ \gamma (\rho_{п}^N + \rho_{ж}^N) + \left[G_{вх} - G_{вых} - \left(\frac{V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} - \right. \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \left. - \frac{p_{п}^N V_{п}^N}{R^N (T_i^N)^2} \right) \frac{dT_i^N}{d\tau} \right] T_i^N v \right\}; \\ \frac{dT_i^N}{d\tau} &= \frac{\gamma (\rho_{п}^N + \rho_{ж}^N) + (G_{вх} - G_{вых}) T_i^N v}{\frac{V_{п}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{п}^N}{dT} - \frac{p_{п}^N V_{п}^N}{R^N T_i^{N2}} + \omega}. \end{aligned}$$

Граничные условия имеют вид

$$T_i^N(0) = 80 \text{ К}; \quad V_{п}^N(0) = 0.$$

Массовый расход жидкого азота на входе в МБ

$$G_{вх} = F_{вх} \sqrt{2\rho_N (p_{вх} - p_6)},$$

где $F_{вх}$ — площадь входного отверстия, м²; ρ_N — плотность жидкого азота, кг/м³; $p_{вх}$ — давление входного потока жидкого азота, Па; p_6 — давление рабочей среды в МБ, Па.

Массовый расход газообразного азота на выходе из МБ

$$G_{вых} = \frac{F_{вых} p_6}{RT_{p_{max}}} f\left(\gamma, \frac{p_0}{p_6}\right);$$

$$f\left(\gamma, \frac{p_0}{p}\right) =$$

$$\begin{cases} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_6}\right)^{\frac{1}{\gamma}} - \left(\frac{p_0}{p_6}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} & \text{при } \frac{p_0}{p_6} > \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}; \\ \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma-1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} & \text{при } \frac{p_0}{p_6} < \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \end{cases}$$

где $F_{вых}$ — площадь выходного отверстия, м²; γ — показатель адиабаты.

ОДУ для изотермических узлов стального силового кольца

$$C(T_i^{ct}) \rho(T_i^{ct}) \frac{\partial T_i^{ct}}{\Delta\tau} = \frac{\lambda(T_i^{ct})}{h_{Al}} (T_{i+1}^{ct} - T_i^{ct}) +$$

$$+ \frac{\lambda(T_i^{ct})}{h_{Al}} (T_i^{ct} - T_i^{Al}) + \varepsilon_i \sigma \left[(T_i^{ct})^4 - T_{cp}^4 \right] -$$

$$- \alpha_k^{cb} (T_i^{ct} - T_{cp});$$

$$T_i^{ct}(0) = 293 \text{ К}.$$

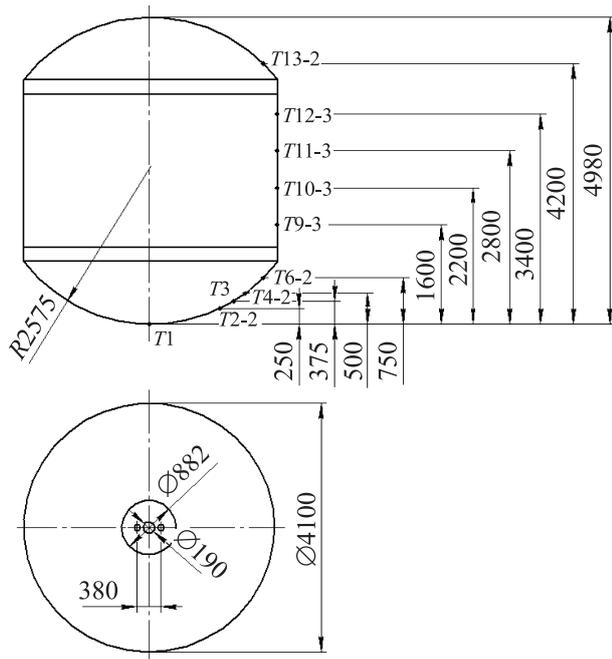


Рис. 2. Схема расположения термодпар на МБ

Эта система уравнений решена методом Рунге — Кутты четвертого порядка [16]. Расчетная зависимость температуры изотермических узлов в характерных точках замера, где установлены термодпары (рис. 2), для получения экспериментального поля, показана на рис. 3.

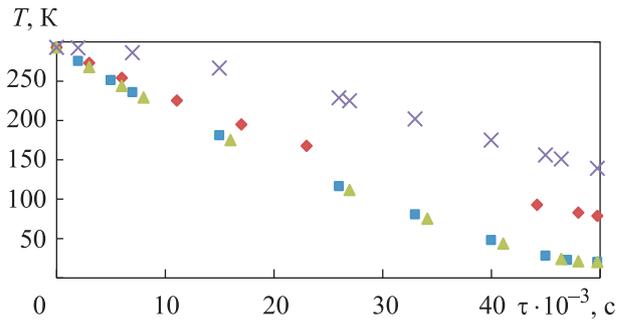


Рис. 3. Расчетная зависимость температуры изотермических узлов в контрольных точках замера T1 (■), T2 (♦), T3 (▲) и T300 (×) от времени τ при захолаживании МБ парами жидкого азота

Результаты оценки теплового состояния конструкции и времени захолаживания. Исследования проведены на полномасштабном М диаметром 4,1 м. Зависимость температуры стенки МБ от времени при его захолаживании парами жидкого азота приведена на рис. 4.

Разница показаний термодпар по высоте МБ в этом случае составила около 70 °С.

Далее был исследован процесс захолаживания обечайки путем резкого сброса давления паров жидкого азота. Отличие от предыдущего способа заключалось в том, что изначально захолаживание МБ происходило с закрытым

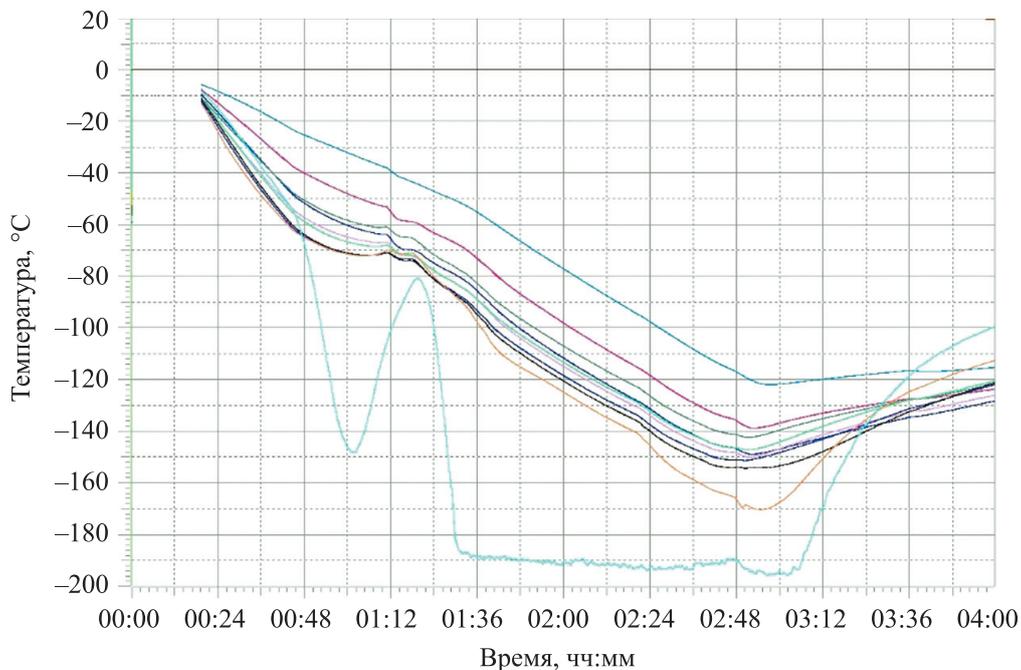


Рис. 4. Зависимость температуры стенки МБ в контрольных точках замера от времени при его захолаживании парами жидкого азота:
 ■ — T1; ■ — T2-2; ■ — T3; ■ — T4-2; ■ — T6-2; ■ — T9-3; ■ — T10-3; ■ — T11-3; ■ — T12-3; ■ — T13-2

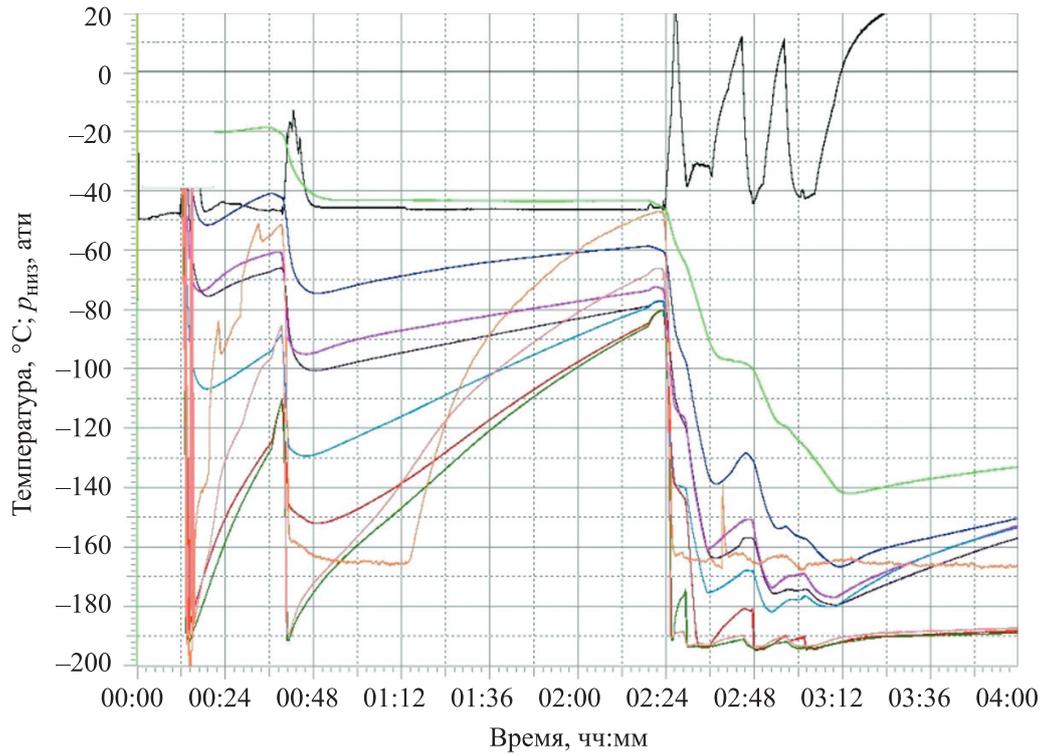


Рис. 5. Зависимость давления $p_{\text{низ}}$ (■) и температуры стенки МБ в контрольных точках замера от времени при его захлаживании парами жидкого азота путем сброса давления:

— T1; — T2-1; — T3; — T4-2; — T6-2; — T9-3; — T11-3; — T12-3; — T13-2

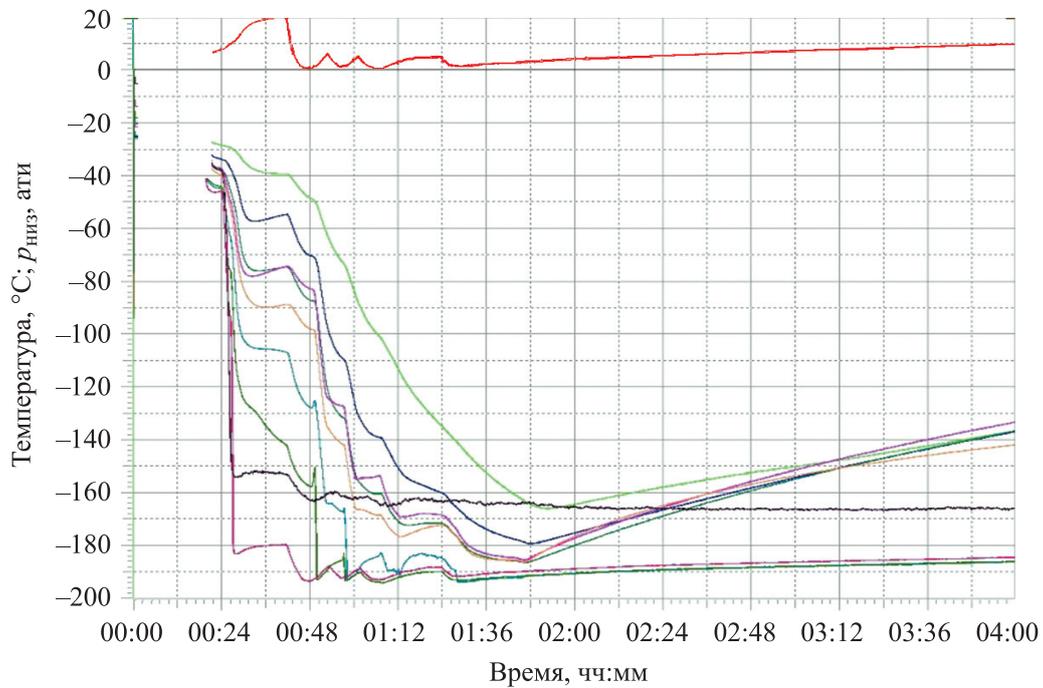


Рис. 6. Зависимость давления $p_{\text{низ}}$ (■) и температуры стенки МБ в контрольных точках замера от времени в процессе захлаживания парами жидкого азота со стороны верхнего днища:

— T1; — T2-2; — T3; — T4-2; — T6-2; — T9-3; — T11-3; — T12-3; — T13-2

вентилем дренажа, а затем по достижении определенного уровня внутреннего давления $p_{\text{низ}}$, созданного парами азота (рис. 5), дренажный вентиль резко открывался. При этом наблюдалось более интенсивное охлаждение стенок МБ, чем при охлаждении естественной конвекцией парами жидкого азота.

Также проведены испытания, в которых захлаживание МБ заключалось в фонтанировании капельно-газовой смеси, истекающей из отверстия в верхней части МБ на его внутреннюю поверхность. Оказалось, что скорость за-

хлаживания МБ возросла примерно в 2–3 раза при меньших затратах азота (рис. 6).

Вывод

Установлено, что результаты теоретической оценки теплового состояния МБ хорошо коррелируют с экспериментальными данными при различных методах захлаживания МБ. Погрешность не превышает 5 %, что свидетельствует о приемлемости предложенного метода захлаживания МБ.

Литература

- [1] Nilsen C., Meriam S., Meyer S. Purdue liquid oxygen — liquid methane sounding rocket. *AIAA Scitech Forum*, 2019, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2019-0614>
- [2] Percy T., Polsgrove T., Alexander L. et al. Design and development of a methane cryogenic propulsion stage for human mars exploration. *AIAA SPACE*, 2016, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2016-5492>
- [3] Безотказная, как автомат Калашникова: метановая ракета «Амур». *roscosmos.ru: веб-сайт*. URL: <https://www.roscosmos.ru/29357/> (дата обращения: 15.02.2022).
- [4] Калугин К.С., Сухов А.В. Особенности использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей. *Вестник МАИ*, 2018, т. 25, № 4, с. 120–132.
- [5] Юранев О.А. Исследования различных способов захлаживания криогенных топливных баков изделий ракетно-космической техники. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 3, с. 50–57, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-3-50-57>
- [6] Васюкова Д.А., Колозезный А.Э., Юранев О.А. Квалификация способов расчета захлаживания крупногабаритной испытательной сборки «криогенного» топливного бака РКН при свободной конвекции газообразного хладагента. *Полет*, 2015, № 7, с. 18–24.
- [7] Васюкова Д.А., Колозезный А.Э., Юранев О.А. Эффективный подход к проведению зачетных прочностных испытаний криогенных баков перспективных средств выведения. *Авиакосмическая техника и технология*, 2013, № 1, с. 23–25.
- [8] Васюкова Д.А., Колозезный А.Э., Юранев О.А. Использование криогенной гелиевой системы для имитации эксплуатационных температур при испытаниях на прочность баков жидкого водорода перспективных средств выведения. *Космонавтика и ракетостроение*, 2012, № 2, с. 179–186.
- [9] Кологов А.В., Усов Г.Л. Методика анализа процессов захлаживания системы питания жидкостного ракетного двигателя и заправки топливного бака. *Вестник НПО Техно-маш*, 2018, № 4, с. 62–64.
- [10] Воронов В.А., Карякина Е.Д., Ахмеров Э.В. Анализ технических решений в области транспорта и хранения сжиженного природного газа. *Вестник международной академии холода*, 2019, № 3, с. 15–22, doi: <https://doi.org/10.17586/1606-4313-2019-18-3-15-22>
- [11] Галеев А.Г., Орлов В.А. Численное моделирование процесса заправки стендового бака жидким водородом. *Полет*, 2019, № 12, с. 54–62.
- [12] Фирсов В.П., Галеев А.Г., Антюхов И.В. Экспериментальное исследование процессов захлаживания и запуска водородного жидкостного ракетного двигателя. *Полет*, 2020, № 2, с. 3–18.
- [13] Мартыненко О.Г., Соковишин Ю.А. *Свободно-конвективный теплообмен*. Минск, Наука и техника, 1982. 399 с.
- [14] Борщев Н.О., Юранев О.А. Теоретическая оценка времени захлаживания бака жидкого водорода при испытании на прочность. *Известия высших учебных заведений*.

- Машиностроение*, 2021, № 12, с. 83–89, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-83-89>
- [15] Бермант А.Ф., Араманович И.Г. *Краткий курс математического анализа*. Москва, Наука, 1965. 736 с.
- [16] Деккер К., Вервер Я. *Устойчивость методов Рунге-Кутты для жестких нелинейных дифференциальных уравнений*. Москва, Мир, 1988. 334 с.

References

- [1] Nilsen C., Meriam S., Meyer S. Purdue liquid oxygen - liquid methane sounding rocket. *AIAA Scitech Forum*, 2019, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2019-0614>
- [2] Percy T., Polsgrove T., Alexander L. et al. Design and development of a methane cryogenic propulsion stage for human mars exploration. *AIAA SPACE*, 2016, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2016-5492>
- [3] *Bezotkaznaya, kak avtomat Kalashnikova: metanovaya raketa «Amur»* [Dependable as the Kalashnikov gun: “Amur” methane rocket]. *roscosmos.ru: website*. URL: <https://www.roscosmos.ru/29357/> (accessed: 15.02.2022). (In Russ.).
- [4] Kalugin K.S., Sukhov A.V. Methane application specifics as a fuel for liquid rocket engines. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 120–132. (In Russ.).
- [5] Yuranev O.A. Investigating various ways of cooling cryogenic fuel tanks of aerospace equipment. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2018, no. 3, pp. 50–57, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-3-50-57> (in Russ.).
- [6] Vasyukova D.A., Kolozeznyy A.E., Yuranev O.A. Qualification of method for prediction of gas free convection cooling of the full-scaled test article of a launcher cryogenic tank. *Polet [Flight]*, 2015, no. 7, pp. 18–24. (In Russ.).
- [7] Vasyukova D.A., Kolozeznyy A.E., Yuranev O.A. Effective approach to control structural tests of cryogenic tanks for advanced launch vehicles. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Technology]*, 2013, no. 1, pp. 23–25. (In Russ.).
- [8] Vasyukova D.A., Kolozeznyy A.E., Yuranev O.A. Use of cryogenic helium system for operation temperature simulation in structural test environment for future launch vehicle liquid hydrogen tanks. *Kosmonavtika i raketostroyeniye [Cosmonautics and Rocket Engineering]*, 2012, no. 2, pp. 179–186. (In Russ.).
- [9] Kologov A.V., Usov G.L. Method for analysis of cooldown processes of a liquid rocket engine and propellant tanking. *Vestnik NPO Tekhnomash*, 2018, no. 4, pp. 62–64. (In Russ.).
- [10] Voronov V.A., Karyakina E.D., Akhmerov E.V. Analysis of technical solutions in transport and storage of liquefied natural gas. *Vestnik mezhdunarodnoy akademii kholoda [Journal of International Academy of Refrigeration]*, 2019, no. 3, pp. 15–22, doi: <https://doi.org/10.17586/1606-4313-2019-18-3-15-22> (in Russ.).
- [11] Galeev A.G., Orlov V.A. Numerical simulation of the stand tank filling process with liquid hydrogen. *Polet [Flight]*, 2019, no. 12, pp. 54–62. (In Russ.).
- [12] Firsov V.P., Galeev A.G., Antyukhov I.V. Experimental study of cooling down process and starting a hydrogen liquid rocket engine. *Polet [Flight]*, 2020, no. 2, pp. 3–18. (In Russ.).
- [13] Martynenko O.G., Sokovishin Yu.A. *Svobodno-konvektivnyy teploobmen [Free convective heat transfer]*. Minsk, Nauka i tekhnika Publ., 1982. 399 p. (In Russ.).
- [14] Borshchev N.O., Yuranev O.A. Theoretical estimate of cooling time of a liquid hydrogen tank during structural tests. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye [BMSTU Journal of Mechanical Engineering]*, 2021, no. 12, pp. 83–89, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-83-89> (in Russ.).
- [15] Bermant A.F., Aramanovich I.G. *Kratkiy kurs matematicheskogo analiza*. Moscow, Nauka Publ., 1965. 736 p. (In Russ.).
- [16] Dekker K., Verwer J.G. *Stability of Runge-Kutta methods for stiff nonlinear differential equations*. Elsevier, 1984. (Russ. ed.: *Ustoychivost' metodov Runge-Kutty dlya zhestkikh nelineynykh differentsial'nykh uravneniy*. Moscow, Mir Publ., 1988. 334 p.)

Информация об авторах

БОРЩЕВ Никита Олегович — кандидат технических наук, ведущий инженер. Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН (119991, Москва, Российская Федерация, Ленинский пр-т, д. 53, e-mail: www.moriarty93@mail.ru).

БЕЛЯВСКИЙ Александр Евгеньевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125371, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: 614kaf1@gmail.com).

ЮРАНЕВ Олег Александрович — начальник лаборатории отдела температурно-статической прочности. АО «ЦНИИмаш» (141070, Королев, Российская Федерация, ул. Пионерская, д. 4, корп. 22, e-mail: juranevoa@tsniimash.ru).

Information about the authors

BORSHCHEV Nikita Olegovich — Candidate of Science (Eng.), Expert Specialist. Lebedev Physical of Russian Academy of Sciences (119991, Moscow, Russian Federation, Leninsky Ave., Bldg. 53, e-mail: www.moriarty93@mail.ru).

BELYAVSKIY Aleksandr Yevgenievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Ecology, Life-Support Systems and Civil Defence. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125371, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Highway, Bldg. 4, e-mail: 614kaf1@gmail.com).

YURANEV Oleg Alexandrovich — Head of Laboratory, Department of Thermal and Static Strength. JSC Central Research Institute for Machine Building (TsNIIMash) (141070, Korolev, Russian Federation, Pionerskaya St., Bldg. 4, Block 22, e-mail: juranevoa@tsniimash.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Борщев Н.О., Белявский А.Е., Юранев О.А. Оценка времени захлаживания криогенного бака азотной парожидкостной смесью. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 9, с. 116–125, doi: 10.18698/0536-1044-2022-9-116-125

Please cite this article in English as:

Borshchev N.O., Belyavskiy A.E., Yuranev O.A. Estimating Cryogenic Tank Cooling Time for a Nitrogen Vapour-Liquid Mixture. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 9, pp. 116–125, doi: 10.18698/0536-1044-2022-9-116-125