

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССОВ ИСПАРЕНИЯ НЕВЫРАБАТЫВАЕМЫХ ОСТАТКОВ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКАХ ОТДЕЛЯЮЩЕЙСЯ ЧАСТИ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

В. И. Трушляков, В. А. Урбанский

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Предлагается методика исследования процесса испарения невырабатываемых остатков компонентов ракетного топлива в отработавшей ступени в условиях невесомости. В качестве граничных условий остатков жидких компонентов ракетного топлива рассмотрено два варианта: а) капельное распределение жидкости в N одинаковых каплях, поверхность которых уменьшается в процессе испарения и б) расположение жидкости в нижнем днище бака и наличие зеркала, площадь которого уменьшается в процессе испарения. В качестве теплоносителя, подаваемого в топливный бак, используется высокотемпературный поток продуктов разложения перекиси водорода. Физико-математическая модель процесса испарения жидкости основана на первом законе термодинамики. На основе анализа критериев Фруда, Грасгофа, предположении об отсутствии конвекционного движения внутри капли (число Рэлея меньше критического) для обоих вариантов граничных условий коэффициент теплоотдачи парогазовой смеси (ПГС), получающейся в баке, определяется на основе регрессионной зависимости, полученной в наземных условиях как функции от чисел Нуссельта, Рейнольдса, Прандтля. Проведены сравнения параметров парогазовой смеси для рассматриваемых вариантов граничных условий и предложенной физико-математической модели с результатами, полученными ранее, для варианта граничных условий равномерного распределения жидкости по внутренней стенке бака (третий вариант граничных условий) и использованием теории пограничного слоя на основе интегральных соотношений импульсов, энергии и диффузии. Приведены теплофизические параметры парогазовой смеси и скорости истечения парогазовой смеси для кислорода, керосина для двух типов граничных условий на примере топливных баков ракеты-носителя типа «Союз-2.1.в». Общая масса конструкции системы испарения остатков компонентов ракетного топлива менее 1,3 % от общей массы конструкции «сухой» отработавшей ступени.

Ключевые слова: отработавшая ступень ракеты, жидкие остатки топлива, перекись водорода, теплоноситель, испарение.

Введение

Для выполнения требований по снижению техногенного воздействия перспективных ракет-носителей (РН) с маршевыми жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), в соответствии с принятыми Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (IADC) [1] рекомендациями, необходима полная ликвидация невырабатываемых остатков жидких компонентов ракетного топлива (КРТ) в баках отработавших ступеней (ОС), остающихся на орбитах в околоземном космическом пространстве. Такое же требование целесообразно выполнять и для ОС, которые после отделения от РН возвращаются в районы падения (морские, сухопутные), находящиеся на поверхности Земли [2].

В настоящее время известны методы сокращения невырабатываемых остатков КРТ в баках ОС, например, [3, 4]:

— индивидуальные заправки рабочих запасов КРТ в топливные баки РН под конкретную полезную нагрузку, а не стандартную заправку КРТ для различных полезных нагрузок;

— повышение точности функционирования стартового заправочного оборудования и системы регулирования расходом КРТ в полёте РН;

— использование метода терминального управления движением РН, обеспечивающего полную выработку одного из компонентов топлива;

— минимизация недозабора топлива из бака, гарантийных запасов и т.д.

Известным методом, обеспечивающим кардинальное сокращение невырабатываемых остатков КРТ, без предъявления требований к другим бортовым системам РН, является метод, основанный на конвекционном тепло- и массообмене в баках ОС за счёт подачи в баки теплоносителей (ТН) в виде горячих газов, например, [5–7]. Аналогом этого метода являются химические системы надува топливных баков ракет, использующих самовоспламеняющиеся компоненты топлива несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотная кислота (АК) или азотный тетраоксид (АТ) при полёте РН на активном участке траектории выведения [8]. При дозированной подаче НДМГ в бак с АК/АТ возникает химическое

взаимодействие КРТ с интенсивным выделением теплоты, приводящей к испарению АК/АТ и, соответственно, повышению давления газов наддува в баке. Аналогичный метод используется в баке с НДМГ. Однако использование этого метода для несамовоспламеняющихся КРТ затруднено по ряду причин.

В работах [5, 6] для КРТ кислорода, керосин система подачи рассматриваются в виде отдельного конструктивного модуля. Запасы КРТ для получения ТН хранятся в отдельных баках с выжимной системой подачи. Для получения ТН используют автономные газогенераторы (ГГ), установленные вне топливных баков, а в баки по отдельным магистралям подаётся ТН. В работе [7] в качестве горючего рассматривается пропан, а в качестве окислителя — имеющиеся остатки КРТ в баке О и, в отличие от работ [5, 6], горение осуществлялось непосредственно в баках ОС. Использование газа пропана в качестве горючего (Г), а в качестве окислителя паров кислорода приводит к необходимости их нагрева от минус 180 °С до температуры горения газа пропана (минус 35 °С), что требует мощных теплонагревателей, соответственно, объёмов и масс.

В качестве дальнейшего развития этого метода ниже предлагается использование в качестве ТН продуктов разложения перекиси водорода (ПВ), подаваемой в баки О и Г, и последующего её разложения на катализаторе непосредственно в баках.

Существенной спецификой работы системы испарения остатков КРТ в баках ОС является фактор невесомости, возникающий после выключения маршевого ЖРД. После выключения маршевого ЖРД происходит нарушение сплошности жидкости. Проведённые эксперименты в башне невесомости показали возможные варианты положения жидкости, что определяется условиями выключения ЖРД: а) резкий сброс тяги; б) использование промежуточной тяги ЖРД (переход на меньшую тягу ЖРД).

В целом, на основе анализа многочисленных экспериментов в [9] приняты следующие варианты граничных условий:

а) расположение жидкости в нижнем сферическом днище (при использовании режима перехода на меньшую тягу ЖРД);

б) капельное распределение жидкости в объёме бака (резкий сброс тяги ЖРД, запуск тормозного двигателя, воздействие струи ЖРД верхней ступени, упругая деформация нижнего днища из нагруженного состояния в исходное).

В работах по исследованию процесса тепло- и массообмена при испарении жидкостей в невесомости [10–13] приводятся экспериментальные данные, показывающие уменьшение коэффициента теплоотдачи и рекомендации по увеличению площади теплообмена для сохранения теплопередачи, например, в [14] рассматривается испарение керосинов (авиационного и обычного), при этом: размеры капель до 1,53 мм, числа Рейнольдса до 8,86, температуры в интервале 573–674 К, скорости обдува до 0,34 м/с.

В работе [14] проведены теоретические и экспериментальные исследования конвективного тепло- и массообмена в модельной ёмкости на примере испарения модельной жидкости при

различных параметрах теплоносителя (воздух). В качестве функции изменения площади с течением времени принята регрессивная зависимость, полученная в эксперименте и аппроксимированная в виде степенного полинома.

Предлагаемая система испарения является основной составляющей автономной бортовой системы спуска (АБСС) отработавших ступеней РН с траектории выведения, использование которой в составе ОС позволяет кардинальным образом сократить техногенное воздействие ОС с ЖРД в районах падения при одновременном повышении массы выводимого полезного груза за счёт снятия ограничения по районам падения ОС [6, 7]. В состав АБСС, кроме системы испарения, входят система навигации и управления движением ОС, система телеметрии, источник питания [7].

Постановка задачи

Необходимо разработать на примере бака О метод исследования параметров системы испарения невырабатываемых жидких остатков КРТ на основе использования ПВ, в том числе:

— физико-математическую модель термодинамического процесса испарения жидких остатков КРТ при подаче в бак О перекиси водорода с её последующим каталитическим разложением;

— физико-математическую модель ТН, представляющего собой высокотемпературные продукты разложения перекиси водорода (ПГС_{тн});

— граничные условия газожидкостной смеси КРТ в условиях невесомости, возникающие после выключения ЖРД.

В связи с тем, что процессы испарения остатков КРТ в баках О, Г независимы, допущения, схема расчёта теплофизических характеристик, ПГС_{тн} одинаковы, соответственно, одинаковы и математические модели оценки процессов испарения жидких остатков КРТ в баках О и Г.

Физико-математическая модель термодинамического процесса испарения на примере жидкого кислорода в баке О

На основании первого закона термодинамики система дифференциальных уравнений, описывающих термодинамический процесс с учетом участников процесса тепло- и массообмена, на примере бака О, представляется в виде [8]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp}{dt} = \frac{k-1}{V} (i_g \dot{m}_g + i_{ev} \dot{m}_{ev} - i_{out} \dot{m}_{out} + \frac{dQ_{\Sigma}}{dt}), \\ \frac{dp}{dt} = \frac{1}{V} (\dot{m}_g + \dot{m}_{ev} - \dot{m}_{out}), \\ \frac{dT_w}{dt} = \frac{q_{rad}^{mix-w} + q_{con}^{mix-w} + q_{rad}^{w-lox} + q_{con}^{w-lox} - q_{rad}^w}{c_w \cdot m_w}, \\ \frac{dT_{mix}}{dt} = \frac{-q_{con}^{mix-w} - q_{rad}^{mix-w} - q_{rad}^{mix-lox} - q_{con}^{mix-lox} + q_{ev} - q_h^{mix-lox}}{c_{mix} \cdot m_{mix}}, \\ \frac{dT_{lox}}{dt} = \frac{q_{rad}^{mix-lox} + q_{con}^{mix-lox} - q_{rad}^{w-lox} - q_{con}^{w-lox} - q_{ev}}{c_{lox} \cdot m_{lox}}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где p , ρ , V , T_w , T_{mix} , T_{lox} — давление ПГС_о в баке О, плотность ПГС, объём бака, температура стенки,

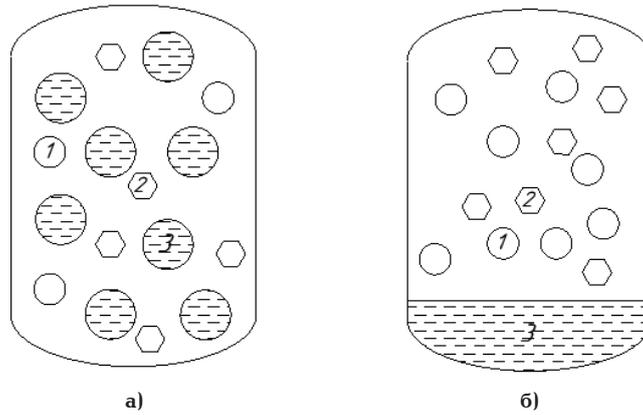


Рис. 1. Варианты расположения окислителя в баке:
 а) жидкость распределена по объему бака в N каплях одинакового размера;
 б) жидкость в нижнем сферическом днище бака;
 1 — кислород в газовой фазе; 2 — гелий; 3 — жидкий кислород
Fig. 1. The oxidizer location variants in the tank:
 а) the liquid is distributed over the tank volume in N drops of the same size;
 б) the liquid in the lower spherical tank bottom;
 1 — oxygen in the gas phase; 2 — helium; 3 — liquid oxygen

температура ПГС_о, температура жидкого кислорода соответственно; $\dot{m}_g, \dot{m}_{ev}, \dot{m}_{out}$ — массовые расходы ПВ, испаряемого кислорода, на выходе из бака О соответственно; i_g, i_{ev}, i_{out} — энтальпии ПВ, испаряемого кислорода и выходящей из

бака ПГС_о; $\frac{dQ_{\Sigma}}{dt}$ — количество теплоты, выделяе-

мое при разложении ПВ; $c_w, c_{lox}, c_{mix}, m_w, m_{lox}, m_{mix}$ — теплоемкости стенки бака О, жидкого кислорода, ПГС_о, а также массы стенки бака О, жидкого кислорода, ПГС соответственно; q_{con}, q_{rad} — конвективная и лучистая составляющая между участниками теплообмена; q_{ev} — теплота испарения жидкого кислорода.

Лучистая составляющая ТН, к поверхности жидкости:

$$q_{rad}^{mix-lox} = \sigma \epsilon_{mix} F_{lox} \left(\left(\frac{T_{mix}(t)}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{lox}(t)}{100} \right)^4 \right), \quad (2)$$

где F_{lox} — площадь поверхности жидкости; $q_{con}^{mix-lox}$ — конвективная составляющая ТН к жидкости;

$$q_{con}^{mix-lox} = \alpha_{mix} F_{lox} (T_{mix}(t) - T_{lox}(t)), \quad (3)$$

α_{mix} — коэффициент теплоотдачи от ТН к жидкости:

$$\alpha_{mix} = \frac{\lambda_{mix} \cdot Nu_{mix}}{l}, \quad (4)$$

λ_{mix}, Nu_{mix} — теплопроводность ПГС (пары кислорода и газа наддува гелия) и число Нуссельта соответственно; l — характерный размер, для данного варианта граничных условий кислорода в баке О принят диаметр бака; T_{ev}, c_{lox} — темпе-

ратура испарения и теплоёмкость жидкого кислорода соответственно.

Допущения:

— начальные условия жидких остатков КРТ в баке соответствуют двум вариантам:

а) зеркало свободной поверхности жидкости и б) в газокпельном состоянии, при этом вся жидкость сосредоточена в N сферических каплях одинакового размера F_{lox} и распределена по всему объёму баков, при этом площадь каждой капли уменьшается по мере испарения КРТ (рис. 1а, б);

— конвективное движение внутри капли жидкости и термокапиллярное взаимодействие не рассматривается, т.к. число Рэлея для рассматриваемых условий меньше критического значения, размер и, соответственно, количество капель N определяется из условия их устойчивости [15];

— натекание продуктов разложения ПВ не нарушает целостности поверхности капель КРТ, а в качестве характерного размера l принимается высота бака.

Физико-математические модели ПГС

В соответствии с предлагаемой технологией конвективного тепло- и массообмена, в системе испарения образуется два ПГС: а) ПГС_{тн} — теплоноситель в виде высокотемпературной парогазовой смеси продуктов разложения перекиси водорода, состоящей из 66% паров воды и 34% газа кислорода; б) ПГС_о — смесь газа кислорода + газ наддува гелий + ПГС_{тн} из бака О.

1. Физико-математическая модель ПГС_{тн}

Получение ПГС_{тн} осуществляется в каталитическом газогенераторе (ГГ) при следующих условиях:

— давление на выходе из ГГ должно быть не менее, чем давление в баке, а давление внутри ёмкости больше давления в ГГ;

— скорость истечения W_{mn} должна обеспечивать эффективную теплопередачу от ПГС_{тн} к жидкому КРТ;

— температура ПГС_{тн} не менее 800 °С;

— время работы системы получения ТН определяется из условия испарения жидких остатков КРТ за заданное время T_{zag} .

Массовый секундный расход ПВ из ёмкости $\dot{m}_{ПВ}$ будет равняться массовому секунднему расходу ПГС из ГГ \dot{m}_{mn} и определяется из условия подачи заданного количества теплоты, необходимого для испарения остатков КРТ за заданный интервал времени T_{zag} .

Для бака О \dot{m}_{mn} определяется без учёта теплоты на нагрев кислорода до температуры кипения и газа гелия до температуры кипения кислорода, т.к. на начало процесса испарения кислород находится в состоянии кипения:

$$\dot{m}_{ТН} = \dot{m}_{ПВ} = \frac{m_{\Sigma}^o}{T_{zag}} = \frac{m_{кисл}^{осм} J_{кисл} + (m_{гел} c_{гел} + m_{кис}^{нар} c_{кис}^{газ} + m_{кис}^{жиг} c_{кис}^{жиг}) \Delta t}{T_{zag}}, \quad (5)$$

где m_{Σ}^o — суммарные запасы перекиси водорода для бака О для получения необходимого количества теплоты для испарения жидких остатков КРТ; $m_{кисл}^{осм} J_{кисл} c_{кис}^{жиг}$ — масса жидкого остатка, теплота парообразования и теплоёмкость кислорода; $m_{кис}^{нар} c_{кис}^{газ}$ — масса и теплоёмкость паров кислорода в баке; $m_{гел} c_{гел}$ — масса и теплоёмкость газа гелия в баке; Δt — разница температур ПГС в баке и жидкого кислорода.

Значение площади сопла $d_{ПВ}$ для истечения ПВ в ГГ определяется из формулы [16]:

$$\dot{m}_{mn} = \mu m \frac{\pi d_{ПВ}^2}{4} \phi \frac{p_2}{\sqrt{T_2}}, \quad (6)$$

где μ — коэффициент расхода; p_2 — давление ёмкости с ПВ, T_2 — температура ПВ в ёмкости.

ϕ — коэффициент, определяющийся по формуле [16]:

$$\phi = \begin{cases} 1, & b \leq b_{cr} \\ \sqrt{b^{2/k} - b^{k+1/k}}, & b > b_{cr} \end{cases}, \quad (7)$$

$$b = \frac{p_s}{p_h}, b_{cr} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

индексом h обозначено большее из давлений (внутри ГГ или в ёмкости), а индексом s — меньшее; k — показатель адиабаты ПГС_{тн}; m — газодинамическая функция определяется по формуле:

$$m = \begin{cases} \sqrt{2k/(k-1)R}, & b \leq b_{cr} \\ \sqrt{k/R(2/(k+1))^{(k+1)/(k-1)}}, & b > b_{cr} \end{cases}, \quad (8)$$

где R , k — удельная газовая постоянная (244 Дж/кгК) и показатель адиабаты ПГС_{тн} ($k = 1,4$).

Для рассматриваемого случая (соотношение давлений внутри ёмкости с ПВ и ГГ $\gamma_1 = P_{ГГ} / P_{ПВ} = 6/7$) при $k=1,4$ значения b и b_{cr} соответственно, равны: $b_{cr} = 0,528$, $b = 0,833$, $m = 0,083$, $\phi = 0,198$.

Скорость истечения ПГС_{тн} из ГГ в бак W_{mn} определяется по формуле:

$$W_{mn} = \frac{4\dot{V}_{mn}}{\pi d_{ГГ}^2}, \quad (9)$$

где \dot{V}_{mn} — объёмная скорость образования ПГС_{тн} в ГГ определяется из формулы:

$$\dot{V}_{mn} = \dot{m}_{ПВ} / \rho_{ПВ}^{ПН}. \quad (10)$$

В работах [17, 18] приведены скорости ПГС_{тн} для различных типовых конструкций баков.

2. Физико-математическая модель ПГС_о

ПГС_о представляет собой смесь паров кислорода и газа наддува гелия + ПГС_{тн}. Физико-математическая модель ПГС_о определяется теплофизическими параметрами, которые, в свою очередь, зависят от скорости поступления в объём бака О паров кислорода при испарении жидкой фазы кислорода, поступления ПГС_{тн}, содержащего высокотемпературные пары воды и кислорода.

Массовая скорость испарения кислорода с поверхности определяется по формуле [19]:

$$\dot{m}_{ev} = \beta_p (p^* - p_{ox}) F_{lox}, \quad (11)$$

где p_{ox} — текущее парциальное давление пара кислорода в свободном объёме бака О; F_{lox} — площадь поверхности жидкого кислорода, изменяющаяся по времени; β_p — коэффициент массоотдачи, определяется по формуле [10]:

$$\beta_p = \frac{\alpha}{c_{lox} \cdot \gamma \cdot T_{lox} \cdot R_{lox}}, \quad (12)$$

где α , c_{lox} , γ , T_{lox} , R_{lox} — коэффициент теплоотдачи, удельная теплоемкость, удельный вес, температура и удельная газовая постоянная жидкого кислорода соответственно.

p^* — парциальное давление испаряющегося кислорода у поверхности жидкости, табличные значения, приведённые в [19], аппроксимируются в виде параболы:

$$p^* = A_0 + A_1 T + A_2 T^2 = 95,4 - 2,05 \cdot T + 0,011 \cdot T^2,$$

где A_0 , A_1 , A_2 — коэффициенты для аппроксимации давления на линии насыщения; T — температура ПГС_о.

Аналогичным образом определяется парциальное давление керосина по табличным значениям из [19]:

$$p^*_F = A_{0F} + A_{1F} T + A_{2F} T^2 = 7,07 \cdot 10^5 - 4641 \cdot T + 7,722 \cdot T^2,$$

где A_{0F} , A_{1F} , A_{2F} — коэффициенты для аппроксимации давления на поверхности жидкого керосина; T — температура ПГС_о/ПГС_к.

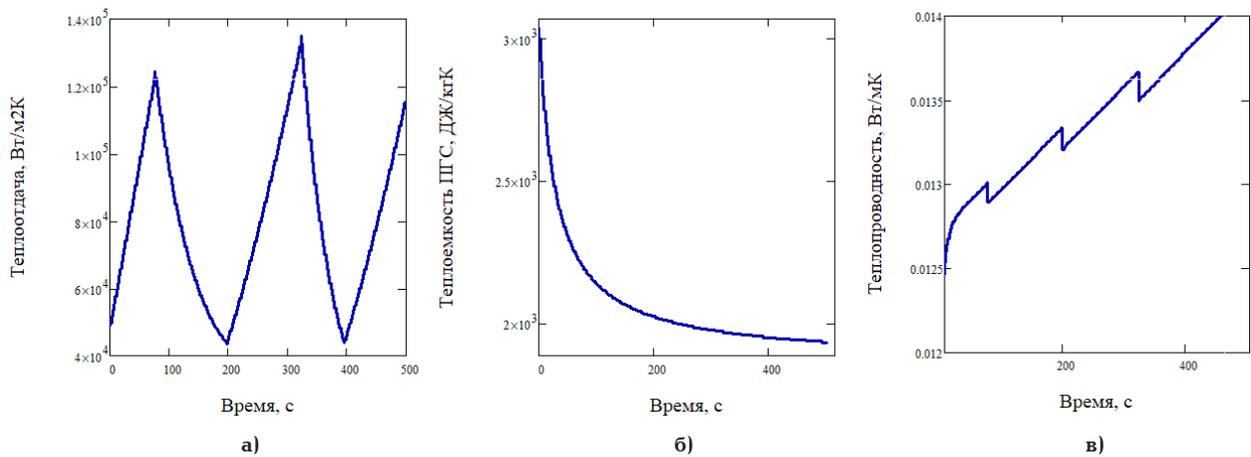


Рис. 2. Графики изменения теплоотдачи, теплоемкости и теплопроводности ПГС в баках О для граничного условия «зеркало»
 Fig. 2. Graphs of changes in GVM0 heat transfer, heat capacity and thermal conductivity in the O tanks for the boundary condition «mirror»

Значение коэффициента теплоотдачи α_{mix} в (4) определяется по формуле [20]:

$$\alpha_{mix} = \frac{\lambda_{mix} \cdot Nu_{mix}}{l}, \quad (13)$$

где l — характерный размер; α_{mix} — теплопроводность ПГС_о.

$$Nu_{mix} = C_1 \cdot Re_{mix}^{0,8} \cdot Pr_{mix}^{0,43}, \quad (14)$$

Re_{mix} , Pr_{mix} — числа Рейнольдса и Прандтля для ПГС_о соответственно.

Коэффициент C_1 определяется путем анализа полученных экспериментальных и расчётных данных и для рассматриваемого варианта при $Re > 5 \cdot 10^3$ принят $C_1 = 0,037$ [20].

Выражение для числа Нуссельта (15) получено в результате регрессионного анализа многочисленных наземных экспериментов, и возможность его использования для рассматриваемых условий конвективного теплообмена требует дополнительного анализа с использованием соответствующих критериев.

Анализ критериев Фруда, Грасгофа, характеризующих подобие процессов теплообмена, показывает, что соотношение этих критериев для наземных условий и на высоте полёта ОС1 ($h_1 < 400$ км) равно соотношению ускорений земного поля на высоте h_1 и поверхности Земли h_0 , т.е. $g_0/g_1 = (r_0 + h_1/r_0)^2 \sim 1$, $r_0 = 6371$ км — радиус Земли.

Другими критериями оценки для термогравитационного механизма конвекции в условиях невесомости являются критерии Марангони и Рэлея, показывающие возможность возникновения в жидкости конвективных движений в результате изменения поверхностного натяжения жидкости из-за неравномерного нагрева. Для рассматриваемого случая возможность возникновения конвективных движений в жидкости отсутствует, т.к. критерий Рэлея меньше критического значения (условие возникновения конвективных потоков внутри жидкости) [15].

Проведённый анализ показывает возможность использования регрессионной формулы для расчёта числа Нуссельта (15) для условий невесомости и граничных условий жидкости двух вариантов, приведённых на рис. 1а, б.

Текущее значение парциального давления пара p_{ox} в свободном объеме бака О в текущий момент времени в (12) определяется из [20] по формуле:

$$p_{ox} = \frac{R_{ox} T_{mix} (m_{ox} + \dot{m}_{ev} \cdot t)}{V(t)}, \quad (15)$$

где R_{ox} — удельная газовая постоянная паров кислорода, Дж/кг·К; $V(t)$ — текущий свободный объем бака, м³; m_{ox} — начальная масса газообразного кислорода в баке О, кг.

При сбросе ПГС_о через клапан сброса текущее значение парциального давления пара p_{ox} в баке О определяется по формуле:

$$p_{ox} = \frac{R_{ox} T_{mix} (m_{ox} + \dot{m}_{ev} \cdot t - \dot{m}_1 t)}{V(t)}, \quad (16)$$

где \dot{m}_1 — массовый секундный расход кислорода при сбросе ПРС_о из бака О, что составляет ~73% от общей массы ПГС_о.

С учетом уравнения (12) и (16) массовая скорость испарения равна [8]:

$$\dot{m}_{ev} = \frac{\beta_p F_{lox} \left(p^* - \frac{R_{ox} T(t) m_{ox}}{V} \right)}{1 + \frac{\beta_p F_{lox} R_{ox} T(t) t}{V}}, \quad (17)$$

где m_{ox} — начальная масса газообразной фазы кислорода, кг; V — объем бака, м³; $F_{lox}(t)$ — текущая площадь поверхности зеркала жидкости, м².

В соответствии с алгоритмом управления системой испарения, открытие клапана сброса ПГС осуществляется при достижении величины давления в баке О. Величина этого давления

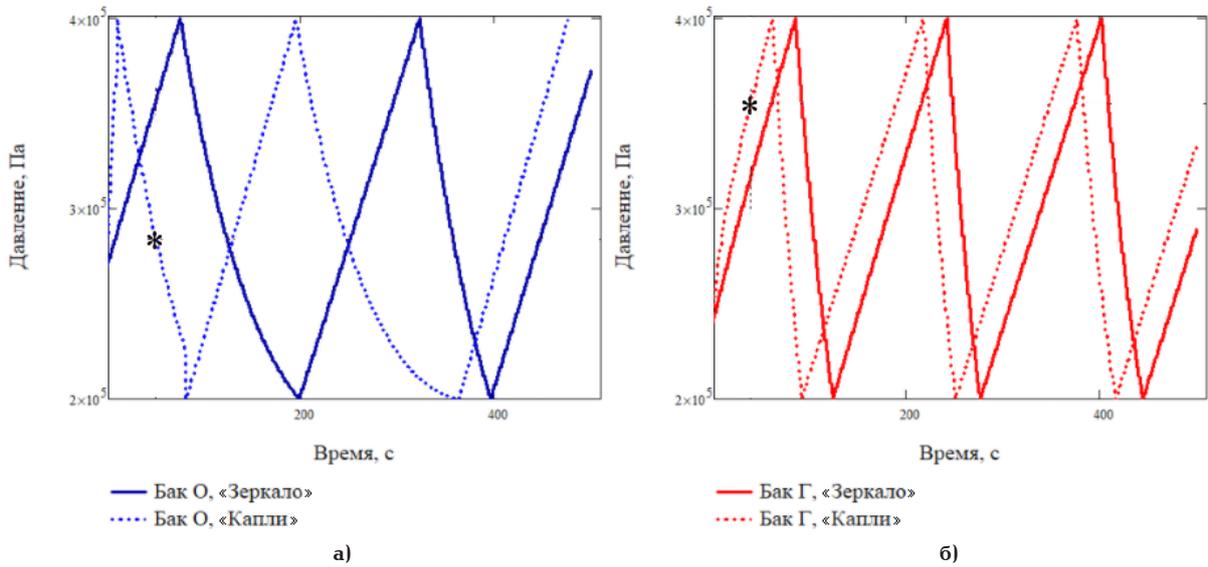


Рис. 3. Изменение давления в баках О, Г для 2 типов граничных условий
 Fig. 3. Pressure change in O, F tanks for 2 boundary conditions types

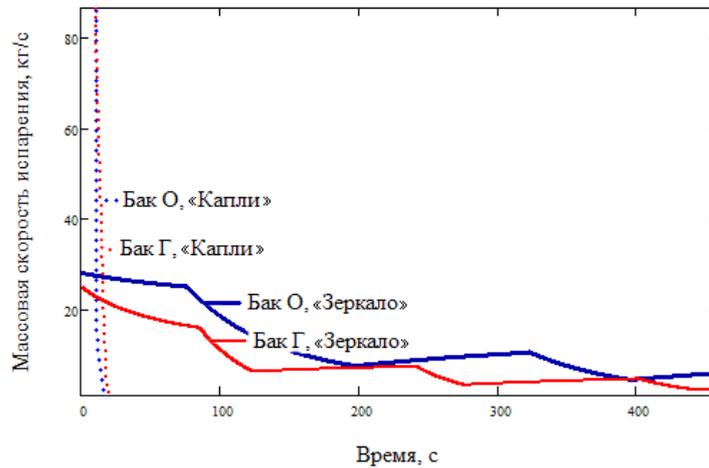


Рис. 4. Изменения массовых скоростей испарения жидкостей баков О и Г для двух граничных условий
 Fig. 4. Changes in liquids evaporation mass rates O and F tanks for two boundary conditions

определяется прочностью бака от нагружения внутренним давлением ПГС₀ p_{gon}^{max} . Закрытие клапана сброса ПГС₀ осуществляется при достижении давления, определяемого динамической прочностью. Величина этого давления определяется внешним динамическим давлением атмосферного набегающего потока $p_{gon}^{вн}$.

Графики изменения теплоемкости, теплопроводности и теплоотдачи в процессе испарения показаны на рис. 2. Отличия от [17] обусловлены наличием участка набора давления в баках О, Г с последующим сбросом.

Как следует из приведенных результатов на рис. 2:

— коэффициент теплоотдачи ПГС₀ (рис. 2а) имеет характер изменения, аналогичный изменению, что обусловлено большим влиянием давления на коэффициент теплоотдачи в соответствии с [21];

— коэффициент теплоемкости ПГС₀ (рис. 2б) зависит от соотношения массовых долей продуктов, входящих в ПГС₀ (кислород, пары воды, гелий), и по времени процесса испарения приближается к теплоемкости составляющей смеси (кислороду), имеющей наибольшую массовую долю;

— коэффициент теплопроводности ПГС₀ (рис. 2в) в большей степени зависит от температуры ПГС₀ и давления.

На рис. 3а, б представлены изменения давления в баках: а) О и б) Г, для двух типов граничных условий (рис. 1а, б)

Как следует из результатов, приведенных на рис. 3:

— для граничного условия «капли» полное испарение кислорода (рис. 3а) и керосина (рис. 3б) происходит до момента, обозначенного «*». После этого момента времени, набор давления

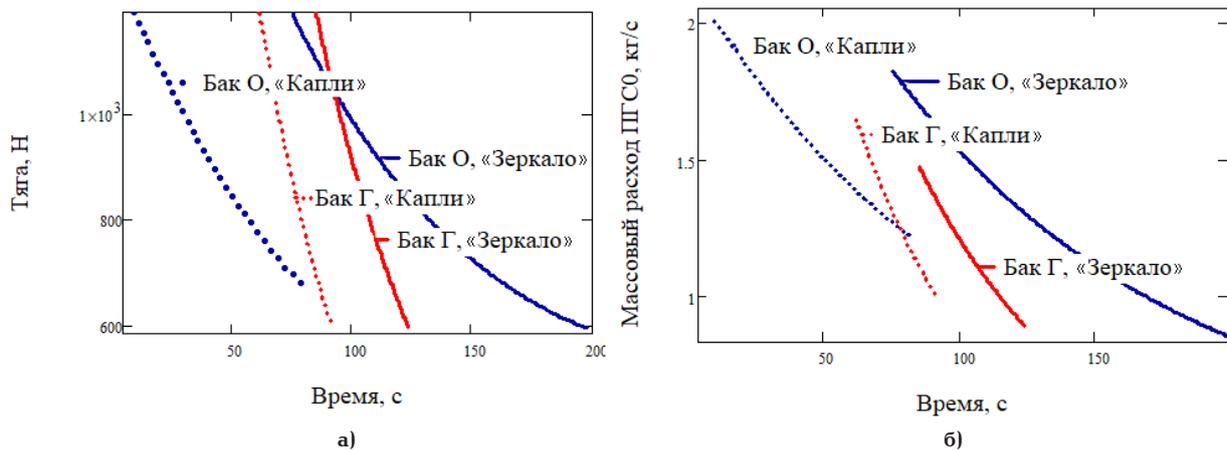


Рис. 5. Изменение величины тяг сопла сброса:
 а) и массовых расходов ПГС на интервале первого сброса ПГС из баков О, Г;
 б) при различных граничных условиях
 Fig. 5. The change in the discharge nozzle thrusts magnitude:
 а) and the GVM mass flow on the interval of the first GVM discharge from the O, F tanks;
 б) under different boundary conditions

в баках О, Г будет происходить только за счет ввода ТН;

— для граничного условия «зеркало» полное испарение кислорода (рис. 3а) и керосина (рис. 3б) происходит за заданное время $T_{zag} = 500$ секунд;

— варианты граничных условий («зеркало», «капля») существенно влияют на скорость нарастания давления в баках до первого сброса ПГС.

Влияние параметров ТН (скорость, температура, массовый секундный расход) на массовую скорость испарения жидкости осуществляется через теплофизические параметры (14), (15).

На рис. 4 представлены изменения по времени процесса массовые скорости испарения жидкости, определяемые в соответствии с (17).

Как следует из приведённых результатов на рис. 4:

— для варианта граничных условий «капля» процесс испарения жидких остатков КРТ заканчивается за существенно меньший интервал времени (~20–25 сек), однако процесс сброса ПГС из баков будет на значительно большем интервале времени;

— в связи с тем, что параметры системы испарения выбраны из условия T_{zag} для варианта граничных условий «зеркало», процесс длится 500 сек.

3. Тяговые характеристики сопла

Массовый секундный расход ПГС через газореактивное сопло определяется по формуле [18]:

$$\dot{m}_{out} = F_{out} \cdot \sqrt{2 \frac{k}{k-1} p \cdot \rho \left(\left(\frac{p_1}{p} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_1}{p} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)}, \quad (18)$$

где F_{out} — площадь критического сечения; k — показатель адиабаты ПГС_о в баке О; p_1, ρ_1 — давление и плотность ПГС на срезе сопла.

Перепад давлений $\frac{p_1}{p}$ изменяется в пределах 0,02–0,075 [16].

Скорость истечения ПГС из сопла определяется по формуле:

$$w = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} p \cdot \frac{1}{\rho} \left(1 - \left(\frac{p_1}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (19)$$

Сила тяги на высотах, где внешнее давление среды исчезающе мало, равно:

$$P = \dot{m}_{out} \cdot w. \quad (20)$$

На рис. 5 приведены величины тяг (20) из сопел для баков О, Г а) и массовые расходы (18) ПГС б) для двух вариантов граничных условий.

Как следует из приведённых результатов на рис. 5:

— граничные условия практически не влияют на значения тяг из сопел (рис. 5а), однако достижение величины давления в баках О, Г для варианта граничных условий «капля» происходит значительно быстрее, чем для варианта «зеркало»; уменьшение величины тяги (20) происходит из-за снижения величины массового расхода (18) и скорости истечения (19);

— характер изменения величины массового расхода ПГС практически не зависит от вариантов граничных условий КРТ, однако достижение максимальных величин происходит значительно быстрее для варианта граничных условий «капля», что соответствует большей площади испарения.

Схема системы испарения

На рис. 6 приведена принципиальная схема размещения системы испарения на ОС.

Система испарения работает следующим образом: после выключения ЖРД 1 в баках О 2, Г 3 жидкие остатки КРТ 5, 6 могут занимать случайные положения, в том числе и приведённые на рис. 5. Одновременно (возможно и с интервалом) открываются клапаны 6, 7 для подачи ПВ из ёмкости 8 на каталитические системы разложения

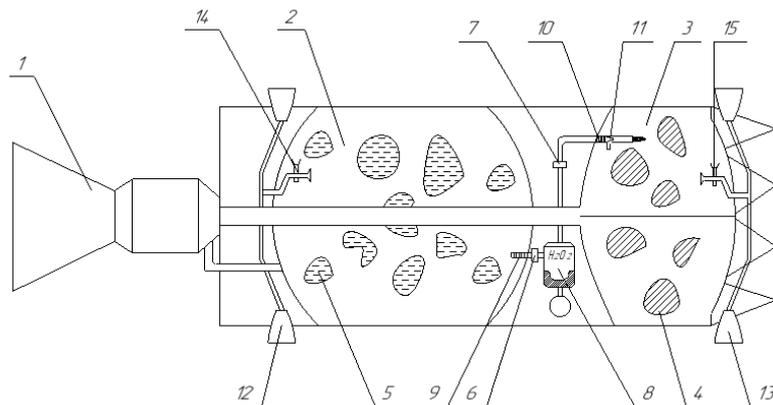


Рис. 6. Принципиальная схема размещения системы испарения на ОС:

- 1 — маршевый ЖРД; 2 — бак О; 3 — бак Г;
 4 — жидкие остатки керосина в состоянии газодисперсной смеси;
 5 — жидкие остатки кислорода в состоянии газодисперсной смеси;
 6, 7 — управляемые клапаны подачи перекиси водорода в баки О, Г;
 8 — ёмкость с перекисью водорода с мембранной системой подачи;
 9, 10 — каталитические системы разложения перекиси водорода в баках О, Г;
 11 — инжекторный насос подачи ПГС в баке Г;
 12, 13 — газореактивные сопла сброса ПГС из баков О, Г;
 14, 15 — управляемые клапаны сброса ПГС из баков О, Г в газореактивную систему стабилизации

Fig. 6. Schematic diagram of the evaporation system placement on WS:

- 1 — main LRE; 2 — O tank; 3 — F tank;
 4 — kerosene liquid residues in the state of a gas-droplet mixture;
 5 — oxygen liquid residues in the state of the gas-droplet mixture;
 6, 7 — control valves for supplying hydrogen peroxide to O, F tanks;
 8 — tank with hydrogen peroxide with a membrane feed system;
 9, 10 — catalytic systems for the hydrogen peroxide decomposition in O, F tanks;
 11 — injection pump for the GVM supply in the F tank;
 12, 13 — GVM discharge gas jet nozzles from O, F tanks;
 14, 15 — controlled GVM dump valves from O, F tanks to a gas-reactive stabilization system

9, 10, расположенные непосредственно в баках и ориентированные на подачу высокотемпературных подпродуктов разложения в объёмы баков О, Г. Система подачи ПГС в баке 11 в форсунку предусмотрена для возможности зажигания паров керосина по достижению соответствующей концентрации. По достижению давлений в баках О, Г, соответствующих расчётным для сброса ПГС, открываются регулируемые клапаны 14, 15 для сброса ПГС в газореактивные сопла 12, 13.

В табл. 1 приведены исходные данные для проведения оценок параметров процесса системы испарения на примере первой ОС РН типа «Союз 2.1.в».

Обсуждение результатов

Предложенный метод исследования параметров процесса испарения невырабатываемых жидких остатков КРТ на основе уравнений первого закона термодинамики с использованием перекиси водорода. В качестве граничных условий исходного состояния жидких КРТ рассмотрено два варианта: наличие зеркала жидкости в днище бака с постоянной поверхностью и капельное распределение жидкости объёме бака. В приведённых уравнениях рассматривается

теплообмен между: а) ПГС_{тн} и ПГС_о в баке О; б) ПГС_о с жидкостью; в) ПГС_о со стенкой бака О. Принятые допущения при определении характеристик этих ПГС позволили получить приближённые оценки параметров процесса испарения. При этом наиболее важная характеристика конвективного теплообмена — коэффициент теплоотдачи, входящий также и в коэффициент массоотдачи, получен для критерия Грасгофа, Фруда, соответствующего наземным условиям.

Полученные уравнения для оценки параметров процесса испарения жидкого кислорода в баке О полностью справедливы и для бака Г с жидкими остатками керосина. В приведённом примере показаны параметры процессов испарения кислорода и керосина.

В конце работы системы испарения в баке О осталось 5,5% от остатков КРТ, в том числе 1,2% неиспарившегося кислорода, в баке Г осталось 0,86% от остатков КРТ, в том числе 0,5% неиспарившегося керосина, 0,36% пары воды и кислорода.

В работе [12] рассмотрено определение теплофизических параметров ПГС на основе теории пограничного слоя и интегральных соотношений импульсов, энергии и диффузии при условии равномерного распределения жидких КРТ по

Таблица 1. Параметры системы испарения, принятые при моделировании
Table 1. The evaporation system parameters adopted by simulation

	Наименование параметра, размерность	Величина
1	Необходимое количество теплоты для нагрева гелия и остатков КРТ в баках О/Г, МДж	155/100
2	Массовый расход подачи ПВ в баки О/Г, кг/с	0,137/0,089
3	Масса перекиси водорода для баков О/Г, кг	68/44
4	Время функционирования системы испарения в баках О/Г, сек	500
5	Объем сферического бака для ПВ, (для $R = 0,28$ м), м ³	0,09
6	Масса конструкции бака ПВ из АМГ-6 с выжимной мембраной, кг	6,7
7	Длина, диаметр и толщина трубопроводов, мм	1000/50/2
8	Масса управляющих клапанов, кг	3,0
9	Общая масса системы испарения, кг	122,3
10	Относительная масса системы испарения в баках О, Г в сравнении с массой конструкции «сухой» ОС, %	1,3

внутренней поверхности баков и непрерывном истечении ПГС из баков. Сравнительный анализ теплофизических характеристик ПГС в баках О, Г (теплоёмкости, теплопроводности и теплоотдачи) в процессе испарения показали близость полученных теплофизических характеристик.

Выводы

1. Разработан метод исследования параметров процесса испарения невыработываемых жидких остатков КРТ в баках ОС после выключения маршевого ЖРД на основе использования в качестве теплоносителя продуктов разложения перекиси водорода, включающий в себя оценку теплофизических параметров ПГС, скоростей истечения ПГС из баков О, Г, а также тяги сопла сброса ПГС из баков О и Г при различных вариантах граничных условий жидких остатков КРТ.

2. Наличие режима сброса давления ПГС из баков через сопла и режима набора давления в баках приводит к колебательному характеру параметров процесса испарения.

3. Показана принципиальная возможность эффективного применения метода для извлечения энергетических ресурсов, заключённых в невыработанных жидких остатках КРТ. Предлагаемый метод позволяет отказаться от значительного перечня и объёма работ и, соответственно, приводит к экономии средств и времени по минимизации невыработываемых жидких остатков КРТ в баках ОС после выключения маршевого ЖРД. Масса системы испарения не превышает 1,3 % массы конструкции «сухой» ОС.

Список источников

1. Космический мусор. Предупреждение образования космического мусора. В 2 кн. Кн. 2 / под науч. ред. Г. Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2014. 187 с. ISBN 978-5-9221-1502-5.

2. Компаниец Э. П., Кучма А. Д., Подолинный А. М. [и др.]. Исследование путей сокращения районов падения отделяющихся частей ракет. М.: Машиностроение, 1990. 164 с.

3. Андриенко А. Я., Иванов В. П. Совершенствование энергетических характеристик жидкостных ракет средствами автоматического управления. Ч. I. Физико-технические основы управления расходом жидкого топлива ракет // Проблемы управления. 2009. № 1. С. 66–71.

4. Андриенко А. Я., Балакин С. В., Ломтев С. М. [и др.]. Проблема измерения уровня топлива на борту жидкостных ракет // Датчики и системы. 2003. № 6. С. 46–57.

5. Баранов Д. А., Макаров Ю. Н., Трушляков В. И., Шатров Я. Т. Проект создания автономной бортовой системы увода отработавших ступеней ракет-носителей в заданные области // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 5 (84). С. 76–82.

6. Trushlyakov V., Shatrov Ya. Improving of technical characteristics of launch vehicles with liquid rocket engines using active onboard de-orbiting systems // Acta Astronautica. 2017. Vol. 138. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.018.

7. Баранов Д. А., Лемперт Д. Б., Трушляков В. И., Шатров Я. Т. Разработка бортовой системы испарения невыработываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 6 (99). С. 93–103.

8. Беляев Н. М. Системы надува топливных баков ракет / под ред. В. М. Ковтуненко. М.: Машиностроение, 1976. 335 с.

9. Трушляков В. И., Шалай В. В., Шатров Я. Т. Снижение техногенного воздействия ракетных средств выведения на жидких токсичных компонентах ракетного топлива на окружающую среду: моногр. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2004. 219 с.

10. Ma R., Wu Y.-T., Du Ch.-X. [et al.]. Experimental Study of Weightless Effect on Small Vapor Compression Heat Pump // Microgravity Science and Technology. 2018. Vol. 30, Issue 6. P. 977–985. DOI: 10.1007/s12217-018-9660-3.

11. Chen X., Zhu Z.-Q., Liu Q.-Sh. [et al.]. Thermodynamic Behaviors of Macroscopic Liquid Droplets Evaporation from Heated Substrates // Microgravity Science and Technology. 2015. Vol. 27, Issue 5. P. 353–360. DOI: 10.1007/s12217-015-9426-0.

12. Wang F., Liu R., Li M. [et al.]. Kerosene evaporation rate in high temperature air stationary and convective environment // Fuel. 2018. Vol. 211. P. 582–590.

13. Zhao J.-F. Two-phase flow and pool boiling heat transfer in microgravity // International Journal of Multiphase

Flow. 2010. Vol. 36, Issue 2. P. 135–143. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2009.09.001.

14. Trushlyakov V. I., Lavruk S. A. Theoretical and experimental investigations of the interaction of hot gases with liquid in closed volume // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 109. P. 241–247. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.10.029.

15. Гершуни Г. З., Жуховицкий Е. М. Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости. М.: Наука, 1972. 392 с.

16. Сиярев Г. Б., Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Теория и проектирование. М.: Оборонгиз, 1955. 488 с.

17. Федоров А. В., Бедарев И. А., Лаврук С. А. [и др.]. Определение поля течения в топливном баке ракетного двигателя после выполнения миссии // *Инженерно-физический журнал*. 2018. Т. 91, № 2. С. 345–352.

18. Луканин В. Н., Шатров М. Г., Камфер Г. М. [и др.]. *Теплотехника* / под ред. В. Н. Луканина. М.: Высшая школа, 1999. 671 с. ISBN 5-06-003603-0.

19. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. 2-е изд., доп. и перераб. М.: Наука, 1972. 720 с.

20. Кутателадзе С. С., Боришанский Б. М. Справочник по теплопередаче. М.: Госэнергоиздат, 1958. 414 с.

21. Шалай В. В., Трушляков В. И., Куденцов В. Ю. Моделирование процессов теплообмена при газификации жидких остатков топлива в баках ракет // *Тепловые процессы в технике*. 2014. Т. 6, № 2. С. 67–74.

ТРУШЛЯКОВ Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код; 2910-2159; AuthorID (РИНЦ): 9914

AuthorID (SCOPUS): 56454317700

ResearcherID: D-7270-2015

Адрес для переписки: vatrushlyakov@yandex.ru

УРБАНСКИЙ Влад Александрович, специалист по направлению 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов».

SPIN-код; 2487-9142; AuthorID (РИНЦ): 978934

Адрес для переписки: vladurba95@gmail.com

Для цитирования

Трушляков В. И., Урбанский В. А. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя в условиях невесомости // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2019. Т. 3, № 2. С. 103–114. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-103-114.

Статья поступила в редакцию 29.04.2019 г.

© В. И. Трушляков, В. А. Урбанский

STUDY OF UNUSABLE LIQUID PROPELLANT RESIDUES EVAPORATION PROCESSES PARAMETERS IN THE TANKS OF LAUNCH VEHICLE WORKED-OFF STAGE IN MICROGRAVITY

V. I. Trushlyakov, V. A. Urbansky

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

A method is proposed for studying the evaporation process of unusable rocket propellant residues in worked-off stage under weightless conditions. Two options are considered as boundary conditions for liquid rocket propellant residues: a) liquid drop distribution in N identical drops, which surface decreases during evaporation and b) the liquid location in the lower tank bottom and the mirror presence, which area decreases during evaporation. A high-temperature stream of hydrogen peroxide decomposition products is used as a heat carrier fed to the fuel tank. The physical and mathematical model of the liquid evaporation process is based on the first thermodynamics law. Based on the analysis of the Frud and Grashof criteria, the assumption that there is no convection movement inside the drop (Rayleigh number is less than critical) for both boundary conditions variants, the heat transfer coefficient of the gas-vapor mixture produced in the tank is determined based on the regression dependence obtained in ground conditions as a function of from the Nusselt, Reynolds, Prandtl numbers. Comparisons of the gas-vapor mixture parameters for the considered boundary conditions variants and the proposed physical mathematical model with the results, obtained earlier, for the boundary conditions variant of uniform fluid distribution over the inner tank wall (third boundary conditions variant) and using the boundary layer theory based on integral impulses, energy and diffusion ratios are given. The thermophysical gas-vapor mixture parameters and the gas-vapor mixture exhaust velocity for oxygen, kerosene for two boundary conditions types are given, using the example of Soyuz-2.1.v type fuel tanks. The total rocket propellant residues evaporation system design mass is less than 1,3% of the total «dry» worked-off stage design mass.

Keywords: worked-off rocket stage, liquid propellant residues, hydrogen peroxide, heat carrier, evaporation.

References

1. Kosmicheskii musor. Preduprezhdeniye obrazovaniya kosmicheskogo musora. [Space debris. Warning of space debris]. In 2 bks. / Ed. G. G. Raykunov. Moscow: Fizmatlit Publ., 2014. Bk. 2. 187 p. ISBN 978-5-9221-1502-5. (In Russ.).
2. Kompaniyets E. P., Kuchma L. D., Podolnnyy A. M. [et al.]. Issledovaniye putey sokrashcheniya rayonov padeniya otdelyayushchikhsya chastey raket [Investigation of ways to reduce areas of falling of separating parts of rockets]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1990. 164 p. (In Russ.).
3. Andrienko A. Ya., Ivanov V. P. Sovershenstvovaniye energeticheskikh kharakteristik zhidkostnykh raket sredstvami avtomaticheskogo upravleniya. Ch. I. Fiziko-tekhicheskiye osnovy upravleniya raskhodovaniyem zhidkogo topliva raket [Improvement of power characteristics of liquid-propellant rockets by means of automatic control. Part I: physicotchnical bases of fuel consumption control] // Problemy upravleniya. *Problemy Upravleniya*. 2009. Issue 1. P. 66–71. (In Russ.).
4. Andrienko A. Ya., Balakin S. V., Lomtev S. M. [et al.]. Problema izmereniya urovnya topliva na bortu zhidkostnykh raket [The problem of fuel level measurement on board of liquid-fuel rockets] // Datchiki i sistemy. *Datchiki & Systemi*. 2003. No. 6. P. 46–57. (In Russ.).
5. Baranov D. A., Makarov Yu. N., Trushlyakov V. I., Shatrov Ya. T. Proyekt sozdaniya avtonomnoy bortovoy sistemy uvoda otrabotavshikh stupeney raket-nositeley v zadannyye oblasti [The Project of Creating an Autonomous Onboard System of Disposal of Spent Stages of Launch Vehicles in the Defined Area] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Kosmonavtika i Raketostroyeniye*. 2015. No. 5 (84). P. 76–82. (In Russ.).
6. Trushlyakov V., Shatrov Ya. Improving of technical characteristics of launch vehicles with liquid rocket engines using active onboard de-orbiting systems // Acta Astronautica. 2017. Vol. 138. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.018. (In Engl.).
7. Baranov D. A., Lempert D. B., Trushlyakov V. I., Shatrov Ya. T. Razrabotka bortovoy sistemy ispareniya nevy-rabatyvayemykh ostatkov zhidkogo topliva v bakakh otdelyayushcheysya chasti stupeni rakety-nositelya [Development of Onboard Evaporation System for Liquid Fuel Residues in Tanks of Separated Part of Launch Vehicle Stage] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Kosmonavtika i Raketostroyeniye*. 2017. No. 6 (99). P. 93–103. (In Russ.).
8. Belyayev N. M. Sistemy nadduva toplivnykh bakov raket [Systems of pressurization of fuel tanks of missiles] / Ed. V. M. Kovtunencko. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1976. 335 p. (In Russ.).
9. Trushlyakov V. I., Shalay V. V., Shatrov Ya. T. Snizheniye tekhnogennogo vozdeystviya raketnykh sredstv vyvedeniya na zhidkikh toksichnykh komponentakh raketnogo topliva na okruzhayushchuyu sredu [Reducing the anthropogenic impact of rocket launch vehicles on the liquid toxic components of

rocket fuel on the environment]. Omsk: OmSTU Publ., 2004. 219 p. (In Russ.).

10. Ma R., Wu Y.-T., Du Ch.-X. [et al.]. Experimental Study of Weightless Effect on Small Vapor Compression Heat Pump // *Microgravity Science and Technology*. 2018. Vol. 30, Issue 6. P. 977–985. DOI: 10.1007/s12217-018-9660-3. (In Engl.).

11. Chen X., Zhu Z.-Q., Liu Q.-Sh. [et al.]. Thermodynamic Behaviors of Macroscopic Liquid Droplets Evaporation from Heated Substrates // *Microgravity Science and Technology*. 2015. Vol. 27, Issue 5. P. 353–360. DOI: 10.1007/s12217-015-9426-0. (In Engl.).

12. Wang F., Liu R., Li M. [et al.]. Kerosene evaporation rate in high temperature air stationary and convective environment // *Fuel*. 2018. Vol. 211. P. 582–590. (In Engl.).

13. Zhao J.-F. Two-phase flow and pool boiling heat transfer in microgravity // *International Journal of Multiphase Flow*. 2010. Vol. 36, Issue 2. P. 135–143. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2009.09.001. (In Engl.).

14. Trushlyakov V. I., Lavruk S. A. Theoretical and experimental investigations of the interaction of hot gases with liquid in closed volume // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 109. P. 241–247. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.10.029. (In Engl.).

15. Gershuni G. Z., Zhukhovitskiy E. M. Konvektivnaya ustoychivost' neszhimayemoy zhidkosti [Convective stability of incompressible fluid]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 392 p. (In Russ.).

16. Sinyarev G. B., Dobrovolskiy M. V. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Teoriya i proyektirovaniye [Liquid rocket engines. Theory and design]. Moscow: Oborongiz Publ., 1955. 488 p. (In Russ.).

17. Fedorov A. V., Bedarev I. A., Lavruk S. A. [et al.]. Opredeleniye polya techeniya v toplivnom bace raketnogo dvigatelya posle vypolneniya missii [Determination of the Flow Field in the Propellant Tank of a Rocket Engine on Completion of the Mission] // *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal. Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2018. Vol. 91, no. 2. P. 345–352. (In Russ.).

18. Lukanin V. N., Shatrov M. G., Kamfer G. M. [et al.]. Teplotekhnika [Heat Engineering] / Ed. V. N. Lukanin. Moscow: Vysshaya shkola Publ., 1999. 671 p. ISBN 5-06-003603-0. (In Russ.).

19. Vargaftik N. B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey [Handbook on the thermo-physical properties of gases and liquids]. 2nd ed. Moscow: Nauka Publ., 1972. 720 p. (In Russ.).

20. Kutateladze S. S., Borishanskiy B. M. Spravochnik po teploperedache [Handbook of heat transfer]. Moscow: Gosenergoizdat Publ., 1958. 414 p. (In Russ.).

21. Shalay V. V., Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu. Modelirovaniye protsessov teplomassoobmena pri gazifikatsii zhidkikh ostatkov topliva v bakakh raket [Modeling the processes of heat and mass transfer during gasification of liquid fuel residues in missile tanks] // *Teplovyye protsessy v tekhnike. Teplovyye Protsessy v Tekhnike*. 2014. Vol. 6, no. 2. P. 67–74. (In Russ.).

TRUSHLYAKOV Valery Ivanovich, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 2910-2159

AuthorID (RSCI): 9914

AuthorID (SCOPUS): 56454317700

ResearcherID: D-7270-2015

Address for correspondence:

vatrushlyakov@yandex.ru

URBANSKY Vlad Alexandrovich, Specialist.

SPIN-code: 2487-9142

AuthorID (RSCI): 978934

Address for correspondence:

vladurba95@gmail.com

For citations

Trushlyakov V. I., Urbansky V. A. Study of unusable liquid propellant residues evaporation processes parameters in the tanks of launch vehicle worked-off stage in microgravity // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2019. Vol. 3, no. 2. P. 103–114. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-103-114.

Received 29 April 2019.

© V. I. Trushlyakov, V. A. Urbansky