

## ПОЛОЖЕНИЕ ЖИДКИХ ОСТАТКОВ ТОПЛИВА В БАКЕ ОТРАБОТАННОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ ПРИ БАЛЛИСТИЧЕСКОМ СПУСКЕ

В. Ю. Куденцов, А. В. Куденцов

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

Представлены результаты моделирования поведения жидких остатков компонента ракетного топлива в топливном баке отработанной ступени ракеты на баллистической траектории. Моделирование проведено для следующих вариантов: при управляемом спуске ступени ракеты и при использовании технологии испарения жидких остатков ракетного топлива в баках отработанной ступени. Установлено, что при управляемом спуске отработанной ступени ракеты по баллистической траектории на участке ее разворота и до высот 20 км жидкость под действием перегрузок распределяется в виде пленки в районе днища и боковой поверхности с площадью покрытия до 35 %. На высоте максимального значения осевой перегрузки жидкие остатки топлива в виде пленки перемещаются в район днища и прилегающей боковой поверхности топливного бака. Общая площадь покрытия составляет около 22 %. Введение горячего теплоносителя в топливные баки для испарения жидких остатков ракетного топлива кардинально изменяют картину поведения жидкости. Остатки ракетного топлива распределяются на обоих днищах и боковой поверхности топливного бака. За счет высокой скорости теплоносителя в баке осевая перегрузка слабо влияет на распределение остатков топлива в баке ракеты.

**Ключевые слова:** топливные баки, моделирование, двухфазное течение, ракетное топливо, баллистическая траектория.

### Введение

Снижение техногенного воздействия на окружающую среду элементов ракетно-космической техники, и в первую очередь отработанных ступеней (ОС) ракет, является приоритетной задачей, стоящей перед разработчиками. Одним из путей решения данной задачи является минимизация районов падения ОС ракет.

Для достижения цели разработаны различные технические решения. В частности, разработаны технологии использования возвращаемых первых ступеней ракеты к месту старта или специальных мест посадки. При этом ОС оснащается системой стабилизации и ориентации ее движения на баллистическом участке. Торможение на нисходящем участке траектории осуществляется штатными жидкостными ракетными двигателями, работающими на основных компонентах ракетного топлива (КРТ) [1–4]. Аэрокосмические компании «SpaceX» и «Blue Origin» уже используют данный подход [5].

В работах [6, 7] предложена технология использования энергетического ресурса, заключенного в невыработываемых жидких остатках КРТ. Изменение и уменьшение площади районов падения ОС осуществляется путем использования газореактивных сопел сброса или двигателя, работающего на испарившихся штатных КРТ. При проектировании этих двух систем в первую очередь необходимо знать положение жидких остатков КРТ в ОС ракеты при реализации спуска на нисходящем баллистическом участке.

### Постановка задачи

При достижении конечных параметров выведения ракеты на активном участке траектории система регулирования кажущейся скорости выдает команду на выключение работы двигательной установки ступени. Выключение двигательной установки может происходить однократно либо с режимом промежуточной тяги. Отмечается, что к этому периоду работы двигателя продольная перегрузка достигает значения  $n_x = 6 \div 12$ . Гидродинамическая картина поведения жидких остатков КРТ в топливных баках ОС ракеты была подробно исследована в работе [8]. Установлено, что под действием спада тяги двигателя, жесткостных характеристик нижних днищ топливных баков остатки КРТ получают ускорение и начинают двигаться к верхнему днищу. Достигнув верхнего днища, жидкость отражается от него и в хаотичном порядке распределяется в объеме топливного бака и на его внутренних элементах. Наличие перегрузки при движении ОС ракеты по баллистической траектории позволяет распределиться жидким остаткам КРТ на внутренних элементах конструкции топливного бака.

Использование технологии газификации жидких остатков КРТ в топливных баках ОС ракеты координатно меняет картину поведения газожидкостной фазы в объеме емкости. Одновременно с продувкой топливных магистралей либо с небольшим временем задержки ( $\tau = 1 \div 3$  с) производится запуск системы газификации. При этом истекающая струя теплоносителя встречается с распределенным по объему топливом. Различное исполнение топлив-

ных баков, наличие внутрибаковых устройств значительно затрудняют проведение расчетной оценки положения остатков топлива [9].

В работе [10] представлены результаты численного моделирования газожидкостных потоков внутри типовых конструкций топливных баков ракет при проведении процесса газификации жидких остатков КРТ на начальном этапе. Отмечается, что моделирование проводилось только для фиксированного начального остатка КРТ без учета влияния различных значений перегрузки.

Целью расчета являлось моделирование распределения жидких остатков КРТ по внутренней поверхности топливного бака при движении ОС ракеты по баллистической траектории. Моделирование проводилось для двух вариантов: при управляемом спуске и при использовании автономной бортовой системы спуска ОС ракеты.

При численном моделировании для варианта с использованием автономной бортовой системы спуска принимались следующие допущения:

- 1) работа системы газификации жидких остатков КРТ осуществляется при дозвуковой скорости ввода теплоносителя в объем емкости;
- 2) при взаимодействии вводимого теплоносителя и жидких остатков КРТ не учитываются процессы массообмена и химического взаимодействия;
- 3) состав газовой фазы не изменяется;
- 4) на начало процесса жидкие остатки КРТ равномерно распределены в объеме емкости.

#### Математические модели и расчетные зависимости

Запишем систему дифференциальных уравнений движения ОС ракеты по баллистической траектории в плоскости тангажа [11]

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{-X}{M} \cos \alpha - \frac{Y}{M} \sin \alpha - g \sin \vartheta, \\ \dot{\Theta} &= \frac{1}{V} \left[ \frac{-X}{M} \sin \alpha - \frac{Y}{M} \cos \alpha + \left( \frac{V}{R+H} - g \right) \cos \vartheta \right], \\ \dot{L} &= \frac{R}{R+H} V \cos \vartheta, \\ \dot{H} &= V \sin \vartheta. \end{aligned} \quad (1)$$

Угол тангажа на баллистической траектории определяется:

$$\varphi = \vartheta - \chi + \alpha. \quad (2)$$

При этом угол тангажа и угол наклона вектора скорости к местному горизонту связаны соотношениями:

$$\begin{aligned} \varphi &= \Theta + \alpha, \\ \vartheta &= \Theta + \chi. \end{aligned} \quad (3)$$

Осевые и поперечные составляющие ускорения в связанной системе координат определяются:

$$\begin{aligned} j_x &= \dot{V} \cos \alpha + V \dot{\Theta} \sin \alpha, \\ j_y &= V \dot{\Theta} \cos \alpha - \dot{V} \sin \alpha. \end{aligned} \quad (4)$$

Осевая перегрузка определяется по зависимости [11]

$$n_x = \frac{1}{g_0} [j_x + g \sin(\varphi + \chi)]. \quad (5)$$

Поперечная перегрузка определяется по зависимости [11]

$$n_y = \frac{1}{g_0} [j_y + g \cos(\varphi + \chi)]. \quad (6)$$

При моделировании двухфазных течений в объеме топливного бака применим метод, базирующийся на основе численного решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Запишем расчетные зависимости.

Объемные доли фаз должны удовлетворять соотношению:

$$\sum_{q=f}^s \alpha_q = 1, \quad (7)$$

где индекс  $q=f$  относится для непрерывной фазы,  $q=s$  — для дисперсной фазы.

Уравнение неразрывности

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q u_q) = 0. \quad (8)$$

Уравнение изменения количества движения

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\alpha_q \rho_q u_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q u_q u_q) = \\ = -\alpha_q \nabla p' + \alpha_q \rho_q g + \nabla \cdot (\alpha_q \mu_{eff} (\nabla u_q + (\nabla u_q)^T)) + M_m. \end{aligned} \quad (9)$$

В уравнении (9) давление  $p$  определяется по выражению

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{eff} u.$$

При решении уравнений (7) – (9) воспользуемся двухпараметрической  $k-\varepsilon$  моделью турбулентности [12].

Уравнения для турбулентности записываются в виде:

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\alpha_f \rho_f k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha_f \rho_f u_f k) = \\ = \nabla \cdot \left( \alpha_f \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + \alpha_f (G_k - \rho_f \varepsilon) + S_f^k, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\alpha_f \rho_f \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha_f \rho_f u_f \varepsilon) = \\ = \nabla \cdot \left( \alpha_f \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + \alpha_f \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} G_k - C_{\varepsilon 2} \rho_f \varepsilon) + S_f^\varepsilon. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь  $G_k = \mu_t \nabla u \cdot (\nabla u + \nabla u^T) - \frac{2}{3} \nabla u \cdot (\mu_t \nabla u + \rho k)$ .

Турбулентная вязкость вычисляется по формуле Колмогорова – Прандтля  $\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon$ .

Передача межфазного импульса должно удовлетворять условию  $M_f = -M_s$ .

Межфазная передача импульса записывается:

$$M_s = F_D + F_{VM} + F_L + F_{TD}. \quad (12)$$

Сила лобового сопротивления (Drag force) определяется:

$$F_D = \frac{3}{4} \frac{\alpha_s}{d_s} \rho_f C_D |u - u_s| (u - u_s). \quad (13)$$

В расчетах принимается модель Schiller Naumann, для которой коэффициент  $C_D$  определяется:

$$C_D = \begin{cases} \frac{24}{Re_s} (1 + 0,15 Re^{0,687}) & Re \leq 10^3 \\ 0,44 & 10^3 \leq Re \leq (1 \div 2) 10^5 \end{cases}. \quad (14)$$

Число Рейнольдса  $Re = \frac{\rho_f |u - u_s| d_s}{\mu_f}$ .

Виртуальная массовая сила (Virtual mass force) определяется по зависимости:

$$F_{VM} = C_{VM} \alpha_s \rho_f \frac{d(u - u_s)}{dt}. \quad (15)$$

Подъемная сила (Lift force) определяется по зависимости:

$$F_L = C_L \alpha_s \rho_f (u - u_s) \times (\nabla \times u_s). \quad (16)$$

При моделировании процесса принимается модель Tomiyama [13], при которой коэффициент  $C_L$  определяется по следующим зависимостям:

$$C_L = \begin{cases} \min(0,288 \tanh(0,121 Re_s), f(Eo')) & Eo' \leq 4 \\ f(Eo') & 4 < Eo' \leq 10 \\ -0,27 & 10 < Eo' \end{cases}, \quad (17)$$

где  $f(Eo') = 0,00105 Eo'^3 - 0,0159 Eo'^2 - 0,0204 Eo' + 0,474$ ;  $Eo'$  — модифицированное число Этвеша, которое определяется:

$$Eo' = \frac{g(\rho_s - \rho_f) d_H^2}{\sigma}. \quad (18)$$

В формуле параметр  $d_H$  определяет диаметр капли жидкости с учетом ее деформации:

$$d_H^2 = d_s^2 (1 + 0,163 Eo^{0,757})^{1/3}. \quad (19)$$

Входящее в зависимость (19) число Этвеша определяется:

$$Eo = \frac{g(\rho_s - \rho_f) d_s^2}{\sigma}. \quad (20)$$

Сила межфазной дисперсионной турбулентности (Interphase turbulent dispersion force) определяется по модели Lopez de Bertodano [14]:

$$F_{TD} = -C_{TD} \rho_f k \nabla \alpha_f. \quad (21)$$

В уравнениях (1)–(6) принимаются следующие коэффициенты:  $X$ ,  $Y$  — осевая и подъемная аэродинамические силы;  $M$  — масса ОС;  $g$  — ускорение земного притяжения на высоте;  $g_0$  — ускорение земного притяжения на уровне Земли;  $\alpha$  — угол атаки;  $\vartheta$  — угол наклона вектора скорости к местному горизонту;  $\Theta$  — угол наклона вектора скорости к горизонту в точке старта;  $\chi$  — угол траектории;

$V$ ,  $L$ ,  $H$  — соответственно текущие значения скорости, дальности и высоты полета ОС;  $R$  — радиус Земли.

В уравнениях и зависимостях (7)–(18) принимаются следующие коэффициенты:  $\rho_q$  — плотность фазы;  $u_q$  — осредненное значение скорости;  $\mu_{eff} = (\mu + \mu_t)$  — коэффициент эффективной вязкости;  $\mu$  — коэффициент динамической молекулярной вязкости;  $\mu_t$  — коэффициент турбулентной вязкости;  $M_m$  — передача межфазного импульса;  $p'$  — измененное давление;  $p$  — давление в объеме емкости;  $k$  — турбулентная кинетическая энергия;  $\varepsilon$  — скорость диссипации турбулентной кинетической энергии;  $S_f^k$ ,  $S_f^e$  — дополнительные члены, учитывающие межфазное взаимодействие; модельные константы  $C_{1e} = 1,44$ ;  $C_{2e} = 1,92$ ;  $C_\mu = 0,09$ ;  $\sigma_k = 1,0$ ;  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ ;  $F_{D'}$ ,  $F_{VM'}$ ,  $F_{L'}$ ,  $F_{TD}$  — соответственно сила лобового сопротивления, виртуальная массовая сила, подъемная сила, сила межфазной дисперсионной турбулентности;  $C_D$  — коэффициент лобового сопротивления;  $C_{VM}$  — коэффициент виртуальной массовой силы.

Согласно [15], для малой концентрации жидкой фазы  $\alpha_s \rightarrow 0$ , коэффициент  $C_{VM} \rightarrow 0,5$ . Принимаем для дальнейших расчетов  $C_{VM} = 0,5$ ,  $\sigma$  — коэффициент поверхностного натяжения. Коэффициент  $C_{TD}$  лежит в диапазоне от 0,1 до 0,5.

При расчете движения ОС на баллистическом участке траектории принимается следующая схема движения. После разделения ступеней ракеты под действием управляющих сопел ОС разворачивается на 180 град, и принимает положение, соответствующее движению хвостового отсека вперед. Стабилизация движения ОС на нисходящем участке траектории позволяет минимизировать влияние максимального аэродинамического напора на конструкцию ступени. Это позволяет уменьшить вероятность разрушения корпуса ОС ракеты при входе в плотные слои атмосферы. В качестве прототипа по массовым характеристикам приняты параметры ОС ракеты космического назначения «Ангара-1.2».

При моделировании положения жидких остатков КРТ в топливных баках ОС ракеты при функционировании бортовой системы спуска принимались следующие параметры процесса:

- 1) непрерывная фаза — газовая фаза, состоящая из теплоносителя, подаваемого в объем емкости, газифицированного КРТ и газа наддува, находящегося в топливном баке на начало процесса газификации,  $T_{mn0} = 25^\circ \text{C}$  ( $298^\circ \text{K}$ );
- 2) коэффициент динамической вязкости газовой фазы —  $\mu_0 = (2,0 \div 2,2) 10^{-5}$  Па·с.
- 3) дисперсная фаза — жидкий остаток КРТ,  $T_{крт0} = 25^\circ \text{C}$  ( $298^\circ \text{K}$ );
- 4) скорость ввода ТН в топливный бак —  $u_{mn0} = 500$  м/с;
- 5) давление в топливном баке —  $p_0 = 3$  атм.;
- 6) характерный размер частиц дисперсной фазы — 3 мм;
- 7) модель турбулентности  $k - \varepsilon$ .

В качестве жидких остатков КРТ рассматривались керосин.

Физические параметры для данного компонента топлива, согласно [16], следующие: плотность —  $820$  кг/м<sup>3</sup>; коэффициент поверхностного натяжения —  $0,0289$  Н/м.

На поверхностях топливного бака ставилось граничное условие непроницаемой, твердой стенки. Скорость на стенке равнялась нулю ( $u_{|n=0} = 0$ ).

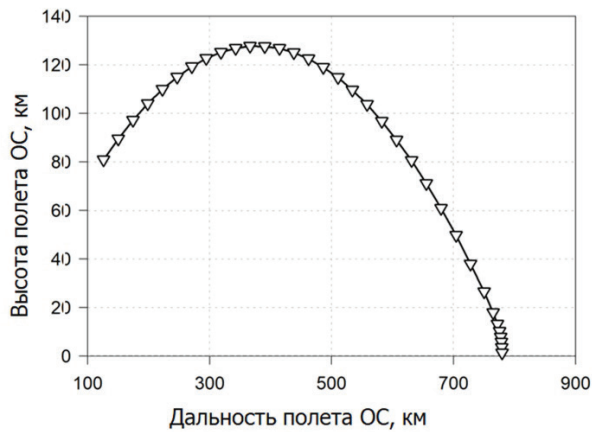


Рис. 1. График траектории движения отработавшей ступени ракеты на баллистическом участке  
Fig. 1. Plot of the trajectory of the worked-off rocket stage in the ballistic section

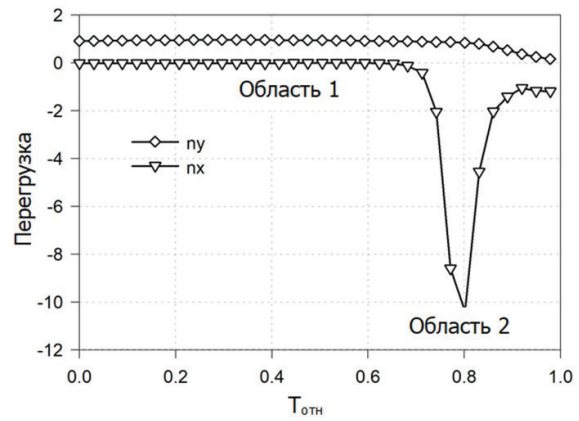


Рис. 2. График осевой и поперечной перегрузки  
Fig. 2. Diagram of axial and transverse overload

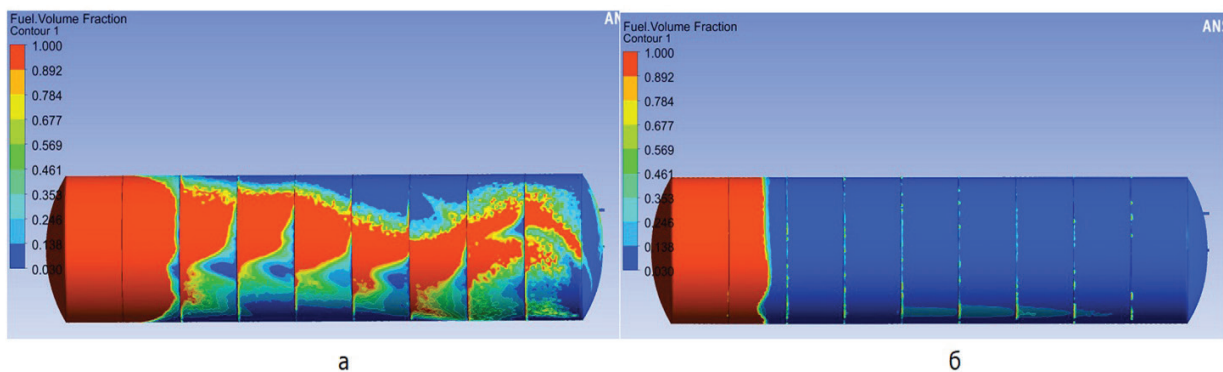


Рис. 3. Расположение жидкого остатка топлива при различных перегрузках: а)  $n_x=0,1$ ;  $n_y=0,85$ ; б)  $n_x=10,2$ ;  $n_y=0,4$   
Fig. 3. Location of the liquid fuel residue at various overloads: а)  $n_x=0,1$ ;  $n_y=0,85$ ; б)  $n_x=10,2$ ;  $n_y=0,4$

### Результаты и обсуждение

На рис. 1 представлен график траектории движения ОС ракеты на баллистическом участке. Параметры на начало движения по баллистической траектории: скорость — 2600 м/с; масса ОС ракеты — 15,3 т; площадь миделевого сечения — 10,18 м<sup>2</sup>. Параметры атмосферы регламентировались [17].

На рис. 2 представлены графики осевой и поперечной перегрузки. На рис. 2 параметр  $T_{отн} = T_{мек} / T_{бал}$  — относительное время движения ОС ракеты по баллистической траектории.  $T_{мек}$ ,  $T_{бал}$  — соответственно текущее и полное время движения ОС.

Моделирование движения ОС ракеты по баллистической траектории позволило выделить характерные участки с соответствующими значениями перегрузок. На участке разворота ОС (область 1) максимальные значения перегрузок составляют  $n_x=0,1$ ,  $n_y=0,85$ . На нисходящем участке траектории с высоты около 20 км, где наблюдается значительное увеличение плотности атмосферы, начинает резко возрастать осевая перегрузка. Пиковое значение осевой перегрузки ( $n_x=10,2$ ) наблюдается на высоте около 8 км (область 2). После этого происходит резкое уменьшение осевой перегрузки. Также с высоты 20 км поперечная перегрузка начинает уменьшаться. На высоте от 6 км значение перегрузок стабилизируется и составляет  $n_x=1$ ,  $n_y=0,2$ .

Численное моделирование двухфазного течения проводилось в программном комплексе «ANSYS CFX» на примере типовой конструкции топливного

бака ОС ракеты, выполненного в виде цилиндрической емкости со сферическими формами дна. Боковая поверхность топливного бака имеет силовой набор, днища выполнены в виде гладких оболочек.

На рис. 3 приведены картины расположения жидкого остатка топлива при различных перегрузках.

Результаты моделирования показали, что при управляемом спуске ОС ракеты по баллистической траектории на участке ее разворота и до высот 20 км (область 1) в условиях малых перегрузок, не превышающих  $n_x=0,1$  и  $n_y=0,85$ , жидкость распределяется в виде пленки в районе нижнего днища и боковой поверхности. Общая площадь покрытия жидким остатком КРТ достигает 35 % от внутренней площади поверхности топливного бака. При этом нижнее днище топливного бака полностью покрыто жидким остатком КРТ, боковая поверхность покрыта до 15 % в направлении действия поперечной перегрузки (рис. 3а).

На нисходящем участке траектории жидкие остатки топлива приобретают детерминированное положение, располагаясь в районе нижнего днища. На участке максимума продольной перегрузки, соответствующего высоте 8 км (область 2), жидкие остатки КРТ еще более смещаются в направлении днища топливного бака. Общая площадь покрытия жидким остатком КРТ составляет около 22 % от внутренней площади поверхности топливного бака (рис. 3б).

Проведено моделирование положения жидких остатков КРТ в топливных баках ОС ракеты при



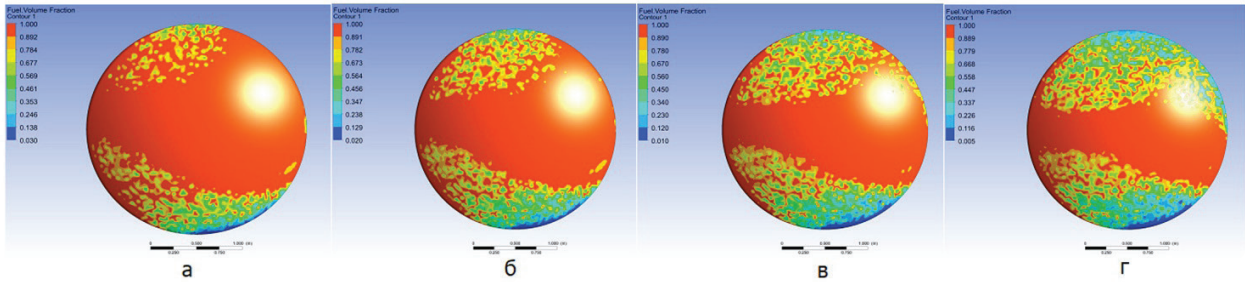


Рис. 4. Распределение топлива в районе дна для различных объемных остатков в баке: а) 3 %; б) 2 %; в) 1 %; г) 0,5 %  
 Fig. 4. Fuel distribution in the bottom area for various volume residues in the tank: a) 3 %; b) 2 %; c) 1 %; d) 0,5 %

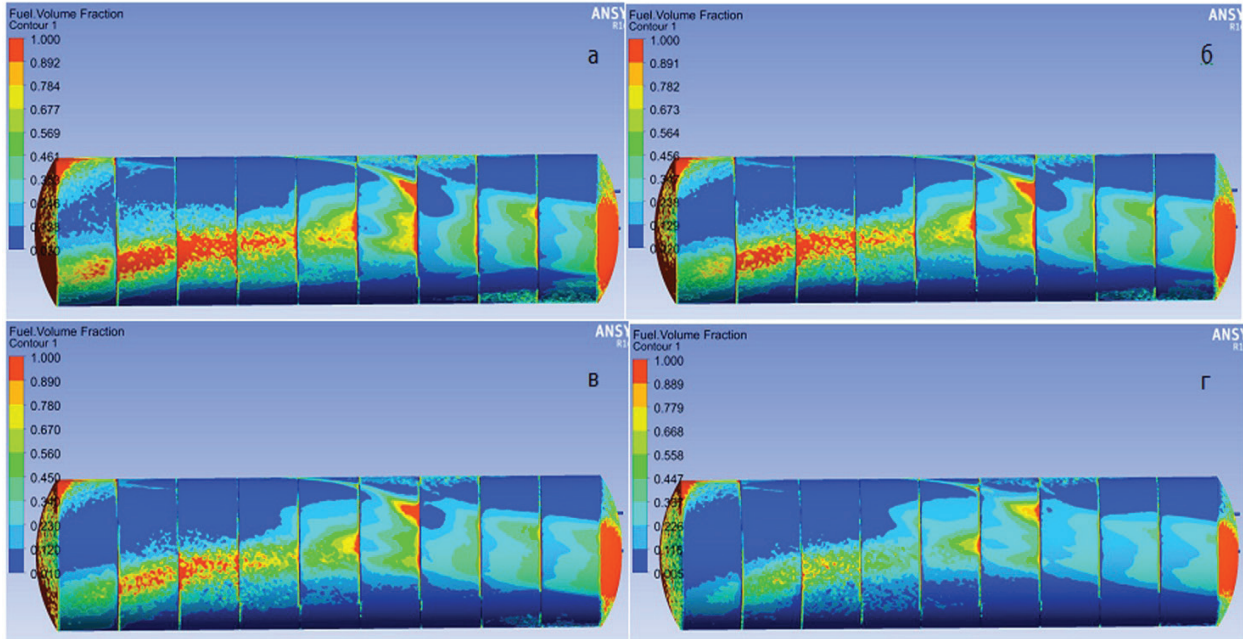


Рис. 5. Распределение топлива по боковой поверхности для различных объемных остатков в баке: а) 3 %; б) 2 %; в) 1 %; г) 0,5 %  
 Fig. 5. Fuel distribution on the side surface for various volume residues in the tank: a) 3 %; b) 2 %; c) 1 %; d) 0,5 %

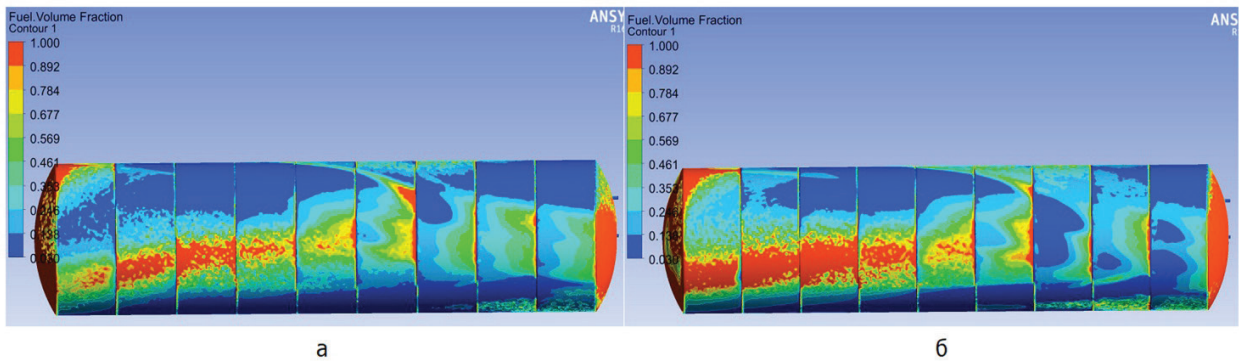


Рис. 6. Распределение топлива по боковой поверхности бака для различных значений перегрузки: а)  $n_x=0,1$ ;  $n_y=0,85$ ; б)  $n_x=10,2$ ;  $n_y=0,4$   
 Fig. 6. Fuel distribution on the side surface of the tank for different overload values: а)  $n_x=0,1$ ;  $n_y=0,85$ ; б)  $n_x=10,2$ ;  $n_y=0,4$

функционировании бортовой системы спуска. Отмечается, что за счет высокой скорости введения горячего теплоносителя в топливные баки для испарения жидких остатков ракетного топлива кардинально изменяется картина поведения жидкости. Остатки ракетного топлива распределяются на обоих днах и боковой поверхности топливного бака.

На рис. 4 и 5 соответственно приведены картины распределения топлива в районе дна

и на внутренней поверхности бака при различных значениях объемных остатков жидкого КРТ, равных 3 %, 2 %, 1 % и 0,5 %.

На рис. 6 представлены картины распределения жидких КРТ в объеме топливного бака для различных случаев (участков движения ОС ракеты по баллистической траектории). На рис. 6а представлена картина распределения жидкости для области 1 со значениями перегрузок  $n_x=0,1$ ,  $n_y=0,85$ ,

на рис. 6б — представлена картина распределения жидкости для области 2 со значениями перегрузок  $n_x = 10,2$ ,  $n_y = 0,4$ . Моделирование проводилось при объемном значении содержания топлива равного 3 %. Установлено, что за счет высокой скорости теплоносителя в топливном баке осевая перегрузка слабо влияет на распределение остатков КРТ в баке ракеты.

### Заключение

Численное моделирование газожидкостных потоков внутри типовой конструкции топливного бака ОС ракеты при ее движении на баллистическом участке траектории при управляемом спуске позволило определить распределение жидкостной фазы в пристеночных областях при различных перегрузках и объемных остатках КРТ в топливных баках. Результаты моделирования получены при управляемом спуске ступени ракеты без дополнительных конструктивных решений и при использовании автономных бортовых систем испарения жидких остатков КРТ в баках ОС ракеты.

Полученные результаты теоретического исследования рекомендуются к использованию для расчета параметров процесса газификации жидких остатков КРТ в топливных баках ракет и расчета динамических характеристик ОС ракеты при управляемом спуске на баллистическом участке.

### Список источников

1. Пат. 2309089 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/14, В 64 G 1/62. Способ возвращения на космодром многоразовой первой ступени ракеты / Дегтярь В. Г., Данилкин В. А., Телицын Ю. С. [и др.]. № 2006110150/11; заявл. 29.03.06; опубл. 27.10.07, Бюл. № 30.
2. Zhang M., Xu D., Yue S. [et al.]. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle // Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 233, no. 10. DOI: 10.1177/0954410018804093.
3. Horvath T. J., Aubuchon V. V., Rufer S. [et al.]. Advancing Supersonic Retro-Propulsion Readiness: Infrared Observations of the SpaceX Falcon 9 First Stage // 2017 AIAA SPACE Forum, Sept. 12–14, 2017. Orlando, Florida, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-5294.
4. Ma L., Wang K., Shao Z. [et al.]. Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets // Engineering Optimization. 2018. Vol. 51, Issue 4. P. 627–645. DOI: 10.1080/0305215X.2018.1472774.
5. Harris M. The heavy lift: Blue origin's next rocket engine could power our return to the moon // IEEE Spectrum. 2019. Vol. 56, Issue 7. P. 26–30. DOI: 10.1109/MSPEC.2019.8747308.
6. Куденцов В. Ю., Трушляков В. И. Разработка бортовой системы снижения техногенного воздействия космических средств выведения на окружающую среду // Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 3 (60). С. 181–188.
7. Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лемперт Д. Б. Разработка дополнительных бортовых систем космических средств выведения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2010. № 3. С. 3–10.

8. 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.

9. Трушляков В. И., Куденцов В. Ю. Газификация жидких остатков ракетного топлива в условиях малой гравитации // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2011. № 3. С. 33–39.

10. Куденцов В. Ю. Моделирование газожидкостных потоков при газификации жидких остатков топлива в баках ракет // Вестник Сибирской государственной автомобильно-дорожной академии. 2014. № 1 (35). С. 85–91.

11. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. Москва: Наука, 1979. 494 с.

12. Pourahmadi F., Humphrey J. A. C. Modelling solid-fluid turbulent flows with application to predicting erosive wear // Physicochemical Hydrodynamics. 1983. Vol. 4, no. 3. P. 191–219.

13. Tomiyama A. Struggle with Computational Bubble Dynamics // Multiphase Science and Technology. 1998. Vol. 10, Issue 4. P. 369–405. DOI: 10.1615/MultScienTechn.v10.i4.40.

14. Lopez de Bertodano M., Lahey Jr R. T., Jones O. C. Phase Distribution in Bubbly Two-Phase Flow in Vertical Ducts // International Journal of Multiphase Flow. 1994. Vol. 20, Issue 5. P. 805–818. DOI: 10.1016/0301-9322(94)90095-7.

15. Van Wijngaarden L., Jeffrey D. J. Hydrodynamic interaction between gas bubbles in liquid // Journal of Fluid Mechanics. 1976. Vol. 77, Issue 1. P. 27–44. DOI: 10.1017/S0022112076001110.

16. Братков А. А., Серегин Е. П., Горенков А. Ф. [и др.]. Химмотология ракетных и реактивных топлив / под ред. А. А. Браткова. Москва: Химия, 1987. 304 с.

17. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1982–07–01. Москва: ИПК Изд-во стандартов, 2004. 180 с.

**КУДЕНЦОВ Владимир Юрьевич**, доктор технических наук, доцент (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение», член-корреспондент Российской академии космонавтики имени К. Э. Циолковского.

SPIN-код: 3688-4590

AuthorID (РИНЦ): 610271

ORCID: 0000-0002-4521-2379

AuthorID (SCOPUS): 55318654800

ResearcherID: E-6640-2014

Адрес для переписки: kvu\_om@mail.ru

**КУДЕНЦОВ Артем Владимирович**, студент гр. ПРК-172 факультета транспорта, нефти и газа.

SPIN-код: 2561-1640

AuthorID (РИНЦ): 1090558

Адрес для переписки: kudentsov143@gmail.com

### Для цитирования

Куденцов В. Ю., Куденцов А. В. Положение жидких остатков топлива в баке отработанной ступени ракеты при баллистическом спуске // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 1. С. 53–60. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-1-53-60.

Статья поступила в редакцию 09.02.2021 г.

© В. Ю. Куденцов, А. В. Куденцов

## THE POSITION OF LIQUID FUEL RESIDUES IN TANK OF WORKED-OFF ROCKET STAGE DURING BALLISTIC DESCENT

V. Yu. Kudentsov, A. V. Kudentsov

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

The results of modeling the behavior of liquid residues of the rocket fuel component in the fuel tank of the worked-off rocket stage on a ballistic trajectory are presented. The simulation is carried out for the following variants: during the controlled descent of the rocket stage and when using the technology of evaporation of liquid rocket fuel residues in the tanks of the spent stage. It is established that during the controlled descent of the spent rocket stage along the ballistic trajectory at the site of its turn and up to heights of 20 km, the liquid under the influence of overloads is distributed in the form of a film in the area of the bottom and side surface with a coverage area of up to 35 %. At the height of the maximum value of the axial overload, liquid fuel residues in the form of a film move to the area of the bottom and the adjacent side surface of the fuel tank. The total coverage area is about 22 %. The introduction of a hot coolant into the fuel tanks to vaporize the liquid remnants of rocket fuel radically changes the picture of the behavior of the liquid. Due to the high speed of the coolant in the tank, axial overload has little effect on the distribution of fuel residues in the rocket tank.

**Keywords:** fuel tanks, modeling, two-phase flow, rocket fuel, ballistic trajectory.

### References

1. Patent 2309089 Russian Federation, IPC B 64 G 1/14, B 64 G 1/62. Sposob vozvrashcheniya na kosmodrom mnogorazovoy pervoy stupeni rakety [Method of return of non-expendable first stage of rocket to cosmodrome] / Degtyar V. G. Danilkin V. A., Telitsyn Yu. S. [et al.]. No. 2006110150/11. (In Russ.).
2. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle // Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 233, no. 10. DOI: 10.1177/0954410018804093. (In Engl.).
3. Horvath T. J., Aubuchon V. V., Rufer S. [et al.]. Advancing Supersonic Retro-Propulsion Technology Readiness: Infrared Observations of the SpaceX Falcon 9 First Stage // 2017 AIAA SPACE Forum, Sept. 12–14, 2017. Orlando, Florida, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-5294. (In Engl.).
4. Ma L., Wang K., Shao Z. [et al.]. Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets // Engineering Optimization. 2018. Vol. 51, Issue 4. P. 627–645. DOI: 10.1080/0305215X.2018.1472774. (In Engl.).
5. Harris M. The heavy lift: Blue origin's next rocket engine could power our return to the moon // IEEE Spectrum. 2019. Vol. 56, Issue 7. P. 26–30. DOI: 10.1109/MSPEC.2019.8747308. (In Engl.).
6. Kudentsov V. Yu., Trushlyakov V. I. Razrabotka bortovoy sistemy snizheniya tekhnogenogo vozdeystviya kosmicheskikh sredstv vyvedeniya na okruzhayushchuyu sredu [Development of onboard system of decrease in technogenic influence of space launch vehicles on environment] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Kosmonavtika i Raketostroyeniye*. 2010. No. 3 (60). P. 181–188. (In Russ.).
7. Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu., Lempert D. B. Razrabotka dopolnitel'nykh bortovykh sistem kosmicheskikh sredstv vyvedeniya [Development of additional onboard systems of space launch vehicles] // Polet. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal. Polyot (Flight) All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2010. No. 3. P. 3–10. (In Russ.).
8. Trushlyakov V. I., Shalay V. V., Shatrov Ya. T. Snizheniye tekhnogenogo vozdeystviya raketnykh sredstv vyvedeniya na zhidkikh toksichnykh komponentakh raketnogo topliva na okruzhayushchuyu sredu [Reducing the technogenic impact of rocket launchers on liquid toxic rocket fuel components on the environment]. Omsk, 2004. 219 p. (In Russ.).
9. Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu. Gazifikatsiya zhidkikh ostatkov raketnogo topliva v usloviyakh maloy gravitatsii [Gasification of the liquid rests of rocket fuel in the conditions of small gravitation] // Polet. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal. Polyot (Flight) All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2011. No. 3. P. 33–39. (In Russ.).
10. Kudentsov V. Yu. Modelirovaniye gazozhidkostnykh potokov pri gazifikatsii zhidkikh ostatkov topliva v bakakh raket [Modeling of gas-liquid flows gasification of liquid residues fuel tank missiles] // Vestnik Sibirskoy gosudarstvennoy avtomobil'no-dorozhnoy akademii. *The Russian Automobile and Highway Industry Journal*. 2014. No. 1 (35). P. 85–91. (In Russ.).
11. Feodosyev V. I. Osnovy tekhniki raketnogo poleta [Basics of rocket flight technology]. Moscow, 1979. 494 p. (In Russ.).
12. Pourahmadi F., Humphrey J. A. C. Modelling solid-fluid turbulent flows with application to predicting erosive wear // Physicochemical Hydrodynamics. 1983. Vol. 4, no. 3. P. 191–219. (In Engl.).
13. Tomiyama A. Struggle with Computational Bubble Dynamics // Multiphase Science and Technology. 1998. Vol. 10, Issue 4. P. 369–405. DOI: 10.1615/MultScienTechn.v10.i4.40. (In Engl.).
14. Lopez de Bertodano M., Lahey Jr R. T., Jones O. C. Phase Distribution in Bubbly Two-Phase Flow in Vertical Ducts // International Journal of Multiphase Flow. 1994. Vol. 20, Issue 5. P. 805–818. DOI: 10.1016/0301-9322(94)90095-7. (In Engl.).
15. Van Wijngaarden L., Jeffrey D. J. Hydrodynamic interaction between gas bubbles in liquid // Journal of Fluid Mechanics. 1976. Vol. 77, Issue 1. P. 27–44. DOI: 10.1017/S0022112076001110. (In Engl.).
16. Bratkov A. A., Seregin E. P., Gorenkov A. F. [et al.]. Khimotologiya raketnykh i reaktivnykh topliv [Rocket and jet

fuel chemotology] / Ed. A. A. Bratkov. Moscow, 1987. 304 p. (In Russ.).

17. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, 2004. 180 p.

---

**KUDENTSOV Vladimir Yuriyevich**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of Aviation and Rocketry Department, Member-correspondent of the Russian Academy of Cosmonautics named after K. E. Tsiolkovsky.

SPIN-code: 3688-4590

AuthorID (RSCI): 610271

ORCID: 0000-0002-4521-2379

AuthorID (SCOPUS): 55318654800

ResearcherID: E-6640-2014

Address for correspondence: kvu\_om@mail.ru

**KUDENTSOV Artem Vladimirovich**, Student gr. PRK-172, Transport, Oil and Gas Faculty.

SPIN-code: 2561-1640

AuthorID (RSCI): 1090558

Address for correspondence: kudentsov143@gmail.com

#### For citations

Kudentsov V. Yu., Kudentsov A. V. The position of liquid fuel residues in tank of worked-off rocket stage during ballistic descent // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2021. Vol. 5, no. 1. P. 53–60. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-1-53-60.

Received February 9, 2021.

© V. Yu. Kudentsov, A. V. Kudentsov