

УДК 629.7.063.6:51-72: 532.22: 532.521.1

## **Влияние времени выхода на режим маршевого ЖРД на процесс опорожнения топливного бака летательного аппарата в условиях свободного орбитального полета**

Сапожников В. Б.<sup>1,\*</sup>, Корольков А. В.<sup>1</sup>,  
Авраамов Н. И.<sup>2</sup>

\* [sapojnikov47@mail.ru](mailto:sapojnikov47@mail.ru)

<sup>1</sup>Научно-технический внедренческий центр «ЭДУКОН»,  
Юбилейный, Россия

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

---

В работе представлена математическая модель процесса опорожнения топливного бака при его малом начальном заполнении и пониженном уровне ускорения силы тяжести. С использованием разработанной математической модели было проведено параметрическое исследование влияния на объем слитой жидкости (или остатка жидкости в емкости) времени выхода расхода жидкости на установившийся номинальный режим. В вычислительном эксперименте установлены моменты прорыва газа в расходную магистраль и невырабатываемые остатки топлива в зависимости от расхода, физических свойств компонентов топлива, величины остаточных ускорений и диаметра расходной магистрали. В результате обнаружен эффект, который ранее не упоминался ни в одной из публикаций, а именно: при резких выходах расхода жидкости на номинальный режим прорыв газа наступает на начальном этапе опорожнения бака.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, многократный запуск в невесомости, опорожнение топливного бака, математическая модель

---

### **Введение**

Процессы опорожнения топливных баков летательных аппаратов являются одними из наиболее ответственных процессов, определяющих функционирование жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Для летательных аппаратов, находящихся в условиях орбитального (суборбитального) полета, основным условием нормального функционирования ЖРД становится непрерывность подачи компонентов жидкого ракетного топлива в расходные магистрали топливных баков без нарушения сплошности потока. При малом заполнении топливных баков причиной нарушения сплошности потока может быть прорыв газа наддува в расходную магистраль в результате образования воронки (с вихреобразова-

нием или без него) и т.н. явление динамического провала поверхности раздела «жидкость-газ» [1, 2, 8-14].

Для того чтобы исключить образование вихревой воронки, в топливных баках в районе заборных устройств устанавливают радиальные и кольцевые перегородки. Однако наличие таких перегородок не может предотвратить образование динамического провала, в результате которого при определенной высоте поверхности раздела «жидкость-газ» над горловиной расходной магистрали, называемой обычно критической ( $h_{кр}$ ), происходит прорыв газа наддува в трубопровод подачи топлива. Величина  $h_{кр}$  зависит от многих факторов, определяющими среди которых являются расход топлива  $q$ , ускорение,  $g_x$  действующее по нормали к поверхности раздела «жидкость-газ», и диаметр расходной магистрали  $d$ . Одной из формул, которую используют для расчета величины  $h_{кр}$  по результатам экспериментальных исследований, является формула вида

$$\frac{h_{кр}}{d} = A \cdot Fr^n, \quad (1)$$

где число Фруда  $Fr = \frac{q^2}{g_x \cdot d^5}$ , а параметры  $A$  и  $n$  – экспериментально определяемые константы [3,4,5]. В условиях космического полета при запуске двигателя расход топлива зависит от времени при выходе на режим. Ускорение, создаваемое работой двигателя, также зависит от времени. Поэтому при определении  $h_{кр}$  необходимо учитывать насколько «резко» осуществляется выход на режим.

Проведение экспериментальных исследований процессов опорожнения топливного бака при пониженном уровне ускорения силы тяжести требует воспроизведения условий пониженной весомости, что сопряжено с необходимостью использования дорогостоящих и уникальных стендов и установок типа башен невесомости или самолетов-лабораторий. Более того, даже использование такого оборудования не позволяет в полной мере воспроизвести условия, когда опорожнение баков происходит при переменной величине ускорения силы тяжести. Поэтому математическое моделирование указанных процессов является в ряде важных для практики случаев единственно возможным способом решения задачи проектирования внутрибаковых устройств, обеспечивающих, в условиях орбитального (суборбитального) полета, непрерывность подачи компонентов жидкого ракетного топлива в расходные магистрали топливных баков без нарушения сплошности потока.

### **Математическая модель процесса опорожнения топливного бака при его малом начальном заполнении и пониженном переменном уровне ускорения силы тяжести**

Время выхода на режим определяется конструктивными особенностями системы подачи топлива. Если  $\Delta p$  – давление наддува,  $L$  – длина трубы, а  $r_0$  – ее радиус, то уравнение движения для столба жидкости в трубе может быть описано уравнением

$$\frac{dq}{dt} + \zeta(q) \cdot q^2 \cdot \frac{1}{2 \cdot L \cdot \pi \cdot r_0^2} = \frac{\Delta p \cdot \pi \cdot r_0^2}{L \cdot \rho} \quad (2)$$

Считаем, что коэффициент динамических потерь давления  $\zeta$  зависит от расхода.

Для установившегося течения перепад давления из (2)

$$\Delta p = \zeta(q_0) \cdot q_0^2 \cdot \frac{\rho}{2 \cdot \pi \cdot r_0^2} \quad (3)$$

Используя формулу Пуазейля для стационарного течения в трубе ( $q$  - объемный расход)

$$q = \frac{\pi \cdot r_0^4}{8 \cdot \nu \cdot \rho} \cdot \Delta p$$

получаем

$$\zeta(q_0) = \frac{16 \cdot \pi \cdot \nu \cdot L}{q_0}$$

Это *кинематическая* связь между трением и вязкостью. Положим

$$\zeta(q(t)) = \frac{16 \cdot \pi \cdot \nu \cdot L}{q(t)}$$

Уравнение (2) превращается в линейное дифференциальное уравнение

$$\frac{dq}{dt} + A \cdot q = B,$$

где  $A = \frac{8 \cdot \nu}{r_0^2}$ ,  $B = \frac{\Delta p \cdot \pi \cdot r_0^4}{L \cdot \rho}$ .

В стационаре получаем  $q = \frac{B}{A} = \frac{\pi \cdot r_0^4}{8 \cdot \nu \cdot L \cdot \rho} \cdot \Delta p$  – формула Пуазейля.

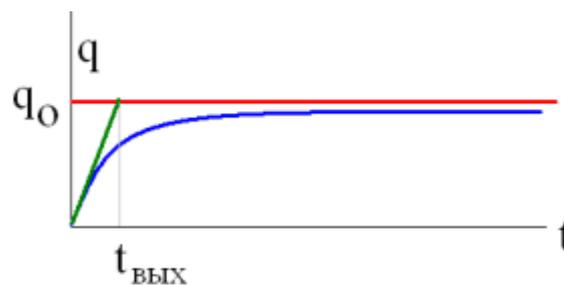
Решаем (6) при условии  $q(0) = 0$ . Получаем

$$q(t) = \frac{B}{A} \cdot (1 - e^{-At})$$

При  $t \rightarrow \infty$  расход стремится к установившемуся значению по Пуазейлю.

Подставив значения А и В, получим:

$$q(t) = \frac{\pi \cdot r_0^4}{8 \cdot \nu \cdot L \cdot \rho} \cdot \Delta p \cdot (1 - e^{-\frac{8 \cdot \nu}{r_0^2} t}) \quad (4)$$



**Рис. 1.** Выход расхода на режим при постоянном давлении наддува

Производная расхода по времени в начальный момент

$$\frac{dq}{dt} = \frac{8 \cdot \nu}{R^2}$$

Из равенства

$$\frac{8 \cdot \nu}{R^2} \cdot t = \frac{\pi \cdot R^4}{8 \cdot \nu \cdot L \cdot \rho} \cdot \Delta p$$

определяем время выхода на режим по линейному закону

$$t_{\text{вых}} = \frac{\pi \cdot R^6}{64 \cdot \nu^2 \cdot L \cdot \rho} \cdot \Delta p \quad (5)$$

Таким образом, имеется оценка времени выхода на режим при подаче топлива в двигательную установку газом наддува.

В работе использовалась математическая модель процесса опорожнения топливного бака при его малом начальном заполнении и пониженном переменном уровне ускорения силы тяжести. Расход жидкости также меняется от нуля до некоторого номинального установившегося значения по определенному закону. В вычислительном эксперименте определены формы поверхности раздела сред над горловиной расходной магистрали и динамика образования «провала».

Сферическая емкость радиуса  $R$  частично заполнена жидкостью (рис. 1). Объем жидкости  $V_0$  отбирается с заданным расходом  $q(t)$  через трубу радиуса  $r_0$ . Задача обладает осевой симметрией в предположении отсутствия вихреобразования и возмущений, свойственных реальной ситуации.

Для описания движения жидкости и изменения положения поверхности раздела «жидкость-газ» во времени использовалась одномерная нестационарная постановка задачи. Было сделано допущение, что скорость жидкости в емкости и уровень заполнения емкости в каждый момент времени являются функциями лишь радиальной координаты  $r$ . Линия контакта поверхности раздела «жидкость-газ» и стенки сосуда находится на расстоянии  $r_b(t)$  от оси симметрии и на высоте  $h_b(t)$  над условной нулевой отметкой уровня (см. рис. 2).

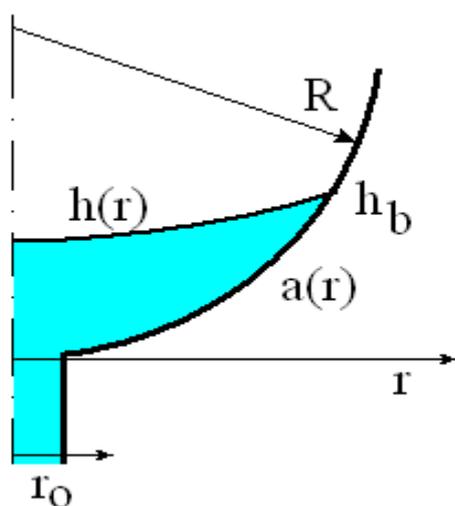


Рис. 2. Расчетная схема процесса опорожнения.

Одномерное осесимметричное течение жидкости описывается системой уравнений, включающей в себя уравнение переноса импульса

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial u}{\partial r} = -\frac{1}{Fr} \cdot g(t) \cdot \frac{\partial h}{\partial r} + \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left( r \cdot \frac{\partial u}{\partial r} \right) - \frac{u}{r^2}, \quad (6)$$

и уравнение неразрывности течения

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial [(h-a) \cdot r \cdot u]}{\partial r} = 0 \quad (7)$$

Здесь масштабные величины  $r_0$  – для расстояния,  $u_0$  – для скорости,  $g_0$  – для ускорения,  $t = Ho = \frac{u_0 \cdot \bar{t}}{r_0}$ ,  $Fr = \frac{u_0^2}{g_0 \cdot r_0}$ ,  $Re = \frac{u_0 \cdot r_0}{\nu}$ .

В начальный момент

$$u = 0, h = h_0, g = g_b. \quad (8)$$

Здесь  $g_b$  – величина предпускового ускорения от момента начала отбора жидкости до момента выхода на режим маршевого двигателя. В момент времени  $t=t_{\text{вых}}$  маршевый двигатель выходит на режим и создает ускорение  $g_0$ .

Положение точки контакта поверхности жидкости со стенкой сосуда изменяется во времени в соответствии с поведением поверхности жидкости. При численной реализации модели в качестве граничного значения скорости использовалась скорость соседнего узла. После получения распределения скорости на следующем временном слое из уравнения переноса импульса пересчитывалось положение поверхности жидкости и точки контакта. Система (6)-(8) решалась численно методом конечных разностей с использованием полностью неявной схемы для уравнения (6) и консервативного метода «жидкость в ячейке» [6] для уравнения неразрывности (7).

Если в период выхода на режим расхода топлива сплошность потока сохранилась, то поверхность жидкости будет опускаться, практически сохраняя плоскую форму до момента достижения критического уровня. Формы поверхности жидкости при различных объемах при истечении с сохранением сплошности показаны на рис. 3.

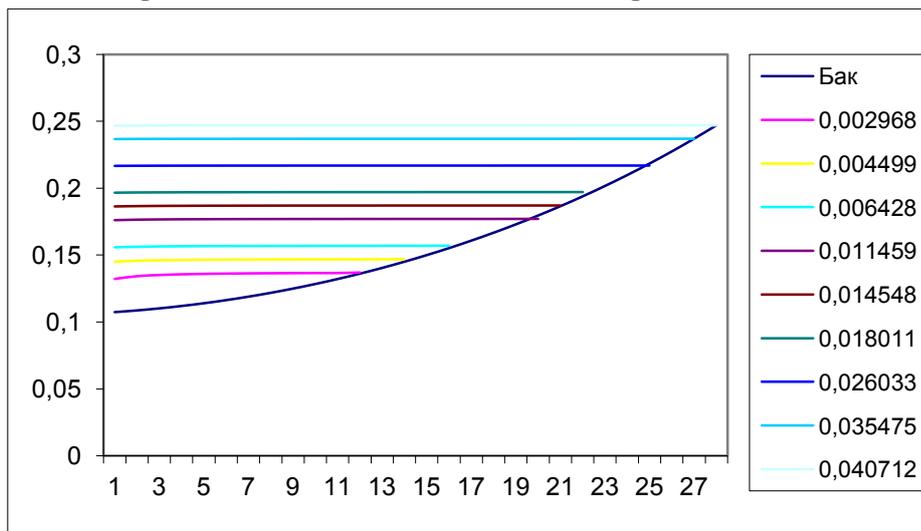


Рис. 3. Формы поверхности жидкости при различных текущих объемах при истечении с сохранением сплошности

Характерные кривые формы поверхности жидкости при образования провала показаны на рис. 4.

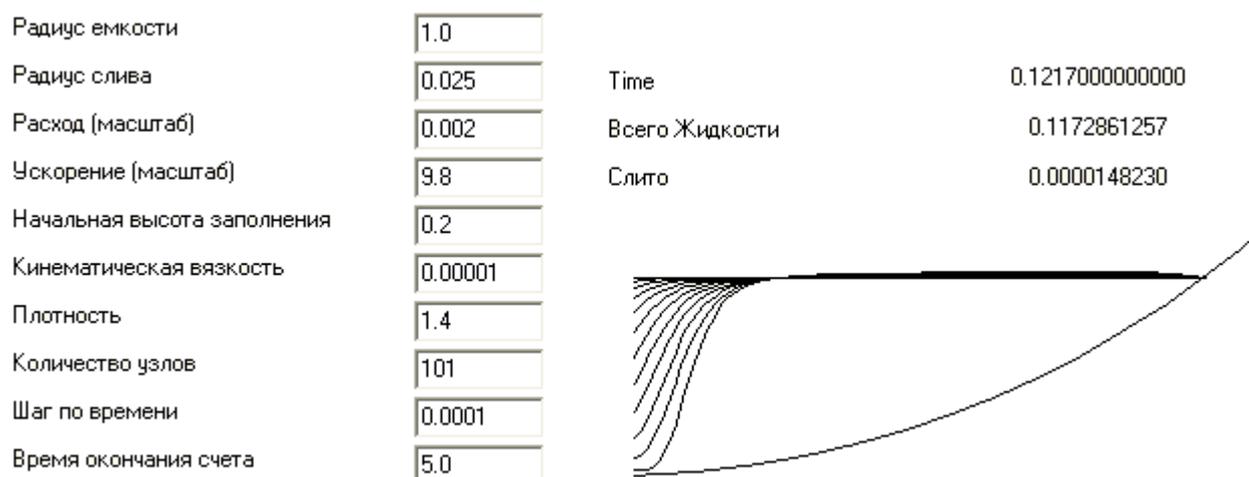


Рис. 4. Формы поверхности жидкости при образовании провала

Оценим величину критического уровня, полагая, что скорость перемещения поверхности мала по сравнению со скоростями течения жидкости. Уравнение сохранения массы для моментального распределения скоростей

$$2 \cdot \pi \cdot r(h(r) - a(r)) \cdot u(r) + \pi \cdot r^2 \cdot \frac{q}{\pi \cdot r_b^2} = q$$

Закон сохранения энергии для потока

$$\rho \cdot g \cdot h(r) + \frac{\rho \cdot u^2}{2} = const = \rho \cdot g \cdot h_b$$

Введем временно обозначения

$$h' = h - a; q_0 = \frac{q}{2 \cdot \pi} \cdot \left(1 - \frac{r^2}{r_b^2}\right);$$

$$h_0 = h_b - a; g' = 2 \cdot g$$

Получим систему:

$$\begin{cases} u(r) \cdot r \cdot h'(r) = q_0 \\ h'(r) = h_0 - \frac{u^2}{g'} \end{cases} \quad (9)$$

Система сводится к кубическому уравнению относительно  $u(r)$ :

$$F(u) = u^3 - (g' \cdot h_0) \cdot u + g' \cdot \frac{q_0}{r} = 0$$

Уравнение всегда имеет отрицательный корень, который соответствует отрицательной скорости (этот корень заведомо отпадает). У функции  $F(u)$  имеются два локальных экстремума в точках  $u_{1,2} = \pm \sqrt{\frac{1}{3} \cdot h_0 \cdot g'}$ . Если  $F(u_1) < 0$ , то существует два корня, которые соответствуют двум решениям (или физическим явлениям). Большее значение скорости

сти (при меньшем перепаде уровня жидкости) соответствует безвихревому течению, меньшее значение соответствует радиальной компоненте вектора скорости при наличии эффекта «воронкообразования». Если  $F(u_1) > 0$ , то положительных корней не существует. Это означает, что в потоке нарушается сплошность и условие  $F(u_1) > 0$  можно использовать для получения критерия захвата потоком окружающего газа:

$$u_1^3 - (g' \cdot h_0) \cdot u_1 + g' \cdot \frac{q_0}{r} > 0.$$

После преобразований и перехода к исходным параметрам условие нарушения сплошности потока выглядит так:

$$h_b < a(r) + \frac{3}{2} \cdot \sqrt[3]{\frac{q^2 \left(1 - \frac{r^2}{r_b^2}\right)}{4 \cdot \pi^2 \cdot r^2 \cdot g}} \quad (10)$$

Наибольшее значение правая часть (10) принимает при  $r = r_0$ . При этом можно заменить выражение  $1 - \frac{r^2}{r_b^2}$  единицей. Окончательно получаем зависимость критического уровня жидкости от расхода и ускорения для сферического бака с отверстием радиуса  $r_0$ :

$$h_b < \frac{3}{2} \cdot \sqrt[3]{\frac{q^2}{4 \cdot \pi^2 \cdot r_0^2 \cdot g}} \quad (11)$$

или же, в соответствии с формулой (1)

$$\frac{h_{кр}}{d} = \frac{3}{2 \cdot \pi^{2/3}} \cdot Fr^{1/3} \approx 0.7 \cdot Fr^{1/3} \quad (12)$$

В период выхода на режим  $q = q_0 \cdot t/t_{\text{ВЫХ}}$ , соответственно,  $g = g_0 \cdot t/t_{\text{ВЫХ}}$ .

Подставив в (11), получим условие захвата газа в момент запуска двигателя

$$h_0 < \frac{3}{2} \cdot \sqrt[3]{\frac{q_0^2 \cdot t/t_{\text{ВЫХ}}}{4 \cdot \pi^2 \cdot r_0^2 \cdot g_0}} \quad (13)$$

При исходных данных варианта расчета, представленного на рис. 4., правая часть неравенства (13), соответствующая критическому значению уровня заполнения  $h_{кр}$  к моменту выхода на режим, равна 0.038, что превышает начальный уровень заполнения ( $h_0=0.02$ ), поэтому при включении двигателя сразу же начал формироваться провал.

Если в период выхода на режим высота заполнения больше критической, то в дальнейшем уровень жидкости будет понижаться, практически сохраняя плоскую форму, до достижения критического уровня. Однако, если время выхода на режим мало, резкое увеличение расхода может при определенном уровне жидкости, даже превышающем критический, вызвать возникновение провала поверхности за счет инерционности начального построения поля скоростей.

С использованием разработанной математической модели было проведено параметрическое исследование влияния на объем слитой жидкости времени выхода расхода жидкости на установившийся номинальный режим ( $t_v$ ). Использовались исходные данные варианта табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные для параметрического исследования.

$q$ [м <sup>3</sup> /с]	$r_0$ [м]	$g$ [м/с <sup>2</sup> ]
0.002	0.015	4.43

В результате нами обнаружен эффект [7], который ранее не упоминался ни в одной из публикаций, а именно: при резких выходах расхода на режим (в нашем случае для  $t_v < 1,0$  с) прорыв газа наступает на начальном этапе опорожнения бака. При  $t_v > 1,0$  с время выхода на режим практически не влияет на процесс опорожнения. Эти данные проиллюстрированы графиками рис. 5 и рис. 6 зависимостей времени отбора (опорожнения до момента прорыва газа) и объема слитой жидкости от величины параметра  $t_v$  (времени выхода расхода на режим) соответственно.

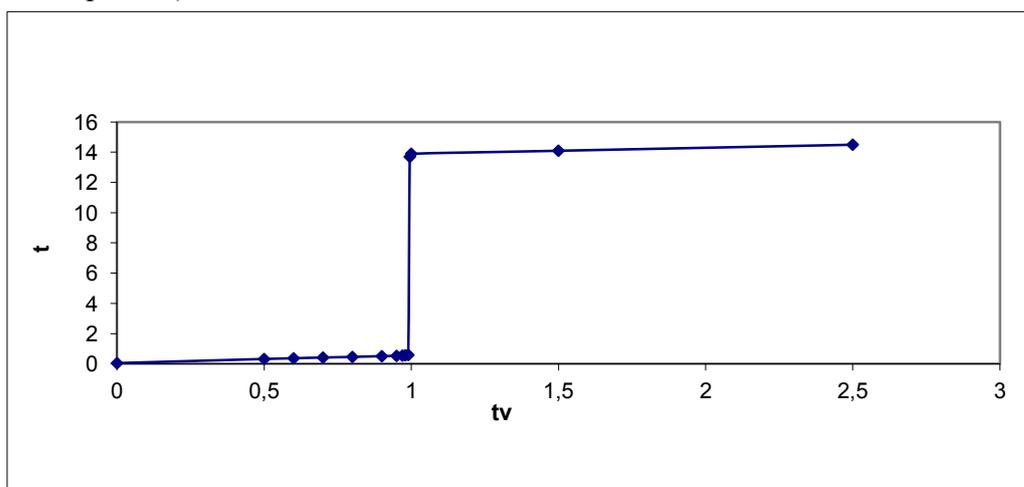


Рис. 5 Влияние времени  $t_v$  выхода расхода на номинальный режим на время  $t$  работы устройства до момента прорыва газа в расходную магистраль.

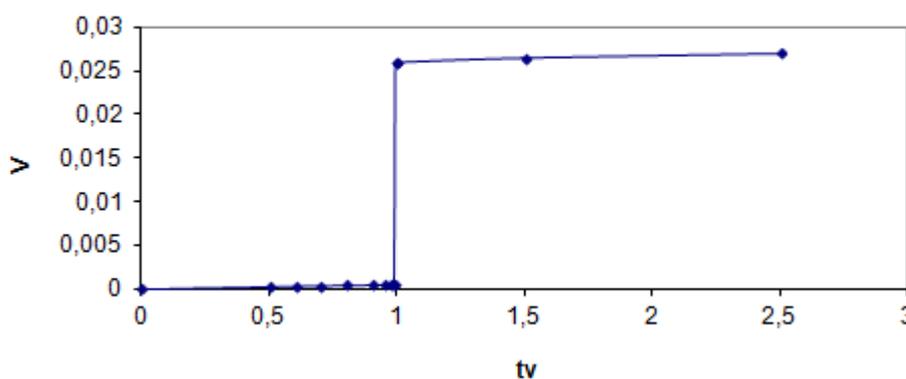


Рис. 6. Влияние времени  $t_v$  выхода расхода на номинальный режим на объем слитой жидкости, м<sup>3</sup>.

Следует отметить, что при вытеснении топлива из бака за счет давления газом наддува этот эффект не проявляется, поскольку структура течения сама определяет время выхода на режим в соответствии с формулой (4). Учитывать время выхода расхода на режим следует, если подача топлива осуществляется насосом.

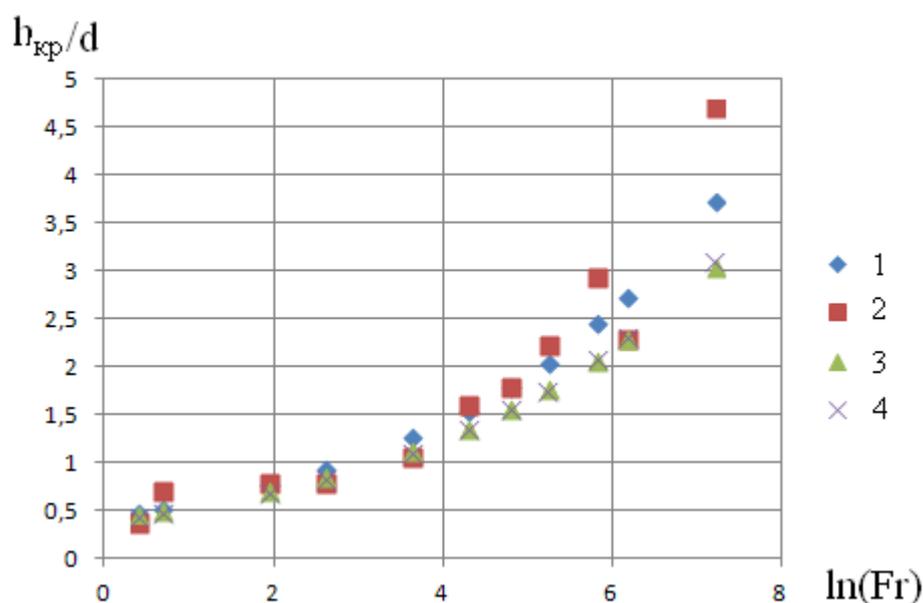
В момент достижения критического уровня можно зафиксировать объем жидкости в баке как невырабатываемый остаток. В таблице 2. приведены результаты параметрического исследования в вычислительном эксперименте влияния определяющих параметров (расхода –  $q_0$ , ускорения при работе маршевого двигателя –  $g_0$ , радиуса трубы –  $r_0$ ) на время работы системы и количество отобранной жидкости. Критическая высота уровня поверхности раздела «жидкость-газ» в баке фиксировалась в момент возникновения аварийного останова счета из-за невыполнения уравнения сплошности.

Таблица 2. Результаты параметрического исследования

№	$q_0, \text{ м}^3/\text{с}$	$r_0, \text{ м}$	$g_0, \text{ м}/\text{с}^2$	Время $t, \text{ с}$	Слило, $\text{ м}^3$	$r, \text{ м}$	$h_b, \text{ м}$	$h_{кр}, \text{ м}$
1	0,0020	0,015	4,43	14,64	0,027	0,200	0,137	0,032
2	0,0004	0,015	4,43	71,5	0,029	0,115	0,116	0,011
3	0,0012	0,015	4,43	24,1	0,028	0,175	0,129	0,024
4	0,0028	0,015	4,43	10,35	0,026	0,245	0,153	0,048
5	0,0036	0,015	4,43	8,1	0,025	0,260	0,159	0,054
6	0,0060	0,015	4,43	4,37	0,019	0,330	0,193	0,088
7	0,0120	0,015	4,43	1,25	0,0078	0,410	0,246	0,141
8	0,0020	0,003	4,43	0,46	0,0005	0,415	0,247	0,142
9	0,0020	0,009	4,43	12,3	0,023	0,231	0,147	0,042
10	0,0020	0,021	4,43	15,8	0,030	0,204	0,138	0,033
11	0,0020	0,027	4,43	16,5	0,032	0,218	0,143	0,038
12	0,0020	0,015	0,886	12,46	0,023	0,290	0,172	0,067
13	0,0020	0,015	2,658	14,3	0,027	0,225	0,145	0,040
14	0,0020	0,015	6,202	14,7	0,028	0,205	0,138	0,033
15	0,0020	0,015	7,974	14,8	0,028	0,200	0,137	0,032

Полученные с помощью разработанной математической модели результаты были аппроксимированы выражением вида (1), в котором метод наименьших квадратов дает следующие значения констант:  $A=0,43, n=0,3..$

Результаты расчета по формуле (1) при указанных значениях констант сравнивались с данными работ [3] и [4]. Материалы сравнения показаны на рис. 7. Заметим, что критический уровень жидкости, полученный аналитически из условия квазистационарности (12), дает несколько завышенный результат. Таким образом, можно сделать вывод о том, что разработанная математическая модель удовлетворительно описывает динамику процесса опорожнения топливных баков. Получаемые при этом результаты хорошо согласуются с данными других исследователей.



**Рис. 7.** Сравнение расчетных данных с данными работ [3] и [4]. (1 – расчет, 2 – аппроксимация, 3 – работа [3], 4 – работа [4]).

## Заключение

Разработана математическая модель процесса опорожнения топливного бака при его малом начальном заполнении и пониженном уровне ускорения силы тяжести. С использованием разработанной математической модели было проведено параметрическое исследование влияния на объем слитой жидкости (или остатка жидкости в емкости) времени выхода расхода жидкости на установившийся номинальный режим. Разработанная математическая модель удовлетворительно описывает динамику процесса опорожнения топливных баков. Получаемые при этом результаты хорошо согласуются с данными других исследователей. В вычислительном эксперименте установлены моменты прорыва газа в расходную магистраль и невырабатываемые остатки топлива в зависимости от расхода, физических свойств компонентов топлива, величины остаточных ускорений и диаметра расходной магистрали. В результате обнаружен эффект, который ранее не упоминался ни в одной из публикаций, а именно: при резких выходах расхода жидкости на номинальный режим прорыв газа наступает на начальном этапе опорожнения бака.

## Список литературы

1. Поликовский В.И., Перельман Р.Г. Воронкообразование в жидкости с открытой поверхностью. М.: Госэнергоиздат, 1959. 191 с.
2. Сизонов В.С. О динамическом провале уровня свободной поверхности жидкости конечной глубины над сливным отверстием // Известия АН СССР. Сер. Механика жидкости и газа. 1971. Вып. 6. С. 72-75.

3. Беляев Н.М., Шандоров Г.С. К вопросу о воронкообразовании без вращения при сливе жидкости через донные отверстия // Гидроаэромеханика. 1965. Вып. 2. С. 27-32.
4. Токарев В. Е. Истечение жидкости из емкости с образованием воронки // Известия вузов. Сер. Авиационная техника. 1967. № 3. С. 37-43.
5. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение, 1983. С. 84.
6. Роуч П. Вычислительная гидродинамика / пер. с англ. В.А. Гущина и В.Я. Митницкого; под ред. П.И. Чушкина. М.: Мир, 1980. 616 с.
7. Sapozhnikov V.B., Korolkov A.V. Mathematical modeling of a spacecrafts' fuel tank empty in-gin the orbital flight conditions // International Scientific Conference "Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development" (Moscow, Bauman MSTU, 17 – 19 November 2014): abstracts. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2014. P. 80-81.
8. Новиков Ю.М., Большаков В.А., Партола И.С. Первая длинномерная конструкция капиллярного заборного устройства из КПСМ: подтверждение надежности и высокой эффективности по результатам эксплуатации в составе дополнительного топливного бака разгонного блока «Бриз-М» ракетного космического комплекса «Протон-М/Бриз-М» // Ракетно-космические двигательные установки: матер. Всероссийской научно-технической конференции. М., 2013. С. 17-19.
9. Корольков А.В., Меньшиков В.А., Партола И.С., Сапожников В.Б. Математическая модель капиллярного заборного устройства торового бака // Вестник Московского государственного университета леса – Лесной вестник. 2007. № 2. С. 35-39.
10. Сапожников В.Б., Партола И.С., Корольков А.В. Теоретические основы разработки и экспериментальной отработки капиллярных заборных устройств с минимальными остатками топлива в двигательных установках РН, РБ и КА // Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют». М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 313-319.
11. Партола И.С. Результаты проектирования и отработки капиллярных заборных устройств торового топливного бака РБ «Бриз-М» // Первая международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии», посвященная 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея: сб. докл. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана; НПО «Машиностроение», 2004. С. 19-22
12. Сапожников В.Б., Гришко Я.П., Корольков А.В., Большаков В.А., Новиков Ю.М., Константинов С.Б., Мартынов М.Б. Применение комбинированных пористо-сетчатых материалов в конструкции внутрибаковых устройств двигательных установок космических аппаратов, верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков // Решетневские чтения: матер. XIV Международной научной конференции, посвященной памяти Генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева (г. Красноярск, 10-12 ноября 2010 г.). Ч. 1 / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Красноярск: Сибирский гос. аэрокосм. ун-т, 2010. С. 126-127.

13. Сапожников В.Б., Меньшиков В.А., Партола И.С., Корольков А.В. Развитие идей профессора В.М. Поляева по применению пористо-сетчатых материалов для внутри-баковых устройств, обеспечивающих многократный запуск жидкостных ракетных двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2006. № 2. С. 78-88.
14. Корольков А.В., Меньшиков В.А., Партола И.С., Сапожников В.Б. Развитие идей профессора В.М. Поляева по применению пористо-сетчатых материалов для внутри-баковых устройств, обеспечивающих многократный запуск ЖРД космических аппаратов и разгонных блоков в условиях свободного и возмущенного орбитального и суборбитального полета // Ракетно-космические двигательные установки: тр. Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 80-летию со дня рождения Заслуженных деятелей науки и техники РФ, Лауреатов Государственной премии СССР, д.т.н., профессоров Кудрявцева В.М. и Поляева В.М. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. С.17-18.

## The Liquid Sustainer Build-up Time Impact on the Emptying Spacecraft Fuel Tank in Free Orbiting Conditions

V.B. Sapozhnikov<sup>1,\*</sup>, A.V. Korolkov<sup>1</sup>, N.I. Avraamov<sup>2</sup>

\*[sapojnikov47@mail.ru](mailto:sapojnikov47@mail.ru)

<sup>1</sup>Scientific and Technological Innovation Center "EDUKON",  
Yubileyniy, Russia

<sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

---

**Keywords:** liquid-propellant engine, multiple starts in weightlessness, emptying of the fuel tank, mathematical model

---

Trouble-free operation of liquid rocket engines (LRE) depends, among other factors, on the nonstop supply of liquid rocket fuel components in the fuel tank feed line with continuous flow.

This condition becomes especially relevant for the aerial vehicles (AV) in orbital (suborbital) environment. With a little filled fuel tanks discontinuity of flow may occur because of pressurizing gas blow-by in the feed line as a result of the funnel generation (with or without vortex formation) and so-called phenomenon of dynamic failure of the interface "liquid-gas".

The paper presents a mathematical model of the process of emptying tank initially a little filled and having a reduced level of the gravity acceleration. Using the developed mathematical model a parametric study has been conducted to find how stabilization rate of liquid flow effects on the volume of drained liquid. The computational experiment defines gas blow-by points in the feed line and propellant residuals, depending on the flow rate, physical properties of the fuel components, residual value of the acceleration, and diameter of the feed line.

As a result, an effect is discovered that previously has been never mentioned in publications on research of the emptying processes of the aircraft fuel tanks, namely: with abrupt bootstrap of the flow rate a blow-by of gas occurs at the initial stage of emptying tank. In this case, to ensure LRE trouble-free operation there is a need in a special inner-tank device to prevent premature blow-by of pressurizing gas in the tank feed line.

### References

1. Polikovskii V.I., Perel'man R.G. *Voronkoobrazovanie v zhidkosti s otkrytoi poverkhnost'yu* [Funnel formation in liquid with open surface]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1959. 191 p. (in Russian).

2. Sizonov V.S. On the dynamic of failure of level of free surface of fluid of the final depth of the drain hole. *Izvestiya AN SSSR. Ser. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1971, no. 6, pp. 72-75. (in Russian).
3. Belyaev N.M., Shandorov G.S. Funnel formation without rotation when draining the fluid through the bottom openings. *Gidraeromekhanika*, 1965, no. 2, pp. 27-32. (in Russian).
4. Tokarev V. E. Leakage of liquid from the tank in form of funnel. *Izvestiya vuzov. Ser. Aviatsionnaya tekhnika*, 1967, no. 3, pp. 37-43. (in Russian).
5. Belyaev N. M. *Raschet pnevmogidravlicheskih sistem raket* [Calculation of pneumatichydraulic missile systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, p. 84. (in Russian).
6. Roache P.J. *Computational Fluid Dynamics*. Hermosa Publishers, New Mexico, 1976. 446 p. (Russ. ed.: Roache P.J. *Vychislitel'naiia gidrodinamika*. Moscow, Mir Publ., 1980. 618 p.).
7. Sapozhnikov V.B., Korolkov A.V. Mathematical modeling of a spacecrafts' fuel tank empty in-gin the orbital flight conditions. *Abstracts of the International Scientific Conference "Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development"*, Moscow, Bauman MSTU, November 17-19, 2014. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014, pp. 80-81. (in Russian).
8. Novikov Yu.M., Bol'shakov V.A., Partola I.S. The first long-length design of capillary internal device made of combined porous-mesh materials: confirmation of reliability and high efficiency according to the results of operation as a part of additional fuel tank of "Briz-M" upper-stages of the space rocket complex "Proton-M/Briz-M". *Raketno-kosmicheskie dvigatel'nye ustanovki: mater. Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii* [Rocket-Space Propulsion: proc. of the All-Russian Scientific and Technical Conference]. Moscow, 2013, pp. 17-19. (in Russian).
9. Korol'kov A.V., Menishikov V.A., Partola I.S., Sapozhnikov M.B. Mathematical model of capillary internal device of toroidal fuel tank. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo universiteta lesa – Lesnoi vestnik = Moscow state forest university bulletin — Lesnoy vestnik*, 2007, no. 2, pp. 35-39. (in Russian).
10. Sapozhnikov V.B., Partola I.S., Korol'kov A.V. Theoretical principles of design and experimental development of capillary internal devices with minimum remnants of fuel for propulsion installations of carrier rockets, upper-stages and spacecraft. In book: *Nauchno-tekhnicheskie razrabotki OKB-23 – KB "Salyut"* [Scientific and technical development of OKB-23 - KB "Salyut"]. Moscow, Vozdushnyi transport Publ., 2006, pp. 313-319. (in Russian).
11. Partola I.S. Results of design and development of capillary internal devices of toroidal fuel tank of "Briz-M" upper stage. *Pervaya mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Aerokosmicheskie tekhnologii", posvyashchennaya 90-letiyu so dnya rozhdeniya akademika V.N. Chelomeya: sb. dokl.* [Proc. of the First international scientific and technical conference "Aerospace technology" dedicated to the 90th birthday of academi-

- cian V.N. Chelomey]. Moscow, Bauman MSTU Publ.; JSC MIC “Mashinostroenie” Publ., 2004, pp. 19-22. (in Russian).
12. Sapozhnikov V.B., Grishko Ya.P., Korol'kov A.V., Bol'shakov V.A., Novikov Yu.M., Konstantinov S.B., Martynov M.B. Application of combined porous-mesh materials in construction of intratank devices of propulsion installations of spacecrafts, final steps of carrier rockets and upper-stages. *Reshetnevskie chteniya: mater. 14 Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii, posvyashchennoi pamyati General'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva* [Reshetnev Readings: proc. of the 14 International scientific conference, dedicated to the memory of General designer of rocket-space systems academician M.F. Reshetnev], Krasnoyarsk, November 10-12, 2010. Pt. 1. Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University Publ., 2010, pp. 126-127. (in Russian).
  13. Sapozhnikov V.B., Menshikov V.A., Partola I.S., Korol'kov A.V. Development of Ideas of Professor V.M. Polyayev on Application of Porous-meshed Materials for Internal Tank Devices Providing Repeated Many Times Start-up of Liquid Propellant Engines. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie = Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2006, no. 2, pp. 78-88. (in Russian).
  14. Korol'kov A.V., Men'shikov V.A., Partola I.S., Sapozhnikov V.B. Development of ideas of professor V.M. Polyayev on application of porous-meshed materials for internal tank devices providing repeated many times start-up of liquid propellant engines of spacecrafts and upper-stages under conditions of free and perturbed orbital and suborbital flight. *Raketno-kosmicheskie dvigatel'nye ustanovki: tr. Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii, posvyashchennoi 80-letiyu so dnya rozhdeniya Kudryavtseva V.M. i Polyayeva V.M.* [Proc. of the all-Russian scientific and technical conference “Rocket and space propulsion” devoted to the 80 anniversary since the birth of V.M. Kudryavtsev and V.M. Polyayev]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2005, pp. 17-18. (in Russian).