

И. В. Седых, Д. С. Назаренко, Д. Э. Смоленский

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ПРОЦЕССА ОСАЖДЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В БАКАХ КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

При выполнении задач выведения космических аппаратов на орбиту возникает необходимость в многократном включении маршевого двигателя, и, как следствие, возможны длительные паузы между включениями. Поскольку топливо в паузах между включениями маршевого двигателя находится в условиях практически полного отсутствия гравитации и может свободно перемещаться по всему объему бака, занимая практически любое пространственное положение, то для обеспечения гарантированного запуска маршевого двигателя возникает необходимость в перемещении топлива в предстартовое положение. Перемещение его к расходным магистралям проводится путем создания продольного ускорения, что осуществляется с помощью инерционных средств обеспечения сплошности (двигателей малой тяги). Время полного перемещения жидкости из одного положения в другое является важнейшим параметром, влияющим на количество топлива в баках и соответственно на энергетические характеристики ступени. Теоретические расчеты гидродинамических процессов связаны со значительными математическими трудностями, вызванными сложностью решения гидродинамических задач определения движения жидкости со свободной поверхностью с учетом поверхностного натяжения жидкости и множества других геометрических, кинематических и динамических факторов. Поэтому наиболее достоверные данные по решению этих задач в текущее время получают только на модельных гидродинамических стендах, на которых возможно смоделировать поведение жидкости в баках в условиях переменной гравитации. Приведены разработанная авторами методика расчета полного времени, необходимого для осаждения компонентов топлива при полете апогейной ступени ракеты, а также методика выбора параметров (масштаба, времени и ускорения) моделирования для обеспечения экспериментальной отработки в условиях ограниченной стендовой базы. Использование предложенной методики позволяет на начальном этапе разработки ракеты-носителя определить полное время, необходимое для проведения осаждения с достаточной точностью, и тем самым оптимизировать массу топлива, необходимого для работы инерционной системы обеспечения сплошности, что, в свою очередь, позволит увеличить массу выводимого полезного груза.

Ключевые слова: осаждение топлива, стенд невесомости, гидродинамическое подобие, успокоение и сепарация.

Під час виконання завдань виведення космічних апаратів на орбіту виникає потреба у багаторазовому увімкненні маршового двигуна, і, як наслідок, можливі тривалі паузи між увімкненнями. Оскільки паливо у паузах між увімкненнями маршового двигуна перебуває в умовах практично повної відсутності гравітації і може вільно переміщатися по всьому баку, набираючи практично будь-якого просторового положення, то для забезпечення гарантованого запуску маршового двигуна виникає потреба перемістити паливо у передстартове положення. Переміщення його до витратних магистралей проводять шляхом створення поздовжнього прискорення, що здійснюється за допомогою інерційних засобів забезпечення суцільності (двигунів малої тяги). Час повного переміщення рідини з одного положення в інше є найважливішим параметром, що впливає на кількість палива в баках і відповідно на енергетичні характеристики ступеня. Теоретичні розрахунки гідродинамічних процесів пов'язані зі значними математичними труднощами, викликаними складністю розв'язання гідродинамічних задач з визначення руху рідини з вільною поверхнею з урахуванням поверхневого натягу рідини і більшості інших геометричних, кінематичних і динамічних факторів. Тому найдостовірніші дані для розв'язання цих задач у цей час одержують лише на модельних гідродинамічних стендах, на яких можна змоделювати поведінку рідини в баках в умовах змінної гравітації. Наведено методику розрахування повного часу, необхідного для осаджування компонентів палива під час польоту апогейного ступеня ракети, яку розробили автори, а також методику вибору параметрів (масштабу, часу і прискорення) моделювання для забезпечення експериментального відпрацювання в умовах обмеженої стендової бази. Використання запропонованої методики дозволяє на початковому етапі розроблення ракети-носія визначити повний час, необхідний для проведення осаджування з достатньою точністю, і тим самим оптимізувати масу палива, необхідного для роботи інерційної системи забезпечення суцільності, що, у свою чергу, дозволить збільшити масу корисного вантажу, який виводять.

Ключові слова: осадження палива, стенд невагомості, гідродинамічна подібність, заспокоєння і сепарация.

When accomplishing the task of spacecraft orbital injection, the necessity arises of main engine multiple ignitions and consequently, long pauses between the ignitions are possible. As the propellant during pauses between ignitions is in the conditions of practically full absence of gravitation and can freely move over entire tank volume taking practically any spatial position, to ensure main engine guaranteed ignition the necessity arises to move the propellant into pre-start position. The propellant is moved to the supply lines by way of creating longitudinal acceleration which is done using inertial continuity ensuring means (thrusters). The time of full liquid displacement from one position into another is the most important parameter having an impact on propellant amount in the tanks and accordingly, on power characteristics of a stage. The theoretical calculations of hydrodynamic processes are connected with considerable mathematical difficulties caused by complexity of solving hydrodynamic problems of determination of liquid flowing with free surface taking into account surface tension of the liquid and many other geometrical, kinematic, and dynamic factors. Therefore, the most reliable data from solving these problems are currently obtained only on model hydrodynamic stands where it is possible to model liquid behavior in tanks in the conditions of variable gravitation. The paper presents the authors-developed procedure of calculating the full time required for propellant components deposition during rocket's apogee stage flight and the procedure of selecting the modeling parameters (scale, time, and acceleration) to ensure development testing in the conditions of limited test stand base. The use of the proposed procedure allows (in initial phase of launch vehicle development) determining the full time required to perform deposition with sufficient accuracy and thus optimizing the propellant mass required for operation of inertial continuity ensuring system, which in its turn, will allow increasing the payload mass to be injected.

Key words: propellant deposition, zero-gravity stand, hydrodynamic similarity, damping and separation.

Введение

При полете РН пауза между включением двигателей космических ступеней может достигать нескольких часов, в течение которых топливо в баках находится в условиях практической невесомости и под влиянием аэродинамического сопротивления, давления солнечного ветра, возмущений от системы управления, геомагнетизма, внутренней гравитации и теплового воздействия может перемещаться и занимать любое положение в баке (рис. 1). Для повторного запуска маршевого двигателя требуется обеспечить наличие компонента топлива на входе в магистраль питания маршевого двигателя путем его перемещения (осаждения). Осаждение топлива проводится созданием положительного продольного ускорения при работе инерционных средств обеспечения сплошности, обычно состоящих из нескольких двигателей малой тяги.

Время, необходимое для перемещения компонентов топлива ко входу в магистраль питания маршевого двигателя, определяется исходя из положения и количества компонентов топлива в баках перед включением маршевого двигателя.

В процессе перемещения топлива из первоначального в новое статическое положение движение жидкости носит нелинейный характер. Силы (или тяга двигателя), действовавшие при выполнении предшествующего маневра, являются теми силами, которые удерживали жидкость в ее первоначальном положении. Двигатели малой тяги обеспечивают создание ускорения для переориентации.

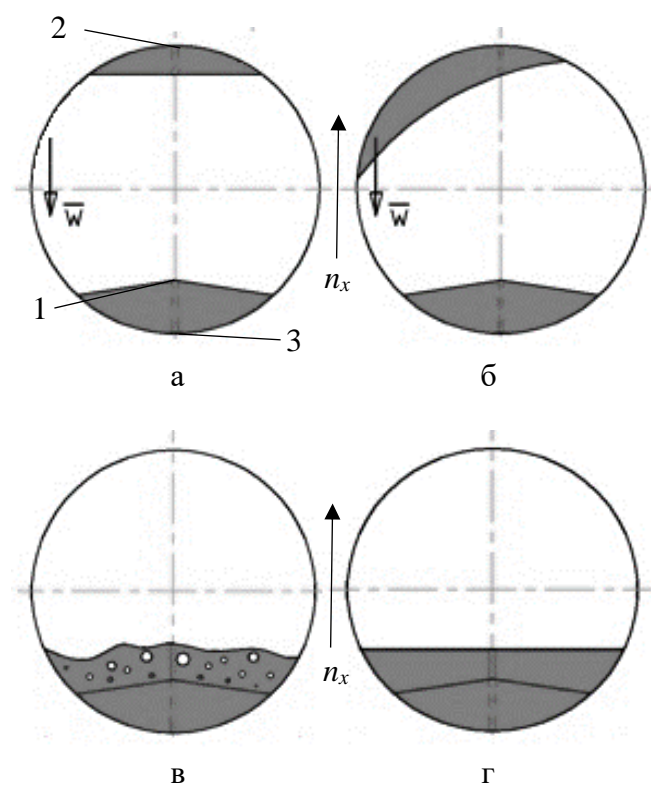


Рис. 1. Переориентация компонентов топлива:
 а – начальное положение компонента топлива;
 б – перемещение компонента топлива;
 в – успокоение и сепарация газовых включений;
 г – конечное положение компонента топлива;
 1 – капиллярный стабилизатор; 2 – верхний полюс бака; 3 – нижний полюс бака (вход в магистраль)

При внешнем ускорении масса жидкости перемещается в баке, характер этого движения зависит от формы и размеров бака, значения внешнего ускорения и продолжительности его действия, вязкости и начального положения жидкости, наличия внутри бака различных элементов и конструкций (рис. 1).

При действии возмущающего ускорения n_x поверхность раздела жидкой и газовой фаз в баке искривляется и возникает движение жидкости со скоростью \bar{W} вдоль стенок бака. Затем поверхность раздела теряет устойчивость и происходит разделение жидкости в баке на несколько отдельных объемов. При достижении жидкостью капиллярного стабилизатора 1 возникает плескание.

В связи с тем, что векторы тяги двигателей малой тяги не совпадают с осью ступени, в создаваемое ускорение вносится боковая составляющая, и стекание жидкости происходит вдоль стенки бака.

Методика расчета времени осаждения компонента топлива

Характер движения и конфигурации свободной поверхности перемещающейся жидкости при осаждении определяется числом Бонда

$$Bo = \frac{\rho a D^2}{\sigma},$$

- где ρ – плотность компонента топлива;
- a – продольное ускорение;
- D – диаметр бака;
- σ – коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива.

В таблице приведена зависимость характера течения жидкости от значения Bo [1–3].

Зависимость движения жидкости в баке от числа Бонда

Число Bo	Характер движения жидкости в баке
0...3,37	Неподвижное состояние
3,37...10 ³	Стекание сосредоточенной массой по стенкам бака
10 ³ ...10 ⁶	Образование и движение отдельных капель жидкости
>>10 ⁶	Движение жидкости как твердого тела

Как показывает практика, для космических ступеней РН, реализующих осаждение несколькими двигателями малой тяги, $Bo=100...1000$, что соответствует движению жидкости сосредоточенной массой по стенкам бака. В редких случаях (выведение сверхлегких спутников) оно может достигать 2000, что соответствует переходному режиму течения жидкости (рис. 2).

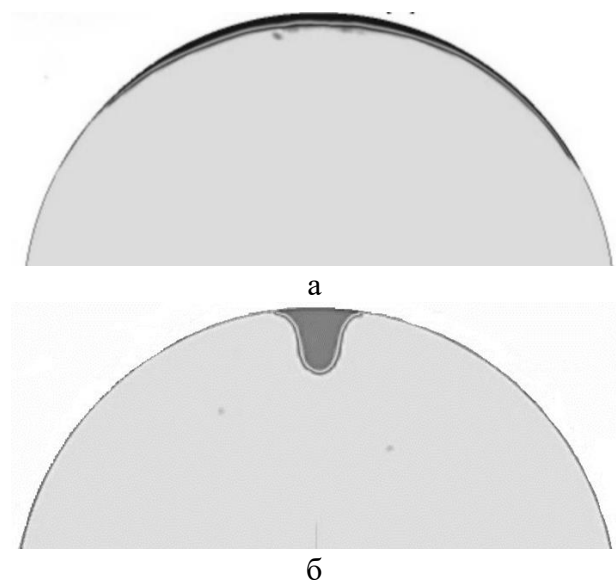


Рис. 2. Характер течения жидкости: а – движение жидкости сосредоточенной массой по стенкам бака; б – переходной режим, образование отдельных капель жидкости

Суммарное время осаждения τ_{oc} равно сумме времен перемещения компонента топлива $\tau_{пер}$, его успокоения $\tau_{ус}$ и сепарации газовых включений $\tau_{сен}$ [4, 5]:

$$\tau_{oc} = \tau_{пер} + \tau_{ус} + \tau_{сен}.$$

Согласно [4, 5] сепарация газа и успокоение жидкости происходят за время, равное трем полупериодам плескания. Таким образом, время осаждения

$$\tau_{oc} = \tau_{пер} + 3\Delta\tau_F,$$

где $\Delta\tau_F$ – полупериод плескания компонента топлива после осаждения, равный [4, 5]:

– для цилиндрического бака со сферическими торцами

$$\Delta\tau_F = \pi \cdot \sqrt{\frac{R}{a \cdot [1,841 \cdot th(1,841 \cdot H') + 1,5 / Bo]}};$$

– для сферического бака

$$\Delta\tau_F = \pi \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot R \cdot f(H')}{a \cdot \sin \frac{\pi \cdot (2 - H') \cdot (1 + H'/3)}{4}}},$$

где R – радиус бака;

a – ускорение;

H' – отношение высоты уровня жидкости в баке к его радиусу.

Функция $f(H')$ имеет следующий вид:

$$f(H') = \frac{240 - 220 \cdot H' + 72 \cdot (H')^2 - 9 \cdot (H')^3}{80 - 100 \cdot H' + 44 \cdot (H')^2 - 9 \cdot (H')^3 + (H')^4},$$

если $H' > 0,1$.

Полное перемещение компонентов топлива $\tau_{пер}$ в баке от верхнего днища бака к противоположному происходит за время, примерно в пять раз большее, чем время $\tau_{кр}$, затрачиваемое на достижение передней кромкой поверхности раздела фаз противоположного торца бака [4].

Передняя кромка достигает нижнего полюса бака за время [4, 5]

$$\tau_{кр} = \frac{\sqrt{L}}{0,662 \cdot \sqrt{a} \cdot \left[1 - \left(\frac{0,84}{Bo} \right)^{4,7} \right]},$$

где L – расстояние, пройденное передней кромкой поверхности раздела фаз в баке.

Суммарное время перемещения компонента топлива рассчитывается по формуле [4, 5]

$$\tau_{пер} = 7,55 \cdot \frac{\sqrt{L}}{\sqrt{a} \cdot \left[1 - \left(\frac{0,84}{Bo} \right)^{4,7} \right]}.$$

Суммарное время осаждения компонентов топлива $\tau_{ос}$ для баков, имеющих радиус около 1 м, составляет около 400–500 с.

Методика моделирования штатных условий на масштабных моделях

Для моделирования процессов осаждения, сепарации и успокоения топлива необходимо выдержать на масштабных моделях равенство критериев Рейнольдса Re , Бонда Bo , Фруда Fr и гомохронности Ho [4, 6, 7]:

$$Re = \frac{w_n l_n}{\nu_n} = \frac{w_m l_m}{\nu_m};$$

$$Bo = \frac{a_n \cdot R_n^2}{\beta_n} = \frac{a_m \cdot R_m^2}{\beta_m};$$

$$Fr = \frac{w_n^2}{a_n l_n} = \frac{w_m^2}{a_m l_m};$$

$$Ho = \frac{a_n \tau_n^2}{l_n} = \frac{a_m \tau_m^2}{l_m},$$

где w – характерная скорость движения жидкости;

a – ускорение;

l – характерный размер емкости;

ν – кинематическая вязкость жидкости;

β – кинематический коэффициент поверхностного натяжения, $\beta = \frac{\sigma}{\rho}$.

Из равенства критериев для «натуры» и «модели» определяются соотношения между физическими и геометрическими параметрами:

$$a_m = a_n \cdot \frac{\beta_m}{\beta_n} \cdot \left(\frac{l_n}{l_m} \right)^2; \quad (1)$$

$$\tau_m = \tau_n \cdot \sqrt{\left(\frac{l_m}{l_n} \right)^3 \cdot \frac{\beta_n}{\beta_m}}. \quad (2)$$

Особенности моделирования натуральных параметров в условиях существующей стендовой базы

При физическом моделировании в первую очередь выбирается модельная жидкость, отвечающая по своим характеристикам (кинематической вязкости, поверхностному натяжению и плотности) требованиям к равенству соответствующих критериев в натурном изделии и модели.

Как правило, из ряда возможных модельных жидкостей (этиловый спирт, водно-спиртовые растворы 40 и 60 %, этиловый эфир, дистиллированная вода, хладон-113, технические изооктан и пентан, изопентан, бензин и керосин) допускается использовать только бензин, керосин (в малых объемах – до 30 дм³) и дистиллированную воду

(при исследовательских испытаниях и на этапе отладки). Остальные модельные жидкости являются либо ядовитыми, либо быстроиспаряющимися и взрывоопасными.

Исходя из масштаба модельной емкости определяются «модельные» ускорение и время. В соответствии с формулой (1) с уменьшением масштаба модельной емкости модельное ускорение возрастает. В свою очередь, из формулы (2) следует, что с уменьшением масштаба модельной емкости модельное время уменьшается.

Следует также отметить, что изготовление модельных емкостей малых размеров (масштаба <1:10) приводит к значительным сложностям в обеспечении их точности, фиксации процессов в них, учета влияния вязкости модельной жидкости и пр.

Модельное ускорение для модельной емкости масштаба 1:10 составляет ~2 м/с², а модельное время – ~7 с, что соответствует стенду невесомости высотой >250 м. В настоящее время стенды невесомости такой высоты отсутствуют, максимальное время, которое обеспечивают стенды невесомости, имеющиеся на ГП «КБ «Южное», составляет 2,85 с.

Моделирование полного натурального времени, необходимого для осаждения компонентов топлива, успокоения колебаний и сепарации газа на стенде невесомости, практически неосуществимо.

Вариантами решения данного вопроса являются:

1) использование летающей лаборатории, которая обеспечивает модельное время до 40 с;

2) разбиение моделируемого процесса на несколько этапов.

Этап 1 – перемещение массы компонентов топлива ко входу в расходную магистраль маршевого двигателя.

Этап 2 – успокоение колебаний жидкости и сепарация газовых включений.

Моделирование штатных условий на масштабных моделях с разбиением моделируемого процесса на этапы

На первом этапе необходимо смоделировать перемещение массы компонентов топлива ко входу в расходную магистраль маршевого двигателя.

При моделировании перемещения жидкости для приведенных ранее чисел Бонда влияние сил поверхностного натяжения на процесс стекания компонентов топлива по стенкам бака незначительно. Поэтому моделирование можно проводить по Фрудовской модели, т.е. по числу Фруда Fr [4]. При этом необходимо выдерживать на модели равенство чисел Фруда Fr и гомохронности Но. Из этих равенств на натурном изделии и в модели определяются масштаб $M=l_n/l_m$, модельное ускорение a_m (необходимое для реализации подобия моделируемых процессов) и время действия модельного ускорения τ_m [4–6]:

$$\frac{\tau_m}{\tau_n} = \sqrt{\frac{a_n \cdot l_m}{a_m \cdot l_n}}$$

Таким образом, исходя из масштаба и модельного ускорения, подбирается модельное время, которое обеспечивает стендовая база.

При проведении испытаний моделируется перемещение жидкости от верхнего полюса бака к капиллярному стабилизатору и определяются профиль и скорость подхода жидкости к нему.

Результаты, полученные на первом этапе, являются исходными данными для следующего этапа испытаний.

На втором этапе моделируются характер подхода жидкости к капиллярному стабилизатору, успокоение жидкости и сепарация газа.

Для обеспечения подобия модельных и натуральных параметров необходимо выдерживать подобие двух критериев [8]:

$$\omega_n^2 \frac{d_n}{a_n} = \omega_m^2 \frac{d_m}{a_m}; \quad (3)$$

$$\frac{\rho_n \cdot d_n^{3/2} \cdot a_n^{1/2}}{\mu_n} = \frac{\rho_m \cdot d_m^{3/2} \cdot a_m^{1/2}}{\mu_m}, \quad (4)$$

где ω – собственная частота колебаний;
 d – диаметр бака;
 a – ускорение;
 ρ – плотность жидкости;
 μ – коэффициент вязкости жидкости.

Из (3) получим модельную частоту колебаний жидкости

$$\omega_m = \omega_n \sqrt{\frac{a_m \cdot d_n}{a_n \cdot d_m}}$$

Из (4) находим линейный масштаб модельной емкости

$$\frac{d_m}{d_n} = \sqrt[3]{\frac{(\rho_n \cdot \mu_m)^2 \cdot a_n}{(\rho_m \cdot \mu_n)^2 \cdot a_m}}$$

Поскольку испытания проводятся в земных условиях, модельное ускорение равно $9,81 \text{ м/с}^2$.

Частота колебаний зависит от внутрибаковых устройств, вязкости модельной жидкости и скорости ее подхода к внутрибаковым средствам обеспечения сплошности. Частота колебаний жидкости определяет время успокоения жидкости и сепарации газа. Поэтому при проведении второго этапа экспериментальной отработки определяется время успокоения жидкости и сепарации газа как составляющая времени действия предпускового ускорения.

Данный метод разбиения моделируемого процесса на этапы позволяет проводить наземную экспериментальную отработку при ограниченных возможностях стендовой базы.

Также возможно совмещение второго варианта с использованием пакетов численного моделирования и подтверждения полученных результатов небольшим объемом экспериментальной отработки. Данный вариант позволит существенно сократить объем экспериментальной отработки.

Время осаждения топлива в баке окислителя 3-й ступени РН «Циклон-4», полученное с помощью теоретического расчета,

$$\tau_{ос} = \tau_{нер} + 3\Delta\tau_F = 125 + 3 \cdot 120 = 485 \text{ с.}$$

Время осаждения, полученное при экспериментальной отработке процесса осаждения, совмещенной с моделированием при помощи пакетов численного моделирования, составило от 145 до 450 с в зависимости от объема заполнения бака, что показывает достаточную сходимость теоретического расчета с экспериментальными данными.

Выводы

Разработанная методика позволяет определять время, необходимое для выполнения процесса осаждения, и тем самым гарантировать наличие компонента топлива у входа в магистраль, что обеспечит нормальный запуск маршевого двигателя в условиях невесомости.

Также предложена методика моделирования натуральных условий в условиях Земли с использованием стендов невесомости и описаны особенности данного моделирования с вариантами решения связанных с этими особенностями трудностей.

Использование данных материалов позволяет получить более точное значение полного времени осаждения компонентов топлива и тем самым увеличить допустимую массу полезного груза.

Список использованной литературы

1. Masica W. J., Petrash D. A. Motion of liquid-vapor interface in response to imposed acceleration. Lewis Research Center. NASA TN D-3005. 1965. 24 p.
2. Masica W. J., Petrash D. A., Otto E. W. Hydrostatic stability of liquid-vapor interface in the gravitational field. Lewis Research Center. NASA TN D-2267. 1964. 18 p.
3. Глюк Д. Ф., Джилл Д. П. Гидромеханика подачи топлива в двигательной системе космического корабля в состоянии невесомости. *Конструирование и технология машиностроения*. 1965. Т. 87. С. 1–10.
4. Бердж Г. В., Блэкмон Дж. Б. и др. Аналитический подход к проектированию систем повторной заправки на орбите. *Сборник переводов*. ГОНТИ-4. 1970. С. 56–111.
5. Восс Д. Е., Хатгис П. Д. Проблема управления истечением в процессе заправки баков Space Shuttle жидкими компонентами на околоземной орбите. *Астронавтика и ракетодинамика*. 1986. № 7. С. 8–19.
6. Седых И. В., Смоленский Д. Э. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата. *Механика гироскопических систем*. 2017. № 33. С. 105–114.

7. Седых И. В., Смоленский Д. Э., Назаренко Д. С. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства (сетчатого разделителя) при программном развороте. *Вісн. Дніпр. ун-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка*. 2018. Вип. 21, т. 26. С. 112–119.

8. Гаркуша В. А., Шевченко Б. А., Рада Н. А., Прилукова Л. В. Экспериментальная отработка средств обеспечения сплошности компонентов топлива космических летательных аппаратов: Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1963–1983 гг. Серия УП. № 235. ГОНТИ-3. 1984. 38 с.

Статья поступила 02.04.2019