

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ОСАЖДЕНИЯ ТОПЛИВА В БАКЕ ПЕРЕД ПОВТОРНЫМИ ВКЛЮЧЕНИЯМИ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,  
ул. Криворожская, 3, 49008, Днепр, Украина; e-mail: info@yuzhnoye.com

При виведенні космічних апаратів на орбіту з тривалими паузами між включеннями маршевого двигуна потрібно забезпечити запуск двигуна у космосі, для чого необхідно гарантувати наявність палива біля входу в витратні магістралі. Оскільки паливо в паузах між включеннями маршевого двигуна знаходитьться в умовах практично повної відсутності гравітації і може вільно переміщуватися по всьому об'єму бака, займаючи практично будь-яке просторове положення, то для забезпечення гарантованого запуску маршевого двигуна виникає необхідність в його переміщенні в передстартовий стан. Переміщення палива до витратних магістралей проводиться шляхом створення поздовжнього прискорення за допомогою двигунів малої тяги. Час повного переміщення рідини з одного положення в інше є найважливішим параметром, що впливає на кількість палива і, відповідно, на енергетичні характеристики ступеня.

В роботі розглянуто випадок осаждення палива в баку пального третього ступеня ракети-носія з використанням двох двигунів малої тяги перед повторним включенням маршевого двигуна. Для розробки прийнятий максимально несприятливий варіант – весь обсяг компонента палива зосереджений у верхньому полюсі бака, що відповідає максимальному прохідному паливом шляху і, відповідно, максимальному часу осаждення.

Авторами розроблено розрахунково-експериментальний метод визначення потрібного часу осаждення палива, який поєднує проведення експериментального відпрацювання і числового моделювання осаждення палива, що дозволяє проводити необхідні дослідження з необхідною точністю і істотно скоротити обсяг випробувань і потребу в матеріально-технічному оснащенні експериментальної бази.

Запропонований метод надалі дозволить оптимізувати існуючу традиційну методику розрахунку часу осаждення, забезпечивши вже на початковому етапі розробки більш точне визначення часу осаждення, і тим самим знизити обсяг компонентів палива, необхідних на роботу двигунів малої тяги, що, в свою чергу, збільшить вагу виведеного корисного вантажу.

При виведении космических аппаратов на орбиту с длительными паузами между включениями маршевого двигателя требуется обеспечить запуск двигателя в космосе, для чего необходимо гарантировать наличие топлива у входа в расходные магистрали. 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 его перемещении в предстартовое положение. Перемещение топлива к расходным магистралям проводится путем создания продольного ускорения с помощью двигателей малой тяги. Время полного перемещения жидкости из одного положения в другое является важнейшим параметром, влияющим на количество топлива и, соответственно, на энергетические характеристики ступени.

В работе рассмотрен случай осаждения топлива в баке горючего третьей ступени РН с использованием двух двигателей малой тяги перед повторным включением маршевого двигателя. Для разработки принят максимально неблагоприятный вариант – весь оставшийся объем компонента топлива сосредоточен у верхнего полюса бака, что соответствует максимальному проходному топливом пути и, соответственно, максимальному времени осаждения.

Авторами разработан расчетно-экспериментальный метод определения потребного времени осаждения топлива, совмещающий проведение экспериментальной отработки и численного моделирования осаждения топлива, что позволяет проводить необходимые исследования с требуемой точностью и существенно сократить объем испытаний и потребность в материально-техническом оснащении экспериментальной базы.

Предложенный метод в дальнейшем позволит оптимизировать существующую традиционную методику расчета времени осаждения, обеспечив уже на начальном этапе разработки более точное определение времени осаждения, и тем самым снизит объем компонентов топлива, необходимых на работу двигателей малой тяги, что, в свою очередь, увеличит вес выводимого полезного груза.

An orbital flight with long pauses between sustainer engine starts calls for engine starts in space, for which purpose the presence of the propellant at the feed line inlet must be assured. Since with the sustainer engine switched off the propellant is in nearly zero gravity and can move freely throughout the tank occupying almost any spatial position, the propellant must be moved to its pre-start position to assure a guaranteed restart of the sustainer engine. The propellant is moved to the feed lines by setting up a longitudinal acceleration using thrusters. The time it takes for the whole of the propellant to be moved from one position to the other is the most important parameter that affects the propellant amount and thus the stage energy characteristics.

This paper considers fuel settlement in the fuel tank of a launch vehicle's third stage with the use of two thrusters before a sustainer engine restart in the worst case where the whole of the remaining fuel is concentrated

© Я. О. Бабийчук, Д. С. Назаренко, И. В. Седых, 2019

Техн. механіка. – 2019. – № 2.

near the upper pole of the tank, which corresponds to the maximum distance to be traveled by the fuel and thus to the maximum settlement time.

The paper presents the authors' calculation and experiment method for determining the propellant settlement time, which combines an experimental study and a numerical simulation of propellant settlement, thus allowing one to conduct the necessary studies with a desired accuracy and significantly reduce the extent of testing and the need for material facilities.

The proposed method will make it possible to optimize the traditional procedure of settlement time calculation by assuring a more accurate determination of the settlement time as early as at the initial stage of development, thus reducing the volume of the propellant components required for the thruster operation with a corresponding increase in the payload mass.

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

В условиях орбитального полета космической ступени ракеты-носителя (РН) паузы между включениями маршевого двигателя (МД) могут достигать нескольких часов. При этом под воздействием различных факторов, таких как микрогравитация, давление солнечного ветра, аэродинамическое сопротивление и др., топливо в баке может занимать произвольное положение, в том числе скапливаться у верхнего днища. Для обеспечения повторного запуска маршевого двигателя в ракетной технике нашел применение метод, согласно которому до команды на запуск маршевого двигателя при помощи двигателей малой тяги создается продольное ускорение, благодаря чему происходит осаждение, успокоение колебаний топлива и сепарация из него газовых включений.

Рассмотрен частный случай осаждения топлива в баке горючего третьей ступени РН с использованием двух двигателей малой тяги перед включением маршевого двигателя. Продольное ускорение от работы двигателей малой тяги составляло  $0,016 \text{ м/с}^2$ . Предполагалось, что весь объем топлива сконцентрирован у верхнего днища.

Традиционная методика расчета времени осаждения топлива для верхних ступеней перед повторным включением маршевого двигателя основана на экспериментальных работах, которые проводились различными проектными организациями как на стендах невесомости, так и на летающих лабораториях [1 – 5]. Однако полученные из опытных данных эмпирические зависимости применимы для ограниченного круга задач, условия которых (начальные и граничные) подобны тем, для которых получены данные зависимости. Поэтому в случае использования новой конструкции бака требуется проводить отдельные экспериментальные работы, которые, в результате, приведут к определению эмпирических зависимостей, справедливых для данной конструкции и условий орбитального полета.

Для сокращения объема экспериментальной отработки 3-й ступени РН был разработан расчетно-экспериментальный метод определения потребного времени осаждения топлива, совмещающий проведение экспериментальной отработки и численное моделирование осаждения топлива.

На первом этапе проводилась экспериментальная отработка – испытания на стенде невесомости модельной емкости в масштабе 1:12. При моделировании процесса осаждения гидродинамическое подобие поведения жидкости в натурном баке и модельной емкости будет соблюдено при равенстве для модели и натуры критериев Бонда  $Bo$  и Фруда  $Fr$  [6 – 8]:

$$Bo = \frac{\rho_h \cdot a_h \cdot l_h^2}{\sigma_h} = \frac{\rho_m \cdot a_m \cdot l_m^2}{\sigma_m}, \quad (1)$$

$$Fr = \frac{a_h \cdot \tau_h^2}{l_h} = \frac{a_m \cdot \tau_m^2}{l_m}, \quad (2)$$

где  $l$  – характерный размер емкости, м;  $\rho$  – плотность компонента топлива, кг/м<sup>3</sup>;  $a$  – продольное ускорение, м/с<sup>2</sup>;  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива, Н/м;  $\tau$  – время, с; индексы « $h$ » и « $m$ » относятся к натурным и модельным условиям соответственно.

Из соотношений (1) и (2) определены зависимости для расчета требуемого модельного ускорения и натурного времени осаждения:

$$a_m = a_h \cdot \frac{\rho_h}{\rho_m} \cdot \frac{\sigma_m}{\sigma_h} \cdot \left( \frac{l_h}{l_m} \right)^2, \quad (3)$$

$$\tau_h = \tau_m \cdot \left( \frac{\rho_h}{\rho_m} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left( \frac{\sigma_m}{\sigma_h} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left( \frac{l_h}{l_m} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (4)$$

Испытания проводились с двумя уровнями заправки модельной емкости – 0,087 дм<sup>3</sup> и 0,3 дм<sup>3</sup>, чему соответствует запас компонента топлива 150 дм<sup>3</sup> и 522 дм<sup>3</sup> натурного бака. Всего было проведено шесть испытаний – по три для каждого уровня заправки.

Существующий в ГП «КБ «Южное» стенд невесомости имеет высоту 32 метра и обеспечивает время свободного падения до 2,55 с, соответствующее 84 с орбитального полета, что в несколько раз меньше ориентировочного времени осаждения (485 с), рассчитанного по методике, описанной в [1 – 5]. Поэтому определение времени осаждения топлива проводилось расчетным методом с использованием специализированного программного обеспечения для решения задач вычислительной гидродинамики, а результаты экспериментальной отработки использовались для подтверждения правильности расчетной модели [9].

Для верификации расчетной модели было проведено численное моделирование с параметрами (объем жидкости, зависимость продольного ускорения от времени с учетом сил аэродинамического сопротивления, время переориентации топлива), соответствовавшими экспериментальным, а также с параметрами, пересчитанными с модельных условий на натурные при помощи соотношений (3) и (4). На рис. 1 приведен осредненный по результатам испытаний график изменения модельного ускорения по времени.

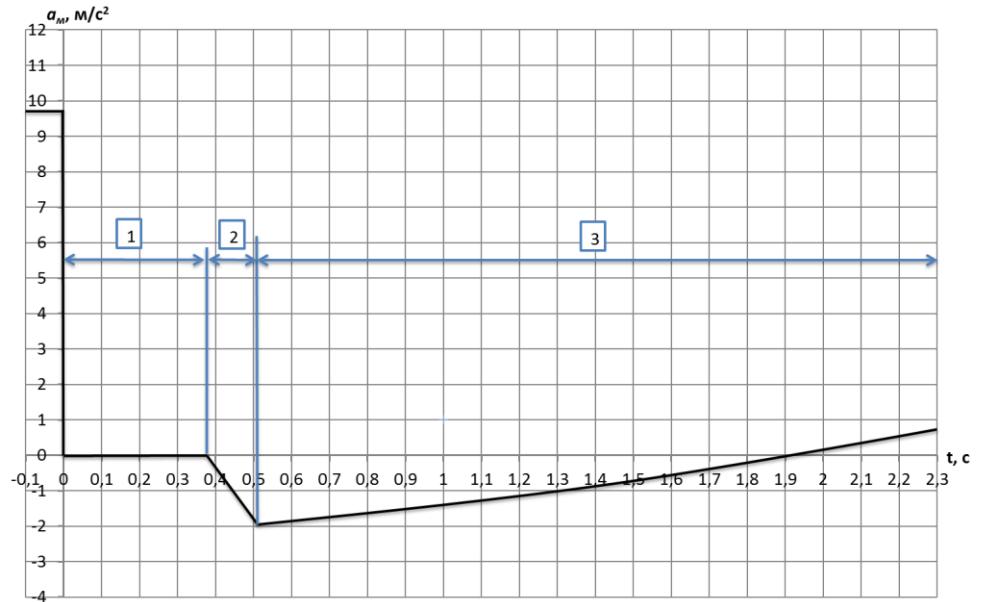


Рис. 1

Зависимость модельного ускорения от времени можно разделить на три характерных участка:

- 1) участок свободного падения ( $a_m \approx 0$ );
- 2) участок набора тяги газореактивной системы (ГРС);
- 3) участок снижения тяги ГРС и роста аэродинамического сопротивления.

Графики изменения ускорения модели для каждого участка падения были аппроксимированы следующими зависимостями:

$$\text{участок 1, } t_m = 0 \dots 0,38 \text{ с: } a_{m1} = 0, [\text{м/с}^2]; \quad (5)$$

$$\text{участок 2, } t_m = 0,38 \dots 0,51 \text{ с: } a_{m2} = -15,129 \cdot t_m + 5,749, [\text{м/с}^2]; \quad (6)$$

$$\text{участок 3, } t_m = 0,51 \dots 2,3 \text{ с: } a_{m3} = 0,308 \cdot t_m^2 + 0,675 \cdot t_m - 2,391, [\text{м/с}^2]. \quad (7)$$

Для численного моделирования с параметрами, пересчитанными с модельных условий на натурные, из формул (3) и (4) были определены зависимости натурного ускорения и натурного времени осаждения, а затем при помощи (5), (6) и (7) определены зависимости изменения натурного ускорения от натурного времени для натурного бака, а именно:

$$\text{участок 1, } t_h = 0 \dots 13,9 \text{ с: } a_{h1} = 0, [\text{м/с}^2]; \quad (8)$$

$$\text{участок 2, } t_h = 13,9 \dots 18,6 \text{ с: } a_{h2} = -3,75 \cdot 10^{-3} \cdot t_h + 0,052, [\text{м/с}^2]; \quad (9)$$

$$\text{участок 3, } t_h = 18,6 \dots 83,9 \text{ с: } a_{h3} = 2,09 \cdot 10^{-6} \cdot t_h^2 + 1,67 \cdot 10^{-4} \cdot t_h - 0,022, [\text{м/с}^2]. \quad (10)$$

Таким образом для применения математической модели были использованы следующие два случая исходных данных:

- 1) численное моделирование осаждения в модельной емкости: два объема заправки ( $V_1 = 0,087 \text{ дм}^3; V_2 = 0,3 \text{ дм}^3$ ), ускорение в соответствии с зависимостями (5) – (7);

2) численное моделирование осаждения в натурном баке: два объема заливки ( $V_1 = 150$  дм $^3$ ;  $V_2 = 522$  дм $^3$ ), ускорение в соответствии с зависимостями (8) – (10).

Численное моделирование проводилось в программе ANSYS Fluent [9],

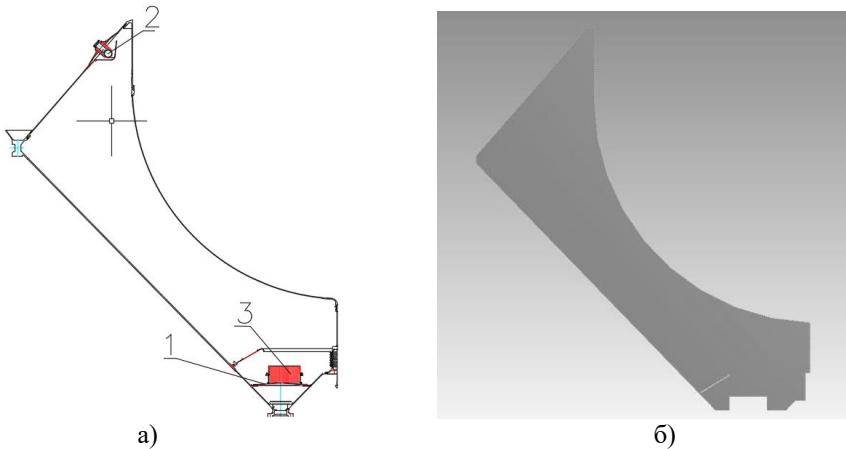


Рис. 2

предназначенной для решения задач вычислительной гидродинамики. Ввиду сложности геометрии натурного бака горючего, при построении геометрии расчетной модели были приняты следующие упрощения, оказывающие слабое влияние на время перемещения топлива в баке и гашения колебаний свободной поверхности:

- 1) задача решалась в осесимметричной постановке;
- 2) сетки капиллярных стабилизаторов 1 были смоделированы твердыми стенками;
- 3) газоввод 2 не моделировался;
- 4) сотовые накопители 3 условно заменены как сплошное тело с сохранением габаритов;
- 5) объемы, находящиеся ниже сеток капиллярных стабилизаторов, не моделировались.

При формировании математической модели расчета были приняты следующие допущения:

- 1) процесс осаждения предполагался изотермический;
- 2) стенки бака считались гидравлически гладкими;
- 3) в начальный момент весь объем компонента топлива находился в максимально неблагоприятном положении – был сконцентрирован у верхнего днища.

На рис. 2 приведен общий вид полубака горючего (а) и общий вид расчетной области (б).

В табл. 1 приведено сравнение времени подхода (момента времени, когда передний фронт стекающей жидкости достигает нижнего полюса бака и начинает происходить слияние стекающей жидкости) переднего фронта жидкости к плоскости капиллярного стабилизатора для малого и большого заполнения емкости. Анализ полученных результатов показывает, что значения времени подхода переднего фронта удовлетворительно согласуются между собой, как для численного моделирования, так и для результатов физического эксперимента и находятся в пределах погрешности 7,5 %.

Таблица 1 – Время подхода переднего фронта жидкости к капиллярному стабилизатору

Объём заправки $V_1$		Объём заправки $V_2$	
Тип испытаний	Время подхода переднего фронта жидкости $t_{kp}$ , с	Тип испытаний	Время подхода переднего фронта жидкости $t_{kp}$ , с
Эксперимент, испытание № 1*	36,5	Эксперимент, испытание № 4*	31,4
Эксперимент, испытание № 2*	37,1	Эксперимент, испытание № 5*	31,8
Эксперимент, испытание № 3*	36,8	Эксперимент, испытание № 6*	31,4
Расчет для модельной емкости и модельного ускорения*	39	Расчет для модельной емкости и модельного ускорения*	33,9
Расчет для натурного бака и ускорения, пересчитанного с модели на натуру	38,1	Расчет для натурного бака и ускорения, пересчитанного с модели на натуру	33,6

Примечание: \* приводится время, пересчитанное на натурные условия при помощи соотношения (4).

На рис. 3 приведена форма свободной поверхности жидкости в натурном баке горючего, полученная при численном моделировании, для характерных моментов времени  $t_m$ .

Светлым тоном обозначена жидкость, стекающая с верхнего полюса бака к нижнему.

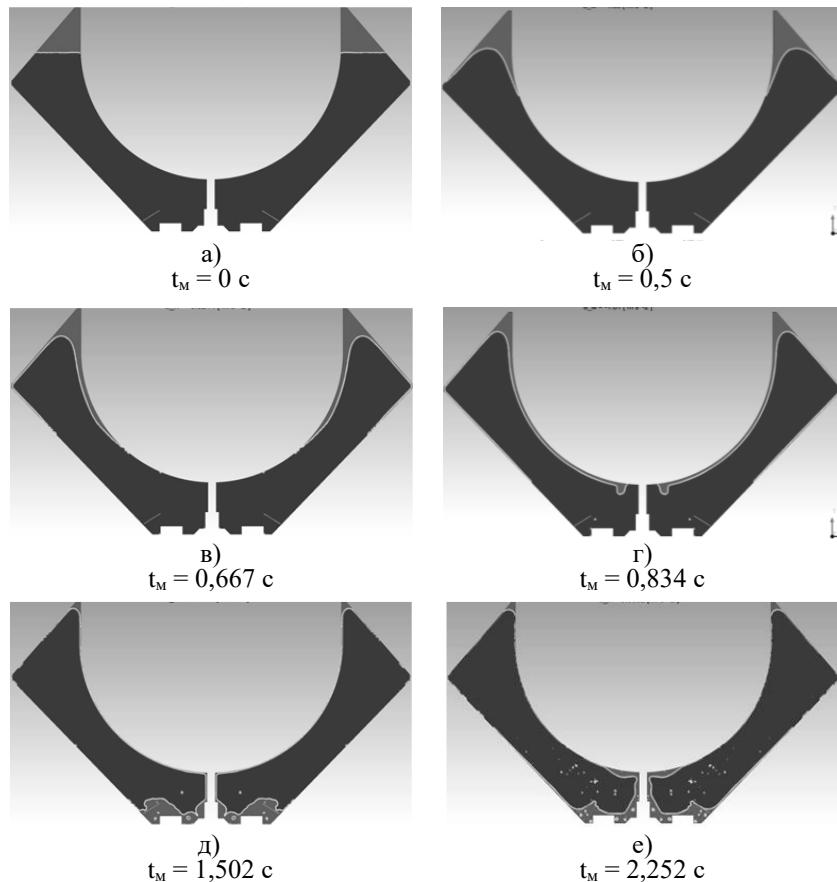


Рис. 3

Сравнительные графики перемещения переднего фронта жидкости вдоль стенки на расстояние  $h$  для малого  $V_1$  и большого  $V_2$  объёма заправки приведены на рис. 4 и рис. 5 соответственно. Как видно из графиков, результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами испытаний и находятся в пределах погрешности 15 %.

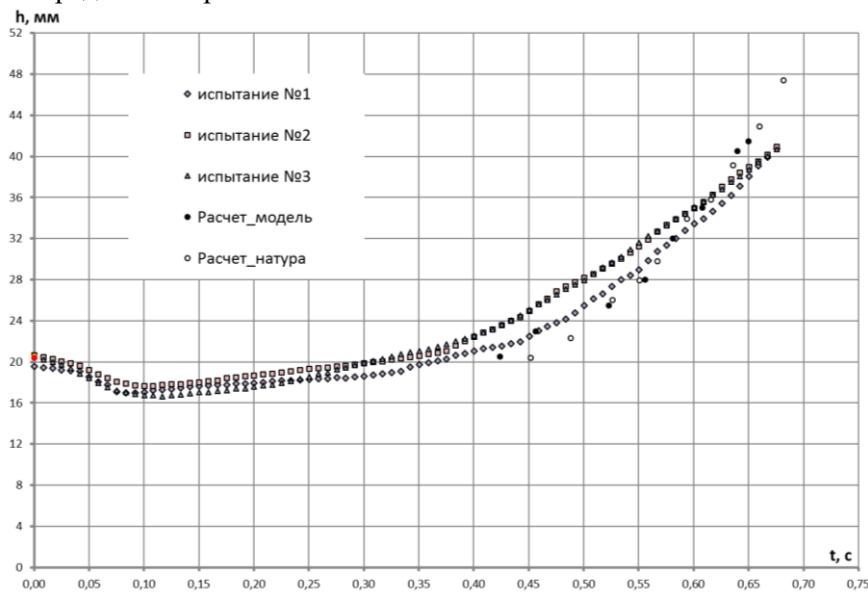


Рис. 4

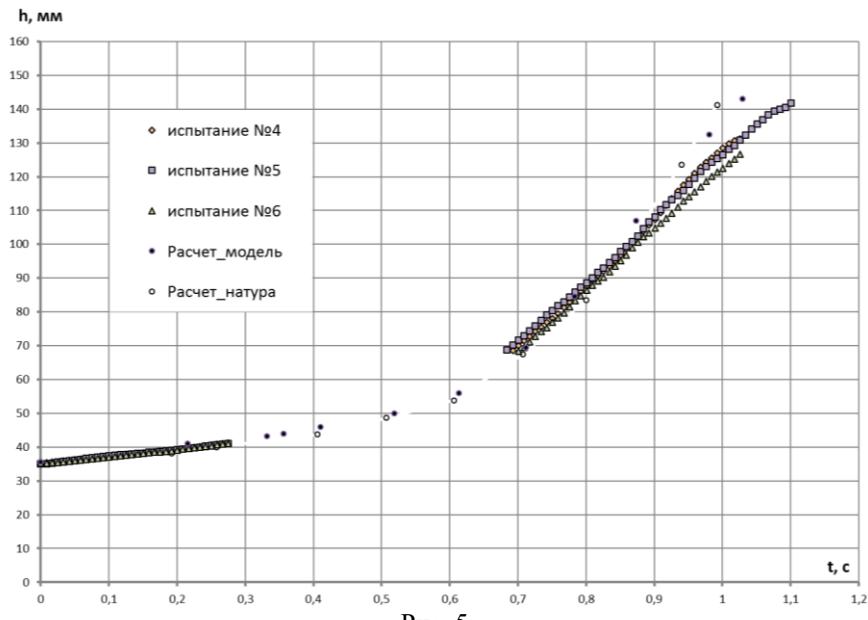


Рис. 5

На основании сравнения результатов численного моделирования как для модельной емкости, так и для натурного бака (с параметрами, пересчитанными с модели на натуру), с результатами испытаний сделан вывод, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются как между собой, так и с экспериментом. Поэтому следует считать, что разработанная математическая модель подтверждена экспериментом и является пригодной для расчета осаждения в баке горючего 3-й ступени РН.

При расчете осаждения топлива в баке горючего 3-й ступени РН в разработанной и верифицированной экспериментально численной модели в качестве начального условия принято, что компонент топлива прижат к верхнему днищу бака ускорением, возникающим от действующей на ступень на низкой круговой орбите силы аэродинамического сопротивления,  $a_{\text{аэр}} = 0,00066 \text{ м/с}^2$ . Результаты численного моделирования по расчету времени перемещения топлива от верхнего днища к нижнему, успокоения его колебаний и сепарации газовых включений приведены в табл. 2. Как видно из таблицы, при численном моделировании суммарное время осаждения топлива  $t_{\Sigma}$ , состоящее из суммы времени перемещения основной массы топлива  $t_{\text{осн}}$  и времени всплытия пузырей с успокоением колебаний жидкости  $t_{\text{усп}}$ , при большом заполнении бака оказалось больше, чем при малом, в основном, за счет увеличения времени на успокоение жидкости и сепарации газовых включений.

Таблица 2 – Результаты численного моделирования

Параметр	Малое заполнение бака	Большое заполнение бака
Время достижения плоскости капиллярного стабилизатора передним фронтом жидкости $t_{\phi}$ , с	$\approx 25$	$\approx 19$
Время достижения плоскости капиллярного стабилизатора основной массой жидкости $t_{\text{осн}}$ , с	$\approx 60$	$\approx 77$
Время всплытия пузырей и успокоения колебаний жидкости $t_{\text{усп}}$ , с	$\approx 125$	$\approx 192$
Суммарное время переориентации, успокоения колебаний и сепарации газовых включений $t_{\Sigma}$ , с	$\approx 125$	$\approx 192$
Примечание: времена отсчитываются от момента включения двигателей малой тяги.		

Таким образом, в результате проведения численного моделирования определено полное время перемещения компонента топлива от верхнего днища к нижнему, время успокоения колебаний свободной поверхности и время всплытия крупных газовых пузырей. Суммарное время определяет необходимое время работы двигателей малой тяги перед повторным включением МД и составляет  $\approx 192$  с.

В случае проведения экспериментальных работ на стенде невесомости для моделирования 192 с орбитального полета нужно  $\approx 5,3$  с падения в шахте стенда невесомости, для чего потребовалось бы создание стенда невесомости высотой более 136 м. При этом, для исключения искажения результатов испытаний паразитным аэродинамическим сопротивлением, возникающим при падении кинематической модели, шахта стенда невесомости должна быть вакуумирована. Создание такой стендовой установки потребовало бы несопоставимых временных и финансовых затрат.

Следовательно разработанный комбинированный расчетно-экспериментальный метод позволяет как проводить необходимые исследования с требуемой точностью, так и сократить объем испытаний и потребность в материально-техническом оснащении экспериментальной базы.

1. *Masica W. J., Pettrash D. A.* Motion of Liquid-Vapor Interface in response to imposed acceleration. Lewis Research Center. NASA TN D-3005, 1965. 24 c.
2. *Masica W. J., Pettrash D. A., Otto E. W.* Hydrostatic stability of liquid-vapor interface in a gravitational field Lewis Research Center. NASA TN D-2267, 1964. 18 c.
3. Бёрдж Г. В., Блэкмон Дж. Б. и др. Аналитический подход к проектированию систем повторной заправки на орбите. Сборник переводов, ГОНТИ-4. 1970. С. 56–111.
4. Глюк Д. Ф., Джайлл Д. П. Гидромеханика подачи топлива в двигательной системе космического корабля в состоянии невесомости. Конструирование и технология машиностроения. 1965. Том 87. С. 1–10.
5. Восс Д. Е. Хаттис 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. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе. Мир, 1966. 400 с.
7. Седых И. В., Смоленский Д. Э. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата. Механика гироскопических систем. 2017. №33. С. 105–114.
8. 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. Т. 26. Вип. 21. С. 112–119.
9. Бруяка В. А., Фокин В. Г., Солдусова Е. А., Глазунова Н. А., Адеяннов И. Е. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. Учеб. пособ. Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.

Получено 08.04.2019,  
в окончательном варианте 13.06.2019