

УДК 621.454.2.046.4:53.04

И.В. Седых, Д.С. Назаренко, А.Н. Минай, Я.О. Бабийчук
*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
им. М.К. Янгеля»*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ОСАЖДЕНИЯ ТОПЛИВА В СФЕРИЧЕСКОМ БАКЕ ПЕРЕД ПОВТОРНЫМ ВКЛЮЧЕНИЕМ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

В роботі розглянуто випадок осадження палива в баку окислювача космічного ступеня ракети з використанням двох двигунів малої тяги перед повторним включенням маршового двигуна. Підтверджено розрахунково-експериментальний метод визначення потрібного часу осадження палива, який поєднує проведення експериментального відпрацювання і чисельного моделювання осадження палива, що дозволяє проводити необхідні дослідження з необхідною точністю і істотно скоротити обсяг випробувань і потребу в матеріально-технічному оснащенні експериментальної бази.

Ключові слова: осадження палива, стенд невагомості, чисельне моделювання, заспокоєння палива.

В работе рассмотрен случай осаждения топлива в баке окислителя космической ступени ракеты с использованием двух двигателей малой тяги перед повторным включением маршевого двигателя. Подтвержден расчетно-экспериментальный метод определения необходимого 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.

Ключевые слова: осаждение топлива, стенд невесомости, численное моделирование, успокоение топлива.

The paper deals with the case of fuel deposition in the oxidizer tank of the space stage of the rocket using two low-thrust engines before re-starting the main engine. In addition, confirmed a computational-experimental method for determining the required time for fuel deposition, which combines experimental testing and numerical simulation of fuel deposition, which allows carrying out the necessary research with the required accuracy and significantly reducing the amount of testing and the need for material and technical equipment of the experimental base.

Keywords: fuel deposition, zero gravity stand, numerical simulation, fuel calming.

Вступлення. В умовах орбітального польота космічної ступені ракети-носія (РН) паузи між включеннями маршового двигателя (МД) можуть досягати декількох годин. При цьому під впливом різних факторів, таких, як мікрогравітація, тиск сонячного вітру, залишкове аеродинамічне опір і др., паливо в баку може займати довільне положення, в тому числі скапливатися у верхнього 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, топлива, успокоение его колебаний и сепарация из него газовых включений.

Постановка задачи. Традиционная методика расчета времени осаждения топлива для космических ступеней перед повторным включением маршевого двигателя, основанная на экспериментальных работах, которые проводились различными проектными организациями как на стендах невесомости, так и на летающих лабораториях [1 – 5], подробно изложена в работах авторов [6 – 7], где рассмотрен случай тороидальных баков.

В настоящей работе рассмотрен случай осаждения топлива (окислителя) в сферическом баке космической 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 первоначально был сконцентрирован у верхнего днища.

Экспериментальная отработка осаждения топлива, согласно [7], совмещена с проведением численного моделирования, что позволяет сократить сроки и объемы экспериментальных работ.

Таким образом, работы проводились в два этапа. 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 натуре критериев Бонда Bo и Фруда Fr [8 – 10]:

$$Bo = \frac{\rho_n \cdot a_n \cdot l_n^2}{\sigma_n} = \frac{\rho_m \cdot a_m \cdot l_m^2}{\sigma_m}, \quad (1)$$

$$Fr = \frac{a_n \cdot \tau_n^2}{l_n} = \frac{a_m \cdot \tau_m^2}{l_m}, \quad (2)$$

где l – характерный размер емкости, м; ρ – плотность компонента топлива, кг/м^3 ; a – продольное ускорение, м/с^2 ; σ – коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива, Н/м ; τ – время, с; индексы «н» и «м» относятся к натурным и модельным условиям, соответственно.

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

$$a_m = a_n \cdot \frac{\rho_n}{\rho_m} \cdot \frac{\sigma_m}{\sigma_n} \cdot \left(\frac{l_n}{l_m} \right)^2, \quad (3)$$

$$\tau_n = \tau_m \cdot \left(\frac{\rho_n}{\rho_m} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_n} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{l_n}{l_m} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (4)$$

Испытания проводились с двумя уровнями заправки модельной емкости – $0,026 \text{ дм}^3$ и $0,35 \text{ дм}^3$, чему соответствует запас компонента топлива (находящегося у верхнего днища) 45 дм^3 и 612 дм^3 натурального бака. Всего было проведено шесть испытаний – по три для каждого уровня заправки.

Экспериментально-расчетная часть. Существующий в ГП «КБ «Южное» стенд невесомости (см. схему на рис. 1) 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 осаднения (485 с), рассчитанного по методике, описанной в [1 – 5]. Поэтому определение времени осаднения топлива проводилось расчетным методом с использованием специализированного программного обеспечения для решения задач вычислительной гидродинамики [11], а результаты экспериментальной отработки использовались для подтверждения правильности расчетной модели.

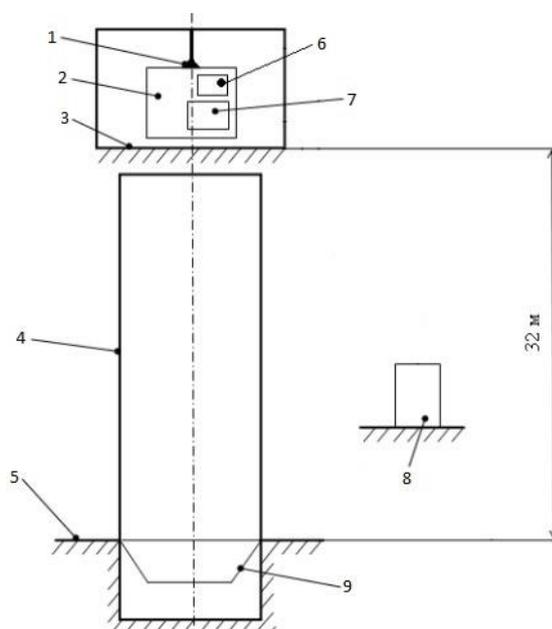


Рис. 1. Схема стенда невесомости:

1 – замок подвеса кинематической модели (КМ); 2 – КМ; 3 – площадка обслуживания КМ; 4 – шахта; 5 – уровень земли; 6 – система оптических измерений; 7 – Бортовой сегмент системы управления и измерения (СУИ) КМ; 8 – Наземный сегмент СУИ КМ; 9 – тормозное устройство

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.2 приведен осредненный по результатам испытаний график изменения модельного ускорения по времени.

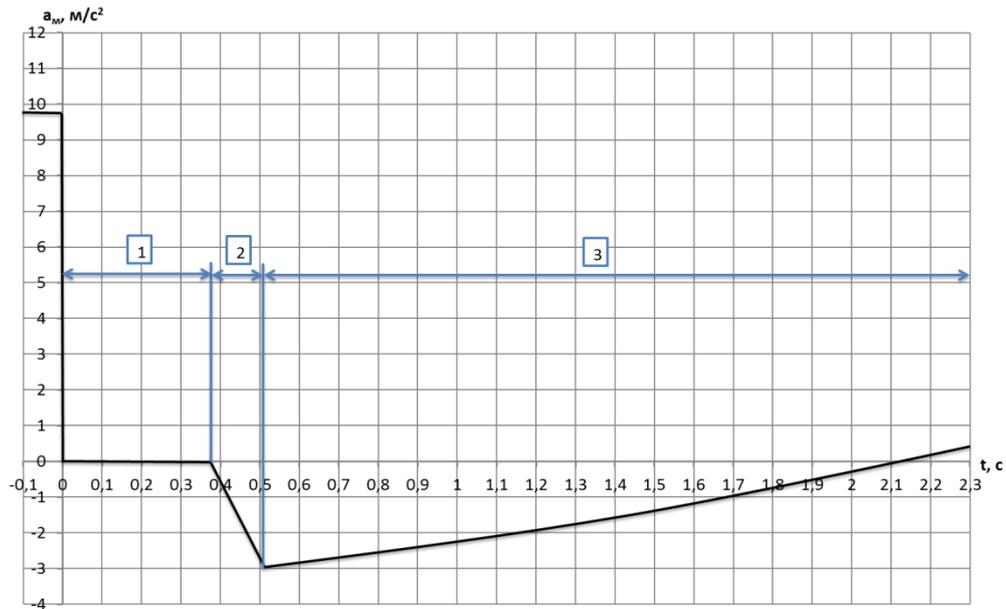


Рис. 2. Зависимость модельного ускорения от времени

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 КМ для каждого участка падения были аппроксимированы следующими зависимостями:

1) участок 1, $t_m = 0 \dots 0,38$ с:

$$a_{m1} = 0, [\text{m/c}^2]; \quad (5)$$

2) участок 2, $t_m = 0,38 \dots 0,51$ с:

$$a_{m2} = -22,409 \cdot t_m + 8,5134, [\text{m/c}^2]; \quad (6)$$

3) участок 3, $t_m = 0,51 \dots 2,3$ с:

$$a_{m3} = 0,309 \cdot t_m^2 + 1,0221 \cdot t_m - 3,5148, [\text{m/c}^2]. \quad (7)$$

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

1) участок 1, $t_h = 0 \dots 18,1$ с:

$$a_{h1} = 0, [\text{m/c}^2]; \quad (8)$$

2) участок 2, $t_h = 18,1 \dots 24,3$ с:

$$a_{h2} = -2,48 \cdot 10^{-3} \cdot t_h + 0,045, [\text{m/c}^2]; \quad (9)$$

3) участок 3, $t_h = 24,3 \dots 109,5$ с:

$$a_{нз} = 7,2 \cdot 10^{-7} \cdot t_{н}^2 + 1,13 \cdot 10^{-4} \cdot t_{н} - 0,0186, [м/с^2]. \quad (10)$$

Таким образом, численная математическая модель была использована для следующих двух случаев:

1) численное моделирование осаждения в модельной емкости: два объема заправки ($V_1 = 0,026 \text{ дм}^3$, $V_2 = 0,35 \text{ дм}^3$) и ускорение в соответствии с зависимостями (5) – (7);

2) численное моделирование осаждения в натурном баке: два объема заправки ($V_1 = 45 \text{ дм}^3$; $V_2 = 612 \text{ дм}^3$) и ускорение в соответствии с зависимостями (8) – (10).

Постановка задачи численного моделирования. Численное моделирование проводилось в программе ANSYS Fluent [11], предназначенной для решения задач вычислительной гидродинамики. Ввиду сложности геометрии натурального бака окислителя, 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 (см. рис 3,а) были смоделированы твердыми стенками;

3) сетчатый разделитель газоведа 2 в баке смоделирован твердой стенкой;

4) трубопровод распылителя наддува 3 смоделирован прямым участком.

5) сотовые накопители 4 условно заменены в виде сплошного тела с сохранением габаритов;

б) объемы, находящиеся ниже сеток капиллярных стабилизаторов, не моделировались.

При формировании гидродинамической модели расчета были приняты следующие допущения:

1) процесс осаждения предполагался изотермическим;

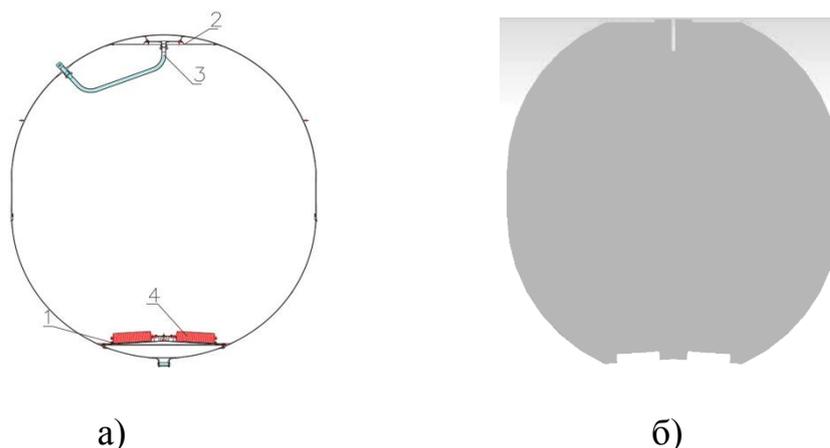
2) стенки бака считались гидравлически гладкими;

3) в начальный момент весь объем компонента топлива находился в максимально неблагоприятном положении – был сконцентрирован у верхнего днища.

На рис. 3,а приведен общий вид бака и на рис. 3,б общий вид расчетной области.

Результаты численного моделирования и эксперимента.

На рис. 4 приведена форма свободной поверхности жидкости в натурном баке окислителя, полученная при численном моделировании, для характерных моментов времени t_m . Светлым тоном обозначена жидкость, стекающая с верхнего полюса бака к нижнему.



а) б)
Рис. 3. Общий вид бака и расчетной области

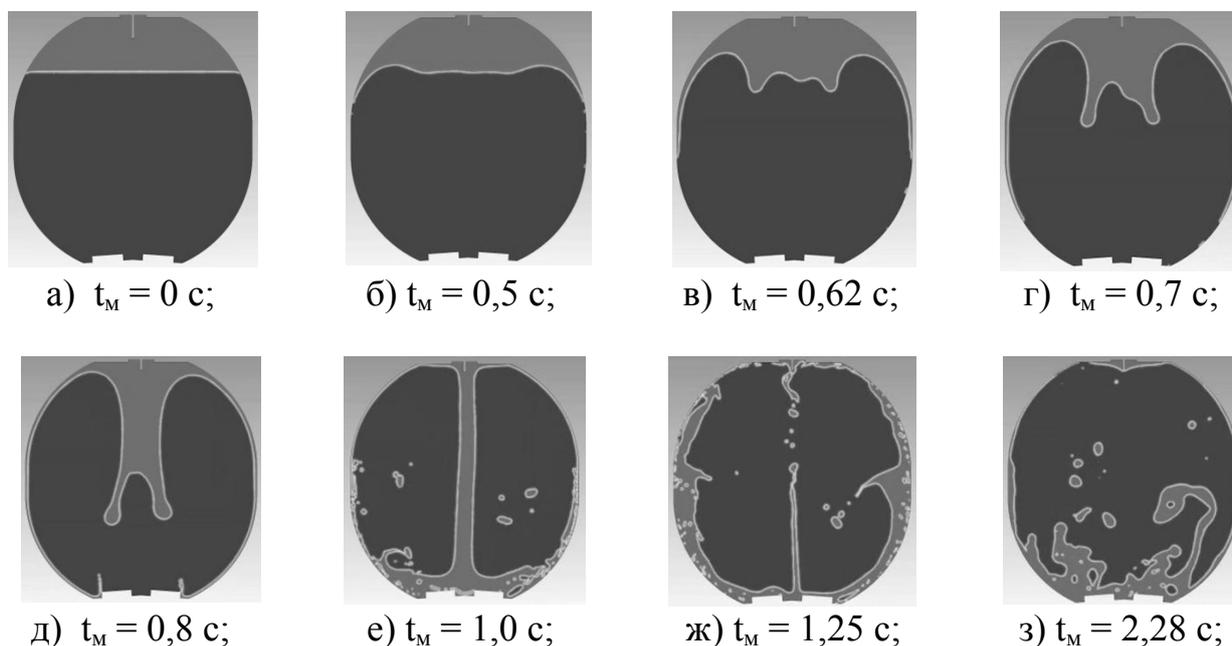


Рис. 4. Картина стекания жидкости

Сравнительные графики перемещения переднего фронта жидкости вдоль стенки на расстояние h для меньшего V_1 и большего V_2 объёмов заправки приведены на рис. 5 и 6, соответственно. Как видно из графиков, результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами испытаний, и находятся в пределах допустимой погрешности 15%.

На основании сравнения результатов численного моделирования как для модельной емкости, так и для натурального бака (с соответствующими параметрами, пересчитанными с модели на натуру), с результатами испытаний сделан вывод, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются как между собой, так и с экспериментом.

При расчете осаждения топлива в баке 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, $a_{\text{аэр}} = 0,00066 \text{ м/с}^2$.

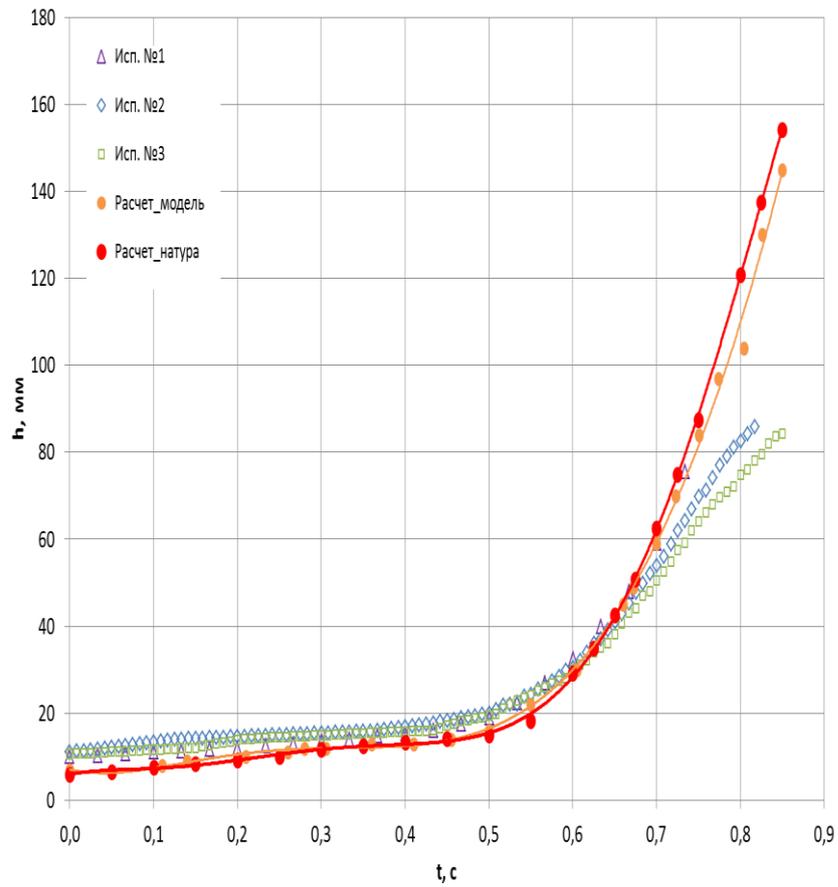


Рис. 5. Перемещение переднего фронта жидкости для меньшего объёма заправки

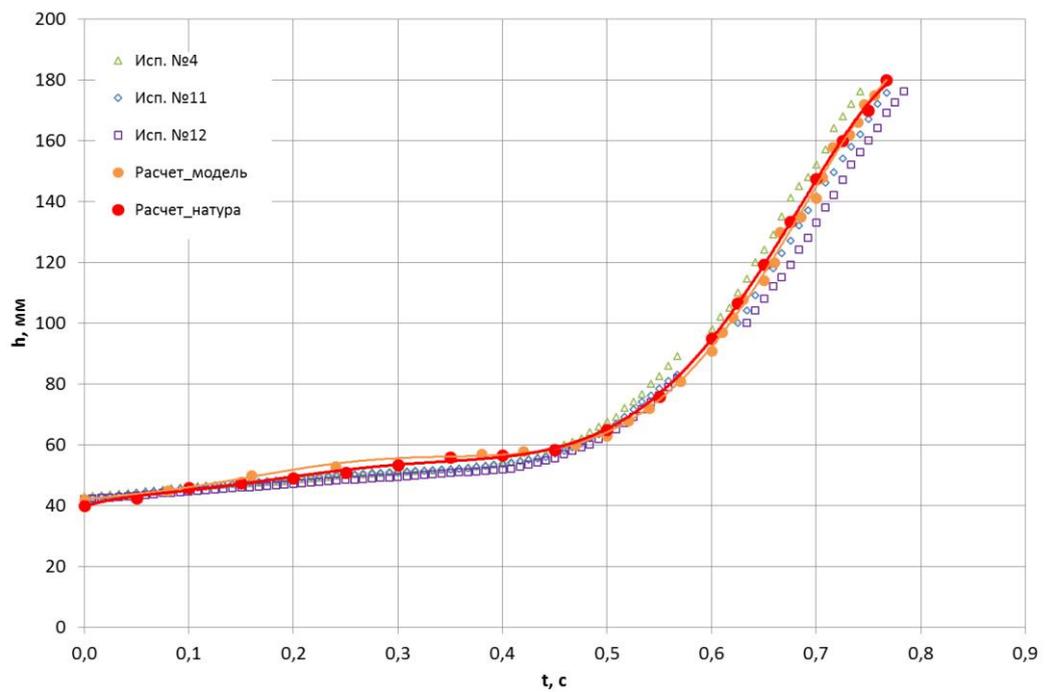


Рис. 6. Перемещение переднего фронта жидкости для большего объёма заправки

Результаты численного моделирования по расчету времени перемещения топлива от верхнего днища к нижнему, успокоения его колебаний и сепарации газовых включений приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты численного моделирования

| Параметр | V_1 | V_2 |
|----------------------|---------------|---------------|
| t_{ϕ} , с | ≈ 19 | ≈ 16 |
| $t_{\text{осн}}$, с | ≈ 34 | ≈ 55 |
| $t_{\text{всп}}$, с | ≈ 145 | ≈ 450 |
| t_{Σ} , с | ≈ 145 | ≈ 450 |

где t_{ϕ} - время достижения плоскости капиллярного стабилизатора передним фронтом жидкости; $t_{\text{осн}}$ - время достижения плоскости капиллярного стабилизатора основной массой жидкости; $t_{\text{всп}}$ - время всплытия пузырей и успокоения колебаний жидкости; t_{Σ} - суммарное время переориентации, успокоения колебаний и сепарации газовых включений.

Как видно из таблицы, при численном моделировании суммарное время осаждения топлива t_{Σ} , состоящее из суммы времени перемещения основной массы топлива $t_{\text{осн}}$ и времени всплытия пузырей с успокоением колебаний жидкости $t_{\text{всп}}$, при большом заполнении бака оказалось больше, чем при малом, в основном, за счет увеличения времени на успокоение жидкости и сепарацию газовых включений.

Выводы. Определено полное время перемещения компонента топлива от верхнего днища к нижнему, время успокоения колебаний свободной поверхности и время всплытия крупных газовых пузырей. Это время позволяет определить необходимое время работы двигателей малой тяги перед повторным включением МД, оно составило ≈ 450 с.

Данная работа подтвердила, что метод, описанный авторами в [7], совмещающий экспериментальную отработку совместно с численным моделированием, позволяет как выполнять необходимые исследования с требуемой точностью, так и сокращать объем испытаний и потребность в материально-техническом оснащении экспериментальной базы.

Библиографические ссылки

1. Masica W.J. Motion of Liquid-Vapor Interface in response to imposed acceleration / Masica W.J and Petrash D.A. // Lewis Research Center. NASA TN D-3005, 1965. 24 p.
2. Masica W.J. Hydrostatic stability of liquid-vapor interface in a gravitational field / Masica W.J., Petrash D.A., Otto E.W. // Lewis Research Center. NASA TN D-2267, 1964. 18 p.
3. Бёрдж Г.В. Аналитический подход к проектированию систем повторной заправки на орбите. / Бёрдж Г.В., Блэкмон Дж. Б. и др. // Сборник переводов, ГОТИ-4. 1970. С. 56 – 111.

4. Глюк Д.Ф. Гидромеханика подачи топлива в двигательной системе космического корабля в состоянии невесомости. / Глюк Д.Ф., Джилл Д.П. // Конструирование и технология машиностроения. –Том 87. 1965. С. 1 – 10.

5. Восс Д.Е. Проблема управления истечением в процессе заправки баков Space Shuttle жидкими компонентами на околоземной орбите. / Восс Д.Е. Хаттис П.Д. // Астронавтика и ракетодинамика №7, 1986. С. 8 – 19.

6. Седых И.В. Особенности экспериментальной отработки процесса осаждения компонентов топлива в баках космических ступеней ракет. / Седых И.В., Смоленский Д.Э., Назаренко Д.С. // Космическая техника. Ракетное рооружение: Сб. науч-техн. ст. (принято к опубликованию).

7. Бабийчук Я.О. Расчетно-экспериментальный метод исследования осаждения топлива в баке перед повторными включениями маршевого двигателя. / Бабийчук Я.О., Назаренко Д.С., Седых И.В. // Техническая механика. (принято к опубликованию).

8. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе. Мир, 1966. 400 с.

9. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата. / Седых И.В., Смоленский Д.Э. // Механика гироскопических систем. №33, 2017. С. 105 –114.

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

11. Бруяка В.А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. / Бруяка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. // Учеб. пособ. Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.

Надійшла до редколегії 30.09.19 р