

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ГРАНИЦЫ РАЗДЕЛА СРЕД  
«ГАЗ – ЖИДКОСТЬ» В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ  
КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ НА ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА**

*Институт технической механики Национальной академии наук Украины и  
Государственного космического агентства Украины,  
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина;  
e-mail: <sup>1</sup>odnikolayev@gmail.com; <sup>2</sup>ibloha@i.ua; <sup>3</sup>khoryak@i.ua*

Для здійснення програмних переміщень у просторі космічні ступені рідинних ракет-носіїв (РН) оснащуються маршовими двигунами багаторазового включення. Під час польоту космічного ступеня після зупинки його маршового двигуна рідке паливо у баках в умовах мікрогравітації по інерції переміщується вгору, максимально віддаляючись від забірної пристрою, що створює потенційну можливість проникнення газу наддуву на вхід у двигун в кількостях, неприпустимих для повторного запуску двигуна. У зв'язку з цим визначення параметрів руху рідини в паливних баках в умовах мікрогравітації є актуальною задачею, яка вимагає свого вирішення при проектуванні рідинних ракетних двигунів. У даній роботі розроблено методику для теоретичного визначення параметрів руху границі розділу середовищ «газ – рідина» у порожнинах паливних баків сучасних космічних ступенів рідинних РН в умовах мікрогравітації (в період між запуском і зупинкою їх маршових двигунів) із урахуванням конструктивних особливостей внутрішньобаккових засобів забезпечення суцільності рідких компонентів палива. Методику засновано на використанні методу скінченних елементів, методу об'єму рідини і сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу (САЕ-систем). Методика дозволяє визначити на пасивній частині польоту космічної РН параметри руху і форми вільної поверхні рідини в баках, параметри вільних газових включень, що сформувались в рідині, ефективність внутрішньобаккових засобів забезпечення суцільності компонентів палива при «штатному» функціонуванні двигунної установки космічного ступеня.

Стосовно до умов руху експериментального зразка паливного бака з рідиною в «кидковій вежі», що відтворює явище мікрогравітації, виконано числове моделювання руху рідини в циліндричному баці з урахуванням деформації її вільної поверхні. Отримані в результаті моделювання значення параметрів руху рідини і межі розділу середовищ «газ – рідина» узгоджуються з експериментальними даними.

Використання розробленого методичного забезпечення дозволить скоротити обсяг експериментального відпрацювання нових та модернізованих космічних ступенів РН.

Для осуществления программных перемещений в пространстве космические ступени жидкостных ракет-носителей (РН) оснащаются маршевыми двигателями многократного включения. Во время полета космической ступени после останова ее маршевого двигателя жидкое топливо в баке в условиях микрогравитации по инерции перемещается вверх, максимально отдаляясь от заборного устройства, что создает потенциальную возможность проникновения газа наддува на вход в двигатель в количествах, недопустимых для повторного запуска двигателя. В связи с этим определение параметров движения жидкости в топливных баках в условиях микрогравитации является актуальной задачей, требующей своего решения при проектировании жидкостных ракетных двигательных установок. В настоящей работе разработана методика для теоретического определения параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в полостях топливных баков современных космических ступеней жидкостных РН в условиях микрогравитации (в период между запуском и остановом их маршевых двигателей) с учетом конструктивных особенностей внутрибакковых устройств обеспечения сплошности жидких компонентов топлива. Методика основана на использовании метода конечных элементов, метода объема жидкости и современных компьютерных средств конечно-элементного анализа (САЕ-систем). Она позволяет определять на пассивном участке полета космической РН параметры движения и формы свободной поверхности жидкости в баке, параметры формирующихся свободных газовых включений, эффективность внутрибакковых средств обеспечения сплошности компонентов топлива при «штатном» функционировании двигательной установки космической ступени.

Применительно к условиям движения экспериментального образца топливного бака с жидкостью в «бросковой башне», воспроизводящей явление микрогравитации, выполнено численное моделирование движения жидкости в цилиндрическом баке с учетом деформации ее свободной поверхности. Полученные в результате моделирования значения параметров движения жидкости и границы раздела сред «газ – жидкость» согласуются с экспериментальными данными.

Использование разработанного методического обеспечения позволит сократить объем экспериментальной отработки новых и модернизируемых космических ступеней РН.

To execute program motions, the space stages of liquid-propellant launch vehicles are equipped with restartable propulsion engines. On the shutdown of the propulsion engine of a space stage, the liquid propellant in the tank in microgravity conditions moves by inertia upwards as far as possible away from the intake. This results in the potential possibility of the pressurizing gas penetrating into the engine inlet in quantities that make an en-

© А. Д. Николаев, И. Д. Башлий, Н. Ф. Свириденко, Н. В. Хоряк, 2017

gine restart impossible. Because of this, motion parameter determination for a liquid moving in propellant tanks in microgravity conditions is a topical problem to be solved in the designing of liquid-propellant rocket engines. This paper presents a technique for the calculation of the parameters of motion of the gas–liquid interface in the propellant tanks of modern liquid-propellant launch vehicle space stages in microgravity conditions (between a start and a shutdown of their propulsion engines) taking into account the design features of in-tank propellant management devices. The technique is based on the use of the finite-element method, the volume-of-fluid method, and modern finite-element CAE systems. It allows one to determine the parameters of motion and the shape of the free liquid surface in the tank, the parameters of free gas inclusions formed in the liquid, and the efficiency of the in-tank propellant management devices in the passive portion of the launch vehicle flight for the normal operation of the propulsion system.

For the conditions of motion of a prototype propellant tank with a liquid in a drop tower, which simulates microgravity, the motion of a liquid in a cylindrical tank was simulated numerically accounting for the deformation of its free surface. The computed motion parameters of the liquid and the gas–liquid interface agree with the experimental data.

The technique developed will allow one to reduce the extent of testing of newly developed and upgraded launch vehicle space stages.

**Ключевые слова:** жидкостной ракетный двигатель, топливный бак, внутрибаковые средства обеспечения сплошности компонентов жидкого топлива, микрогравитация, форма свободной поверхности жидкости, параметры газовых включений в жидкость, «бросковая» башня, численное моделирование, метод конечных элементов

**Введение.** Маршевые двигательные установки космических ступеней ракет-носителей (РН) должны обеспечивать проведение в условиях микрогравитации нескольких запусков – остановов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), необходимых для осуществления программных перемещений и контроля ориентации РН в космическом пространстве [1]. Во время космического полета РН после останова маршевого двигателя жидкое топливо в баке по инерции перемещается вверх, максимально отдаляясь от заборного устройства, которое, как правило, расположено вблизи нижнего днища бака. Вследствие этого возникает опасность попадания газа наддува на вход в двигатель при повторном запуске ЖРД. Для надежной реализации повторного запуска двигателя необходимо аккумулировать во внутрибаковых устройствах некоторую массу жидкого топлива, достаточную для проведения запуска даже в тех случаях, когда суммарный вектор сил, действующих на жидкое топливо, имеет направление, противоположное направлению движения жидкости от бака к входу в двигатель.

Топливные баки космической ступени РН представляют собой емкости сложной пространственной конфигурации с тонкими и гладкими стенками, находящиеся под давлением газа наддува (напр., [1, 2, 3]). Сложный и непредсказуемый характер движения жидкого топлива в топливных баках в условиях микрогравитации определяет повышенный уровень требований к конструктивному исполнению и функциональным характеристикам внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива (как правило, в качестве таких устройств используются хорошо зарекомендовавшие себя капиллярные накопители и сетчатые фазоразделители [2, 4, 5]). Чтобы исключить возможность попадания газа в двигатель при его повторных запусках во время полета космической ступени РН, необходимо на этапе проектирования двигательной установки ступени исследовать поведение динамической системы «газ – жидкость», описывающей движение жидкости и газа в баке в условиях микрогравитации. Процессы, протекающие в этой динамической системе, являются предметом разностороннего эксперименталь-

ного и теоретического изучения, которому посвящены многочисленные публикации [2, 3, 6, 7, 8, 9].

В работах [3, 6] было исследовано влияние условий полета космической ступени РН на развитие колебаний жидкого топлива в баках и работоспособность устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных этапах полета космической ступени РН в тех случаях, когда уровень заполнения баков выше уровня установки сетчатых фазоразделителей.

В работе [7] применительно к условиям полета РН CZ-3А проведено численное моделирование движения жидкого топлива в баке горячего ее космической ступени и исследовано влияние неустойчивости Рэля–Тейлора на динамику жидкости в баке. Рассмотрен процесс переориентации жидкого топлива в объеме бака для двух случаев: когда первоначально граница раздела сред «газ – жидкость» представляет собой плоскую поверхность и когда эта поверхность является изогнутой. Показано, что эти два разных начальных условия для границы раздела сред «газ – жидкость» в баке приводят к реализации двух разных режимов течения жидкости.

В работе [8] проанализированы результаты полета верхней ступени Ariane 5 с двигателем на криогенном топливе. В рамках проведенного анализа были подробно изучены данные полета с целью исследования влияния различных факторов (включая термодинамические) на поведение жидкого топлива во время полета. Показания датчиков различного типа, установленных внутри баков с топливом, позволили сопоставить экспериментальные данные о положении топлива в баках и результаты теоретических исследований, полученные с использованием CFD метода (FLOW-3D), а также с помощью собственного программного обеспечения, предназначенного для оценки термодинамического состояния топлива.

В работе [9] исследовано поведение жидкого топлива и его свободной поверхности в условиях пониженной или практически нулевой силы тяжести. Для оценки динамического поведения жидкого топлива была построена модель топливного бака сервисного модуля Orion, который включал в себя внутрибаковые устройства (в английской терминологии – PMD) и измерители массы. Для проверки численных моделей динамики топлива в баках использовались полетные данные и данные наземных экспериментов. На основе разработанных моделей были определены конфигурации жидкого топлива в условиях микрогравитации (при разной степени заполнения бака) и оценено время осаждения топлива при различных стыковочных маневрах.

Несмотря на достигнутый прогресс в изучении динамики газожидкостных сред в баках РН, остается ряд нерешенных задач, актуальных при проектировании космических ступеней РН. В частности, в настоящее время отсутствует методическое обеспечение, позволяющее получить количественные оценки содержания свободного газа в жидком топливе на входе в заборное устройство баков перед запуском маршевого ЖРД. Такие оценки необходимы для определения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива. Следует подчеркнуть, что возможности экспериментальной отработки внутрибаковых процессов, требующей воспроизведения условий микрогравитации, ограничены использованием специальных «бросковых башен» [4, 7].

Целью настоящей статьи является разработка методики численного исследования движения компонентов топлива в осесимметричном баке косми-

ческой ступени РН в условиях микрогравитации (в период от момента останова маршевого ЖРД космической ступени до момента подачи команды на запуск) и теоретического определения параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в баке.

**Моделирование движения жидких компонентов топлива в баках перед повторными запусками маршевого ЖРД в условиях малой гравитации.** Движение жидких компонентов топлива в баках космических ступеней РН на пассивных участках полета в условиях практической невесомости характеризуются превалированием слабых межмолекулярных сил и существенно отличается от их движения на активном участке полета (в сильных гравитационных полях). Кроме того, существенное влияние на характер протекающих в баках гидродинамических процессов оказывают силовые воздействия, обусловленные работой двигателей системы управления ориентацией и стабилизации ступени [1]. Указанные факторы определяют гидродинамическую «обстановку» в баке на участках пассивного полета РН.

Решение задачи определения параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в баке с жидкостью, находящейся под давлением газа наддува, методами математического моделирования предполагает определенную степень полноты описания динамических процессов в баке. Требования методики, разработанной для решения этой задачи, состоят в том, что при моделировании движения жидких компонентов топлива в баках перед повторными запусками маршевого ЖРД в условиях малой гравитации необходимо учитывать следующие факторы:

- силы поверхностного натяжения и деформацию свободной поверхности жидкости в баке;
- адгезию жидкого топлива на стенке бака;
- наличие внутрибаковых устройств обеспечения сплошности жидкости и их конструктивные особенности;
- турбулентность режима течения жидкости в баке.

Для построения математической модели, описывающей движение несжимаемой жидкости в баке с учетом деформации ее свободной поверхности, использовался метод конечных элементов, метод объема жидкости (VOF) [10] и современные компьютерные средства конечно-элементного анализа (САЕ-системы) [11]. При этом движение границы сред «жидкость – газ» с учетом сил поверхностного натяжения жидкости описывалось с использованием метода непрерывной поверхностной силы – CSF-метода [10].

В настоящей работе в качестве объекта моделирования рассматривался осесимметричный топливный бак с жидкостью. Разработанная модель, описывающая нестационарное течение несжимаемой жидкости с деформируемой свободной поверхностью в рассматриваемом баке, включала уравнения неразрывности, момента количества движения и уравнения движения свободной поверхности жидкости, записанные относительно функции  $C$  [10], которая характеризует долю жидкости в расчетном объеме конечного элемента в конечно-элементной модели бака с жидкостью. Эти уравнения в общем виде записываются следующим образом:

- уравнение неразрывности

$$\nabla V = 0, \quad (1)$$

- уравнение количества движения жидкости

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho a_z, \quad (2)$$

– уравнение движения свободной поверхности жидкости

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0, \quad (3)$$

где  $\nabla$  – оператор Гамильтона;  $V$  – скорость движения жидкости;  $p$ ,  $\rho$ ,  $\mu$ ,  $F_s$  – соответственно давление, плотность, вязкость и сила поверхностного натяжения жидкости;  $a_z$  – продольное ускорение космической ступени РН.

Функция  $C$  в уравнении (3) может принимать следующие значения:  $C = 0$  – при отсутствии жидкого заполнения в объеме конечного элемента,  $C = 1$  – при полном заполнении его объема жидкостью,  $0 < C < 1$  – для промежуточных состояний.

В контексте VOF – и CSF-методов сила поверхностного натяжения жидкости  $F_s$  определяется выражением

$$F_s = \sigma k \nabla C, \quad (4)$$

где  $k$  – средняя кривизна поверхности раздела сред «жидкость – газ» в расчетной точке;  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения, определяемый экспериментально для конкретной пары «жидкость – твердое тело».

При моделировании движения жидкости по границе раздела сред «жидкость – газ – твердое тело» кривизна свободной поверхности жидкости вблизи стенки бака определялась с учетом адгезии жидкости на стенках бака. Для этого задавалось дополнительное граничное условие, которое было получено с использованием экспериментальных значений краевого угла смачивания [12, 13]. Отметим, что это условие изменяется с течением времени в соответствии с изменением положения границы раздела сред.

При формировании граничного условия полагалось, что нормаль  $\vec{n}$  к поверхности жидкости на границе раздела сред «жидкость – газ – стенка бака» определяется соотношением [13]:

$$\vec{n} = \vec{n}_w \cos \theta_w + \vec{t}_w \sin \theta_w, \quad (5)$$

где  $\theta_w$  – краевой угол смачивания, определяемый экспериментально для конкретной пары «жидкость – твердое тело стенки бака»;  $\vec{n}_w$  и  $\vec{t}_w$  – единичные векторы, направленные по нормали и по касательной к стенке соответственно.

Соотношение (5) использовалось для определения локальной кривизны поверхности и корректировки силы поверхностного натяжения в зоне контакта.

**Моделирование движения жидких компонентов топлива в капиллярных накопителях и фазоразделителях топливных баков.** Капиллярные системы обеспечения сплошности баков космических ступеней РН являются одним из наиболее распространенных типов систем обеспечения сплошности [2, 5, 14]. На рис. 1 представлено схематическое изображение типичной системы обеспечения сплошности в топливном баке [14]: 1 – сетчатый экран; 2

– стенка бака; 3 – сотовый капиллярный накопитель; 4 – жидкое топливо; 5 – заборное устройство.

Моделирование капиллярных явлений и движения жидкости в капиллярном накопителе проводилось с учетом адгезии жидкости в элементах капиллярного накопителя. Дополнительное граничное условие для его элементов формировалось так же, как и при моделировании движения жидкости по границе раздела сред «жидкость – газ – твердое тело», при этом краевой угол смачивания определялся экспериментально для конкретной пары «жидкость – стенки капиллярного накопителя», а нормаль к поверхности в элементах капиллярного накопителя определялась соотношением (5).

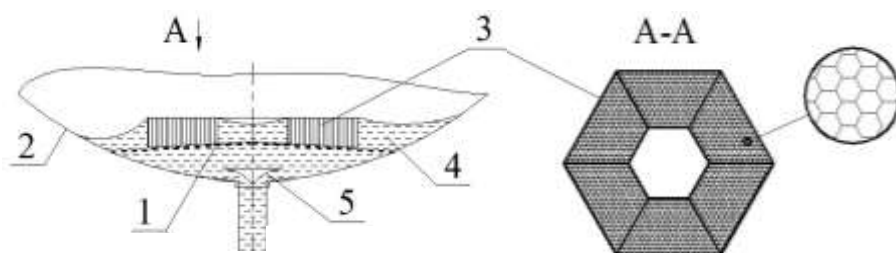


Рис. 1

При математическом моделировании движения жидкости в баке для элементов «двумерная жидкость», используемых при описании движения компонента топлива в капиллярных накопителях, в подсеточном пространстве бака и в проточной части заборного устройства, вводились коэффициенты  $K$  локальных потерь давления, которые определялись выражением:

$$K = \frac{\Delta P}{\rho V^2 \Delta l}, \quad (6)$$

где  $\Delta P$  – потери давления жидкости в исследуемой области течения;  $V$  – установившаяся скорость движения жидкости;  $\Delta l$  – длина пути жидкости вдоль линии тока, на котором действует сила сопротивления движению жидкости.

Локальные потери давления  $\Delta P$  в капиллярных накопителях определялись соотношениями, связывающими значения силы сопротивления движения жидкости  $F_{\text{торм}}$  в ячейке накопителя и площади ячейки  $S$  [15, 16]:

$$\Delta P = F_{\text{торм}} / S. \quad (7)$$

Сила сопротивления движению жидкости в капиллярном накопителе рассчитывалась по формуле [15, 17]

$$F_{\text{торм}} = a_* \cdot 4 \sqrt{\frac{\rho \sigma^3}{a_g}} \cdot V \cdot \Pi, \quad (8)$$

где  $\Pi$  – периметр ячейки накопителя;  $a_*$  – эмпирический коэффициент ( $a_* = 0,182$ ).

Локальные потери давления на сетке сеточного фазоразделителя определялись коэффициентом  $\xi$  гидравлического сопротивления сетки, значение которого было получено экспериментально [18, 19]:

$$\xi = \alpha + \beta / Re, \quad (9)$$

где  $\alpha$ ,  $\beta$  – значения эмпирических коэффициентов;  $Re$  – число Рейнольдса.

Указанные выше силы сопротивления и потери давления распределены по объемам проточной части капиллярных накопителей и в элементах сеточного фазоразделителя, подсеточного пространства и заборных устройств неравномерно. Вследствие этого при движении жидкого топлива во внутрибаковом пространстве вблизи заборного устройства формируются неоднородные поля скоростей и давлений. При относительно малых массовых силах неравномерность распределения локальных потерь давления и скорости движения жидкого топлива на участке от границы раздела сред «газ – жидкость» до выхода из бака способствует «прорыву» газа наддува на вход в маршевый ЖРД при запуске [16].

Кроме того, существенным фактором, влияющим на характер движения границы раздела сред «газ – жидкость» в баке космической ступени РН, является конфигурация внутрибакового пространства и конструктивные параметры капиллярных накопителей и сеточных фазоразделителей.

**Определение начальных и граничных условий, выбор метода решения.** При моделировании движения жидкости в баке в условиях микрогравитации необходимо задать следующие начальные условия:

– области локализации и объемы жидкости и газа в полости бака в начальный момент времени;

– величину давления наддува бака и динамической составляющей, обусловленной действием ускорения космической ступени РН при полете.

Кроме того, при описании движения жидкости вдоль стенок баков вводятся граничные условия, позволяющие учесть:

– наличие (или отсутствие) скольжения жидкости;

– непроницаемость стенок бака;

– возможные деформации стенок бака (с учетом их жесткости).

Для определения параметров движения жидкого топлива в баках космической ступени РН на пассивных участках полета РН выбран многосеточный AMG метод [20], который, как следует из литературных источников, является наиболее эффективным для расчетов нестационарных течений несжимаемой жидкости с деформируемой свободной поверхностью. Этот метод основан на решении системы линейных алгебраических уравнений с использованием последовательности уменьшающихся сеток и операторов перехода от одной сетки к другой. Он включает в себя численную процедуру коррекции давления, стандартную  $k-\varepsilon$  модель турбулентных течений и сегрегированный алгоритм для коррекции давления, принадлежащий к общему классу проекционных методов [21]. Достоинством AMG метода является возможность его использования даже на нерегулярных сетках.

Многосеточный AMG метод применяется для конечно-элементных моделей. В разработанной методике определения параметров движения жидкого топлива в баке для построения конечно-элементной модели бака с жидко-

стью предусматривается использование VOF метода. При этом в методике можно выделить следующие этапы:

- разделение среды на дискретные объемы с использованием вычислительной сетки;
- формирование системы уравнений, описывающих движение жидкости в каждом из указанных дискретных объемов;
- интегрирование уравнений по отдельным объемам и построение алгебраических уравнений относительно дискретных переменных (скорости, давление, температура);
- линеаризация и решение полученной системы линейных уравнений.
- определение и анализ параметров движения жидкости в баке.

**Пример расчета параметров движения жидкого топлива в топливном баке в условиях микрогравитации, воспроизводимых в «бросковой башне».** При экспериментальном исследовании движения жидкости в баках космических ступеней РН в условиях малой гравитации широко используются возможности, предоставляемые лабораторными комплексами так называемых «бросковых башен» [9, 22, 23].

Для верификации разработанной методики были использованы результаты экспериментального исследования движения жидкости в модельном баке при его падении в «бросковой башне», приведенные в работах [9, 22]. В качестве испытательного бака в эксперименте использовался цилиндрический бак из акрилового пластика, имеющий сферическое верхнее днище и «перевернутое» сферическое нижнее днище. Внутрибаковые устройства для обеспечения сплошности в испытательные баки не устанавливались.

На рис. 2 представлена расчетная схема вертикально расположенного цилиндрического бака. Здесь  $H$  – высота заливки жидкости ( $H = 11,015$  см);

$L$ ,  $R$  – длина и радиус цилиндрической оболочки бака ( $L = 16,3$  см;  $R = 5,5$  см;  $Rl = 5,782$  см).

В качестве модельной жидкости применялась жидкость FC-78, имеющая коэффициент поверхностного натяжения  $\sigma = 13,2 \cdot 10^{-3}$  Н/м, плотность  $\rho = 1720$  кг/м<sup>3</sup>, вязкость  $\mu = 8,2 \cdot 10^{-3}$  кг/м с. Температура в баке полагалась постоянной и равной 20°C. Деформация стенок бака не учитывалась. Ускорение бака  $a_z$  в «бросковой башне» было направлено вдоль продольной оси бака – от верхнего днища к заборному устройству, находящемуся в нижней части бака, а его значение составляло, согласно экспериментальным данным,  $0,31$  м/с<sup>2</sup>.

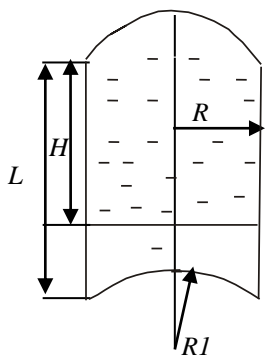


Рис. 2

Численное моделирование движения жидкости в баке с учетом деформации свободной поверхности жидкости выполнялось в САЕ-системе (ANSYS) с помощью средств FLOTRAN CFD и ANSYS FLUENT [11].

Рисунки 3, 4 иллюстрируют процесс движения жидкого топлива в исследуемом баке в условиях микрогравитации, создаваемых в «бросковой» башне. На рис. 3 показаны результаты численного моделирования, на рис. 4 – фотографические изображения границ сред «газ – жидкость» в баке, полученные в результате эксперимента. Области, занимаемые жидкостью и газом, обозначены цифрами 1 и 2 соответственно.



Для выполнения анализа движения жидкого топлива в баке в условиях микрогравитации рассматривался ряд ключевых событий, характеризующих этот процесс: событие Т 0 – в результате останова двигателя вся жидкость поднялась к верхнему днищу бака (рис. 3, а), 4, а)); событие Т 1 – жидкость достигла нижнего днища бака (рис. 3, б), 4, б)); Т 2 – начало формирования «гейзера» (рис. 3, в), 4 в)); Т 3 – «гейзер» достиг верхнего днища бака (рис. 3, г), 4, г)); Т 4 – верхнее днище бака полностью очищено от жидкости (рис. 3, д), 4, д)). Из приведенных рисунков видно, что результаты моделирования качественно согласуются с результатами эксперимента.

Предложенная методика позволяет на основе математической модели (1) – (9) определить время осаждения жидкого топлива на нижнее днище бака – промежуток времени от момента, когда вся жидкость находилась у верхнего днища бака (рис. 3, а)), до момента, когда жидкость, опускаясь к нижнему днищу бака, полностью покрыла заборное устройство бака (рис. 3, в)). Согласно результатам численного моделирования, начало формирования «гейзера» (рис. 3, в), 4 в)) соответствует моменту времени  $t = 1,9$  с и характеризуется тем, что нижнее днище уже полностью покрыто жидкостью.

С помощью предложенной методики можно определить суммарные объемы газовых включений в различных частях бака, в том числе, в полости, прилегающей к входу в заборное устройство. В частности, результаты расчета в рассматриваемом случае показали, что когда верхнее днище бака полностью очищено от жидкости (событие Т 4, рис. 3, д), 4, д)), суммарный объем газовых пузырей в жидкости, расположенной в нижней части бака (от нижнего днища до высоты 8,9 см) составляет  $0,0706 \text{ см}^3$ .

С использованием этой методики рассчитано распределение разности давлений жидкого топлива  $P$  в баке и давления наддува газа  $P_{над}$  по продольному сечению бака. Результаты расчетов распределения указанной разности давлений  $P - P_{над}$  для событий Т 0 и Т 1 представлены на рис. 5, а для событий Т 2, Т 3 и Т 4 – на рис. 6. На этих же рисунках справа показано распределение жидкости и газа во внутрибаковом пространстве в моменты времени, соответствующие рассматриваемым событиям.

Из рисунков видно, что когда большая часть жидкости находится в верхней части бака (события Т 0, Т 1, Т 2), то по мере отдаления от свободной поверхности жидкости в направлении верхнего днища бака величина  $P - P_{над}$  уменьшается (рис. 5, а), б) и рис. 6, а)). Когда большая часть жидкости находится в нижней части бака (события Т 3 и Т 4), то величина  $P - P_{над}$  увеличивается в направлении от свободной поверхности до нижнего днища бака (рис. 6, б), в)).

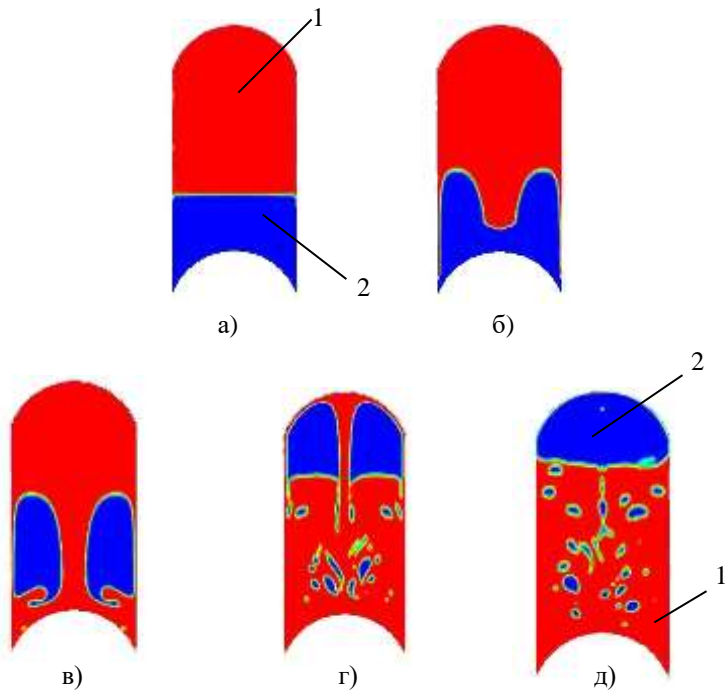


Рис. 3

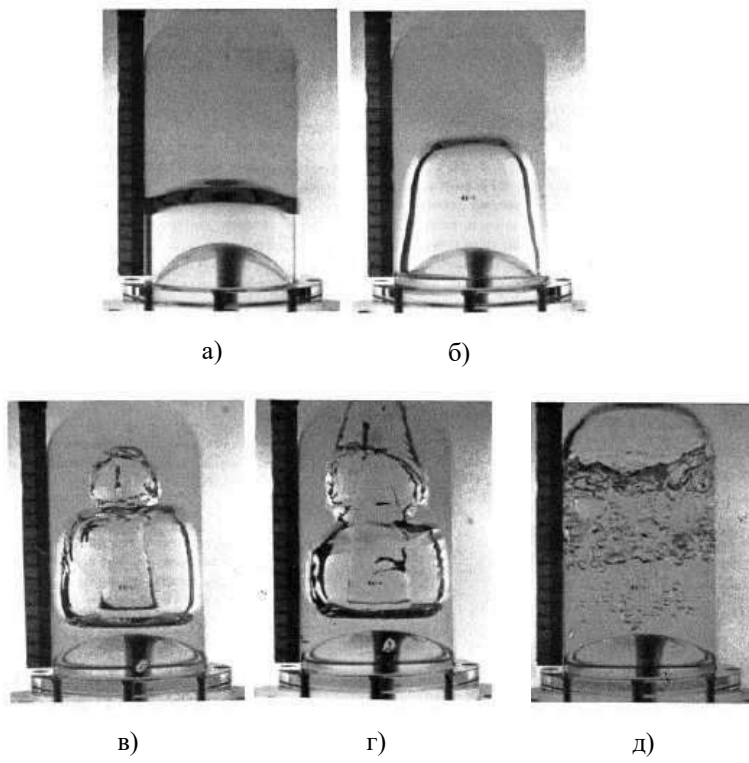


Рис. 4

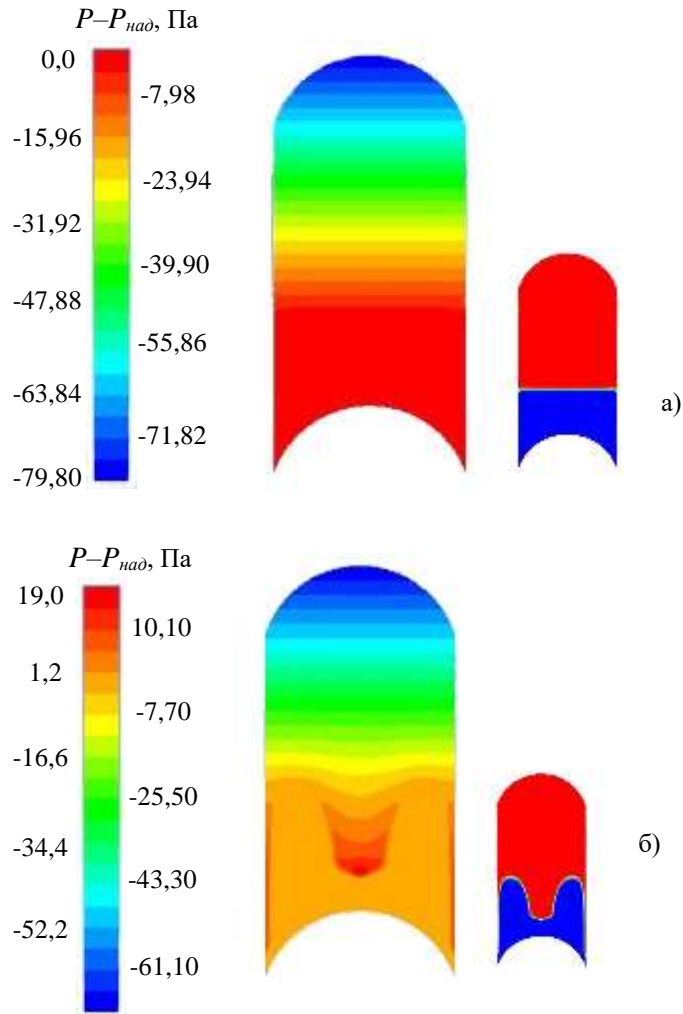


Рис. 5

Когда вся жидкость находится сверху (событие Т 0), на нижнем днище бака величина  $P - P_{над}$  практически равна нулю, а в жидкости, прилегающей к верхнему днищу,  $P - P_{над} < 0$  (рис. 5, а).

Рис 5, б) соответствует событию Т 1 (прибытию жидкости к нижнему днищу бака). При этом на нижнем днище бака остается газовая полость значительного объема, и в этой полости разность давлений  $P - P_{над} > 0$ . Это означает, что под действием давления жидкости газовая полость сжимается. На верхнем днище бака, как и на рис. 5, а), величина  $P - P_{над} < 0$ , то есть жидкость «растягивается» и падает под действием продольного ускорения конструкции бака  $a_z$ , направленного вниз.

Рис.6, а) соответствует событию Т 2 (начало формирования «гейзера»). В этом случае газовая полость располагается в середине бака и поднимается вверх, а величина  $P - P_{над}$  в газовой полости практически равна нулю. Для жидкости на нижнем днище  $P - P_{над} > 0$  (жидкость сжимается), а на верхнем днище  $P - P_{над} < 0$  (жидкость «растягивается» и падает под действием продольного ускорения конструкции бака, направленного вниз).

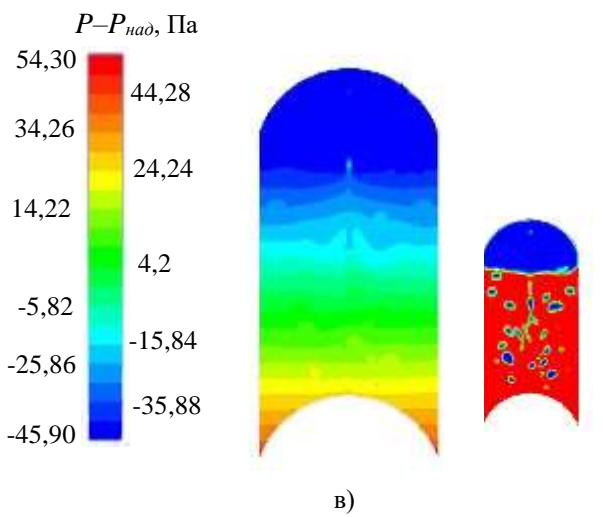
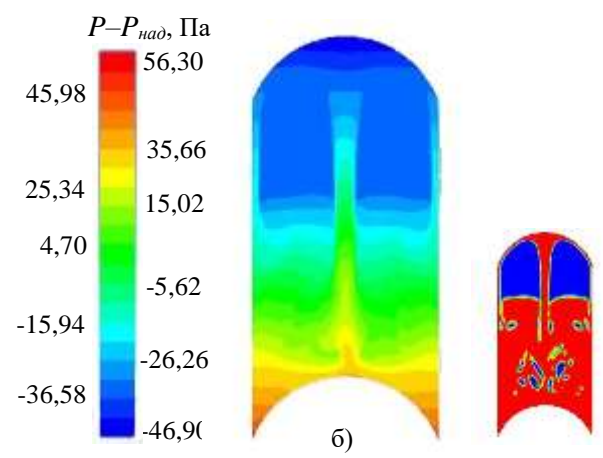
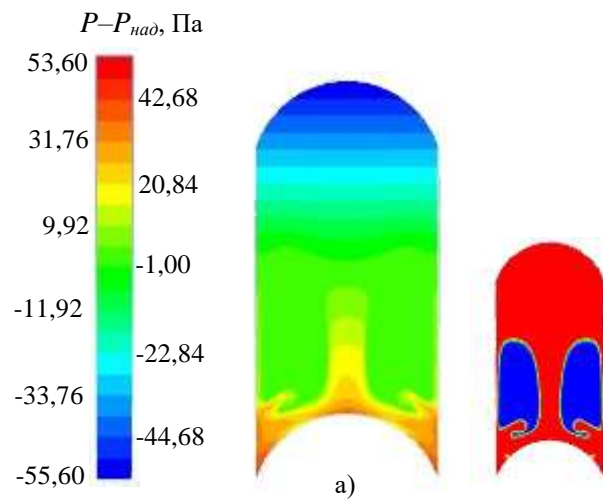


Рис.6

Когда гейзер достигает верхнего дна бака, газовая полость поднимается к верхнему дну, а практически вся жидкость опускается к нижнему дну (рис. 6, б)). В этом случае величина  $P - P_{над}$  увеличивается в направлении от свободной поверхности жидкости до нижнего дна бака, и на нижнем дну  $P - P_{над} > 0$  (т.е. жидкость сжимается под действием продольного ускорения конструкции бака, направленного вниз), а для газовой полости  $P - P_{над} < 0$ .

На рис. 7 слева представлено расчетное распределение скоростей ( $v$ ) в узлах конечных элементов жидкого топлива и газа в баке по его продольному сечению для события Т 3 (прихода «гейзера» к верхнему дну бака). Справа показано распределение жидкости и газа во внутрибаковом пространстве в момент времени, соответствующий событию Т 3.

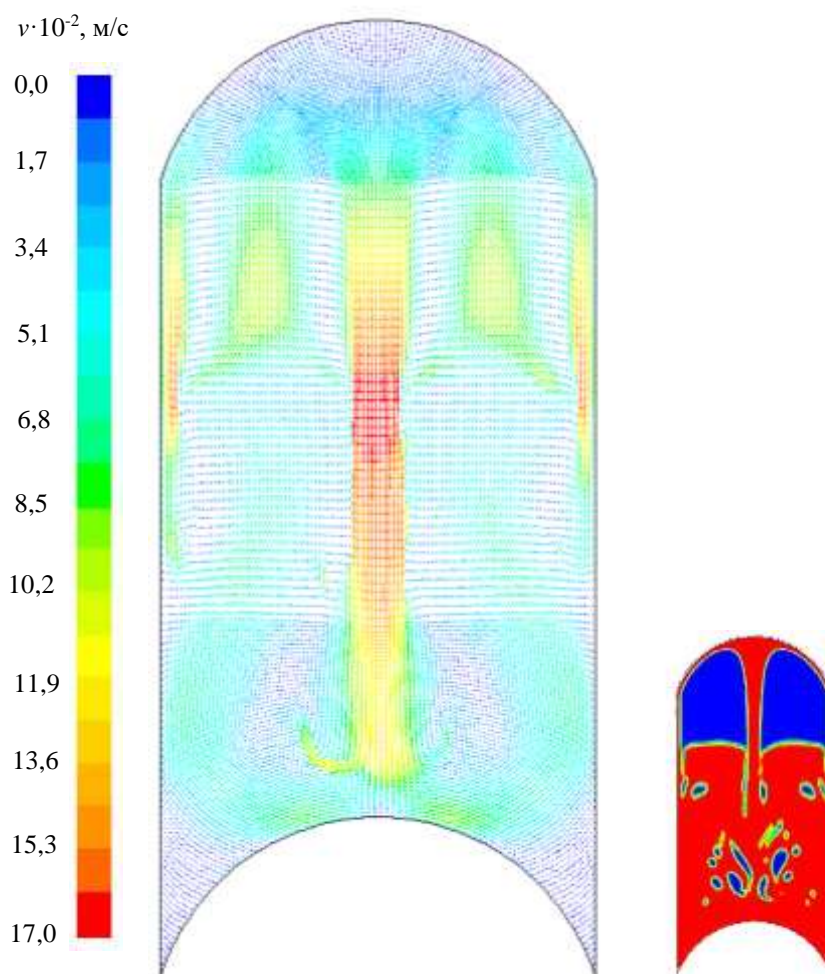


Рис. 7

Как видно из рисунка, скорости распределены по продольному сечению бака неравномерно, что свидетельствует о перемешивании жидкости и газа наддува. При этом поток жидкости перемещается вдоль продольной оси бака в его верхнюю часть (явление «гейзера» [9]), обтекает верхнее дно, далее движется вниз по стенкам бака, приходит к нижнему дну, где участвует в

процессах перемешивания жидкости и газа в непосредственной близости от заборного устройства.

**Выводы.** Разработана методика теоретического определения параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в полостях топливных баков современных космических ступеней жидкостных РН в условиях микрогравитации (в период между запуском и остановом их маршевых двигателей) с учетом конструктивных особенностей внутрибаковых устройств обеспечения сплошности жидких компонентов топлива. Методика основана на использовании метода конечных элементов, метода объема жидкости (VOF метода), стандартной  $k-\varepsilon$  модели турбулентных течений, многосеточного AMG метода и современных компьютерных средств конечно-элементного анализа (CAE-систем).

Разработанная методика позволяет определять на пассивном участке полета космической РН параметры движения жидкости в баке (перемещения, скорости, давления) и формы ее свободной поверхности, параметры формирующихся свободных газовых включений, эффективность внутрибаковых средств обеспечения сплошности компонентов топлива при «штатном» функционировании двигательной установки космической ступени.

Разработанная методика протестирована на модельном примере. Применительно к условиям движения экспериментального образца топливного бака с жидкостью в «бросковой башне», воспроизводящей явление микрогравитации, выполнено численное моделирование движения жидких компонентов топлива с деформируемой поверхностью в баках космической ступени РН. Определены параметры движения жидкого топлива (скорости, величины давлений), границы раздела сред «газ – жидкость» на ключевых этапах процесса переориентации жидкости во внутрибаковом пространстве, время осаждения жидкого топлива на нижнее днище бака из критического (крайнего верхнего) положения и суммарный объем газовых включений, находящихся в полости бака у заборного устройства.

Показано, что результаты численного моделирования согласуются с экспериментальными данными.

Теоретическое определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в полостях топливных баков в условиях микрогравитации на основе разработанной методики позволит сократить объем экспериментальной отработки модернизируемых и новых космических ступеней РН и уменьшить затраты на проведение этих работ.

1. *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шентун Ю. Д.* Ракета как объект управления. Днепропетровск: АРТ-Пресс, 2004. 544 с.

2. *Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F.* Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International. 7 pp.

3. *Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P.* Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests. AIAA 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1992. P. 92–3611.

4. *Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

5. *Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф.* Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей Сб. науч. тр. «Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы». 2006. Вып. 2. С. 88–100.

6. *Перфильев Л. А., Подобедов Г. Г., Соколов Б. А.* Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир». Известия РАН: Энергетика. 2003. № 4. С. 44–50.

7. Zhang-Guo LI, Qiu-Sheng LIU, Rong LIU, Wei HU, Xin-Yu DENG. Influence of Rayleigh–Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment. Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd. 2009. Vol.26, No.11. P.114701-1-114701-4.
8. Behruzi Ph., Michaelis M., Khimeche G. Behavior of the Cryogenic Propellant Tanks during the First Flight of the Ariane 5 ESC-A Upper Stage. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, AIAA 2006-5052. 9–12 July 2006. 10 p.
9. Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks: final report / Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha. 2009. 22 p.
10. Hirt C. W., Nichols B. D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. Journal of Computational Physics. 1981. № 39 (1). P. 201–225.
11. Kohnke P. Ansys Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition. Canonsburg : SAS IP, 2001. 1266 p.
12. Bussmann M., Mostaghimi J., Chandra S. On a three dimensional volume tracking model of droplet impact Phys. Fluids. 1999. 11(6). P. 46.
13. Brackbill J. U., Kothe D. B., Zemach C. A Continuum Method for Modeling Surface Tension. Comput. Phys. 1992. Vol. 100. No. 2, June. pp. 335–354.
14. Pozdnyshev N. O. Development the capillary devices of launch vehicle tanks and peculiarities of hydrodynamic processes simulation occurring in them. IAC-14-A2.2.3. URL: <http://toc.proceedings.com/25520webtoc.pdf> (last accessed 17.10.2017).
15. Микшиев Г. Н., Чурилов Г. А. Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах. Динамика КА и исследование космического пространства. М.: Машиностроение, 1986. С. 164–175.
16. Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Баицкий И. Д. Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения ее баков. Техническая механика. 2014. № 4. С. 3–13.
17. Блоха И. Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. Влияние продольных вибраций верхней ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя. Техническая механика. 2005. №2. С. 65–74.
18. Давыдов С. А. Расчёт коэффициента проникновения затопленной струи жидкости через тканую металлическую сетку. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетровськ, 2004. Вип. V. С. 13–21.
19. Сичевой А. В., Давыдов С. А., Горелова К. В. Коэффициент динамического нагружения сетчатых средств обеспечения сплошности топлива. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетровськ, 2010. Вип. X. С. 106–113.
20. Hutchinson B. R., Raithby G. D. A Multigrid Method Based on the Additive Correction Strategy. Numerical Heat Transfer, 1986. 511 p.
21. Chorin A. J. Numerical solution of navier-stokes equations. Mathematics of Computation. 1968. P. 745–762.
22. Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F. Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank (NASA TN D-7168, 1973). Официальный сайт NASA – URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525> (last accessed 17.10.2017).
23. The Bremen Drop Tower. Официальный сайт University Bremen. URL: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html> (last accessed 17.10.2017).

Получено 14.11.2017,  
в окончательном варианте 05.12.2017