

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003>

УДК 629.76

О. В. ПИЛИПЕНКО

член-корр. НАН Украины, д-р техн. наук, проф.,

orcid.org/0000-0002-7583-4072,

E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

А. Д. НИКОЛАЕВ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,

orcid.org/0000-0003-0163-0891

И. Д. БАШЛИЙ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,

orcid.org/0000-0003-0594-9461

С. И. ДОЛГОПОЛОВ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,

orcid.org/0000-0001-6346-3203

Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины,
ул. Лешко-Попеля 15, Днепро, Украина, 49005

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ПИТАНИЯ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА АКТИВНЫХ И ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

Развит подход к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней (разгонных блоков) ракет-носителей на участках активного и пассивного полета жидкостных ракет-носителей, в том числе при многократных запусках-остановах маршевых двигателей. Развитый подход базируется на методе конечных элементов, методе объема жидкости, импедансном методе численного анализа процессов в гидравлических магистралях и топливных баках. В рамках развитого подхода на основе математического моделирования динамических процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя применительно к условиям микрогравитации определяются параметры движения и формы свободной поверхности компонентов топлива в баках, параметры формирующихся свободных газовых включений в жидком топливе, оценивается работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива при различных режимах функционирования двигательной установки, рассчитываются параметры переходных процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя при его многократных запусках-остановах, определяются амплитуды и частоты колебаний жидкого топлива в системе питания космической ступени.

Эффективность подхода подтверждена результатами решения ряда задач. В частности, показано, что результаты определения параметров движения жидкости и границы раздела сред «газ — жидкость» экспериментального образца топливного бака космической ступени «Сентаур» в «бросковой башне» удовлетворительно согласуются с соответствующими экспериментальными данными, а параметры переходных процессов в системе питания разрабатываемого марше-

Цитування: Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С. И. Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1(122). С. 3—17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003>

вого жидкостного ракетного двигателя космической ступени — с данными «холодных» тестовых испытаний системы питания этого двигателя на воде.

Использование развитого подхода позволит сократить объем экспериментальной отработки новых и модернизируемых двигательных установок космических ступеней ракет-носителей

Ключевые слова: маршевый жидкостный ракетный двигатель, космическая ступень, разгонный блок, многократный запуск, система питания, внутрибаковое устройство обеспечения сплошности, микрогравитация.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие рынка пусковых услуг как составной части мирового космического рынка определяется растущим потреблением информационной продукции ракетно-космической отрасли, поставляемой функционирующими в околоземном пространстве космическими аппаратами (КА). Указанное обстоятельство обуславливает, наряду с расширением номенклатуры разрабатываемых КА, необходимость совершенствования средств их выведения и формирования на рабочих орбитах группировок КА, объединенных для решения общих задач — дистанционного зондирования Земли, предоставления навигационных услуг, обеспечения связи и т. п. [17].

Разработка космических ступеней, предназначенных для запуска нескольких КА на различные орбиты при помощи одной ракеты-носителя (РН), является перспективным направлением совершенствования средств выведения. Задача создания таких космических ступеней РН обуславливает необходимость реализации сложной программы полета космической ступени, включающей чередование кратковременных участков ее движения с работающим маршевым жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) и более продолжительных участков пассивного полета, на которых работают только двигатели малой тяги системы ориентации и стабилизации ступени. Выполнение такой программы полета с выведением каждой КА на соответствующую орбиту осуществляется путем многократных запусков маршевых ЖРД (в условиях микрогравитации) и последующих их остановов, что оказывает существенное влияние на гидродинамические процессы в системе питания космической ступени [17].

Система питания космической ступени РН предназначена для заправки компонентов топлива в топливные баки ступени, их подачи в

двигательную установку с параметрами, обеспечивающими надежный запуск и работу маршевых ЖРД ступени в различных условиях полета и т. д. Она является одной из основных систем космической ступени по сложности и функциональности. Разработка эффективной системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН в различных условиях их эксплуатации основана на решении ряда сложных научно-технических задач [1, 3, 7, 8, 10, 12, 13, 15—18, 21].

Входящие в ее состав топливные баки представляют собой тонкостенные емкости, внутри которых размещены внутрибаковые устройства обеспечения сплошности жидких компонентов топлива, предназначенные для удержания свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в питающие магистрали двигателя. В этом случае обеспечивается работа маршевых ЖРД ступени без кавитационных срывов насосов и без развития колебательных процессов в их системе питания [16].

В качестве устройств обеспечения сплошности в системе питания современных космических ступеней используются устройства различных конструктивно-компоновочных схем, работа которых основана на использовании капиллярного или инерционного эффектов [16—18]. Капиллярные средства обеспечения сплошности компонентов топлива обеспечивают разделение их жидкой и парогазовой фаз. Их функционирование основано на использовании сил поверхностного натяжения компонентов топлива.

Составные конструктивные элементы (сетчатый экран; сотовый капиллярный накопитель) типичной системы обеспечения сплошности в топливном баке космической ступени РН [15, 18] схематически показаны на рис. 1.

Основные проблемы, возникающие при проектировании системы питания космических

ступеней РН, связаны с обеспечением сплошности компонентов топлива в полете. Движение жидких компонентов топлива в баках космических ступеней РН на пассивных участках траектории полета (т. е. в условиях микрогравитации) существенно отличается от их движения в сильных гравитационных полях. При пассивном полете ступени на гидродинамические процессы оказывают существенное влияние силовые факторы, обусловленные работой двигателей системы управления ориентацией и стабилизации ступени, а также связанные с изменениями осевой перегрузки конструкции космической ступени при нарастании тяги маршевого двигателя вследствие его запуска-останова [10, 12, 16]. В результате при запуске маршевого ЖРД космической ступени РН могут возникнуть опасные динамические явления: нарушение сплошности компонентов топлива на входе в ЖРД; провалы уровней свободных поверхностей компонентов топлива в баках и проникание свободных газовых включений через фазоразделитель на вход в маршевый ЖРД; гидроудары и избыточные динамические нагрузки на конструкцию устройств обеспечения сплошности. Эти явления могут привести к срыву выполнения программы полета космической ступени РН.

Таким образом, при проектировании системы питания космических ступеней возникает необходимость численного решения задач по определению параметров указанных выше гидродинамических процессов с целью выбора рациональной конструкции системы питания (с точки зрения ее работоспособности) на различных полетных режимах. Необходимо отметить, что актуальность численного решения данных задач возрастает как следствие ограниченных возможностей экспериментальной отработки маршевого двигателя космической ступени, обусловленных сложностью воспроизведения условий микрогравитации при огневых стендовых испытаниях ЖРД.

Гидродинамические процессы, протекающие в системе питания маршевого двигателя, в той или иной степени исследовались в работах [8—10, 13, 21—24, 30] и др. Кроме того, для установления закономерностей квазистатического



Рис. 1. Схема топливного бака космической ступени ракеты-носителя

движения жидкого топлива в баках космической ступени в условиях микрогравитации проведены экспериментальные исследования с использованием «бросковых башен», результаты которых представлены, например, в работах [8, 26, 28—30].

Однако использование оригинальных компоновочных схем космических ступеней РН при наличии конструктивных особенностей их систем питания, а также необходимость проектной реализации многократного включения двигателей требует определения не только статических характеристик элементов системы питания ЖРД, но и оценок параметров исследуемых гидродинамических процессов в системе питания ЖРД — форм свободной поверхности компонентов топлива в баках в различные моменты времени полета, параметров формирующихся свободных газовых включений в жидком топливе, амплитуд и частот колебаний жидкого топлива в системе питания космической ступени, а также параметров переходных процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя при его многократных запусках-остановах.

К числу актуальных в настоящее время задач низкочастотной динамики систем питания маршевого двигателя космической ступени РН следует отнести:

1. Определение параметров колебаний свободной поверхности жидкого топлива в баке на активных (при работе маршевой ЖРД) и пас-

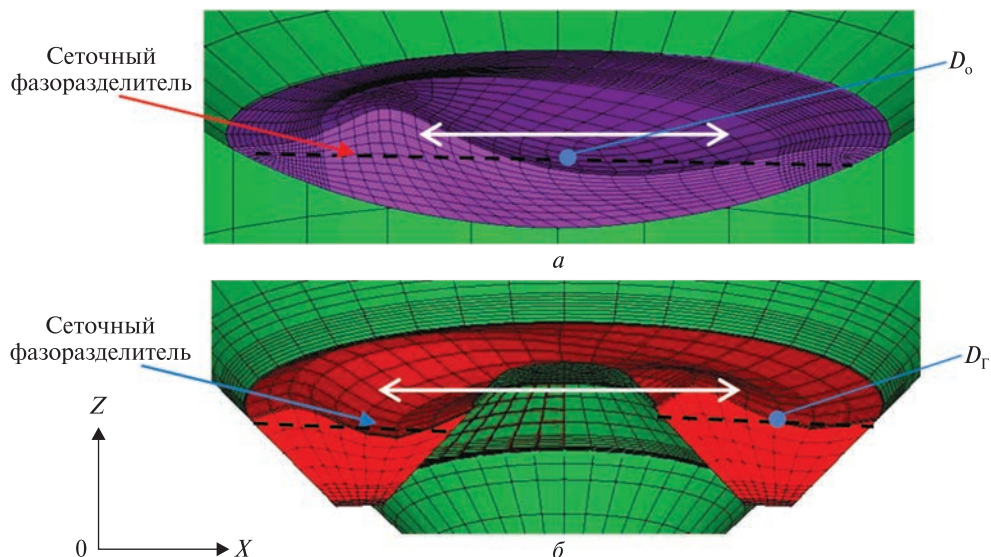


Рис. 2. Формы колебаний свободной поверхности жидкости: *a* — в баке окислителя космической ступени с частотой 0.142 Гц, *б* — в баке горючего космической ступени с частотой 0.22 Гц в продольном осевом сечении плоскостью XOZ , X, Y, Z — оси локальной системы координат, связанной с центром масс конструкции космической ступени, D_0 и $D_Г$ — расчетные точки

сивных участках полета РН (при действии силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космической ступени).

2. Определение параметров движения жидкости в баке на пассивных участках полета РН (после останова маршевого двигателя ступени). Количественный анализ свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в питающую магистраль маршевого ЖРД и их влияние на параметры запуска маршевого ЖРД.

3. Определение параметров динамических процессов в системе питания при запуске и останове маршевого ЖРД и оценка их влияния на эффективность функционирования внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива.

Целью работы является развитие подхода к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН в условиях микрогравитации на участках активного и пассивного полета, а также при многократных запусках-остановах маршевых двигателей, в том числе в периоды с минимальными уровнями заполнения баков.

Ниже приведены постановки вышеуказанных задач и результаты их решения применительно к разным маршевым ЖРД космических ступеней РН и их системам питания.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКЕ НА АКТИВНЫХ И ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Задача определения параметров колебаний свободной поверхности жидкого топлива в баке на активных (при работе маршевой ЖРД) и пассивных участках полета РН (при действии силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космической ступени перед повторными запусками маршевых ЖРД) подробно рассматривалась в работе [12].

Параметры собственных колебаний космической ступени с жидким топливом определялись средствами современных систем конечно-элементного анализа (САЕ-систем) [27] из решения линейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающей свободные

колебания космической ступени как консервативной системы, т. е. без учета диссипации энергии:

$$\mathbf{M} \frac{d^2}{dt^2}(\mathbf{U}) + \mathbf{K}\mathbf{U} = 0, \quad (1)$$

где \mathbf{M} — матрица масс, t — текущее время, \mathbf{U} — вектор перемещений, \mathbf{K} — матрица жесткости.

Взаимодействие упругой конструкции баков с соответствующей жидкой средой на смоченной поверхности их оболочек, а также движение свободной поверхности жидкости в объеме соответствующего бака учитывается введением граничных условий, определяемых, в том числе, формой поверхности бака.

Параметры вынужденных пространственных колебаний космической ступени также определялись средствами САЕ-систем [27] путем решения системы уравнений, описывающей вынужденные гармонические колебания динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливных баках — КА» с учетом сил сопротивления колебательному движению:

$$[\mathbf{M}] \frac{d^2}{dt^2}(\mathbf{U}) + [\mathbf{D}] \frac{d\mathbf{U}}{dt} + [\mathbf{K}]\mathbf{U} = \mathbf{F}, \quad (2)$$

где \mathbf{D} — матрица коэффициентов демпфирования, \mathbf{F} — вектор внешних сил, прикладываемых к конструкции ступени со стороны ЖРДУ.

При исследовании динамики космических ступеней наибольший практический интерес с точки зрения управления полетом ступени и обеспечения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива представляют величины обобщенных масс, характеризующих «степень участия» жидкости в колебательном движении ступени в доминирующем поперечном направлении.

На рис. 2 представлены расчетные формы колебаний свободной поверхности жидкости в баке окислителя и в баке горючего космической ступени [12].

Знание этих параметров позволяет выявить потенциально опасные режимы работы ЖРД, при которых, в частности, в результате вынужденных колебаний жидкого топлива в топливном баке ступени вследствие оголения сеточного фазоразделителя (на рис. 2 сеточный фазоразде-

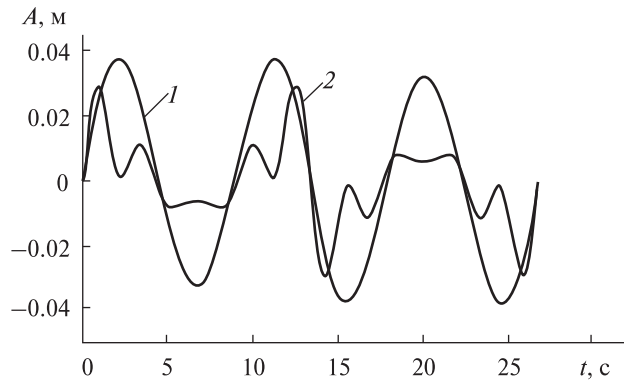


Рис. 3. Расчетные зависимости смещения свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в контрольных точках D_0 и D_r (кривые 1, 2 соответственно) свободной поверхности компонента топлива от времени

литель обозначен штриховой линией) свободные газовые включения могут проникнуть на вход в маршевый ЖРД. В условиях запуска ЖРД при малом уровне жидкости в баке большое содержание свободных газовых включений может привести к срыву работоспособности некоторых систем ЖРД как следствие кавитационного срыва насоса.

На рис. 3 для системы питания маршевого двигателя космической ступени РН (схема которой представлена на рис. 2) приведены зависимости смещения свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в расчетных точках D_0 и D_r (кривые 1, 2 соответственно) свободной поверхности компонента топлива от времени, построенные на основе численного решения системы уравнений (2) для расчетного уровня возмущений конструкции ступени от управляющих импульсов системы ориентации и стабилизации космической ступени, имеющих место на пассивных участках полета исследуемой космической ступени [12].

Результаты математического моделирования пространственных колебаний космической ступени служат для оценки величин «провалов» уровней свободных поверхностей жидкого топлива в баках ступени и определения запасов работоспособности Λ внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных режимах работы маршевого двига-

теля космической ступени:

$$\Lambda = \frac{H_{CFR}^E}{H_{CT}^{\max}},$$

где H_{CT}^{\max} — максимальная высота столба жидкости над сетчатым фазоразделителем (рассчитанная с учетом амплитуды колебаний поверхности компонентов топлива в топливном баке), $H_{CFR}^E = K_{пр} \cdot K_B \cdot H_{CT}^{уд}$ — динамическая удерживающая способность сетки фазоразделителя, характеризующая его ресурсы по подавлению кинетической энергии натекающего на нее компонента топлива со свободными газовыми включениями, $K_{пр}$ — коэффициент, учитывающий снижение динамической удерживающей способности, обусловленное движением компонента топлива вдоль сетчатого фазоразделителя вследствие полетных вибраций ступени, K_B — коэффициент, учитывающий влияние полетных вибраций, $H_{CT}^{уд}$ — статическая удерживающая способность сетчатого фазоразделителя, под которой понимается капиллярный перепад давлений в нем, соответствующий прорыву газовой фазы сквозь его ячейки.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЖИДКОСТИ В БАКЕ НА ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА РН (ПОСЛЕ ОСТАНОВА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ СТУПЕНИ)

Данные экспериментальных исследований, в частности [5], движения жидкого топлива в баке космических ступеней РН на пассивных участках полета (после останова маршевого двигателя ступени) свидетельствуют о том, что жидкое топливо в силу инерции отрывается от нижнего днища бака и перемещается к его верхнему днищу. Данное динамическое явление может привести к оголению сетки фазоразделителя и заборного устройства бака, привести к потерям топлива в капиллярном накопителе топливного бака, что может существенно осложнить запуск двигателя на пассивном участке полета космической ступени.

В развиваемом подходе проводится определение параметров движения жидкости в баке на пассивных участках полета.

При моделировании гидродинамических процессов в топливных баках системы питания маршевого двигателя использован метод конечных элементов и метод объёма жидкости (VOF), позволяющий учитывать сложную топологию течений и конструктивные особенности топливных баков и гидравлических трактов. Выполнение VOF-анализа проведено средствами современных систем конечно-элементного анализа (CAE-систем) [27]. Для описания движения относительно стенок бака границы раздела между газом и жидкостью, использован CSF-метод (непрерывной поверхностной силы [27]). Принимая во внимание, что баки космической ступени, как правило, симметричны относительно продольной оси, в качестве их геометрических моделей рассмотрены плоские сечения баков, симметричные относительно продольной оси ступени, и соответственно осесимметричное истечение компонентов топлива из них [15].

Разработанная модель, описывающая нестационарное течение несжимаемой жидкости с деформируемой свободной поверхностью в топливном баке, включает уравнения неразрывности, момента количества движения и уравнения движения свободной поверхности жидкости. Эти уравнения записаны относительно функции C , которая характеризует долю жидкости в расчетном объеме конечного элемента в конечно-элементной модели бака с жидкостью.

В общем виде уравнения можно представить в следующем виде [25]:

уравнение неразрывности

$$\nabla V = 0; \quad (3)$$

уравнение количества движения жидкости

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho a_z; \quad (4)$$

уравнение движения свободной поверхности жидкости

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0, \quad (5)$$

где ∇ — оператор Гамильтона, V — скорость движения жидкости, p , ρ , μ , F_s — соответственно давление, плотность, вязкость и сила поверхностного натяжения жидкости, a_z — продольное ускорение космической ступени РН.

Функция C в уравнении (5) 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 [27] сила поверхностного натяжения жидкости F_s определяется выражением

$$F_s = \sigma k \nabla C, \quad (6)$$

где k — средняя кривизна поверхности раздела сред «жидкость — газ» в расчетной точке, σ — коэффициент поверхностного натяжения, определяемый экспериментально для пары «жидкость — твердое тело».

Силы сопротивления движению и силы потери давления, неравномерно распределенные по объемам проточной части накопителей, сетчатого фазоразделителя, подсеточного пространства и заборных устройств в условиях сложной архитектуры внутрибакового пространства вносят определяющее влияние на формирующиеся поля скоростей и давлений жидкого топлива при его движении к заборному устройству бака в процессе запуска маршевого двигателя.

При математическом моделировании процесса опорожнения бака (см. систему уравнений (3)—(6)) для элементов «двумерная жидкость», применяемых для описания движения компонента топлива в накопителе через сетку фазоразделителя, в подсеточном пространстве бака и в проточной части заборного устройства использованы коэффициенты K локальных потерь давления, определяемые формулой

$$K = \frac{\Delta P}{\rho V^2 \Delta l},$$

где ΔP — потери давления жидкости в исследуемой области течения [8], V — установившаяся скорость движения жидкости, Δl — длина пути жидкости вдоль линии тока, на которой действует сила сопротивления движению жидкости.

Сила сопротивления движению жидкости в капиллярном накопителе рассчитывалась по формуле, полученной в работах [2, 11]:

$$F_{\text{форм}} = a_* \cdot 4 \sqrt{\frac{\rho \sigma^3}{a_z}} \cdot V \cdot \Pi,$$

где Π — периметр ячейки накопителя, a_* — эмпирический коэффициент [2].

Локальные потери давления на сетке сеточного фазоразделителя определялись коэффициентом ξ гидравлического сопротивления сетки, значение которого было получено экспериментально в работах [4, 19]:

$$\xi = \alpha + \beta / \text{Re},$$

где α, β — значения эмпирических коэффициентов, Re — число Рейнольдса.

В результате численных экспериментов [15] установлено, что ввиду неравномерного распределения локальных путевых потерь давления при движении жидкости на различных участках гидравлического тракта системы питания от свободной поверхности жидкости в баке до входа в топливную магистраль маршевого двигателя при определенных режимах запуска двигателя ступени в условиях микрогравитации может происходить прорыв некоторого объема газа наддува под заборные устройства баков и в топливные магистрали ЖРД.

2.1. Определение параметров движения жидкого топлива в топливном баке в условиях микрогравитации, реализуемых в «бросковой башне». Для верификации развитого подхода были использованы результаты экспериментального исследования движения жидкости в топливном баке — модели бака космической ступени «Centaur» — при его падении в специальной «бросковой башне», приведенные в работах [26, 28]. В качестве такого испытательного бака в эксперименте использовался цилиндрический бак из акрилового пластика (см. рис. 4), имею-

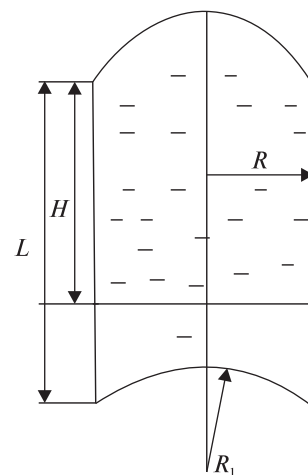


Рис. 4. Расчетная схема исследуемого вертикально расположенного цилиндрического бака: H — высота заливки жидкости ($H = 11.0$ см), L, R — длина и радиус цилиндрической оболочки бака ($L = 16.3$ см, $R = 5.5$ см, $R_1 = 5.8$ см) [26]

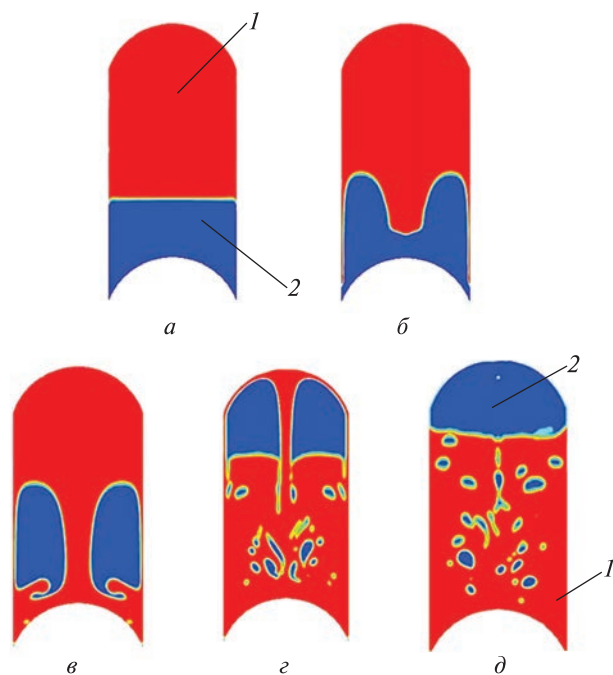


Рис. 5. Результаты численного моделирования границ сред «газ — жидкость» в баке (1 — жидкость, 2 — газ): а—д — события Т0—Т4 соответственно

ший сферическое верхнее днище и вогнутое вовнутрь сферическое нижнее днище. Внутрибаковые устройства для обеспечения сплошности в испытательные баки не устанавливались.

В качестве модельной жидкости применялась жидкость FC-78, имеющая коэффициент поверхностного натяжения $\sigma = 13.2$ мН/м, плотность $\rho = 1720$ кг/м³, вязкость $\mu = 8.2$ г/(м·с). Температура в баке полагалась постоянной и равной 20 °С.

Ускорение конструкции 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 согласно экспериментальным данным составляло 0.31 м/с². Численное моделирование движения жидкости в баке с учетом деформации свободной поверхности жидкости выполнялось в САЕ-системе (ANSYS) с помощью средств FLOTTRAN CFD и ANSYS FLUENT [27]. Деформация стенок бака в расчетах не учитывалась. Рис. 5 и 6 иллюстрируют процесс движения жидкого топлива в исследуемом баке в условиях микрогравитации, создаваемых в «бросковой» башне.

Для выполнения анализа движения жидкого топлива в баке в условиях микрогравитации рассматривался ряд ключевых событий, характеризующих этот процесс: событие Т0 — в результате останова двигателя вся жидкость поднялась к верхнему днищу бака, событие Т1 — жидкость достигла нижнего днища бака, Т2 — начало формирования «гейзера», Т3 — «гейзер» достиг верхнего днища бака, Т4 — верхнее днище бака полностью очищено от жидкости.

На рис. 5 показаны расчетные границы сред «газ — жидкость» в баке для каждого из событий Т0, Т1, Т2, Т3, Т4, а на рис. 6 показаны фотографии из эксперимента в «бросковой» башне модели топливного бака космической ступени «Centaur», соответствующие событиям Т0, Т1, Т2, Т3, Т4. Видно, что результаты моделирования качественно (в частности, по формам раздела сред «газ — жидкость») согласуются с результатами эксперимента.

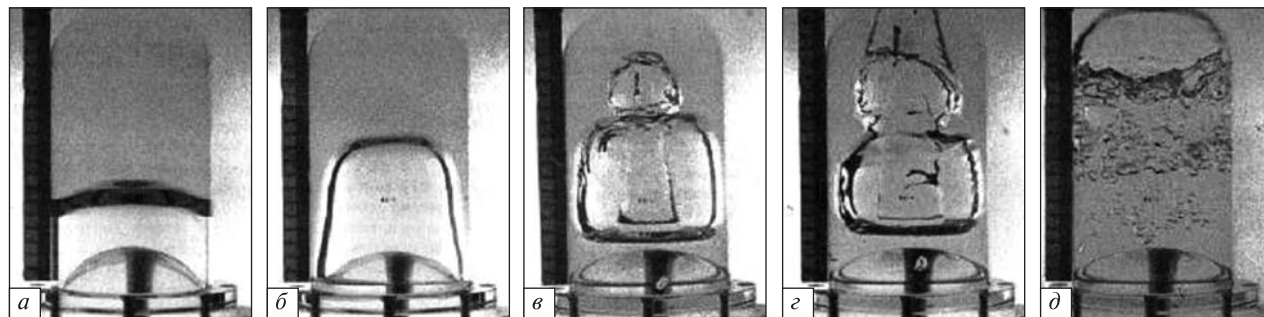


Рис. 6. Результаты эксперимента в бросковой башне модели топливного бака космической ступени «Centaur» [26]

Развитый подход позволяет также на основе математической модели (3)—(6) определить время осаждения жидкого топлива на нижнее днище бака — промежуток времени от момента, когда вся жидкость находилась у верхнего днища бака (рис. 6, *a*), до момента, когда жидкость, опускаясь к нижнему днищу бака, полностью покрывает заборное устройство бака (рис. 6, *в*). Согласно результатам численного моделирования начало формирования так называемого «гейзера» (см. рис. 5, *в* — результаты расчета, рис. 6, *в* — результаты эксперимента) соответствует моменту времени $t = 1.9$ с и характеризуется тем, что нижнее днище уже полностью покрыто жидкостью.

С помощью предложенного подхода 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 в тот момент, когда верхнее днище бака полностью «освобождено» от жидкости (событие T4, рис. 5, *д* — результаты расчета, рис. 6, *д* — результаты эксперимента), суммарный объем газовых пузырей в жидкости, расположенной в нижней части бака (т. е. от нижнего днища до уровня 8.9 см) составляет 0.0706 см^3 .

2.2. Определение параметров движения топлива в баках космической ступени жидкостной

РН с капиллярными накопителями и сетчатыми фазоразделителями. Проанализируем поведение объема свободного газа на входе в питающую магистраль маршевого ЖРД [7] и влияние свободных газовых включений в жидком топливе на параметры запуска маршевого ЖРД. Расчеты параметров движения топлива в баках космической ступени жидкостной РН с капиллярными накопителями и сетчатыми фазоразделителями, проведенные для малых уровней заполнения баков (т. е. применительно к условиям последнего пуска маршевого двигателя ступени), показали (рис. 7), что в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость опускания границы раздела газовой и жидкой сред достигается под капиллярными накопителями непосредственно над местами входа в заборное устройство, образуя «провалы» уровня жидкости. Из рис. 7 видно, что для исследуемого в работе [15] случая запуска маршевого ЖРД разрабатываемой космической ступени в условиях микрогравитации и малого уровня заполнения бака топливом в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость «опускания» границы раздела жидкой и газовой сред достигается под капиллярными накопителями — справа и слева от входа в заборное устройство с образованием «провалов» уровня жидкости поверхности раздела сред. При дальнейшем развитии процесса

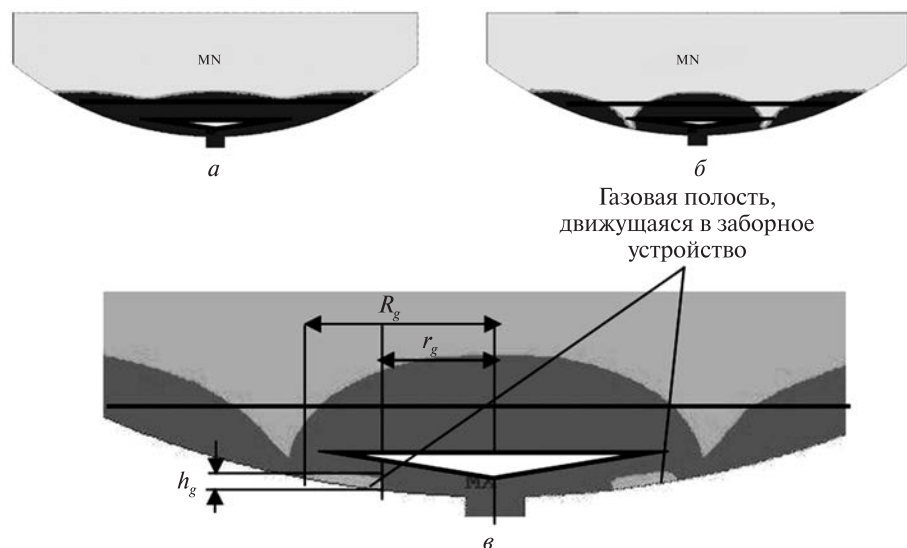


Рис. 7. Расчетные границы раздела фаз «жидкий компонент топлива — газ наддува» в процессе опорожнения бака окислителя космической ступени ракеты-носителя в случае запуска ЖРД при минимальном уровне заполнения бака окислителя в моменты времени: *a* — $t = 0.4$ с, *б* — $t = 0.87$ с, *в* — $t = 0.9$ с (отсчет от времени «срабатывания» отсечного клапана на входе в маршевый ЖРД)

на входном участке топливной магистрали может формироваться замкнутая газовая полость (рис. 7, *в*). На основе оценок геометрических размеров этой полости (R_g, r_g, h_g) можно определить параметры свободных газовых включений в питающей магистрали ЖРД: время «подхода» свободных газовых включений ко входу в двигатель и их объемный расход.

Полученные для различных режимов работы маршевых ЖРД космической ступени количественные оценки объемов свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в ЖРД являются одними из основных величин, используемых для заключения о надежности запуска двигателя без кавитационных срывов насосов и других нежелательных динамических явлений [8, 14].

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ЗАПУСКЕ И ОСТАНОВЕ МАРШЕВОГО ЖРД И ОЦЕНКА ИХ ВЛИЯНИЯ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ УСТРОЙСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ

Разработанный методический подход предполагает необходимость проведения численного математического моделирования переходных процессов (в том числе гидроудара) в питающих магистралях при остановах и запусках маршевого двигателя. В рассматриваемой постановке задачи он включает: математическое моделирование питающих магистралей как систем с распределенными параметрами; аппроксимацию частотных характеристик протяженных питающих магистралей конечными гидродинамическими элементами; численное математическое моделирование гидроудара в питающих магистралях при остановах и запусках двигателя [6, 7].

Математическое моделирование переходных процессов в питающих магистралях системы питания космической ступени при остановах и запусках маршевого двигателя проведено с учетом влияния следующих явлений и факторов: рассеяния энергии в жидкости; акустических явлений в магистралях, рассматриваемых как системы с распределенными параметрами; влияния податливости стенок магистрали и наличия сво-

бодных газовых включений на скорость звука в жидкости; специфических особенностей конфигурации питающей магистрали (разветвленности, наличия сосредоточенных элементов, специфических граничных условий на концах и т. п.); зависимости от времени площади проходного сечения отсечного клапана при останове двигателя.

Математическое описание низкочастотной динамики жидкости на участках питающей магистрали основывается на уравнении одномерного изотермического неустановившегося движения жидкости и уравнении неразрывности [20]:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{g \cdot F} \cdot \frac{\partial G}{\partial t} + \frac{k}{g \cdot F} \cdot G = 0, \\ \frac{\partial G}{\partial z} + \frac{g \cdot F}{c^2} \cdot \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (7)$$

где p , G — давление и весовой расход жидкости, t — время, z — координата оси трубопровода, F — площадь проходного сечения трубопровода, k — приведенный коэффициент линейного трения на единицу длины трубопровода, c — скорость звука в жидкости в трубопроводе, рассчитанная с учетом свободных газовых включений в компонентах топлива и упругости стенок трубопроводов.

Решение системы уравнений (7), описывающих динамику длинных питающих магистралей, проведено импедансным методом [14]. Результаты решения этой системы уравнений при математическом моделировании динамических процессов в магистралях при остановах и запусках двигателя использованы для построения математической модели с сосредоточенными параметрами в диапазоне частот от 0 до 50 Гц [6, 7, 21]. В данной модели использованы простейшие гидродинамические элементы, характеризующие их гидравлическое сопротивление a_i , инерционность J_i и сжимаемость C_i жидкости. При этом уравнения движения и неразрывности представлялись в виде [21]:

$$\begin{cases} \frac{dG_i}{dt} = (p_{i-1} - p_i + a_i G_i^2) / J_i, \\ \frac{dp_i}{dt} = (G_{i-1} - G_i) / C_i, \end{cases} \quad (8)$$

где p_{i-1} , p_i , G_{i-1} , G_i — давление и весовой расход жидкости на $(i-1)$ -м и i -м участках.

Тестирование представленного методического подхода к определению параметров переходных процессов в системе питания космической ступени при остановках и запусках ее маршевого двигателя было проведено с использованием результатов экспериментальных исследований процесса останова ее маршевого двигателя при испытаниях «на воде» для стендового варианта системы питания космической ступени.

При закрытии отсечного клапана в магистрали маршевого ЖРД при его останове может реализоваться гидроудар большой интенсивности. В частности, в исследуемой стендовой питающей магистрали маршевого двигателя экспериментальная величина давления жидкости вблизи отсечного клапана возросла до 19.8 кгс/см^2 (см. рис. 8, кривая 1). Результаты испытаний показали, что после первого интенсивного гидроудара в стендовой магистрали наблюдается быстро затухающий переходной процесс с формами колебаний жидкости, близкими к гармоническим, и с частотами колебаний, близкими к собственным. Наличие горизонтальных участков на кривой 1 после первого всплеска давления свидетельствует о «разрыве» столба жидкости в исследуемой магистрали маршевого двигателя.

На рис. 8 представлены также результаты расчетного определения параметров гидродинамических процессов в исследуемой системе питания космической ступени применительно к условиям стендовых экспериментальных исследований «на воде». Получено удовлетворительное согласование результатов этих расчетов (кривая 2) с экспериментальными данными (кривая 1) по амплитудам и частотам колебаний жидкости.

Таким образом, в результате численного моделирования процессов в системе питания маршевого двигателя космической ступени определены параметры «провалов» свободной поверхности жидкости и параметры движения свободных газовых включений в топливные магистрали двигателя, что позволяет выявить режимы полета, потенциально опасные для проникания свободных газовых включений через фазораздели-

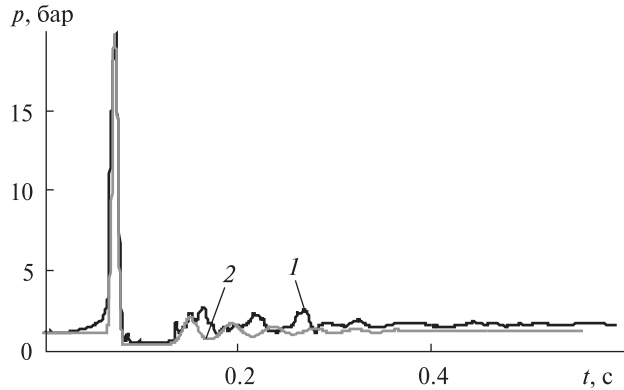


Рис. 8. Зависимость от времени давления перед отсечным клапаном в стендовой системе питания космической ступени после закрытия клапана применительно к условиям стендовых экспериментальных исследований «на воде»: 1 — экспериментальные данные [7], 2 — результаты расчета

тель на вход в маршевый ЖРД. Кроме того, полученные оценки «забросов» давления жидкости в различных элементах системы питания ЖРД (прежде всего в сечении крепления сеточных фазоразделителей) дают возможность судить о прочности их конструкций при максимальных гидравлических нагрузках.

ВЫВОДЫ

Развит методический подход к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН на участках активного и пассивного полета, в том числе при многократных запусках-остановах их маршевых двигателей. Разработанный подход позволяет учитывать особенности конструкции топливных баков; определять формы колебаний жидкого топлива в баках, геометрические характеристики и параметры движения свободной поверхности жидкости; определять запасы работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива при различных режимах функционирования двигательной установки, выявлять условия запуска маршевого двигателя, сопровождающиеся прониканием газа наддува в питающие магистрали маршевого ЖРД ступени; оценивать объемы свободных газовых включений, формирующих-

ся в питающих магистралях маршевого ЖРД; оценивать влияние свободных газовых включений на параметры запуска двигателя.

Использование разработанного научно-методического обеспечения для определения параметров гидродинамических процессов в системе питания маршевой ЖРД космической ступе-

ни позволяет формировать программы полета, обеспечивающие максимально полное использование бортовых запасов топлива, улучшить весовое совершенство ступени, сократить объем экспериментальной отработки систем питания космических ступеней РН и уменьшить затраты на ее проведение.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беляев Е. Н., Черваков В. В. *Математическое моделирование ЖРД*. Москва: МАИ-ПРИНТ, 2009. 280 с.
2. 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.
3. Галиев Ш. У., Борисевич В. К., Потаненко А. Н., Плиско-Виноградский А. Ф. Методика расчета нагрузки султана жидкости на крышку бака. *Проблемы прочности*. 1984. № 5. С. 47—52.
4. Давыдов С. А. Расчёт коэффициента проникновения затопленной струи жидкости через тканую металлическую сетку. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр.* 2004. Вип. V. С. 13—21.
5. Данные видеосъемки в баке окислителя II ступени РН Falcon после выключения маршевого двигателя. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=PPnCKK1isMI> (дата звернення 10.10.2019).
6. Долгополов С. И. Математическое моделирование динамики жидкости в протяженных трубопроводах с помощью гидродинамических элементов. *Техническая механика*. 2006. № 2. С. 114—120.
7. Долгополов С. И., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Смоленский Д. Э. Определение параметров гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при остановах и запусках маршевого двигателя. *Техническая механика*. 2015. № 2. С. 79—92.
8. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. *Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок*. Москва: Машиностроение, 1988. 352 с.
9. Лебединский Е. В., Калмыков Г. П., Мосолов С. В., Коротеев А. С. *Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование*. Москва: Машиностроение, 2008. 511 с.
10. Микишев Г. Н., Рабинович Б. И. *Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость*. Москва: Машиностроение, 1971. 564 с.
11. Микишев Г. Н., Чурилов Г. А. *Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах. Динамика КА и исследование космического пространства*. Москва: Машиностроение, 1986. С. 164—175.
12. Николаев А. Д., Башлий И. Д. Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения. *Техническая механика*. 2013. № 3. С. 10—20.
13. Перфильев Л. А., Подобедов Г. Г., Соколов Б. А. Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир». *Изв. РАН: Энергетика*. 2003. № 4. С. 44—50.
14. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. *Кавитационные колебания и динамика гидросистем*. Москва: Машиностроение, 1977. 352 с.
15. Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Башлий И. Д., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения баков. *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 3—13.
16. Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. и др. Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей. *Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр.* 2006. Вып. 2. С. 88—100.
17. Сердюк В. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва: Машиностроение, 2009. 504 с.
18. Системы пассивного управления положением топлива в баках. URL: <http://www.pmdtechnology.com/PMD%20Types.html> (дата звернення 10.10.2019).
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.* 2010. Вип. 10. С. 106—113.
20. Чарный И. А. *Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах*. Москва: Недра, 1975. 296 с.

21. Шевяков А. А., Калнин В. М., Науменкова Н. В., Дятлов В. Г. *Теория автоматического управления ракетными двигателями*. Москва: Машиностроение, 1978. 288 с.
22. 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.
23. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. *AIAA* 2011-6032 47th *AIAA/ASME/SAE/ASEE* Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July — 03 August 2011), San Diego, California (15 p.). URL: www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (дата звернення 10.10.2019).
24. 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.
25. Hirt C. W., Nichols B. D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *J. Computational Physics*. 1981. No. 39 (1). P. 201—225.
26. *Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks*. Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha, 2009. 22 p.
27. Kohnke P. *Ansys, Inc. Theory Manual* 001369, Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2001. 1266 p
28. 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). URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525> (дата звернення 10.10.2019).
29. The Bremen Drop Tower. URL: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html> (дата звернення 10.10.2019).
30. 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. **26**, No. 11. P. 114701-1—114701-4.

Стаття надійшла до редакції 10.10.2019

REFERENCES

1. Belyaev E. N., Chervakov V. V. (2009). *Mathematical modeling LRE*. Moscow: MAI-PRINT [in Russian].
2. Bloha I. D., Zavoloka A. N., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F. (2005). Influence of the launch vehicle upper stage longitudinal vibrations on the operability of continuity fuel components providing in-tank devices in the main engine feeding system. *Technical Mechanics*, No. 2, 65—74 [in Russian].
3. Galiev Sh. U., Borisevich V. K., Potanenko A. N., Plisko-Vinogradskiy A. F. (1984). Methodology for calculating the liquid sultan load on the tank bottom. *Strength problems*, No. 5, 47—52 [in Russian].
4. Davyidov S. A. (2004). Calculation of the permeability coefficient of a immersed liquid stream through a woven metal mesh. *System design and analysis of the characteristics of aerospace technology: Compilation sciences works*, No. V, 13—21 [in Russian].
5. Video in the LV Falcon II stage oxidizer tank after main engine shutdown. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=PPnCKK1isMI> (Last accessed 10.10.2019).
6. Dolgoplov S. I. (2006). Mathematical modeling of fluid dynamics in extended feedlines using hydrodynamic elements. *Technical Mechanics*, No. 2, 114—120. [in Russian].
7. Dolgoplov S. I., Zavoloka A. N., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F., Smolenskiy D. E. (2015). Calculating of the hydrodynamic processes parameters in the space stage feeding system during main engine shutdown and startup. *Technical Mechanics*, No. 2, 79—92. [in Russian].
8. Kozlov A. A., Novikov V. N., Solovov E. V. (1988). *Feeding and control systems for liquid rocket propulsion systems*. Moscow: Engineering [in Russian].
9. Lebedinskiy E. V., Kalmyikov G. P., Mosolov S. V., Koroteev A. S. (2008). *Working processes in a liquid rocket engine and their modeling*. Moscow: Engineering [in Russian].
10. Mikishev G. N., Rabinovich B. I. (1971). *Dynamics of thin-walled structures with compartments containing liquid*. Moscow: Engineering [in Russian].
11. Mikishev G. N., Churilov G. A. (1986). *Surface tension and wetting angle effect on fluid oscillations in vessels. Spacecraft dynamics and space exploration*. Moscow: Engineering [in Russian].
12. Nikolayev A. D., Bashliy I. D. (2013). Calculating of fuel oscillation parameters in launch vehicles space stages tanks before main engine multiple startup at low filling levels. *Technical Mechanics*, No. 3, 10—20 [in Russian].
13. Perfilev L. A., Podobedov G. G., Sokolov B. A. (2003). The study of hydromechanics in zero gravity on board the Mir orbital station. *News RAN: Energy*, No. 4, 44—50 [in Russian].
14. Pilipenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. (1977). *Cavitation vibrations and hydraulic systems dynamics*. Moscow: Engineering [in Russian].
15. Pilipenko O. V., Degtyarev A. V., Bashliy I. D., Zavoloka A. N., Kashanov A. E., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F. (2014). Calculation of the gas-liquid structures parameters forming in the fuel components at space stage main engine startup with low tank filling levels. *Technical Mechanics*, No. 4, 3—13 [in Russian].

16. Pilipenko O. V., Zvoloka A. N., Nikolaev A. D., Sviridenko N. F., et al. (2006). The internal tank devices operability for providing the fuel components continuity in the feeding system of launch vehicles space stages main propulsion system. *Aerogas dynamics: problems and prospects: collection scientific papers*, No. 2, 88—100 [in Russian].
17. Serdyuk V. (2009). *Launch vehicles spacecraft design*. Moscow: Engineering [in Russian].
18. A passive Propellant. Management Device (PMD). PMD Technology. URL: <http://www.pmdtechnology.com/PMD Types.html> (Last accessed 10.10.2019).
19. Sichevoy A. V., Davydov S. A., Gorelova K. V. (2010). The dynamic loading coefficient of mesh devices providing fuel continuity. *System design and characteristics analysis of the aerospace technology: collection scientific papers*, No. X, 106—113 [in Russian].
20. Charnyy I. A. (1975). *Unsteady flow of real fluid in pipes*. Moscow: Nedra [in Russian].
21. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. (1978). *The theory of rocket engines automatic control*. Moscow: Engineering [in Russian].
22. Behruzi Ph., Michaelis M., Khimeche G. (2006). 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.
23. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. (2011). Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. *AIAA 2011-6032 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (31 July — 03 August 2011), San Diego, California (15 p.). URL: www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (Last accessed 10.10.2019).
24. Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P. (1992). Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests. *AIAA 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. P. 92—3611.
25. Hirt C. W., Nichols B. D. (1981). Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *J. Computational Physics*, No. 39 (1), 201—225.
26. Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks (2009). Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha, 22 p.
27. Kohnke P. (2001). *Ansys, Inc. Theory Manual 001369*, Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc., 1266 p.
28. Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F. (1973). Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank (NASA TN D-7168, 1973). URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525> (Last accessed 10.10.2019).
29. The Bremen Drop Tower. URL: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html> (Last accessed 10.10.2019).
30. Zhang-Guo LI, Qiu-Sheng LIU, Rong LIU, Wei HU, Xin-Yu DENG. (2009). Influence of Rayleigh—Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment. *Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd*, **26**, No. 11, 114701-1—114701-4.

Received 10.10.2019

О. В. Пилипенко

член-кор. НАН України, д-р техн. наук, проф.,

orcid.org/0000-0002-7583-4072,

E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

О. Д. Николаев

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0003-0163-0891

І. Д. Башилий

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0003-0594-9461

С. І. Долгополов

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0001-6346-3203

Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України,

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У СИСТЕМІ ЖИВЛЕННЯ МАРШОВОГО ДВИГУНА КОСМІЧНИХ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ НА АКТИВНИХ ТА ПАСИВНИХ ДІЛЯНКАХ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

Розвинуто підхід до оцінки працездатності системи живлення рідинних двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв в умовах мікрогравітації на ділянках активного та пасивного польоту, а також при багаторазових запусках-зупинках маршових двигунів, зокрема у періоди з мінімальними рівнями заповнення баків. Розвинутий підхід базується на методі скінченних елементів, на методі об'єму рідини, 3D-технологіях комп'ютерного аналізу (CAE-систем)

і на імпедансному методі. В рамках розвинутого підходу на основі математичного моделювання динамічних процесів у системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна для активної та пасивної ділянки польоту космічного ступеня визначаються параметри руху і форми вільної поверхні компонентів палива у баку, параметри вільних газових включень, що формуються, ефективність внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива при «штатному» функціонуванні двигунної установки космічного ступеня, параметри перехідних процесів у системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна при його запуску-зупинці, розрахункові амплітуди і частоти коливань системи живлення космічного ступеня.

Отримані в результаті моделювання значення параметрів руху рідини і границі розділу середовищ «газ — рідина» узгоджуються з експериментальними даними, отриманими в умовах руху експериментального зразка паливного бака космічного ступеня «Centaur» в «кидальній вежі». Показано, що параметри перехідних процесів в системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна космічного ступеня задовільно узгоджуються з експериментальними даними «холодних» тестових випробувань системи живлення рідинного ракетного двигуна на воді.

Використання розвинутого підходу дозволить скоротити обсяг експериментального відпрацювання нових і модернізованих космічних ступенів ракет-носіїв.

Ключові слова: маршовий рідинний ракетний двигун, багаторазовий запуск, система живлення, пристрій забезпечення суцільності, мікрогравітація.

O. V. Pylypenko

Corresponding member of NASU, Dr. Sci. in Tech., Professor,

orcid.org/0000-0002-7583-4072,

E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

A. D. Nikolaev

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0003-0163-0891

I. D. Bashliy

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0003-0594-9461

S. I. Dolgoplov

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0001-6346-3203

Institute of technical mechanics of NASU and SSAU,
15, Leshko-Popel Str., Dnipro, Ukraine, 49005

MATHEMATICAL MODELING OF DYNAMIC PROCESSES IN FEEDING SYSTEM OF SPACE STAGE MAIN ENGINE OF LAUNCH VEHICLE AT ACTIVE AND PASSIVE FLIGHT

An approach is developed for operability diagnostic of liquid propulsion feeding system of launch vehicle space stages in microgravity conditions in active and passive flight, including multiple start-ups of main engines with minimal levels of tank filling. The approach is based on the method of finite elements, liquid volume method (VOF), technologies of 3D-computer analysis (CAE-systems), and impedance method. As a part of the proposed approach based on mathematical modeling of dynamic processes in the stage propulsion feeding system in microgravity conditions, the slosh motion parameters of the «gas — liquid» interface in propellant tanks are determined together with the free gas bubbles' parameters. At the same time, the effectiveness of the propellant management device is evaluated during stage propulsion system operation. Along the way, the parameters of transient processes in the propulsion feeding system of main engines are calculated during its multiple start-ups and shutdowns, and amplitudes and frequencies of propulsion feeding system are determined.

The computed fluid motion parameters and the liquid propellant-free surface shapes showed a good agreement with data obtained in test studies of the motion of the experimental model of the «Centaur» upper stage propellant tank in a «drop tower». The transient process parameters of the space stage feed system showed satisfactory agreement with experimental data obtained in water testing.

The developed approach will reduce the amount of testing of developed and upgraded launch vehicle space stages.

Keywords: main engine, multiple engine start-ups, feeding system, propellant management device (PMD), microgravity.