

О. В. ПИЛИПЕНКО, А. В. ДЕГТЯРЕВ, А. Н. ЗАВОЛОКА, А. Э. КАШАНОВ, А. Д. НИКОЛАЕВ,
Н. Ф. СВИРИДЕНКО, И. Д. БАШЛИЙ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОЖИДКОСТНЫХ СТРУКТУР, ФОРМИРУЮЩИХСЯ В КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА ПРИ ЗАПУСКЕ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНИ С МАЛЫМИ УРОВНЯМИ ЗАПОЛНЕНИЯ ЕЕ БАКОВ

Разработано научно-методическое обеспечение для определения параметров движения жидких компонентов топлива в баках космической ступени ракеты-носителя при запуске ее маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) в условиях микрогравитации и малых уровнях заполнения топливных баков. Актуальность задачи обусловлена возможностью формирования в процессе запуска ЖРД значительных гидродинамических «провалов» на поверхностях раздела фаз «компонент топлива – газ наддува» и проникания газа наддува на вход в ЖРД в количествах, недопустимых с точки зрения устойчивости запуска. Предложенное обеспечение основано на методе конечных элементов и методе объема жидкости, а также на использовании технологии компьютерного анализа (CAE системы). Оно позволяет с учетом особенностей архитектуры внутрибаковых пространств определять: формы, геометрические характеристики и параметры движения свободной поверхности жидкости в условиях динамического нагружения космической ступени от работающих исполнительных органов системы ориентации и стабилизации в пассивном полете; выявлять режимы запуска, сопровождающиеся прониканием газа наддува в топливные магистрали ЖРД; оценивать параметры формирующихся свободных газовых включений и их влияние на устойчивость запуска двигателя; определять минимальные объемы компонентов топлива в баках ступени, при которых обеспечивается максимальная полнота их использования при «штатном» функционировании двигательной установки космической ступени на этапах ее полета с многократными запусками маршевого ЖРД. Использование предлагаемого обеспечения создает предпосылки для сокращения объема экспериментальной отработки модернизируемых и вновь создаваемых космических ступеней ракет-носителей и уменьшения затрат на проведение этих работ.

Розроблено науково-методичне забезпечення для визначення параметрів руху рідких компонентів палива в баках космічного ступеня ракети-носія при запуску її маршового рідинного ракетного двигуна (РРД) в умовах мікрогравітації і малих рівнях заповнення паливних баків. Актуальність задачі обумовлена можливістю формування в процесі запуску РРД значних гідродинамічних «провалів» на поверхнях розділу фаз «компонент палива – газ наддуву» і проникання газу наддуву на вхід в РРД у кількостях, неприпустимих з точки зору стійкості запуску. Запропоноване забезпечення ґрунтується на методі скінченних елементів, методі об'єму рідини і використанні технології комп'ютерного аналізу (CAE системи). Воно дозволяє з урахуванням особливостей архітектури внутрішньобакових просторів визначати: форми, геометричні характеристики і параметри руху вільної поверхні рідини в умовах динамічного навантаження космічного ступеня від працюючих виконавчих органів системи орієнтації та стабілізації у пасивному польоті; виявляти режими запуску, що супроводжуються проникненням газу наддуву в паливні магистралі РРД; оцінювати параметри вільних газових включень, що формуються, та їх вплив на стійкість запуску двигуна; визначати мінімальні об'єми компонентів палива у баках ступеня, що забезпечують максимальну повноту їх використання при «штатному» функціонуванні рухової установки космічного ступеня на етапах його польоту з багаторазовими запусками маршового РРД. Використання запропонованого забезпечення створює передумови для скорочення обсягу експериментального відпрацювання модернізованих і новостворюваних космічних ступенів ракет-носіїв і зменшення витрат на проведення цих робіт.

The scientific and methodical support for the determination of the motion parameters of the liquid-propellant components in the tanks of the launch vehicle space stage when starting its cruise liquid rocket engine (LRE) under microgravity conditions and low filling its tanks has been developed. The urgency of the problem is due to the possibility of forming significant hydrodynamic "failures" at the interface of phases of "propellant component and the pressurization gas" in starting the LRE and the penetration of the fuel-tank pressurization gas into the LRE entrance in volumes, which may well be intolerable from the point of view of the starting stability. The proposed software is based on the finite element method and the method of the liquid volume as well as the Computer-Aided Engineering technology (CAE systems). Taking into account the structural features of the intratank space, it allows: to define the forms, geometric characteristics and the motion parameters of the free liquid surface under dynamic loading the space stage by the operating actuating devices of the attitude control/stabilization system in the passive flight; to identify starting regimes accompanied by the penetration of the pressurization gas in the LRE fuel lines; to evaluate parameters of emerging free gas inclusions and their influences on the stability of the engine start; to determine the minimum volume of the fuel components in the tanks of the stage, which provides their maximum use in "normal" operation of propulsion of the space stage during its flight with multiple starts of the cruise LRE. The proposed software creates the prerequisites for reducing experimental testing of upgraded and newly created space launch vehicle stages and cutting the costs of these works.

© О. В. Пилипенко, А. В. Дегтярев, А. Н. Заволока, А. Э. Кашанов,
А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко, И. Д. Башлий, 2014

Ключевые слова: *Космическая ступень, топливный бак, компонент топлива, уровень заполнения, маршевый двигатель, микрогравитация, запуск, свободные газовые включения.*

Введение и постановка задачи. Интенсивный рост спроса на объем и содержательность информационной продукции космической отрасли предопределяет необходимость качественного совершенствования и количественного наращивания систем космических аппаратов (КА), предназначенных для решения широкого спектра научно-технических, экологических, хозяйственных и других задач. При этом ввиду сформировавшейся тенденции к миниатюризации КА и ужесточению требований к допустимым уровням негативных экологических последствий, сопутствующих запускам ракет-носителей (РН), усилия разработчиков средств выведения в последнее время сосредоточились, преимущественно, на создании многоцелевых космических ступеней (КС).

Их характерными особенностями являются [1]:

– возможность надежного осуществления многократных запусков маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на различных участках полета;

– обеспечение максимально полного использования бортовых запасов компонентов топлива (КТ), находящихся на борту КС.

Указанные особенности позволяют существенно расширить диапазон решаемых в полете КС задач как по составу выводимых РН космических аппаратов, так и по программам их полета, однако определяют повышенный уровень требований к конструктивному исполнению и функциональным характеристикам топливного отсека (ТО) ступени.

Топливные баки (ТБ), образующие ТО космической ступени, представляют собой емкости сложной пространственной конфигурации с тонкими и гладкими стенками, находящиеся под внутренним давлением газа наддува. Их характерным конструктивным признаком является наличие внутрибаковых устройств обеспечения сплошности (УОС) компонентов топлива на выходе из ТБ. Указанные устройства состоят из сеточного фазоразделителя (СФР) и буферного накопителя (БН), обеспечивающего устойчивость процесса подачи КТ к маршевому ЖРД в течение времени его осаждения в ТБ и "очистки" от пузырей под действием предпусковой перегрузки [2].

Движение жидких КТ в баках ТО космических ступеней РН в периоды времени, предшествующие запуску ЖРД, существенно отличается от их гидродинамического поведения в сильных гравитационных полях, т. к. происходит в условиях практической невесомости, которые характеризуются преобладанием слабых межмолекулярных сил. Кроме того, существенное влияние на характер протекающих в ТБ гидродинамических процессов оказывают силовые факторы, обусловленные работой двигателей системы управления ориентацией и стабилизации ступени, которые инициируют возникновение и развитие разнообразных движений жидких КТ (плесканий, вращений, колебаний, искривлений свободной поверхности) [3]. Следствием этого может быть нарушение сплошности КТ (особенно при малых уровнях заполнения баков), проникание свободных газовых включений (СГВ) в питающие магистрали двигателя и, как следствие, срыв штатного режима запуска маршевого ЖРД. В этой связи необходимо отметить, что наличие в

КТ ~ 1 % свободных газовых включений приводит к снижению коэффициента быстроходности насосов ЖРД на ~13 %, а их критическое содержание, приводящее к срыву работы насосов, составляет ~3 – 5 % [4].

В работах [5, 6] исследовано влияние условий полета КС и полетных нагрузок на развитие колебательных процессов в КТ и работоспособность устройств обеспечения сплошности КТ в части предотвращения проникания СГВ в топливные магистрали ЖРД на различных этапах полета космической ступени РН при уровнях заполнения баков ТБ, превышающих уровень установки СФР.

В то же время при запусках ЖРД ступени в условиях микрогравитации, когда свободная поверхность КТ находится под СФР и полностью исчерпаны резервы КТ, находившиеся в буферном накопителе, создаются условия для "проникания" газа наддува на вход ЖРД. Это происходит вследствие искривления поверхности КТ, образования на ней гидродинамических "провалов" и опускания их уровней в процессе истечения вплоть до заборного устройства бака с последующим прониканием газа наддува на вход в питающую магистраль ЖРД в количестве, недопустимом с точки зрения его устойчивой работы ЖРД.

Методическое обеспечение, позволяющее выявлять такие критические режимы истечения жидкого топлива из баков ступени и получать количественные данные о содержании свободного газа и параметрах СГВ в топливных магистралях при запуске маршевого ЖРД, в настоящее время отсутствует. При этом возможности экспериментальной отработки вышеуказанных внутрибаковых процессов с моделированием условий микрогравитации крайне ограничены [3, 7].

В связи с этим целью настоящей статьи является разработка научно-методической базы для численного определения минимально допустимых уровней КТ в ТБ космической ступени, при которых обеспечивается устойчивый запуск маршевого ЖРД и максимальная полнота использования бортовых запасов КТ для заданных условий полета ступени с учетом особенностей конструктивного исполнения топливного бака и внутрибаковых УОС.

Достижение поставленной цели предопределяет необходимость последовательного решения ряда задач:

- определения параметров колебаний конструкции КС и компонентов топлива в ее баках под действием силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации КС перед повторными запусками маршевых ЖРД;

- определения параметров СФР, обеспечивающих гарантированное предотвращение возможности проникания газа наддува в подсеточное пространство внутрибаковых УОС на пассивных участках полета;

- численного моделирования процесса истечения КТ из бака;

- определения объема газа наддува в случае его "прорыва" через заборное устройство бака в топливные магистрали ЖРД и параметров движения образующихся свободных газовых включений;

- разработки рациональных решений по конструктивно-компоновочному исполнению внутрибаковых устройств с целью обеспечения максимальной степени использования бортовых запасов КТ при выполнении программы полета космической ступени.

Определение параметров колебаний конструкции КС и компонентов топлива в баках перед запусками маршевого ЖРД. Методика численного определения параметров пространственных колебаний космической ступени как сложной оболочечной конструкции с жидким наполнением ТБ, учитывающая динамическое взаимодействие компонентов топлива в баках и основанная на использовании метода конечных элементов и средств компьютерного анализа (САЕ систем) [8, 9] приведена в [10, 11].

Методика позволяет учитывать:

- условия, определяющие характер и особенности силовых связей топливного бака с конструкцией ступени;
- условия совместности деформаций сопряженных поверхностей жидкой и твердой сред с учетом скольжения жидкости относительно стенок бака;
- граничные условия, определяющие свободную поверхность жидкости, действие массовых сил и давления наддува на компоненты топлива в баке.

Так как силы поверхностного натяжения жидкости при полете ступени перед повторными запусками ее маршевого ЖРД существенно (более чем в 100 раз) меньше сил гравитации, то колебания топлива в баках будут носить стационарный характер, т. е. поведение КТ будет стабильным и предсказуемым при действующих на ступень возмущениях по каналам ориентации. Эти возмущения представляются в виде рядов Фурье с удовлетворительным согласованием исходных и гармонически линеаризованных зависимостей изменения программных углов ориентации ступени во времени путем задания соответствующего количества членов разложения.

Определение параметров колебательного движения КТ в баках ступени в такой постановке отвечает реальным условиям динамического взаимодействия конструкций топливных баков и их жидкого наполнения перед повторными запусками маршевого ЖРД в условиях микрогравитации.

Оценка параметров колебательного движения жидкого топлива предварительно проводится с целью установления характера движения его свободной поверхности при известных характеристиках возмущений конструкции топливного отсека от исполнительных органов системы ориентации движением КС на основе методики [11].

Использование средств компьютерного проектирования и инженерного анализа (CAD/CAE систем – Computer-aided design/Computer Aided Engineering System [8, 9]) для исследований колебаний баков, частично заполненных жидкостью, существенно сокращает объем вычислительных работ при выполнении таких исследований, позволяет провести моделирование при довольно сложных конфигурациях топливных баков КС. Исходя из изложенного, в настоящей работе численное определение параметров колебаний жидкого топлива в баках космической ступени РН для вышеуказанных условий запусков маршевого двигателя ступени проводилось при помощи возможностей указанных систем.

Определение параметров СФР внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива для гарантированного предотвращения проникания газа наддува в подсеточное пространство при работе системы ориентации и стабилизации космической ступени. Как отмечалось выше, на пассивных участках полета КС перед запусками маршевого ЖРД развиваются колебательные процессы жидких компонентов топлива, обусловленные работой исполнительных органов (двигателей малой тяги) системы

ориентации и стабилизации КС, при которых вследствие различного рода течений жидкости (как натекающих на поверхность СФР, так и движущихся вдоль неё) удерживающая способность сетки снижается.

Динамическая удерживающая способность сетки СФР определяется соотношением

$$H_{\text{НОД}}^{\text{дд}} = H_{\text{НО}}^{\text{ст}} / K_{\text{ид}} \cdot K_{\text{д}}, \quad (1)$$

где $K_{\text{д}}$ – коэффициент, учитывающий снижение динамической удерживающей способности СФР вследствие полетных вибраций ступени [2]; $K_{\text{ид}}$ – коэффициент, определяющий снижение динамической удерживающей способности СФР вследствие течения компонента топлива вдоль ее поверхности [12, 13]; $H_{\text{НО}}^{\text{ст}}$ – статическая удерживающая способность сетки.

Под статической удерживающей способностью сетки понимается капиллярный перепад давлений на ней, при котором начинается прорыв газовой фазы сквозь её ячейки. При ее определении необходимо учитывать амплитуду вертикальных колебаний жидкости.

Коэффициент, учитывающий снижение удерживающей способности сетки, обусловленное течением жидкости вдоль поверхности СФР, определяется с точностью от 10 до 15 % при помощи соотношения [12, 13], которое, с учётом геометрических характеристик сетки, имеет вид

$$K_{\text{ид}} = 0,086 \left(\frac{U \cdot d_c}{\nu} \right)^{-0,375} \cdot \left(\frac{\sigma \cdot d_c}{\rho \cdot \nu^2} \right)^{0,326}, \quad (2)$$

где U – скорость движения жидкости вдоль сетки СФР, определяемая параметрами колебательного движения поверхности компонентов топлива; d_c – гидравлический диаметр ячейки сетки СФР; ν , ρ , σ – кинематическая вязкость, плотность и коэффициент поверхностного натяжения жидкости соответственно.

Выражения (1) и (2) позволяют определить геометрические параметры сетки СФР, обеспечивающие необходимый запас ее работоспособности Λ по предотвращению возможности проникания в подсеточное пространство свободных газовых включений, из соотношения

$$\Lambda = \frac{H_{\text{НОД}}^{\text{дд}}}{I_{\text{НО}}}. \quad (3)$$

Численное моделирование процесса истечения жидких КТ из баков космической ступени. Математическое моделирование динамических процессов в баках, частично заполненных жидкостью, целесообразно проводить с использованием метода конечных элементов, что позволяет учесть конструктивные особенности баков, сложные гидродинамические процессы в жидких КТ с учетом их взаимодействия с упругими стенками баков.

В последние годы разработан ряд численных методов моделирования движения жидкости со свободной поверхностью. При разработке представленного ниже методического обеспечения использован метод объёма жидко-

сти (VOF) [14], позволяющий учитывать сложную топологию течений. При его численной реализации используется конечно-элементное разбиение рассматриваемого объема жидкости в топливном баке, которое является стационарным или движется согласно изменяющейся форме свободной поверхности.

Для упрощения решения задачи течение жидкости в баке КС целесообразно представить осесимметричным. В этом случае при разработке геометрической модели конструкции исследуемого бака ступени, имеющего некоторую конструктивную асимметрию, должен быть применен подход с построением сечения, симметричного относительно продольной оси ступени и эквивалентного по объему и распределению масс исследуемому баку космической ступени.

Осесимметрическая модель для описания течения невозмущенной несжимаемой жидкости с деформацией свободной поверхности включает уравнения неразрывности, момента количества движения и уравнения для определения функции \tilde{N} в методе VOF. Непрерывная функция \tilde{N} является интегралом характеристических функций жидкости в расчетном объеме конечного элемента (при отсутствии в конечном элементе жидкости функция \tilde{N} равна нулю, при полном заполнении жидкостью конечного элемента $\tilde{N}=1$, для промежуточных состояний $0 < \tilde{N} < 1$). Тогда расчетная система уравнений для описания течения жидкости с деформацией свободной поверхности имеет вид:

$$\nabla V = 0, \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho a_g, \quad (5)$$

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0, \quad (6)$$

где V – скорость движения жидкости, p , ρ , μ – давление, плотность и вязкость жидкости соответственно; a_g – продольное ускорение ступени; F_s – сила поверхностного натяжения жидкости.

При описании движения границы фаз "жидкость – газ" используется метод непрерывной поверхностной силы – CSF-метод [14]. В контексте VOF-метода сила поверхностного натяжения жидкости F_s определяется выражением

$$F_s = \sigma k \nabla C, \quad (7)$$

где k – величина средней кривизны в расчетной точке поверхности раздела фаз "жидкость – газ".

Выполнение VOF анализа в указанной CAE системе проводится средствами программной среды FLOTRAN CFD (Computational Fluid Dynamics) [9].

При математическом моделировании процесса опорожнения бака для элементов «двумерная жидкость», используемых при описании движения компонента топлива в накопителе, через сетку СФР, в подсеточном про-

странстве бака и в проточной части заборного устройства, вводятся коэффициенты локальных потерь давления, которые определяются соотношением:

$$K = \frac{\Delta P}{\rho V^2 \Delta l}, \quad (8)$$

где ΔP – потери давления жидкости в исследуемой области течения; V – установившаяся скорость движения жидкости; Δl – длина пути жидкости вдоль линии тока, на котором действует сила сопротивления движению жидкости.

Для элементов жидкости, находящихся в накопителях, локальные потери давления рассчитаны по соотношениям [9], связывающим силу сопротивления движения жидкости и площадь ячеек:

$$\Delta P = F_{\text{морм}} / S, \quad (9)$$

где S – площадь ячейки накопителя.

Сила сопротивления движению жидкости определена по формуле [15]

$$F_{\text{оид}} = 0,182 \cdot 4 \sqrt{\frac{\rho \sigma^3}{a_g}} \cdot V \cdot \Pi, \quad (10)$$

где Π – периметр ячейки накопителя.

Локальные потери давления на сетке СФР определяются коэффициентом ее гидравлического сопротивления [12, 13]

$$\xi = \alpha + \beta / \text{Re}, \quad (11)$$

где α , β – значения эмпирических коэффициентов.

Указанные выше силы сопротивления движению и потери давления неравномерно распределены по объемам проточной части накопителей, СФР, подсеточного пространства и заборных устройств. Вследствие этого они формируют во внутрибаковом пространстве неоднородные поля скоростей и давлений жидкого топлива при его движении в питающую магистраль ЖРД. Существенным фактором, влияющим на характер движения границы раздела фаз "газ – жидкость" в баке КС, является конфигурация внутрибакового пространства и указанных устройств. В условиях микрогравитации вследствие относительной малости массовых сил (вследствие движения КС с малым ускорением) в процессе запуска маршевого ЖРД может иметь место "прорыв" газа наддува в топливную магистраль маршевого ЖРД как следствие неравномерности распределения локальных путевых потерь давления жидкого топлива и скорости движения жидкого топлива на отдельных участках пути от границы раздела фаз "газ – жидкость" до входа в магистраль ЖРД.

Определение объема газа наддува в случае его "прорыва" через заборные устройства баков в топливные магистрали ЖРД и параметров движения образующихся свободных газовых включений. Объем газовой полости, формирующийся на входном участке топливной магистрали маршевого ЖРД ступени, определяется ее формой и геометрическими характеристиками.

При оценке влияния указанных полостей на устойчивость процесса запуска маршевого ЖРД следует принимать во внимание, что эти полости не могут существовать как целостные объемы в процессе своего движения, т. к. их геометрические размеры существенно превышают критический диаметр эквивалентного газового пузыря, определяемый выражением [16]

$$d_{\text{эо}} = \left(\frac{24}{\tilde{n}_f} \right)^{1/3} \frac{\sigma}{V_f^2 (\rho^2 \cdot \rho_{\bar{A}})^{1/3}}, \quad (12),$$

где c_f – коэффициент сопротивления движению пузыря; V_f – скорость обтекания газового пузыря жидкостью; $\rho_{\bar{A}}$ – плотность газа наддува.

Для сильно деформированного пузыря $c_f = 2,6$ [16].

Принимая во внимание, что коллективная (групповая) скорость всплытия пузырей в поле массовых сил определяется соотношением [17]

$$V = 1,54 \sqrt{\frac{\sigma \cdot a_g}{\rho}} \cdot \Psi, \quad (13)$$

где Ψ – фактор взаимодействия пузырей, который в области изменения газо-содержания жидкости от 0,05 до 0,7 не зависит от расхода фаз и определяется формулой

$$\Psi = 1,4 \left(\frac{\rho}{\rho_{\bar{A}}} \right)^{0,2} \cdot \left(1 - \frac{\rho_{\bar{A}}}{\rho} \right)^5. \quad (14)$$

Скорость обтекания пузырей, на которые будет распадаться газовая полость в топливные магистрали маршевого ЖРД, определяется соотношением

$$V_n = V_{\text{эо}} - V, \quad (15)$$

где $V_{\text{эо}}$ – скорость движения КТ в топливной магистрали.

Таким образом, из (12) – (15) следует, что вследствие группового взаимодействия пузырей в процессе их всплытия в поле массовых сил, обусловленных продольным ускорением ступени в процессе запуска маршевого ЖРД в условиях микрогравитации, они будут двигаться с отставанием от потока КТ в топливных магистралях и подойдут на вход в двигатель с задержкой по времени

$$\Delta\tau = l_{\text{т.м.}} / (V_{\text{кт}} - V), \quad (16)$$

где $l_{\text{т.м.}}$ – длина топливной магистрали.

Пример расчета процесса опорожнения бака космической ступени в процессе запуска маршевого ЖРД при выведении на рабочую орбиту КА массой 1000 кг. Расчеты процесса опорожнения бака космической ступени РН при запуске маршевого ЖРД основывались на математической модели, разработанной при помощи компьютерных средств конечно-элементного моделирования и анализа. Для построения математической модели процесса опорожнения бака и выполнения расчетов параметров этого процесса проведена

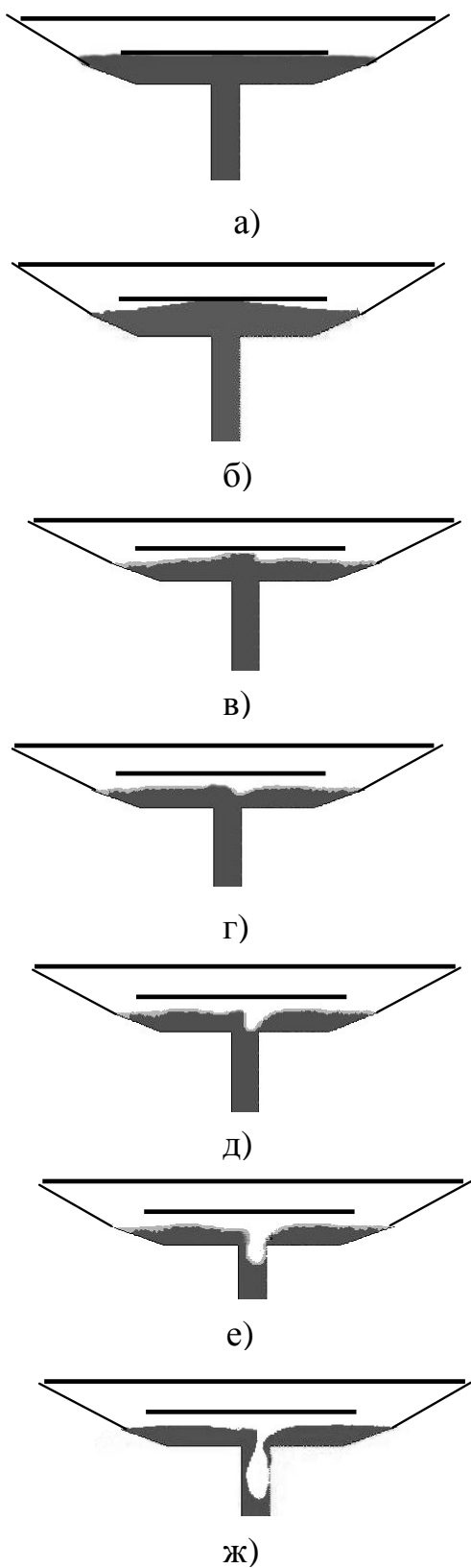


Рис. 1

дискретизация жидкого наполнения конечными элементами «двумерная жидкость». Определение параметров движения свободной поверхности жидкости (границы раздела фаз) при опорожнении бака проведено для условий пассивного участка полета ступени РН в период перед запуском маршевого ЖРД. В качестве исходных данных использованы: геометрические параметры бака РН и его внутрибаковых устройств; минимальный уровень заполнения бака (расположенный ниже уровня установки СФР); величина продольного ускорения конструкции ступени $a_g=0,02 \text{ м/с}^2$, (пассивный участок полета ступени РН в период перед запуском маршевого двигателя); зависимости от времени расхода компонента топлива и тяги маршевого ЖРД ступени при его запуске; параметры автоколебаний конструкции ступени по каналам стабилизации [18].

При расчете процесса опорожнения бака полагалось, что граница раздела жидкой и газовой фаз является плоской поверхностью, перпендикулярной к направлению движения. Схема продольного сечения топливного бака с обозначением уровня заполнения и мест установки СФР и тарели заборного устройства приведена на рисунке 1.

Процесс истечения компонента топлива из бака начинается при $t=0,6 \text{ с}$ (отсчет времени от команды на запуск ЖРД) и происходит с изменением расхода от 0 кг/с до номинального значения $7,6 \text{ кг/с}$. "Выход" на режим 100% тяги осуществляется приблизительно в момент времени $t=1,2 \text{ с}$ после подачи команды на запуск ЖРД.

На основе расчета движения границы раздела фаз «жидкий компонент топлива – газ наддува» в процессе запуска получены после-

довательные положения этой границы в различные моменты времени от подачи команды на запуск, представленные на рис. 1: а) $t=0,6$ с; б) $t=0,8$ с; в) $t=0,9$ с; г) $t=1,0$ с; д) $t=1,1$ с; е) $t=1,2$ с; ж) $t=1,25$ с.

Из рисунка видно, что для рассмотренного случая запуска ЖРД ступени в условиях микрогравитации в течение времени истечения жидкости из бака максимальная скорость опускания границы раздела достигается под капиллярными накопителями непосредственно над местами входа в заборное устройство, образуя «провалы» уровня жидкости. При этом на входном участке топливной магистрали формируется газовая полость (см. рис. 1. д – 1. ж), на основе оценок геометрических размеров которой можно при помощи (12) – (16) определить газосодержание компонента топлива, поступающего на вход в ЖРД, время «подхода свободных газовых включений ко входу в двигатель и их размеры. Эти величины являются основанием для формирования заключения о возможности устойчивого запуска ЖРД, а в случае его невозможности – определения объема необходимой дополнительной заправки бака топливом для обеспечения гарантированного запуска в рассматриваемых условиях.

Выводы. Изложенное в настоящей статье научно-методическое обеспечение для определения параметров гидродинамических процессов, протекающих в баках космической ступени РН при запуске маршевого ЖРД в условиях микрогравитации и с малыми уровнями заполнения ТБ, позволяет:

– определять формы и параметры вынужденных колебаний КТ и их поверхностей в баках, которые обусловлены силовыми воздействиями исполнительных органов системы ориентации и стабилизации КС на пассивных участках ее полета;

– определять рациональные значения конструктивных параметров внутрибаковых устройств, обеспечивающие гарантированное предотвращение возможности проникания газа наддува в подсеточное пространство СФР при уровнях заполнения ТБ выше уровня установки СФР в баках;

– определять формы и геометрические характеристики гидродинамических провалов свободных поверхностей КТ, формирующихся в процессе их истечения при уровнях заполнения ТБ ниже уровня установки СФР с учетом загромождения внутрибаковых пространств конструктивными элементами УОС;

– выявлять режимы запуска маршевого ЖРД в условиях микрогравитации, сопровождающиеся прорывом газа наддува в топливные магистрали двигателя, получать количественные оценки указанных объемов, геометрических характеристик и параметров движения образующихся СГВ, оценивать их влияние на динамику запуска;

– определять объемы заправки КТ в топливных баках, обеспечивающие «штатное» функционирование маршевого ЖРД на всех этапах полета ступени при максимально возможном использовании бортовых запасов топлива;

– существенно сократить объем экспериментальной обработки как модернизируемых, так и вновь разрабатываемых КС и уменьшить затраты на ее проведение.

1. Сердюк В. Проектирование средств выведения космических аппаратов / В. Сердюк. – М. : Машиностроение-Полёт, 2009. – 504 с.

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

3. *Перфильев Л. А.* Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир» / *Л. А. Перфильев, Г. Г. Подобедов, Б. А. Соколов* // Известия РАН : Энергетика. – 2003. – № 4. – С. 44 – 50.
4. *Петров В. И.* Кавитация в высокооборотных лопастных насосах / *В. И. Петров, В. Ф. Чебевский*. – М. : Машиностроение, 1982. – 192 с.
5. Влияние продольных вибраций верхней ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя / *И. Д. Блоха, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко и др.* // Техническая механика. – 2005. – №2. – С. 65 – 74.
6. Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей / *О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко, Б. А. Шевченко* // Сб. науч. тр. «Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы». – 2006. – Вып. 2. – С. 88 – 100.
7. Автономная экспериментальная обработка агрегатов и систем пневмогидросистемы подачи ЖРДУ / *В. Г. Василина, Г. И. Ильин, В. Ф. Несвид, В. И. Перлик*. – Харьков : ХАИ, 2005. – 131 с.
8. *Ли К.* Основы САПР (CAD/CAM/CAE) / *К. Ли*. – Санкт-Петербург : Питер, 2004. – 560 с.
9. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition / *P. Kohnke*. – Canonsburg : SAS IP, 2001. – 1266 p.
10. *Башилий И. Д.* Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа / *И. Д. Башилий, А. Д. Николаев* // Техническая механика. – 2013. – № 2. – С.18 – 25.
11. *Николаев А. Д.* Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения / *А. Д. Николаев, И. Д. Башилий* // Техническая механика. – 2013. – № 3. – С. 10 – 20.
12. *Давыдов С. А.* Расчёт коэффициента проникновения затопленной струи жидкости через тканую металлическую сетку / *С. А. Давыдов* // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : зб. наук. пр. – Дніпропетровськ, 2004. – Вып. V. – С. 13 – 21.
13. *Сичевой А. В.* Коэффициент динамического нагружения сетчатых средств обеспечения сплошности топлива / *А. В. Сичевой, С. А. Давыдов, К. В. Горелова* // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : зб. наук. пр. – Дніпропетровськ, 2010. – Вып. X. – С. 106 – 113.
14. *Hirt C. W.* Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries/ *C. W. Hirt, B. D. Nichols* // Journal of Computational Physics 1981. – № 39 (1). – P. 201 – 225.
15. *Микишев Г. Н.* Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах / *Г. Н. Микишев, Г. А. Чурилов* // Динамика КА и исследование космического пространства. – М. : Машиностроение, 1986. – С. 164 – 175.
16. *Гройс Л. В.* К вопросу о растворении газовых пузырьков в жидкости / *Л. В. Гройс, Н. Е. Кванталиани* // ИФЖ. – 1978. – Т. 34, № 2. – С. 292 – 300.
17. *Лабунцов Д. А.* Паросодержание двухфазного адиабатного потока в вертикальных каналах / *Д. А. Лабунцов, И. П. Корнюхин, Э. А. Захарова* // Теплоэнергетика. – 1968. – № 4. – С. 63 – 67.
18. Ракета как объект управления / *И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун*. – Днепропетровск : АРТ-Пресс, 2004. – 544 с.

Институт технической механики
 Национальной академии наук Украины и
 Государственного космического агентства Украины,
 Днепропетровск,

Получено 10.11.14,
 в окончательном варианте 10.11.14

ГП «Конструкторское бюро «Южное»,
 Днепропетровск