УДК 629.76
О. В. ПИЛИПЕНКО, А. Д. НИКОЛАЕВ, И. Д. БАШЛИЙ, С. И. ДОЛГОПОЛОВ

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ПОДАЧИ ТОПЛИВА КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: dolmrut@gmail.com

Стійка тенденція до створення космічних ступенів, здатних до виведення декількох космічних апаратів однією ракетою-носієм (РН) шляхом здійснення багатократного включення маршового двигуна ступеня в умовах мікрогравітації, обумовлює необхідність вирішення комплексу задач по забезпеченню суцільності рідких компонентів палива в живильних магістралях рідинної двигунної установки. Мета статті – математичне моделювання динамічних процесів в системі подачі палива космічних ступенів РН для оцінки працездатності системи подачі палива рідинних двигунних установок космічних ступенів РН в умовах мікрогравітації на ділянках пасивного польоту з працюючою системою управління орієнтацією і стабілізацією, а також при запусках маршових двигунів в періоди з мінімальними рівнями заповнення баків. Для вирішення зазначених завдань авторами розроблено науково-методичне забезпечення, що базується на методах скінченних елементів, на методі об'єму рідини, 3D технологіях комп'ютерного аналізу (CAE-систем) та на імпедансному методі.

Представлено математичні моделі низькочастотних динамічних процесів в гідравлічній системі живлення рідинної ракетної двигунної установки. На основі розроблених математичних моделей просторових коливань космічного ступеня РН з космічним апаратом з урахуванням особливостей конструкції внутрішньобакових пристроїв і систем подачі палива: визначено форми коливань та параметри руху вільних поверхонь компонентів палива в баках (окислювача і пального) ступеня; виявлено режими польоту, потенційно небезпечні по можливості проникнення газу наддуву або заміщаючого газу, розчиненого в компонентах палива, в паливні магістралі двигунів. Отримано кількісні оцінки працездатності пристроїв забезпечення суцільності на цих режимах.

На основі розроблених математичних моделей гідродинамічних процесів в рідинній ракетній двигунній установці космічного ступеня можуть бути виявлені умови запуску маршового двигуна, що супроводжуються можливим проникненням газу наддуву в паливні магістралі двигунів та визначені параметри динамічних процесів в системі подачі палива ступеня при запусках і остановах маршового двигуна космічного ступеня. Тестування математичної моделі низькочастотних гідродинамічних процесів в системі живлення космічного ступеня при запусках і остановах її маршового двигуна, проведене з залученням результатів експериментальних досліджень (на воді) системи живлення космічного ступеня при зупинці маршового двигуна, показало задовільне узгодження результатів розрахунків з експериментальними даними по амплітудах і частотах коливань.

Устойчивая тенденция к созданию космических ступеней, способных к выведению нескольких космических аппаратов одной ракетой-носителем (РН) путем осуществления многократного включения маршевого двигателя ступени в условиях микрогравитации, обуславливает необходимость решения комплекса задач по обеспечению сплошности жидких компонентов топлива в питающих магистралях жидкостной двигательной установки. Цель статьи – математическое моделирование динамических процессов в системе подачи топлива космических ступеней РН для оценки работоспособности системы подачи топлива жидкостных двигательных установок космических ступеней РН в условиях микрогравитации на участках пассивного полета с работающей системой управления ориентацией и стабилизацией, а также при запусках маршевых двигателей в периоды с минимальными уровнями заполнения баков. Для решения указанных задач авторами разработано научно-методическое обеспечение, базирующееся на методе конечных элементов, на методе объема жидкости, 3D-технологиях компьютерного анализа (CAE-систем) и на импедансном методе.

Представлены математические модели низкочастотных динамических процессов в гидравлической системе питания жидкостной ракетной двигательной установки, содержащей капиллярную систему обеспечения сплошности компонентов топлива космической ступени РН. На основе разработанных математических моделей пространственных колебаний космической ступени РН с космическим аппаратом с учетом особенностей конструкции внутрибаковых устройств и систем топливоподачи: определены формы колебаний и параметры движения свободных поверхностей компонентов топлива в баках ступени (окислителя и горючего); выявлены режимы полета, потенциально опасные по возможности проникания газа наддува или замещающего газа, растворенного в компонентах топлива, в топливные магистрали двигателей. Получены количественные оценки работоспособности устройств обеспечения сплошности на этих режимах.

На основе разработанных математических моделей гидродинамических процессов в жидкостной ракетной двигательной установке космической ступени могут быть выявлены условия запуска маршевого двигателя, сопровождающиеся возможным проникानием газа наддува в топливные магистрали двигателей, определены параметры динамических процессов в системе топливоподачи ступени при запусках и остановах маршевого двигателя космической ступени. Тестирование математической модели низкочастотных гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при запусках и остановах

ее маршевого двигателя, проведенное с привлечением результатов экспериментальных исследований (на воде) системы питания космической ступени при останове маршевого двигателя, показало удовлетворительное согласование результатов расчетов с экспериментальными данными по амплитудам и частотам колебаний.

The steady trend towards the development of space stages capable of putting into orbit several spacecraft with a single launch vehicle (LV) by multiple restarts of the stage sustainer engine in microgravity calls for the solution of a complex of problems aimed at assuring the continuity of the liquid propellant components in the propulsion system feed lines. The aim of this paper is mathematical simulation of dynamic processes in the propellant feed system of LV space stages to assess its operability in microgravity in passive flight segments with an operating attitude control and stabilization system and at sustainer engine starts in periods with minimum tank filling levels. To solve these problems, the authors developed a methodology based on the finite-element method, the volume of fluid method, 3D CAE technologies, and the impedance method.

The paper presents mathematical models of dynamic processes in a liquid-propellant LV space stage propulsion feed system that has a capillary propellant management system. The mathematical models of spatial oscillations of a LV space stage with a spacecraft developed with account for the design features of the in-tank devices and propellant feed systems made it possible to determine the mode shapes and the motion parameters of the free surfaces of the propellant components in the tanks (the oxidizer tank and the fuel tank) of the stage and identify flight regimes potentially dangerous in terms of the possibility of the pressurization gas or the substituent gas dissolved in the propellant components penetrating into the engine propellant lines. Quantitative estimates of the propellant management device operability in these regimes were obtained.

The mathematical models of hydrodynamic processes in a space stage liquid propellant propulsion system presented in this paper allow one to identify sustainer engine start conditions in which the pressurization gas may penetrate in the engine propellant lines and determine the parameters of dynamic processes in a space stage feed system at sustainer engine starts and cutoffs. The mathematical model of low-frequency hydrodynamic processes in a space stage feed system at sustainer engine starts and cutoffs was tested using the results of experimental studies (on water) of space stage sustainer engine cutoffs, and the calculated oscillation frequencies and amplitudes were shown to be in satisfactory agreement with the experimental ones.

Ключевые слова: *жидкостная ракета-носитель, космическая ступень, устройство обеспечения сплошности, гидродинамические процессы в баках, метод конечных элементов, метод объема жидкости, свободная поверхность компонентов топлива в баках, математическое моделирование.*

Введение. Разработка эффективной системы подачи топлива жидкостных двигательных установок космических ступеней ракет-носителей (РН) в различных условиях их эксплуатации основана на решении ряда сложных научно-технических задач [1 – 7]. Основные проблемы при проектировании системы подачи топлива космических ступеней РН связаны с обеспечением работоспособности устройств обеспечения сплошности топлива в полете.

Движение жидких компонентов топлива в баках космических ступеней РН в периоды времени, предшествующие запускам маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), существенно отличается от их гидродинамического поведения в сильных гравитационных полях, т. к. происходит в условиях практической невесомости, которые характеризуются превалированием слабых межмолекулярных сил. Кроме того, существенное влияние на характер протекающих в топливных баках гидродинамических процессов оказывают силовые факторы, обусловленные работой двигателей системы управления ориентацией и стабилизации ступени, которые инициируют возникновение и развитие разнообразных движений жидких компонентов топлива (плесканий, вращений, колебаний, искривлений свободной поверхности), а также динамические процессы, возникающие в магистралях системы питания при остановах и запусках маршевого двигателя [2, 4, 5]. Эти динамические процессы могут инициировать нарушение сплошности компонентов топлива, провалы уровней их свободных поверхностей, избыточное нагружение элементов устройства обеспечения сплошности (вплоть до их разрушения), выбросы компонентов топлива из подсеточного пространства сетчатого фазоразделителя [3], сопровождающиеся проникманием свободных газовых включений в питающие магистрали маршевого двигателя в количествах, не допустимых с точки зрения устойчивости его запуска и работы, и как следствие, срывом выполнения программы полета.

На рис. 1 представлена схема системы подачи топлива маршевого ЖРД космической ступени РН [6]: 1 – сетчатый фазоразделитель;

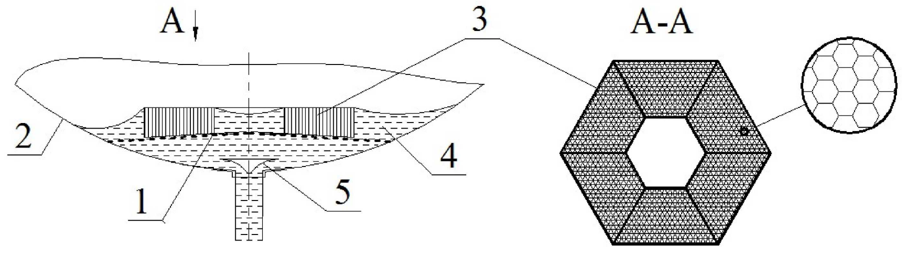


Рис. 1

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

Задача теоретического определения параметров неустановившихся режимов работы систем питания жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) в настоящее время считается во многом решенной [например, 5 – 11]. Однако использование оригинальных компоновочных схем при наличии конструктивных особенностей систем питания космических ступеней РН (например, системы подачи с устройствами обеспечения сплошности, компоновочная схема которой представлена на рис. 1), необычных условий и режимов их эксплуатации предопределяет необходимость решения ряда новых задач по определению параметров указанных выше гидродинамических процессов с целью учета их особенностей и оценки допустимых (с точки зрения сохранения работоспособности системы питания космической ступени) изменений как в конструкции собственно системы питания, так и в режимах и условиях ее работы с учетом ограниченных возможностей экспериментальной отработки с моделированием условий микрогравитации.

К числу указанных задач относятся:

– определение параметров колебаний конструкции космической ступени и компонентов топлива в ее баках под действием силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космической ступени перед повторными запусками маршевых ЖРД;

– определение параметров сетчатого фазоразделителя, обеспечивающих гарантированное предотвращение возможности проникания газа наддува в подсеточное пространство внутрибаковых устройств обеспечения сплошности на пассивных участках полета;

– численное моделирование процесса истечения компонентов топлива из бака;

– определение объема и параметров движения свободных газовых включений в питающих магистралях ЖРДУ в случае их "прорыва" через заборное устройство бака;

– определение параметров гидродинамических процессов в системах питания при запусках и остановах маршевого двигателя.

1. Определение параметров колебаний конструкции космической ступени и компонентов топлива в ее баках перед повторными запусками маршевого ЖРД. Оценка параметров колебательного движения свободной поверхности жидкого топлива проводится при заданных параметрах силового динамического воздействия создаваемого исполнительными органами системы управления движением космической ступени.

Анализ условий, в которых осуществляется колебательное движение жидких компонентов топлива в баках космической ступени в периоды времени, предшествующие запускам маршевого двигателя, выполненный на основе общих физических представлений, позволил установить следующее. Ввиду малых значений величин продольных ускорений, с которыми ступень движется на пассивных участках полета, наиболее существенным для решаемой задачи является соотношение между массовыми (гравитационными) силами и силами межмолекулярного взаимодействия (поверхностного натяжения), характеризуемое безразмерным критериальным параметром – числом Бонда:

$$Bo = \frac{\rho\, a_g L^2}{\sigma},$$

где ρ – плотность жидкости; a_g – ускорение сил гравитации, действующих на жидкость; σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкости; L – характерный размер.

Значения чисел Бонда для различных масс компонентов топлива в баках ЖРДУ и условий запусков маршевого двигателя, выполненные для ряда космических ступеней РН в период перед повторными запусками их маршевых двигателей, изменялись в диапазоне 100 – 1000. Это свидетельствует о том, что в большинстве случаев силы поверхностного натяжения в жидкости существенно (более чем в 100 раз) меньше сил гравитации, действующих на массы жидких компонентов топлива в баках космической ступени. Исходя из этого, в [4] показано, что колебания жидкого топлива в баках топливного отсека будут предсказуемыми, а при проведении математического моделирования колебательного движения жидкого топлива в баках космической ступени силами поверхностного натяжения можно пренебречь. Это позволило упростить выполнение как самого математического моделирования исследуемых процессов, так и последующего анализа его результатов.

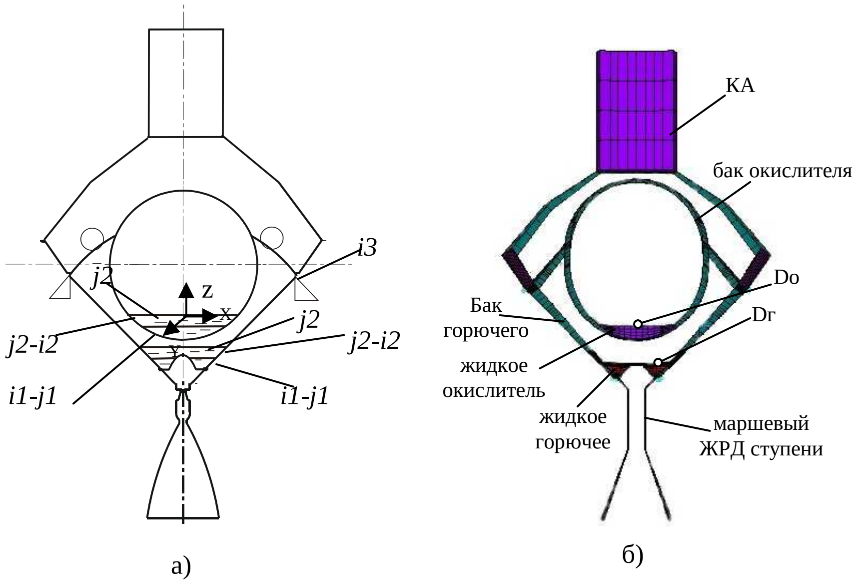
В условиях микрогравитации низшие частоты колебаний свободной поверхности жидкого топлива могут снизиться до уровня 0,1 Гц [4]. При этом необходимо учитывать возможность возникновения нежелательного резонансного возрастания амплитуд колебаний свободной поверхности жидкости в баках топливного отсека ступени вследствие периодических динамических возмущений от двигателей системы ориентации и стабилизации космической ступени.

Определение параметров колебательного движения компонентов топлива в баках космической ступени при ее движении на пассивном участке полета перед последним пуском двигателя ступени осуществляется в постановке, в соответствии с которой космическая ступень рассматривается как трехмерная динамическая система «конструкция ступени с жидкостью в топливных баках – космический аппарат (КА)». При этом периодические возмущения от двигателей системы ориентации и стабилизации космической ступени передаются массам жидкого топлива, а силы инерции от колебаний жидкости в полете влияют на движение конструкции ступени с КА, что соответствует условиям взаимодействия конструкции топливных баков и их жидкого заполнения.

В указанной модели должны быть заданы граничные условия, описывающие пространственное движение компонентов топлива и конструкции топливного отсека ступени на смоченных и несмоченных поверхностях баков, а также условия, описывающие особенности силовых связей топливного отсека (например, элемент *i3* на рис. 2, а)), приборного отсека и КА. При этом принимается, что перемещения узлов, принадлежащих свободной поверхности жидкости, осуществляются по нормали к поверхности жидкости, находящейся в невозмущенном состоянии.

На рис. 2, а) представлена расчетная схема космической ступени с малыми уровнями заполнения баков топливом перед последним пуском маршевого двигателя, на рис. 2, б) показана конечно-элементная модель исследуемой ступени с баками, заполненными жидким топливом. Применительно к компоновке конструкции космической ступени граничные условия, используемые при моделировании пространственных колебаний жидкости в баках ступени перед последним пуском двигателя ступени, состоят в следующем (в расчетной схеме на рис. 2, а) граничные условия обозначены одинаково для бака окислителя и горючего):

а) для узлов, расположенных на границе раздела сред «оболочка (*i1*) – жидкость (*j1*)» выполняется условие равенства перемещений;



а) б)

Рис. 2

б) для узлов, расположенных на свободной поверхности жидкости (*j2*):

$$P_{j2}^{nad} = \text{const},$$

в) для узлов, расположенных на свободной поверхности и на границе раздела сред «оболочка (*i2*) – жидкость (*j2*)»:

$$U_{i2}^{X} = U_{j2}^{X}, \; U_{i2}^{Y} = U_{j2}^{Y},$$

г) для крепления оболочки (*i3*):

$$U_{i3}^{X} = 0, \; U_{i3}^{Y} = 0, \; U_{i3}^{Z} = 0,$$

где $U = \left[U_1, U_2, ..., U_i, ..., U_n\right]$ – вектор перемещений порядка n ($U_i = \left[U_i^X, U_i^Y, U_i^Z\right]$; X, Y, Z – оси локальной системы координат, связанной с оболочечной конструкцией ступени); n – количество узлов в модели динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – КА», P_{j2}^{nad} – давление газа наддува в исследуемом баке.

Параметры собственных колебаний ступени определяются средствами современных систем конечно-элементного анализа (САЕ-систем) [12] из решения линейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающей свободные колебания космической ступени как консервативной системы, т. е. без учета диссипации энергии:

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

где M – матрица масс; t – текущее время; U – вектор перемещений; 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 определяются средствами современных систем конечно-элементного анализа (САЕ – систем) [12] путем решения системы уравнений, описывающей вынужденные гармонические колебания динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливных баках – КА» с учетом сил сопротивления колебательному движению:

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

где D – матрица коэффициентов демпфирования; F – вектор внешних сил, прикладываемых к конструкции бака 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 обобщенные массы, характеризующие участие жидкости в колебательном движении в поперечном направлении.

Знание этих параметров позволяет выявить потенциально опасные режимы, при которых, в частности, в результате колебаний жидкого топлива в баке вследствие оголения сеточного фазоразделителя (на рис. 3 сеточный фазоразделитель обозначен пунктирной линией) свободные газовые включения могут проникнуть на вход в маршевый двигатель ступени в условиях запуска ЖРД при малом уровне жидкости в баке.

Учет отрицательного влияния колебательного движения жидкого топлива перед запусками маршевого ЖРД космической ступени на работоспособность фазоразделителей в ее баках может быть проведен «условной» корректировкой уровня жидкого топлива в баке (и, следовательно, подпора жидкости) путем его уменьшения на величину амплитуды колебаний его свободной поверхности.

На рис. 3 представлены формы колебаний свободной поверхности жидкости, полученные на основе системы (1) а) – 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 $X0Z$, X, Y, Z – оси локальной системы координат, связанной с центром масс конструкции космической ступени.

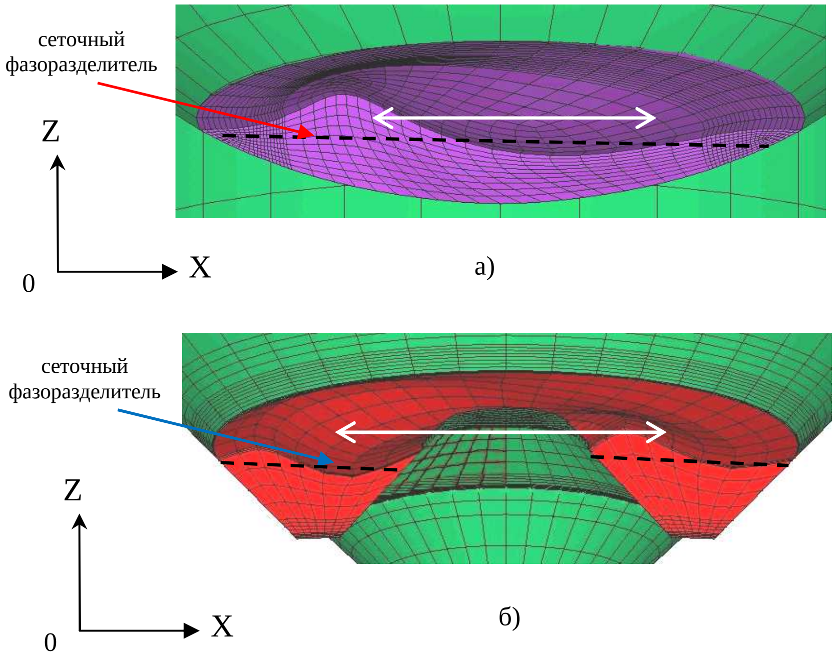


Рис. 3

На рис. 4 для системы подачи топлива маршевого двигателя космической ступени РН (схема которой представлена на рис. 2) приведены расчетные зависимости смещения А свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в контрольных точках Do и Dг (кривые 1, 2 соответственно) свободной поверхности компонента топлива от времени, построенные на основе системы (2) для величин возмущений типового уровня конструкции ступени от управляющих импульсов системы ориентации и стабилизации космической ступени в пассивные периоды ее полета.

На основе результатов моделирования пространственных колебаний космической ступени проведены оценки величин «провалов» уровней свободных поверхностей жидкого топлива в баках ступени и работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных режимах работы маршевого двигателя космической ступени при его повторных запусках.

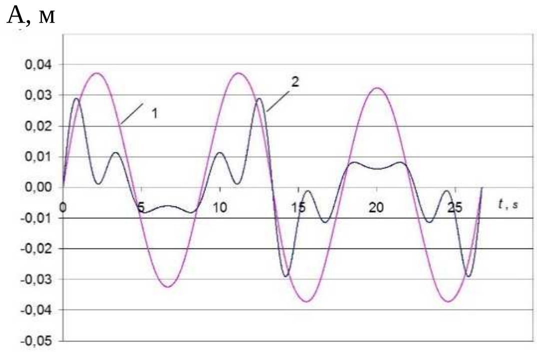


Рис. 4

Таким образом, в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины разработан подход к численному моделированию пространственных колебаний жидкого топлива в топливных баках космической ступени РН перед повторными запусками маршевого двигателя ступени, с использованием которого могут быть определены:

- частоты, формы и обобщенные массы собственных колебаний компонентов топлива в баках космической ступени РН;
- параметры вынужденных колебаний системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – КА»;
- амплитуды колебаний свободной поверхности компонентов топлива в контрольных точках баков окислителя и горючего под действием возмущений от управляющих органов системы управления перед запуском маршевого двигателя космической ступени;
- а также получены оценки работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных режимах работы маршевого двигателя космической ступени при его повторных запусках.

2. Определение удерживающей способности сетчатого фазоразделителя внутрибаковых устройств обеспечения сплошности и оценка работоспособности этих устройств по предотвращению проникания свободных газовых включений в подсеточное пространство на пассивных участках полета. Как показано выше, на пассивных участках полета космической ступени РН перед запусками маршевого ЖРД развиваются колебательные движения жидких компонентов топлива, обусловленные работой исполнительных органов (двигателей малой тяги) системы ориентации и стабилизации космической ступени, при которых вследствие различного рода течений жидкости (как натекающих на поверхность сетчатого фазоразделителя, так и движущихся вдоль неё) удерживающая способность сетчатых фазоразделителей снижается [2].

Динамическая удерживающая способность сетки фазоразделителя, характеризующая его ресурсы по подавлению кинетической энергии натекающего на нее компонента топлива со свободными газовыми включениями, определяется соотношением

$$H^{E}_{СФР} = K_{pr} \cdot K_{B} \cdot H^{ud}_{st}\,, \qquad (3)$$

где K_{pr} – 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_{st}^{ud} – статическая удерживающая способность сетчатого фазоразделителя, под которой понимается капиллярный перепад давлений в ней, соответствующий прорыву газовой фазы сквозь ее ячейки [13]. Он определяется высотой столба жидкости над сетчатым фазоразделителем, соответствующей потере им удерживающей способности при отсутствии движения жидкости.

Запас работоспособности Λ устройства обеспечения сплошности по предотвращению возможности проникания в подсеточное пространство газа наддува определяется соотношением:

$$\Lambda = \frac{H_{СФР}^{E}}{H_{st}^{\max}} \ , \qquad (4)$$

где $H_{st}^{\max}$ – максимальная высота столба жидкости над сетчатым фазоразделителем (с учетом амплитуды колебаний поверхности компонентов топлива в топливном баке).

Таким образом, вычисление удерживающей способности сетчатого фазоразделителя внутрибаковых устройств обеспечения сплошности и запаса их работоспособности по предотвращению проникания свободных газовых включений в подсеточное пространство на пассивных участках полета проводится на основе предложенного подхода с использованием формулы (3) с учетом (4).

3. Моделирование процесса истечения компонентов топлива из баков топливного отсека космической ступени при запуске маршевого двигателя. Математическое моделирование гидродинамических процессов в топливных баках системы питания маршевого двигателя проводится с использованием метода конечных элементов, что позволяет учесть конструктивные особенности топливных баков и гидравлических трактов при математическом моделировании процесса движения компонентов топлива на вход в маршевый ЖРД в условиях микрогравитации [6].

Принимая во внимание, что баки космической ступени, как правило, симметричны относительно продольной оси, в качестве их геометрических моделей могут рассматриваться плоские сечения баков, симметричные относительно продольной оси ступени, и соответственно осесимметричное истечение компонентов топлива из них.

При моделировании гидродинамических процессов в топливных баках системы питания маршевого двигателя использован метод объёма жидкости (VOF), позволяющий учитывать сложную топологию течений. Выполнение VOF-анализа проведено средствами современных систем конечно-элементного анализа (CAE-систем) [12]. Для описания движения относительно стенок бака границы раздела между газом и жидкостью используется CSF-метод (непрерывной поверхностной силы).

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 [14], 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

$$\nabla V = 0\,, \tag{5}$$

– уравнение количества движения жидкости

$$\frac{\partial}{\partial t}(\circ V) + \circ (V \cdot \nabla) V = -\nabla p + «\nabla^2 V + F_s + \circ\, a_z\,, \tag{6}$$

– уравнение движения свободной поверхности жидкости

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0\,, \tag{7}$$

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

Функция C в уравнении (7) 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 [12] сила поверхностного натяжения жидкости F_s определяется выражением

$$F_s = \pm\, k \nabla C\,, \tag{8}$$

где k – средняя кривизна поверхности раздела сред «жидкость – газ» в расчетной точке; $\pm$ – коэффициент поверхностного натяжения, определяемый экспериментально для конкретной 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, оказывают 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 (5) – (8)) 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, используются значения коэффициентов K локальных потерь давления, определяемые с привлечением экспериментальных данных выражением:

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

где ΔP – потери давления жидкости в исследуемой области течения; 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 [15, 16]:

$$F_{торм} = a_* \cdot \sqrt[4]{\frac{°\pm^{3}}{a_z}} \cdot V \cdot \Pi \ ,$$

где Π – периметр ячейки накопителя; a_* – эмпирический коэффициент ($a_* = 0{,}182$).

Локальные потери давления на сетке сеточного фазоразделителя определялись коэффициентом ξ гидравлического сопротивления сетки, значение которого было получено экспериментально [17, 18]:

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

где α, β – значения эмпирических коэффициентов; Re – число Рейнольдса.

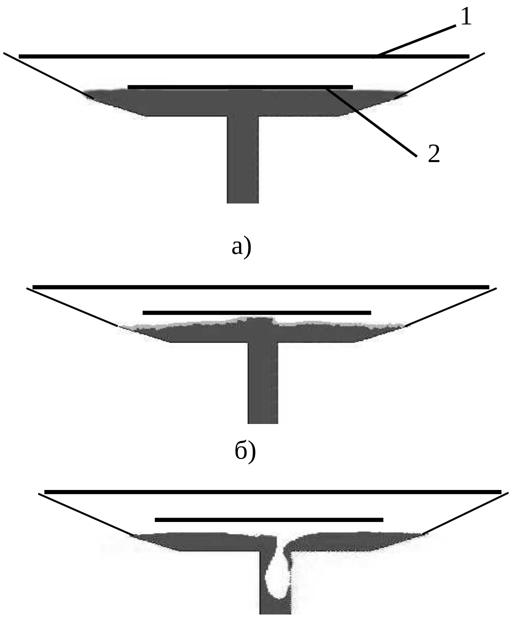


Рис. 5

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.

На рис. 5 представлены результаты моделирования – расчетные положения границы раздела фаз «жидкий компонент топлива – газ наддува» для случая с уровнем жидкости под сеточным фазоразделителем (линия 1 на рис. 5, а) – обозначение мест установки сеточного фазоразделителя, линия 2 на рис. 5, а) – тарель заборного устройства) в различные моменты времени (от подачи команды на запуск маршевого двигателя) в процессе запуска маршевого двигателя: а) t = 0,6 с; б) t = 0,9 с; в) t = 1,25 с.

Из рис. 5 видно, что для исследуемого случая запуска ЖРД ступени в условиях микрогравитации и при малом уровне заполнения бака топливом в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость опускания границы раздела достигается под капиллярными накопителями непосредственно над местами входа в заборное устройство, образуя «провалы» уровня жидкости.

На рис. 6 представлены формы свободной поверхности жидкого окислителя в моменты времени: а) t = 0,4 с; б) t = 0,87 с; в) t = 0,9 с процесса опорожнения бака окислителя космической ступени РН при минимальном уровне заполнения бака окислителя в процессе последнего запуска маршевого двигателя.

Из рис. 6 видно, что для исследуемого случая запуска ЖРД ступени в условиях микрогравитации и малом уровне заполнения бака окислителя топливом в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость опускания границы раздела достигается под капиллярными накопителями справа и слева от входа в заборное устройство, образуя «провалы» уровня жидкости.

При этом на входном участке топливной магистрали формируется газовая полость (см. рис. 5, 6), на основе оценок геометрических размеров которой (например, на рис. 6, в) R_g, r_g, h_g) можно определить:

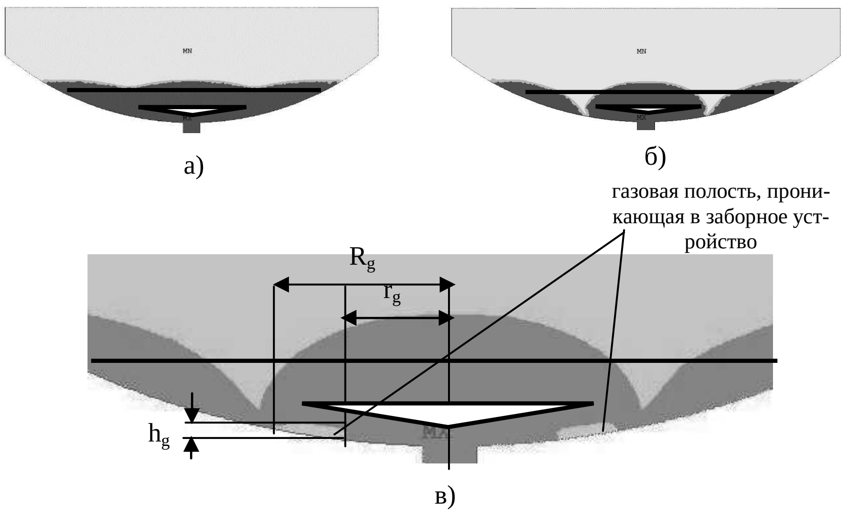


Рис. 6

– газосодержание компонента топлива,

– структуру свободных газовых включений, поступающих 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 двигателя.

4. Математическое моделирование гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при запусках и остановах маршевого двигателя. Проблемы, связанные с обеспечением работоспособности устройств обеспечения сплошности в системе питания при полете космической ступени, могут быть обусловлены динамическими процессами, возникающими в питающих магистралях системы питания при остановах и запусках маршевого двигателя. Эти процессы инициируют избыточное нагружение конструктивных элементов устройств обеспечения сплошности, выбросы компонентов топлива из их подсеточного пространства, откольное разрушение свободной поверхности компонентов топлива в баках с образованием газожидкостного купола и султана, разрывы сплошности в питающих магистралях, провалы уровней поверхности компонентов топлива [3, 6, 18], что может привести к прониканию газа наддува в питающие магистрали, к нарушению режима функционирования системы питания, вплоть до срыва устойчивой работы маршевого двигателя в период повторных пусков и остановов. Анализ возможности возникновения указанных эффектов в системе питания в процессе полета космической ступени и степени их влияния на устойчивость работы двигательной установки ступени предполагает необходимость математического моделирования гидродинамических процессов, инициирующих эти эффекты.

В процессе заполнения системы питания при запуске маршевого двигателя и при закрытии топливных клапанов в процессе останова двигателя в его системе питания возникают гидроудары, которые, как отмечалось выше, могут вызвать ряд негативных гидродинамических эффектов в системе питания. Математическое моделирование гидроударов в питающих магистралях системы питания космической ступени при остановах и запусках маршевого двигателя необходимо осуществлять 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 свободных газовых включений на скорость звука в жидкости; конкретной конфигурации питающей магистрали (разветвленности, наличия сосредоточенных элементов, специфических граничных условий на концах и т. п.); закона закрытия клапана при останове двигателя либо законов изменения давления и расхода жидкости на входе в маршевый двигатель при его запуске.

Такой методический подход предполагает необходимость проведения численного математического моделирования гидроудара в питающих магистралях при остановах и запусках маршевого двигателя и для рассматриваемой постановки задачи 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 [7, 19].

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

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

где p, G – давление и весовой расход жидкости; t – время; z – координата оси трубопровода; F – площадь проходного сечения трубопровода; g – ускорение свободного падения; k – приведенный коэффициент линейного трения на единицу длины трубопровода; c – скорость звука в жидкости в трубопроводе с упругими стенками и с учетом свободных газовых включений.

Решение системы уравнений (7), описывающих динамику длинных питающих магистралей, может быть проведено импедансным методом [21]. Результаты решения этой системы уравнений при математическом моделировании динамических процессов в магистралях при остановах и запусках двигателя используются для построения эквивалентной математической модели с сосредоточенными параметрами (т. е. конечными элементами) [7, 8, 19]. Для этого используются простейшие гидродинамические элементы, характеризующие гидравлическое сопротивление a_i, инерционность J_i и сжимаемость C_i жидкости. При этом уравнения движения и неразрывности представляются в виде [8]:

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

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

В этом случае математическая модель магистрали, составленная из конечных элементов типа (8), будет эквивалентна модели с распределенными параметрами (7) и может использоваться для выполнения нелинейного анализа низкочастотных динамических процессов в системе питания ЖРДУ, если их амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики (коэффициенты усиления и импедансы в концевых сечениях) в частотном диапазоне от нуля до максимальной частоты колебаний исследуемых процессов $\mu_{max} = 50$ Гц согласуются с удовлетворительной погрешностью.

На параметры гидравлического удара при останове маршевого двигателя сильное влияние оказывают зависимость от времени площади проходного сечения отсечного клапана при его закрытии и зависимости от времени давления и расхода жидкости на входе в маршевый двигатель при его запуске. Для реализации этих законов при решении системы обыкновенных дифференциальных уравнений движения и неразрывности жидкости используются методы численного интегрирования.

Тестирование представленного методического подхода по математическому моделированию гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при остановах и запусках ее маршевого двигателя было проведено с использованием результатов экспериментальных исследований на воде стендового варианта системы питания космической ступени, имитирующих останов ее маршевого двигателя.

При закрытии отсечного клапана в стендовой магистрали реализуется гидроудар большой интенсивности (см. рис. 7, кривая 1). В питающей магистрали маршевого двигателя давление вблизи отсечного клапана возрастает до 19,8 кгс/см^2. Наличие горизонтальных участков после первого всплеска давления свидетельствует о разрыве столба жидкости в питающей магистрали маршевого двигателя. После первых интенсивных колебаний (с разрывом столба жидкости) в стендовой магистрали наблюдается быстро затухающий переходной процесс с формами колебаний жидкости, близкими к гармоническим, и с частотами колебаний, близкими к собственным.

На рис. 7 (кривая 2) также представлены результаты расчетного определения параметров гидродинамических процессов в исследуемой системе питания космической ступени при останове ее маршевого двигателя применительно к условиям стендовых экспериментальных исследований на воде. Получено удовлетворительное согласование результатов расчетов с экспериментальными данными по амплитудам и частотам колебаний.

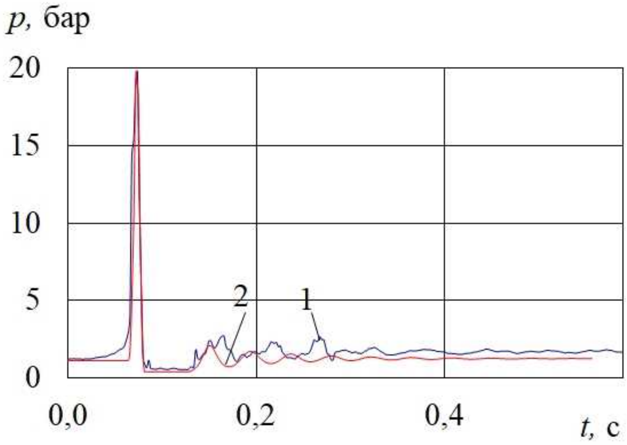


Рис. 7

Выводы. Проведено математическое моделирование гидродинамических процессов в системе питания космической ступени с топливными баками, включающими устройства обеспечения сплошности компонентов топлива. На основе этих математических моделей разработано программное обеспечение, которое при проектировании систем питания космических ступеней ракет-носителей позволяет получать:

– частоты, формы и обобщенные массы собственных колебаний космической ступени РН;

– параметры вынужденных колебаний системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – КА»;

– амплитуды продольных колебаний свободной поверхности компонентов топлива в контрольных точках баков окислителя и горючего под действием возмущений от управляющих органов системы управления ступенью перед запуском маршевого двигателя космической ступени;

– оценки работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных режимах работы маршевого двигателя космической ступени при его повторных запусках;

– количественные характеристики (параметры динамических процессов) для оценок эффективности функционирования системы подачи топлива маршевых двигателей космической ступени как в части обеспечения устойчивости неоднократных запусков маршевых двигателей в условиях полета, так и в части полноты использования бортовых запасов топлива ступени.

1. *Сердюк В.* Проектирование средств выведения космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.

2. *Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Башлий И. Д.* 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.

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. *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.
5. *Микишев Г. Н., Рабинович Б. И.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. 564 с.
6. *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.
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, N 2. С. 79–92.
8. *Шевяков А. А., Калнин В. М., Науменкова Н. В., Дятлов В. Г.* Теория автоматического управления ракетными двигателями. М. : Машиностроение, 1978. 288 с.
9. *Беляев Е. Н., Черваков В. В.* Математическое моделирование ЖРД. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 280 с.
10. *Лебединский Е. В., Калмыков Г. П., Мосолов С. В., Коротеев А. С.* Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. Машиностроение, 2008. 511 с.
11. *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 (15p.). Retrieved from www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf
12. *Kohnke P*. Ansys, Inc. Theory Manual 001369, Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2001. 1266 p.
13. *Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М. : Машиностроение, 1988. 352 с.
14. *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.
15. *Микишев 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. *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.
17. *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.
18. *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.
19. *Долгополов С. И.* Математическое моделирование динамики жидкости в протяженных трубопроводах с помощью гидродинамических элементов. Техническая механика. 2006. № 2. С. 114–120.
20. *Чарный И. А.* Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. М.: Недра, 1975. 296 с.
21. *Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С.* Кавитационные колебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение, 1977. 352 с.

Получено 13.11.2018,
в окончательном варианте 10.12.2018