

УДК 523.5:629.07

В. И. Тимошенко¹, Ю. В. Кнышенко¹, В. М. Дураченко², В. М. Анищенко²

¹ Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепропетровск

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

ВОПРОСЫ ОТРАБОТКИ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ С ПИТАНИЕМ ИЗ МАГИСТРАЛЕЙ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕДНЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Анализируются проблемные вопросы, возникающие при переходе от автономного питания жидкостной реактивной системы (ЖРС) управления полетом последней ступени ракеты-носителя к питанию из магистралей маршевого двигателя. Формулируются основные положения расчетно-методического обеспечения и дается информация о методах наземной стендовой отработки таких систем. Основные особенности работы ЖРС при питании из топливных магистралей маршевого двигателя иллюстрируются результатами расчетного обоснования и стендовой отработки системы ЖРС ракеты космического назначения «Циклон-4».

Ключевые слова: жидкостная реактивная система, управляющий блок, математическая модель, магистрали питания, топливный клапан, камера сгорания, стендовая отработка, маршевый двигатель, расчет, эксперимент.

ВВЕДЕНИЕ

Жидкостные реактивные системы (ЖРС) двухкомпонентных двигателей малой тяги находят широкое применение в качестве исполнительных органов при управлении полетом последних ступеней ракет-носителей. ЖРС предназначена для формирования траектории выведения и обеспечение требуемой точности выведения ступени, угловой стабилизации ступени на пассивном участке траектории, создания управляющих усилий на активном участке траектории, создания продольной перегрузки для обеспечения сплошности компонентов топлива на входе в маршевый двигатель перед многократными включениями, ориентации ступени в положение, требуемое для отделения космических ап-

паратов, ориентации ступени перед уводом ее с орбиты.

В ЖРС с традиционной пневмогидравлической схемой питание управляющих блоков (УБ) осуществляется из автономных баков, заполнение которых происходит из баков маршевого двигателя (МД) в процессе полета на активном участке траектории. Подача компонентов топлива (КТ) к управляющим блокам осуществляется с помощью газовытеснительной системы давлением газа от 10 до 20 бар, причем вытеснение происходит через гибкие разделительные устройства, устраняющие контакт газовой подушки с жидким компонентом топлива, сохраняя степень газонасыщения на уровне, имеющем место в баке маршевого двигателя. Такие уровни давления в системе питания УБ и практическое их постоянство в процессе всех этапов функционирования гарантируют чисто жидкостные режимы течения топливных компонентов.

В настоящее время для последних ступеней ракет-носителей рассматривается вариант питания ЖРС напрямую из топливных магистралей маршевого двигателя. Этот вариант обеспечивает уменьшение массы ступени за счет ликвидации автономных баков КТ и газобаллонной вытеснительной системы, что позволяет увеличить массу выводимого на орбиту полезного груза. Кроме того, за счет более полной выработки гарантийных остатков топлива из баков МД возрастает энергоэффективность ЖРС, что расширяет возможности по маневрированию ступени в космосе, разведению нескольких КА на индивидуальные орбиты, а также уводу ступени с орбиты с минимальным остатком топлива.

Основные особенности работы ЖРС с питанием ее из топливных магистралей маршевого двигателя связаны с тем, что давление компонентов топлива на входах в ЖРС определяется в основном давлением газового наддува топливных баков маршевого двигателя (не превышающего 2–6 бар). При этом давления газонасыщенных топливных компонентов на входах в ЖРС оказываются близкими к граничным значениям, соответствующим условиям газовыделения и образования двухфазной газожидкостной среды. Результатом этого является локальное снижение скорости распространения возмущений в несколько раз. Этот эффект может возрастать при переходных режимах работы маршевого двигателя (многократных запусках и остановах), сопровождающихся провалами давления и гидроударами. Длительное понижение общего уровня давлений в магистралах ЖРС создает опасность формирования в КТ, поступающих в ЖРС, мигрирующих газовых пробок, нарушающих работу управляющих блоков.

Пониженные входные давления в ЖРС определяют выбор камер сгорания (КС) управляющих блоков с рабочим давлением, близким к атмосферному.

Создание ЖРС с питанием из топливных магистралей МД требует расчетного и экспериментального обоснования условий функционирования отдельных УБ и всей ЖРС совместно с МД. В данной работе обсуждаются вопросы развития расчетно-методического обеспечения для рас-

сматриваемого варианта ЖРС при ее стендовой наземной отработке. Основные особенности возникающих проблемных вопросов иллюстрируются на примере разработки ЖРС для третьей ступени ракеты космического назначения (РКН) «Циклон-4», разрабатываемой в рамках совместного проекта Украины и Бразилии.

Известные методы расчета ЖРС справедливы для уровней давлений газонасыщенных компонентов топлива в магистралах питания УБ, которые исключают образование двухфазных газожидкостных потоков [1, 3, 11, 13]. Для рассматриваемого варианта ЖРС эти методы потребовали существенной доработки в части учета локальных (по сечениям трубопроводов и во времени) процессов газовыделения и обратного растворения выделившегося газа, что обусловлено возмущениями от работы МД (запуски, остановы, выработка топлива из баков) [7, 8].

Методы стендовой отработки ЖРС с традиционной системой питания представлены в работах [1, 5, 11]. В условиях питания ЖРС из магистралей МД с многократными включениями наземная стендовая отработка данной системы имеет свою специфику, связанную с низким давлением в камерах УБ. Это требует проведения испытаний управляющих блоков (автономно для одиночных УБ и для всей системы в целом) в вакуумной камере с обеспечением давлений на срезах сопел, соответствующих полетным условиям.

Особой проблемой является проведение комплексных совместных огневых испытаний ЖРС и МД, что обусловлено их гидравлической связью по системам питания и необходимостью вакуумирования срезов сопел каждого из УБ. Особенности проведения таких испытаний рассмотрены в работах [9, 10].

Целью данной работы является иллюстрация применения разработанного для ЖРС подобного типа метода расчета при постановке и проведении стендовой наземной огневой отработки.

Ниже для цельности и информативности изложения полученных результатов представлено описание основных положений расчетной модели и методов стендовой отработки.

Методическое обеспечение, используемое при разработке ЖРС, представляет собой комплекс математических моделей отдельных систем и стендового оборудования, который может быть использован для сопровождения разработки и эксплуатации данной системы.

Составными частями этого методического обеспечения являются:

— математическая модель ЖРС, включающая описание гидравлических процессов в топливных магистралях с учетом газонасыщенности КТ, динамику электроуправляемых топливных клапанов и нестационарные процессы в камерах сгорания управляющих блоков [7–10];

— методы стендовой отработки отдельных УБ и ЖРС в целом с моделированием основных рабочих режимов, включая совместную работу ЖРС и маршевого двигателя, позволяющие определить соответствие требованиям технического задания.

Характер работы каждого из УБ в составе ЖРС в виде сочетания непрерывного и импульсного режимов с различной длительностью импульсов и пауз между ними, а также сложная разветвленная система топливных магистралей, при переходе к многообразным модификациям ракет-носителей, определяют необходимость наличия программно-методического обеспечения, способного легко адаптироваться к любой конструктивной схеме ЖРС.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЖИДКОСТНЫХ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ

Математическая модель ЖРС с питанием из топливных магистралей маршевого двигателя учитывает следующие факторы:

— сложную разветвленную конфигурацию трубопроводов горючего и окислителя с участками трубопроводов различного проходного сечения, с электроуправляемыми топливными клапанами, диафрагмами, тройниками;

— наличие возмущений на входах в ЖРС, обусловленных многократными включениями МД;

— возможность образование в топливных магистралях газожидкостных потоков со сниженными в несколько раз скоростями звука.

— запаздывание включения и выключения УБ по отношению к командным электрическим сигналам, обусловленное электрической и механической инерцией топливных клапанов, а также задержками воспламенения компонентов топлива при запусках УБ и эффектами последствия при их выключении;

— неустановившиеся процессы в камерах сгорания УБ, связанные с изменениями расходов компонентов топлива на входах в каждый из включаемых (выключаемых) УБ при их запусках и импульсных режимах работы в условиях возмущений от работы МД.

При экспериментальной отработке ЖРС все эти факторы и их взаимное влияние весьма сложно учесть. Поэтому наличие адекватной расчетной модели, достаточно полно учитывающей особенности гидравлических, электромагнитных и газодинамических процессов в ЖРС, позволяет при проведении экспериментальной отработки повысить информативность получаемых результатов, сузить диапазоны варьирования определяющих параметров и сократить временные и материальные затраты на завершающих этапах стендовой отработки ЖРС.

При расчете течений компонентов топлива в каждой из магистралей ее конструктивная схема может быть представлена в виде набора простых трубопроводов (конструктивных участков), характеризующихся постоянной длиной, диаметром, толщиной стенки, материалом и сингулярных элементов (емкостей, клапанов, тройников, фильтров, аппаратов и т. д.).

Подобный подход позволяет общую задачу расчета течений разбить на более простые: задачу о течениях на конструктивных участках трубопроводов и задачу о течениях в сингулярных элементах.

Получаемые решения в сечениях стыка составных элементов согласуются при помощи граничных условий, выражающих конкретные физические законы в этих сечениях.

Гидравлические процессы в топливных магистралях. Течение каждого из газонасыщенных

компонентов топлива в питающих трубопроводах описывается системой уравнений [5]

$$\begin{cases} \frac{\partial p_i}{\partial t} + a_i^2(p) \frac{\partial G_i}{\partial x} = 0, \\ \frac{\partial G_i}{\partial t} + \frac{\partial p_i}{\partial x} = \Psi(p_i, G_i), \end{cases} \quad (1)$$

где x — координата по длине конструктивного участка трубопровода, i — номер участка, $p_i = p_i(x, t)$ — давление в сечении x на i -м участке, $G_i = \rho_i U_i$ — массовая скорость в сечении x , ρ_i , U_i — плотность и скорость жидкости в сечении x соответственно, $a_i(p)$ — скорость распространения возмущений (скорость звука), определяемая с учетом газовыделения.

Зависимость скорости звука при течении газожидкостной среды в трубопроводе от определяющих параметров имеет вид [2, 6, 12]

$$a_{гж} = \frac{a_{ж}^{\infty}}{\sqrt{(1-\varphi)^2 + \frac{(1-\varphi)\rho_{ж}(a_{ж}^{\infty})^2}{\gamma p} + \frac{E_{ж} D}{E_{тр} \delta}}}, \quad (2)$$

где $\rho_{ж}$ — плотность жидкости, $a_{ж}^{\infty}$ — скорость звука в неограниченном потоке жидкости, γ — показатель адиабаты газа, растворенного в жидкости, p — давление в расчетном сечении, $E_{тр}$ — модуль упругости материала трубопровода, D — диаметр трубопровода, δ — толщина стенки трубопровода, $E_{ж}$ — модуль объемной упругости жидкости, $\varphi = (c - p\chi)/(c - p\chi + \rho_r)$ — объемная концентрация выделившегося в жидкость газа, ρ_r — плотность газа в пузырьках, определяемая из уравнения состояния, c — равновесная концентрация газа, растворенного в жидкости, χ — коэффициент растворимости газа в жидкости, зависящий от температуры, рода газа и жидкости, плотность газожидкостного потока $\rho_i(x, t) = \rho_{ж}(1 - \varphi) + \rho_r \varphi$.

При отсутствии газа в жидкости ($\varphi = 0$) формула (2) переходит в известную формулу Жуковского.

Функция $\Psi_i(p_i, G_i)$ имеет вид

$$\Psi_i = -\lambda_i \frac{G_i |G_i|}{2D_i \rho_i},$$

где D_i , λ_i — диаметр трубопровода на i -м

участке и коэффициент гидравлического сопротивления.

Коэффициент λ_i определяется по зависимостям

$$\lambda_i = \frac{64}{\text{Re}_i}$$

— для ламинарного режима,

$$\lambda_i = \frac{0.3164}{(\text{Re}_i)^{0.25}}$$

— для турбулентного режима.

Для течения газожидкостного потока в турбулентном режиме используется зависимость Кольбука — Уайта с моделированием шероховатости, образованной пузырьками газа [2, 6]

$$\lambda_{гж} = \left[(1.14 - 2 \lg \left(\frac{0.48\sigma}{\lambda_{гж} D \rho_{ж} V_{гж}^2} + \frac{9.3}{\text{Re}_{гж} \sqrt{\lambda_{гж}}} \right) \right]^{-2}.$$

Здесь σ — коэффициент поверхностного натяжения жидкости, $\text{Re}_{гж} = \rho_{гж} U_i D_i / \mu_{гж}$, $\mu_{гж}$ — коэффициент динамической вязкости газожидкостной смеси, который определяется соотношением [6]

$$\mu_{гж} = \mu_{ж} \left[1 + \frac{2 - 21/5\varphi^{2/3} + 4/5\varphi^{7/3}}{2 - 10\varphi^{7/3}} \varphi \right].$$

При определении гидравлического сопротивления используется гипотеза квазистационарности.

Потери давления газожидкостного потока определяется зависимостями

$$\Delta p_{гж} \approx \lambda_{гж} \frac{L}{2D} \frac{\rho_{ж} V_{гж}^2}{(1-\varphi)}$$

— на линейных участках,

$$\Delta p_{мс} \approx \zeta_{мс} \frac{\rho_{ж} V_{гж}^2}{(1-\varphi)}$$

— на местных сопротивлениях.

Здесь $\zeta_{мс}$ — коэффициент местного гидравлического сопротивления (диафрагмы, клапана, стыка трубопроводов, тройника [4]). Эти соотношения справедливы для условий $\rho_r \ll \rho_{ж}$ и $\varphi \ll 1$.

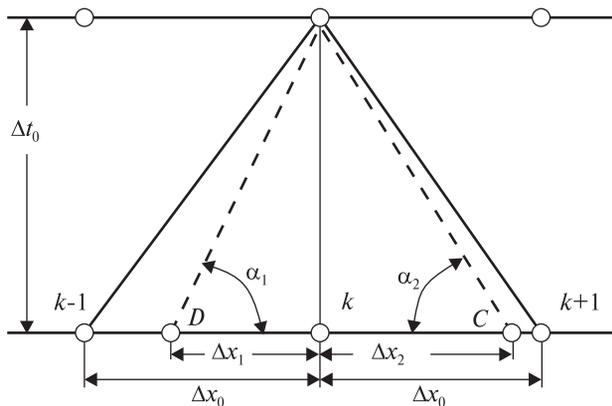


Рис. 1. Схема реализации метода характеристик при переменной скорости звука

Решение системы (1) проводится при следующих начальных условиях. При одновременном пуске группы УБ из состояния покоя и выходе их на установившийся непрерывный или импульсный режим принимаются нулевые значения массовой скорости и постоянные значения давлений во всех расчетных точках. При последующем включении другой группы УБ или частичном (полном) останове системы в качестве начального режима течения принимается распределение давлений и массовых скоростей во всех расчетных точках на данный момент времени.

Интегрирование системы (1) осуществляется методом характеристик. Зависимость скорости звука от давления и объемной концентрации газа, выделившегося из газонасыщенной жидкости, учтена при построении алгоритма численного решения этих уравнений, в качестве которого реализована схема метода характеристик с постоянным шагом по времени и интерполяцией значений функций давления, массовой скорости и плотности в точках пересечения характеристик с координатой x , представленная на рис. 1 для внутренних расчетных узлов конструктивных участков.

В конечном виде расчетные формулы для определения массовой скорости и давления на новом временном слое имеют вид

$$G_k^1 = \frac{R_D - R_C}{a_D + a_C}, \quad p_k^1 = \frac{R_D a_C + R_C a_D}{a_D + a_C}, \quad (3)$$

$$R_C = p_C - a_C G_C - \psi_C \Delta t_0 a_C,$$

$$R_D = p_D + a_D G_D + \psi_D \Delta t_0 a_D.$$

Индексы C и D для функций в соотношениях (3) соответствуют их интерполированным значениям в расчетных сечениях C и D .

Для чисто жидкостного течения при постоянной скорости звука расчетные точки C и D совпадают с точками $k+1$ и $k-1$ соответственно.

Полагается, что при достижении граничного давления в данном расчетном сечении процессы газовыделения или растворения газа происходят мгновенно.

Согласование решений, получаемых на конструктивных участках трубопроводов с решениями, найденными на границах (в сингулярных узлах), осуществляется на основе использования балансовых соотношений для массовых скоростей, давлений и соотношений на характеристиках, исходящих из ближайших узлов на конструктивных участках, примыкающих к сингулярным узлам.

Для построения конечно-разностной сетки по координате и времени разветвленная трубопроводная система представляется в виде матрицы, в которой на местах элементов, соответствующих расчетным сечениям трубопровода, стоят номера этих сечений. Нумерация их может быть произвольной, но упорядоченной в пределах каждого из внутренних конструктивных участков. В зависимости от значений элементов матрицы, находящихся в окрестности расчетной точки, она классифицируется либо как регулярная (находящаяся внутри конструктивного участка), либо как сингулярная (выход из бака, вход в КС УБ, стык трубопроводов, сечение тупика, клапан, жиклер и др.). Детально метод формирования матриц, отражающих конфигурацию магистралей окислителя и горючего и систему расчетных сечений описан работах [8, 11].

Динамика электроуправляемых топливных клапанов. Подача компонентов топлива в камеры сгорания регулируется с помощью электроуправляемых гидравлических клапанов (ЭГК), находящихся непосредственно на головке КС управляющего блока. Схема клапана представлена на рис. 2.

Основные этапы открытия или закрытия клапана состоят в движении якоря и тарели клапана до упора при преодолении за счет электромагнитных сил сопротивления упругости пружины, сил трения и перепада давления на тарели.

Процесс механического перемещения подвижных элементов клапана описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} m \frac{d^2 y}{dt^2} = F_{\text{эл}}(I, L) - F_{\text{мех}}, \\ U = IR + L \frac{dI}{dt} + I \frac{dL}{dt}, \end{cases}$$

где m — масса подвижных частей клапана, y — координата перемещения тарели клапана, U , R — электрическое напряжение на обмотке и ее омическое сопротивление, $I = I(y)$, $L = L(y)$ — ток и индуктивность обмотки электромагнита, $F_{\text{эл}}$ — электромагнитная сила, зависящая от тока и индуктивности катушки электромагнита, $F_{\text{мех}}$ — сила, обусловленная упругостью пружины, давлением компонентов топлива и механическим вязким трением.

Начальные этапы открытия и закрытия клапана, связанные с подачей или снятием командных сигналов в виде напряжения на обмотку электромагнита, характеризуются отсутствием движения якоря и жестко связанной с ним тарели клапана. Это определяет электродинамическую задержку запуска или отключения камеры сгорания УБ. Подробное описание расчетного алгоритма работы электроуправляемого гидравлического клапана представлено в работе [11].

Исходными данными для расчета динамики клапана являются: геометрия седла и тарели, определяющая функцию изменения величины проходного сечения, масса якоря и тарели, жесткость пружины, индуктивность и омическое сопротивление обмотки электромагнита, электрическое напряжение, подаваемое на обмотку.

Процессы в камере сгорания управляющего блока. Для математического описания процессов, протекающих в камере сгорания, используется среднеобъемная модель [1, 11]. При этом принимается допущение, что время от момента впрыска топлива (открытия топливных клапанов) до превращения его в продукты реакции (время

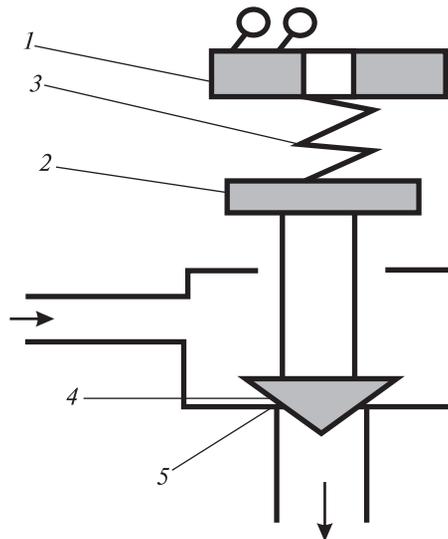


Рис. 2. Схема работы ЭГК: 1 — обмотка электромагнита, 2 — якорь, 3 — пружина, 4 — тарель клапана, 5 — седло клапана

запаздывания воспламенения τ_k) является постоянным и зависит от геометрических и конструктивных особенностей КС. Считается, что продукты реакции топлива являются идеальным газом, температура, давление и газовая постоянная которого одинаковы как вдоль камеры, так и по ее радиусу. Для учета реального конструктивного исполнения КС и термодинамических процессов при запуске и останове УБ в уравнение для определения давления в камере сгорания вводятся эмпирические демпфирующие множители перед членами, определяющими поступление в КС компонентов топлива после запуска и перед членами, ответственными за истечение продуктов сгорания после отсечки подачи КТ. С учетом этого изменение давления в КС описывается следующим уравнением

$$\frac{dp_k}{dt} + \epsilon \Psi p_k = \eta \frac{R_k T_k}{V_k} [Q_o(\tau - \tau_k) + Q_r(\tau - \tau_k)], \quad (4)$$

где p_k — давление в КС, V_k — объем камеры КС, $Q_o(\tau - \tau_k)$, $Q_r(\tau - \tau_k)$ — приход в КС окислителя и горючего соответственно, R_k, T_k — газовая постоянная и температура продуктов реакции соответственно, $\Psi = A_n F_{\text{кр}} / V_k \sqrt{R_k T_k}$, $A_n = \sqrt{n[2/(n+1)]^{(n+1)/(n-1)}}$, n — показатель политропы,

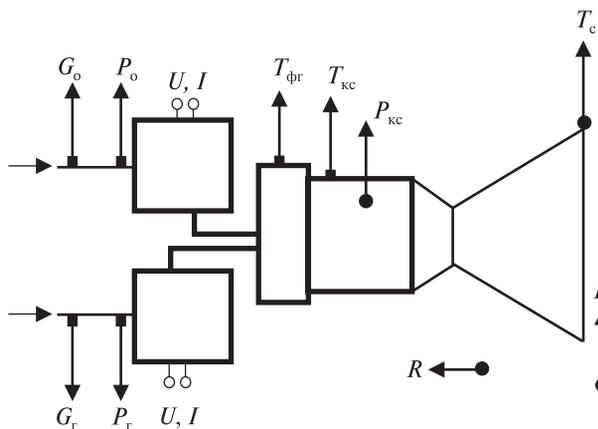


Рис. 3. Схема измерений при автономной стендовой отработке УБ

$F_{кр}$ — площадь критического сечения сопла, η , ϵ — демпфирующие множители при запуске и выключении КС соответственно, определяемые по данным единичных экспериментов в импульсных режимах.

Работоспособность продуктов реакции R_k, T_k считается известной эмпирической функцией параметра $K = Q_o/Q_r$ для условий непрерывного режима работы КС данной конструкции.

В результате численного интегрирования уравнения (4) на интервале времени, равном шагу по времени, в методе характеристик находится значение p_k , которое используется в качестве граничного условия на выходе из трубопроводной системы для задачи о движении компонентов топлива в подводящих магистралях.

СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА ЖИДКОСТНЫХ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ

Цели и порядок отработки. Для подтверждения правильности принятых проектных и конструкторских решений при разработке ЖРС и отдельных ее узлов проводятся испытания на стендовом оборудовании в наземных условиях с моделированием основных полетных рабочих режимов.

Автономные испытания УБ выполняются на штатных компонентах ракетного топлива в вакуумной камере, в которой поддерживается давление, обеспечивающее безотрывное истече-

ние продуктов сгорания из сопел УБ. Эвакуация продуктов сгорания обеспечивается специальными откачивающими системами. Испытания проводятся при стационарных значениях входных давлений КТ на входах в УБ, уровнях газонасыщенности и температуры компонентов топлива, соответствующих различным режимам работы маршевого двигателя.

Это позволяет оценить такие характеристики работы УБ: время открытия клапанов с момента подачи команды на включение двигателя до полного открытия клапана, время закрытия клапанов, разновременность открытия и закрытия клапанов окислителя и горючего, время с момента подачи команды на открытие клапанов (включение двигателя) до набора двигателем 90 % тяги, время с момента подачи команды на закрытие клапанов (выключение двигателя) до спада тяги (10 % от номинала). Общая схема измерений параметров при стендовой отработке одиночного УБ представлена на рис. 3.

В процессе работы УБ на стенде производится запись во времени следующих параметров: напряжения U , подаваемого на обмотки топливных клапанов, тока I , протекающего по этим обмоткам, давлений p_o, p_r поступающих в двигатель КТ, давления в КС двигателя $p_{кc}$, давления на срезе сопла при работе двигателя p_h , температуры форсуночной головки $T_{фг}$, стенки КС $T_{кc}$ и срезе сопла T_c , расходы КТ G_o и G_r , тяга R . Испытания проводятся в импульсных и непрерывных режимах в заданных диапазонах изменений давлений КТ на входе в УБ.

Автономные испытания стендового варианта ЖРС также проводятся в вакуумной камере с измерением на каждом из УБ параметров, указанных для одиночного УБ при стационарных значениях давлений на входах в ЖРС, за исключением расхода КТ и тяги каждого из испытываемых УБ в составе ЖРС.

Стендовые огневые испытания ЖРС при совместной работе ЖРС и МД при наличии возмущений на входах в ЖРС необходимо проводить с обеспечением давлений на срезах сопел УБ, соответствующих полетным условиям. Однако реализация таких испытаний наталкивается на технические трудности, связанные с

необходимостью обеспечения на срезах всех сопел УБ низких давлений и откачки продуктов сгорания.

Поэтому для сокращения материальных и временных затрат на проведение стендовых испытаний проточной части ЖРС при наличии возмущений от работы МД, а также согласно результатам автономных огневых испытаний УБ и ЖРС, целесообразно проводить испытания без воспламенения компонентов топлива в КС УБ путем их отвода с выходов топливных клапанов в сборные емкости. При этом процессы течения КТ в магистралях соответствуют постоянным давлениям в КС УБ, примерно равным номинальным расчетным (1 бар). В связи с этим представляет практический интерес оценка соответствия результатов стендовых испытаний проточной части ЖРС полетным условиям. Сравнение результатов расчетов для стендовых и полетных условий может служить критерием допустимости использования упрощенного варианта.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖИДКОСТНЫХ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ

В упрощенном виде схема данной ЖРС представлена на рис. 4, а подробная информация о длинах конструктивных участков и диаметрах проходных сечений (D_u) магистралей окислителя («О») и горючего («Г») представлена в таблице.

Общий вид, состав и основные геометрические параметры двухкомпонентного управляющего блока приведены на рис. 5. В качестве компонентов топлива (КТ) используются: горючее — несимметричный диметилгидразин (НДМГ), окислитель — азотный тетраоксид (АТ). Компоненты топлива насыщены азотом и гелием. Физико-технические свойства используемых КТ приведены в работе [12].

Все УБ имеют номинальное давление в камерах сгорания 1 бар и тягу при работе на непрерывном режиме, равную 30 Н. Номинальные расходы КТ через одиночный УБ на непрерывном режиме составляют по горючему 5.26 г/с, по окислителю 9.74 г/с ($K = 1.85$). Коэффициенты местных гидравлических сопротивлений вход-

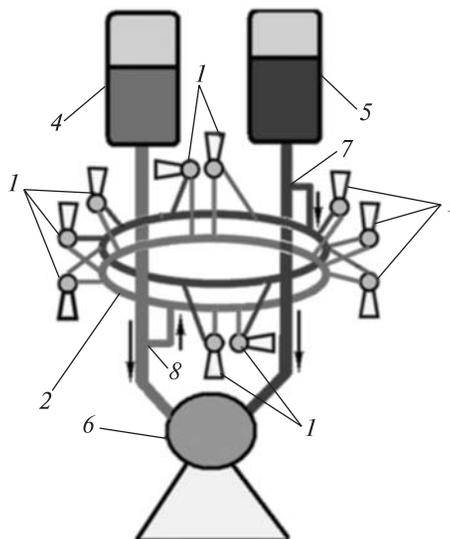


Рис. 4. Упрощенная схема ЖРС III ступени РКН «Циклон-4»: 1 — управляющие блоки, 2, 3 — коллекторы горючего и окислителя, 4, 5 — баки компонентов топлива маршевого двигателя, 6 — маршевый двигатель, 7, 8 — сечения входов в топливные магистрали ЖРС

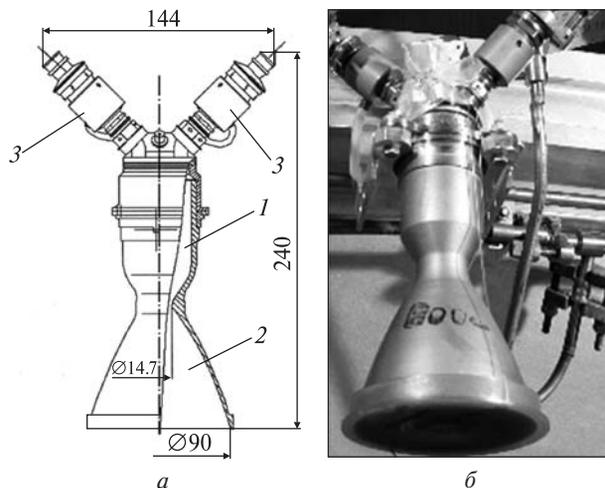


Рис. 5. Схема (а) и общий вид (б) управляющего блока: 1 — камера сгорания, 2 — сопло, 3 — топливные клапаны

ных устройств в камеры сгорания УБ, найденные по результатам проливок и приведенные к скоростям подводящих трубопроводах составляли: для окислителя $\zeta_{УБ}^o = 17000$, для горючего $\zeta_{УБ}^r = 11000$. Напряжение питания электроуправляемых топливных клапанов 24—32 В.

**РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ДАННЫЕ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ
ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ
ДЛЯ ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ «ЦИКЛОН-4»**

Расчетные исследования направлены на выяснение характера работы управляющих блоков под действием возмущений от работы маршево-

го двигателя с учетом эффектов газовыделения в компонентах топлива, полноты и достаточности моделирования совместных стендовых испытаний МД и ЖРС (без горения КТ с отводом их в сборные емкости) для оценки поведения ЖРС в летных условиях. На основе анализа результатов расчета и данных стендовой отработки необходимо найти обобщающие параметры для сис-

Параметры топливных магистралей жидкостных реактивных систем

Схемы магистралей питания управляющих блоков	Участок	Длина, мм	Ду, мм
	А-Б	1500	8.8
	Б-В	400	8.8
	Г-Д	320	8.8
	Д-Е	693	8.8
	Е-З	1136	8.8
	З-И, И-К, К-Ж	3×2494	8.8
	Ж-Д	665	8.8
	Л-М	66	6.8
	З-Л, И-Н, К-П, Ж-О	4×230	6.8
	М-1, Л-3, П-7, Р-5	4×250	6.8
	М-2, Н-4, Н-10, Р-6, О-8, О-9	6×400	6.8
	П-Р	66	6.8
	Е-С	35	4.8
	Б-ТО1, С-ТО2	300	4.8
	С-38ДКО	66	4.8
	А-Б	1500	8.8
	Б-В	400	8.8
	Г-Д	320	8.8
	Д-Е	693	8.8
	Е-З	1136	8.8
	З-И, И-К, К-Ж	3×2494	8.8
	Ж-Д	665	8.8
	Л-М	260	6.8
	К-Л, Ж-Н, З-П, И-О	4×230	6.8
	М-1, Р-5	2×240	6.8
	М-3, Р-7	2×350	6.8
	Л-2, Н-4, Н-10, П-6, О-8, О-9	6×400	6.8
	П-Р	260	6.8
	Е-С	35	4.8
	Б-ТО2, С-ТО4	300	4.8
С-38ДКГ	260	4.8	

Примечание. Буквами выделены границы конструктивных участков. Числовые обозначения от 1 до 10 соответствуют номерам УБ, причем двигателя 1, 5 и 3, 7 обеспечивают управление по крену, двигатели 2 и 6 — по тангажу, 4 и 8 — по рысканию, а двигатели 9 и 10 обеспечивают ускорение третьей ступени перед повторным запуском МД. Материал труб — сталь, толщина стенок 1 мм.

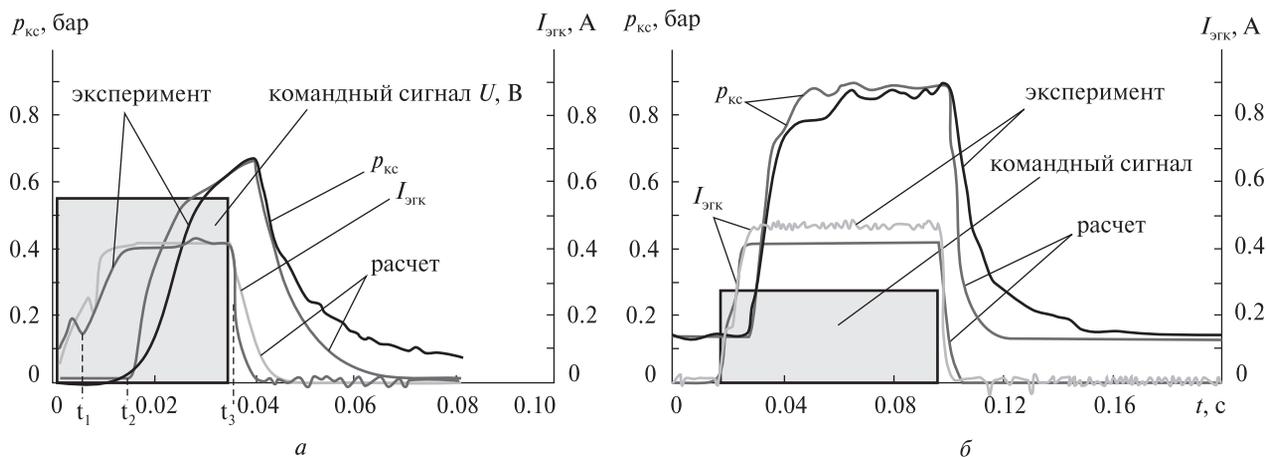


Рис. 6. Изменение давления $p_{\text{кв}}$ в КС УБ и тока $I_{\text{эгк}}$ в ЭГК при давлении окислителя на входе — 5.4 бар, горючего — 2.5 бар: а — длительность командного импульса 0.035 с, б — длительность командного импульса 0.1 с

тематизации расчетных и опытных данных, что позволит сократить объем стендовых испытаний ЖРС и спрогнозировать поведение ЖРС в возможных нештатных условиях.

По результатам автономных испытаний одиночных УБ при работе в импульсном режиме с минимальной длительностью командных сигналов уточнена расчетная модель в части задержки воспламенения компонентов топлива и характера нарастания давления в КС при запуске.

Эффекты запаздывания при отработке управляющего блока командного сигнала. Реакция УБ как исполнительного органа системы управления на командный сигнал в виде подачи либо снятия напряжения на катушки электромагнитов топливных клапанов происходит с задержкой по времени.

Эффекты задержек запуска и останова УБ, а также влияния длительности командного сигнала на изменение тока в катушках ЭГК и на характер изменения давления в КС иллюстрирует рис. 6. Результаты получены применительно к автономной импульсной работе одиночного УБ в стендовых условиях. На рисунке показано изменение давления в КС УБ и тока в ЭГК при давлении окислителя на входе 5.4 бар, горючего — 2.5 бар при длительности командного импульса напряжения 0.035 с (а) и 0.1 с (б).

Задержки запуска и выключения УБ связаны электрической и механической инерционнос-

тью клапанов, а также с термогазодинамическими процессами перемешивания, испарения и воспламенения КТ.

Первая составляющая зависит от конструктивного исполнения клапана, его электрических и магнитных свойств. Величина этой задержки достаточно точно может быть оценена с помощью математической модели клапана, описанной выше, и определяется временем от начала командного сигнала (подачи напряжения при запуске) до момента полного открытия клапана, что на рис. 6, а соответствует времени t_1 , и от момента снятия напряжения (при останове) до полного закрытия клапана — момент времени t_3 .

Точный расчет задержек запуска и останова УБ термогазодинамического характера представляет значительные трудности, связанные со сложным нестационарным взаимодействием газодинамических и химических процессов в камере сгорания УБ. Поэтому основной метод ее нахождения базируется на анализе результатов огневых испытаний УБ. Начало процессов воспламенения в КС соответствует моменту времени t_2 на рис. 6, а. При останове УБ с момента времени закрытия клапана t_3 имеет место работа КС в режиме догорания КТ в объеме КС и в клапанных каналах.

По результатам обработки огневых испытаний одиночных УБ в импульсных режимах раз-

личной длительности найден уточняющий демпфирующий коэффициент η в уравнении (4), который может быть представлен в виде

$$\eta = \left(1 - \exp \left(-2 \frac{t - t_2}{t_2 - t_1} \right) \right) \cdot \left(\frac{p_r}{p_r^{\text{ном}}} \right)^{0.5},$$

где $p_r^{\text{ном}}$ — давление горючего на входе в КС в номинальном режиме, p_r — давление горючего в режиме, отличающемся от номинального, t — время после начала воспламенения в КС, $t_2 - t_1$ — задержка начала воспламенения, определяемая экспериментально.

Использование данного коэффициента при расчете фазы запуска позволяет смоделировать интенсивность набора давления в КС УБ после начала воспламенения КТ при условиях работы КС, отличающихся от номинальных по давлению на входе и длительности импульсов, включая режимы непрерывной работы.

Демпфирующий множитель ϵ при математическом моделировании опорожнения КС после закрытия топливных клапанов в зависимости от режимов истечения принимается постоянным и равным для сверхкритического режима $\epsilon = 0.3$, а для докритического — $\epsilon = 0.1$.

Приведенные на рис. 6 зависимости иллюстрируют удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных по давлениям в КС и токам в ЭГК при различной длительности импульсных командных сигналов.

Эти результаты показывают, что при длительности командного сигнала меньше времени выхода давления в КС на стационарные значения максимальное значение давления в КС снижается, а форма кривой давления искажается по сравнению с формой командного сигнала. По мере роста продолжительности командного сигнала реакция УБ в виде импульса тяги (давления в КС) приближается к командному сигналу по длительности и форме.

Влияние возмущений от работы маршевого двигателя. Запуск маршевого двигателя сопровождается провалами давления и гидроударами в его топливных магистралях и на входах в ЖРС, которые по отношению к стационарным значениям составляют от 2.3 до 3.6 бар (при провалах давления) и до 10.0 бар (при гидроударах). При

останове МД также имеет место гидроудар с максимальным значением 10.0 бар.

Результаты расчетов реакции на запуск МД одного из управляющих блоков, работающих в непрерывном режиме, представлены на рис. 7. Показано изменение давления горючего и окислителя на входах в УБ (а) и давления в камере сгорания (б) при запуске МД. Провалы давления длятся примерно 0.2 с, которые после их завершения сменяется гидроударными бросками давления длительностью около 0.05 с. Следствием этого являются изменения расходов компонентов топлива, поступающих в КС УБ.

Таким образом, влияние возмущений давления на входах в ЖРС, обусловленных запуском МД (рис. 7, а, кривые 1), приводят к росту максимального давления в КС при гидроударах, которое почти вдвое превышает номинальное значение, равное 1 бар, а при провалах давлений — снижается до 50–60 % от номинальной величины (рис. 7, б, кривая 1).

Влияние газовыделения в компонентах топлива. При работе маршевого двигателя и ЖРС на топливных компонентах, насыщенных газом, возможны эффекты газовыделения с образованием мелкопузырьковой газожидкостной среды, что имеет место при переходных режимах работы МД (запусках или остановах). Интенсивность газовыделения зависит от начальной газонасыщенности каждого из компонентов топлива и коэффициента растворимости χ . Чем меньше этот коэффициент, тем при более высоком давлении в жидкости начинается газовыделение, интенсивность которого пропорциональна начальной равновесной газонасыщенности данным газом.

Влияние газовыделения гелия в компонентах топлива на изменение давлений на входах в УБ и в камере сгорания при запуске МД показано на рис. 7.

Эффект газовыделения проявляется в замедлении угасания пульсаций давления в переходных режимах (кривые 2). Этот эффект более выражен для окислителя за счет более высокой начальной газонасыщенности гелием по сравнению с горючим (примерно в шесть раз), хотя коэффициент Генри для растворимости гелия в

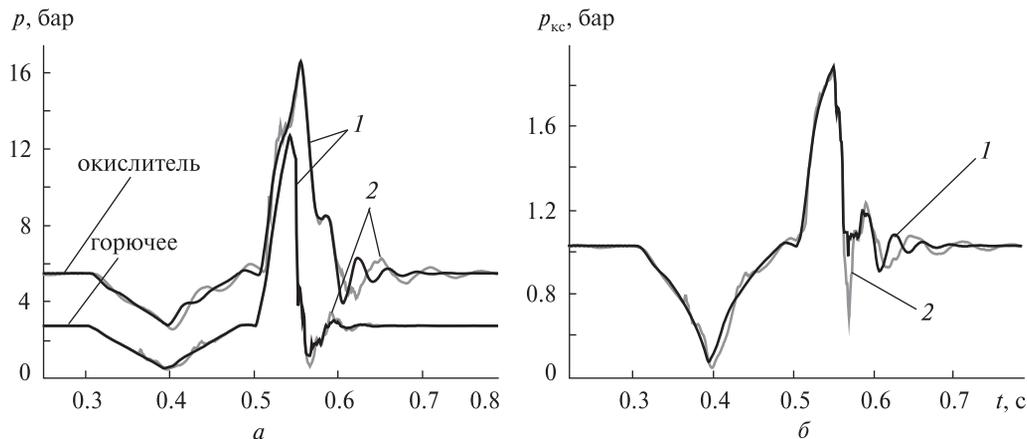


Рис. 7. Изменение давлений КТ на входах в УБ (а) и давления в камере сгорания (б) при запуске МД (первый провал и первый гидроудар): 1 — без учета газовыделения, 2 — с учетом газовыделения

горючем примерно вдвое ниже, чем аналогичный коэффициент для окислителя. Локальное кратковременное уменьшение давления горючего после гидроудара, обусловленное газовыделением, почти достигающее минимума провала в момент времени примерно 0.4 с приводит к уменьшению давления в КС более значительному, чем без учета газовыделения (кривая 2 на рис. 7, б).

Особого внимания заслуживает оценка возможности газовыделения в квазистационарных условиях полета при падении давления в топливных магистралах ниже равновесного, что может иметь место после многократных запусков и длительной работы МД на последних этапах полета. Это может быть причиной либо задержек запусков УБ, либо преждевременных их отключений. Задержку запуска или сокращения времени работы УБ можно оценить по формуле

$$t_3 = \frac{(c_n - p\chi)\pi D^2 L \sqrt{RT}}{4\mu p F_{np} [2/(k+1)]^{2/(k+1)} \sqrt{k}},$$

где L, D — длина и диаметр трубопровода с вышедшим газом, c_n — начальная равновесная концентрация растворенного газа, p — давление на входе в камеру сгорания, μ — коэффициент расхода устройств входа в КС УБ (расходного жиклера, топливного клапана, форсунок), d_{np} — приведенный гидравлический диаметр входно-

го патрубка, $F_{np} = \pi d_{np}^2 / 4$, k, R, T — показатель адиабаты, газовая постоянная и температура растворенного газа.

Такой механизм образования газовой пробки и связанной с этим задержки запуска УБ возможен в окислителе (азотном тетраоксиде) для начальных концентраций гелия $c_0^{He} = 0.059$ кг/м³ при давлениях менее 6.34 бар. Расчетные оценки времен t_3 показывают, что при $d_{np} = 0.76$ мм, $L = 0.4$ м, $p = 4.4$ бар, задержка может достигать 1.5–2 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЙ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ И МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Отработка проточной части ЖРС в стендовых условиях проводится без воспламенения компонентов топлива в КС УБ путем их отвода с выходов топливных клапанов в сборные емкости. При этом давление перед клапанами составляет примерно 1 бар, что соответствует номинальным условиям работы КС, хотя в полетных условиях, как показывают расчеты, при запусках или остановах МД эти значения изменяются от 0.5 до 1.9 бар (рис. 7, б). Поэтому проведение сравнительных расчетов для стендовых и полетных условий позволяет установить допустимость принятого метода стендового моделирования работы ЖРС в эксплуатационных условиях.

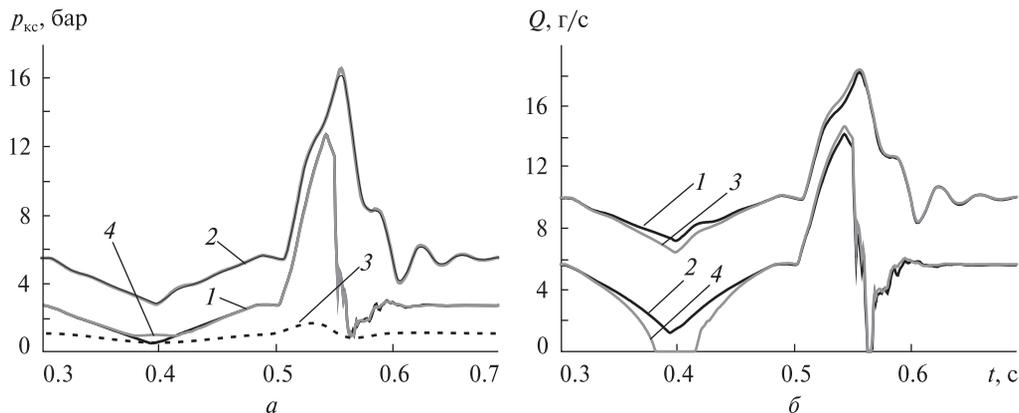


Рис. 8. Влияние стендовых и полетных условий на изменения давления (а) и расхода (б) компонентов топлива на входах в КС УБ: 1, 2 — давление горючего и окислителя при работе КС, 3 — давление в КС, 4 — давление горючего при $p_{\text{КС}} = 1$ бар, 1, 2 — расходы окислителя и горючего при работе КС, 3, 4 — расходы окислителя и горючего при $p_{\text{КС}} = 1$ бар

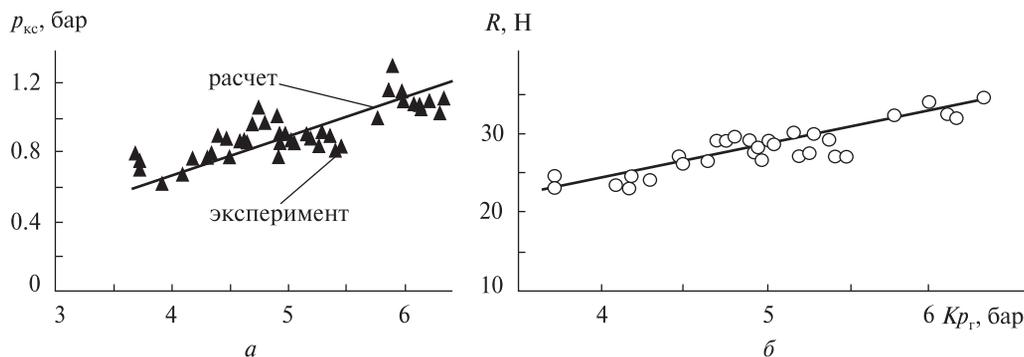


Рис. 9. Значения давления в КС (а) и тяги R УБ (б): линии — результаты расчетов, треугольники и кружки — данные обработки огневых испытаний в непрерывном режиме

На рис. 8 на примере запуска МД без учета газовыделения в КТ представлены результаты расчетов, иллюстрирующие влияние стендовых (при постоянном давлении в КС УБ) и полетных условий (с учетом горения в КС), на характер гидравлических процессов в топливных трубопроводах на входах в КС УБ.

Постоянство давления в КС УБ при стендовых испытаниях влияет на процессы в подводящих магистралях горючего только в условиях провалов давления, несколько снижая величину провала давления на входах в УБ, при этом расход горючего становится равным нулю. Это небольшое отличие от расчетных данных, полученных

для полетных условий (рис. 8, б, кривые 2 и 4). Однако, учитывая кратковременность провалов давления в топливных магистралях при запусках МД, результаты стендовых испытаний ЖРС совместно с МД дают возможность получить информацию о процессах в топливных магистралях ЖРС, исключив сложную систему вакуумирования для полной имитации полетных условий, что существенно снижает стоимость разработки и изготовления стендового оборудования, ускоряет процедуру наземной отработки ЖРС.

Параметры обобщения расчетных и экспериментальных данных. Эффективность работы УБ определяется давлением в КС и тягой. Эти вели-

чины зависят от множества режимных параметров: расхода компонентов топлива, их соотношения, давлений КТ на входах в КС, температуры конструкции, напряжения, поступающего на катушки топливных клапанов, длительности импульсных сигналов и др. Основными из них являются давления и расходы компонентов, поступающих в КС. Оказалось, что для непрерывных режимов работы одиночных УБ в качестве обобщающего может быть использован комплексный параметр Kp_r , определяемый по данным стендовых испытаний и используемый при расчетах. Это подтверждают результаты экспериментов и расчетов, приведенные на рис. 9.

При обработке и систематизации данных огневых испытаниях стендового варианта ЖРС из полной циклограммы работы всех УБ были выделены участки с преимуществом непрерывных и импульсных режимов работы УБ. В качестве обобщающего принят параметр $p_r(p_o/p_r)^{0.5}$ (где p_o — давление окислителя на входе в УБ).

На рис. 10 приведены результаты обработки усредненных данных огневых испытаний стендового варианта ЖРС и результаты расчетов для номинальных значений входных давлений по окислителю и горючему при соответствующих этим условиям степенях газонасыщенности компонентов топлива.

Приведенные результаты свидетельствуют об удовлетворительном согласии расчетных и экспериментальных данных. Предложенные обобщающие параметры могут быть использованы для систематизации, сопоставления и компактного представления массивов расчетных и опытных результатов. Итоговые данные стендовых испытаний УБ могут быть экстраполированы на условия, отличающиеся от стендовых, что может быть использовано при анализе нештатной работы УБ в эксплуатационных условиях.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработка жидкостной реактивной системы (ЖРС) с питанием из магистралей маршевого двигателя (МД) требует комплексного использования расчетно-методического обеспечения и стендового оборудования, позволяющего смоделировать ее работу в полетных условиях на газо-

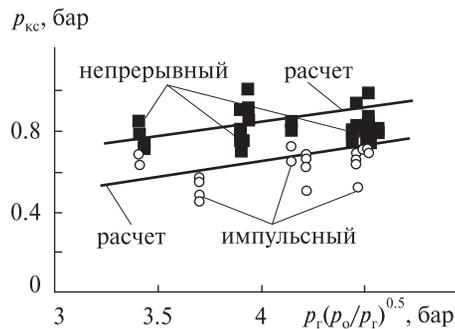


Рис. 10. Усредненные значения давления в КС включенных управляющих блоков по результатам огневых испытаний ЖРС: квадратики — в непрерывном режиме, кружки — в импульсном режиме; линии — результаты расчетов

насыщенных компонентах топлива при совместной работе с маршевым двигателем.

2. Возмущения в работе ЖРС, обусловленные гидроударами и провалами давления в топливных магистралах при многократных запусках маршевого двигателя на переходных орбитах, проявляются в виде бросков или провалов давлений в камерах сгорания управляющих блоков, которые примерно вдвое отличаются от номинальных значений, что требует дополнительной реакции системы управления.

3. При работе маршевого двигателя в топливных магистралах могут иметь место режимы газовыделения с образованием мелкопузырьковой газожидкостной среды и с формированием в жидкости газовых пробок. Первый режим имеет место при переходных режимах работы ЖРС и проявляется в более медленном установлении параметров работы управляющих блоков. Переход ко второму режиму связан с длительным снижением давлений в топливных магистралах. Это создает опасность задержек запуска отдельных управляющих блоков или их преждевременного выключения, что может снизить эффективность работы системы управления полетом.

4. По результатам расчетов установлена в целом достаточность моделирования полетных условий согласно принятому методу стендовой совместной отработки ЖРС и МД, хотя на участках циклограммы, соответствующих провалам давления на входах в ЖРС при запусках

маршевого двигателя, гидравлические параметры топливных магистралей на стенде несколько отличаются от полетных условий.

5. Использование предложенных обобщающих параметров для анализа работы одиночных управляющих блоков и ЖРС в целом позволяет в компактном виде представить расчетные и опытные данные при стендовой отработке, а также спрогнозировать ожидаемые результаты испытаний без их проведения и выполнить анализ работы ЖРС в возможных нештатных режимах.

1. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1979. — 232 с.
2. Венгерский Э. В. Морозов В. А., Усов Г. Л. Гидродинамика двухфазных потоков в системах питания энергетических установок. — М.: Машиностроение, 1982. — 128 с.
3. Гришин С. Д., Кокорин В. В., Харламов Н. П. Теоретические основы создания двигательных установок для управления космическими аппаратами. — М.: Машиностроение, 1985. — 192 с.
4. Идельчик И. А. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.: Машиностроение, 1975. — 559 с.
5. Кокорин В. В., Рutowский Н. Б., Соловьев Е. В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. — М.: Машиностроение, 1983. — 184 с.
6. Полухин Д. А., Орещенко В. М., Морозов В. А. Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. — М.: Машиностроение, 1987. — 247 с.
7. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В. Влияние газонасыщенности жидкости на неустановившиеся процессы течения в трубопроводных системах // Техническая механика. — 2010. — № 4. — С. 34—43.
8. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В. Неустановившиеся течения жидкости в сложных разветвленных трубопроводных системах // Авиационно-космическая техника и технология. — 2012. — Вып. 5. — С. 47—57.
9. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М. и др. Особенности совместной работы управляющих двигателей малой тяги и маршевого двигателя III ступени РКН «Циклон-4» // Четвертая Международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее». — Днепропетровск, 2013. — С. 27—28.
10. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М. и др. Расчетно-методическое обеспечение наземной отработки жидкостно-реактивной системы управления движением III ступени РКН «Циклон-4» // Пятая Международная конференция «Космические

технологии: настоящее и будущее». — Днепропетровск, 2015. — С. 22.

11. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Кошкин М. И. Расчетно-экспериментальное обеспечение разработки реактивных двигательных установок малой тяги // Техническая механика. — 2005. — № 2. — С. 50—64.
12. Фокс Д. А. Гидравлический анализ неустановившегося течения в трубопроводах: Пер. с англ. — М.: Энергоиздат, 1981. — 248 с.
13. Timoshenko V. I., Koshkin M. I., Knyshenko J. V. Methodical support of development of increased safe life propulsion systems of a small thrust // 52nd International Astronautical Congress 1-5 Oct., 2001. — Toulouse, France, 2001. — P. 78—80.

Стаття надійшла до редакції 13.07.15

REFERENCES

1. Beljaev N. M., Belik N. P., Uvarov E. I. Reactive spacecraft control systems (Reaktivnye sistemy upravlenija kosmicheskikh letatel'nyh apparatov), 232 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1979) [in Russian].
2. Vengerskij Je. V., Morozov V. A., Usov G. L. Hydrodynamics of two-phase flows in power plants supply systems. (Gidrodinamika dvuhfaznyh potokov v sistemah pitaniya jenergeticheskikh ustanovok), 128 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1982) [in Russian].
3. Grishin S. D., Kokorin V. V., Harlamov N. P. Theoretical basics of propulsion for spacecraft control (Teoreticheskie osnovy sozdanija dvigatel'nyh ustanovok dlja upravlenija kosmicheskimi apparatami), 192 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1985) [in Russian].
4. Idel'chik I. A. Handbook of hydraulic resistance. (Spravochnik po gidravlicheskim soprotivlenijam), 559 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1975) [in Russian].
5. Kokorin V. V., Rutovskij N. B., Solov'ev E. V. Complex optimization of propulsion control systems. (Kompleksnaja optimizacija dvigatel'nyh ustanovok sistem upravlenija), 184 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1983) [in Russian].
6. Poluhin D. A., Oreshhenko V. M., Morozov V. A. Testing hydro-pneumatic propulsion of launch vehicles and spacecraft from with a rocket engine. (Otrabotka pnevmogidrosistem dvigatel'nyh ustanovok raket-nositelej i kosmicheskikh apparatov s ZHRD), 247 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1987) [in Russian].
7. Timoshenko V. I., Knyshenko Yu. V. Influence of liquid gas saturation in the unsteady flow processes in pipeline systems (Vlijanie gazonasysshennosti zhidkosti na neustanovivshiesja processy techenija v truboprovodnyh sistemah). Tekhicheskaya Mekhanika, N 4, 34—43 (2010) [in Russian].
8. Timoshenko V. I., Knyshenko Yu. V. Unsteady fluid flows in complex manifold systems. Aerospace technic and technology, N 5, 47—57 (2012) [in Russian].

9. Timoshenko V., Knyshenko Yu., Durachenko V., et al. (Osobnosti sovmestnoj raboty upravljajushhih dvigatelej maloj tjagi i marshevogo dvigatelja III stupeni RN «Ciklon-4»). The 4th Intern. conf. "Space Technologies: Present and Future": Abstracts, P. 27—28 (Dnepropetrovsk, 2013) [in Russian].
10. Timoshenko V., Knyshenko Yu., Durachenko V., et al. Calculation-methodical support for ground development testing of Cyclone-4 ILV III stage motion control liquid-jet system. The 5th Intern. conf. "Space Technologies: Present and Future": Abstracts, P. 22 (Dnepropetrovsk, 2015) [in Russian].
11. Timoshenko V. I., Knyshenko Yu. V., Koshkin M. I. Design and experimental software development of jet propulsion of the low thrust settings (Raschetno-jeksperimental'noe obespechenie razrabotki reaktivnyh dvigatel'nyh ustanovok maloj tjagi.) Tekhnicheskaya Mekhanika, N 2, 50—64 (2005) [in Russian].
12. Fox J. A. Hydraulic analysis of unsteady flow in pipe networks, Transl. from Eng., 248 p. (Jenergoizdat, Moscow, 1981) [in Russian].
13. Timoshenko V. I., Koshkin M. I., Knyshenko J. V. Methodical support of development of increased safe life propulsion systems of a small thrust. 52nd International Astronautical Congress 1-5 Oct., 2001, P.78—80 (Toulouse, France, 2001).

*V. I. Тимошенко¹, Ю. В. Книщенко¹,
В. М. Дураченко², В. М. Анищенко²*

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ПИТАННЯ ВІДПРАЦЮВАННЯ КЕРУЮЧОЇ РІДИННОЇ РЕАКТИВНОЇ СИСТЕМИ З ЖИВЛЕННЯМ З МАГІСТРАЛЕЙ МАРШОВОГО ДВИГУНА ОСТАННЬОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ-НОСІЯ

Аналізуються проблемні питання, що виникають при переході від автономного живлення рідинної реактив-

ної системи (PPC) керування рухом останнього ступеня ракети-носія до живлення з магистралей маршового двигуна. Формуються основні положення розрахунково-методичного забезпечення та дається інформація про методи наземного стендового відпрацювання таких систем. Основні особливості роботи PPC при живленні з паливних магистралей маршового двигуна ілюструються результатами розрахункового обґрунтування і стендового відпрацювання системи PPC ракети космічного призначення «Циклон-4».

Ключові слова: рідинна реактивна система, керуючий блок, математична модель, магистралі живлення, паливний клапан, камера згоряння, стендове відпрацювання, маршовий двигун, розрахунок, експеримент.

*V. I. Timoshenko¹, Yu. V. Knyshenko¹,
V. M. Durachenko², V. M. Anishchenko²*

¹ Institute of Technical Mechanics
of the National Academy of Science of Ukraine
and the State Space Agency of Ukraine,
Dnipropetrovsk

² Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

PROBLEMS OF DEVELOPMENT OF CONTROLLING LIQUID JET SYSTEM, WHICH IS POWERED FROM LINES OF A BOOSTER OF THE LAUNCH VEHICLE FINAL STAGE

Problems of transfer from a self-contained supply of a flight control liquid jet system (LJS) of the launch vehicle final stage to a supply from booster engine lines are analyzed. The basic principles of the computational and methodic basis are formulated and information about methods of a ground-based bench development of such systems is presented. The basic work features of the LJS when supplying from feed lines of the cruise engine are illustrated using the results of computational justification and bench development of the LJS of the Cyclon-4 space launch vehicle.

Key words: liquid jet system, control blok, mathematical model, feed lines, fuel valve, combustion chamber, bench development work, cruise engine, «Cyclon-4» Space Launch Vehicle.