

УДК 523.5:629.07

Д-р физ.-мат. наук В. И. Тимошенко, канд. техн. наук Ю. В. Кнышенко,  
В. М. Дураченко, В. М. Анищенко, канд. физ.-мат. наук А. В. Корельский

## РАСЧЕТНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ III СТУПЕНИ РКН "ЦИКЛОН-4"

*Рассмотрены результаты отработки жидкостной реактивной системы управления полетом последней ступени ракеты космического назначения "Циклон-4". Представлены основные положения расчетно-методического обеспечения, которое целесообразно использовать при наземной стендовой отработке жидкостной реактивной системы.*

*Розглянуто результати відпрацювання рідинної реактивної системи керування польотом останнього ступеня ракети космічного призначення "Циклон -4". Подано основні положення розрахунково-методичного забезпечення, яке доцільно використовувати під час наземного стендового відпрацювання рідинної реактивної системи.*

*The paper presents the results of examination of liquid propulsion system of Cyclone-4 stage 3 flight control system as well as the basics on the calculation software that is expedient to be used for liquid propulsion system ground experimental development.*

### Введение

Управление движением III ступени РКН "Циклон-4" с многократным включением маршевого двигателя (МД) осуществляется с помощью управляющих блоков (УБ), в качестве которых используются двухкомпонентные реактивные двигатели малой тяги, объединенные в жидкостную реактивную систему (ЖРС).

Особенность ЖРС РКН "Циклон-4" состоит в том, что питание УБ осуществляется из топливных магистралей МД газонасыщенными компонентами топлива (КТ). Это обеспечивает снижение сухой массы ракеты-носителя за счет исключения автономных топливных баков и емкостей вытеснительной газовой системы, а также позволяет более полно использовать топливные ресурсы, включая гарантийные остатки топлива.

Наличие гидравлической связи топливных магистралей МД и ЖРС обуславливает низкий уровень и непостоянство давлений газонасыщенных КТ на входах в ЖРС, что обеспечивает абсолютное номинальное давление в камерах сгорания (КС) УБ, не превышающее 1 бар. Каждый пуск и останов МД приводит к провалам давления и гидроударам на входах в ЖРС. Провалы давления в окислителе и горючем состав-

ляют 2,3-3,7 бар, а броски давлений в обоих компонентах топлива достигают 10 бар по отношению к стационарным значениям. Эти факторы делают возможным возникновение условий для локального газовыделения и образования двухфазного газожидкостного потока, гидравлические характеристики которого отличаются от чисто жидкостной среды.

При разработке ЖРС учитываются следующие факторы:

– ЖРС осуществляет управление движением III ступени на всех этапах ее полета: при работающем МД, во время пауз в его работе и при обеспечении повторных запусков;

– сложная разветвленная конфигурация трубопроводов горючего и окислителя с участками трубопроводов различного проходного сечения, электроуправляемыми топливными клапанами, диафрагмами, тройниками, кольцевыми коллекторами;

– большое количество одновременно работающих УБ (до восьми), обеспечивающих управление движением по крену, рысканию и тангажу;

– наличие возмущений на входах в ЖРС, обусловленных многократными включениями маршевого двигателя;

– возможность образования в топливных магистралях газожидкостных потоков со

сниженными в несколько раз скоростями звука.

Процесс разработки системы управления движением космического аппарата или верхней ступени ракеты-носителя с помощью реактивных двигателей малой тяги представляет собой комплекс теоретических исследований, конструкторских решений, экспериментальных наземных стендовых отработок отдельных узлов и всей системы в целом при максимально возможном воспроизведении летных условий [1-3]. Важное место при этом занимает достоверная математическая модель гидравлических и газодинамических процессов в системах управляющих двигателей, которая позволяет спрогнозировать ожидаемые результаты стендовой отработки и повысить информативность получаемых опытных данных [4].

Целью работы является уточнение расчетной модели и определение параметров ЖРС III ступени РКН "Циклон-4" при ее наземной отработке с учетом влияния работы маршевого двигателя и газонасыщенности компонентов топлива.

### Технические характеристики ЖРС

Задачи управления полетом требуют независимого включения от одного до восьми УБ в режимах непрерывной или импульсной работы с различными сочетаниями длительности импульсов и пауз. Это предопределяет конструктивное оформление системы в виде пространственной разветвленной конфигурации топливных магистралей, гидравлические параметры которой изменяются за счет различного количества включаемых УБ.

Перед началом работы УБ топливные магистрали ЖРС заполнены компонентами топлива под давлением, определяемым давлением на входах в ЖРС. При поступлении командного сигнала от системы управления в виде подачи напряжений на катушки электромагнитов топливных клапанов соответствующих УБ, происходит их открытие, обеспечивающее поступление КТ в камеры сгорания. При командном сигнале на снятие напряжений происходит закрытие этих клапанов и отключение УБ. Таким образом, работа ЖРС, как исполни-

тельного механизма системы управления полетом, обеспечивается давлением компонентов топлива на входах в ЖРС, срабатыванием топливных клапанов и давлением в камерах сгорания управляющих блоков, что обеспечивает реализацию необходимых управляющих тяговых усилий.

Состав и основные геометрические параметры двухкомпонентного УБ приведены на рис. 1. Все УБ имеют номинальную тягу на непрерывном режиме работы, равную 30 Н.

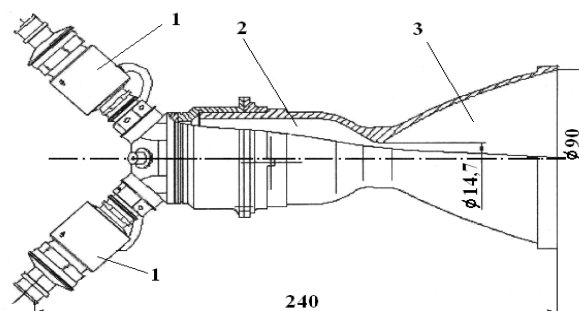


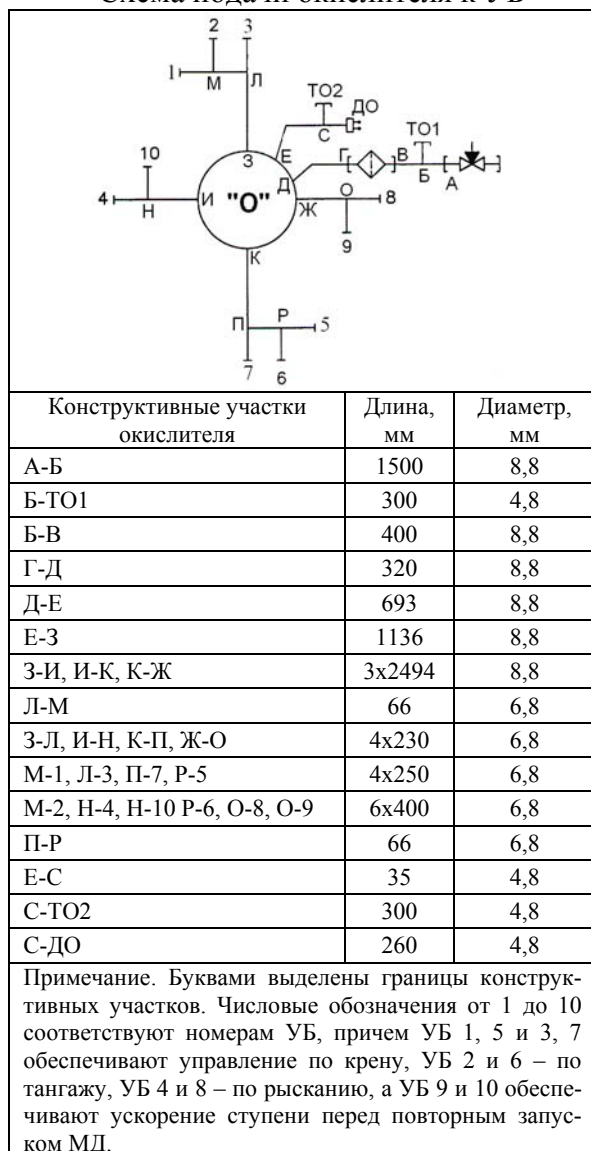
Рис. 1. Состав управляющего блока:  
1 – камера сгорания; 2 – сопло;  
3 – топливные клапаны

В качестве компонентов топлива используются: горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ), окислитель – азотный тетроксид (АТ). Компоненты топлива насыщены азотом и гелием. Физико-технические свойства используемых КТ приведены в [5].

Номинальные расходы горючего и окислителя на непрерывном режиме составляют 5,26 и 9,74 г/с соответственно. Напряжение питания электроуправляемых топливных клапанов 24 – 32 В.

В таблице в качестве примера представлены схема и конструктивные данные магистралей питания окислителем двухкомпонентных УБ в составе ЖРС. Схема подачи горючего обеспечивается по структурно подобной схеме и отличается длинами конструктивных участков.

Схема подачи окислителя к УБ



### Стендовая отработка ЖРС и задачи расчетного обеспечения

Завершающим этапом разработки ЖРС и подготовки ее к летным испытаниям является этап наземной стендовой отработки.

Наземная стендовая отработка отдельных УБ и ЖРС в целом, включающая огневые автономные конструкторские и доводочные испытания с поддержанием основных рабочих эксплуатационных режимов, направлена на подтверждение соответствия требованиям технического задания. Кроме того, учитывая гидравлическую связь топливных магистралей ЖРС и МД, необходимо проведение наземных испытаний при совместной работе ЖРС и МД. Из-за сложности технической реализации эти испытания проводятся по упрощенной схеме без

горения КТ в КС УБ с отводом их после клапанов в сборные емкости.

Расчетное обеспечение, которое базируется на использовании математических моделей отдельных элементов и систем ЖРС (топливных магистралей, камер сгорания УБ, электроуправляемых клапанов, фильтров, тройников, расходных жиклеров и др.), может служить в качестве источника дополнительной информации при наземной стендовой отработке и летной эксплуатации данной системы. Кроме того, сопоставление расчетных и опытных данных при совместных испытаниях ЖРС и МД по упрощенной методике может служить критерием допустимости данной постановки экспериментов для моделирования полетных условий.

### Особенности расчетного обеспечения работы ЖРС

С учетом конструктивных и режимных характеристик рассматриваемой ЖРС разработаны математическая модель и ее программная реализация [6-8] как совокупность расчетных модулей, обеспечивающих расчет:

- течения газонасыщенных компонентов топлива в питающих магистральных с учетом локальных газовыделений;
- работы электроуправляемых топливных клапанов под действием командных сигналов от системы управления;
- газодинамических процессов в камерах сгорания УБ при работе по заданной циклограмме.

При расчете гидравлических процессов в каждой из топливных магистралей ее конструктивная схема может быть представлена в виде набора простых трубопроводов (с постоянными длиной, диаметром, толщиной стенки, материалом) и набора сингулярных сосредоточенных элементов (емкостей, клапанов, тройников, жиклеров, фильтров 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 по-

мощи граничных условий, выражающих конкретные физические законы в этих сечениях.

### Математическая модель течения компонентов топлива в магистралях ЖРС

Течение газонасыщенных компонентов топлива в трубопроводах рассматривается в гидравлическом приближении в изотермических условиях. Выделившийся растворенный газ распределяется равномерно по локальному расчетному объему жидкости в виде газовых пузырьков; скорость звука газожидкостной среды зависит от количества выделившегося газа в расчетных сечениях; скорость движения компонентов топлива существенно меньше скорости звука; учитываются гидравлические сопротивления по длине конструктивных участков и в сингулярных элементах.

Необходимость учета процессов газовойделения в компонентах топлива при выполнении расчетов определяется уровнями рабочих давлений КТ и значениями граничных давлений начала образования газожидкостных потоков в разрабатываемой ЖРС. Анализ диапазонов рабочих давлений окислителя  $p_o$  и горючего  $p_r$  и граничных давлений начала газовойделения  $\bar{p}_o^{He}$ ,  $\bar{p}_o^N$ ,  $\bar{p}_r^{He}$ ,  $\bar{p}_r^N$  для равновесных концентраций гелия и азота в КТ  $c_o^{He}$ ,  $c_o^N$ ,  $c_r^{He}$ ,  $c_r^N$  показывает, что граничные давления для гелия находятся внутри диапазонов рабочих давлений КТ, а выделений азота практически нет.

Как следует из [5], зависимость скорости звука при течении газожидкостной среды в трубопроводе от определяющих параметров имеет вид

$$a_{зж} = \frac{a_{ж}^{\infty}}{\sqrt{(1-\varphi)^2 + \frac{\varphi(1-\varphi)\rho_{ж}(a_{ж}^{\infty})^2}{kp} + \frac{KD}{E\delta}}}, \quad (1)$$

где  $\rho_{ж}$  – плотность жидкости;  $a_{ж}^{\infty}$  – скорость звука в неограниченном потоке жидкости;  $\varphi = (c - p\chi)/(c - p\chi + \rho_r)$  – объемная концентрация выделившегося в жидкость газа;  $p$  – давление в жидкости;  $\rho_r$  – плотность газа в пузырьках, определяемая из

уравнения состояния;  $k$  – показатель адиабаты газа, растворенного в жидкости;  $E$  – модуль упругости материала трубопровода;  $D$  – диаметр трубопровода;  $\delta$  – толщина стенки трубопровода;  $K$  – модуль объемной упругости жидкости.

Зависимость (1), проверенная на различных жидкостях и газах, свидетельствует о сильном влиянии объемной концентрации газа на скорость звука газожидкостной среды. Так, при снижении давления в тетроксиде азота до 2,4 бара при  $c_o^{He} = 0,059$  кг/м<sup>3</sup> происходит выделение гелия, объемная концентрация газа достигает 8,5 %, а скорость звука снижается в 10 раз.

Гидравлическое сопротивление газожидкостного потока определяется с использованием гипотезы квазистационарности по зависимости, справедливой для условий  $\rho_r \ll \rho_{ж}$  и  $\varphi \ll 1$

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

где  $\rho_{гж}$ ,  $V_{гж}$  – плотность и скорость газожидкостной среды;  $l$  – длина трубопровода;  $\lambda_{гж}$  – коэффициент гидравлического сопротивления.

Для участков с ламинарным режимом течения  $\lambda_{гж}$  определяется по зависимости Блазиуса

$$\lambda_{гж} = \frac{64}{Re_{гж}}, \quad (3)$$

где  $Re_{гж} = \frac{\rho_{гж} V_{гж} D}{\mu_{гж}}$  – число Рейнольдса газожидкостного потока;  $\mu_{гж}$  – коэффициент динамической вязкости газожидкостной смеси.

$\mu_{гж}$  может быть найден по зависимости [5]

$$\mu_{зж} = \mu_{ж} \left[ 1 + \frac{2 - 4,2\varphi^{2/3} + 0,8\varphi^{7/3}}{2 - 10\varphi^{7/3}} \varphi \right], \quad (4)$$

где  $\mu_r$ ,  $\mu_{ж}$  – коэффициенты динамической вязкости газа и жидкости ( $\mu_r/\mu_{ж} \ll 1$ ).

Для расчета  $\lambda_{гж}$  в турбулентном режиме используется зависимость Кольбука-Уайта, модифицированная вводом эквива-



Результаты линейной интерполяции для скоростей звука и функций  $p$  имеют вид

$$a_D = \frac{a_{ж} a_k}{a_{ж} + a_k - a_{k-1}}; \quad (9)$$

$$a_C = \frac{a_{ж} a_k}{a_{ж} + a_k - a_{k+1}}; \quad (10)$$

$$p_D = \frac{a_D}{a_{ж}} p_{k-1} + \frac{a_{ж} - a_D}{a_{ж}} p_k; \quad (11)$$

$$p_C = \frac{a_C}{a_{ж}} p_{k+1} + \frac{a_{ж} - a_C}{a_{ж}} p_k. \quad (12)$$

Выражения для функций  $G$  и  $\rho$  не приводятся, поскольку они аналогичны приведенным для функций  $p_D$  и  $p_C$ .

Используя соотношения на характеристиках, исходящих из точек  $C$  и  $D$ , получим зависимости для определения функций  $p^1$  и  $G^1$  в расчетном узле  $k$  на новом временном слое  $t + \Delta t_0$

$$p_k^1 + a_D G_k^1 = p_D + a_D G_D + \psi_D \Delta t_0 a_D = R_D; \quad (13)$$

$$p_k^1 - a_C G_k^1 = p_C - a_C G_C - \psi_C \Delta t_0 a_C = R_C. \quad (14)$$

Из уравнений (13) и (14) находим

$$G_k^1 = \frac{R_D - R_C}{a_D + a_C}; \quad p_k^1 = \frac{R_D a_C + R_C a_D}{a_D + a_C}. \quad (15)$$

Полученные зависимости справедливы для внутренних сечений конструктивных участков. Согласование этих решений с решениями на границах (в сингулярных узлах) осуществляется на основе использования балансовых соотношений для расходов, давлений и соотношений на характеристиках, исходящих из ближайших узлов на конструктивных участках, примыкающих к сингулярным узлам.

Если граничная точка трубопровода соответствует тупику, то используются соотношения на положительной характеристике и условие равенства нулю расхода в тупиковом сечении.

Если сингулярной точкой является стык трубопровода с источником давления (ба-

ком, насосом), то используются соотношения на отрицательной характеристике, приходящей в граничную точку из соседнего узла на предыдущем временном слое, и заданной функции давления от расхода.

Для граничной точки на выходе из трубопроводной системы имеются соотношения на положительной характеристике, приходящей из смежного узла предыдущего временного слоя, и заданная или определяемая в процессе счета функция давления от расхода с учетом гидравлического сопротивления.

### Математическая модель динамики электроуправляемых топливных клапанов

Запуск, останов и работа УБ обеспечивается электроуправляемыми гидравлическими клапанами (ЭГК), расположенными на головке КС УБ. Схема ЭГК представлена на рис. 3.

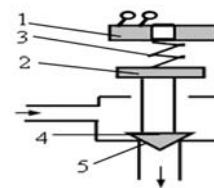


Рис. 3. Основные элементы ЭГК:  
1 – обмотка электромагнита; 2 – якорь;  
3 – пружина; 4 – тарель клапана;  
5 – седло клапана

При срабатывании клапана его детали, закрывающие или открывающие проходное сечение, перемещаются из одного фиксированного положения в другое.

Процесс полного открытия клапана можно разделить на три этапа.

Первый этап, от момента подачи командного сигнала (замыкание цепи обмотки электромагнита 1) до начала задействования якоря 2, характеризуется нарастанием тока в обмотке электромагнита до значения, при котором электромагнитная сила станет больше сил упругости пружины 3, вязкого трения и перепада давления на тарели клапана 4.

Второй этап – движение якоря до упора (полное открытие клапана). Клапан, жестко связанный с якорем, отходит от седла 5, открывая проход для подачи жидкости (ком-

понента топлива) в КС. Суммарное время первого и второго этапов определяет задержку начала запуска КС по отношению к командному сигналу.

Третий этап – выход электрических и магнитных параметров ЭГК на стационарные значения при положении якоря на упоре.

Процесс закрытия клапана также состоит из трех этапов.

Первый этап (от момента снятия напряжения с цепи обмотки электромагнита до начала отпускания якоря) характеризуется падением тока в обмотке электромагнита до такого значения, при котором суммарная сила тяги электромагнита и перепада давления на клапане станет меньше силы упругости возвратной пружины.

Второй этап – движение якоря до посадки клапана на седло (полное закрытие). Суммарное время первого и второго этапов определяет задержку начала отключения УБ относительно командного сигнала на останов УБ.

Третий этап – выход электрических и магнитных параметров ЭГК на нулевые значения (клапан находится на седле).

На первых и третьих этапах открытия и закрытия клапана необходимо решение уравнения, описывающего изменение электрических параметров в обмотке электромагнита, определяющих его тяговые усилия [1] при  $L = \text{const}$ ,

$$U = IR + L \frac{dI}{dt} + I \frac{dL}{dt}, \quad (16)$$

где  $U$  – электрическое напряжение на обмотке;  $I$ ,  $R$ ,  $L$  – ток, омическое сопротивление и индуктивность обмотки электромагнита.

На вторых этапах открытия и закрытия клапана используется уравнение движения подвижных частей клапана (тарели и якоря) под действием электромагнитных и механических сил совместно с уравнением (16), в котором учитывается зависимость индуктивности от положения якоря и тарели

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = F_{\text{эл}} - F_{\text{мех}}, \quad (17)$$

где  $F_{\text{эл}} = \frac{I^2 L(y)}{2y}$ ;  $F_{\text{мех}} = cy + pS_{\text{сед}} + k_{\text{жт}} V$ ;

$c$  – жесткость возвратной пружины;

$p$  – давление подачи компонента;  $S_{\text{сед}}$  – площадь седла;  $k_{\text{жт}}$  – коэффициент жидкого трения;  $V$  – скорость движения тарели.

Подробное описание расчетного алгоритма работы ЭГК изложено в [7].

### Математическая модель нестационарных процессов в КС УБ

Давление в КС работающего УБ зависит от расхода и соотношения поступающих компонентов. Для математического описания процессов в КС используется среднеобъемная модель [1, 7], т. е. полагается, что температура, давление и газовая постоянная продуктов реакции топлива одинаковы как вдоль камеры сгорания, так и по ее радиусу.

При этом принимается допущение, что время от момента впрыска топлива до превращения его в продукты реакции (время запаздывания  $\tau$ ) является постоянным и зависит от геометрических и конструктивных особенностей КС.

Изменение давления в КС описывается следующим уравнением

$$\frac{dp_k}{dt} + \varepsilon \Psi p_k = \eta \frac{R_k T_k}{V_k} [G_o + G_r] \quad (18)$$

где  $p_k$  – давление в КС;  $V_k$  – объем КС;  $G_o = G_o(t - \tau)$ ,  $G_r = G_r(t - \tau)$  – приход в КС окислителя и горючего соответственно;  $R_k, T_k$  – газовая постоянная и температура продуктов реакции соответственно;

$$\Psi = A_n F_{kp} / V_k; \quad A_n = \sqrt{n \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}};$$

$n$  – показатель политропы;  $F_{kp}$  – площадь критического сечения сопла;  $\eta$ ,  $\varepsilon$  – множители, определяемые по данным единичных экспериментов в импульсных режимах при запуске и выключении КС соответственно.

Работоспособность продуктов реакции  $R_k T_k$  в КС считается известной эмпирической функцией параметра  $K = G_o / G_c$ .

В результате численного интегрирования уравнения (6) на временном интервале, равном шагу по времени в методе характеристик, находится значение  $p_k$ , которое используется в качестве граничного усло-

вия на выходе из трубопроводной системы для задачи о движении компонентов топлива в подводящих магистралях. Двигатели, отсеченные с помощью ЭГК от системы питания, трактуются как сечения тупиковых трубопроводов. При этом учитываются гидравлические сопротивления устройств ввода КТ (расходные жиклер, форсунки, проточная часть клапана), определяемые экспериментально, путем проливов.

#### **Формализованное описание сложных трубопроводных магистралей**

Для построения конечно-разностной сетки разветвленные трубопроводные системы окислителя и горючего представляются в виде матриц, в которых на местах элементов, соответствующих расчетным сечениям конструктивных участков трубопроводов, стоят упорядоченные номера этих сечений.

В зависимости от значений элементов матриц, 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.) [7, 8].

#### **Методы стендовой отработки ЖРС**

В связи с низким номинальным рабочим давлением в КС УБ (~ 1 бар) автономные испытания УБ и всей ЖРС проводятся на штатных компонентах ракетного топлива в вакуумной камере, в которой поддерживается давление, обеспечивающее безотрывное истечение продуктов сгорания из сопел УБ. Эвакуация продуктов сгорания обеспечивается откачивающими системами.

В процессе работы одиночного УБ на стенде регистрируются следующие параметры: напряжения  $U$ , подаваемые на обмотки электромагнитов ЭГК, токи  $I$  в этих обмотках, давления  $p_o$ ,  $p_r$  и расходы  $G_o$ ,  $G_r$  КТ, поступающих в КС, давление в КС  $p_{кс}$ , тяга  $R$ , давление на срезе сопла  $p_h$ , температуры форсуночной головки  $T_{фг}$ , стенки КС  $T_{кс}$  и среза сопла  $T_c$ . Испытания проводятся в импульсных и непрерывных режимах в заданных диапазонах изменений давлений КТ на входе в УБ.

Автономные испытания стендового варианта ЖРС проводятся с измерением на каждом из УБ параметров, указанных выше, за исключением расходов КТ и тяги для испытываемых УБ в составе ЖРС. При испытаниях поддерживаются постоянные давления КТ на входах в УБ и ЖРС из всего диапазона давлений, заданных техническими требованиями.

Особенность стендовых огневых испытаний при совместной работе ЖРС и МД состоит в формировании на входах в ЖРС возмущений в виде гидроударных бросков и провалов давлений, обусловленных запусками и остановами МД. Для полного моделирования работы ЖРС в полетных условиях необходимо обеспечение давлений на срезах сопел УБ, соответствующих этим условиям. Однако проведение таких испытаний требует обеспечения откачки продуктов сгорания и поддержания на срезах каждого из сопел УБ давлений, характерных для полетных условий.

При успешном завершении автономных испытаний одиночных УБ и ЖРС возможно проведение этих испытаний в упрощенном виде, без воспламенения компонентов топлива в КС УБ. При этом процессы течения КТ в магистралях соответствуют постоянным давлениям в КС УБ, примерно равным номинальным расчетным (1 бар). Расходы КТ контролируются для каждого из УБ. Сопоставление расчетных данных для стендовых и летных условий позволит оценить допустимость применения упрощенного варианта.

#### **Результаты расчетов и данные экспериментальной отработки**

Расчеты выполнены для различных этапов наземной отработки ЖРС для условий:

- автономных испытаний одиночного УБ в непрерывном и импульсном режимах;
- автономных испытаний стендового варианта ЖРС;
- наземной огневой отработки МД при совместной работе с ЖРС при полетных и стендовых условиях.

Результаты испытаний одиночных УБ в импульсных режимах использованы для уточнения расчетной модели КС в части задержки воспламенения КТ, характера нарастания давления в КС при запуске и



запаздывания начала спада давления и его характера при останове УБ.

На рис. 4 представлено изменение тока в обмотке ЭГК  $I_{ЭГК}$  и давления в КС  $p_{КС}$  как реакция на командный импульсный сигнал в виде напряжения  $U$ . Запаздывание начала запуска КС складывается из времени срабатывания топливных клапанов  $\Delta t_{ЭГК}$  (первый и второй этапы открытия клапана) и времени задержки воспламенения  $\Delta t_{зв}$  компонентов топлива, обусловленной конечными временами испарения, перемешивания и воспламенения КТ. Время запаздывания выключения УБ также состоит из времени закрытия ЭГК (первый и второй этапы) и времени догорания КТ из заклапанных каналов и в объеме КС.

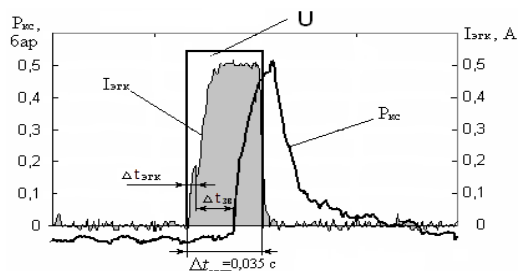


Рис. 4. Задержки запуска и останова УБ по отношению к командному сигналу

При этом задержки, обусловленные временем срабатывания ЭГК, могут быть достаточно точно рассчитаны с использованием изложенной выше математической модели.

На основе анализа данных стендовых испытаний одиночных УБ в импульсных режимах различной длительности определена задержка воспламенения после открытия ЭГК и задержка начала спада давления в КС после полного закрытия ЭГК. Получены зависимости для множителей  $\eta$ ,  $\varepsilon$  в уравнении (18)

$$\eta = \left( 1 - e^{-2 \frac{t}{\Delta t_{зв}}} \right) \cdot \left( \frac{p_{\Gamma}}{p_{\Gamma}^{ном}} \right)^{0,5}, \quad (19)$$

где  $p_{\Gamma}^{ном}$  – давление горючего на входе в КС в номинальном режиме;  $p_{\Gamma}$  – то же давление в режиме, отличающемся от номинального;  $t$  – время, отсчитываемое после начала воспламенения в КС;  $\Delta t_{зв}$  – задерж-

ка начала воспламенения, определяемая экспериментально.

Данный множитель отражает характер нарастания давления в КС УБ при различных давлениях на входах в КС и длительностях импульсов.

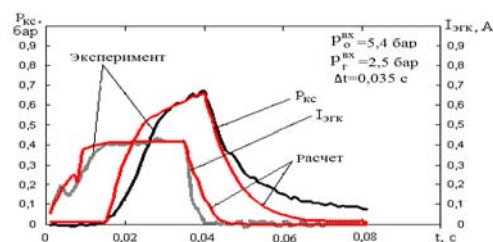
Множитель  $\varepsilon$  при члене в уравнении (18), определяющем истечение продуктов сгорания из КС через сопло, принимается равным 0,3 для сверхкритического режима истечения и 0,1 для докритического.

Рис. 5 иллюстрирует сравнение расчетных данных по изменению давления в КС и токов в обмотках ЭГК с результатами, полученными при автономных огневых стендовых испытаниях одиночного УБ в импульсных режимах работы для различных входных давлений КТ и длительностях импульсов.

Приведенные результаты показывают, что увеличение давления КТ на входах в УБ ускоряет процесс набора давления в КС, усиливая при этом эффекты последствия при выключении, а рост длительности командного сигнала с 0,035 до 0,1 с приближает форму кривой давления в КС к прямоугольному виду командного сигнала.

Результаты, представленные на рис. 5, свидетельствуют о том, что уточненная расчетная модель газодинамических процессов в камере сгорания УБ и электродинамические зависимости в ЭГК достаточно полно отражает данные стендовой отработки в импульсных режимах.

Анализ стендовых данных и результатов расчета функционирования УБ в непрерывных и импульсных режимах показал, что расчетная модель хорошо описывает работу УБ в условиях, характеризующихся стабильным тепловым состоянием конструкции УБ, наступающим через несколько секунд работы.



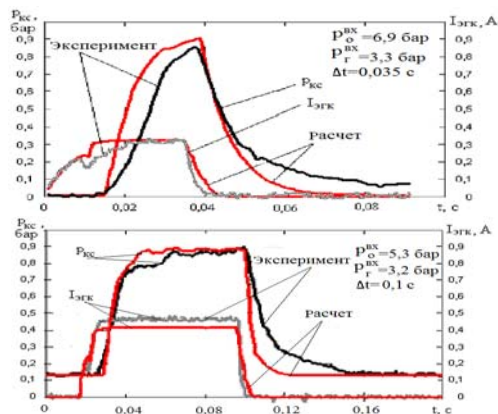


Рис. 5. Изменения давления в КС и тока в ЭГК в зависимости от давлений КТ на входах в УБ и длительности командного импульса

На рис. 6 приведены данные стендовых испытаний по давлениям в КС и тяге УБ, обобщенные по параметру  $Kp_T$  для непрерывных режимов работы в ожидаемых диапазонах изменения параметров КТ на входах в УБ, обусловленных работой МД. Там же показаны результаты расчетов по описанной выше уточненной модели.

Из приведенных данных видно, что изменение давлений КТ на входе в УБ в диапазоне, обусловленном работой МД, приводит к изменению давлений в КС и тяги в пределах 15 – 30 % по отношению к номинальным значениям.

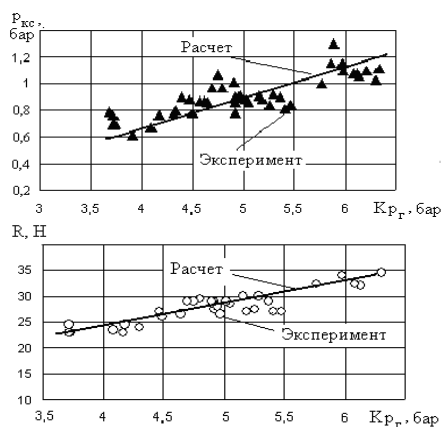


Рис. 6. Результаты расчетов и данные огневых испытаний в непрерывном режиме по давлению в КС и тяге УБ

Для условий огневых испытаний стендового варианта ЖРС расчеты проведены применительно к участку циклограммы с максимальным количеством УБ, одновременно работающих в импульсных режимах.

При расчетах учтены комбинации давлений КТ на входах в ЖРС, уровни их газонасыщенности азотом и гелием, а также параметры топливных магистралей ЖРС.

Результаты сопоставления расчетных и экспериментальных значений давления для УБ1, УБ3 и УБ4 приведены на рис. 7.

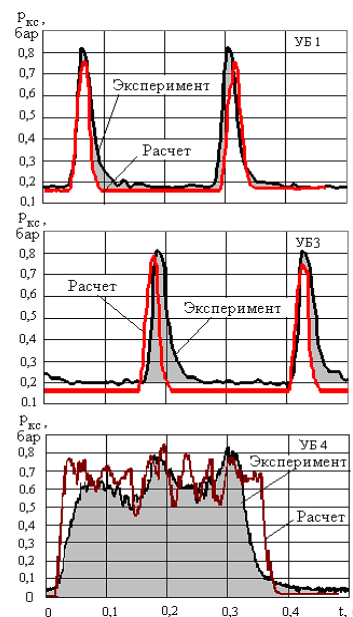


Рис. 7. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по изменению давлений в камерах сгорания УБ1, УБ3 и УБ4

Как следует из приведенных данных, сходимость расчетных и опытных данных удовлетворительная. Некоторое различие в амплитудах давлений вызвано нестабильностью давления в вакуумкамере, обусловленной работой вакуумных насосов при переменном поступлении продуктов сгорания от изменяющегося количества работающих управляющих блоков.

Полный цикл совместных огневых испытаний ЖРС и МД должен обеспечивать внешнее давление на выходах из УБ, которое отвечает полетным условиям. На рис. 8 представлены результаты расчетов давления в КС УБ по крену для участков циклограммы наземной отработки, соответствующих запуску и останову МД для полетных условий.

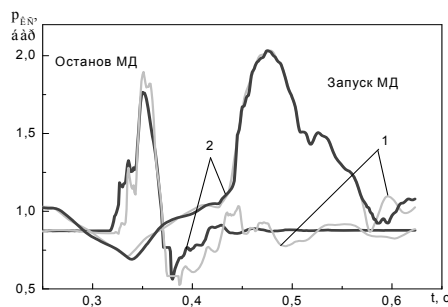


Рис. 8. Изменение давлений в КС УБ при запуске и останове МД с учетом (кривые 1) и без учета (кривые 2) газовыделения: запуск МД –  $p_o^{BX} = 5,6$  бара,  $p_r^{BX} = 2,8$  бара; останов МД –  $p_o^{BX} = 4,4$  бара,  $p_r^{BX} = 1,9$  бара

Результаты расчетов показывают, что влияние возмущений на входах в ЖРС, обусловленных запуском или остановом МД приводят к росту давления в КС при гидроударах, которое почти вдвое превышает номинальное, а при провалах давлений – снижается до 60-70% от номинального значения.

Влияние газовой выделений в КТ, поступающих в КС УБ, проявляется в более медленном угасании пульсаций давления в переходных режимах. Этот эффект возрастает с падением давления КТ на входах в ЖРС.

Отличие гидравлических процессов в топливных магистралях ЖРС в полетных условиях от упрощенных стендовых при запусках и остановках МД заключается в воздействии изменения давления в КС на характер течений в системах подачи КТ, в то время как в стендовых условиях это влияние отсутствует.

На рис. 9 представлено влияние учета изменения давления в КС УБ на характер гидравлических процессов в топливных трубопроводах на примере запуска МД (без учета газовой выделений в КТ).

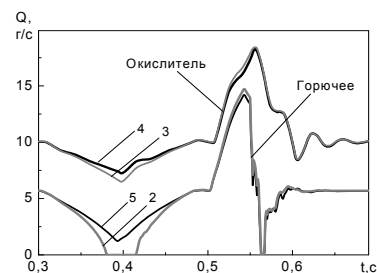
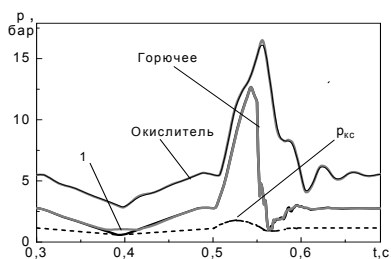


Рис. 9. Влияние учета изменения давления в КС УБ на расходы и давления КТ в магистралях питания: 1, 2 – давление и расход горючего без горения в КС; 3 – расход окислителя без горения в КС; 4, 5 – расходы окислителя и горючего при работе КС

Приведенные данные показывают, что изменение давления в КС УБ влияет на процессы в подводящих магистралях горючего только в моменты провалов давления, несколько снижая значение провала давления на входах в УБ, при этом расход горючего принимает нулевое значение.

Кратковременность провалов давления при проведении стендовых испытаний ЖРС без воспламенения компонентов топлива обеспечивает моделирование давлений на выходах из топливных клапанов, близкие к номинальным при работе КС. Это дает возможность моделировать процессы в топливных магистралях, исключив сложную систему вакуумирования для полной имитации полетных условий, что существенно снижает стоимость разработки и изготовления стендового оборудования и ускоряет процедуру стендовой отработки ЖРС при совместной работе ее с маршевым двигателем.

### Заключение

1. Разработка ЖРС с питанием из магистралей маршевого двигателя требует комплексного использования расчетно-методического обеспечения и стендового оборудования, позволяющего смоделировать ее работу в полетных условиях на газонасыщенных компонентах топлива при совместной работе с маршевым двигателем.

2. По результатам стендовых испытаний управляющих блоков уточнена расчетная модель камер сгорания в части:

- задержек начала воспламенения компонентов топлива и характера набора давления в камере сгорания;

– характера падения давления после отсечки подачи топлива в камеру сгорания.

3. Расчетные и экспериментальные данные показывают, что в стационарных условиях совместной работы ЖРС и МД давление и тяга управляющих блоков могут отличаться на 15-30% номинальных значений.

При запусках или остановах МД забросы и провалы давления в камерах сгорания управляющих блоков могут примерно вдвое отклоняться от стационарных значений.

4. Эффекты газовой выделения в топливных магистралях с образованием мелкопузырьковой газожидкостной среды имеют место при переходных режимах работы ЖРС и проявляются в более медленном установлении параметров работы управляющих блоков после возмущений.

5. По результатам расчетов установлена в целом достаточность моделирования полетных условий согласно упрощенному методу стендовой совместной отработки ЖРС и МД без воспламенения компонентов топлива в камерах сгорания УБ.

6. Верификация расчетной модели и программного обеспечения на данных стендовой отработки позволяет использовать ее при летных испытаниях для анализа работы ЖРС в штатных и возможных нештатных ситуациях.

#### **Список использованной литературы**

1. Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.

2. Кокорин В.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. – М.: Машиностроение, 1983. – 184 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. Тимошенко В.И., Кнышенко Ю.В., Дураченко В.М. и др. Особенности совместной работы управляющих двигателей малой тяги и маршевого двигателя III ступени РН "Циклон-4" // Тез. докл. IV Междунар. конф. "Космические технологии: настоящее и будущее", 17-19 апр. 2013 г. – Днепропетровск. – С. 27-28.

5. 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.

6. Timoshenko V.I., Knyshenko J. V., Koshkin M.I. 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.

7. 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.

8. Тимошенко В.И., Кнышенко Ю.В. Неустановившиеся течения жидкости в сложных разветвленных трубопроводных системах // Авиационно-космическая техника и технология. – Вып. 5. – 2012. – С. 47-57.

9. Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В. Влияние газонасыщенности жидкости на неустановившиеся процессы течения в трубопроводных системах // Техническая механика. – 2010. – № 4. – С. 34 – 43.

Статья поступила 28.10.2015