

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССОВ В НАСОСНОЙ СИСТЕМЕ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. Б. Яковлев

Омский государственный технический университет,  
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

**В статье рассматривается математическая модель насосной системы подачи топлива в камеру жидкостного ракетного двигателя, состоящей из активной и пассивной частей гидравлической системы. Получено дифференциальное уравнение, описывающее процессы, происходящие в системе топливоподачи, которое позволяет провести динамический анализ и выявить основные закономерности влияния на регулируемую величину задающего и возмущающих воздействий, а также получить переходные процессы от этих воздействий.**

**Ключевые слова:** динамические процессы, жидкое ракетное топливо, топливный насос, форсуночная головка, топливные магистрали, активная часть гидросистемы, пассивная часть гидросистемы, переходный процесс.

## Введение

В настоящий момент в российской и зарубежной космонавтике основной бортовой энергетической установкой ракет-носителей (РН) космических ракетных комплексов (КРК), выполняющей задачи по обеспечению необходимого удельного импульса и созданию тяги с заданной глубиной регулирования, является жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) [1, 2]. Превосходство ЖРД перед ракетными двигателями на твердом топливе, часто используемыми в качестве ускорителей РН, обусловлено рядом преимуществ (достаточно простое регулирование тяги, возможность повторных включений, более высокий удельный импульс и пр.).

Несмотря на многолетнюю конкуренцию на рынке космических услуг, стоимость запуска РН с ЖРД остается до сих пор довольно высокой. В связи с этим во всех космических державах ведутся работы по созданию технологий, способных существенно снизить стоимость космических запусков. Одним из направлений снижения стоимости запуска полезного груза является совершенствование конструкции и характеристик ЖРД в направлениях упрощения и оптимизации схемы, структуры, конструкции его систем и агрегатов, использования высокоэффективных компонентов топлива, а также оптимизации динамических процессов в агрегатах ЖРД, повышения точности выполнения полетных задач [2–6]. Однако в настоящее время конструкция ЖРД требует дальнейшего совершенствования, а динамические процессы, происходящие в агрегатах и узлах ЖРД, описаны недостаточно.

Решая задачи по оптимизации динамических процессов в агрегатах ЖРД, можно повысить эффективность КРК, снизить стоимость доставки 1 кг полезной нагрузки на орбиту или увеличить ее массу.

## Постановка задачи

Современный ЖРД является сложной технической системой, регулируемой по режиму работы в широком диапазоне значений тяги. И, как любая сложная техническая система, состоит из большого числа элементов, имеющих сложные внутренние связи и которым присущ динамический характер происходящих в них процессов. Элементы этой системы (агрегаты и узлы ЖРД) тоже являются динамическими звеньями. Используя системный подход (анализ и синтез), описывая с помощью дифференциальных уравнений вначале свойства отдельных элементов ЖРД, а затем устанавливая прямые и внутренние связи между элементами, можно получить математическое описание (построить динамическую модель) всей системы в целом и выявить динамические свойства ЖРД. Далее, используя различные способы, можно изменить свойства двигателя в нужном проектировщику направлении [7–10].

Для описания динамических свойств ЖРД и составляющих его элементов используются дифференциальные уравнения, содержащие производные по времени и связывающие выходное и входные воздействия (командное и возмущающее). Но для получения дифференциальных уравнений, определяющих динамические свойства, необходимо описать свойства элементов ЖРД на установившемся режиме, т.е. получить их статические характеристики. По дифференциальным уравнениям элементов определяют передаточные функции и строят структурную схему, соединяя эти элементы между собой в определенной последовательности. Также решая систему дифференциальных уравнений можно найти связь между выходной и входными величинами всего соединения элементов (звеньев) [11, 13–15].

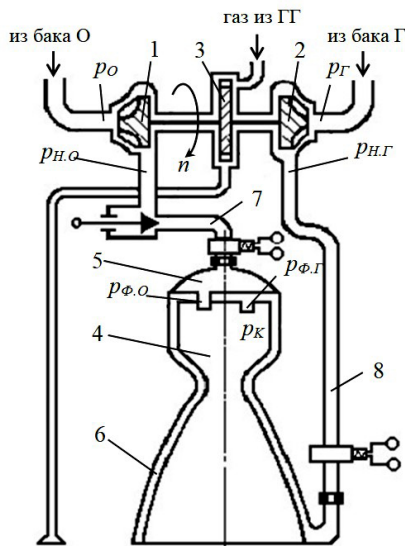


Рис. 1. Насосная система подачи топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя: 1 — насос горючего; 2 — насос окислителя; 3 — турбина турбонасосного агрегата; 4 — камера сгорания; 5 — форсуночная головка камеры; 6 — тракт охлаждения камеры; 7 — магистраль подачи горючего; 8 — магистраль подачи окислителя

Fig. 1. Pumping system for supplying fuel to the combustion chamber of a liquid rocket engine: 1 — fuel pump; 2 — oxidizer pump; 3 — turbine of a turbopump unit; 4 — combustion chamber; 5 — nozzle head of the chamber; 6 — cooling path of the chamber; 7 — fuel supply line; 8 — oxidizer supply line

Одной из наиболее важных систем ЖРД нижних ступеней РН КРК является насосная система топливоподачи в камеру двигателя, состоящая из активной и пассивной частей гидравлической системы [11, 12]. Активная часть системы подачи обеспечивает работу с заданным расходом пассивной части, создавая необходимое давление. Состав каждой части (набор элементов) для различных ЖРД может отличаться и определяется назначением, схемой двигателя, используемыми компонентами топлива [10, 12]. Однако к активной части системы можно всегда отнести насосы горючего (Г) и окислителя (О), а к пассивной — магистрали топливоподачи с установленными в них агрегатами (клапаны, регуляторы и пр.) и камеру двигателя.

Таким образом, целью исследования является определение дифференциального уравнения, описывающего совместную работу активной и пассивной частей насосной системы подачи топлива в камеру двигателя на переходном режиме.

Будем рассматривать обобщенную ЖРД, включающую: насосы горючего 1 и окислителя 2 в едином турбонасосном агрегате (ТНА) 3, приводимом во вращение газом из газогенератора; камеру сгорания 4 с форсуночной (смесительной) головкой 5 и трактом охлаждения 6; магистрали подачи горючего 7 и окислителя 8 на вход в камеру двигателя (рис. 1).

Решаемые задачи для выполнения указанной цели:

1) получение дифференциальных уравнений соединений элементов ЖРД (камеры сгорания, смесительной головки, магистралей с трактом охлаждения, насосов);

2) построение структурной схемы насосной системы топливоподачи;

3) получение дифференциального уравнения, описывающего работу насосной системы топливоподачи;

4) анализ динамических свойств насосной системы топливоподачи.

## Теория

Рассматривая систему подачи топлива в камеру ЖРД (рис. 1), будем считать выходной величиной изменение давления в камере сгорания  $p_k$ , а входными величинами — число оборотов ротора ТНА  $n$  и давления на входе насосов окислителя  $p_o$  и горючего  $p_r$ . Причем число оборотов считается регулирующим воздействием, а давления на входе в насосы — возмущающими воздействиями.

Для описания динамических свойств системы подачи топлива необходимо было изучить динамические свойства каждого из составляющих элементов и получить его динамическую характеристику звеньев в виде дифференциального уравнения, связывающего изменения выходного сигнала во времени при определенном законе изменения входного сигнала. При этом были приняты применяемые для ЖРД в области низких частот допущения для подобных расчетов, которые обеспечивают удовлетворительные в первом приближении результаты [13–18]: компоненты топлива являются несжимаемой жидкостью; сплошность потока жидкости не нарушается в процессе течения; материалы корпусов элементов конструкций абсолютно жесткие; параметры течения жидкости в звеньях сосредоточенные; уравнения — линеаризованы.

Таким образом, были получены дифференциальные уравнения, описывающие работу (рис. 1) камеры сгорания 4 и смесительной головки 5 [8]:

$$(T_1 p + 1) \Delta \bar{p}_k = K_1 e^{-p\tau_{зан}} \Delta \bar{m}_O + K_2 e^{-p\tau_{зан}} \Delta \bar{m}_r; \quad (1)$$

$$\Delta \bar{m}_O = K_3 \Delta \bar{p}_{\phi, O} - K_4 \Delta \bar{p}_k; \quad (2)$$

$$\Delta \bar{m}_r = K_5 \Delta \bar{p}_{\phi, r} - K_6 \Delta \bar{p}_k; \quad (3)$$

где  $\Delta \bar{x}$  — отклонение величины от номинального значения,  $\Delta \bar{x} = \Delta x / x_{ном}$ ;  $T_1$ ,  $K_i$  — постоянная времени камеры сгорания и коэффициенты усиления звеньев соответственно;  $\dot{m}_O$ ,  $\dot{m}_r$  — расходы окислителя и горючего;  $p_{\phi, O}$ ,  $p_{\phi, r}$  — давления перед форсунками окислителя и горючего;  $\tau_{зан}$  — время запаздывания воспламенения компонентов топлива.

Основными параметрами камеры сгорания являются массовые расходы компонентов, определяемые давлениями в камере и в смесительной головке перед форсунками [19]. Основным требованием к форсункам является обеспечение однородного и тонкого распыла при относительно небольшом перепаде давления на них на любом режиме работы двигателя [20]. Анализируя выше приведенные уравнения, можно утверждать, что камера сгорания обладает свойствами инерционного звена с постоянным запаздыванием (см. выр. (1)), а смесительная головка — усилительного звена (см. (2)–(3)).

Общее уравнение, описывающее динамические свойства соединения камеры сгорания и смесительной головки, будет

$$\left( \frac{K_1 K_4 e^{-p\tau_{зан}}}{T_1 p + 1} + \frac{K_2 K_6 e^{-p\tau_{зан}}}{T_1 p + 1} + 1 \right) \Delta \bar{p}_k =$$

$$= \frac{K_1 K_3 e^{-p\tau_{ан}}}{T_1 p + 1} \Delta \bar{p}_{\phi, O} + \frac{K_2 K_5 e^{-p\tau_{ан}}}{T_1 p + 1} \Delta \bar{p}_{\phi, Г}$$

или

$$(T_1 p + K_1 K_4 e^{-p\tau_{ан}} + K_2 K_6 e^{-p\tau_{ан}} + 1) \Delta \bar{p}_K = K_1 K_3 e^{-p\tau_{ан}} \Delta \bar{p}_{\phi, O} + K_2 K_5 e^{-p\tau_{ан}} \Delta \bar{p}_{\phi, Г} \quad (4)$$

Уравнение (4) характеризует это соединение как инерционное звено с постоянным запаздыванием по каждому входному воздействию.

Также были получены уравнения динамики трубопроводов подачи компонентов и тракта охлаждения камеры сгорания [8, 11], рассмотренные как магистрали с сосредоточенными сопротивлениями с учетом изменения давления, вызванного инерцией столба жидкости. Эти агрегаты соответствуют усилительным звеньям по отношению к давлениям на выходе насосов окислителя и горючего с введением форсирующего звена по отрицательной обратной связи по отношению к расходам компонентов топлива:

$$\Delta \bar{p}_{\phi, O} = K_7 \Delta \bar{p}_{н, O} - (T_2 p + 1) K_8 \Delta \bar{m}_O; \quad (5)$$

$$\Delta \bar{p}_{\phi, Г} = K_9 \Delta \bar{p}_{н, Г} - (T_3 p + 1) K_{10} \Delta \bar{m}_Г, \quad (6)$$

где  $p_{н, O}$ ,  $p_{н, Г}$  — давления на выходе насосов окислителя и горючего;  $T_2$ ,  $T_3$  — постоянные времени магистралей окислителя и горючего соответственно, зависящие от их длины, площади проходного сечения и гидравлического сопротивления.

Подставляя уравнения (2) и (3) в (5) и (6), получим

$$\Delta \bar{p}_{\phi, O} = \frac{K_7}{[(T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1]} \Delta \bar{p}_{н, O} + \frac{(T_2 p + 1) K_8 K_4}{[(T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1]} \Delta \bar{p}_K;$$

$$\Delta \bar{p}_{\phi, Г} = \frac{K_9}{[(T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1]} \Delta \bar{p}_{н, Г} + \frac{(T_3 p + 1) K_{10} K_6}{[(T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1]} \Delta \bar{p}_K$$

или

$$[K_8 K_3 T_2 p + K_8 K_3 + 1] \Delta \bar{p}_{\phi, O} = K_7 \Delta \bar{p}_{н, O} + (T_2 p + 1) K_8 K_4 \Delta \bar{p}_K; \quad (7)$$

$$[K_{10} K_5 T_3 p + K_{10} K_5 + 1] \Delta \bar{p}_{\phi, Г} = K_9 \Delta \bar{p}_{н, Г} + (T_3 p + 1) K_{10} K_6 \Delta \bar{p}_K. \quad (8)$$

Воспользуемся ранее полученными в [8] уравнениями динамики напорных характеристик насосов окислителя и горючего:

$$\Delta \bar{p}_{н, O} = K_{11} \Delta \bar{p} - K_{12} \Delta \bar{m}_O + K_{13} \Delta \bar{p}_O; \quad (9)$$

$$\Delta \bar{p}_{н, Г} = K_{14} \Delta \bar{p} - K_{15} \Delta \bar{m}_Г + K_{16} \Delta \bar{p}_Г, \quad (10)$$

подставив их в уравнения (7) и (8), будем иметь:

$$[K_8 K_3 T_2 p + K_7 K_{12} K_3 + K_8 K_3 + 1] \Delta \bar{p}_{\phi, O} = K_7 K_{11} \Delta \bar{p} + K_7 K_{13} \Delta \bar{p}_O + [K_8 K_4 T_2 p + K_7 K_{12} K_4 + K_8 K_4] \Delta \bar{p}_K; \quad (11)$$

$$[K_{10} K_5 T_3 p + K_9 K_{15} K_5 + K_{10} K_5 + 1] \Delta \bar{p}_{\phi, Г} = K_9 K_{14} \Delta \bar{p} + K_9 K_{16} \Delta \bar{p}_Г + [K_{10} K_6 T_3 p + K_9 K_{15} K_6 + K_{10} K_6] \Delta \bar{p}_K, \quad (12)$$

здесь  $p_O$ ,  $p_Г$  — давление на входе в насосы окислителя и горючего;  $n$  — число оборотов ТНА.

Решая совместно уравнения (4) и (11)–(12), получим

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{(T_1 p + 1)}{e^{-p\tau_{ан}}} [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \times \\ & \times [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] + \\ & + K_1 K_4 [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \times \\ & \times [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] + \\ & + K_2 K_6 [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \times \\ & \times [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] - \\ & - K_1 K_3 [(T_2 p + 1) K_8 K_4 + K_7 K_{12} K_4] \times \\ & \times [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] - \\ & - K_2 K_5 [(T_3 p + 1) K_{10} K_6 + K_9 K_{15} K_6] \times \\ & \times [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \end{aligned} \right\} \Delta \bar{p}_K = \\ = \{ K_1 K_3 K_7 K_{11} [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] + \\ + K_2 K_5 K_9 K_{14} [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \} \Delta \bar{p} + \\ + \{ K_1 K_3 K_7 K_{13} [K_9 K_{15} K_5 + (T_3 p + 1) K_{10} K_5 + 1] \} \Delta \bar{p}_O + \\ + \{ K_2 K_5 K_9 K_{16} [K_7 K_{12} K_3 + (T_2 p + 1) K_8 K_3 + 1] \} \Delta \bar{p}_Г. \quad (13)$$

Уравнение (13) является дифференциальным уравнением, описывающим совместную работу активной и пассивной частей насосной системы подачи топлива в камеру двигателя на переходном режиме.

## Результаты экспериментов

В целях наглядного представления взаимодействия между собой и взаимовлияния друг на друга элементов активной и пассивной частей насосной системы ЖРД были получены структурные схемы звеньев и общая структурная схема всего соединения (рис. 2). Данная структурная схема соответствует уравнению динамики (13) и из которой видно, что в качестве управляющей величины выступает изменение числа оборотов ТНА  $\Delta \bar{p}$ , входными возмущениями — изменения давлений на входе в насосы окислителя  $\Delta p_O$  и горючего  $\Delta p_Г$ , а управляемой (выходной) величиной — изменение давления в камере сгорания  $\Delta p_K$ . На рис. 2 хорошо видны внутренние отрицательные обратные связи камеры ЖРД и смесительной головки по давлению в камере, смесительной головки и магистралей компонентов, а также смесительной головки и насос по расходам. Перечисленные связи при обычном анализе взаимодействия элементов в явном виде не проявляются, а могут вытекать из анализа уравнений динамики или структурной схемы [21, 22].

## Обсуждение результатов

Для определения динамических свойств насосной системы подачи топлива в камеру двигателя необходимо решить уравнение (13), подставляя в качестве входных величин ступенчатый или импульсный сигналы. Полученная на выходе функция

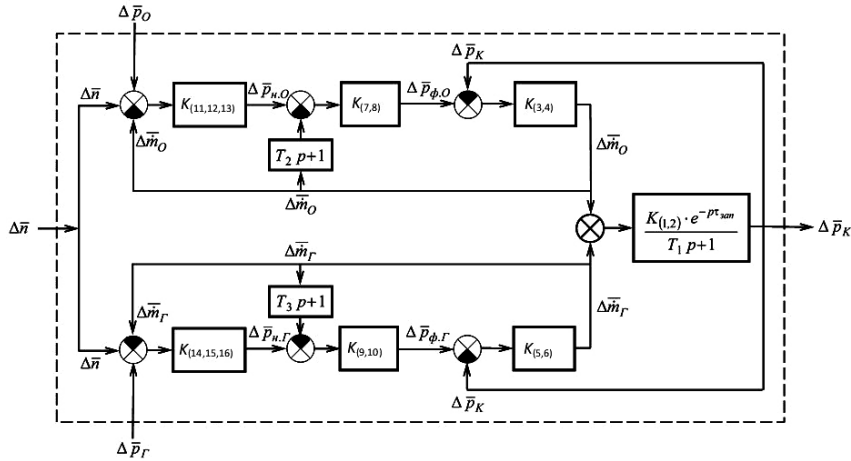


Рис. 2. Структурная схема насосной системы подачи топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя

Fig. 2. Block diagram of a pumping system for supplying fuel to the combustion chamber of a liquid rocket engine

(переходная или импульсная переходная) раскроет свойства данной системы.

Наличие в насосной системе подачи ЖРД инерционного звена (камеры сгорания), безынерционных элементов (смесительной головки, насосов компонентов) и усилительных звеньев по прямому каналу (трубопроводов) позволяет считать это соединение инерционным (апериодическим) звеном первого порядка с запаздыванием на время запаздывания воспламенения топлива в камере двигателя. Постоянная времени камеры сгорания  $T_1$  характеризует длительность перехода на новый режим работы ЖРД и определяется параметрами смеси продуктов сгорания компонентов, а также площадью критического сечения и внутренним объемом камеры. Для снижения инерционности переходного процесса до нового установившегося уровня работы необходимо уменьшить значения  $T_1$  и  $\tau_{зан}$ .

Внутренние отрицательные обратные связи элементов обеспечивают поддержание устойчивого процесса подачи компонентов топлива от насосов по магистралям через смесительную головку в камеру сгорания ЖРД с последующим истечением продуктов сгорания через критическое сечение сопла. При этом свойство самовыравнивания работы ЖРД будет проявляться при отклонениях от равновесного режима работы через возникновение разности приращений между отводом массы продуктов сгорания и подводом массы компонентов топлива, которая и будет устранять эти возникшие отклонения.

### Выводы и заключение

Описанная с помощью уравнения (13) с учетом вышеперечисленных допущений математическая модель системы подачи компонентов топлива в ЖРД позволяет получить и оценить переходные процессы, возникающие от приложения на вход задающего и возмущающих сигналов. Решение уравнения может быть получено с помощью ЭВМ, например, в системе компьютерной математики Maple, при использовании которого путем вариаций коэффициентами уравнения (постоянная времени и коэффициенты усиления) можно добиться необходимых временных показателей и вида переходных процессов, что обеспечит решение задачи синтеза требуемого динамического качества. Па-

раметры переходного процесса могут служить исходными данными для разработки замкнутой системы автоматического регулирования, способной обеспечивать, например, компенсацию отклонения регулируемой величины либо ее программное изменение.

### Список источников

1. Пузин Ю. Я., Сафронов С. Л. Основы устройства и эксплуатации космических комплексов. Самара: Изд-во Самарского университета, 2022. 236 с. ISBN 978-5-7883-1768-7.
2. Яковлев А. Б. Разработка математической модели процессов в газогенераторе с унитарным топливом для питания турбины жидкостной ракетной двигательной установки // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2023. Т. 7, № 3. С. 82–88. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-3-82-88. EDN: TWJQSQ.
3. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 3. С. 23–33. EDN: YTNXYL.
4. Орлин С. А. Повышение экономичности кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей различного назначения путем внедрения промежуточного охладителя // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 4 (16). С. 30. EDN: RDGQYD.
5. Абдуллин М. Р., Давлатов Н. Б., Шигапов Р. Р. Анализ и классификация путей совершенствования жидкостных ракетных двигателей одно- и многоразового использования на углеводородных и азотсодержащих горючих и охладителях // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): материалы Междунар. молодеж. науч. конф. В 6 т. Казань, 2019. Т. 2. С. 314–320. EDN: TCDXRX.
6. Косовягин К. В., Скоморохов Г. И. Моделирование газодинамического тракта тарельчатого сопла жидкостного ракетного двигателя с обратным потоком в кольцевой камере сгорания // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2019. Т. 15, № 1. С. 100–106. DOI: 10.25987/VSTU.2019.15.1.015. EDN: YXBRQT.
7. Бабкин А. И., Белов С. И., Рutowский Н. Б. [и др.]. Основы теории автоматического управления ракетных двигательных установок. 2-е изд. Москва: Машиностроение, 1986. 458 с.
8. Яковлев А. Б. Определение уравнения динамики жидкостной ракетной двигательной установки // Омский научный вестник. 2010. № 1 (87). С. 71–74. EDN: QBNDHT.

9. Беляков В. В., Ивченко В. Д. Система управления тягой ракетного двигателя на основе параметров рабочего тела // Вестник МГТУ МИРЭА. 2013. № 1. С. 125–128. EDN: RXLWKV.
10. Калачевский Б. А., Яковлев А. Б. ЖРДУ как исполнительный орган системы управления движением // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 5. С. 46–51.
11. Волков Е. Б., Сырицын Т. А., Мазинг Г. Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга II. Динамика. Москва: Машиностроение, 1978. 320 с.
12. Яковлев А. Б., Бугаев М. А., Штанг И. А. Характеристики активной и пассивной частей системы подачи топлива на вход в насос ЖРДУ // Омский научный вестник. 2012. № 1 (107). С. 175–178. EDN: QBVETN.
13. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. Москва: Изд-во МАИ, 1999. 228 с. ISBN 5-7035-2221-8.
14. Лебединский Е. В., Калмыков Г. Л., Мосолов С. В. [и др.]. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / под ред. А. С. Коротеева. Москва: Машиностроение, 2009. 375 с. ISBN 978-5-217-03449-9.
15. Кузьменко И. А., Яковлев А. Б. Расчет статической характеристики системы подачи унитарного топлива в газогенератор жидкостного ракетного двигателя // Омский научный вестник. 2018. № 6 (162). С. 15–18. DOI: 10.25206/1813-8225-2018-162-15-18. EDN: YSWOBN.
16. Калачевский Б. А., Яковлев А. Б. Моделирование процессов, происходящих в газогенераторе, работающем на унитарном топливе // Омский научный вестник. 2014. № 2 (130). С. 48–52. EDN: MTQJNB.
17. Беляев Е. Н., Коломенцев А. И., Насименто Л. Б. [и др.]. Влияние конструктивных параметров регулятора расхода на его статические и динамические характеристики // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2014. № 1 (53). С. 109–113. EDN: SBPCBR.
18. Максимов А. Д., Чубенко Т. А., Зубанов В. М. Моделирование рабочего процесса центробежного насоса высокого давления ракетного двигателя // Молодежь. Техника. Космос: сб. тр. конф. Санкт-Петербург: Изд-во БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2018. С. 247–250. ISBN 978-5-907054-31-8.

19. Максимов А. Д., Чубенко Т. А., Зубанов В. М. Моделирование характеристик камеры жидкостного ракетного двигателя // XV Королевские чтения: сб. тр. конф. Самара, 2019. Т. 1. С. 285–286. EDN: IASLIC.
20. Виссарионова Е. К., Уразбахтин Ф. А. Анализ зависимости массового расхода топлива от диаметра форсунки и проектирование элемента конструкции быстрой замены форсунок для осуществления качественного распыла // Калашниковские чтения: материалы VI Всерос. науч.-практ. конф. Ижевск, 2019. С. 65–71. EDN: UPSTIN.
21. Hetem A., Miraglia J., Burian R. [et al.]. Numerical Simulation of Liquid Propellant Rocket Engines // 2011 Proceedings of the 34th International Convention MIPRO. Opatija, 2011. P. 930–934.
22. Karimi H., Mohammadi R., Taheri E. E. Dynamic Simulation and Parametric Study of a Liquid Propellant Engine // 2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, 2007. P. 219–224. DOI: 10.1109/RAST.2007.4283980.

---

**ЯКОВЛЕВ Алексей Борисович**, кандидат технических наук, доцент (Россия), заведующий кафедрой «Авиа- и ракетостроение» Омского государственного технического университета, г. Омск.  
SPIN-код: 8194-5800  
AuthorID (РИНЦ): 488687  
ORCID: 0000-0002-1987-2138  
AuthorID (SCOPUS): 56503089200  
ResearcherID: E-7451-2014  
Адрес для переписки: yakovlev@omgtu.ru

#### Для цитирования

Яковлев А. Б. Математическое описание процессов в насосной системе подачи топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2024. Т. 8, № 3. С. 116–122. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-116-122.

Статья поступила в редакцию 18.07.2024 г.  
© А. Б. Яковлев



# MATHEMATICAL DESCRIPTION OF THE PROCESSES IN THE PUMPING SYSTEM FOR SUPPLYING FUEL TO THE COMBUSTION CHAMBER OF A LIQUID ROCKET ENGINE

A. B. Yakovlev

Omsk State Technical University,  
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The article considers a mathematical model of a pumping system for supplying fuel to a liquid rocket engine chamber consisting of active and passive parts of a hydraulic system. A differential equation describing the processes occurring in the fuel supply system is obtained. The mathematical model makes it possible to analyze and identify the main patterns of influence of the control and disturbing quantities on the controlled quantity, as well as to obtain transients.

**Keywords:** dynamic processes, liquid rocket fuel, fuel pump, nozzle head, fuel lines, active part of the hydraulic system, passive part of the hydraulic system, transition process.

## References

1. Puzin Yu. Ya., Safronov S. L. Osnovy ustroystva i ekspluatatsii kosmicheskikh kompleksov [Fundamentals of the design and operation of space complexes]. Samara, 2022. 236 p. ISBN 978-5-7883-1768-7. (In Russ.).
2. Yakovlev A. B. Razrabotka matematicheskoy modeli protsessov v gazogeneratore s unitarnym toplivom dlya pitaniya turbiny zhidkostnoy raketnoy dvigatel'noy ustanovki [Development of mathematical model of processes in a gas generator with unitary fuel for powering turbine of a liquid rocket engine] // Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatsonno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2023. Vol. 7, no. 3. P. 82–88. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-3-82-88. EDN: TWJQSQ. (In Russ.).
3. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. Sovershenstvovaniye energeticheskikh kharakteristik kislородno-vodorodnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley razgonnykh blokov metodom optimizatsii konstruktivnykh skhem [Upper stage oxygen—hydrogen rocket engine energy characteristics improvement by structural scheme optimization method] // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. *Aerospace MAI Journal*. 2017. Vol. 24, no. 3. P. 23–33. EDN: YTNXXL. (In Russ.).
4. Orlin S. A. Povysheniye ekonomichnosti kislородno-uglevodorodnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley razlichnogo naznacheniya putem vnedreniya promezhutochnogo okhladitelya [Increase of intermediate coolant lox-he engines efficiency of various application] // Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2013. No. 4 (16). P. 30. EDN: RDGQYD. (In Russ.).
5. Abdullin M. R., Davlatov N. B., Shigapov R. R. Analiz i klassifikatsiya putey sovershenstvovaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley odno- i mnogorazovogo ispol'zovaniya na uglevodorodnykh i azotsoderzhashchikh goryuchikh i okhladitelyakh [Analysis and classification of the ways to improve liquid rocket engines of non-reusable and reusable applying on hydrocarbon and nitrogen-containing fuels and coolers] // XXIV Tupolevskiy chteniye (shkola molodykh uchenykh). XXIV Tupolevskiy chteniye (shkola molodykh uchenykh). In 6 vols. Kazan, 2019. Vol. 2. P. 314–320. EDN: TCDXRX. (In Russ.).
6. Kosovayagin K. V., Skomorokhov G. I. Modelirovaniye gazodinamicheskogo trakta tarel'chatogo sopla zhidkostnogo raketnogo dvigatelya s obratnym potokom v kol'tsevoy kamere sgoraniya [Design of the gas dynamic tract of the disc nozzle of a liquid rocket engine with reverse flow in an annular combustion chamber] // Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. *Bulletin of the Voronezh State Technical University*. 2019. Vol. 15, no 1. P. 100–106. DOI: 10.25987/VSTU.2019.15.1.015. EDN: YXBRQT. (In Russ.).
7. Babkin A. I., Belov S. I., Rutovskiy N. B. [et al.]. Osnovy teorii avtomaticheskogo upravleniya raketnykh dvigatel'nykh ustanovok [Fundamentals of the theory of automatic control of rocket propulsion systems]. 2nd ed. Moscow, 1986. 458 p. (In Russ.).
8. Yakovlev A. B. Opredeleniye uravneniya dinamiki zhidkostnoy raketnoy dvigatel'noy ustanovki [Determination of the equation of dynamics of a liquid rocket propulsion system] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2010. No. 1 (87). P. 71–74. EDN: QBNDHT. (In Russ.).
9. Belyakov V. V., Ivchenko V. D. Sistema upravleniya tyagoy raketnogo dvigatelya na osnove parametrov rabocheho tela [Traction control system rocket engine based on the parameter combustion products] // Vestnik MGTU MIREA. *Herald of MSTU MIREA*. 2013. No 1. P. 125–128. EDN: RXLWKB. (In Russ.).
10. Kalachevskiy B. A., Yakovlev A. B. ZhrDU kak ispolnitel'nyy organ sistemy upravleniya dvizheniyem [The liquid rocket engine as an executive organ of a control system of movement] // Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot» («Flight»)*. 2012. No. 5. P. 46–51. (In Russ.).
11. Volkov E. B., Syritsyn T. A., Mazing G. Yu. Statika i dinamika raketnykh dvigatel'nykh ustanovok. Kniga II. Dinamika [Statics and dynamics of rocket propulsion systems. Book II. Dynamics]. Moscow, 1978. 320 p. (In Russ.).
12. Yakovlev A. B., Bugaev M. A., Shtang I. A. Kharakteristiki aktivnoy i passivnoy chastey sistemy podachi topliva na vkhod v nasos ZhrDU [Characteristics of active and passive parts of fuel delivering system to input of pump in liquid rocket engine] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2012. No. 1 (107). P. 175–178. EDN: QBVETN. (In Russ.).
13. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. Matematicheskoye modelirovaniye rabocheho protsesssa zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Mathematical modeling of liquid rocket engines working process]. Moscow, 1999. 228 p. ISBN 5-7035-2221-8. (In Russ.).
14. Lebedinskiy E. N., Kalmykov G. P., Mosolov S. V. [et al.]. Komp'yuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley

[Computer models of liquid-propellant rocket engines] / Ed. by. A. S. Koroteyeva. Moscow, 2009. 375 p. ISBN 978-5-217-03449-9. (In Russ.).

15. Kyzmenko I. A., Yakovlev A. B. Raschet staticheskoy kharakteristiki sistemy podachi unitarnogo topliva v gazogenerator zhidkostnogo raketnogo dvigatelya [Computation of static characteristic of fuel supply system into unitary gas generator of liquid rocket engine] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2018. No. 6 (162). P. 15–18. DOI: 10.25206/1813-8225-2018-162-15-18. EDN: YSWOBN. (In Russ.).

16. Kalachevskiy B. A., Yakovlev A. B. Modelirovaniye protsessov, proiskhodyashchikh v gazogenerator, rabotayushchem na unitarnom toplive [Modeling of the Processes in Gas Generator Working on Unicomponent Fuel] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2014. No. 2 (130). P. 48–52. EDN: MTQJNB. (In Russ.).

17. Belyayev E. N., Kolomentsev A. I., Nasimento L. B. [et al.]. Vliyaniye konstruktivnykh parametrov regul'yatora raskhoda na ego staticheskiye i dinamicheskiye kharakteristiki [Influence of design parameters of a flow regulator on its static and dynamic characteristics] // Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*. 2014. No. 1 (53). P. 109–113. EDN: SBPCBR. (In Russ.).

18. Maksimov A. D., Chubenko T. A., Zubanov V. M. Modelirovaniye rabochego protsessa tsentrobezhnogo nasosa vysokogo davleniya raketnogo dvigatelya [Simulation of the working process of a high-pressure centrifugal pump of a rocket engine] // Molodezh'. Tekhnika. Kosmos. *Young people. Technic. Cosmos*. Saint Petersburg, 2018. P. 247–250. ISBN 978-5-907054-31-8. (In Russ.).

19. Maksimov A. D., Chubenko T. A., Zubanov V. M. Modelirovaniye kharakteristik kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatelya [Modeling the characteristics of a liquid rocket engine chamber] // XV Korolevskiy chteniye. *XV Korolevskiy chteniye*. Samara, 2019. Vol. 1. P. 285–286. EDN: IASLIC. (In Russ.).

20. Vissarionova E. K., Urazbakhtin F. A. Analiz zavisimosti massovogo raskhoda topliva ot diametra forsunki i

proyektirovaniye elementa konstruksii bystroy zameny forsunok dlya osushchestvleniya kachestvennogo raspyla [Analysis of the dependence of mass fuel consumption on the nozzle diameter and design of a structural element for quick replacement of injectors for high-quality spraying] // Kalashnikovskiy chteniye: materialy VI Vseross. nauch.-prakt. konf. *Kalashnikov Readings: materials of the VI All-Russian Scientific and Practical Conference*. Izhevsk, 2019. P. 65–71. EDN: UPSTIN. (In Russ.).

21. Hetem A., Miraglia J., Burian R. [et al.]. Numerical Simulation of Liquid Propellant Rocket Engines // 2011 Proceedings of the 34th International Convention MIPRO. Opatija, 2011. P. 930–934. (In Engl.).

22. Karimi H., Mohammadi R., Taheri E. E. Dynamic Simulation and Parametric Study of a Liquid Propellant Engine // 2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, 2007. P. 219–224. DOI: 10.1109/RAST.2007.4283980. (In Engl.).

---

**YAKOVLEV Aleksey Borisovich**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University, Omsk.

SPIN-code: 8194-5800

AuthorID (RSCI): 488687

ORCID: 0000-0002-1987-2138

AuthorID (SCOPUS): 56503089200

ResearcherID: E-7451-014

Correspondence address: yakovlev@omgtu.ru

#### For citations

Yakovlev A. B. Mathematical description of the processes in the pumping system for supplying fuel to the combustion chamber of a liquid rocket engine // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2024. Vol. 8, no. 3. P. 116–122. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-116-122.

Received July 18, 2024.

© A. B. Yakovlev