

# РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОГЕНЕРАТОРЕ С УНИТАРНЫМ ТОПЛИВОМ ДЛЯ ПИТАНИЯ ТУРБИНЫ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

А. Б. Яковлев

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

**В статье рассматривается динамическая модель газогенератора с управляющим дросселем жидкостной ракетной двигательной установки с насосной системой подачи и унитарным топливом для питания турбины. Получена система уравнений динамики, описывающих процессы, происходящие в однокомпонентном газогенераторе и дроссельном кране. Математическая модель позволяет провести анализ и выявить основные закономерности влияния входных величин на управляемую величину.**

**Ключевые слова:** динамические процессы, система автоматического регулирования, однокомпонентный газогенератор, дроссельный кран, жидкое ракетное топливо.

## Введение

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) в настоящий момент выступает как в отечественной, так и в зарубежной космической отрасли основным бортовым энергетическим комплексом ракет космического назначения (РКН), выполняющим задачи по созданию тяги и обеспечению необходимого удельного импульса с заданной глубиной регулирования. ЖРДУ имеет превосходство перед двигателями на твердом топливе, используемыми в РКН в качестве бустеров. Однако процессы, происходящие в элементах жидкостных двигателей, изучены недостаточно, их конструкция требует дальнейшего совершенствования. Среди основных направлений усовершенствования ЖРДУ можно отметить следующие [1–6]:

- 1) упрощение и оптимизация схемы двигательной установки, ее структуры, усовершенствование конструкции систем и агрегатов;
- 2) оптимизация динамических процессов, происходящих в агрегатах ЖРДУ;
- 3) применение высокоэффективных топлив;
- 4) точность и экономичность выполнения задач полета.

Решая задачи по совершенствованию двигательной установки можно повысить массу выводимой полезной нагрузки РКН, увеличить высоту орбиты, снизить стоимость выполнения космического запуска, тем самым повысить эффективность космического ракетного комплекса.

## Постановка задачи

В структуре РКН рассматриваемая ЖРДУ может выступать как объект управления по отношению к системе управления внутридвигательными процессами, либо управляющим устройством в системе управления движением ракеты-носителя [7, 8]. При этом двигательная установка сама по себе — это ди-

намическая система, процессы в составляющих элементах (камера сгорания двигателя, газогенератор, насосы, турбина, трубопроводы, регуляторы и др.) которой имеют динамический характер, изменяются во времени. Для изучения процессов, протекающих в элементах ЖРДУ и в двигательной установке, в целом успешно используется системный подход [5, 8], устанавливающий вначале свойства отдельных элементов и в дальнейшем получающий динамическую модель всей системы более высокого порядка. Такой метод позволяет построить структурную схему ЖРДУ, определить динамические свойства системы, выявить возможности по изменению ее свойств в нужном разработчику направлении. Для определения динамических свойств элементов сложной системы необходимо вначале получить ее статические свойства (характеристики) [9, 10].

Исходя из вышесказанного, целью работы является определение уравнения динамики газогенератора (ГГ), работающего на унитарном топливе и являющегося элементом ЖРДУ с насосной системой подачи и автономным топливом для питания турбины. В рассматриваемом случае ЖРДУ с однокомпонентным ГГ рабочее тело турбины получается разложением жидкого компонента на твердом катализаторе. В состав ГГ входит также и управляющий элемент (дроссельный кран переменного проходного сечения), дозирующий подачу в ГГ унитарного топлива (рис. 1) [10].

Задачи, решенные для выполнения указанной цели:

- 1) получены дифференциальные уравнения и передаточные функции составляющих частей ГГ и построена его структурная схема;
- 2) определены параметры (коэффициенты усиления, постоянная времени) ГГ и управляющего элемента, определяющие его динамические характеристики;
- 3) получены графики переходных процессов элементов ГГ от входных воздействий.

## Теория

Для решения вышеперечисленных задач необходимо было получить в начале статические характеристики ГГ.

Уравнения, описывающие статические характеристики элементов ГГ (пакет катализатора и камера разложения, форсуночную головку, дроссельный кран подачи унитарного топлива), будут иметь вид [10]:

$$\Delta p_{к.ГГ} = p_{к.ГГ} - p_T = A_{кат} \frac{\dot{m}_T^2}{\rho_T} = \left( \zeta_{кат} \frac{l^2}{2M_{кат}^2 (1/\rho_{нас} - 1/\rho_{кр})^2} \right)_{прол} \frac{\dot{m}_T^2}{\rho_T}; \quad (1)$$

$$\Delta p_{ф.ГГ} = p_{ф.ГГ} - p_{к.ГГ} = A_{ф.ГГ} \frac{\dot{m}_T^2}{\rho_T} = \left( \frac{\Delta p_{ф.ГГ} \rho_T}{\dot{m}_T^2} \right)_{прол} \frac{\dot{m}_T^2}{\rho_T}; \quad (2)$$

$$\Delta p_{гр.ГГ} = p_{гр.ГГ} - p_{ф.ГГ} = \left( \frac{1}{2\mu_{гр.ГГ}^2 F_{гр.ГГ}^2} \right)_{прол} \frac{\dot{m}_T^2}{\rho_T}; \quad (3)$$

где  $\dot{m}_T$  — расход рабочего тела (унитарного топлива) для питания турбины;  $\Delta p_{к.ГГ} = p_{к.ГГ} - p_T$  — потери давления в пакете катализатора;  $\Delta p_{ф.ГГ} = p_{ф.ГГ} - p_{к.ГГ}$  — перепад давления на форсуночной головке ГГ;  $p_{к.ГГ}$  — давление в камере ГГ перед катализатором;  $p_T$  — полное давление перед турбиной (на выходе из ГГ);  $p_{ф.ГГ}$  — давление перед форсунками ГГ;  $p_{гр.ГГ}$  — давление перед дроссельным краном ГГ;  $M_{кат}$  — масса катализатора в пакете;  $\zeta_{кат}$  — приведенный коэффициент местного сопротивления пакета катализатора;  $\rho_T$  — плотность компонента унитарного топлива;  $l$  — длина пакета катализатора;  $\rho_{нас}$  — насыпная плотность катализатора;  $\rho_{кр}$  — плотность катализатора в кристаллическом состоянии;  $\mu_{гр.ГГ}$  — коэффициент расхода дроссельного крана ГГ, зависящий от площади его проходного сечения  $F_{гр.ГГ}$ ;  $прол$  — коэффициенты, определяемые с помощью проливки (экспериментально).

При получении выражений (1)–(3) были использованы следующие допущения:

1) компонент унитарного топлива, проходя через слой катализатора, изменяет свое агрегатное состояние, и гидравлическое сопротивление пакета может несколько изменяться во времени по мере выработки катализатора;

2) форсунки ГГ и дроссельный кран рассматриваются как местные (сосредоточенные) гидравлические сопротивления;

3) величины коэффициентов, полученных экспериментально, действительны только для тех пределов изменения перепадов давлений, в которых производилась проливка.

Описание динамических свойств сложной технической системы и/или составляющих ее звеньев требует применения дифференциальных уравнений [11, 12]. Для получения уравнения динамики и передаточной функции ГГ с управляющим дросселем необходимы были динамические свойства каждого из составляющих газогенератор звеньев. При этом были приняты допущения, применяемые в области низких частот в аналогичных расчетах и обеспечивающие приемлемые результаты [13–15]:

1) использовались линейные дифференциальные уравнения с постоянными коэффициентами,

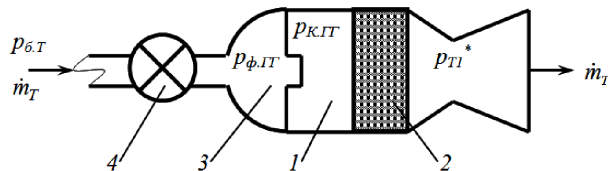


Рис. 1. Физическая модель однокомпонентного газогенератора с управляющим дросселем:

- 1 — камера разложения; 2 — пакет с твердым катализатором; 3 — форсуночная головка; 4 — управляющий элемент  
Fig. 1. Physical model of a single-component gas generator with a control throttle:  
1 — decomposition chamber; 2 — package with a solid catalyst; 3 — nozzle head; 4 — control element

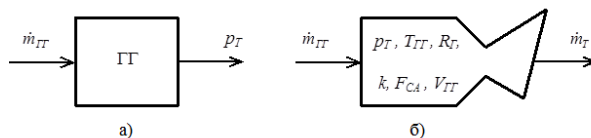


Рис. 2. Физическая (а) и расчетная (б) модели камеры разложения газогенератора  
Fig. 2. Physical (a) and computational (б) models of the decomposition chamber of the gas generator

все параметры звеньев сосредоточенные, характеристики элементов линеаризованы;

2) компонент унитарного топлива считался несжимаемой жидкостью;

3) не учитывалась податливость материалов стенок элементов конструкций.

Динамическая характеристика звеньев ГГ определялась как взаимосвязь изменения выходной величины во времени при определенном законе изменения входной величины.

В рассматриваемом случае ГГ для питания турбины рабочим телом работает с использованием саморазлагающегося однокомпонентного топлива и состоит из форсуночной головки (ФГ), пакета с катализатором и камеры разложения, куда входит сопловой аппарат турбины. На входе в ГГ располагается управляющий дроссель. ФГ ГГ и пакет катализатора объединены в один узел и рассматриваются как единый элемент с сосредоточенным сопротивлением. Тогда ГГ будет представлен двумя звеньями: камерой разложения и ФГ с пакетом катализатора.

Рассмотрим сначала динамические свойства камеры разложения ГГ с сопловым аппаратом турбины. Ее физическая и расчетная модели показаны на рис. 2. Равновесному режиму работы камеры соответствует следующий баланс расходов на входе и выходе ГГ:

$$\dot{m}_{ГГ} = \dot{m}_T \text{ или } \dot{m}_{ГГ} - \dot{m}_T = 0, \quad (4)$$

где  $\dot{m}_{ГГ}$  — расход топлива на входе в ГГ.

При отклонении от номинала любого из расходов с учетом сжимаемости газа и конечного объема камеры разложения ГГ баланс будет:

$$(\dot{m}_{ГГ} + \Delta \dot{m}_{ГГ}) - (\dot{m}_T + \Delta \dot{m}_T) = \frac{dm_T}{dt}, \quad (5)$$

где  $m_T$  — масса газа в камере разложения.

Баланс расходов (5) необходимо записать относительно давления газа в камере ГГ, которое одновременно является полным давлением перед сопловым аппаратом турбины  $p_T$  и служит выходной величиной рассматриваемого звена. Для этого используем уравнение состояния газа

$$m_r = \frac{p_T V_{ГГ}}{R_r T_r}; \quad dm_r = \frac{V_{ГГ}}{R_r T_r} dp_T \quad (6)$$

и связь между отклонением расхода и отклонением давления в активной газовой турбине

$$\Delta \dot{m}_r = \frac{F_{CA}}{\beta_T} \Delta p_T, \quad (7)$$

где  $V_{ГГ}$  — объем камеры разложения ГГ;  $F_{CA}$  — проходная площадь соплового аппарата;  $\beta_T$  — расходный комплекс турбины, определяемый по выражению

$$\beta_T = \varphi_{CA} \sqrt{\frac{R_r T_r}{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}},$$

здесь  $\varphi_{CA}$  — коэффициент потерь в сопловом аппарате;  $R_r$  и  $T_r$  — постоянная газа и температура газа в турбине;  $k$  — показатель адиабаты газа.

После подстановки равенств (6) и (7) в уравнение (5) и вычитания уравнения статики (4) получим

$$\frac{V_{ГГ}}{R_r T_r} \frac{dp_T}{dt} + \frac{F_{CA}}{\beta_T} \Delta p_T = \Delta \dot{m}_{ГГ}.$$

Разделив последнее уравнение на комплекс  $\dot{m}_{ГГ,ном} = F_{CA} p_{T,ном} / \beta_T$  и перейдя к безразмерным отклонениям, будем иметь:

$$\frac{V_{ГГ} \beta_T}{F_{CA} R_r T_r} \frac{d\Delta \bar{p}_T}{dt} + \Delta \bar{p}_T = \Delta \bar{\dot{m}}_{ГГ}, \quad (8)$$

здесь  $\Delta \bar{x}$  — безразмерные отклонения величин,  $\Delta \bar{x} = \Delta x / x_{ном}$ ,  $x_{ном}$  — номинальное значение величины.

Введем в левой части уравнения (8) постоянный коэффициент, имеющий размерность времени [с] — комплекс постоянных величин при первой производной — назовем постоянной времени газогенератора  $T_{ГГ}$ :

$$T_{ГГ} = \frac{V_{ГГ} \beta_T}{F_{CA} R_r T_r}. \quad (9)$$

Тогда выражение (8) в операторной (символической) форме записи будет

$$(T_{ГГ} \cdot p + 1) \Delta \bar{p}_T = \Delta \bar{\dot{m}}_{ГГ}, \quad (10)$$

здесь  $p$  — оператор Лапласа.

С учетом запаздывания процесса саморазложения топлива можно записать уравнение динамики камеры ГГ в следующем виде:

$$(T_{ГГ} \cdot p + 1) \Delta \bar{p}_T = e^{-\tau_{зам}} \Delta \bar{\dot{m}}_{ГГ}. \quad (11)$$

ФГ, объединенная с пакетом катализатора и представленная как сосредоточенное сопротивление, на установившемся режиме имеет следующую связь определяющих величин:

$$\dot{m}_{ГГ} = \mu_{\phi,ГГ} F_{\phi,ГГ} \sqrt{2\rho_T (p_{\phi,ГГ} - p_T)}. \quad (12)$$

Переменными во времени величинами будут расход топлива  $\dot{m}_{ГГ}$  и давления  $p_{\phi,ГГ}$  и  $p_T$ . Задавая переменным величинам отклонения, можно записать выражение (12) в виде:

$$\begin{aligned} & (\dot{m}_{ГГ} + \Delta \dot{m}_{ГГ}) = \\ & = \mu_{\phi,ГГ} F_{\phi,ГГ} \sqrt{2\rho_T [(p_{\phi,ГГ} + \Delta p_{\phi,ГГ}) - (p_T + \Delta p_T)]}. \end{aligned} \quad (13)$$

Вследствие учета ранее введенных допущений уравнение (13) не будет содержать производных по времени, т.е. является алгебраическим. Переход к уравнению в отклонениях после вычитания из уравнения (13) выражения (12) и предварительной линеаризации с помощью разложения в ряд Тейлора, ограничиваясь только первыми членами, дает

$$\Delta \dot{m}_{ГГ} = \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_{\phi,ГГ}} \Delta p_{\phi,ГГ} - \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_T} \Delta p_T.$$

После перехода к безразмерным отклонениям в последнем уравнении получим

$$\begin{aligned} \Delta \bar{\dot{m}}_{ГГ} &= \left( \frac{p_{\phi,ГГ}}{\dot{m}_{ГГ}} \right)_{ном} \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_{\phi,ГГ}} \Delta \bar{p}_{\phi,ГГ} - \\ & - \left( \frac{p_T}{\dot{m}_{ГГ}} \right)_{ном} \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_T} \Delta \bar{p}_T. \end{aligned} \quad (14)$$

Константы в правой части уравнения (14) имеют смысл безразмерных коэффициентов усиления, рассчитанных на номинальном режиме работы:

$$K_{ГГ1} = \frac{p_{\phi,ГГ,ном}}{\dot{m}_{ГГ,ном}} \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_{\phi,ГГ}}; \quad K_{ГГ2} = \frac{p_{T,ном}}{\dot{m}_{ГГ,ном}} \frac{\partial \dot{m}_{ГГ}}{\partial p_T}. \quad (15)$$

Окончательное уравнение динамики ФГ [16]:

$$\Delta \bar{\dot{m}}_{ГГ} = K_{ГГ1} \Delta \bar{p}_{\phi,ГГ} - K_{ГГ2} \Delta \bar{p}_T. \quad (16)$$

Управляющим элементом в канале управления тягой ракетного двигателя является дроссельный кран на входе в ГГ, дозирующий подачу унитарного топлива. На установившемся режиме для него можно записать выражение связи определяющих величин как для сосредоточенного сопротивления:

$$\dot{m}_{ГГ} = \mu_{gp} F_{gp} \sqrt{2\rho_T (p_{Б.Т.} - p_{\phi,ГГ})},$$

где  $p_{Б.Т.}$  — давление в баке компонента унитарного топлива для питания ГГ.

Так как выходной величиной дроссельного крана будет являться входная величина в ФГ ГГ (давление перед форсунками ГГ), запишем

$$p_{\phi,ГГ} = p_{Б.Т.} - \frac{\dot{m}_{ГГ}^2}{2\rho_T (\mu_{gp} F_{gp})^2}.$$

Постоянной величиной в последнем выражении будет только плотность компонента унитарного топлива. Задаваясь отклонениями переменных величин, вычитая из уравнения с отклонениями выра-

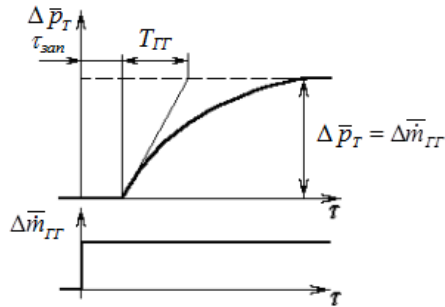


Рис. 3. Переходный процесс в камере разложения газогенератора  
Fig. 3. The transient process in the decomposition chamber of the gas generator

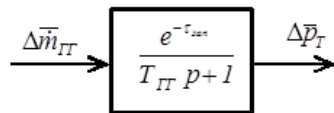


Рис. 4. Структурная схема камеры разложения газогенератора  
Fig. 4. Block diagram of the decomposition chamber of the gas generator

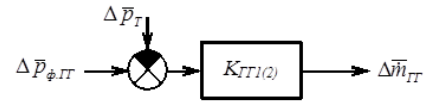


Рис. 5. Структурная схема форсунной головки с пакетом катализатора  
Fig. 5. Block diagram of the nozzle head with a catalyst package

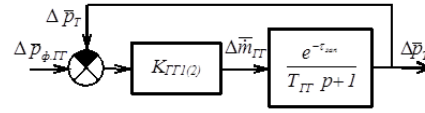


Рис. 6. Структурная схема газогенератора с пакетом катализатора  
Fig. 6. Block diagram of a gas generator with a catalyst package

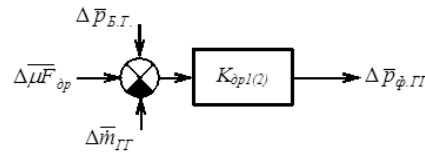


Рис. 7. Структурная схема управляющего элемента  
Fig. 7. Block diagram of the control element

жение для установившегося режима и линеаризуя, получим:

$$(p_{\phi, \Gamma} + \Delta p_{\phi, \Gamma}) = (p_{\text{б.т.}} + \Delta p_{\text{б.т.}}) - \frac{(\dot{m}_{\Gamma} + \Delta \dot{m}_{\Gamma})^2}{2\rho_{\Gamma}(\mu F_{gp} + \Delta \mu F_{gp})^2};$$

$$\Delta p_{\phi, \Gamma} = \Delta p_{\text{б.т.}} - \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \dot{m}_{\Gamma}} \Delta \dot{m}_{\Gamma} + \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \mu F_{gp}} \Delta \mu F_{gp}. \quad (17)$$

Переходя в уравнении (17) к безразмерным отклонениям, запишем

$$\Delta \bar{p}_{\phi, \Gamma} = \left( \frac{p_{\text{б.т.}}}{p_{\phi, \Gamma}} \right)_{\text{ном}} \Delta \bar{p}_{\text{б.т.}} - \left( \frac{\dot{m}_{\Gamma}}{p_{\phi, \Gamma}} \right)_{\text{ном}} \times \times \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \dot{m}_{\Gamma}} \Delta \bar{\dot{m}}_{\Gamma} + \frac{\mu F_{gp, \text{max}}}{p_{\phi, \Gamma, \text{ном}}} \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \mu F_{gp}} \Delta \bar{\mu F}_{gp}, \quad (18)$$

где  $\Delta \bar{\mu F}_{gp} = \frac{\Delta \mu F_{gp}}{\mu F_{gp, \text{max}}}$  — относительная площадь открытия дроссельного крана.

Константы в правой части уравнения (18) имеют смысл безразмерных коэффициентов усиления, рассчитанных на номинальном режиме работы:

$$K_{gp1} = \frac{\mu F_{gp, \text{max}}}{p_{\phi, \Gamma, \text{ном}}} \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \mu F_{gp}}; \quad K_{gp2} = \frac{\dot{m}_{\Gamma, \text{ном}}}{p_{\phi, \Gamma, \text{ном}}} \frac{\partial p_{\phi, \Gamma}}{\partial \dot{m}_{\Gamma}};$$

$$K_{gp3} = \frac{p_{\text{б.т. ном}}}{p_{\phi, \Gamma, \text{ном}}}. \quad (19)$$

Окончательно уравнение динамики дроссельно-го крана будет иметь вид:

$$\Delta \bar{p}_{\phi, \Gamma} = K_{gp1} \Delta \bar{p}_{\text{б.т.}} - K_{gp2} \Delta \bar{\dot{m}}_{\Gamma} + K_{gp3} \Delta \bar{\mu F}_{gp}. \quad (20)$$

## Результаты экспериментов

Для визуализации свойств элементов рассматриваемой системы построены структурные схемы каждого элемента, входящего в соединение.

Постоянная времени  $T_{\Gamma}$ , входящая в уравнение (11), характеризует инерционные свойства камеры разложения при передаче сигнала от входной величины (расхода рабочего тела) до выходной (давления перед турбиной). Переходный процесс, соответствующий уравнению динамики (11) как инерционного звена с запаздыванием, показан на рис. 3, а структурная схема камеры  $T_{\Gamma}$ , соответствующая этому уравнению, — на рис. 4.

Структурная схема ФГ с пакетом катализатора показана на рис. 5 [16]. Переходная функция данного элемента соответствует безынерционному звену.

Для получения уравнения динамики всего  $T_{\Gamma}$ , объединяющего ФГ с пакетом катализатора и камеру разложения, необходимо решить систему уравнений (11) и (16) совместно. На рис. 6 показана структурная схема  $T_{\Gamma}$ , отвечающая этим уравнениям динамики.

Структурная схема управляющего элемента, соответствующая уравнению (20), показана на рис. 7. Переходная функция этого элемента соответствует безынерционному звену.

## Обсуждение результатов

Таким образом, система дифференциальных уравнений, описывающих динамические свойства  $T_{\Gamma}$  с управляющим дросселем, будет включать выражения (11), (16), (20). Для определения динамических свойств данного узла в целом необходимо совместно решить эту систему уравнений. А для получения структурной схемы узла ( $T_{\Gamma}$  с управляющим дросселем) соединить полученные структурные схемы (рис. 6 и 7).

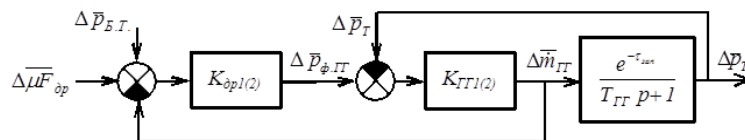


Рис. 8. Структурная схема газогенератора с управляющим дросселем  
Fig. 8. Block diagram of a gas generator with a control throttle

Структурная схема ГГ с управляющим дросселем показана на рис. 8.

В рассматриваемом узле регулируемая величина — давление перед турбиной  $\Delta\bar{P}_T$ , основной входной величиной (командным воздействием) является проходная площадь управляющего элемента  $\Delta\mu F_{гр.ГГ}$ . В качестве возмущающего воздействия выступает давление в баке унитарного топлива  $\Delta\bar{P}_{Б.Г.}$ , изменяющееся в зависимости от действующих на систему внешних факторов (например, перегрузка ракеты, отклонения в работе системы надува бака и пр.).

Полученная структурная схема дает представление о свойствах каждого из элементов ГГ и восстанавливает картину внутренних связей между звеньями газогенератора и управляющим дросселем, в частности отрицательных обратных связей по сигналам  $\Delta\bar{P}_T$  и  $\Delta\dot{m}_{ГГ}$ .

Наличие в системе инерционного газогенератора и безынерционных элементов позволяет считать ГГ с управляющим дросселем апериодическим (инерционным) звеном с запаздыванием на время разложения унитарного компонента топлива в присутствии катализатора. Постоянная времени ГГ  $T_{ГГ}$  характеризует длительность переходного процесса на новый уровень работы и зависит от параметров газовой смеси, получаемой в результате разложения компонента, а также от внутреннего объема камеры разложения ГГ. С целью снижения инерционности процесса перехода на новый уровень работы требуется уменьшение значения  $T_{ГГ}$ .

Наличие контуров местных отрицательных обратных связей позволяет обеспечить поддержание устойчивого процесса подачи унитарного топлива через ФГ в камеру разложения ГГ с одновременным выходом продуктов разложения (горячего газа) через сопловой аппарат на рабочее колесо турбины. Разность приращений между подводом массы топлива и отводом массы газа, которая возникает при отклонениях от равновесного режима работы ГГ, будет сама устранять эти отклонения, т.е. будет проявляться свойство самостабилизации работы.

### Выводы и заключение

Методика получения динамической характеристики ГГ с унитарным топливом была реализована в программном пакете Maple. Полученная динамическая модель ГГ с управляющим элементом позволяет с учетом сделанных допущений получать возможные виды переходных процессов при приложении входных сигналов (командного и возмущающего воздействий).

При использовании ЭВМ не составляет большого труда проведение вариаций коэффициентами уравнений звеньев при решении задач синтеза необходимого вида переходных процессов и их временных показателей с целью обеспечения требуемых динамических качеств. Информация о пе-

реходных процессах может служить для постановки задачи разработки замкнутой системы автоматического управления, способной, например, компенсировать отклонение управляемой величины (система стабилизации) или изменять по определенной программе (система программного управления или следящая система).

### Список источников

- 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.
- 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.
- 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.
- 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.
- Бабкин А. И., Белов С. И., Рутовский Н. Б. [и др.]. Основы теории автоматического управления ракетных двигательных установок. 2-е изд. Москва: Машиностроение, 1986. 458 с.
- Яковлев А. Б. К вопросу о выборе схемы двигательной установки летательного аппарата // Омский научный вестник. 2013. № 1 (117). С. 109–113.
- Беляков В. В., Ивченко В. Д. Система управления тягой ракетного двигателя на основе параметров рабочего тела // Вестник МГТУ МИРЭА. 2013. № 1. С. 125–128.
- Калачевский Б. А., Яковлев А. Б. ЖРДУ как исполнительный орган системы управления движением // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 5. С. 46–51.
- Лебединский Е. В., Калмыков Г. Л., Мосолов С. В. [и др.]. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / под ред. А. С. Коротева. Москва: Машиностроение, 2009. 375 с. ISBN 978-5-217-03449-9.
- 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.
- Волков Е. Б., Сырицын Т. А., Мазинг Г. Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга II. Динамика. Москва: Машиностроение, 1978. 320 с.



12. Беяев 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.

13. 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.

14. 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.

15. Беяев Е. Н., Коломенцев А. И., Насименто Л. Б., Назаров В. П. 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.

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.

**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. 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.

Статья поступила в редакцию 15.09.2023 г.

© А. Б. Яковлев

UDC 681.51+533.665

DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-3-82-88

EDN: TWJQSQ

## DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL MODEL OF PROCESSES IN GAS GENERATOR WITH UNITARY FUEL FOR POWERING TURBINE OF LIQUID ROCKET ENGINE

A. B. Yakovlev

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

**The article considers the dynamic model of a gas generator with control throttle of liquid rocket engine with pumping supply system and unitary fuel for powering the turbine. The system of dynamic equations describing the processes occurring in a single-component gas generator and a throttle valve is obtained. The mathematical model makes it possible to analyze and identify the main patterns of the influence of input quantities on the controlled quantity.**

**Keywords: dynamic processes, automatic control system, single-component gas generator, throttle valve, liquid rocket fuel.**

#### References

1. Orlin S. A. Povysheniye ekonomichnosti kislородnouglevodorodnykh 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. (In Russ.).

2. 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 azotosoderzhashchikh 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 chteniya (shkola molodykh uchenykh). XXIV *Tupolevskiy chteniya (shkola molodykh uchenykh)*. In 6 vols. Kazan, 2019. Vol. 2. P. 314–320. (In Russ.).

3. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. Sovershenstvovaniye energeticheskikh kharakteristik kislородnouglevodorodnykh 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. (In Russ.).

4. Kosovyagin 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. (In Russ.).

5. Babkin A. I., Belov S. I., Rutovskij 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: Mashinostroyeniye Publ., 1986. 458 p. (In Russ.).

6. Yakovlev A. B. K voprosu o vybore skhemy dvigatel'noy ustanovki letatel'nogo apparata [To a question of a choice of the scheme of the propulsion system of the aircraft] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2013. No. 1 (117). P. 109–113. (In Russ.).

7. 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. (In Russ.).

8. 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.).

9. Lebedinskiy E. N., Mosolov S. V., Kalmykov G. P. [et al.]. Komp'yuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Computer models of liquid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 2009. 375 p. ISBN 978-5-217-03449-9. (In Russ.).

10. Kyzmenko I. A., Yakovlev A. B. Raschet staticheskoy harakteristiki sistemy podachi unitarnogo topliva v gazogenerator zhidkostnogo raketnogo dvigatelya [Computation of static characteristic of the fuel supply system to the unitary gas generator of a 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. (In Russ.).

11. Volkov E. B., Syritysyn 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: Mashinostroyeniye Publ., 1978. 320 p. (In Russ.).

12. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. Matematicheskoye modelirovaniye rabocheho protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Mathematical modeling of liquid rocket engines working process]. Moscow, 1999. 228 p. ISBN 5-7035-2221-8. (In Russ.).

13. 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.)

14. 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.)

15. Belyayev E. N., Kolomentsev A. I., Nasimento L. B., Nazarov V. P. Vliyaniye konstruktivnykh parametrov regul'yatora rashoda 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. (In Russ.).

16. Kalachevskiy B. A., Yakovlev A. B. Modelirovaniye processov, proiskhodyashchih 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. (In Russ.).

---

**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. Development of mathematical model of processes in gas generator with unitary fuel for powering turbine of liquid rocket engine // *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.

Received September 15, 2023.

© A. B. Yakovlev