

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ВНУТРИКАМЕРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РЕГУЛИРУЕМЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ

А.В. Алиев¹

aliev@istu.ru

О.В. Мищенко¹

mov@istu.ru

И.В. Черепов^{1,2}

ilyac@mail.ru

¹ ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, г. Ижевск, Российская Федерация

² Корпорация «Московский институт теплотехники», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрена методика анализа динамических процессов в камере сгорания твердотопливной регулируемой двигательной установки, основанная на построении математической модели внутрикамерных процессов. В математической модели формализованы термодинамические процессы, протекающие в корпусе воспламенительного устройства и в камере двигательной установки, процессы теплообмена между продуктами сгорания и поверхностями твердого топлива и корпуса твердотопливной регулируемой двигательной установки, процессы зажигания твердого топлива и его последующего нестационарного горения. В математическую модель включены уравнения регулирования, записанные с учетом люфта в механизме вращения вала рулевой машины. Устойчивость процессов в твердотопливной регулируемой двигательной установке исследована воздействием возмущений случайного и периодического типов. Выполненные расчеты внутрикамерных процессов в малогабаритной регулируемой установке обработаны с использованием фурье- и вейвлет-анализов, что позволило установить наличие в камере сгорания резонансных колебаний разных частот, проявляющихся на определенных этапах работы твердотопливной регулируемой двигательной установки. Учет нестационарности скорости горения топлива увеличивает динамические эффекты внутрикамерных процессов

Ключевые слова

Двигательная установка, регулирование, термодинамические процессы, возмущения, резонансные колебания, фурье-анализ, вейвлет-анализ

Поступила в редакцию 22.03.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Современные твердотопливные регулируемые двигательные установки (ТРДУ, ДУ), используемые в составе летательных аппаратов, — это сложные технические устройства, отработка которых требует применения сложного и дорогостоящего экспериментального оборудования. Поэтому актуальным является проведение проектных исследований с использованием технологий мате-

математического моделирования, рассматривая ТРДУ как динамическую систему. До настоящего времени при анализе ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) как динамических систем используются методы, связанные с применением передаточных функций, например, [1, 2]. Однако подобный подход имеет определенные недостатки. В частности, построение передаточных функций для отдельных составляющих внутрикамерных процессов представляется искусственным. Применение математического моделирования для анализа работы ТРДУ не требует отказа от существующих подходов анализа динамических систем, однако представляется более универсальным [3–5].

Моделирование работы регулируемой ДУ на твердом ракетном топливе предполагает математическое описание нескольких одновременно протекающих процессов [6], сопровождающих работу воспламенительного устройства — это зажигание твердого топлива, разгар топливного заряда, регулирование параметров ТРДУ, термогазодинамические и тепловые процессы, обусловленные горением твердого топлива и истечением продуктов сгорания из камеры двигателя. Перечисленные процессы взаимосвязаны, и каждый процесс может оказывать существенное влияние на динамические характеристики ТРДУ и на качество его работы на всех этапах функционирования.

Важными для исследования качества протекающих процессов в ТРДУ являются оценка устойчивости работы ТРДУ на всех этапах функционирования и определение частот собственных колебаний, обусловленных газодинамическими процессами в камере сгорания ДУ и нестационарным горением твердого топлива.

Постановка задачи и ее математическая модель. В дальнейшем будем рассматривать ТРДУ, приведенную на рис. 1. В состав ДУ входят: воспламенительное устройство (ВУ) 3, размещенное в корпусе 1 с топливным зарядом торцевого горения, газоход 6, связывающий камеру сгорания ДУ с системой сопловых управляющих блоков 4. Площади сечений сопловых блоков изменяются при вращении вала регулятора расхода, размещенного в рулевом приводе 5, при этом изменяются давление в камере сгорания и тяговые характеристики ТРДУ.

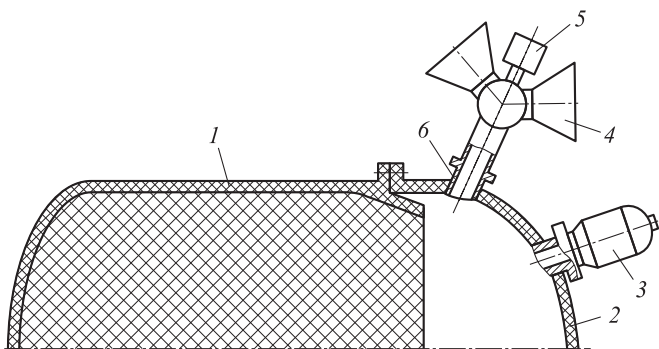


Рис. 1. Схема ТРДУ

Изменение давления в камере сгорания ДУ обеспечивается по программной зависимости $p_{пр}(t)$, общий случай которой представлен на рис. 2.

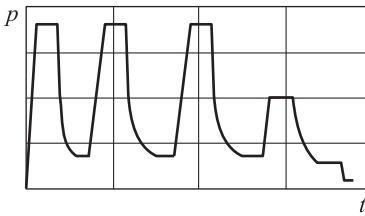


Рис. 2. Общий вид программной зависимости $p_{\text{пр}}(t)$

При записи математической модели внутрикамерных процессов ТРДУ примем следующие основные допущения [6–8]:

- процессы в корпусе ВУ определяются массопритоком продуктов сгорания от трубчатой шашки воспламенительного состава и расходом продуктов горения в объеме камеры сгорания; все термодинамические параметры в корпусе ВУ усредняются по объему ВУ;

- топливный заряд ТРДУ торцевого горения с заданной геометрией обеспечивает закон изменения поверхности горения S_r как функции сгоревшего свода e в виде $S_r(e) \approx \text{const}$;

- параметры в камере сгорания ТРДУ усредняются по внутреннему объему камеры (в объем камеры сгорания включаются газоходы и полости в регуляторах расхода);

- теплофизические характеристики продуктов сгорания определяются аддитивными законами пропорционально массовым концентрациям в составе продуктов сгорания воздуха, продуктов горения воспламенительного состава и твердого топлива;

- тепловые потоки в камере сгорания находят по критериальным соотношениям;

- прогрев материала корпуса (теплозащитное покрытие) ТРДУ устанавливается в предположении, что профиль температур в прогретом слое экспоненциальный;

- воспламенение топлива и начало интенсивного уноса теплозащитного покрытия начинается с критических температур на поверхности материалов, значение которых определяют из эксперимента;

- после воспламенения скорость горения твердого топлива находят в результате решения уравнения теплопроводности в подвижной системе координат при известном значении температуры T_s на поверхности топлива как функции давления в камере сгорания ТРДУ;

- расход продуктов сгорания из камеры ТРДУ пропорционален значению расходного комплекса μF_{min} (μ — коэффициент расхода сопловых блоков, F_{min} — суммарная площадь минимальных сечений сопловых блоков), который является для каждого из сопел известной функцией угла φ поворота вала рулевой машины (задается таблично);

- угол поворота вала рулевой машины определяется динамическими соотношениями, связывающими угол и уровень сигнала, подаваемого системой управления на рулевую машину, при этом значение сигнала находят по соотно-

шениям, содержащим компоненты пропорционального и интегрального регулирования [9];

– угол поворота вала рулевой машины определяют с учетом люфта в механизме вращения вала, являющегося случайной функцией и проявляющегося при изменении направления вращения вала рулевой машины.

С учетом допущений и в соответствии с [6, 7] уравнения, описывающие внутрибаллистические процессы в ТРДУ, записываются в следующем виде:

$$S(e) = 2\pi(R+r)(L-2e);$$

$$u_B = u_{B0} \left(\frac{p_B}{p_0} \right)^{V_B};$$

$$\frac{de}{dt} = u_B;$$

$$\frac{dW_B}{dt} = S(e)u_B$$

— уравнения для поверхности S горения воспламенительного состава, для скорости горения u_B , для свода горения e и изменения свободного объема W_B корпуса воспламенителя (здесь R, r, L — наружный и внутренний радиусы шашки и ее длина соответственно);

$$\frac{d\rho W_B}{dt} = G_B - G_{BC};$$

$$\frac{d\rho\alpha_B W_B}{dt} = G_B - \alpha_B G_{BC};$$

$$\frac{d\rho W_B E_B}{dt} = G_B H_B - k G_{BC} E_B$$

— дифференциальные уравнения сохранения для внутрибаллистических параметров в корпусе воспламенителя;

$$\alpha_B + \alpha_0 = 1; \quad c_p = c_{pB}\alpha_B + c_0\alpha_0; \quad c_v = c_{vB}\alpha_B + c_{v0}\alpha_0;$$

$$R = c_p - c_v; \quad k_B = \frac{c_p}{c_v}; \quad p_B = \rho(k_B - 1)E_B; \quad T_B = \frac{E_B}{c_v}$$

— уравнения для теплофизических и термодинамических параметров;

$$G_B = \rho_B u_B S \left(1 - \exp\left(-\frac{t}{3\tau_3}\right) \right);$$

$$G_{BC} = A_{CB} p_B F_{\text{восп}};$$

$$A_{CB} = \begin{cases} \sqrt{\frac{k}{\varphi_B RT_B} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} & \text{при } \frac{p_K}{p_B} \leq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \sqrt{\frac{2k}{\varphi_B (k-1) RT_B} \left(\left(\frac{p_K}{p_B}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_K}{p_B}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} & \text{при } \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k+1}} < \frac{p_K}{p_B} < 1, \\ 0 & \text{при } \frac{p_K}{p_B} > 1 \end{cases}$$

— уравнения для массоприхода G_B и для расхода G_{BC} продуктов сгорания воспламенительного состава (здесь φ_B — коэффициент потерь теплоты);

$$\frac{\partial T}{\partial t} - u_T \frac{\partial T}{\partial x} = \frac{1}{\rho_T c_T} \frac{\partial}{\partial x} \lambda_T \frac{\partial T}{\partial x}$$

при

$$T(t_0, x) = T_0, \quad \lambda \frac{\partial T(t, x_0)}{\partial x} = q_\Sigma, \quad T(t, \infty) = T_0,$$

$$T(t, x_0) = T_s \left(p, \frac{dp}{dt} \right)$$

— уравнения для нестационарной скорости горения топлива u_T , начальные и граничные условия и условие горения;

$$\frac{dW}{dt} = S_T u_T; \quad \frac{dpW}{dt} = G_{BC} + G_T - G_C;$$

$$\frac{d\rho\alpha_B W}{dt} = G_{BC} - \alpha_B G_C; \quad \frac{d\rho\alpha_T W}{dt} = G_T - \alpha_T G_C;$$

$$\frac{d\rho WE}{dt} = G_{BC} H_B + G_T H_T - k G_C E - q_T S_T (1 - \delta_T) - q_M S_M$$

— уравнение для изменения свободного объема W камеры сгорания ТРДУ и термодинамические уравнения сохранения массы и энергии в объеме (с учетом потерь теплоты в незажженное топливо S_T и в открытую поверхность корпуса ДУ S_M);

$$\alpha_B + \alpha_T + \alpha_0 = 1; \quad k = \frac{c_p}{c_v};$$

$$c_p = c_{pB} \alpha_B + c_{pT} \alpha_T + c_0 \alpha_0; \quad c_v = c_{vB} \alpha_B + c_{vT} \alpha_T + c_{v0} \alpha_0;$$

$$R = c_p - c_v, \quad p = \rho(k-1) E, \quad T = \frac{E}{c_v}$$

— уравнения для теплофизических и термодинамических параметров;

$$G_T = \rho_T u_T S_T \delta_T,$$

$$\delta_T = \begin{cases} 0, & \text{топливо не горит,} \\ 1, & \text{топливо горит;} \end{cases}$$

$$G_C = A_c p \mu F_{\min};$$

$$A_c = \begin{cases} \sqrt{\frac{k}{RT} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} & \text{при } \frac{p_0}{p_k} \leq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \sqrt{\frac{2k}{(k-1)RT} \left(\left(\frac{p_0}{p_k}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_0}{p_k}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} & \text{при } \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} < \frac{p_0}{p_k} < 1, \\ 0 & \text{при } \frac{p_0}{p_k} > 1 \end{cases}$$

— уравнения для прихода G_T и расхода G_C продуктов сгорания из камеры;

$$Nu = 0,26(Gr \cdot Pr)^{0,19};$$

$$q_\Sigma = \begin{cases} Nu \frac{\lambda}{d} (T - T_s), & \text{если } u_T^{\text{стац}} = 0, \\ \rho_T c_T u_T (T_s - T_0), & \text{если } u_T^{\text{стац}} > 0; \end{cases}$$

$$q_M = Nu \frac{\lambda}{d} (T - T_M);$$

$$\frac{d(T_M - T_H)^2}{dt} = \frac{2}{c_T \rho_T \lambda_T} |q_M| q_M$$

— критериальное уравнение для определения тепловых потоков q_Σ (в топливный заряд) и q_M (в материал корпуса ДУ) и уравнение для температуры T_M на поверхности корпуса ДУ;

$$\frac{d\tilde{\varphi}}{dt} = \varphi;$$

$$k_1 k_2 \frac{d\varphi}{dt} + (k_1 + k_2)\varphi + \tilde{\varphi} = K \delta_c(t);$$

$$\delta_c(t) = a_0 + a_1 I(t) + a_2 (p(t) - p_{\text{пр}}(t));$$

$$I(t) = \int_{\tau_0}^t (p(t) - p_{\text{пр}}(t)) dt;$$

$$\varphi = \tilde{\varphi} + \Delta;$$

$$\Delta = \begin{cases} 0, & \text{если } \varphi(t - \tau_0)\varphi(t) > 0, \\ r\Delta_{\max}, & \text{если } \varphi(t - \tau_0)\varphi(t) \leq 0 \end{cases}$$

— система уравнений для угла φ поворота вала рулевой машины с учетом механического люфта Δ , определяемого как случайная величина (далее в уравнениях r — случайная величина, нормально распределенная в интервале от нуля до единицы).

В приведенной системе уравнений и далее дополнительно обозначено: t, τ — время процесса, продолжительность распространения пламени по воспламенительному составу; x — пространственная координата, используемая в расчете прогрева топлива и нестационарной скорости горения топлива, направленная по нормали к поверхности в глубь топлива; $\rho_v, \rho_t, c_t, \lambda_t$ — плотность воспламенительного состава, плотность, удельная теплоемкость и коэффициент теплопроводности твердого топлива; ρ, p, T, E, H — плотность, давление, температура, внутренняя энергия и полное теплосодержание продуктов в газовой фазе соответственно; $\alpha_0, \alpha_v, \alpha_t$ — массовые концентрации в газовой смеси продуктов сгорания воздуха, продуктов горения воспламенительной навески и твердого топлива; c_p, c_v, R, k — значения удельных теплоемкостей для продуктов сгорания, газовая постоянная и показатель адиабаты соответственно; u_{v0}, v_v — коэффициенты в законе для скорости горения воспламенительного состава; $0, v, t, k$ — индексы, обозначающие начальные значения параметров, параметры, относящиеся к воспламенительному составу и топливу, параметры в камере сгорания соответственно; Nu, Gr, Pr — критерии подобия Нуссельта, Грасгофа и Прандтля.

Приведенные уравнения следует решать совместно. Сложность и нелинейность этих уравнений не позволяют получить аналитических решений, и это требует применения вычислительной техники. Уравнения решаются при задании начальных условий для всех интегрируемых переменных. При этом следует отметить следующие особенности используемых вычислительных алгоритмов:

- интегрирование уравнений начинается в момент включения ТРДУ (соответствует моменту подачи электрического импульса на пиропатроны ВУ);
- решение обыкновенных дифференциальных уравнений, входящих в математическую модель, выполняется методом Кутты — Мерсона, имеющего четвертый порядок точности по времени [3];
- параметры ВУ оказывают существенное влияние на процессы в камере ТРДУ в течение не более 1,5...2 с, что обусловлено полным выгоранием к этому моменту времени воспламенительной шашки, зажиганию топливного заряда и включению системы регулирования;
- уравнения, используемые для нахождения нестационарной скорости горения твердого топлива на этапе до зажигания твердого топлива (температура на поверхности твердого топлива ниже критической температуры, при которой происходит зажигание, $u_t = 0$), применяют для решения задачи о прогреве твердого топлива;

– в вариантах математической модели, в которых рассматривается одномерное нестационарное течение продуктов сгорания в газоходах, для решения уравнений газовой динамики используется метод крупных частиц с модификациями, предложенными в [3, 7, 10];

– нестационарную скорость горения твердого топлива на каждом шаге по времени определяют по итерационному алгоритму, который строится следующим образом:

а) запоминается профиль температур в прогревом слое, установленный на предыдущем шаге по времени;

б) задается начальное значение скорости горения $u_T = u_T^{(1)}$ и решением уравнений теплопроводности находят значение температуры $T_g^{(1)}$ на поверхности топлива. Устанавливают отличие температуры $T_g^{(1)}$ на поверхности от температуры, определяемой условием горения, $-\Delta T_s = T_g^{(1)} - T_s \left(p, \frac{dp}{dt} \right)$;

в) восстанавливается профиль температур в прогревом слое топлива, задается новое значение скорости горения на второй (и последующих) итерации, определяемое формулой

$$u_T^{(2)} = u_T^{(1)} - \frac{\partial u}{\partial T_g} \Delta T_s = u_T^{(1)} - \frac{u_T^{\text{стац}}}{T_g - T_0} \Delta T_s,$$

и пересчитывается профиль температур по прогревому слою повторным решением уравнений теплопроводности;

г) итерации выполняются пока $|\Delta T_s| > \varepsilon$ (ε — заданная точность вычислений).

Численное решение задачи внутренней баллистики для ТРДУ на всех этапах ее функционирования. Программная реализация методики выполнена в варианте с интерфейсом и является развитием пакета программ [11]. Программа обеспечивает расчет одного варианта ТРДУ за приемлемое для практики время (на ПЭВМ средней производительности — это несколько минут, если реальное время работы ТРДУ не превышает 50 с).

Методика расчета внутрикамерных процессов в ТРДУ протестирована сравнением с большим числом выполненных экспериментов. В экспериментах первоначальное значение свободного объема камеры ТРДУ составляло $0,0125 \text{ м}^3$, площадь поверхности горения твердого топлива $0,15 \text{ м}^2$. Стационарная зависимость скорости горения твердого топлива $u_T^{\text{стац}}$ от давления для экспериментальной ТРДУ представляется в виде [12]

$$u_T^{\text{стац}}(p) = 0,00029 \left(\frac{p}{10^5} \right)^{0,38} \times \\ \times \exp \left(0,048 \left(\frac{p}{10^5} \right) - 0,00056 \left(\frac{p}{10^5} \right)^2 + 0,0000025 \left(\frac{p}{10^5} \right)^3 \right).$$

На рис. 3 приведены результаты тестового расчета, которые сравниваются с экспериментальными результатами. Первая зависимость соответствует программному значению давления $p_{пр}(t)$, вторая зависимость — расчетному значению $p(t)$, третья — экспериментальным значениям давления.

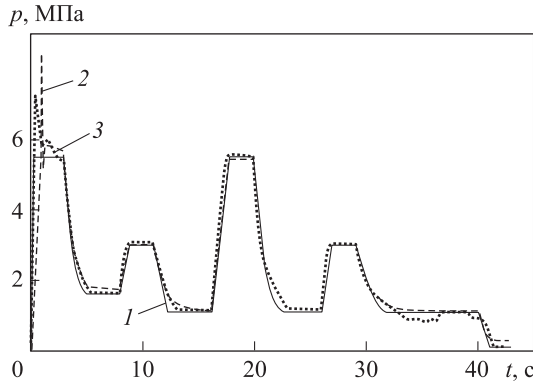


Рис. 3. Зависимости программного (1), расчетного (2) и экспериментального (3) значений давления от времени процесса

Наибольшее отличие всех трех зависимостей $p(t)$ наблюдается в период до включения системы регулирования ($t < 1$ с). Различие расчетной зависимости изменения давления в камере ДУ и запрограммированного значения давления относительно невелико, и также невелико различие расчетной зависимости и экспериментальной. В целом точность результатов расчетов $p(t)$ в камере сгорания ТРДУ по разработанной методике можно принять вполне удовлетворительной.

Следует отметить, что выполнялись сравнения качественных и количественных результатов $p(t)$, полученных при проведении экспериментов и с другими зависимостями $p_{пр}(t)$.

На рис. 4 приведены результаты решения тестовой задачи, в которой определялась нестационарная скорость горения твердого топлива для случая, когда изменение давления $p(t)$ реализуется по кусочно-линейному закону (исходные данные по топливу для тестовой задачи заимствованы из [12, 13]):

- в период $0 \dots 0,10$ с давление в камере газогенератора поддерживается на уровне 10 МПа. За это время топливо воспламеняется и его скорость горения достигает квазистационарного уровня, соответствующего давлению 10 МПа;

- в момент времени $t = 0,1$ с давление от уровня $p = 10$ МПа уменьшается до уровня $p = 3$ МПа со скоростью $dp/dt = -70$ МПа/с;

- начиная с момента времени $t = 0,2$ с давление уменьшается со скоростью $dp/dt = -10$ МПа/с до момента времени $t = 0,3$ с.

На рис. 4 приведены зависимости скорости горения твердого топлива, построенные по разным моделям [14, 15]. Кривая 1 соответствует квазистационарному значению скорости горения. Кривая 2 построена по расчетам, в которых ис-

пользовалась модель Я.Б. Зельдовича (модель нестационарной скорости горения топлива, приведенная ранее). Кривая 3 соответствует модели Б.В. Новожилова, а кривая 4 — линеаризованному варианту.

Сравнение результатов, приведенных на рис. 4, с результатами, содержащимися в работе [3], подтверждает надежность методики расчета нестационарной скорости горения твердого топлива.

Обсуждение результатов анализа внутрикамерных процессов в ТРДУ. Процессы нестационарного горения твердого топлива

принципиально важны в задачах, связанных с работой ТРДУ на всех этапах ее функционирования, и это связано, прежде всего с возможностью погасания топлива. Кроме того, изменение внутрибаллистических параметров в камере сгорания в регулируемом двигателе подвержено определенной динамике, на которую накладываются нелинейные процессы, связанные с нестационарной скоростью горения топлива, с воздействием возмущений и т. п.

С использованием методики выполнен анализ влияния возмущающих факторов на развитие внутрикамерных процессов в ТРДУ массой до 50 кг, с внутренним объемом камеры сгорания $0,002 \text{ м}^3$, площадью поверхности горения заряда $0,078 \text{ м}^2$. На программной зависимости $p_{\text{пр}}(t)$ отмечаются три характерных участка: $0 \dots 4,5 \text{ с}$ — давление в камере сгорания $p_{\text{пр}}(t) = 2 \text{ МПа}$; $6 \dots 10,8 \text{ с}$ — давление в камере сгорания $p_{\text{пр}}(t) = 7 \text{ МПа}$; $11,2 \dots 20 \text{ с}$ — давление в камере сгорания $p_{\text{пр}}(t) = 2,2 \text{ МПа}$.

Воздействие возмущающих факторов на динамические свойства ТРДУ задавалось поправкой на значение суммарной площади минимальных сечений μF_{min} (соответствует программному значению давления в камере $p_{\text{пр}}(t)$) по зависимости $F(t) = \mu F_{\text{min}}(t)(1 + \delta'(t))$. Здесь $\delta'(t)$ имеет случайный характер (математическое ожидание принимается в виде $v_1(\delta'(t)) = 0$, а стандартное отклонение $\sigma_{\delta} = \sigma(\delta')$ задается в пределах $1 \dots 2 \%$). Кроме того, рассматривались варианты моделирования возмущений, подчиняющиеся периодическому закону $\delta'(t) = A \sin(2\pi Nt)$. Здесь A, N — амплитуда возмущений (принималась в интервале $1 \dots 2 \%$) и частота вынужденных колебаний. На рис. 5 и 6 приведены фурье-спектр [16] и вейвлет-спектр [17] энергии акустических колебаний, возникающих в объеме камеры сгорания ТРДУ при воздействии случайных возмущений на внутрикамерные процессы.

Анализ полученных результатов показывает, что наиболее сильные акустические колебания в камере сгорания соответствуют частотному диапазону $3 \dots 40 \text{ Гц}$ (фурье-анализ, см. рис. 5; вейвлет-анализ, см. рис. 6). При этом частот-

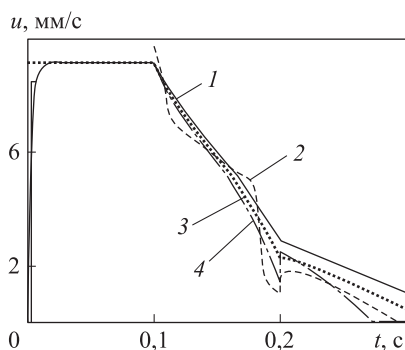


Рис. 4. Изменение скорости горения твердого топлива с течением времени

ный диапазон на втором программном уровне (время изменяется от 5 до 11,2 с) существенно шире, чем на первом и третьем уровнях давления. В связи с этим представляет интерес оценка устойчивости внутрибаллистических процессов в ТРДУ при воздействии периодических возмущений в указанном диапазоне частот и при учете нестационарности скорости горения твердого топлива.

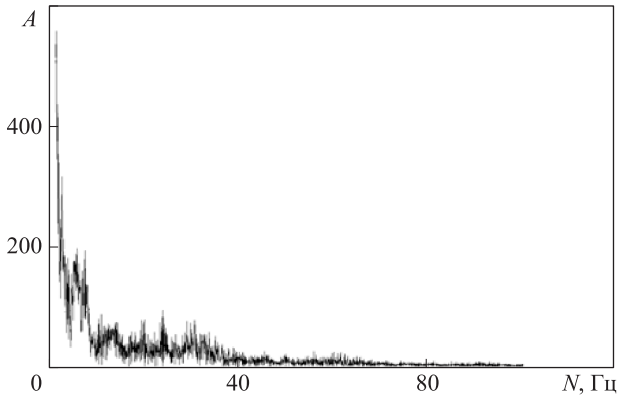


Рис. 5. Энергия (мощность) колебаний давления как функция частоты колебаний

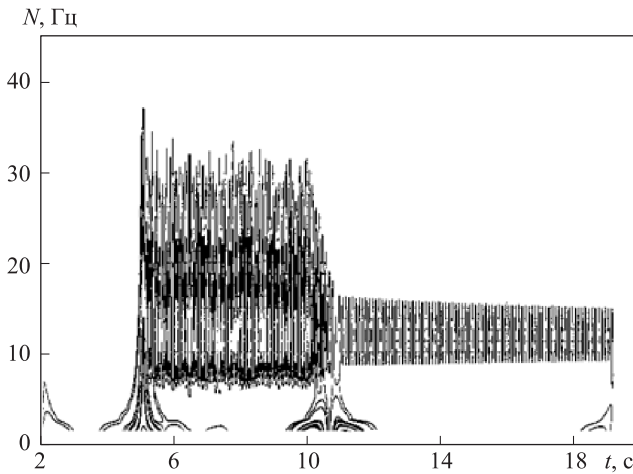


Рис. 6. Вейвлет-спектр энергии акустических колебаний давления в камере ТРДУ

На рис. 7 приведены зависимости для коэффициентов $K_p(t) = p(t)/p_{пр}(t)$, определяемых отношением значений расчетного $p(t)$ и программного $p_{пр}(t)$ давлений в камере ДУ, полученные при воздействии периодических возмущений со значением $\delta'(t) = 0,02$ и при различной частоте колебаний (соответственно 5, 10, 20 и 30 Гц). Для наглядности (по масштабу на графиках) значения $K_p(t)$, превосходящие уровень $K_p(t) = 1, 2$, на рисунках не приведены.

Из рисунков следует, что при малых частотах периодических колебаний (5 и 10 Гц, рис. 7, а и б) резонансные явления наблюдаются при малых значениях давления в камере сгорания ТРДУ ($p_k(t) = 2$ и 3 МПа). При частотах колебаний

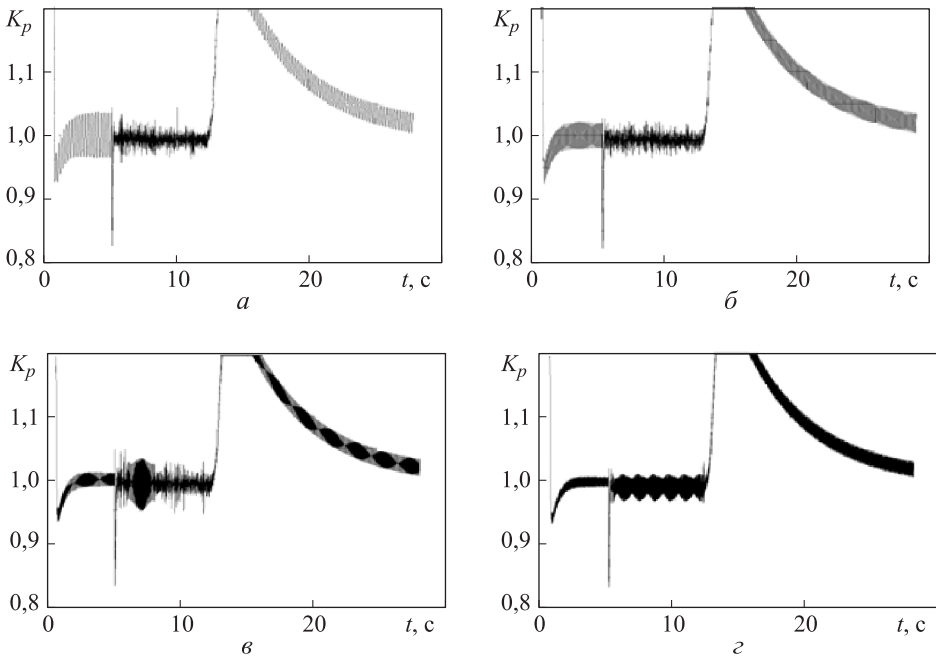


Рис. 7. Изменение коэффициента $K_p(t) = p(t)/p_{пр}(t)$, при воздействии периодических возмущений различных частот:

а — $N = 5$ Гц; *б* — $N = 10$ Гц; *в* — $N = 20$ Гц; *г* — $N = 30$ Гц

$N = 20$ и 30 Гц (рис. 7, *в* и *г*) резонансы соответствуют высоким давлениям в камере ($p_k(t) = 8$ МПа). Кроме того, при этих частотах на зависимостях $p(t)$ (или $K_p(t)$) наблюдаются биения, соответствующие меньшим частотам колебаний.

Дополнительно отметим, что во всех рассмотренных случаях коэффициент нестационарности $K_p(t)$ существенно (до 100 %) возрастает в период перехода ТРДУ от высокого давления (7 МПа) к низкому (2,2 МПа), что объясняется кратковременным увеличением скорости горения твердого топлива на этом этапе работы ТРДУ.

Выводы. 1. Сформулированы допущения и записана система уравнений, позволяющая рассчитать параметры внутренней баллистики ТРДУ с учетом нестационарности скорости горения и воздействия на параметры внутренней баллистики возмущающих факторов.

2. Выполнено сравнение разработанной методики (по давлению $p(t)$ в камере сгорания) с экспериментом, при этом получено хорошее совпадение результатов по качественным и количественным характеристикам.

3. Методика расчета нестационарной скорости горения твердого топлива основана на модели Я.Б. Зельдовича, показано, что эта методика хорошо согласуется с моделью Б.В. Новожилова.

4. Анализ устойчивости работы ТРДУ с учетом нестационарного горения твердого топлива показал, что в условиях совместного влияния возмущений, воздействующих на параметры внутренней баллистики, и возмущений, воздействую-

щих на горение топлива, происходит значительное отклонение давления в камере сгорания от его программного уровня. Такое воздействие характерно при частотах колебаний, близких к резонансным частотам, — в интервале 3...40 Гц.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Бобылев В.М.* Ракетный двигатель твердого топлива как средство управления движением ракет. М.: Машиностроение, 1992. 160 с.
2. *Присняков В.Ф.* Динамика ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1984. 248 с.
3. *Алиев А.В., Мищенко О.В.* Математическое моделирование в технике. М.–Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2012. 476 с.
4. *Зарубин В.С.* Математическое моделирование в технике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 496 с.
5. *Самарский А.А.* Математическое моделирование и вычислительный эксперимент // Вестник АН СССР. 1979. № 5. С. 38–49.
6. *Твердотопливные* регулируемые двигательные установки. Справочная библиотека разработчика-исследователя. Т. 9 // Ю.С. Соломонов, А.М. Липанов, А.В. Алиев и др. М.: Машиностроение, 2011. 416 с.
7. *Численный эксперимент в теории РДТТ* // А.М. Липанов, В.П. Бобрышев, А.В. Алиев и др. Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. 304 с.
8. *Соркин Р.Е.* Газодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Наука, 1967. 368 с.
9. *Бесекерский В.А., Попов Е.П.* Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1972. 768 с.
10. *Алиев А.В., Блинов Д.С.* Решение газодинамических задач в областях сложной формы с использованием конечно-объемных алгоритмов метода крупных частиц // Вестник ИжГТУ. 2009. № 1 (41). С. 151–154.
11. *Алиев А.В.* Пакет прикладных программ «Твердотопливный двигатель» // Каталог инновационных разработок Ижевского государственного технического университета. Ижевск: Изд-во ИжГТУ, 2001. С. 24.
12. *Идентификация экспериментальной зависимости скорости горения твердых топлив от давления* / Ю.М. Милехин, А.Н. Ключников, А.В. Федорычев и др. // Ракетные двигатели и проблемы освоения космического пространства. Т. 1 / под ред. И.Г. Ассовского, О.Д. Хайдена. М.: Торус Пресс, 2005. С. 260–262.
13. *Идентификация математических моделей работы ТРДУ с использованием экспериментальных результатов* / А.В. Алиев, О.В. Мищенко, А.Г. Перемысловская, Е.В. Черепова // Вестник ИжГТУ. 2008. № 2. С. 45–47.
14. *Зельдович Я.Б., Лейпунский О.И., Либрович В.Б.* Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975. 131с.
15. *Новожилов Б.В.* Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.: Наука, 1973. 176 с.
16. *Хемминг Р.В.* Численные методы. М.: Мир, 1972. 400 с.
17. *Добеши И.* Десять лекций по вейвлетам. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. 464 с.

Алиев Али Вейсович — д-р физ.-мат. наук, профессор, декан факультета «Математика и естественные науки», заведующий кафедрой «Ракетная техника» Ижевского ГТУ имени М.Т. Калашникова (Российская Федерация, 426069, г. Ижевск, ул. Студенческая, д. 7).

Мищенко Ольга Владимировна — канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры «Механика и моделирование», начальник отдела аспирантуры и докторантуры Ижевского ГТУ имени М.Т. Калашникова (Российская Федерация, 426069, г. Ижевск, ул. Студенческая, д. 7).

Черепов Илья Владимирович — начальник отдела Корпорации «Московский институт теплотехники» (Российская Федерация, 127273, Москва, ул. Березовая аллея, д. 10), аспирант Ижевского ГТУ имени М.Т. Калашникова (Российская Федерация, 426069, г. Ижевск, ул. Студенческая, д. 7).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Алиев А.В., Мищенко О.В., Черепов И.В. Нестационарные внутрикамерные процессы в твердотопливных регулируемых двигательных установках // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 4. С. 24–39. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-4-24-39

NONSTATIONARY INTRA-CHAMBER PROCESSES IN SOLID-PROPELLANT CONTROLLED PROPULSION SYSTEM

A.V. Aliev¹

O.V. Mishchenkova¹

I.V. Cherepov^{1,2}

aliev@istu.ru

mov@istu.ru

ilyac@mail.ru

¹ Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russian Federation

² JSC Corporation Moscow Institute of Thermal Technology, Moscow, Russian Federation

Abstract

We consider the method for analysis of dynamic processes in the combustion chamber of a solid-propellant propulsion system. The method is based on constructing a mathematical model of intra-chamber processes. The following processes are formalized in this mathematical model: thermodynamic processes occurring in the body of the igniter device and in the chamber of the propulsion system, the heat exchange processes between the combustion products and the surface of the solid-propellant, the surface of the solid-propellant controlled propulsion system, the ignition process of the solid propellant and its subsequent nonstationary combustion. The mathematical model includes control equations recorded in view of backlash in the steering shaft rotation mechanism of the machine. We examine the stability of processes in a solid-propellant controlled propulsion system by the influence of random and periodic disturbances. Calculations of intra-chamber processes in a small controlled system are processed using Fourier and wavelet analysis, which makes it possible to establish the presence of resonance oscillations of different frequencies in the combustion chamber. These oscillations appear in certain work phases of solid-propellant controlled propulsion systems. When nonstationarity of fuel burning rate is taken into account, it increases the dynamic effects of intra-chamber processes

Keywords

Propulsion system, regulation, thermodynamic processes, disturbances resonant oscillations, Fourier analysis, wavelet analysis

REFERENCES

- [1] Bobylev V.M. Raketnyy dvigatel' tverdogo topliva kak sredstvo upravleniya dvizheniem raket [The solid propellant rocket engine as a means to control rocket movement]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 160 p.
- [2] Prisnyakov V.F. Dinamika raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Dynamics of solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984. 248 p.
- [3] Aliev A.V., Mishchenkova O.V. Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike [Mathematical modeling in technology]. Moscow–Izhevsk, Inst. komp'yuternykh issledovaniy Publ., 2012. 476 p.
- [4] Zarubin V.S. Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike [Mathematical modeling in technology]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2003. 496 p.
- [5] Samarskiy A.A. Mathematical modeling and computer experiment. *Vestn. Akad. Nauk SSSR* [Herald. Acad. Sci. SSSR], 1979, no. 5, pp. 38–49 (in Russ.).
- [6] Solomonov Yu.S., Lipanov A.M., Aliev A.V. Tverdoplivnyye reguliruemye dvigatel'nye ustanovki. Spravochnaya biblioteka razrabotchika-issledovatelya. T. 9 [Solid propellant adjustable propulsion. Reference library of developer and researcher. Vol. 9]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011. 416 p.
- [7] Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliev A.V. Chislennyy eksperiment v teorii RDTT [Numerical experiment in the theory of solid propellant rocket engines]. Ekaterinburg, Nauka Publ., 1994. 304 p.
- [8] Sorkin R.E. Gazodinamika raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Gas dynamics of solid propellant rocket engines]. Moscow, Nauka Publ., 1967. 368 p.
- [9] Besekerskiy V.A., Popov E.P. Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya [The theory of automatic control systems]. Moscow, Nauka Publ., 1972. 768 p.
- [10] Aliev A.V., Blinov D.S. Gas-dynamic problems solutions for irregular shape areas with application of finite-volume algorithms for large particles method. *Vestnik IzhGTU* [Bulletin of Kalashnikov ISTU], 2009, no. 1 (41), pp. 151–154 (in Russ.).
- [11] Aliev A.V. Paket prikladnykh programm "Tverdoplivnyy dvigatel'". Katalog innovatsionnykh razrabotok Izhevskogo gos. tekhn. univ. [Software package "Solid propellant rocket engines". Catalog of innovative developments of Kalashnikov Izhevsk State Technical University]. Izhevsk, IzhGTU Publ., 2001, p. 24.
- [12] Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Fedorychev A.V. Identifikatsiya eksperimental'noy zavisimosti skorosti goreniya tverdyykh topliv ot davleniya. Raketnye dvigateli i problemy osvoiniya kosmicheskogo prostranstva. T. 1 [Identification of the experimental dependence of solid propellant combustion rate on the pressure. Rocket engines and challenges of space exploration. Vol. 1]. Moscow, Torus Press, 2005, pp. 260–262.
- [13] Aliev A.V., Mishchenkova O.V., Peremyslovskaya A.G., Cherepova E.V. Identification of mathematical models of solid-propellant propulsion device with usage of experimental Results. *Vestnik IzhGTU* [Bulletin of Kalashnikov ISTU], 2008, no. 2, pp. 45–47 (in Russ.).
- [14] Zel'dovich Ya.B., Leypunskiy O.I., Librovich V.B. Teoriya nestatsionarnogo goreniya porokha [The theory of unsteady gunpowder burning]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 131 p.
- [15] Novozhilov B.V. Nestatsionarnoe gorenie tverdyykh raketnykh topliv [Unsteady solid rocket propellant burning]. Moscow, Nauka Publ., 1973. 176 p.

[16] Hamming R.W. Numerical Methods for Scientists and Engineers. N.Y., McGraw-Hill, 1973.

[17] Daubechies I. Ten Lectures on Wavelets. Springer-Verlag, 1992.

Aliev A.V. — Dr. Sci. (Phys.-Math.), Professor, Dean of Mathematics and Natural Sciences Faculty, Head of Rocket Engineering Department, Kalashnikov Izhevsk State Technical University (ul. Studencheskaya 7, Izhevsk, 426069 Russian Federation).

Mishchenkova O.V. — Cand. Sci. (Phys.-Math.), Assoc. Professor of Mechanics and Modeling Department, Head of Postgraduate and Doctoral studies Department, Kalashnikov Izhevsk State Technical University (ul. Studencheskaya 7, Izhevsk, 426069 Russian Federation).

Cherepov I.V. — Head of the Department of JSC Corporation Moscow Institute of Thermal Technology (Berezovaya alleya 10, Moscow, 127273 Russian Federation), post-graduate student, Kalashnikov Izhevsk State Technical University (ul. Studencheskaya 7, Izhevsk, 426069 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Aliev A.V., Mishchenkova O.V., Cherepov I.V. Nonstationary Intra-Chamber Processes in Solid-Propellant Controlled Propulsion System. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 4, pp. 24–39. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-4-24-39