

## АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

### К ВОПРОСУ О МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДВУХРЕЖИМНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

**Вольф Илья Григорьевич**

канд. техн. наук, начальник кафедры эксплуатации артиллерийского вооружения,  
 Пермский военный институт войск национальной гвардии РФ,  
 РФ, г. Пермь  
 E-mail: [ivolf@yandex.ru](mailto:ivolf@yandex.ru)

**Ихтисанов Ильнар Ильдарович**

адъюнкт, Пермский военный институт войск национальной гвардии РФ,  
 РФ, г. Пермь  
 E-mail: [alfione83@mail.ru](mailto:alfione83@mail.ru)

### TO THE QUESTION OF MATHEMATICAL MODELLING OF THE DUAL-MODE ROCKET ENGINE ON SOLID FUEL

**Ilya Wolf**

candidate of Technical Sciences, Head of the Department of Exploitation of Artillery Armament,  
 Perm military institute of troops of national guard of the Russian Federation,  
 Russian Federation, Perm

**Ilnar Ikhtisanov**

adjunct, Perm military institute of troops of national guard of the Russian Federation,  
 Russian Federation, Perm

#### АННОТАЦИЯ

В работе рассматриваются основные вопросы математического моделирования характеристик потока рабочего тела в двухрежимном двигателе на твердом топливе. Описываются особенности и результаты по определению внутрибаллистических и тяговых характеристик двигателя, а именно скорости горения топлива и давления в камере сгорания.

#### ABSTRACT

In work, the main questions of mathematical modeling of characteristics of a stream of a working body in the dual-mode engine on solid fuel are considered. Features and results on definition of intra ballistic and traction characteristics of the engine namely speed of burning of fuel and pressure in the combustion chamber are described.

**Ключевые слова:** математическое моделирование, двигательная установка, двухрежимный ракетный двигатель, твердое топливо.

**Keywords:** mathematical modeling, propulsion system, dual-mode rocket engine, solid fuel.

Одним из важнейших этапов проектирования ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) является определение основных внутрибаллистических параметров рабочего процесса в камере двигателя, которое осуществляется посредством решения основной задачи внутренней баллистики (ОЗВБ) [1].

В классической постановке ОЗВБ формулируется как задача расчета изменения во времени давления и температуры в камере сгорания.

В практике инженерных расчетов обычно усредняют физические величины по всему свободному

объему камеры сгорания. Метод усреднения по свободному объему составляет основу, так называемой, «нульмерной баллистики», предмет которой состоит в нахождении зависимости средних по объему параметров от времени [2].

На основе расчетных данных определяются параметры ракетного двигателя:

- тяга двигателя  $P$ ;
- удельный импульс тяги  $I_{уд}$ ;

Расчет давления, тяги и удельного импульса тяги производится в диапазоне температур  $\pm 50$  °С.

При решении задачи расчета внутрибаллистических параметров РДТТ с комбинированным зарядом приняты следующие основные допущения:

- решение задачи ведется в «нульмерной» постановке, без учета переменности давления, плотности и температуры по длине камеры сгорания;
- горение воспламенителя считается мгновенным, а давление в камере в момент времени  $t = 0$  равным давлению воспламенителя;
- закон горения топлива геометрический;
- статическое давление принимается постоянным по длине камеры и равным давлению торможения у торца заряда, обращенного к соплу;
- потери полного давления при движении потока от торца заряда до критического сечения учитываются коэффициентом  $\varphi_2$

$$p_k^* = \varphi_2 \cdot p; \tag{1}$$

- температура газов в камере сгорания принимается постоянной и равной

$$T_0 = \frac{T_1}{k}, \tag{2}$$

где  $T_1$  – температура горения топлива в постоянном объеме;

$k$  – показатель адиабаты.

Потери тепла, связанные с теплоотдачей от продуктов горения к стенкам камеры, учитываются коэффициентом тепловых потерь  $\chi$ , который для не теплоизолированных камер определяется по известной формуле Шапиро

$$\chi = 1 - \frac{0,16}{1 + 2\psi}, \tag{3}$$

где  $\psi$  – относительная часть сгоревшего топлива, определяемая из выражения

$$\frac{d\psi}{d\tau} = \frac{S_z}{\Lambda_1} u_1 f(p), \tag{4}$$

где  $\Lambda_1$  – начальный объем топливного заряда.

Решение задачи ведется без учета химического взаимодействия продуктов горения топливного заряда, продукты сгорания являются идеальным газом.

Зависимость  $W_r = f_3(\tau)$  определяется из выражения

$$\frac{dW_z}{d\tau} = S_z u = S_z u_1 f(p). \tag{5}$$

Зависимость скорости горения от скорости газового потока характеризуется функцией  $\varepsilon(v)$ , называемой эрозионным фактором скорости горения. Эрозионный фактор играет заметную роль только в начальный период горения заряда, когда значение величины  $\varepsilon = S_r / F_{св}$  велико. Если значение не превосходит неко-

торой величины  $\varepsilon_{порог}$  эрозионный эффект практически отсутствует, причем величина  $\varepsilon_{порог}$  растет вместе с давлением.

Давление в камере сгорания и характер его изменения во времени определяются балансом прихода, расхода газов и количеством газов, идущих на заполнение объема, освобождающегося в камере сгорания по мере выгорания заряда и определяется зависимостью

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{\chi RT_0}{W_z \cdot A(\psi)} \left[ \frac{S_z \rho_m u_1 f(p) \left( 1 - \frac{p}{\rho_m \chi RT_0} \right)}{\frac{\phi_2 \Gamma(k) F_{кр} p}{\sqrt{\chi RT_0}}} \right]. \tag{6}$$

Параметр  $A(\psi)$  рассчитывается по формуле

$$A(\psi) = \sigma(S) \cdot f_3(\varepsilon) \cdot f(\chi). \tag{7}$$

Параметр  $A(\psi)$  зависит от трех функций:

- $\sigma(S)$  – функция изменения поверхности горения по времени;
- $f_3(\varepsilon)$  – функция изменения параметра заряжения по времени, величина  $f_3(\varepsilon)$  зависит от скорости газового потока, которая изменяется не только по длине заряда, но и по времени работы двигателя. Величина  $f_3(\varepsilon)$  имеет максимальное значение в начале горения твердого заряда, когда коэффициент заполнения камеры сгорания максимальный и уменьшается с увеличением площади свободного истечения газов. В предыдущих математических моделях величина  $f_3(\varepsilon)$  рассчитывалась на срезе заряда, обращенного к соплу то в предложенной математической модели величина  $f_3(\varepsilon)$  рассчитывается для каждой поверхности горения с учетом ранее существующей поверхности горения;
- $f(\chi)$  – функция, учитывающая изменение тепловых потерь во время работы двигателя.

С введением параметра  $A(\psi)$  расчет ОЗВБ становится более точным по определению внутрибаллистических и тяговых характеристик двигателя, а именно точнее определяется скорость горения топлива и давление в камере сгорания.

Начальным этапом в решении ОЗВБ однокамерного двухрежимного РДТТ с комбинированным зарядом является определение давления воспламенителя  $p_v$ , которое будет использоваться в качестве одного из начальных условий при расчете зависимости  $p = p(t)$ . В типовых РДТТ давление воспламенителя, как правило, выбирают из условия

$$p_v = (0,3 \dots 0,4) p_{уст}, \tag{8}$$

где  $p_{уст}$  – установившееся давление в камере двигателя.

В рассматриваемом случае на стартовом режиме работы двигатель работает в нестационарном режиме, для которого отсутствует понятие об установившемся давлении. Поэтому для определения значения  $p_v$  целесообразно воспользоваться допущением о

горении воспламенителя в постоянном объеме (равном начальному свободному объему камеры сгорания до критического сечения сопла). Правомерность этого допущения обуславливается тем, что за короткое время воспламенения истечение газов воспламенителя пренебрежимо мало; кроме того, сопла реальных РДТТ до начала работы закрываются герметизирующими тарелками, давление разрушения которых существенно превышает величину  $p_v$  [3]. Учитывая вышесказанное, с помощью уравнения состояния можно определить давление воспламенителя по формуле

$$p_v = \frac{m_v R_g T_{1v}}{W_0}, \quad (9)$$

где  $m_v$  – масса воспламенителя;

$R_g, T_{1v}$  – газовая постоянная и температура горения воспламенителя в постоянном объеме;

$W_0$  – начальный свободный объем камеры РДТТ.

В периоды выхода двигателя на режим установившейся работы и режима установившейся работы при условии  $\alpha \geq \alpha_{\text{порог}}$  скорости горения твердотопливных полузарядов будут различными за счет эффекта эрозионного горения. Причем для головной и хвостовой шашек рассчитывается свое значение  $\alpha$ .

В связи с этим, массовый секундный приход газов от полузарядов рассчитывается отдельно:

- для головной шашки

$$\dot{m}_{1(+)} = S_{z1} \rho_m u_1 f(p); \quad (10)$$

- для хвостовой

$$\dot{m}_{2(+)} = S_{z2} \rho_m u_1 f(p). \quad (11)$$

В дальнейшем необходимо рассматривать решение ОЗВБ последовательно для каждого периода работы однокамерного двухрежимного РДТТ с комбинированным зарядом.

### Список литературы:

1. Алиев А.В. Внутренняя баллистика РТТД / под редакцией А.М. Липанова и Ю.М. Милехина М.: Машиностроение, 2007. – 504 с.
2. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Справочник М.: Машиностроение, 1988. – 240 с.
3. Яскин А.В. Конструкции и отработка ракетных двигателей на твердом топливе / Учебное пособие. – Бийск: Изд-во Алтайского гос. техн. ун-та, 2010. – 200 с.