

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ ЗАПУСКЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

д.т.н., проф. И.М. Приходько, В.А. Бородавка

В статье рассматриваются основные термодинамические процессы, протекающие в камере сгорания, при запуске ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) и приводится их математическое описание.

Процесс запуска РДТТ является одним из сложных и в настоящее время еще не достаточно изученным. При запуске РДТТ наблюдается три явно выраженных периода функционирования двигателя [1,2]:

- автономное горение воспламенителя - $t_{всп}$;
- совместное горение воспламенителя и топлива - t_c ;
- стабилизация давления в камере РДТТ - $t_{ст}$.

Продолжительность первого периода автономного горения воспламенителя определяется моментом вспышки основного заряда топлива. Время горения воспламенителя определяется толщиной горящего свода зерна пироставы. Продолжительность горения воспламенителя должно обеспечить нагрев поверхности заряда до температуры вспышки и создание в камере сгорания минимального давления, обеспечивающего устойчивое горение заряда топлива.

Второй период начинается от момента вспышки топлива основного заряда и продолжается до конца горения воспламенителя. Совместное горение топлива заряда и воспламенителя является основной причиной образования “всплеска” давления в камере сгорания.

После сгорания воспламенителя наступает третий период, в течение которого происходит стабилизация (выравнивание) давления в камере РДТТ. При этом величина давления асимптотически стремится к значению $P_{ном}$. Изменение рабочих параметров РДТТ в период запуска двигателя описывается следующими уравнениями [1,2]:

$$Q'_t = U'_t + L'_t \text{ - закон сохранения энергии;} \quad (1)$$

$$G_n - G_p = \omega'_t \text{ - закон сохранения вещества;} \quad (2)$$

$$u = f(P) \text{ - закон горения топлива;} \quad (3)$$

$$W = W_H + \int_0^{\tau} S \cdot u \, dt - \text{текущий объем камеры}; \quad (4)$$

$$PW = mRT - \text{уравнение состояния газов}. \quad (5)$$

Решение задачи произведем при гипотезе осреднения параметров состояния продуктов сгорания в камере двигателя. При этом закон горения топлива заряда определяется как

$$u = u_1 P^\nu. \quad (6)$$

Тепловые потери зависят от нескольких факторов. Основными из них являются величина площади омываемой горячими газами и величина давления в камере сгорания. Учет тепловых потерь производится коэффициентом тепловых потерь, равным

$$\chi = 1 - \frac{\nu_1 \sigma F}{RQ_{\text{Sup}}} P(\tau). \quad (7)$$

В (1) – (7) используются следующие обозначения:

$P(\tau)$ - функция изменения давления в камере сгорания от времени;

F - площадь поверхности омываемой горячими газами;

σ - условный коэффициент, учитывающий теплофизические характеристики материала стенки, камеры сгорания;

Q - теплопроизводительность пиросостава;

S - площадь горения пиросостава;

u - скорость горения пиросостава;

R - газовая постоянная пиросостава;

ρ - плотность пиросостава;

G_n, G_p - скорость притока и оттока продуктов сгорания;

ν_1 - коэффициент учета разности температуры стенки и газа в камере сгорания.

Опишем процесс запуска РДТТ.

Первый период - период автономного горения воспламенителя, характерен тем, что подвод тепла осуществляется только за счет горения пиросостава воспламенителя. Наличие в камере сгорания воздуха, оказывает влияние не только на рост температуры, но и на рост давления. Уравнения (1) - (5) для первого периода будет иметь следующий вид:

$$\frac{dp}{dt} = ((k-1)S_B u_B \rho_B Q_B - k \frac{AF_{kp} p \sqrt{RT}}{(1-n \frac{\omega_{B3}}{\omega_B})} - (k-1) \frac{\nu_1 \sigma F p}{R} - k S_B u_B p) \frac{1}{W};$$

$$\frac{dT}{dt} = \left(\frac{kR}{1-by} S_B \rho_B u_B (\chi T_p - T) + \frac{(k-1)p}{\gamma(1-by)} (S_B \rho_B u_B - G - S_B \gamma u_B) \right);$$

$$\begin{aligned}
\chi &= 1 - \frac{v_1 \sigma F}{R Q_B S_B u_B \rho_B} P(\tau); \\
G &= A F_{\text{кр}} \frac{P}{\sqrt{RT}}; \\
S_B &= S_{\text{н.в}} e^{-m \frac{t}{t_B}}; \\
u_B &= \text{const}; \\
W &= W_0 + S_B u_B t_B \frac{1 - e^{-m}}{m}; \\
\omega_B &= S_B \rho_B e_B \frac{1 - e^{-m}}{m}; \\
\omega_{B3} &= \rho_{B3} W_0.
\end{aligned} \tag{8}$$

Во второй период – период совместного горения заряда и воспламенителя, подвод тепла осуществляется как от горения воспламенителя, так и от горения основного заряда двигателя. Он длится до момента полного сгорания пиростова воспламенителя.

Уравнения (1) - (5) для второго периода будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned}
\frac{dT}{dt} &= \left(\frac{kR}{1 - b\gamma} S_B \rho_B u_B (\chi T_p - T) + \frac{kR}{1 - b\gamma} S_T \rho_T u_T (\chi T_p - T) + \right. \\
&+ \left. \frac{(k-1)p}{\gamma(1 - b\gamma)} (S_B \rho_B u_B + S_T \rho_T u_T - G - S_T \rho u_T) \right); \\
\frac{dp}{dt} &= ((k-1)Q - k \frac{A_1^2 F_{\text{кр}}^2}{\rho_T^2 S_T^2 \left(1 - \frac{\gamma}{\rho_T}\right)} \frac{1}{\chi_1 \chi_2} \frac{p^2}{u_T^2} - (k-1) \frac{v_1 \sigma_T}{R} \frac{F}{S_T} \frac{1}{\delta_T} \frac{1}{\chi_1} \frac{p}{u_T} - \\
&- k \frac{p}{\rho_T} \frac{\chi_3}{\chi_1}) \cdot \frac{S_T \rho_T u_T \chi_1}{W}; \\
u_B &= \text{const}; \quad u_T = u_1 p^{\nu}; \\
W &= W_0 + S_B u_B t_B \frac{1 - e^{-m}}{m} + S_T u_T t; \\
S_B &= S_{\text{н.в}} e^{-m \frac{t}{t_B}}; \quad S_T = \text{const}; \\
\chi &= 1 - \frac{v_1 \sigma F}{R Q_T S_T u_T \rho_T} P(\tau); \quad G = A F_{\text{кр}} \frac{P}{\sqrt{RT}}.
\end{aligned} \tag{9}$$

После выгорания пиросостава воспламенителя наступает третий период – период стабилизации давления в камере сгорания, подвод тепла осуществляется только за счет горения основного заряда.

Уравнения (1) - (5) для третьего периода будут иметь следующий вид:

$$\frac{dp}{dt} = ((k-1)Q - k \frac{A_1^2 F_{кр}^2}{\rho_T^2 S_T^2} \left(1 - \frac{\gamma}{\rho_T}\right) u_T^2 - (k-1) \frac{v_1 \sigma_T F p}{R S_T u_T \rho_T} - k \frac{p}{\rho_T}) \cdot \frac{S_T \rho_T u_T}{W};$$

$$\frac{dT}{dt} = \left(\frac{kR}{1-b\gamma} S_T \rho_T u_T (\chi T_p - T) + \frac{(k-1)p}{\gamma(1-b\gamma)} (S_T \rho_T u_T - G - S_T \gamma u_T) \right);$$

$$W = W_0 + S_B u_B t_B \frac{1 - e^{-m}}{m} + S_T u_T t; \quad (10)$$

$$u_T = u_0 p^\nu;$$

$$S_T = \text{const};$$

$$\chi = 1 - \frac{v_1 \sigma F}{R Q_T S_T u_T \rho_T} P(\tau);$$

$$G = A F_{кр} \frac{P}{\sqrt{RT}}.$$

Выбор воспламенителя производим из условия

$$P_{\max} \cong 1.1 P_{\text{ном}}.$$

Предлагаемые зависимости (8, 9, 10) позволяют рассчитать характер изменения давления и температуры в камере сгорания при переменном коэффициенте тепловых потерь во время запуска и выхода двигателя на номинальный режим работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.
2. Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. – М.: Наука, 1983. – 288 с.

Поступила в редколлегию 25.09.2000