

## МЕТОДИКА ВЫБОРА МАССЫ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ ДЛЯ ЗАПУСКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

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

*В статье предложена методика выбора массы воспламенителя, учитывающая природу твердого топлива и параметры камеры сгорания. Методика позволяет выбрать значение давления, которое необходимо создать воспламенителю в камере сгорания, и определить минимальное потребное время горения пиросостава воспламенителя, также получить численное значение начальной площади поверхности горения пиросостава воспламенителя.*

Запуск ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) является сложным и ещё достаточно неизученным процессом [4]. В настоящее время существует достаточно много эмпирических зависимостей для определения массы заряда воспламенителя, однако каждая из них пригодна только для двигателей, близких к тому классу, на основе которых эта зависимость была получена.

Следует обратить внимание на то, что при описании процесса запуска РДТТ коэффициент тепловых потерь и величину плотности продуктов сгорания предлагалось выбирать постоянными, для установившегося режима работы РДТТ [1, 4, 7, 8], что не отвечает действительности. Коэффициент тепловых потерь и плотность продуктов сгорания в камере сгорания РДТТ представим как функцию зависимости от давления.

В [1,2,3,7] принималось допущение, что в процессе автономной работы воспламенительного устройства изменение свободного объёма в камере сгорания РДТТ не происходит.

Принятое допущение не позволяет учесть изменения свободного объёма камеры сгорания, как для периода автономного горения воспламенителя, так и для периода совместного горения воспламенителя и заряда РДТТ, за счёт выгорания пиросостава воспламенительного устройства.

Выбор массы воспламенителя осуществлялся по методике, алгоритм реализации которой представлен на рис. 1.

Суть предлагаемой методики сводится к следующему.

**1. Определение параметров камеры сгорания, параметров твердого топлива**, из которого выполнен заряд двигателя и параметры пиросостава воспламенителя:  $F_{кр}$  [м<sup>2</sup>] - площадь критического сечения сопла;  $W_0$  [м<sup>3</sup>] – свободный начальный объем КС;  $F$  [м<sup>2</sup>] - площадь внутренней поверхности КС, омываемая горячими газами;  $\sigma_{см}$  [Дж\*с/(кг\*с\*К)] - ко-

эffiциент учета теплозащитных свойств стенки камеры сгорания;

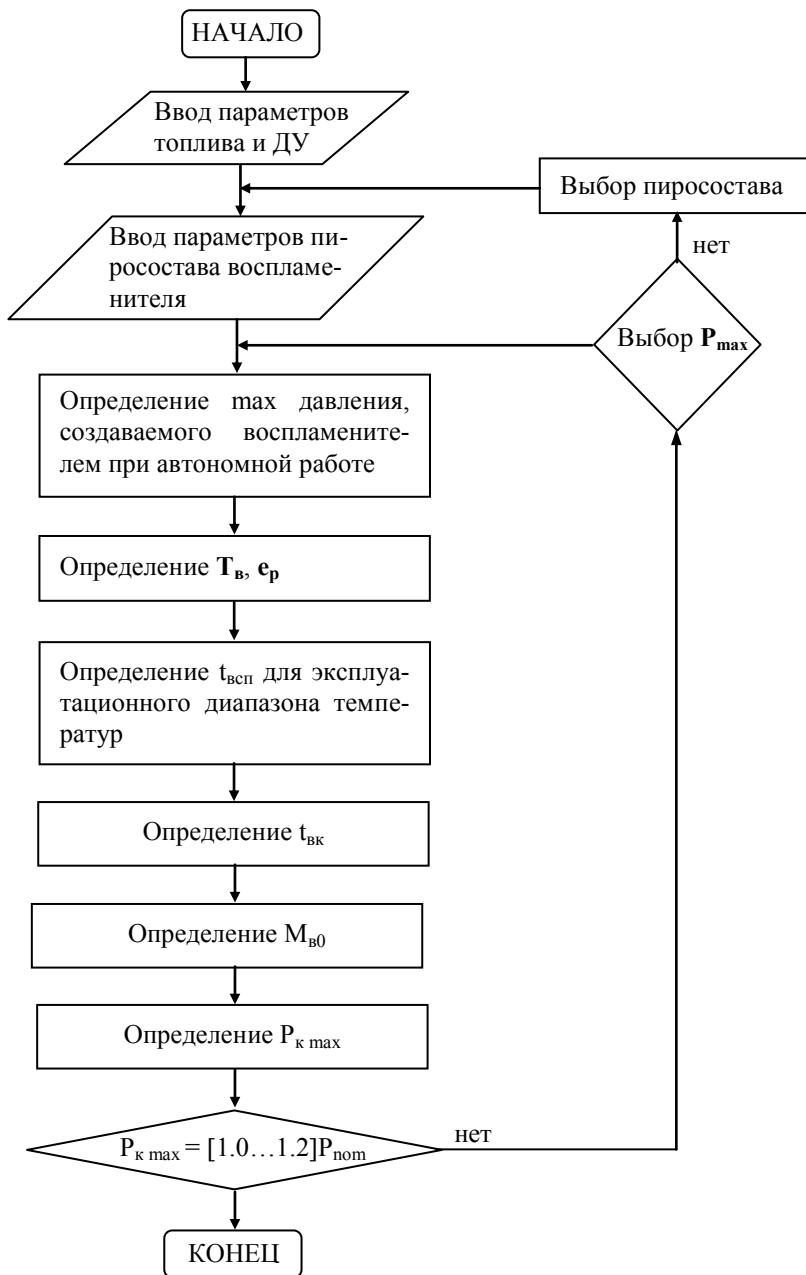


Рис. 1. Схема алгоритма выбора массы воспламенителя

$Q_B$  [Дж\кг] – теплопроизводительность пиросоостава воспламенителя;  $k$  – показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания воспламенителя;  $u_B$  [м\с] – скорость горения пиросоостава воспламенителя;  $\rho_B$  [кг\м<sup>3</sup>] – плотность пиросоостава воспламенителя;  $R_B$  [Дж\кг\*К] – газовая постоянная продуктов сгорания воспламенителя;  $T_B$  [К] – температура горения пиросоостава воспламенителя;  $m$  – коэффициент учета формы зерна пиросоостава воспламенителя;  $\rho_{Bz}$  [кг\м<sup>3</sup>] – плотность воздуха;  $P_{уг}$  [Па] – минимальное давление устойчивого горения твердого топлива заряда;  $u = u_0 P^V$  [м\с] – закон горения твердого топлива;  $Q_m$  [Дж\кг] – теплопроизводительность твердого топлива;  $R_m$  [Дж\кг\*К] – газовая постоянная продуктов сгорания твердого топлива;  $S_m$  [м<sup>2</sup>] – площадь горения заряда твердого топлива;  $C_m$  [Дж\кг\*град] – удельная теплоёмкость твердого топлива;  $\rho_m$  [кг\м<sup>3</sup>] – плотность твердого топлива заряда;  $\lambda_m$  [Вт\м\*град] – коэффициент теплопроводности твердого топлива;  $T_m$  [К] – температура горения твердого топлива;  $T_{всп}$  [К] – температура вспышки твердого топлива;  $T_n$  [К] – начальная температура твердого топлива.

2. **Выбор максимального давления в КС, создаваемого воспламенителем.** Максимальное давление, создаваемое воспламенителем в КС, выберем из условия устойчивого горения твердого топлива

$$P_{B \max} \geq P_{уг}.$$

3. **Расчет времени  $t_{БК}$  горения пиросоостава воспламенителя.** Определим  $e_p$  - толщину релаксационного слоя топлива в момент его вспышки [2, 5] при давлении, создаваемом воспламенителем в камере сгорания РДТТ. Под толщиной релаксационного слоя топлива понимается слой топлива, в котором накоплено количество тепла, необходимого для установления самоподдерживающейся реакции горения твердого топлива.

$$e_p = \frac{\lambda_m}{c_m \rho_m u_m}. \quad (1)$$

Определим время вспышки слоя твердого топлива.

Для определения температуры газов  $T$  воспламенителя в камере сгорания, введём следующее допущение: коэффициент тепловых потерь  $\chi$  при автономной работе воспламенителя принимаем равным  $\chi_n$  - коэффициенту тепловых потерь при номинальном режиме работы РДТТ [1]:

$$\chi_n = 1 - \frac{v_1 \sigma_m F P_K}{R_m Q_m \rho_m u_m S_m}; \quad (2)$$

Температура газов воспламенителя в камере сгорания  $T_B$  равна

$$T_B = \frac{k-1}{k} \frac{\chi_n Q_B}{R_B}.$$

Динамическое равновесие теплового обмена между продуктами сго-

рания и релаксационным слоем топлива за единицу времени выражается как [4]:

$$\alpha_m(T_B - T_{всп}) = c_m \rho_m u (T_{всп} - T_H),$$

где  $\alpha_m$  - коэффициент теплоотдачи от продуктов сгорания к топливному заряду. Тогда:

$$\alpha_m = \frac{c_m \rho_m u (T_{всп} - T_H)}{(T_B - T_{всп})}; \quad (3)$$

$$\alpha_m \left( T_B - \frac{T_{всп} + T_H}{2} \right) t_p = c_m \rho_m e_p (T_{всп} - T_H);$$

$$t_{всп} = \frac{c_m \rho_m e_p (T_{всп} - T_H)}{\alpha_m \left( T_B - \frac{T_{всп} - T_H}{2} \right)}, \quad (4)$$

где  $t_{всп}$  - время необходимого теплового воздействия на поверхность топливного заряда [4].

Время работы воспламенителя  $t_{вк}$  должно быть больше или равно  $t_{всп}$  времени необходимого теплового воздействия на поверхность топливного заряда [4], т.е.

$$t_{вк} \geq t_{всп}. \quad (5)$$

**4. Расчет начальной площади поверхности горения пиросоостава воспламенителя  $S_0$ .** Расчет начальной площади поверхности горения пиросоостава воспламенителя можно провести методом последовательного приближения с использованием математической модели [6] методом последовательного приближения [9], реализовав алгоритм расчета на ЭВМ с помощью алгоритмического языка PASCAL. При этом:

- тепловые потери в камере сгорания выразим через переменный коэффициент  $\chi$  тепловых потерь, который зависит от изменения давления в камере сгорания, и будем принимать его равным

$$\chi = 1 - \frac{v_1 \sigma F p(t)}{R Q_B S_B u_B \rho_B}; \quad (6)$$

- плотность  $\gamma$  продуктов сгорания воспламенителя выразим как функцию зависимости от изменения давления в КС

$$\gamma = \frac{p(t)}{R_B T}. \quad (7)$$

В этом случае максимальное давление в КС при автономной работе воспламенителя следует задавать в пределах  $[P_{Вmax}, P_{Вmax} + \varepsilon]$ , где  $\varepsilon$  заданная точность (1-5 %). Такой подход к решению задачи позволяет получить численное значение начальной площади поверхности горения пиросоостава воспламенителя как для двигателей без заглушки, так и с заглушкой, с зарядом, выполненном на баллистидном или смесевом топливе.

5. *Расчёт массы воспламенителя.* Используя полученное значение  $S_B$ , определим массу воспламенителя [4]:

$$M_B = S_B t_{KB} u_B \rho_B \frac{1 - e^{-m}}{m}. \quad (8)$$

6. *Расчёт  $P_{k \max}$  – максимального давления, создаваемого в КС.* Используя описание термодинамических [6] процессов при запуске РДТТ найдём  $P_{k \max}$ . При этом:

– тепловые потери в камере сгорания выразим через переменный коэффициент  $\chi$  тепловых потерь, зависящий от изменения давления в камере сгорания, и будем принимать его равным

$$\chi = 1 - \frac{v_1 \sigma_{cm} Fr(t)}{R Q_B S_B u_B \rho_B}; \quad (9)$$

– плотность  $\gamma$  продуктов сгорания воспламенителя выразим как функцию зависимости от изменения давления в КС, равной:

$$\gamma = \frac{p(t)}{RT}. \quad (10)$$

**Пример.** Проведём расчёт навески пиросостава воспламенителя для стендового РДТТ. Ракетный двигатель твердого топлива, заряд многошашечный, выполнен из баллиститного топлива РДГ, вкладной. В качестве пиросостава воспламенителя применим крупнозернистый ружейный дымный порох (КЗРДП). Исходные данные приведены в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные для расчёта навески пиросостава воспламенителя

Параметры КС	Параметры пиросостава воспламенителя	Параметры топлива заряда
$F_{кр} = 15,4 * 10^{-5} \text{ м}^2$	$Q_B = 3,113 * 10^6 \text{ Дж/кг}$	$\rho_m = 1700 \text{ кг/м}^3$
$W_0 = 3,75 * 10^{-4} \text{ м}^3$	$k = 1.217$	$\lambda_m = 1.2 \text{ Вт/(м*град)}$
$F = 7,14 * 10^{-2} \text{ м}^2$	$u_B = 0,05 \text{ м/с}$	$T_{всп} = 600 \text{ К}$
$P_{Bmax} = 33 * 10^5 \text{ Па}$	$\rho_B = 1750 \text{ кг/м}^3$	$C_m = 1464 \text{ Дж/(кг*град)}$
	$R_B = 235 \text{ Дж/(кг*К)}$	$T_n = 290 \text{ К}$
$M = 2,785$	$T_B = 2600 \text{ К}$	$P_{\min \text{ yr}} = 22 * 10^5 \text{ Па}$

В ходе проведения расчётов на ПЭВМ при помощи программы, выполненной на алгоритмическом языке PASCAL, получены численные значения начальной площади поверхности горения пиросостава воспламенителя, массы пиросостава воспламенителя и максимального давления, создаваемого воспламенителем в камере сгорания.

Результаты получены с учётом параметров камеры сгорания и при-

роды твердого топлива и приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчета

$M_{Вр} = 5,59г$	$P_{Вmax p} = 33,15 \cdot 10^5 Па$
$M_{Вст} = 5,1г^{+1\%}$	$P_{Вmax ст} = 33 \cdot 10^5 Па$
	$S_{В0} = 9,48 \cdot 10^{-3} м^2$

При сравнении полученного значения массы навески пиросостава воспламенителя с данными огневых испытаний погрешность в выборе массы пиросостава составляет 8,5-9,6 %, что приемлемо для проведения расчётов навески пиросостава воспламенителя для РДТТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
2. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
3. Винницкий Л.М. Ракетные двигатели на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1973. – 348 с.
4. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.
5. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. – М.: Мир, 1990. – 294 с.
6. Приходько И.М., Бородавка В.А. Термогазодинамические процессы при запуске РДТТ. (с. 6 - 9) // Системи обробки інформації. – Х. : ХФВ "Транспорт України". – 2000. – Вип. 4(10). – 212 с.
7. Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. – М.: Наука, 1983. – 288 с.
8. Волков Е.Б., Сарыцин Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Т. 2. – М.: Машиностроение, 1978. – 278 с.
9. Сулима И.М. Основные численные методы и их реализация на микрокалькуляторах. – К.: Вища школа, 1987. – 312 с.

Поступила 18.02.2002

**Приходько Иван Михайлович**, доктор техн. наук, профессор, профессор кафедры Харьковского военного университета. Область научных интересов – теплообмен в ракетной и космической технике.

**Бородавка Вадим Анатольевич**, адъюнкт ХВУ. В 1994 году окончил Харьковский военный университет. Область научных интересов – внутренняя баллистика ракетных двигателей твердого топлива.