

## Исследование влияния эрозионного горения твердого топлива на внутрибаллистические параметры реактивного пентратора

**Е.В. ГУСЕВ**,  
канд. техн. наук,  
**В.А. ЗАГОВОРЧЕВ**,  
канд. техн. наук,  
**П.Ф. ПРОНИНА**,  
**В.В. РОДЧЕНКО**,  
д-р техн. наук,  
**Э.Р. САДРЕТДИНОВА**,  
канд. техн. наук  
(МАИ, Москва)  
csg-gus@mail.ru

*Проанализирован механизм эрозионного горения пороха и учет его в ракетных двигателях на твердом топливе. Рассмотрены вопросы влияния эрозионного горения твердого топлива на изменение тяги двигателя реактивного пентратора. Представлена математическая модель расчета изменения параметров внутрикамерного процесса во времени с учетом их изменения по длине заряда для двигателя со свободно вложенным трубчатым зарядом. Получены результаты расчетов, подтверждающие существенное влияние температуры заряда на внутрибаллистические параметры пентратора.*

**Пентратор, эрозионное горение, твердое топливо, скорость горения**

Для доставки научной аппаратуры и иной полезной нагрузки на некоторую глубину грунтового полупространства планет Солнечной системы могут использоваться грунтовые реактивные пентраторы, образующие скважину методом уплотнения и движущиеся в грунте как за счет кинетической энергии, так и за счет тяги реактивного двигателя на твердом топливе (РДТТ) [1].

Теоретические и экспериментальные исследования по созданию реактивных пентраторов показали [2], что для достижения существенных глубин проникания в грунт они должны снабжаться РДТТ, способными создавать тягу, превышающую силу статического сопротивления среды приблизительно в два раза.

Известно, что для РДТТ тяга определяется по формуле [3]

$$R = J_{\text{ед}} \rho_{\text{T}} S_{\text{гор}} U_{\text{гор}}, \quad (1)$$

где  $J_{\text{ед}}$  – единичный импульс;  $\rho_{\text{T}}$  – плотность топлива,  $S_{\text{гор}}$  – поверхность горения заряда;  $U_{\text{гор}}$  – скорость горения топлива.

При анализе зависимости (1) установлено, что наибольшее влияние на величину тяги оказывает увеличение поверхности горения заряда и скорости его горения. В связи с этим для создания грунтовых реактивных пентраторов с высокими значениями удельной лобовой тяги, представляющей собой отношение тяги двигателя к площади миделевого сечения, должны использоваться РДТТ большого удлинения и с высокой плотностью заряжания, что приводит к увеличению давления в камере сгорания, появлению эрозионного горения топлива и снижению надежности двигателя.

Целью настоящей работы является исследование эффекта эрозионного горения заряда под действием потока пороховых газов, омывающих горящую поверхность топлива, и использование этого ускорения горения топлива для повышения тяги реактивного пентратора.

### Механизм эрозионного горения пороха

На основании опытов [4, 5] по сжиганию двух пластинок пороха, одна из которых сгорала без влияния газового потока, а другая подвергалась действию газового потока, было установлено, что при скорости газов в несколько десятков метров в секунду скорость горения пороха повышается незначительно. Однако при увеличении скорости газового потока до 150 м/с скорость горения пороха увеличивается в 1,4 раза, а при скорости течения газов в 1000 м/с – в десять раз по сравнению со скоростью горения при отсутствии обдувания [6].

Природа газов при прочих равных условиях не влияет на степень увеличения скорости горения, поскольку при горении порох подвергается непосредственному воздействию только выделяющихся из него газов. При этом эффект эрозии тем сильнее, чем ниже начальная температура пороха.

Для построения математической модели эрозионного горения пороха Пуассоном принято допущение, что вблизи горячей поверхности пороха образуются вязкие газовые продукты, горение которых

происходит в зоне, расположенной на некотором расстоянии от поверхности пороха [4, 5]. При этом в пограничном слое создается турбулентное течение из-за перемешивания набегающего основного потока газов с новыми газами, выделяемыми с поверхности горения пороха.

При рассмотрении турбулентного течения вблизи плоской пластинки, помещенной в русло газового потока, было получено [6] выражение для определения скорости горения пороха в виде

$$U(p, V_\infty) = U_0(p)\xi(V_\infty) + \frac{\rho'}{\rho_0}\varepsilon(\eta)\frac{V_\infty}{60} + k\rho_\tau V_\infty^2 \left(\frac{\nu_1}{V_\infty y}\right)^2, \quad (2)$$

где  $p$  – давление в камере сгорания;  $V_\infty$  – скорость потока, при которой ламинарное течение переходит в турбулентное;  $\eta = \frac{V_\infty y}{30\gamma}$  – критерий Прандтля;  $\nu_1$  – кинематическая вязкость;  $\rho'$ ,  $\rho_0$  – плотность газа и пороха;  $\xi$  – возрастающая функция скорости газового потока;  $k$  – коэффициент согласования, характеризующий эффект трения.

Анализ зависимости (2) выявил, что эффект увеличения скорости горения пороха повышается с ростом скорости газового потока. Второй и третий члены уравнения (2) возрастают пропорционально плотности газов, и, следовательно, эффект увеличения скорости горения пороха обратно пропорционален температуре, что свидетельствует о более интенсивном увеличении скорости горения холодного пороха.

В табл. 1 приведены результаты расчетов по формуле (2) для пороха, горевшего при давлении  $p = 300$  МПа и омываемого потоком газов со скоростями 100, 500, 1000 м/с.

Таблица 1

$V$ , м/с	$\xi$	$\Delta V'$ , м/с	$\Delta V''$ , м/с
100	1,8	128	2,66
500	9,6	1375	36
1000	19,2	2900	90,5

**Примечание:**  $\Delta V'$  – эффект напряжения трения (эффект Корнера), определяемый третьим членом выражения (2);  $\Delta V''$  – приращение скорости в результате массовой диффузии, определяемое вторым членом выражения (2).

Следует отметить, что при малых давлениях в камере сгорания РДТТ эффект массовой диффузии, определяемый вторым членом уравнения (2), более важен, чем эффект Корнера, учитывающий влияние трения (третий член в уравнении (2)).

В этом случае, когда давление в камере сгорания приближается по своему значению к давлению в орудиях (несколько сотен мегапаскалей), эффект трения выражен ярче, чем эффект массовой диффузии. В частности (см. табл. 1), при давлении в камере сгорания двигателя  $p = 300$  МПа эффект массовой диффузии выражен неявно в сравнении с эффектом от влияния трения. Для РДТТ с относительно низким давлением в камере сгорания определение скорости горения пороха обычно производится по упрощенной формуле (2)

$$U(p, V_\infty) = U_0(p)\xi(V_\infty) + \frac{\rho'}{\rho_0}\varepsilon(\eta)\frac{V_\infty}{60}, \quad (3)$$

которая позволяет рассчитать эффект эрозии с точностью того же порядка, что и при эксперименте.

В формуле (3)  $U_0(p)$  – скорость горения пороха при отсутствии эрозии, а функции  $\xi(V_\infty)$  и  $\frac{\rho'}{\rho_0}\varepsilon(\eta)\frac{V_\infty}{60}$  выражают влияние термической проводимости и массовой диффузии вследствие турбулентности газового потока в приграничном слое (в зоне горения).

### Учет эрозионного горения пороха в РДТТ

В работах [2, 5, 7] показано, что для РДТТ с давлением в камере сгорания примерно 10 МПа функцию  $\xi(V_\infty)$  можно принять равной единице, поскольку эрозионное горение в таких двигателях происхо-

дит исключительно за счет эффекта массовой диффузии. В этом случае для определения скорости эрозионного горения пороха используется формула

$$U(p, V_\infty) = U_0(p) + \frac{\rho'}{\rho_0} \varepsilon(\eta) \frac{V_\infty}{60}. \quad (4)$$

Обычно на практике применяют эмпирические формулы для учета увеличения скорости горения пороха под влиянием газового потока, вводя в формулу определения скорости без эрозионного горения пороха поправочный коэффициент  $\phi$ . Однако в результате расчетов с помощью этих формул получают среднее значение коэффициента  $\phi$  для средних значений скорости потока. В действительности в передней части пороховой трубки скорость потока близка к нулю, а у торца, обращенного к соплу, она наибольшая, что не учитывается этими формулами

Приведем формулу Грина [7]

$$\phi = \frac{U(p, V_\infty)}{U_0(p)} = 1 + k_1 \left( \frac{x}{c} \right) \frac{F_{\min}}{F_{\text{св}}}, \quad (5)$$

где  $c$  – длина заряда;  $x$  – расстояние сечения от данного среза шашки;  $F_{\text{св}}$ ,  $F_{\min}$  – площадь свободного сечения камеры сгорания и критического сечения сопла.

Формула (7) имеет преимущество по сравнению с другими, так как содержит множитель  $\frac{x}{c}$ , характеризующий сечение потока на расстоянии  $x$  от переднего среза шашки, а величина  $\frac{F_{\min}}{F_{\text{св}}}$  учитывает соотношение постоянной площади наименьшего сечения сопла к изменяющейся площади свободного прохода камеры [6].

Принимая течение газов установившимся, можно выражение, определяющее секундный проход  $M_{\text{прох}}$  газов через свободное сечение  $F_{\text{св}}$ , приравнять к расходу газов через наименьшее сечение сопла  $F_{\min}$ . Тогда получим

$$\frac{V_c}{V_{\text{кр}}} = \frac{F_{\min}}{F_{\text{св}}}.$$

Следовательно, формулу Грина можно написать в виде

$$\phi = 1 + k_1 \left( \frac{x}{c} \right) \frac{V_c}{V_{\text{кр}}}, \quad (6)$$

где  $V_c$  – наибольшая скорость газов в том конце заряда, который обращен к соплу (по мере увеличения площади свободного прохода  $F_{\text{св}}$  эта скорость уменьшается, так как  $M_{\text{прох}}$  для сечения сопла остается постоянным).

Иногда поток газа характеризуют отношением  $S/F_{\text{св}}$  [7]. Обозначим его в дальнейшем следующим образом:

$$x_{\text{п}} = \frac{S}{F_{\text{св}}},$$

где  $S$  – поверхность горения пороха.

Этот коэффициент представляет собой отношение всей горящей поверхности пороха к площади свободного пороха камеры и характеризует пропускную способность камеры и заряда;  $x_{\text{п}}$  входит в соотношение, определяющее интенсивность притока и расхода газов через поперечное свободное сечение камеры и в определенной степени влияет на величину давления газов в камере РДТТ при данном сечении сопла  $F_{\min}$ . В выражении для скорости горения вводят также поправку на эрозию  $\phi(x_{\text{п}})$ , т. е.

$$U(p, V_\infty) = U_0(p) \phi(x_{\text{п}}), \quad (7)$$

где для многошашечных зарядов  $\varphi(x_{\text{п}}) = 1 + 0,0040(x_{\text{п}} - 100)$ , для одношашечных зарядов  $\varphi(x_{\text{п}}) = 1 + 0,0032(x_{\text{п}} - 100)$ .

Расчеты с помощью формул (6), (7) довольно грубые, изменение  $\varphi(x_{\text{п}})$  происходит только в пределах изменения величины  $x_{\text{п}}$  от 150–200 до 100. При  $x_{\text{п}} \leq 100$  множитель  $\varphi(x_{\text{п}}) = 1$ , т. е. эрозионного эффекта не наблюдается [8, 9].

В случае расчетов, когда  $x_0 > 300$ , зависимость  $f_3(x) = 1 + 0,0032(x - 100)$  не используется. В этом случае определяют коэффициент эрозии Унипрессу, для чего определяют функцию  $q(\lambda)$  по формуле

$$q(\lambda) = \frac{f^*}{F_{\text{кк}} - F_{\text{тор}}}, \quad (8)$$

где  $F_{\text{тор}}$  – площадь торцевой поверхности топливной шашки;  $F_{\text{кк}}$  – площадь внутренней поверхности камеры сгорания;  $f^*$  – площадь критического сечения, и по таблице газодинамических функций находят  $\lambda$ . По значению  $\lambda$  определяют значение  $f_3(x)$ : при  $\lambda = 0$   $f_3(x) = 1,0$ ; при  $\lambda = 0,2$   $f_3(x) = 1,00$ ; при  $\lambda = 0,4$   $f_3(x) = 1,06$ ; при  $\lambda = 0,6$   $f_3(x) = 1,12$ ; при  $\lambda = 0,8$   $f_3(x) = 1,15$ ; при  $\lambda = 0,9$   $f_3(x) = 1,16$ ; при  $\lambda = 1,0$   $f_3(x) = 1,17$ .

Значение  $f_3(x)$  используют в баллистических ракетах. После вычислений величины давления  $p_{\text{уст}}$  находят давление на входе в сопло по зависимости

$$p_c = p_{0\text{д}}(1 - \lambda^2), \quad (9)$$

где  $p_{0\text{д}} \approx p_{\text{уст}}$  – давления у переднего дна двигателя.

При вычислении эрозионного пика  $p_{\text{max}}$  целесообразно пользоваться зависимостью

$$p_{\text{max}}/p_{\text{уст}} = 1 + 0,45(0,58 \cdot 10^{-2} x_0)^2, \quad (10)$$

где  $p_{\text{max}}$  – эрозионный пик давления;  $p_{\text{уст}}$  получается из расчета.

Без учета влияния эрозионного горения возможно разрушение камеры РДТТ.

### Расчет внутрибаллистических параметров РДТТ большого удлинения

Приведем математическую модель расчета изменения внутрибаллистических параметров внутрикамерного процесса во времени с учетом их изменения по длине камеры (заряда) для двигателя со свободно вложенным трубчатым зарядом (рис. 1).

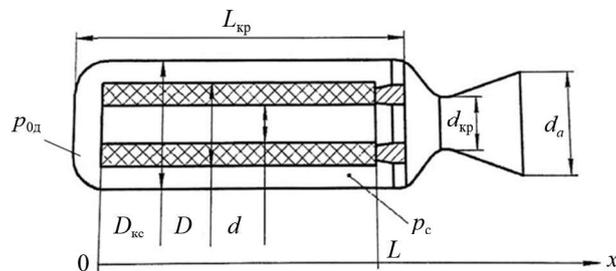


Рис. 1

Базой построения модели служит аппарат теории одномерных течений в канале, соотношения, следующие из законов сохранения массы и энергии, уравнения теплообмена между продуктами сгорания и

топливом, а также ряд зависимостей, учитывающих специфику выбранной конструкционной схемы РДГТ [10, 11].

В качестве исходных данных были приняты следующие величины: габариты камеры сгорания и сопла ( $L_{\text{кс}}$  – длина камеры сгорания;  $D_{\text{кс}}$  – внутренний диаметр камеры сгорания;  $d_{\text{кр}}$  – диаметр критического сечения сопла;  $d_a$  – диаметр сопла на срезе); габариты топливного заряда ( $L$  – длина топливного заряда;  $D, d$  – наружный и внутренний диаметр шашки); характеристики топлива ( $f$  – приведенная сила топлива,  $f_p = RT_{0\text{п}}$ ;  $K$  – показатель адиабаты;  $B_t$  – температурный коэффициент топлива;  $a, b$  – коэффициенты в законе скорости горения при температуре заряда  $T_3 = +20^\circ\text{C}$ ;  $\alpha$  – коволюм;  $\rho_t$  – плотность топлива).

Задача решается при следующих допущениях.

1. Условия течения газового потока во всех каналах идентичные, т. е. выдержано условие  $K_{\text{вк}} = K_{\text{нк}}$ , где  $K_{\text{вк}}$ ,  $K_{\text{нк}}$  – критерий Победоносцева для внутреннего канала шашки и канала между наружным диаметром шашки и стенкой камеры сгорания.

2. Теплообмен со стенками камеры сгорания отсутствует:  $g = 0$ .

3. Вся горящая поверхность заряда воспламеняется одновременно:  $\Delta t_{\text{всп}} = 0$ .

4. Площадь каналов по длине зарядов постоянна:  $S_{\text{св}} = (S_{\text{кс}} - S_{\text{тор}})_{\text{к}} = \text{const}$ , где  $S_{\text{кс}}$  – внутренняя площадь поперечного сечения камеры сгорания;  $S_{\text{тор}}$  – площадь торца шашки.

5. Длительность нестационарного процесса существенно превышает прохождение звуковой волны по длине камеры.

При этих допущениях состояние газового потока по длине камеры сгорания описывается системой уравнений, состоящей из уравнений стабильной неравновесности, неразрывности и движения.

Местная скорость горения  $u(p_x, \lambda_x)$  в сечении  $x$ , зависящая от давления  $p_x$  и безразмерной скорости  $\lambda_x$ , определяется по формуле

$$u(p_x, \lambda_x) = u(p_x) f(T_3^0) f(\lambda_x). \quad (11)$$

Зависимость  $f(T_3^0)$  учитывает влияние начальной температуры заряда  $T_3^0$  на скорость горения топлива:

$$f(T_3^0) = \frac{B_t}{B_t + (20 + T_3^0)}. \quad (12)$$

Учет влияния эрозионного горения осуществляется введением функции  $f(\lambda_x)$ .

При расчете параметров внутренней баллистики реактивных пенетраторов, проникающих в грунт, необходимо учитывать деформацию топливного заряда, в частности, изменение площади его поперечного сечения:

$$\frac{S_{\text{тор}}}{S_{\text{тор}}^0} = [1 + 2\alpha(T_3 - 20)] \left( 1 + \frac{2\mu}{E} \sigma_x \right), \quad (13)$$

где  $\sigma_x = \Delta p_L + p_t aL$  – осевое напряжение на заряд;  $a = n_x g$  – ускорение движения;  $\Delta p_L = p_d - p_L$  – разность давлений у переднего и заднего торцов заряда.

Приведем дополнительные исходные данные:  $R = 150,73$  кДж/моль·кг·г;  $f_p = 95000$  кг·м/кг;  $\lambda_{\text{пр}} = 0,15$ ;  $K_L = 2$ ;  $p_t = 1700$  кг/м<sup>3</sup>;  $\Delta = 0,98$ ;  $D_{\text{кс}} = 0,044$  м;  $a = 0,003$  м<sup>3</sup>/кг;  $D_0 = 0,04$  м;  $K = 1,25$ ;  $n_z = 1$ ;  $\mu_i = 0,98$ ;  $B_t = 320$ ;  $E = 2,5 \cdot 10^7$  кг/м<sup>3</sup>;  $a = 0,3$  см/с;  $d = 0,0063$  см<sup>3</sup>/с·кг;  $b = 0,008$  м;  $x = 0,94$ .

Расчеты проводились для различных значений температур заряда  $T_3 = -20 \div 20 \text{ }^\circ\text{C}$ , длин топливного заряда  $l_3 = 0,5 \div 1,25 \text{ м}$ , диаметров критического сечения сопла  $d_{кр} = 0,017 \div 0,018 \text{ м}$ , коэффициент Пуассона материала топлива  $\mu = 0,35 \pm 0,05$ .

Результаты расчетов представлены в табл. 2 и приведены в виде графиков.

Таблица 2

t, с	$D_{кр} = 17,5 \text{ мм}$									$D_{кр} = 17 \text{ мм}$		
	$T_3 = 20 \text{ }^\circ\text{C}$			$T_3 = 0 \text{ }^\circ\text{C}$			$T_3 = -20 \text{ }^\circ\text{C}$			$T_3 = -20 \text{ }^\circ\text{C}$		
	$\Delta p_L$	$p$	$K$	$\Delta p_L$	$p$	$K$	$\Delta p_L$	$p$	$K$	$\Delta p_L$	$p$	$K$
0,005	193	854,5	3283	172,6	762	2928	163,2	692	2659	146,9	719,2	2609
0,02	100,6	1477	6054	94,4	1133	4648	87,2	893	3664	86,3	1034	4020
0,04	35,3	1312	5462	35,8	936	3905	35,1	691	2885	35,4	899	3537
0,06	18,3	1173	4895	18,3	768	3222	18,7	537	2252	19,2	756	2986
0,08	9,8	1123	4687	12,1	675	2827	12,2	449	1881	12,4	671	2650
0,10	8,9	1133	4724	8,8	624	2614	8,9	397	1666	9,0	624	1466
0,12	-	-	-	6,9	601	2514	7,0	367	1541	7,1	603	2381
0,14	-	-	-	5,6	596	2491	6,0	350	1470	5,9	600	2366
0,16	-	-	-	4,8	604	2525	4,5	342	1434	5,0	600	2404

На рис. 2 показано изменение давления в камере сгорания по времени для различных значений начальной температуры.

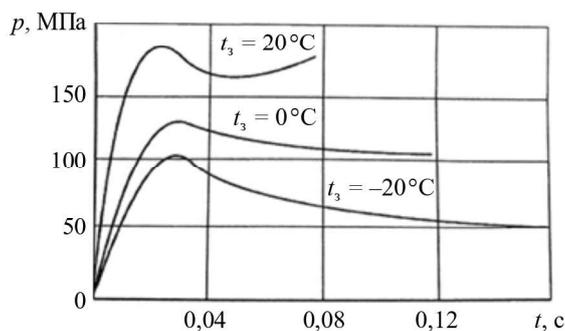


Рис. 2

Зависимость перепада давления на торцах заряда от времени для различных значений начальной температуры заряда приведена на рис. 3.

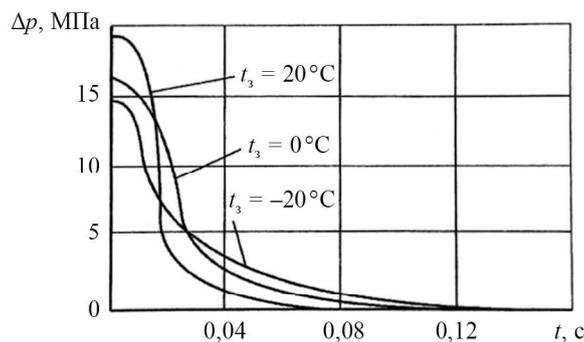


Рис. 3

Изменение давления в камере сгорания по времени для различных значений диаметра критического сечения сопла иллюстрирует рис. 4.

Зависимость перепада давления на торцах заряда от времени для различных значений диаметра критического сечения сопла приведена на рис. 5.

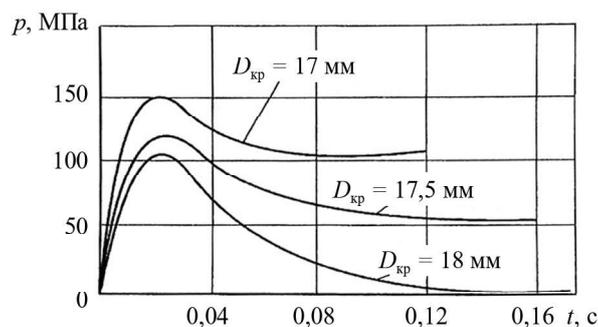


Рис. 4

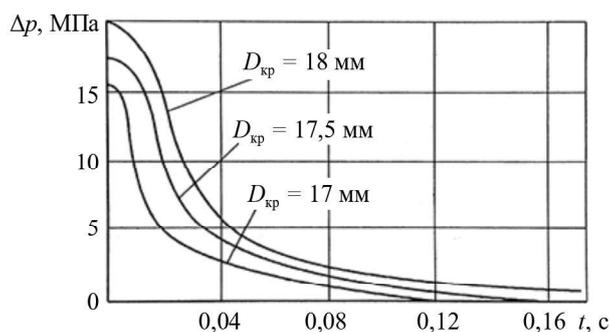


Рис. 5

При анализе результатов выявлено сильное влияние температуры заряда на характер и величину рабочего давления в камере сгорания и перепад давления у дна и сопла. При температуре заряда  $T_3 = -20^\circ\text{C}$  максимальное давление в камере сгорания составляет  $p_{\max} = 105$  МПа, а максимальный перепад у дна и сопла  $\Delta p_{\max} = 15$  МПа, что существенно отличается от значений этих величин при  $T_3 = 20^\circ\text{C}$  ( $p_{\max} = 180$  МПа и  $\Delta p_{\max} = 18$  МПа). Согласно экспериментальной проверке запуск подобного аппарата в зимнее время оказался возможным, и двигатель функционировал нормально, в то время как запуски в летнее время приводили к взрывам двигателя. Это объясняется, во-первых, тем, что величина максимального давления в камере сгорания при температуре заряда  $T_3 = 20^\circ\text{C}$  превышает предельно допустимое давление корпуса двигателя  $p_{\text{доп}} = 160$  МПа, во-вторых, тем, что величина максимального перепада давления может превосходить предел прочности твердого топлива, который с ростом температуры уменьшается [12, 13].

Диаметр критического сечения сопла и коэффициент Пуассона материала топлива при заданных размерах шашки и камеры сгорания определяют отношение площади критического сечения к площади свободного прохода газов.

Из графиков (см. рис. 2–5) видно, что при заданных размерах топливного заряда и камеры сгорания увеличение площади критического сечения наряду со снижением среднего давления в камере и увеличением перепада давления у дна и сопла при определенных условиях приводит к разрушению заряда и двигателя в целом.

При приближении отношения площади критического сечения сопла к площади свободного прохода газов к единице условия работы топливного заряда резко ухудшаются, поэтому при проектировании РДГТ с высокой плотностью заряжения необходимо правильно выбрать это соотношение. В частности, при проведении экспериментальных запусков изделий «Грунт» с соплом, имеющим диаметр критического сечения  $d_{\text{кр}} = 17$  мм, двигатель работал нормально, в то время как замена на сопло с диаметром критического сечения  $d_{\text{кр}} = 18$  мм приводила к взрыву двигателя [14, 15].

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

Эффект увеличения скорости горения твердого топлива повышается с ростом скорости газового потока, обдувающего горящую поверхность пороха, причем чем ниже начальная температура заряда, тем интенсивнее протекает этот процесс эрозионного горения.

При увеличении скорости обдува газовым потоком горящей поверхности пороха до величины порядка 1000 м/с скорость горения пороха может увеличиться на порядок, что приводит к существенному росту газового прихода и давления в камере сгорания двигателя. При неучтенном эрозионном горении может произойти разрушение камеры сгорания из-за потери прочности корпуса.

По результатам расчетов параметров внутренней баллистики ракетных двигателей со свободно вложенным трубчатым зарядом большого удлинения выявлено сильное влияние температуры заряда на характер и величину рабочего давления в камере сгорания и перепад давления у днища и сопла.

Установлено, что при заданных размерах топливного заряда и камеры сгорания увеличение площади критического сечения сопла наряду со снижением среднего давления в камере и увеличением перепада давления у днища и сопла при определенных условиях приводит к разрушению заряда и двигателя в целом.

Из-за резкого ухудшения условий работы топливного заряда при приближении отношения площади критического сечения сопла к площади свободного прохода газов к единице важен правильный выбор данного соотношения при создании РДГТ с высокой плотностью заряжения.

Для увеличения удельной лобовой тяги реактивного пенетратора целесообразно использовать РДГТ с газовым пенетратором, расположенным в передней части камеры сгорания и обеспечивающим обдув горящей поверхности твердого топлива с высокими скоростями.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (шифр FSFF-2023-0007).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Заговорчев В.А., Родченко В.В. Расчет основных проектных параметров реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 4. С. 65–72.
2. Михайлов В.В. Основы теории РДГТ. М.: МО СССР, 1977. 58 с.
3. Заговорчев В.А., Пронина П.Ф., Родченко В.В. Расчет основных проектных параметров и конструкция реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 126–132.
4. Мамонтов М.А., Юрманова Н.П., Шепетовский А.Я. Теория тепловых двигателей. Ч. 2. Тула: ТПИ, 1975. 234 с.
5. Михайловский Ю.В. Расчет реактивного двигателя твердого топлива. М.: МО СССР, 1984. 198 с.
6. Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. М.: Оборонгиз, 1962. 705 с.
7. Михайловский Ю.В., Аксентьев С.Т. Проектирование и расчет РДГТ. М.: МО СССР, 1982. 320 с.
8. Гостинцев Ю.А. Расходные характеристики сопла при истечении винтового потока газа // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1969. № 4. С. 158–162.
9. Кузьмин В.А. и др. Моделирование теплового излучения гетерогенных продуктов сгорания в камере сгорания модельного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 92–97.
10. Родченко В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М.: МАИ-Принт, 2009. 359 с.
11. Щукин В.К., Гостинцев Ю.А. Теплообмен и гидродинамика внутренних потоков в полях массовых сил. М.: Машиностроение, 1980. 330 с.
12. Райзберг Б.А., Ерохин Б.Т., Самсонов К.П. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1972. 384 с.
13. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Л. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
14. Гусев Е.В. и др. Особенности процесса функционирования двигателя реактивного пенетратора для движения в плотных грунтах // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 133–139.
15. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1968. 536 с.

Поступила в редакцию 19.03.24

После доработки 20.03.24

Принята к публикации 21.03.24

## Study of the Influence of Erosive Combustion of Solid Fuel on the Intra-Ballistic Parameters of a Jet Penetrator

E.V. GUSEV, V.A. ZAGOVORCHEV, P.F. PRONINA,  
V.V. RODCHENKO, AND E.R. SADRETDINOVA

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

*The mechanism of erosive combustion of gunpowder and its consideration in solid propellant rocket engines are analyzed. The issues of the influence of erosive combustion of solid fuel on changes in the thrust of a jet penetrator engine are considered. A mathematical model is presented for calculating changes in the parameters of the intra-chamber process over time, taking into account their changes along the length of the charge for an engine with a freely inserted tubular charge. The obtained calculation results confirm the significant influence of the charge temperature on the intra-ballistic parameters of the penetrator.*

**Penetrator, erosive combustion, solid fuel, burning rate**