

УДК 621.45.022.5

В. В. Мади

## Математическое моделирование работы ракетного двигателя со сложносоставным секционным зарядом

В связи с необходимостью совершенствования облика ракетного двигателя на твердом топливе, поставлена задача разработки методики, позволяющей производить расчеты внутрибаллистических характеристик сложносоставного секционного заряда твердого топлива. Данная методика реализована на ЭВМ в математическом пакете *MathCAD Prime 3.0*, имеет точность, достаточную для технической оценки работы ракетного двигателя на твердом топливе с секционным зарядом.

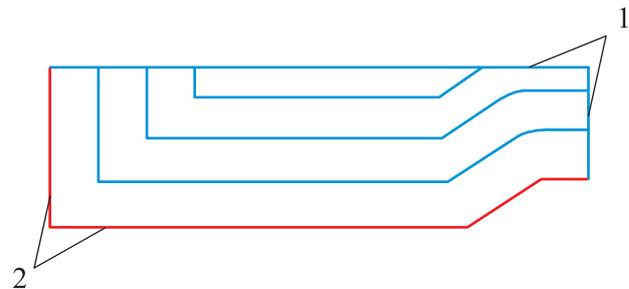
**Ключевые слова:** ракетный двигатель на твердом топливе, сложносоставный секционный заряд, математическое моделирование внутрикамерных процессов, внутрибаллистические характеристики.

В отрасли ракетно-космической техники постоянно ведутся работы по совершенствованию облика ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), внедряются новые технические решения тепловой защиты газового тракта РДТТ, оптимизации конструкции РДТТ, создания нескольких последовательно сменяющихся друг друга режимов работы давления и тяги в одном двигателе. Все это влечет за собой необходимость создания методики расчета внутрибаллистических характеристик (ВБХ) со сложносоставным секционным зарядом (ТРТ). Разработка такой методики сводится к решению двух основных задач: определение поверхности горения зарядов при плотной стыковке их торцов и расчет ВБХ с учетом горения двух зарядов с разными характеристиками в одной камере сгорания.

### Определение поверхности горения

Задача определения поверхности горения двух плотно прилегающих друг к другу зарядов с разными скоростями горения не поддается расчету существующими программными средствами. По мере выгорания основного заряда, имеющего более высокую скорость горения, поверхность низкоскоростного заряда, прилегающая к основному, вскрывается с опережением относительно скорости горения самого заряда, образуя дополнительный горящий участок. Потребовалась специальная модель, в которой бы учитывалась постоянно вскрывающаяся поверхность горения. Поверхность горения высокоскоростного заряда рассчитывается с помощью имеющихся программных средств [1]. На рис. 1 изображена

модель расчета поверхности горения высокоскоростного заряда. В данном случае негорящими являются наружная (на рисунке – верхняя) и правая торцевая поверхности, остальные – горящие.



**Рис. 1.** Модель расчета поверхности высокоскоростного заряда:

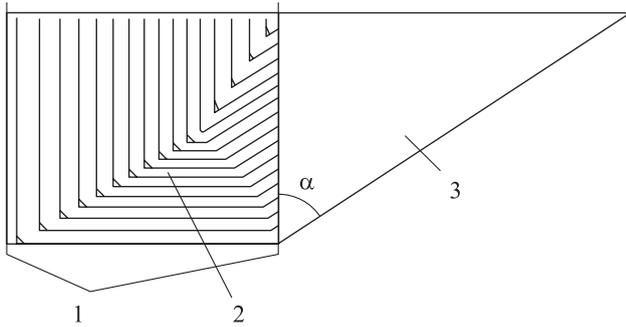
1 – негорящие поверхности; 2 – горящие поверхности

Чтобы учесть постоянно вскрывающуюся дополнительную поверхность горения у низкоскоростного заряда, была построена добавочная часть заряда. В сечении она имеет форму прямоугольного треугольника (рис. 2). Один из катетов равен своду, закрытому высокоскоростным зарядом, который будет постепенно вскрываться. Угол  $\alpha$  определяется по формуле

$$\cos(\alpha) = u_{\text{нс}}/u_{\text{вс}},$$

где  $u_{\text{нс}}$  – скорость горения низкоскоростного топлива при стационарном давлении  $P^*$ , мм/с;  $u_{\text{вс}}$  – скорость горения высокоскоростного топлива при стационарном давлении  $P^*$ , мм/с.

Гипотенуза треугольника при повороте вокруг оси вращения заряда образует горящую поверхность в форме усеченного конуса. Чтобы не учитывать дополнительную массу



**Рис. 2.** Модель расчета поверхности низкоскоростного заряда:

1 – границы расчета; 2 – низкоскоростной заряд; 3 – добавочная часть

и поверхность горения на самой добавочной части, в программе расчета поверхности задаются границы расчета по длине низкоскоростного заряда.

Указанное изменение формы заряда с введением границ расчета позволило использовать существующие программные средства для решения поставленной задачи.

### Математическая модель горения двухсоставного заряда

Данная модель разработана на основе известной модели горения односоставного заряда путем ее обобщения для случая горения двух составов топлива в одной камере сгорания [2].

Гипотезы математической модели и исходные данные. Чтобы описать процессы в камере сгорания системой относительно простых дифференциальных уравнений (ДУ), необходимо принять следующие гипотезы:

- свойства топлив изотропны и однородны по всему объему каждого заряда;
- газовый поток и параметры в камере сгорания однородны по всему ее объему;
- эрозийное горение отсутствует;
- теплообмен со стенками камеры сгорания отсутствует (идеальное теплозащитное покрытие);

• горение каждого топлива однородно, фронт горения направлен перпендикулярно поверхности горения.

Перед началом решения должны быть известны значения следующих величин:

- термодинамических характеристик всех газов (воздуха, продуктов сгорания воспламенителя и топлив): показателя адиабаты, изобарных и изохорных теплоемкостей, эн-

тальпии, газовых постоянных, температуры горения (за исключением воздуха);

- коэффициента истечения продуктов сгорания ( $\alpha A$ );
- зависимости поверхностей горения от свода;
- радиуса критического сечения;
- давления вылета заглушки;
- скорости разгара критики;
- скорости горения всех составов;
- плотности топлив.

**Система уравнений.** Если принять во внимание приведенные выше предположения, математическая модель поставленной задачи представляет собой систему ДУ горения, сохранения массы, энергии и импульса:

$$\frac{de_i}{dt} = u_i(P),$$

где  $e_i$  – выгоревший свод  $i$ -го топлива, м;

$t$  – время, с;

$u_i(P)$  – скорость горения  $i$ -го топлива при текущем давлении  $P$ , мм/с.

Данное уравнение записывается для каждого заряда и для воспламенителя.

Масса газов в камере сгорания складывается из массы воздуха, заполнявшего свободный объем камеры сгорания до начала работы, масс продуктов сгорания топлив и воспламенителя. Текущая масса газов в камере сгорания определяется разностью газового прихода ( $G_i$ ) и газового расхода ( $G$ ) в камере сгорания.

Изменение массы воздуха равно произведению общего секундного расхода и концентрации воздуха в объеме камеры сгорания (КС):

$$\frac{dM_{\text{возд}}}{dt} = -\alpha AP(t)F_{\text{кр}}(t) \frac{M_{\text{возд}}}{M}.$$

Здесь  $M_{\text{возд}}$  – масса воздуха, кг;

$P(t)$  – давление в камере сгорания в текущий момент времени, Па,  $P(t) = (k_{\text{см}}(t) - 1) \times U(t)/V(t)$ , (где  $k_{\text{см}}$  – показатель адиабаты смеси,

$k_{\text{см}}(t) = \frac{\sum(Cp_i \frac{M_i}{M})}{\sum(Cv_i \frac{M_i}{M})}$  ( $Cp_i$  – изо-

барная теплоемкость  $i$ -го топлива, Дж/кг · К;  $Cv_i$  – изохорная теплоемкость  $i$ -го топлива, Дж/кг · К;  $U(t)$  – внутренняя энергия газов в

камере, Дж;  $V(t)$  – свободный объем камеры, м<sup>3</sup>;

$F_{кр}(t)$  – площадь критики (с учетом эрозии критического сечения), см<sup>2</sup>,  $F_{кр}(t) = \pi(r_0 + u_{ун}t)^2$  (где  $r_0$  – начальный радиус критического сечения, мм;  $u_{ун}$  – скорость уноса материала критического сечения, мм/с);  $M$  – суммарная масса газов, кг,  $M = M_{возд} + \sum M_i + M_B$ .

Газовый приход от  $i$ -го топлива (в том числе и от воспламенителя) определяется по формуле

$$G_{Ti} = \gamma_i S_i(e_i) u_i(P),$$

где  $\gamma_i$  – плотность  $i$ -го топлива, кг/м<sup>3</sup>;

$S_i(e_i)$  – зависимость поверхности горения  $i$ -го заряда от свода, м<sup>2</sup>.

Массовый расход равен:

$$G = \pm AP(t) F_{кр}(t).$$

Таким образом, прирост массы продуктов сгорания  $i$ -го топлива в камере сгорания можно вычислить, решив ДУ:

$$\frac{dM_i}{dt} = \gamma_i S_i(e_i) u_i(P) - \alpha AP(t) F_{кр}(t) \frac{M_i}{M}.$$

ДУ сохранения энергии представляет собой следующее выражение:

$$\frac{dU(t)}{dt} = \sum(G_{Ti} j_{Ti}) - G \frac{U(t)}{M},$$

где  $j_{Ti}$  – энтальпия соответствующего состава, Дж/кг.

Изменение свободного объема камеры определяется по формуле

$$\frac{dV}{dt} = \sum S_i(e_i) u_i(P).$$

Таким образом, получаем систему уравнений:

$$\frac{de_i}{dt} = u_i(P);$$

$$\frac{dM_i}{dt} = G_{Ti} - G_i;$$

$$\frac{dU(t)}{dt} = \sum(G_{Ti} j_{Ti}) - G \frac{U(t)}{M};$$

$$\frac{dV}{dt} = \sum_i S_i(e_i) u_i(P).$$

Система обыкновенных ДУ в описываемой методике решается методом Эйлера в ма-

тематическом пакете *MathCAD Prime 3.0* [3].

**Начальные условия.** Для решения описанной системы обыкновенных ДУ необходимо задать начальные условия. Начальные своды зарядов и воспламенителя, начальные массы продуктов сгорания равны нулю:  $e_i(0) = 0$ ,  $M_i(0) = 0$ .

Начальная энергия системы определяется выражением

$$U(0) = P_h V_0 / (k_{возд} - 1),$$

где  $P_h$  – давление в камере до начала работы.

Начальный свободный объем камеры равен разности внутреннего объема корпуса до сопловой заглушки и суммы начальных объемов зарядов и воспламенителя:

$$V(0) = V_{корп} - \sum V_{зар i}.$$

### Верификация модели

**Сравнение с другими расчетными программами.** Математическая модель, позволяющая рассчитать ВБХ сложносоставного РДТТ, была реализована в программе *MathCAD Prime 3.0*. Для проверки достоверности получаемых с ее помощью результатов был проведен расчет характеристик составного РДТТ с зарядами из одного состава ТРТ. Параллельно с этим был проведен расчет этого же РДТТ в САПР, используемой НПО «Искра». Схема тестового двигателя изображена на рис. 3.

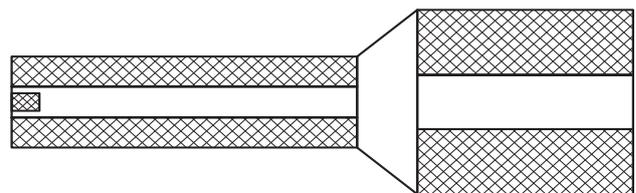


Рис. 3. Схема тестового двигателя

Результаты, полученные при расчетах в САПР, используемой в НПО «Искра», и в разработанной программе, имеют достаточно близкие значения, что подтверждает правильность разработанной методики (рис. 4).

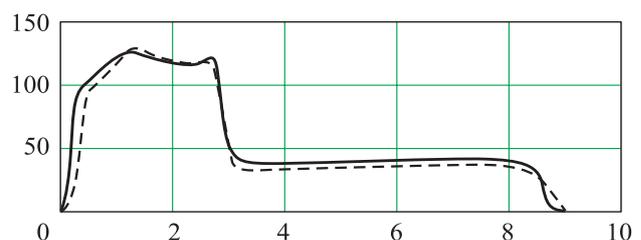


Рис. 4. Результат верификации:

----- САПР НПО «Искра»; — — — Разработанная методика





## **Mathematical simulation of rocket engine with a composite sectional charge**

Due to the need to improve the appearance of the solid-propellant rocket engine, we stated the task of developing the methods allowing us to calculate internal ballistics performance of a composite sectional charge of solid propellant. These methods were implemented on a computer in the mathematical package MathCAD Prime 3.0, it has accuracy that is sufficient for technical evaluation of the rocket engine using solid propellant with the sectional charge.

*Keywords:* solid-propellant rocket engine, composite sectional charge, mathematical simulation of intra-chamber processes, internal ballistics performance.

**Madi Vladislav Vladimirovich** – design engineer of PJSC Scientific Production Association Iskra, Perm.

Science research interests: internal ballistics, solid-propellant rocket engine, intrachamber processes, solid propellant, solid propellant charges.