НАУКА и ОБРАЗОВАНИЕ

Эл № ФС77 - 48211. Государственная регистрация №0421200025. ISSN 1994-0408

электронный научно-технический журнал

Математическое моделирование рабочих процессов в камере дожигания ракетно-прямоточного двигателя на пиротехническом составе

06, июнь 2014 DOI: 10.7463/0614.0713972 Сорокин В. А.¹, Ягодников Д. А.², Хомяков И. И.³, Сучков С. А.², Сухов А. В.²

УДК 536.46

¹Россия, МКБ «Искра» им. И.И. Картукова ²МГТУ им.Баумана ³Корпорация «ТРВ» <u>iskra-mkb@mtu-net.ru</u> <u>daj@bmstu.ru</u> <u>homyakovii@mail.ru</u> <u>voron@bmstu.ru</u> <u>samuraijack85@rambler.ru</u>

Ведение

Применение металлических добавок к топливам и пиротехническим составам (ПС) позволяет улучшить энергетические характеристики ракетно-прямоточных (РПД) традиционных схем, а также комбинированных РПД и реализовать предельные для высокометаллизированных ПС составов характеристики [1, 2]. Очевидно, что перспективные конструкции РПД на ПС характеризуются широким диапазоном изменения режимных параметров, например, давления, соотношения компонентов, составом и количеством конденсированной фазы продуктов сгорания ПС. Их влияние на основные характеристики рабочего процесса необходимо знать для максимальной реализации преимуществ металлсодержащих горючих.

Одним из методов, позволяющих получить данную информация и обеспечивающих экономию материальных и временных затрат, является математическое моделирование. К настоящему времени имеются опубликованные работы, в которых, в основном рассматриваются процессы течения воздуха в воздухозаборных устройствах [3], а также проводится моделирование процессов воспламенения и горения газообразных и жидких горючих [4]. При этом имеется ограниченный объем расчетных результатов исследования процессов

воспламенения и горения металлсодержащих ПС, в частности, с использованием порошкообразного бора и его сплавов с алюминием, например [5], в которой выполнены расчетные исследования в одномерной постановке без учета условий, реализуемых в РПД. В связи с изложенным *целью* данной работы является численное моделирование высокоскоростного двухфазного потока в камере смешения РПД и дожигания продуктов газогенерации борсодержащих ПС с воздухом с учетом полиффракционности частиц к-фазы, начальных значений соотношения компонентов, условий смешения и геометрических параметров газодинамического тракта модельного РПД.

Объектом исследования является РПД с регулированием расхода продуктов газогенерации. РПД состоит из трех основных элементов: газогенератора, содержащего заряд ПС, регулятора расхода продуктов газогенерации и камеры дожигания (КД) с подстыкованными воздухозаборными устройствами (ВЗУ). На рис. 1 представлен общий вид исследуемого РПД.



Рис. 1. Общий вид РПД. Разрез по плоскости ВЗУ

Подача продуктов газогенерации в камеру дожигания осуществляется через открытые сопловые отверстия. В настоящей работе рассмотрен предельный вариант, т.е. вариант с минимальной суммарной площадью критических сечений сопловых отверстий.

Воздух в камеру дожигания подается через два патрубка ВЗУ, подсоединенных к КД. Рассмотрен вариант, когда каждый из патрубков расположен под углом 45° к плоскости симметрии РПД и под углом 45° к оси КД. Камера дожигания имеет коническую расширяющуюся форму со средним диаметром 200 мм и относительным удлинением \approx 5,4 при полном угле расширения 0,58°. Сопловой участок КД выполнен сужающимся (без закритической части), диаметр критического сечения составляет 150 мм.

Задачи математического моделирования и расчетного исследования заключаются в следующем:

- построить расчетную область, соответствующую конструктивным особенностям исследуемого РПД;

- адаптировать программный комплекс HyperFLOW 3D для моделирования высокоскоростных двухфазных потоков в камере смешения и дожигания продуктов газогенерации борсодержащих ПС с воздухом

- сформулировать математические модели закон сохранения массы, количества движения и энергии применительно к рассматриваемой задаче;

- выполнить расчетные исследования процессов воспламенения и горения полиффракционных продуктов газогенерации борсодержащих ПС с воздухом.

Расчет был выполнен с использованием разработанного в МГТУ имени Н.Э. Баумана программного комплекса HyperFLOW 3D [6], предназначенного для численного моделирования двумерных (плоских и осесимметричных) и трёхмерных дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых сжимаемых реагирующих многофазных многокомпонентных турбулентных газовых потоков в различных энергетических установках.

Отметим, что поскольку исследуемый РПД является симметричным относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось камеры дожигания, для проведения расчетного исследования целесообразно рассматривать одну половину зоны течения в камере РПД.

Рассмотрим расчетную область, представленную на рис. 2. В состав расчетной области входят элементы РПД (камера дожигания с ВЗУ, регулятор расхода продуктов газогенерации и объем газогенератора, примыкающий к регулятору расхода), а также участок атмосферы, окружающей сопловой блок КД.



Рис. 2. Расчетная область регулятора и камеры дожигания с расчетной сеткой, размеры в мм

Включение последнего в состав расчетной области необходимо для корректного задания граничных условий и максимально достоверного вычисления параметров газа в выходном сечении РПД. Расчетная область соответствует положению регулятора расхода с двумя открытыми сопловыми отверстиями диаметром 6,4 мм. Отметим, что с целью оптимизации числа элементарных объемов расчетной сетки было введено упрощение части расчетной области, соответствующей регулятору расхода, заключающееся в отсутствии закрытых сопловых отверстий и лепестков регулятора расхода.

Общее число активных узлов данной сетки составляет ~2,2 млн. Размер элементарного объёма составляет 5,2 х 1,8 х 1,8 мм, что позволяет аппроксимировать все элементы расчётной области с требуемой точностью.

На границах расчётной области заданы следующие граничные условия:

- параметры в газогенераторе: давление торможения $p^*=6,00$; 8,93; 15 МПа; температура торможения T*=2350 К;

- входное сечение воздухозаборного устройства: $p^*=0.98$ МПа, $T^*=630$ К; проекция скорости газа на ось x u=71.9 м/с; проекция скорости газа на ось y v=-53.6 м/с (отрицательные значения соответствуют отрицательной проекции вектора скорости), проекция скорости газа на ось z w=53.6 м/с;

- в плоскости симметрии газогенератора, регулятора расхода и камеры дожигания:

$$v = 0, \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{\partial Y_1}{\partial y} = \cdots = \frac{\partial Y_i}{\partial y} = 0;$$

- условия окружающей среды: *p*=0,1 МПа; *T*=300 К;

- в выходном сечении задаются условия безградиентного течения:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial T}{\partial x} = \frac{\partial Y_1}{\partial y} = \dots = \frac{\partial Y_i}{\partial y} = 0;$$

- на стенках задаётся условие непроницаемости и прилипания: *u*=*v*=*w*=0.

Указанные граничные условия соответствуют суммарному расходу воздуха через ВЗУ 11,5 кг/с и суммарному расходу продуктов газогенерации 0,8 кг/с (при этом массовые расходы газовой и к-фазы составляют 0,5 кг/с и 0,3 кг/с соответственно).

Необходимые данные термодинамических и теплофизических характеристик продуктов сгорания различных пиротехнических составов получены при выполнении термодинамических расчетов равновесных параметров с использованием программного комплекса «Терра», разработанного профессором МГТУ им. Н.Э. Баумана Трусовым Б.Г. [7].

Описание адаптированного программного комплекса HyperFLOW 3D

Базовый программный комплекс HyperFLOW» [6] предназначен для численного моделирования двумерных (плоских и осесимметричных) и трёхмерных дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых сжимаемых реагирующих многофазных многокомпонентных турбулентных газовых потоков в различных энергетических установках. Программный комплекс построен по классической модульной схеме и состоит из препроцессора и вычислительного ядра.

Препроцессор используется для генерации геометрии расчётной области, построения расчётной сетки, задания физико-химических свойств компонентов, задания начальных и граничных условий на расчётной сетке, а также для задания других параметров вычислений.

Вычислительное ядро программного комплекса HyperFLOW представляет собой два независимых решателя:

- 1. HyperFLOW 2D используется для решения задач в двумерной (плоской и осесимметричной) постановке;
- 2. HyperFLOW 3D используется для решения задач в трёхмерной постановке. Каждый из решателей имеет свой независимый препроцессор.

Решатели и препроцессоры написаны на языке С++ и имеют следующие особенности:

- дискретизация методом конечных разностей;
- использование регулярной (равномерной и неравномерной) ортогональной (прямоугольной) сетки;
- решение находится методом установления, при этом используется явная конечноразностная схема второго порядка с центральными разностями по пространственным координатам и первого порядка по времени;
- неортогональность границ учитывается через матрицу угловых коэффициентов в граничных узлах сетки;
- возможность задания граничных условий I, II и III рода для любых зависимых переменных, задания смешанных граничных условий, задания нестационарных граничных условий и подвижных границ;
- учет зависимости физических свойств компонентов от температуры;
- возможность использования различных моделей турбулентности;
- возможность расчёта двухфазных (газ частицы) полифракционных течений;
- возможность расчёта многокомпонентных реагирующих течений;
- параллельные версии решателей с автоматическим пространственным разбиением расчётной области с поддержкой OpenMP для систем с общей памятью (SMP, NUMA) и с поддержкой MPI (Message Passing Interface) для кластеров (IntelMPI, MVAPICH, OpenMPI, LAM);
- возможность импорта и конвертации поверхностных и объёмных сеток в формате I-DEAS Universal, созданных во внешних препроцессорах;
- возможность экспорта результатов расчёта в различных форматах постпроцессоров (gnuplot, Tecplot);
- сохранение состояния расчёта с возможностью последующего перезапуска;
- возможность расширения базового решателя дополнительными физическими моделями.

Программный комплекс HyperFLOW работает под управлением OC Linux x86_64 (протестирован на SUSE Linux Enterprise Server 10, Red Hat Enterprise Linux 5.3, OpenSUSE 11.3, 11.4). В МГТУ им. Н.Э Баумана программный комплекс HyperFLOW эксплуатируется на кластерах HyperBlade T-ForgeHB-20 производства компании Т-Платформы и IBM BladeCenter производства компании IBM. Математическая модель, на которой базируется программный комплекс, основана на системе нестационарных уравнений Навье-Стокса, записанных как в двумерной (плоской или осесимметричной), так и в трёхмерной постановке.

Система уравнений Навье-Стокса для газа в векторной форме в цилиндрической системе координат имеет вид

$$\frac{\partial \sigma}{\partial t} + \frac{\partial (A-R)}{\partial x} + \frac{\partial (B-X)}{\partial r} + \frac{F}{r} = S,$$

где

$$\sigma = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \\ \rho Y_{1} \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} \end{bmatrix}; A = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^{2} \\ \rho u v \\ (e + p)u \\ \rho Y_{1}u \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1}u \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ p + \rho v^{2} \\ (e + p)v \\ \rho Y_{1}v \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1}v \end{bmatrix}; R = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ \tau_{xr} + v \tau_{xr} + q_{x} \\ \rho D_{1} \frac{\partial Y_{1}}{\partial x} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial x} \end{bmatrix};$$

$$X = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{x} \\ \tau_{r} \\ u\tau_{x} + v\tau_{x} + q_{r} \\ \rho D_{1} \frac{\partial Y_{1}}{\partial r} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial r} \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{x} \\ \rho v^{2} - \tau_{r} + \tau_{\theta\theta} \\ (e+p)v - u\tau_{x} - v\tau_{x} - q_{r} \\ \rho Y_{1}v - \rho D_{1} \frac{\partial Y_{1}}{\partial r} \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1}v - \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial r} \end{bmatrix}; S = \begin{bmatrix} S_{\rho} \\ S_{U} \\ S_{V} \\ S_{E} \\ S_{Y_{1}} \\ \vdots \\ S_{Y_{i-1}} \end{bmatrix};$$
$$\tau_{x} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right); \tau_{r} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right);$$
$$\tau_{\theta\theta} = 2\mu \frac{v}{r} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right); \tau_{x} = \tau_{rx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) -$$

- вязкие напряжения для газового потока;

$$q_{x} = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \sum_{i} D_{i} h_{i} \frac{\partial (\rho Y)_{i}}{\partial x} , \quad q_{r} = \lambda \frac{\partial T}{\partial r} + \sum_{i} D_{i} h_{i} \frac{\partial (\rho Y)_{i}}{\partial r} - \frac{\partial (\rho Y)_{i}}{\partial r}$$

- тепловые потоки в осевом и радиальном направлениях;

х, *г* – осевая и радиальная координаты;

и, v — осевая и радиальная составляющие скорости газа;

Полная система уравнений Навье-Стокса для газа в консервативной форме в трехмерной декартовой системе координат имеет вид

$$\frac{\partial \sigma}{\partial t} + \frac{\partial (A - E)}{\partial x} + \frac{\partial (B - F)}{\partial y} + \frac{\partial (C - G)}{\partial z} = S, \qquad (1)$$

где

$$\sigma = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho w \\ \rho W \\ e \\ \rho Y \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} \end{bmatrix}; A = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho u v \\ \rho u w \\ (e + p)u \\ \rho Y_{1}u \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1}u \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ p + \rho v^2 \\ \rho u w \\ (e + p)v \\ \rho Y_{1}v \\ \vdots \\ \rho Y_{1-1}v \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w u \\ \rho w v \\ p + \rho w^2 \\ (e + p)w \\ \rho Y_{1}w \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1}w \end{bmatrix};$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \rho D_{1} \frac{\partial Y_{1}}{\partial x} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial x} \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \rho D_{1} \frac{\partial Y_{1}}{\partial y} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial z} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial z} \end{bmatrix}; S = \begin{bmatrix} S_{\rho} \\ S_{u} \\ S_{w} \\ S_{E} \\ S_{V_{i}} \\ \vdots \\ S_{V_{i}} \end{bmatrix};$$

вязкие напряжения для газового потока записаны в виде

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \bigg(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \bigg); \\ \tau_{rr} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \bigg(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \bigg); \\ \tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \bigg(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \bigg); \end{aligned}$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right);$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right).$$

Тепловые потоки в направлениях осей *x*, *y*, *z* можно представить следующим образом:

$$q_x = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \sum_i D_i h_i \frac{\partial (\rho Y)_i}{\partial x}, \quad q_y = \lambda \frac{\partial T}{\partial y} + \sum_i D_i h_i \frac{\partial (\rho Y)_i}{\partial y}, \quad q_z = \lambda \frac{\partial T}{\partial z} + \sum_i D_i h_i \frac{\partial (\rho Y)_i}{\partial z}.$$

Правая часть уравнения (1) S_{ρ} , S_U , S_V , S_W , S_E , S_{Yi} – представляет источниковые члены соответствующих уравнений баланса неразрывности, массы, количества движения и энергии.

Источниковый член в уравнении неразрывности S_{ρ} определяется с учетом массового соотношения компонентов в камере дожигания K_m и маасового потока S_{Yi} прореагировавшего компонента:

$$S_{\rho} = K_m S_{Yi};$$

$$S_{Yi} = \frac{1}{6} \pi \rho_p N_P \sum_{j} \gamma (d_p) \left[(d_{P,j}^o)^3 - d_{P,j}^3 \right],$$

где $\gamma(d_P)$ - дифференциальное распределение частиц по диаметру; d_j , d_j^o - текущий и начальные радиусы частиц горючего j-ой фракций; N_p – счетная концентрация частиц горючего плотности ρ_p .

Кроме того, используются следующие обозначения:

$$e = \frac{p}{k-1} + \rho \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$$
 – полная энергия единицы массы газа;
x, y, z – координаты;

и, v, w – составляющие скорости газа вдоль осей x, y, z;

Т, *р*, *р* — температура, давление и плотность газа;

$$h_i = H_{f_i} + \int_{T_0}^{T} C_{p_i} dT$$
 –полная энтальпия *i*-го компонента газовой фазы;

Y_i, H_{fi} – массовая концентрация и энтальпия образования *i*-го компонента газовой фазы;

C_p, *D*, μ, λ – теплоемкость и коэффициенты диффузии, эффективной вязкости, теплопроводности газа.

Система уравнений Навье-Стокса замыкаются уравнением состояния идеального газа

$$p = \rho RT. \tag{2}$$

В программном комплексе HyperFLOW используются широко применяемые в инженерных расчётах алгебраические модели турбулентности и стандартная *k*-є модель турбулентности.

В базовой версии программного комплекса для моделирования многофазных течений применяется комбинированный метод Эйлера-Лагранжа. Воздействие инертной (химически нереагирующей) конденсированной фазы на газ учитывается через источниковые члены, которые вычисляются в соответствии с формулами

$$S_{U} = \frac{3\rho}{4\rho_{P}d_{P}} \sum_{j=0}^{j=n} \left[\left(\frac{\sum_{i=0}^{i=k} C_{x}(u-u_{P}) \cdot |u-u_{P}|\Delta\tau_{i}}{\sum_{i=0}^{i=k} \Delta\tau_{i}} \right) \cdot \rho_{Pj} \right];$$

$$S_{V} = \frac{3\rho}{4\rho_{P}d_{P}} \sum_{j=0}^{j=n} \left[\left(\frac{\sum_{i=0}^{i=k} C_{x}(v-v_{P}) \cdot |v-v_{P}|\Delta\tau_{i}}{\sum_{i=0}^{i=k} \Delta\tau_{i}} \right) \cdot \rho_{Pj} \right];$$

$$S_{W} = \frac{3\rho}{4\rho_{P}d_{P}} \sum_{j=0}^{j=n} \left[\left(\frac{\sum_{i=0}^{i=k} C_{x}(w-w_{P}) \cdot |w-w_{P}|\Delta\tau_{i}}{\sum_{i=0}^{i=k} \Delta\tau_{i}} \right) \cdot \rho_{Pj} \right].$$

Величина *S_E* является источниковым членом в уравнении сохранения энергии и вычисляется по формуле

$$S_{E} = \frac{6\lambda}{\rho_{P}d_{P}^{2}} \sum_{j=0}^{j=n} \left[\left(\frac{\sum_{i=0}^{i=k} Nu(T-T_{P}) \Delta \tau_{i}}{\sum_{i=0}^{i=k} \Delta \tau_{i}} \right) \cdot \rho_{Pj} \right].$$

Для описания движения частиц применяется траекторная модель. Изменение параметров частиц по траектории определяется из уравнений движения и уравнения энергии единичной частицы

$$\begin{split} \frac{du_p}{dt} m_p &= F_p \cdot C_X \cdot \frac{(u - u_p) \cdot |u - u_p|}{2} \cdot \rho, \\ \frac{dv_p}{dt} m_p &= F_p \cdot C_X \cdot \frac{(v - v_p) \cdot |v - v_p|}{2} \cdot \rho, \\ \frac{dw_p}{dt} m_p &= F_p \cdot C_X \cdot \frac{(w - w_p) \cdot |w - w_p|}{2} \cdot \rho, \\ \frac{dT_p}{dt} (m_p \cdot C_p) &= S_p \cdot Nu_p \cdot \frac{\lambda \cdot (T - T_p)}{d_p}, \end{split}$$

где $m_P = \pi \rho_P d_P^{3/6}$ – масса одиночной частицы, C_P , ρ_P – теплоемкость и плотность материала частиц, $F_P = \pi d_P^{2/4}$ – площадь миделя частицы, C_x - коэффициент аэродинамического сопротивления частицы, $S_P = \pi d_P^{2}$ – площадь поверхности частицы, Nu_P - число Нуссельта для частицы, λ - коэффициент теплопроводности газа.

Коэффициенты аэродинамического сопротивления сферической частицы C_x и число Нуссельта для частицы Nu_p вычисляются по следующим зависимостям:

$$C_{X} = \frac{24}{\text{Re}_{P}} \cdot \frac{(1+0.15 \cdot \text{Re}_{P}^{0.687}) \cdot \left[1+\exp\left(-\frac{0.427}{M_{P}^{4.63}}-\frac{3.0}{\text{Re}_{P}^{0.88}}\right)\right]}{1+\frac{M_{P}}{\text{Re}_{P}} \cdot \left[3.82+1.28 \cdot \exp\left(-1.25\frac{\text{Re}_{P}}{M_{P}}\right)\right]},$$

Nu $_{P} = \frac{2.0+0.459 \text{ Re}_{P}^{0.55} \text{ Pr}^{0.33}}{1+3.42 \frac{M_{P}(2.0+0.459\text{ Re}_{P}^{0.55} \text{ Pr}^{0.33})}{\text{Re}_{P}},$

где Re $_{P} = \frac{\rho |\overline{W} - \overline{W}_{P}| d_{P}}{\mu}$ - относительное число Рейнольдса, $M_{P} = \frac{|\overline{W} - \overline{W}_{P}|}{a}$ - относительное число Maxa, Pr – Число Прандтля. Указанные зависимости справедливы для чисел Maxa в диапазоне 0...2.

Для моделирования процессов горения в газовой фазе применяется интегральная модель, в соответствии с которой все вещества, участвующие в процессе горения, объединены в четыре группы компонентов: горючее, окислитель, продукты сгорания и инертный компонент.

Процесс реакции между горючим и окислителем считается необратимым и протекает по следующей схеме:

горючее + окислитель + инертный компонент → продукты сгорания + инертный компонент.

Скорость химической реакции в соответствии с моделью Шваба-Зельдовича принимаем бесконечной. Воспламенение смеси компонентов происходить при достижении температуры воспламенения T_f . В этом случае в каждом контрольном объёме, в котором $T \ge T_f$, одновременно могут присутствовать не более трех различных групп компонентов:

- горючее + продукты сгорания + инертный компонент;
- окислитель + продукты сгорания + инертный компонент.

Состав и концентрация компонентов в контрольном объёме, образующихся в результате горения, определяются исходными концентрациями и стехиометрическим коэффициентом K_{m0} .

Основная особенность математической модели заключается в том, что в рассматриваемой системе наряду с газообразными горючими компонентами присутствует значительное количество горючего (до ~50%) в конденсированной фазе. В связи с этим было принято следующее допущение: поверхностная скорость горения частиц конденсированной фазы продуктов газогенерации постоянна и является параметром, который вычисляется с использованием экспериментальных данных по значению коэффициента расходного комплекса и калибровочного расчета. В частности на основе данных работы [8], по значению $\varphi_{\beta} = 0,86$ на борсодержащем ПС аналогичного состава при длине камеры дожигания 1200 мм скорость горения частиц конденсированной фазы продуктов газогенерации, поступающих в КД из ГГ, по результатам калибровочного расчета составила $q_{rop} = 4,757 \ 10^{-3}$ кг/(с^{·м²}). В дальнейшем во всех расчетах при рассмотрении макрокинетики отдельных частиц горючего полифракционной совокупности, было использовано указанное значение q_{rop} , которое в соответствии с индивидуальным временем пребывания частиц обусловливало их недогорание и, соответственно, полноту сгорания ПС.

Кроме того, дополнительное влияние реагирующей конденсированной фазы на газ учитывается через источниковые члены в уравнении концентрации горючего (S_{Yrop}) и уравнении неразрывности (S_{ρ}). В общем виде источниковый член в уравнении неразрывности неразрывности может быть записан в виде

$$S_{
ho} = S_{
hor} + S_{
ho\kappa},$$

где величина $S_{\rho r}$ связана с образованием газообразных оксидов и всегда положительна, а $S_{\rho \kappa}$ - с образованием конденсированных окисидов и всегда отрицательна.

Необходимые для расчета распределения числа частиц к-фазы по диаметру использованы в виде, полученном в результате дисперсного анализа к-фазы, отобранной в результате проведения огневых испытаний [8].

Анализ результатов расчетного исследования

Результатами расчетов являются поля температур, скоростей, концентраций и полноты сгорания компонентов, реализующиеся в камере дожигания при взаимодействии высокотемпературного двухфазного потока продуктов газогенерации модельного ПС, истекающего из сопловых отверстий газогенератора, с потоком воздуха, поступающим в камеру дожигания через воздуховоды.

Расчетами установлено, что для двух открытых отверстий наблюдается значительная неоднородность температурных полей в вертикальной плоскости, сопровождающаяся вытеснением высокотемпературной части продуктов газогенерации в верхнюю часть камеры дожигания. Это объясняется, на наш взгляд, особенностями газодинамической картины течения в КД, при которой двухфазный поток продуктов газогенерации под воздействием забортного воздуха смещается в верхнюю часть камеры дожигания, где и происходит основное тепловыделение при горении мелко- и среднедисперсных частиц к-фазы с воздухом.

На рис. 3, 4 представлены поля статической температуры газа в плоскости симметрии при различных значениях коэффициента избытка окислителя α в камере дожигания. Как видно из представленных рисунков, область с наиболее высокой температурой (2200...2600 K) формируется в верхней части входной зоны КД вблизи регулятора расхода при смешении воздуха с продуктами газогенерации, истекающими из сопловых отверстий. При движении потока высокотемпературная область по-прежнему локализуется в верхней части КД, в то время как нижняя часть КД заполнена компонентами, имеющими более низкую температуру (менее 800 К). По мере приближения к соплу за счет турбулентного смешения и тепловыделения толщина высокотемпературной зоны увеличивается.



Рис. 3. Распределение статической температуры газа, К, в плоскости симметрии и выходном сечении: *a*- α = 4,98; *б*- α = 3,15; *в*- α = 1,83



Рис. 4. Распределение статической температуры газа, К, вдоль линий тока в плоскости симметрии: *a*- α = 4,98; *б*- α = 3,15; *в*- α = 1,83

Отметим, что существенная стратификация потока по температуре, обусловлена, на наш взгляд, недостаточно интенсивным перемешиванием воздушного потока с продуктами газогенерации и оттеснением высокотемпературных продуктов сгорания в верхнюю часть КД под воздействием поступающего через ВЗУ воздушного потока. Это приводит, в частности, к неполному сгоранию продуктов газогенерации в КД: как видно из рис. 3, при истечении продуктов сгорания из КД в затопленное воздушное пространство наблюдается их догорание, что приводит к локальному возрастанию температуры. Кроме того, необходимо учитывать, что температурная стратификация потока приводит к необходимости дополнительной тепловой защиты стенок в определенных зонах КД.

Анализируя температурное поле во входной зоне КД (рис. 3), необходимо отметить изменение формы фронта пламени от S-образной в сечении вблизи регулятора расхода до практически плоской в сечении за ВЗУ. S-образная форма фронта пламени вызвана образованием зоны обратных токов (отчетливо видны на рис. 4), заполненных высокотемпературными (~2700 К) продуктами сгорания и обусловленных поступлением в КД воздушных потоков из ВЗУ и продуктов сгорания ПС из ГГ, а также геометрией этой зоны.

Основные особенности течения газообразных компонентов в КД показаны на рис. 5, где изображено поле осевой скорости газа. Как видно, вихревая структура формируется только во входной зоне КД, а ниже по течению линии тока становятся практически параллельными. Сравнительно невысокие значения осевых скоростей газа (в диапазоне 30...50 м/с) способствуют формированию высокотемпературной области во входной зоне камеры дожигания, а именно между поверхностью регулятора расхода и входным сечением ВЗУ.



Рис. 5. Распределение осевой скорости газа, м/с, в плоскости симметрии и выходном сечении: a- α = 4,98; δ - α = 3,15; e- α = 1,83

Однако из-за неоднородного распределения частиц к-фазы (которые, как будет показано ниже, в основном концентрируются в верхней части КД) и, следовательно, неравномерного (по радиальному сечению) тепловыделения, скорость газового потока в верхней части КД больше, чем в нижней части. Отметим, что средняя скорость газа растет по мере продвижения потока к соплу за счет увеличения средней температуры газа, обусловленного тепловыделением от горения ПС.

На рис. 6, 7 представлены поля относительных массовых концентраций газообразных продуктов газогенерации и воздуха в различных сечениях расчетной области соответственно. Как отмечалось выше, вследствие недостаточного перемешивания воздушного потока с газообразными продуктами газогенерации имеет место неполное сгорание последних в КД. Наибольшие концентрации газообразных продуктов газогенерации локализуются в верхней части КД, а наибольшие концентрации воздуха – в нижней части. Заметим, что наличие в данной области низкотемпературного воздуха в определенной степени будет способствовать обеспечению допустимого теплового состояния огневой стенки КД РПД.

Как отмечалось выше, поля параметров газа в камере дожигания в значительной степени определяются распределением по объему КД содержащихся в продуктах газогенерации частиц к-фазы, от которого зависит уровень тепловыделения в той или иной области КД, поскольку тепловыделение при горении частиц приводит к дополнительному увеличению температуры газа в верхней части КС.

В рамках данного расчетного исследования проведено изучение особенностей движения и горения частиц отдельных фракций, входящих в состав полифракционной смеси первичной газификации ПС. Размеры частиц исследуемых фракций в начальный момент времени соответствовали минимальному, среднемассовому и максимальному диаметрам, составляющим 2,3 мкм, 31 мкм и 88 мкм.



Рис. 6. Распределение относительной массовой концентрации продуктов газогенерации: a- α = 4,98; δ - α = 3,15; ϵ - α = 1,83



Рис. 7. Распределение относительной массовой концентрации воздуха в плоскости симметрии: а- $\alpha = 4,98$; б- $\alpha = 3,15$; в- $\alpha = 1,83$

Расчетные исследования распределения параметров частиц к-фазы по объему КД проведены в предположении, что при контакте частиц со стенками имеет место полностью неупругое взаимодействие. На рис. 8, *а* приведены траектории движения частиц кфазы с исходным диаметром 2,3 мкм в камере дожигания в изометрической проекции.

Представленные траектории соответствуют различным начальным координатам частиц в критическом сечении сопла газогенератора. Как видно, форма траекторий в значительной степени зависит от начальных условий (в частности от удаленности траектории от оси сопла и ее углового смещения относительно базовых осей координат) движения частиц. Траектории могут быть как простой формы (например, практически прямолинейной), так и существенно более сложной (в случае движения частиц по спирали вдоль стенки КД). Такое разнообразие траекторий объясняется сравнительно малой инерционностью рассматриваемых частиц и наличием интенсивного вихревого движения газового потока во входной зоне камеры дожигания. За счет вихревого движения мелкие частицы попадают в зону низкоскоростных пристеночных газовых потоков, движутся со сравнительно невысокой скоростью, благодаря чему реализуются условия для их полного сгорания. В то же время частицы, движущиеся по «прямолинейным» траекториям, имеют существенно большую скорость. Однако общей закономерностью всех рассматриваемых траекторий является то, что они направлены снизу вверх, что связано с воздействием на частицы потока воздуха, поступающего в КД из воздухозаборного устройства.

Траектории частиц с исходным диаметром 88 мкм представлены на рис. 8, *б*. Как видно, частицы данного начального размера, имеющие существенно большую массу по сравнению с частицами диаметром 2,3 мкм, более инерционны, их траектории незначительно отклоняются от первоначальной и полностью отсутствуют траектории спиральной формы.



Рис. 8. Траектории движения в камере дожигания отдельных частиц фракции $d_{\rm p0}$ =2,3 мкм (*a*) и $d_{\rm p0}$ =88 мкм (*б*), α = 1,83

На рис. 9 представлены поля относительной массы частиц $\frac{m_p}{m_{p0}}$, характеризующей

степень выгорания частиц при их движении в камере дожигания (здесь m_{p0} – начальная масса частицы, m_p – текущая масса частицы). Как видно, выгорание мелких частиц диаметром 2,3 мкм, движущихся по прямолинейным траекториям, происходит менее интенсивно, чем выгорание более крупных частиц, что объясняется более высокими скоростями движения мелких частиц в ядре потока. Например, в верхней части камеры в сечении, соответствующем началу соплового блока, относительная масса частиц диаметром 2,3 мкм составляет ≈0,75, что соответствует степени выгорания ≈25% (рис. 9, *a*). В то же время для частиц диаметром 31 мкм и 88 мкм относительная масса равна 0,5…0,6 (рис. 9, *b*, *b*), что соответствует степени выгорания 10...50%. Анализ полей относительных масс частиц диаметром 31 и 88 мкм и их траекторий позволяет прийти к выводу, что более полное выгорание частиц 88 мкм по сравнению с частицами диаметром 31 мкм реализуется за счет более низких скоростей их движения в камере дожигания.

В соответствии с разработанной методикой, были проведены расчеты коэффициента полноты сгорания для рассмотренных режимов работы РПД в различных осевых координатах КД. Соответствующие зависимости коэффициента полноты сгорания от координаты x представлены на рис. 10. Как следует из полученных результатов, полнота сгорания увеличивается по длине КД от $\approx 0,50$ до 0,81. Отличие от принятой в качестве базового интегрального значения $\phi_{\beta} = 0,86$, может быть обусловлено рассмотрением выгорания только конденсированных горючих элементов, поступающих в КД из ГГ. В действительности в процессе газификации ПС выделяются газообразные горючие, в частности H, H₂, CO, CH₃, CH₄, C₂H₂, горение которых в рамках разработанной модели не рассматривается.



а









Рис. 9. Изменение относительной массы частиц при их движении вдоль траекторий начального диаметра 2,3 мкм (а), 31 мкм (б) и 88 мкм(в), α = 1,83

Проанализируем далее влияние коэффициента избытка окислителя на качественные и количественные характеристики рабочего процесса в КД. Увеличение α (за счет увеличения массового расхода продуктов газогенерации ПС) по отношению к стехиометрической смеси проявляется в уменьшении (в соответствии с результатами термодинамических расчетов) области продуктов сгорания с наибольшей температурой, что наглядно иллюстрируется рис. 3, *a*, *б*.



Рис. 10. Изменение коэффициента полноты сгорания ПС по длине камеры дожигания: 1- α = 4,98; 2- α = 3,15; 3- α = 1,83

Тем не менее при увеличении α от 1,83 до 4,98 расчетом получена возрастающая зависимость $\varphi = f(\alpha)$, что согласуется с результатами экспериментальных исследований, выполненных в нашей стране и за рубежом [3] (рис. 11).



Рис. 11. Зависимость полноты сгорания продуктов газогенерации в выходном сечении камеры дожигания (при *x*_{KД} = 1,2 м) от коэффициента избытка окислителя

Заключение

Таким образом, проведенные расчетные исследования с использованием программного комплекса HyperFLOW 3D позволили исследовать особенности движения и горения в камере дожигания частиц отдельных фракций, входящих в состав полифракционной смеси конденсированных частиц продуктов газогенерации ПС, и получить новые результаты, в частности, зависимости полноты сгорания конденсированных частиц горючего по длине камеры дожигания при различных значениях коэффициента избытка окислителя.

Список литературы

- Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхоломов В.К., Граменицкий М.Д., Дулепов Н.П., Скибин В.А., Суриков Е.В., Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.
- Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н., Сорокин В.А., Францевич В.П., Яновский Л.С. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / под ред. Л.С. Яновского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 400 с.
- 3. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С., Балыко Ю.П., Францкевич В.П., Ягодников Д.А., Животов Н.П., Суриков Е.В., Шаров М.С., Тихомиров М.А. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / под общ. ред. Б.В. Обносова, В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 279 с.

- 4. Баев В.К., Головичев В.И., Третьяков П.К., и др. Горение в сверхзвуковом потоке. Новосибирск: Наука, 1983. 304 с.
- 5. Ягодников Д.А. Статистическая модель распространения фронта пламени в боровоздушной смеси // Физика горения и взрыва. 1996. Т. 32, № 6. С. 29-46. Режим доступа: <u>http://www.sibran.ru/upload/iblock/7c7/7c7dd4448616b819a7d799f01b8e9cdf.pdf</u> (дата обращения 01.05.2014).
- Воронецкий А.В., Сучков С.А., Филимонов Л.А. Особенности течения сверхзвуковых потоков в узких цилиндрических каналах // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 4. Режим доступа: <u>http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/695.html</u> (дата обращения 12.02.2014).
- Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Межд. Симпозиум «Горение и плазмохимия» (Алматы, Казахстан, 24-26 августа 2005 г.): тр. Алматы: Изд-во Казахского национального ун-та, 2005. С. 52-58.
- 8. Стендовая огневая отработка топливных зарядов и элементов интегрального РПД: отчет о НИР / НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана; рук. Д.А. Ягодников. М., 2012. 123 с. Инв. № Э1/008-12.

SCIENCE and EDUCATION

EL Nº FS77 - 48211. Nº0421200025. ISSN 1994-0408

electronic scientific and technical journal

Mathematical modeling of working processes in afterburner ramjet on pyrotechnic composition

#06, June 2014

DOI: 10.7463/0614.0713972

V.A. Sorokin¹, D.M. Yagodnikov², I.I. Khomajakov³, S.A. Suchkov², A.V. Sukhov²

¹Machine-Bulding And Construction Bureau "ISKRA", 125284, Moscow, Russian Federation ²Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation ³Corporation TMW, Korolev, Moscow region, 141080, Russian Federation <u>iskra-mkb@mtu-net.ru</u> <u>daj@bmstu.ru</u> <u>homyakovii@mail.ru</u> <u>voron@bmstu.ru</u> samuraijack85@rambler.ru

The article presents mathematical modeling of the workflows in the combustion chamber of the ramjet (RJ) model, taking into account the geometric characteristics of the latter, parameters of air, and gas generation products. It provides formation of the computational domain with the airflow supply in the afterburner chamber at the angle of 45° to the axis of the latter, and at 450 angle to the RJ plane of symmetry. Calculations are made on the clusters «HyperBlade T-ForgeHB-20", using the software complex HyperFLOW 3D», developed at Bauman Moscow State Technical University and based on the solution of systems of nonstationary two- and three-dimensional differential equations for gas (k-ɛ turbulence model in the Eulerian coordinate system) and the dispersed phase particles (Lagrangian coordinate system) using the parallel computing and automatic spatial partitioning calculated region. The total number of active nodes of computational cells is ~ 2.2 million; a size of the elementary volume is 5.2 x 1.8 x 1.8 mm. The k-phase available in the gasification products is represented by the polifractional distribution of fuel particles based on the alloy of aluminum and boron, their interaction with atmospheric oxygen being modeled via the integral reaction considering the heat proportional to the residence time of particles of each fraction. For the first time the ignition and combustion of boron fuel polifraction particles in the air stream are computationally studied at various initial values of operating condition of RJ model. The article examines peculiarities of movement and combustion of single-fraction particles in the afterburner chamber, which are a part of the polifraction mixture of condensed particles of gasification products. It also constructs the trajectories and presents the mass concentrations of a particles stream of single-fractions, temperature fields of the gas phase of velocity and oxygen concentration, determines the complete combustion of the fuel particles along the length of boron afterburner, depending on the coefficient of excess oxidant. The possibility for organizing an effective workflow in the gasifier and RJ afterburner has been proved.

Publications with keywords: <u>combustion chamber</u>, <u>3-d mathematical model</u>, <u>numerical calculation</u>, <u>the combustion chamber</u>, <u>boron</u> **Publications with words:** <u>combustion chamber</u>, <u>3-d mathematical model</u>, <u>numerical calculation</u>, <u>the combustion chamber</u>, <u>boron</u>

References

- Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkholomov V.K., Gramenitskiy M.D., Dulepov N.P., Skibin V.A., Surikov E.V., Khil'kevich V.Ya., Yanovskiy L.S. *Integral'nye pryamotochnye vozdushno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh (Osnovy teorii i rascheta)* [Integral ramjet engines on solid fuels (fundamentals of theory and calculation)]. Moscow, Publishing Center "Akademkniga", 2006. 343 p. (in Russian).
- Bakulin V.N., Dubovkin N.F., Kotova V.N., Sorokin V.A., Frantsevich V.P., Yanovskiy L.S. *Energoemkie goryuchie dlya aviatsionnykh i raketnykh dvigateley* [Energy-intensive fuel for aircraft and rocket engines]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2009. 400 p. (in Russian).
- Obnosov B.V., Sorokin V.A., Yanovskiy L.S., Balyko Yu.P., Frantskevich V.P., Yagodnikov D.A., Zhivotov N.P., Surikov E.V., Sharov M.S., Tikhomirov M.A. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Construction and design of combined solid-fuel rocket engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012. 279 p. (in Russian).
- 4. Baev V.K., Golovichev V.I., Tret'yakov P.K., et al. *Gorenie v sverkhzvukovom potoke* [Combustion in supersonic flow]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983. 304 p. (in Russian).
- Yagodnikov D.A. [Statistical model of flame front propagation in a boron-air mixture]. *Fizika goreniya i vzryva*, 1996, vol. 32, no. 6, pp. 29-46. (English translation: *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1996, vol. 32, iss. 6, pp. 623-636. DOI: <u>10.1007/BF02111563</u>).
- Voronetskiy A.V., Suchkov S.A., Filimonov L.A. [Supersonic flows features in narrow cylindrical ducts]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii - Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, no. 4. Available at: <u>http://engjournal.ru/eng/catalog/machin/rocket/695.html</u>, accessed 12.02.2014. (in Russian).
- 7. Trusov B.G. [TERRA software system for modeling phase and chemical equilibria at high temperatures]. *3 Mezhd. Simpozium "Gorenie i plazmokhimiya": tr.* [Proc. of the 3rd Int.

Symposium "Combustion and Plasmochemistry"], Almaty, Kazakhstan, 24-26 August 2005. Almaty, Kazakh national University Publ., 2005, pp. 52-58. (in Russian).

8. Yagodnikov D.A. *Stendovaya ognevaya otrabotka toplivnykh zaryadov i elementov integral'nogo RPD: otchet o NIR* [Bench fire testing of fuel charges and elements of the integral rocket uniflow engines: report on scientific research works]. SRI of Department of Power Engineering of the Bauman MSTU, Moscow, 2012. 123 p. (in Russian, unpublished).