

УДК 519.876.5 : 621.452.22

В.Л. БУЧАРСКИЙ, М.А. КАТРЕНКО, А.А. ШИНКАРЕНКО

Днепропетровский национальный университет

### ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАМЕРЫ СМЕШЕНИЯ ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Разработана модель течения газа в тракте гибридного ракетного двигателя (ГРД) на основе метода контрольного объема. В качестве элементарного объема был выбран элемент треугольного сечения. Анализ тестирования полученной модели показал хорошее соответствие результатов с теоретическими и экспериментальными данными. Показана возможность применения модели для проектирования камеры смешения гибридного ракетного двигателя.

#### численное моделирование, гибридный ракетный двигатель, камера смешения, метод расщепления

Ранее авторами была построена математическая модель течения невязкого сжимаемого газа по тракту ГРД [2]. Анализ результатов тестовых расчетов построенной ранее модели [2] показал возможность использования данной модели в ограниченном диапазоне конфигураций расчетной области и граничных условий. Так же при предварительном анализе было выявлено значительное влияние пограничного слоя и кинетики химических процессов на характер течения газа по тракту ГРД.

Учитывая выявленные недостатки, была разработана новая модель турбулентного течения газа по тракту ГРД на основе метода контрольного объема. В качестве элементарного объема был выбран элемент треугольного сечения.

Применение адаптивных и неструктурированных расчетных сеток позволяет получить большое количество преимуществ по сравнению с ортогональными постоянными сетками при моделировании пространств, сложных геометрических форм. Как показано в [5], для получения адекватных результатов необходимо обеспечить подстройку сетки в процессе расчета под особенности решения.

На данный момент до сих пор не создан универсальный метод триангуляции расчетной области, остаются определенные трудности в построении адаптивных сеток, что стимулирует дальнейшие

исследования в данной области. Наиболее полно удовлетворяет условиям решаемой задачи способ триангуляции по критерию Делоне. В случае триангуляции по данному критерию достигается минимальная погрешность аппроксимации [7].

Разработанная методика триангуляции расчетной области сложной формы обладает следующими свойствами: она позволяет производить задание конфигураций сложных форм, выполнять сгущение сетки в пристеночных зонах и в зонах больших градиентов параметров, автоматическую адаптацию сетки для повышения точности расчета, имеет высокую скорость работы алгоритма.

Математическая модель построена на основе законов сохранения в интегральной форме. Для получения дискретных аналогов уравнений с помощью метода контрольных объемов уравнения Навье - Стокса были записаны в векторной интегральной форме:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F}{\partial t} + \frac{1}{V_j} \sum_{i=1}^3 A_{ij} (G_i n_{ijx} + H_i n_{ijy} + R_i) = \\ = \frac{1}{V_j} \sum_{i=1}^3 A_{ij} S_i + E_{Cj}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $j$  – номер контрольного объема;

$i$  – номер грани  $j$ -го контрольного объема;

$A_{ij}$  – площади граней  $j$ -го контрольного объема;

$V_j$  – объем  $j$ -й ячейки;

$n_{ix}, n_{iy}$  – проекции внешней нормали к граням контрольного объема на оси декартовой системы координат;

$$F = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \\ \rho C_i \end{pmatrix}; G_i = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ (E + p)u \\ \rho C_i u \end{pmatrix};$$

$$H_i = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ (E + p)v \\ \rho C_i v \end{pmatrix}; S_i = \begin{pmatrix} 0 \\ p n_{ix} \\ p n_{iy} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix};$$

$$R_i = \begin{pmatrix} 0 \\ \mu_{эф} \left[ \frac{\partial u}{\partial n} \tilde{n}_{ix} + \frac{\partial v}{\partial n} \tilde{n}_i \right] \\ \mu_{эф} \left[ \frac{\partial u}{\partial n} \tilde{n}_i + \frac{\partial v}{\partial n} \tilde{n}_{iy} \right] \\ \mu_{эф} \left[ \frac{\partial u}{\partial n} (u \tilde{n}_{ix} + v \tilde{n}_i) + \frac{\partial v}{\partial n} (u \tilde{n}_i + v \tilde{n}_{iy}) \right] \\ 0 \end{pmatrix};$$

$$E_{Cj} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\partial E_C}{\partial t} \\ \rho \frac{\partial C_{Cj}}{\partial t} \end{pmatrix}; \frac{dC_{Cj}}{dt} = \frac{dC_{\mu_i}}{dt} \frac{\mu_i}{\sum_{i=1}^N \mu_i \frac{dC_{\mu_i}}{dt}};$$

$$\frac{dE_C}{dt} = \frac{1}{v_i} \frac{dC_{\mu_i}}{dt} Q_V;$$

$$\mu_{эф} = \mu_T + \mu_{мол}; \quad \mu_T = \nu_T \rho;$$

$$\tilde{n}_{ix} = 1 + n_{ix}^2/3; \tilde{n}_{iy} = 1 + n_{iy}^2/3; \tilde{n}_i = n_{ix} n_{iy} / 3;$$

$\rho$  – плотность;  $u$  и  $v$  – осевая и радиальная составляющие скорости;  $E$  – полная энергия единицы объема;  $E_C$  – энергия, выделяющаяся в за счет химических реакций;  $C_i$  – массовая концентрация  $i$ -го компонента смеси;  $C_{Cj}$  – массовая концентрация  $i$ -го компонента смеси в результате химических реакций.

Для замыкания системы уравнений использовались калорическое и термическое уравнения состояния.

### Метод решения

Для решения полученной системы уравнений был использован метод расщепления по физическим процессам, который предусматривал три этапа. На первом этапе моделировались процессы конвективного переноса. Расчет конвективных потоков выполнен с использованием схемы расщепления по координатным направлениям. Решение полученных алгебраических уравнений осуществлялось методом «бегущего счета».

На втором этапе проводился учет эффектов диссипаций. Вязкие напряжения и диффузионные потоки на старом временном слое аппроксимировались с помощью обобщения центральных разностей на треугольную сетку. Для решения полученных уравнений использовался метод Гаусса-Зейделя. Моделирование пограничного слоя выполнено на основе двухслойной модели турбулентной вязкости [6].

На третьем этапе проводился учет химических реакций. Система уравнений, описывающая динамику химических процессов, основана на уравнениях химической кинетики, которые решались методом Ньютона.

Для получения численного решения задавались следующие граничные условия. На входных границах задавались и были постоянными следующие параметры: плотности, давления, вектора скорости смешивающихся потоков, концентрации компонентов смеси, вязкость газов. В выходном сечении, для случая сверхзвукового потока, истечение газа задавалось свободным, для дозвукового – статическое давление на высоте полета. На твердой стенке, при расчете с учетом пограничного слоя, были заданы условия прилипания. На твердой стенке граничные условия вычислялись неявно. В качестве начальных условий для всей расчетной области задавались параметры потока, соответствующие параметрам на входной границе области. Задача решалась методом установления от начальных условий.

Для проверки соответствия реальным процессам было проведено численное моделирование процессов в сверхзвуковом газовом эжекторе ЦАГИ [3]. Полученное предельное отклонение составляет 33% при коэффициенте эжекции  $k = 0,1$ . В результате сравнения был сделан вывод об адекватности модели физическим процессам в эжекционных системах, который подтвержден сравнением с теоретическими и экспериментальными данными других авторов.

Далее была поставлена задача взаимодействия косоугольного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем. На рис. 1 приведен график распределения давления на пластине в сравнении с экспериментальными данными и другими моделями расчета.

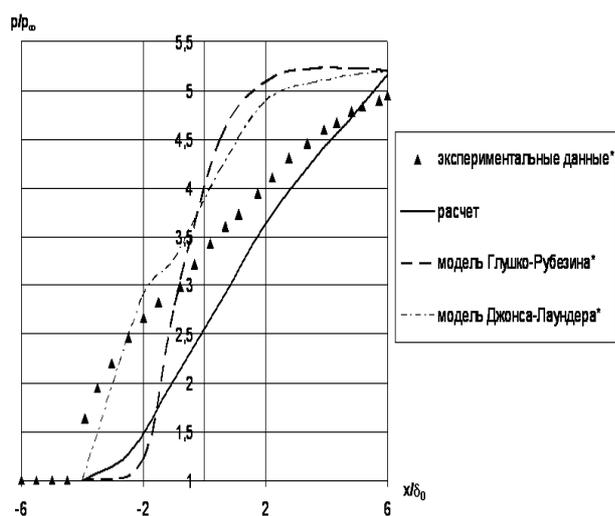


Рис. 1. Распределение давления на пластине по данным [8]

Следующей была решена задача моделирования воспламенения струи водорода в спутном потоке воздуха по данным [1].

Схема горения включала учет основных 4-х реакций, согласно данным [4]. Полученное отклонение статической температуры смеси вдоль оси симметрии по сравнению с расчетами в [1] составляет не более 3%, а сравнение расчетных и экспериментальных данных распределения молекулярных компонентов реагирующей смеси с полученными результатами составляет не более 14%.

Для демонстрации работоспособности полученной модели, было проведено моделирование модифицированного двигателя СПРВД РД-012У для МКР «Буря» разработки ОКБ-670. Для модельного ГРД, подача жидкого топлива в воздушный контур была заменена установкой ЖРД, вмонтированной в центральное тело. Вследствие этого был увеличен диаметр начального участка камеры смешения ГРД до 1280мм.

Расчет был выполнен для стационарного режима полета на высоте 20 км с числом Ма полета  $M = 3,15$ . Исходные параметры задачи: компоненты ЖРД: кислород + керосин, массовый расход компонентов через ракетную ступень – 8,85 кг/с, коэффициенты избытка окислителя  $\alpha$ : для ЖРД – 0,4, для ГРД – 1,2.

На рис. 2 приведен характер изолиний относительного давления газа в проточной части модельного двигателя.

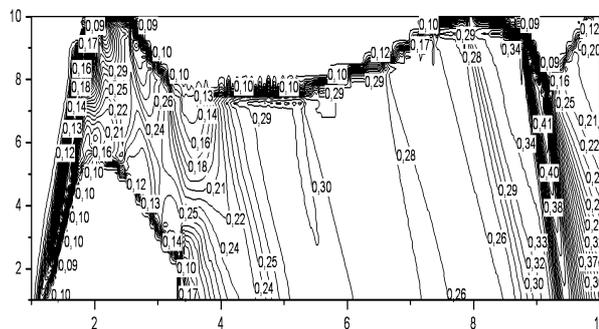


Рис. 2. Распределение изолиний относительного давления в проточной части ГРД

По данным печати основные характеристики СПРВД РД-012У для МКР «Буря» разработки ОКБ-670 М.М. Бондарюка следующие:

Рабочий диапазон высот, км	16 – 25,5
Рабочий диапазон чисел М	2,8 – 3,3
Маршевое число М	3,15
Ресурс, ч	4
Время непрерывной работы, ч	2,5
Максимальная тяга, кгс При $M=3,15$ и на высоте 18 км	9050
Удельная тяга, с	1560

Диаметр камеры, мм	1700
Длина камеры сгорания с соплом, мм	5770
Вес камеры сгорания с соплом, кг	750
Вес комплекта двигателя, кг (камера сгорания с соплом, ТНА с агрегатами системы регулирования и зажигания)	950
Топливо	Т-5
Энергетическая мощность ТНА, кВт	18

Расчетные характеристики для модельного ГРД:

Рабочий диапазон высот, км	16 – 20
Рабочий диапазон чисел М	2,8 – 3,5
Маршевое число М	3,15
Ресурс, ч	
Время непрерывной работы, ч	
Максимальная тяга, Н При М = 3,15 и на высоте 18 км	82740
Удельная тяга, Н с /кг	2236,216
Диаметр камеры, мм	1700
Длина камеры сгорания с соплом, мм	5770
Вес камеры сгорания с соплом, кг	
Вес комплекта двигателя, кг (камера сгорания с соплом, ТНА с агрегатами системы регулирования и зажигания)	
Топливо	Т-5
Энергетическая мощность ТНА, кВт	

### Выводы

Разработанный пакет программ позволяет в короткий срок провести оптимизацию параметров двигателя по выбранному критерию, что дает возможность получить решение задачи проектирования камеры смешения ГРД в сравнительно короткий срок.

Проведенное теоретическое исследование подтверждает перспективность и необходимость разработок по тематике гибридных двигателей.

### Литература

1. Баев В.К., Головичев В.И., Исаков В.А. Двумерные турбулентные течения реагирующих газов. – Новосибирск.: Наука, 1976. – 264 с.
2. Бучарский В.Л., Катренко М.А., Шинкаренко А.А. Некоторые результаты численного моделирования процессов смешения в ракетно-прямоточных двигателях // Сб. научных трудов ДНУ «Проблемы высокотемпературной техники». – Днепропетровск.: РВВ ДНУ. – 2003. – С. 31 – 36.
3. Васильев Ю.Н., Филатов А.П. Экспериментальное исследование серии газовых эжекторов с цилиндрической камерой смешения и сверхзвуковыми соплами // Труды центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.: Бюро научной информации ЦАГИ, 1961. – 52 с.
4. Дрыжаков Е.В., Козлов Н.П., Корничук Н.К. и др. Техническая термодинамика. – М.: Высш. Школа, 1971. – 422 с.
5. Ковеня В.М., Тарновский Г.А., Черный Г.Н. Применение метода расщепления в задачах аэродинамики. – Новосибирск.: Наука, 1990. – 247 с.
6. Лапин Ю.В., Стрелец М.Х. Внутренние течения газовых смесей. – М.: Наука, 1989. – 368 с.
7. Митчелл Э., Уэйт Р. Метод конечных элементов для уравнений с частными производными. Пер с англ. – М.: Мир, 1981. – 216 с.
8. Приходько А.А. Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и теплообмене. – К.: Наукова думка, 2003. – 379 с.

Поступила в редакцию 8.6.2005

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.