

ГАЗОТЕРМОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Введение

Каждому уровню научно-технического прогресса соответствует проектный инструментарий, отражающий баланс основных содержательных частей: расчетного аппарата и средств натурной доводки. На данном этапе в цикле проектирования ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) доля натурной доводки значительно превышает вклад расчетных разработок, что обуславливает высокую стоимость программы НИОКР в целом. Тем не менее развитие аппаратного и программного обеспечения ЭВМ за счет внедрения технологий численного эксперимента (ЧЭ) позволяет существенно улучшить баланс в пользу расчетных методов разработки и, тем самым, радикально повысить эффективность НИОКР. Составляющими положительного эффекта при этом являются снижение затрат и технического риска, а также качественно новый уровень полноты представлений о рабочем процессе в РДТТ на базе континуальных нестационарных пространственных моделей.

Следует помнить, что проблематика проектирования РДТТ относится к сфере критических технологий со всеми вытекающими последствиями. Попытки создания новых конкурентоспособных образцов РДТТ в настоящее время на базе устаревших традиционных подходов не являются продуктивными. Специализированные приложения, детально воспроизводящие все достижения в области проектирования РДТТ, использование которых позволило бы создать полноценный виртуальный аналог исследуемого объекта, по понятным причинам на рынке отсутствуют. Получившие широкое распространение стандартные газодинамические пакеты малопригодны для моделирования РДТТ в силу специфичности поставленной задачи.

Таким образом, в современных условиях ожидание «милостей от природы» бесперспективно, и организации, связанные с разработкой РДТТ, а также подготовкой кадров соответствующего профиля, должны в первую очередь позаботиться о приобретении соответствующей технологии ЧЭ или самостоятельно обеспечить себя адекватным инструментарием либо сменить род занятий.

Модель и метод исследования

Процесс движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах контрольного объема (КО) (рис. 1) характеризуется базо-

вым набором, состоящим из двух термодинамических параметров, одного кинематического и функций субстанциональных свойств, что отображается в модели матрицей состояния физических полей [1, 2]:

$$\Pi(\vec{x}, t) = \left\{ p, T, \vec{w}, \vec{C} \right\} (\vec{x}, t), \quad (1)$$

где \vec{x} , \vec{w} – координатный вектор и вектор скорости; T , p – температура и давление; $\vec{C} = \{\omega, \omega_r, \bar{t}, S\}$ – матрица функций субстанциональных свойств; ω , ω_r – массовые концентрации продуктов сгорания и исходных реагентов; t , \bar{t} – текущее и индивидуальное время реакции частицы.

Математическое описание модели основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения в декартовой системе координат: 1–5) переноса: массы в целом; концентрации продуктов сгорания; концентрации горючего; индивидуального времени реагирующих частиц; энтропии [1, 2]; 6–8) импульса вдоль осей в направлении осей X_k , $k = 1 \dots 3$; 9) энергии.

Универсальная форма записи системы уравнений, позволяющая проявить унифицированную композиционную структуру моделей, в векторно-матричных терминах имеет следующее представление:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (2)$$

где $\vec{F} = \rho \left\{ 1, \vec{C}, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые вектор-матрицы;

$\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \bar{\Phi}_k$ – вектор-матрица конвективных и волновых процессов;

$\bar{\Phi}_k = \vec{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат;

$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \vec{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матрица «свободных» источников-

стоков (ИС); $\vec{f} = \{f_1, f_2, f_3\}$ – вектор напряженности поля массовых сил; M_M , M_C – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом, и «свободных».

Аппарат механики сплошных сред позволяет представить рабочие факторы РДТТ различной физической природы в виде локализованных или распределённых особенностей, накладывающихся на невозмущённое течение. В соответствии с методом особенностей совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией источников-стоков (ИС) материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом и «свободных» [3]. Качественный состав ИС и соответствующие математические представления приведены в табл. 1.

В состав условий однозначности универсальной модели течения входят термическое и калорическое уравнения состояния идеального газа, соотношение Майера, предположение об аддитивности теплофизических свойств среды, начальные и граничные условия, а также соотношения, определяющие интенсивности ИС. Краевая задача (2) сводится к нахождению сеточного приближения $\bar{\Pi}$ для всех $\{x_1, x_2, x_3\} \in \Omega$ и $t \in [0, t_k]$, где t_k – конечное время процесса.

Для решения эволюционной задачи применяется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке. Для расчета параметров «автономного» течения используется интегроинтерполяционный метод представления разностных аналогов конвективных производных:

$$\left. \frac{\partial \bar{\Phi}_k}{\partial x_k} \right|_{x_1(i_1), x_2(i_2), x_3(i_3)} \cong \frac{\Phi^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\delta_{1,k}}{2}, i_2+\frac{\delta_{2,k}}{2}, i_3+\frac{\delta_{3,k}}{2}} - \Phi^{l+\frac{1}{2}}_{i_1-\frac{\delta_{1,k}}{2}, i_2-\frac{\delta_{2,k}}{2}, i_3-\frac{\delta_{3,k}}{2}}}{h_k}, \quad (3)$$

где $h_k \equiv \Delta x_k$ – шаги пространственной сетки, $k = 1, 2, 3$.

На непроницаемых стенках используется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой, которое представляет собой частный случай решения задачи о распаде начального разрыва, согласно которому параметры вблизи твердой стенки, получаемые исходя из определения для волны Римана $\{w, T, p\}^{l+\frac{1}{2}}_{\dots, i_k+\sigma_{гр}, \dots}$, служат для

формирования компонент вектор-матрицы $\Phi^{l+\frac{1}{2}}_{\dots, i_k+\sigma_{гр}, \frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, \dots}$, где

$$\sigma_{гр} = \begin{cases} -1, & s - \text{инвариант} \\ +1, & r - \text{инвариант} \end{cases}; \quad i = \begin{cases} 1, & \sigma_{гр} = -1 \\ N, & \sigma_{гр} = +1 \end{cases}; \quad N - \text{актуальное число узлов сетки}$$

в заданном направлении.

Диссипативная сигнатура физического оригинала отображается по принципу контроля над аппроксимационной вязкостью на основании априорных представлений об аналогах объекта исследований [1, 2].

Топологические свойства КО отображаются на расчетную сетку тремя типами масок (рис. 1): 1) поверхностной – полной и частичной проницаемости, имитирующей тонкостенные элементы конструкции; 2) твердотельной, воспроизводящей элементы конструкции и заряда ТРТ, исключенные из области решения краевой задачи; 3) направляющих косинусов, отображающих направляющие свойства внешних и внутренних поверхностей РДТТ сложной геометрии.

Колосниковые решетки, как и другие элементы меньшего по сравнению с шагом сетки размера, перфорированные стенки и т.п. отобра-

жаются частично проницаемой поверхностной маской, порождающей комбинированные условия вида

$$\Phi_h^{l+\frac{1}{2}} = (1-\gamma)\Phi_h^{l+\frac{1}{2}} + \Phi_h^{l+\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где $\gamma = 0,0 \dots 1,0$ – коэффициент проницаемости.

Модель горения заряда твердого топлива

Теория горения химических топлив вообще и процессы горения твердого ракетного топлива (ТРТ) в частности на данном этапе развития не относятся к разделам науки с вполне сложившейся теоретической основой и соответствующими детерминированными методами расчета. В интересах практики, как обычно в подобных случаях, прикладная наука дает стереотипный «рецепт» в виде эмпирических зависимостей на базе умозрительных весьма упрощенных моделей с параметрической настройкой на определенный вид ТРТ. Достаточно широкое распространение в данном классе получила модель «гранулярно-диффузионного пламени» Саммерфилда [4], в соответствии с которой суммарная скорость горения (u_0) является функцией давления и определяется процессом диффузионного смешения и химических реакций в гомогенной газовой фазе:

$$\frac{p}{u_0} = a + bp^{\frac{2}{3}}, \quad (3)$$

где a , b – эмпирические константы, зависящие от времени реакции в газовой фазе и диффузии соответственно.

Параметрическая настройка модели, т.е. определение значений коэффициентов a , b , осуществляется исходя из полученных натурным экспериментом циклограмм РДТТ [5, 6]. Для отображения актуальной формы и размеров заряда ТРТ в КО используется телесная твердотельная маска.

Верификация модели РДТТ

Необходимым и основным критерием достоверности технологий расчетных исследований является близкая в практическом понимании корреляция результатов численного и натурального экспериментов.

Натурные исследования рабочего процесса в реально существующем РДТТ ракеты класса «воздух–воздух» были проведены сотрудниками ХАИ А.Н. Короваем и В.Ф. Яльницким на огневом стенде (рис. 2).

На рис. 3 и 4 представлены циклограммы параметров рабочего процесса, полученные в результате натуральных испытаний (сплошная линия) и численного моделирования (пунктирная линия).

В табл. 2 приведены результаты сопоставления интегральных характеристик двигателя, полученных в натурном эксперименте и предсказанных моделью. В качестве сравнительной оценки также использовалось среднее квадратическое отклонение [7]. С учетом присущего ТРТ разброса характеристик в зависимости от параметров атмосферы, условий и длительности хранения и т.п. на основании приведенных сопоставительных оценок следует вывод о достоверности и вполне приемлемой для практических целей точности численного эксперимента.

Таблица 1 – «Элементная база» газодинамической модели РДТТ

№ п/п	Характер имитируемого ИС фактора		Форма записи	Компоненты образующих факторов	Тип переноса
1	Горение ТРТ	Подвод массы к потоку	$\frac{\partial \rho_{(1)}}{\partial t}$	Источник массы всей смеси	Субстанциональный
		Повышение концентрации продуктов сгорания	$\frac{\partial (\rho \omega)_{(1)}}{\partial t}$	Источник массы продуктов сгорания	
		Подвод теплоты	$\frac{\partial (\rho \varepsilon^0)_{(1)}}{\partial t}$	Источник энергии	
2	Тепловые потоки между газом и элементами тракта		$\bar{\Delta}_{I(2)}$	Источник энергии	Свободный
3	Диссипативные силы		$\bar{\Delta}_{I(3)}$	Напряженности сил трения	
4	Направляющие свойства пристеночных зон течения		$\bar{\Delta}_{I(4)}$	Напряженности поверхностных сил	

Таблица 2 – Сравнение экспериментальных и расчетных интегральных характеристик РДТТ

Параметр	Эксперимент	Расчет	Ошибка, %
Среднее давление, Па	78,89	92,54	-14,75
Средняя тяга, кг	561,20	690,78	-18,75

Результаты численного исследования

Представленные результаты численных исследований рабочего процесса в РДТТ служат примером для демонстрации ряда возможностей технологии ЧЭ в рамках решения основных задач НИОКР на стадиях технического предложения (включая формирование облика) и эскизного проекта.

Приведенные на рис. 3–7 результаты получены на 1-м кластере 4-ядерной ПЭВМ класса Pentium 4 с тактовой частотой процессора 2,2 ГГц на прямоугольной регулярной расчетной сетке 30×30×230 с пространственным шагом 5 мм. Признаком завершения расчета было полное выгорание заряда ТРТ. Требуемое машинное время для расчета одного рабочего цикла РДТТ составляет 36 ч.

В отличие от квазистационарных представлений о работе РДТТ предложенная модель позволяет получить уточненное значение сред-

неинтегрального давления в камере сгорания с учетом волновых факторов (рис. 3, пунктирная линия).

Решение задачи совместного моделирования процессов в газоздушном тракте и внешнего обтекания корпуса РДТТ обеспечивает корректное определение мгновенной и интегральной тяг (рис. 4, пунктирная линия).

Модель позволяет получить полное представление о температурных режимах работы РДТТ и принять соответствующие меры по тепловой защите элементов конструкции. В качестве примера показана зависимость изменения температуры газов в критическом сечении сопла от времени работы двигателя (рис. 5).

Описанная 3D-модель дает возможность определить скорость течения продуктов сгорания в любом сечении камеры сгорания. Это позволяет рассматривать подобную модель в качестве отдельного инструмента исследования структуры реактивной струи ввиду полноценного отображения основных эффектов. На рис. 6 изображено изменение скорости истечения пороховых газов на срезе сопла с течением времени.

Спектр возможностей по измеряемым параметрам не ограничен перечисленными интегральными характеристиками и может быть расширен в интересах исследования при наличии нестационарных континуальных физических полей (рис. 7).

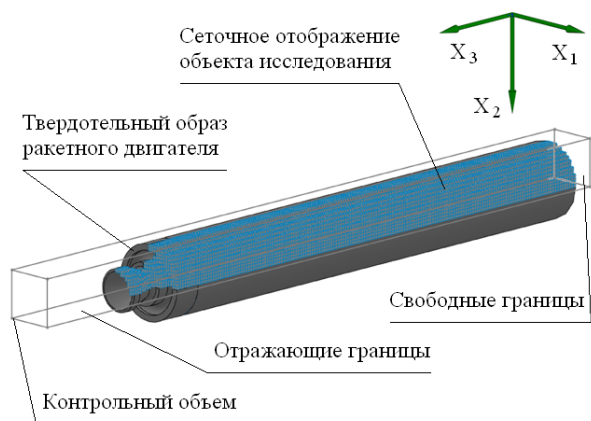


Рисунок 1 – Позиционирование твердотельной и поверхностной масок РДТТ в расчетной области 3D



Рисунок 2 – Испытываемый РДТТ на стапеле огневого стенда

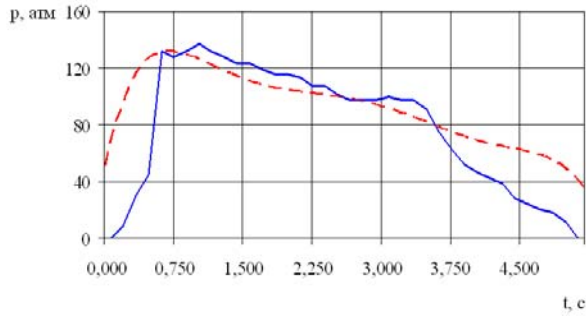


Рисунок 3 – Сравнение показаний датчика давления в КС в эксперименте и предсказанное моделью

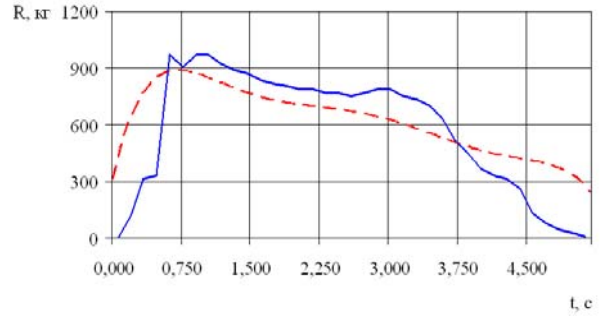


Рисунок 4 – Сравнение показаний датчика тяги в эксперименте и предсказанное моделью

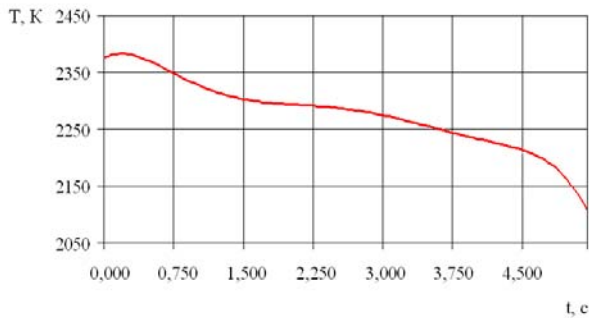


Рисунок 5 – Температура в критическом сечении сопла

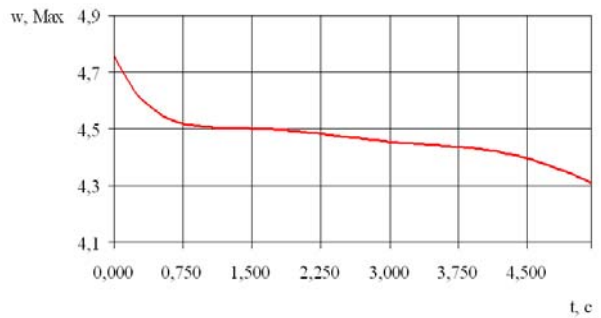


Рисунок 6 – Скорость истечения на срезе сопла РДТТ

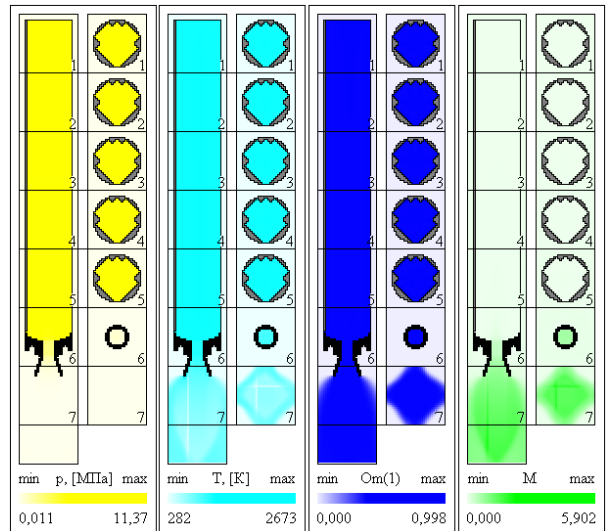
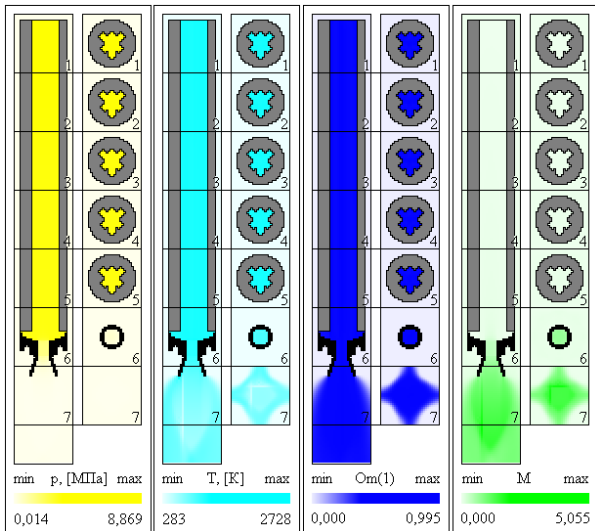


Рисунок 7 – Физические поля основных термогазодинамических параметров работы РДТТ в моменты времени 0,625 и 2,5 с соответственно

Заключение

Представленная технология проектирования РДТТ позволяет провести базовый комплекс газотермодинамических исследований рабочего процесса; определить динамику выгорания ТРТ, основные интегральные характеристики; решить задачу выбора геометрии и др.

Учет актуального состояния физических полей в КС РДТТ позволяет отображать весь комплекс термодинамических и динамических факторов (давление, температура, скорость), влияющих на скорость протекания реакции горения ТРТ. Таким образом, пространственная модель содержит ряд резервных возможностей, например, учет влияния напряженно-деформированного состояния ТРТ или сил инерции на скорость протекания реакции.

Предложенная модель не имеет существенных ограничений по классу исследуемых РДТТ и может быть распространена на любую геометрию КС и заряда ТРТ, а также тип топлива.

Список использованных источников

1. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
2. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.
3. Амброжевич А.В. Комплексно-сопряженные газодинамические и механические модели тепловых двигателей / А.В. Амброжевич, М.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // Аэродинамика: проблемы и перспективы. – 2006. – Вып. 2. – С. 5–29.
4. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: Пер. с англ. / И. Тимнат. – М.: Мир, 1990. – 294 с.
5. Полные траекторные модели двухступенчатых ракет / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, А.С. Карташев, В.А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 3 (60). – С. 28–32.
6. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5 (52). – С. 40–44.
7. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента: Пер. с англ. / Х. Шенк. - М.: Мир, 1972. – 383 с.

Поступила в редакцию 11.01.2011 г.

*Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*