

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДА PPM (PIECEWISE PARABOLIC METHOD)

Е.В. Егорова

**Введение.** В течении последнего десятилетия усилилась борьба за сохранение природных ресурсов. В развитых странах активно занимаются поиском новых решений, связанных с оптимальным использованием данных ресурсов. Одним из таких направлений является разработка новых энерго-эффективных и мощных двигателей, которые будут оказывать минимальное влияние на окружающую среду. Проектирование двигателей нового поколения является чрезвычайно сложной задачей. Если рассматривать только подбор оптимальной формы, то необходимо затратить большое число вычислительных ресурсов и времени на решение газодинамической задачи движения топлива в двигателе. Для решения таких задач необходимо использовать разностные схемы, которые сочетают в себе повышенную разрешающую способность в областях малых возмущений и монотонность в областях сильных разрывов. Такими схемами являются схемы типа TVD, ENO, WENO, PPM и другие. Газодинамические задачи такого типа очень ресурсоемкие и для их решения необходимо много времени. Для сокращения временных затрат используют современные методы распараллеливания, такие как OpenMP, MPI, OpenCL и CUDA. В данной работе рассматривается газодинамическая часть моделирования прямооточного воздушно-реактивных двигателя без учета химической кинетики с помощью схемы PPM и технологии параллельного программирования для систем с общей памятью OpenMP.

## Прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Воздушно-реактивный двигатель (ВРД) — реактивный двигатель, в котором атмосферный воздух применяется как основное рабочее тело в термодинамическом цикле, а также при создании реактивной тяги двигателя.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) — бескомпрессорный воздушно-реактивный двигатель, в котором сжатие воздуха производится в воздухозаборнике за счёт кинетической энергии набегающего потока атмосферного воздуха. ПВРД нашли применение в основном на беспилотных летательных аппаратах, используемых при больших сверхзвуковых скоростях полёта. Летательный аппарат с ПВРД нуждается в стартовом двигателе-ускорителе, разгоняющем летательный аппарат до скорости включения ПВРД.

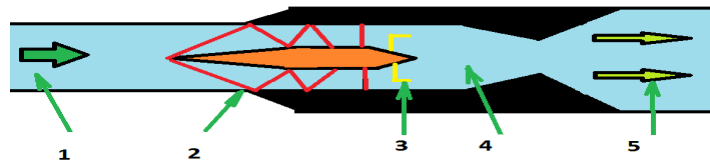


Рис. 1. Устройство ПВРД.(1.Встречный поток воздуха. 2.Система косых скачков. 3.Топливные форсунки. 4.Камера сгорания. 5.Реактивная струя.)

В данной конструкции встречный поток воздуха сначала замедляется через систему косых скачков до дозвуковой скорости, при этом воздух сжимается и нагревается. Затем, перемешиваясь с топливом, попадает в камеру сгорания, где, сгорая, приобретает большую скорость, чем имел в начале, и через сопло вылетает в атмосферу. Движущая сила возникает за счёт разности импульсов входящего и исходящего потоков.

## Постановка задачи

Уравнения газодинамики описывающие движение газовой смеси в двигателе (система уравнений Эйлера в консервативной форме) :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i) = 0 \quad , \quad (1.1)$$

$$\frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i v_j + P \delta_{ij}) = 0 \quad , (1.2)$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [(e + P) v_i] = 0 \quad . (1.3)$$

уравнение состояния:

$$P = (\gamma - 1) \varepsilon \quad , (1.4)$$

В этих уравнениях (1.1)-(1.4)  $\rho$  - плотность,  $v$  - векторные скорости,  $P$  - давление, полная энергия  $e=0.5 \rho v^2 + \varepsilon$ ,  $\varepsilon$  - удельная внутренняя энергия.

Для решения данной задачи был выбран кусочно-параболический метод (PPM), который является явной расчетной схемой более высокого порядка точности, чем метод Годунова. Схема PPM является улучшением метода Годунова [1]. Улучшение такого типа впервые было введено Ван Леером в методе MUSCL [2]. Более поздняя версия схемы MUSCL, лучше подходящая для расчета сильных ударных волн, была представлена в [3]. Схема PPM имеет ряд преимуществ по сравнению с этими версиями метода MUSCL. Во-первых, введение параболы, как базовой интерполяционной функций позволяет получать более точное представление о поведении пространственных градиентов, а также лучше описывает разрывы, особенно контактные разрывы. Во-вторых, для вычисления потоков используется существенно более простое представление нелинейных волновых взаимодействий, чем в [3], что приводит к менее сложному и более надежному алгоритму [4].

Для данного метода был проведен ряд тестов, показывающих что метод является состоятельным для решения газодинамических задач. Тестирование программы проводилось с помощью задач произвольного разрыва Сода (рис. 2) и Лакса (рис. 3).

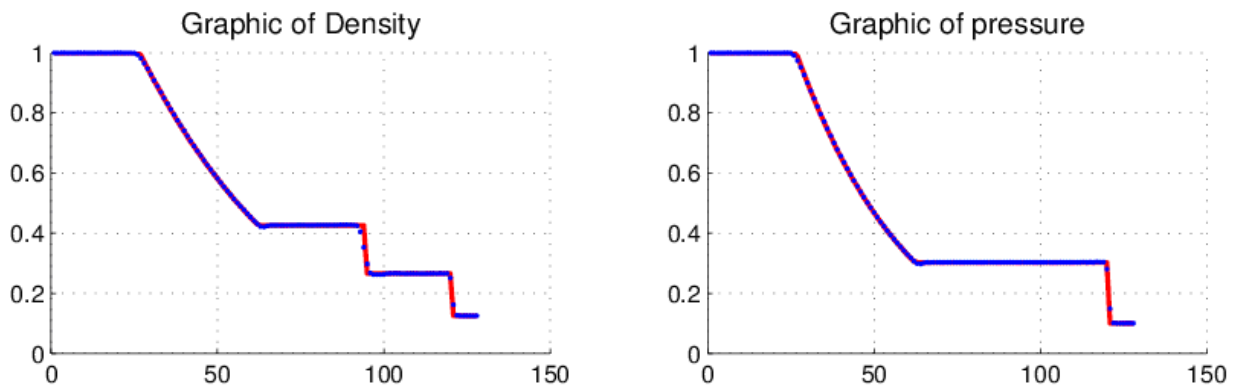


Рис.2. Тест Сода.

Задачи Сода и Лакса решались на отрезке  $x \in [1, 10]$ . В начальный момент времени рассматриваемая область была разделена перегородкой на две равные части. Начальные условия и другие параметры по левую и правую стороны перегородки для системы уравнений газодинамики в задаче Сода имеют вид:

$$(\rho^L, v^L, P^L) = (1, 0, 1) \quad , \quad (\rho^R, v^R, P^R) = (0.125, 0, 0.1) \quad , \quad N=200, \text{ Timeout}=0.4$$

Для задачи Лакса:

$$(\rho^L, v^L, P^L) = (0.445, 0.698, 3.528) \quad , \quad (\rho^R, v^R, P^R) = (0.5, 0, 0.571) \quad , \quad N=200, \text{ Timeout}=0.4$$

А также, был проведен ряд двумерных тестов, рассмотренных в работе [6]. Начальные условия для тестов представлены в таблице (Табл.1)

Табл.1. Начальные условия заполнения областей для двумерных тестов.

Case	Left				Right				T
	$p$	$\rho$	$u$	$v$	$p$	$\rho$	$u$	$v$	
3	0.3	0.5323	1.206	0.0	1.5	1.5	0.0	0.0	0.3
	0.029	0.138	1.206	1.206	0.3	0.5323	0.0	1.206	
4	0.35	0.5065	0.8939	0.0	1.1	1.1	0.0	0.0	0.25
	1.1	1.1	0.8939	0.8939	0.35	0.5065	0.0	0.8939	
6	1.0	2.0	0.75	0.5	1.0	1.0	0.75	-0.5	0.3
	1.0	1.0	-0.75	0.5	1.0	3.0	-0.75	-0.5	
12	1.0	1.0	0.7276	0.0	0.4	0.5313	0.0	0.0	0.25
	1.0	0.8	0.0	0.0	1.0	1.0	0.0	0.7276	
15	0.4	0.5197	-0.6259	-0.3	1.0	1.0	0.1	-0.3	0.2
	0.4	0.8	0.1	-0.3	0.4	0.5313	0.1	0.4276	
17	1.0	2.0	0.0	-0.3	1.0	1.0	0.0	-0.4	0.3
	0.4	1.0625	0.0	0.2145	0.4	0.5197	0.0	-1.1259	

Далее рассматривалась задача взаимодействия набегающего потока воздуха с центральным телом и входным устройством ПВД. Были рассмотрены различные варианты конструкции и различные скорости набегающего потока. На рис.5. Изображена система скачков полученная для одной из рассматриваемых форм ПВД.

Для решения рассмотренных задач были использованы прямоугольные сетки.

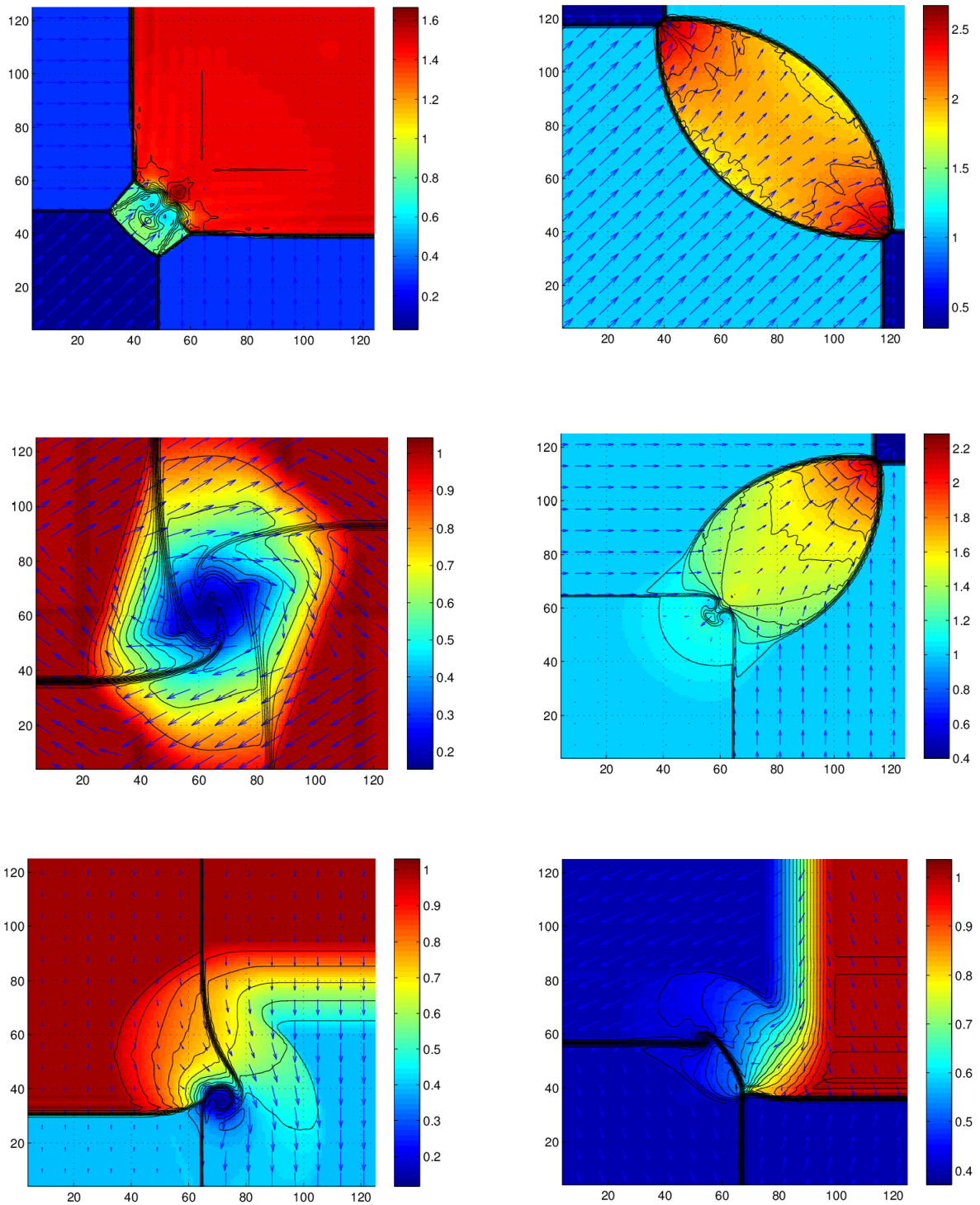


Рис.4. Решение 2D задачи Римана. Распределение давления

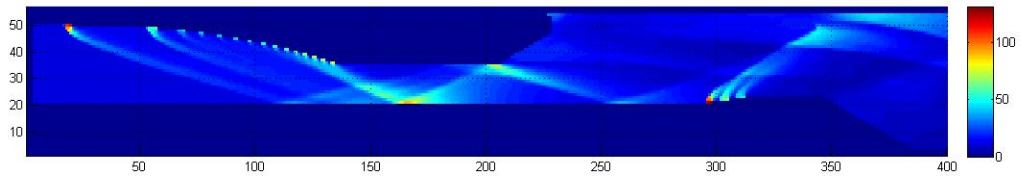


Рис.5.Распределение давления

## Вывод

Была рассмотрена газодинамическая часть модели прямого воздушного реактивного двигателя с помощью кусочно-параболического метода (PPM) и найдена оптимальная конфигурация входного устройства и центрального тела. Была получена система косых скачков за счет которых тормозится встречный поток окислителя. Для ускорения работы программы использовалась технология OpenMP, что позволило быстрее проводить исследования конструкции двигателей рассматриваемого типа.

Решение задачи такого типа позволит в будущем рассматривать и более сложные классы задач, такие как перспективные двигатели с вращающейся детонационной волной или импульсные детонационные двигатели. Такие двигатели должны быть более эффективными, так как детонационное сжигание топлива обладает высоким термодинамическим коэффициентом полезного действия. Однако, решение задач такого типа необходимо рассматривать в совокупности с химическими процессами, происходящими в двигателе. Учет химической кинетики сильно увеличивает сложность моделирования двигателей, в связи с чем возникает необходимость использования параллельных алгоритмов и суперкомпьютеров.

Данная работа выполнена при поддержке программы №18 Президиума Российской Академии Наук, гранта №11-07-00679 Российского Фонда Поддержки Фундаментальных Исследований.

## ЛИТЕРАТУРА:

1. S.K.Godunov, A.V.Zabrodin, and G.P.Prokorov, U.S.S.R. Computational Math. And Math. Phys. 1(1961), 1187.
2. B. Van Leer, J. Comput. Phys. 32 (1979), 101.
3. P. COLELLA, A direct Eulerian MUSCL scheme for gas dynamics, SIAM J. Sci. Statist. Comput., in press
4. P. COLELLA and PAUL R. WOODWARD, The Piecewise Parabolic Method (PPM) for Gas-Dynamical Simulations, JOURNAL OF COMPUTATIONAL PHYSICS 54, 174-201 (1984)
5. R. LISKA AND B. WENDROF, COMPARISON OF SEVERAL DIFFERENCE SCHEMES ON 1D AND 2D TEST PROBLEMS FOR THE EULER EQUATIONS, SIAM J. SCI. COMPUT, Vol. 25, No. 3, pp. 995-1017
6. Б.П. Рыбакин, Н.И. Шидер. Построение параллельных алгоритмов для решения задач гравитационной газовой динамики. Журнал Вычислительные Методы и Программирование, 11, 2010, стр. 388-394.
7. B. Rybakin. Modeling of 3-D Problems of Gas Dynamics on Multiprocessing Computers and GPU. Elsevier, Computers & Fluids, DOI information: 10.1016/j.compfluid.2012.01.016, 31-JAN-2012.
8. Б.П. Рыбакин, Л.И. Стамов. Использование многопроцессорных вычислительных систем и графических ускорителей для моделирования задач газодинамики // Материалы международной суперкомпьютерной конференции «Научный сервис в сети Интернет: экзафлопсное будущее», г. Новороссийск, 19-24 сентября 2011 г., стр. 84-89.
9. Б.П. Рыбакин, Е.В. Егорова. Решение задач газовой динамики на графических ускорителях // Материалы международной суперкомпьютерной конференции «Научный сервис в сети Интернет: экзафлопсное будущее», г. Новороссийск, 19-24 сентября 2011 г., стр. 326-331.