

### 3D МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ВОКРУГ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

С.В. Поляков, Т.А. Кудряшова, Э.М. Кононов, А.А. Свердлин

Рассмотрена математическая модель трехмерного течения газа вокруг спускаемого в атмосфере Земли космического аппарата, основанная на системе квазигазодинамических уравнений. Предложен численный метод решения этих уравнений на тетраэдральной сетке. Параллелизация производится методом декомпозиции расчетной области (domain decomposition). Параллельная реализация метода использует стандарты MPI и OpenMP.

#### ВВЕДЕНИЕ

Численное моделирование аэротермодинамических процессов играет огромную роль в конструировании любого космического корабля и, в частности, спускаемого аппарата. Последние эксперименты показывают, что тепловая защита космических аппаратов, разработанная десятилетия назад, оказывается избыточной, и величины разрушительных факторов, таких как температура, не достигают тех значений, на которые она была рассчитана. Моделирование позволяет экономить огромные средства, а так же предсказывать параметры газодинамических процессов, которые невозможно получить в условиях экспериментов на Земле.

Вычислительная гидродинамика (CFD) является лучшим методом расчета аэродинамического нагрева. Особенности данного семейства методов являются большая вычислительная сложность алгоритмов, большие объемы требуемой памяти, необходимость проведения нового расчета при малейшем изменении параметров течения (например, числа Маха, высоты, угла атаки и т.д.). Таким образом, использование этих методов для расчета тепловых потоков на всей траектории полета космического аппарата становится довольно затрудненной и длительной по времени задачей. Перечисленные факторы, определяют необходимость использования высокопроизводительных параллельных систем для моделирования сверхзвуковых течений.

Кроме того, сверхзвуковые течения с высоким числом Маха, характерные для космических полетов, накладывают ограничения на выбор модели течения газа. Предложенный метод позволяет производить более точные расчеты, по сравнению с хорошо известной и широко используемой системой уравнений Навье-Стокса. Так же, улучшенная вычислительная устойчивость численного метода позволяет учесть влияние дополнительных факторов, таких как процессы излучения.

В данной работе представлен новый подход к вычислению трехмерного течения газа вокруг спускаемого аппарата в земной атмосфере. Рассмотрена математическая модель и ее численная реализация. Разработан параллельный алгоритм, реализующий данный численный метод. Предложенный алгоритм был реализован в виде программного комплекса для моделирования трехмерных течений газа высоких скоростей на высокопроизводительных параллельных вычислительных системах с распределенной и общей памятью. Приводятся примеры расчетов, полученных с использованием данного программного комплекса, а так же анализ эффективности параллельной реализации.

#### МОДЕЛЬ

Рассматривается течение газа в замкнутой области произвольной формы, границы которой представимы в виде совокупности треугольников в трехмерном пространстве XYZ. Для описания течения газа используется система квазигазодинамических (КГД) уравнений, дополненная граничными условиями и уравнениями состояния газа. КГД уравнения обобщают хорошо известную систему уравнений Навье-Стокса (НС) и отличаются от нее дополнительными диссипативными слагаемыми, с малым параметром. Эти слагаемые могут быть охарактеризованы как искусственная вязкость и обеспечивают дополнительную вычислительную устойчивость разностной схемы.

КГД уравнения связывают между собой газодинамические величины плотности, скорости и энергии. Дополнительные величины температуры и давления вычисляются в соответствии с уравнениями состояния газа.

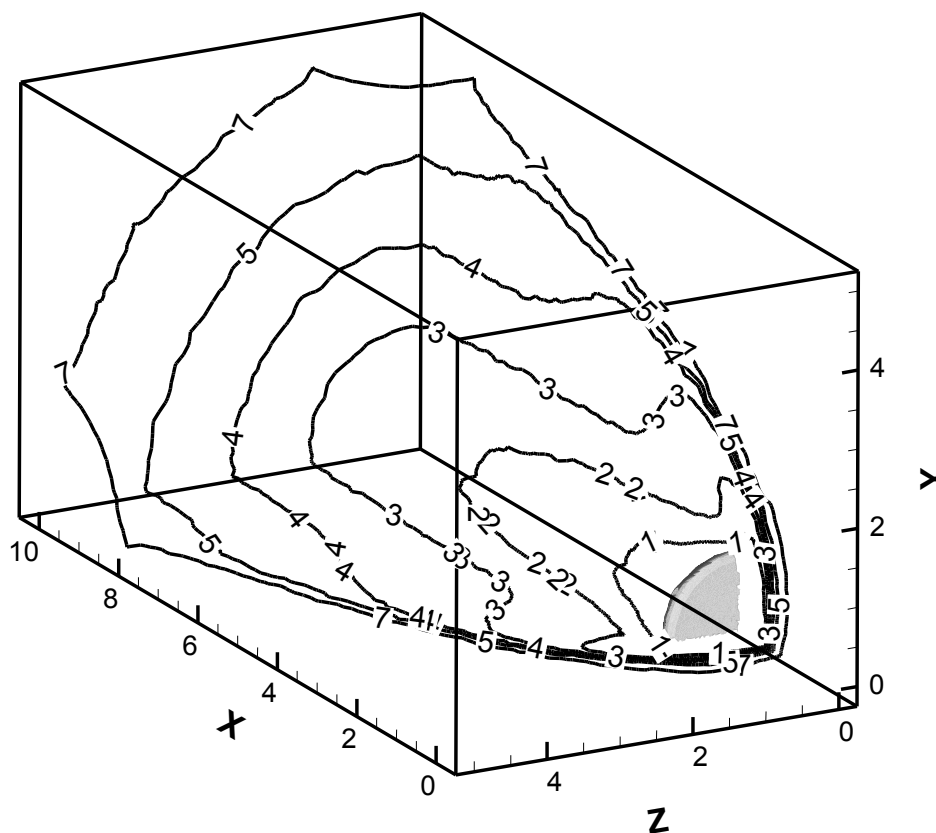
На части границы расчетной области задаются условия втекающего (невозмущенного) потока. В случае моделирования задач, имеющих явную симметрию, на одной или нескольких частях границы задаются соответствующие граничные условия. На всей оставшейся границе задаются «мягкие» условия, позволяющие потоку газа свободно вытекать из расчетной области. Граничные условия, заданные на поверхности объекта не позволяют потоку газа проникать внутрь. Течение считается квазистационарным, расчет проводится на установление решения.

Параметры модельной задачи:

Температура воздуха в невозмущенном потоке ( $T_0$ ): 266 К

Температура внутри фронта ударной волны ( $T_1$ ): 2500-5500 К  
Давление воздуха в невозмущенном потоке ( $P_0$ ): 43 Па  
Плотность воздуха в невозмущенном потоке ( $\rho_0$ ):  $5,63 \cdot 10^{-4}$  кг/м<sup>3</sup>  
Характерный размер задачи ( $L_0$ ): 4 м  
Число Маха: 12

Пример расчета показан на рисунке, изображены изолинии числа Маха вокруг объекта:



### ЧИСЛЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

Для численного решения КГД уравнений в расчетной области вводится тетраэдральная сетка. Специально разработанный генератор сетки позволяет строить локально-сгущающиеся адаптивные сетки в трехмерном пространстве. Локальное сгущение позволяет оптимально сбалансировать точность расчета и вычислительную сложность и является ключевым фактором для трехмерного расчета, учитывая большое число узлов сетки характерное даже для простейших задач. При расчете модельных задач использовались сетки, содержащие от 100 тысяч до 2 миллионов узлов.

Явная по времени численная схема, основанная на КГД уравнениях, строится методом контрольных объемов (МКО). Значения газодинамических переменных определяются в узлах сетки, вокруг которых строятся барицентрические контрольные объемы. Контрольные объемы полностью покрывают всю расчетную область без промежутков и пересечений.

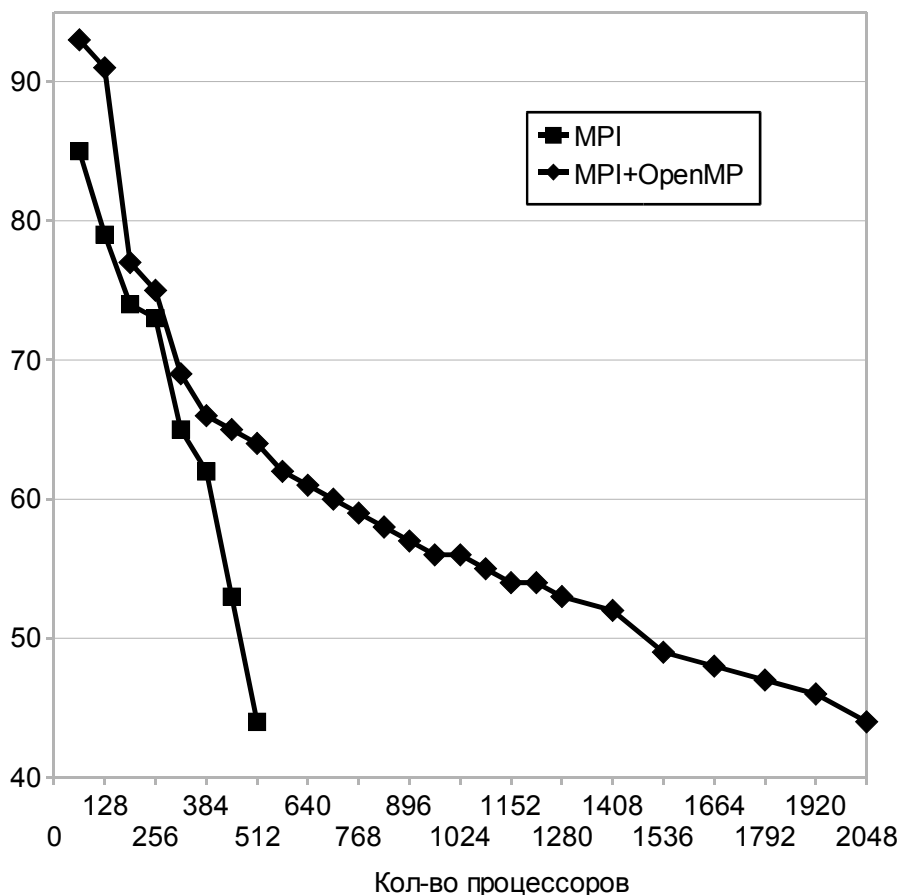
### ПАРАЛЛЕЛИЗАЦИЯ

Параллелизация КГД вычислительного кода производится с использованием метода геометрического параллелизма. Вся расчетная область разбивается на подобласти с примерно равным количеством узлов сетки. Количество таких подобластей соответствует количеству вычислительных ядер конкретной параллельной системы, которые планируется использовать в данном запуске. Разбиение на подобласти проводится таким образом, чтобы минимизировать количество общих (граничных) узлов между подобластями и, как следствие, объем передаваемой между вычислителями информации. Далее, подобласти распределяются между различными узлами кластера в случае систем с распределенной памятью, а так же между вычислительными ядрами системы с общей памятью. Причем для гибридных систем (когда один вычислительный узел распределенного кластера является параллельной системой с общей памятью) применяются оба типа распараллеливания. Для распараллеливания в рамках модели распределенной памяти

применяется библиотека MPI. Для модели общей памяти используется библиотека OpenMP. Все расчетные модули программного комплекса написаны на C++ и являются кросс-платформенными.

Эффективность параллельного кода исследовалась на системах различной производительности, от бюджетных кластеров, состоящих из нескольких десятков процессоров, объединенных сетью Ethernet, до высокопроизводительных вычислительных систем на базе нескольких тысяч процессоров, объединенных сетями Myrinet, Infiniband. Программный комплекс продемонстрировал высокую эффективность параллельных алгоритмов, особенно для задач большого объема. Ниже приводится график эффективности параллелизации алгоритма на системе МВС-100К:

Эффективность параллелизации КГД, сетка 1.1М узлов



Характеристики использованных вычислительных систем:

**ИММ2** (ИММ РАН):

26 вычислительных узлов, включающих по 2 процессора Intel Xeon 3ГГц.

Пиковая производительность 300 GFlop/s.

Пиковая пропускная способность 100 Мбит/с.

**МВС-100К** (МСЦ РАН):

470 вычислительных узлов, включающих по 2 процессора Intel Xeon 3ГГц (8 ядер) и 4Гб ОЗУ.

Пиковая производительность 45 TFlop/s.

Пиковая пропускная способность 1540 Мбайт/с.

**СКИФ** (МГУ):

630 вычислительных узлов, включающих по 2 процессора Intel Xeon 3ГГц (8 ядер) и 8Гб ОЗУ.

Пиковая производительность 60 TFlop/s.

Пиковая пропускная способность 1540 Мбайт/с.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данная работа является дальнейшим развитием предыдущих работ, направленных на исследования в двумерной области. Газодинамические переменные, получаемые в газодинамическом расчетном блоке, могут быть скорректированы на каждом временном шаге с использованием модели радиационного переноса тепла. Для этого газодинамический расчетный модуль передает значения температуры и давления газа в

модуль расчета радиационной газовой динамики (РГД) и получает обратно вектор потока излучения газа, который используется для корректировки уравнения энергии на следующем временном шаге.

Представленный подход позволяет моделировать течение газа вокруг объектов сложной формы, включая реальные космические аппараты в земной атмосфере. Параллельная реализация позволяет использовать очень подробные расчетные сетки. Для описания течения газа используется система квазигазодинамических уравнений, выгодно отличающаяся вычислительной устойчивостью.

Работа включает примеры моделирования с использованием предложенного комплекса программ. Полученные результаты хорошо согласуются с известными результатами других авторов, что подтверждает корректность численных методов.

Работа выполнена при поддержке фонда фундаментальных исследований (проекты № 06-01-00233, 08-07-00458).

#### ЛИТЕРАТУРА:

1. Т.Г. Елизарова. Квазигазодинамические уравнения и методы расчета вязких течений. – М: Научный мир, 2007. – 352 с.
2. Шеретов Ю.В. Анализ устойчивости модифицированной кинетически-согласованной схемы в акустическом приближении // Применение функционального анализа в теории приближений. – Тверь: Тверской государственный университет, 2004. – 147-160.
3. Елизарова Т.Г., Соколова М.Е. Численный алгоритм расчета сверхзвуковых течений, основанный на квазигазодинамических уравнениях. Вестник Московского университета, серия 3. Физика. Астрономия, 2004, N 1, с. 10-15.
4. Абалакин И.В., Суков С.А. Моделирование внешнего обтекания тел на многопроцессорных системах с использованием тетраэдрических сеток. В сб. "Фундаментальные физико-математические проблемы и моделирование технико-технологических систем", вып. 7, под ред. Л.А. Уваровой. М., Изд-во "Janus-K", 2004, с. 52-57.
5. I.V. Abalakin, A. Dervieux, T.K. Kozubskaya. High Accuracy Finite Volume Method for Solving Nonlinear Aeroacoustics Problems on Unstructured Meshes. Chinese Journal of Aeroanautics, Vol. 19, No 2, 2006.
6. B.N. Chetverushkin, S.V. Polyakov, T.A. Kudryashova, E.M. Kononov, A.A. Sverdlin. Numerical Simulation of 2D Radiative Heat Transfer for Reentry Vehicles, Proc. Parallel CFD 2005 Conference, Elsevier, 2006, pp. 293-299.
7. I.A. Graur, T.A. Kudryashova, S.V. Polyakov. Modeling of Flow for Radiative Transport Problems, Proc. Parallel CFD 2004 Conference, Elsevier, 2005, pp. 239-245.
8. Gnoffo P.A., K.J. Weilmuenster, H.H. Hamilton II, D.R. Olynick, E. Venkatapathy. Computational Aerothermodynamic Design Issues for Hypersonic Vehicles, Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 36, no. 1, January–February 1999, pp. 21–43.
9. Gnoffo P.A. An Upwind-Biased, Point-Implicit Relaxation Algorithm for Viscous, Compressible Perfect-Gas Flows. NASA TP 2953, Feb. 1990.
10. William L. Kleb, K. James Weilmuenster. A High Angle of Attack Inviscid Shuttle Orbiter Computation. NASA TM 107606, Apr. 1992.