

Ю. И. Димитриенко, А. А. Захаров, М. Н. Коряков

**Разработка программного обеспечения для
численного моделирования в задачах
гиперзвуковой аэрогазодинамики перспективных
летательных аппаратов**

Аннотация. В статье описываются эффективные вычислительные технологии, которые применялись при реализации программного комплекса «Сигма» для обеспечения в полуавтоматизированном режиме многомерных нестационарных газодинамических расчетов в областях сложной формы с криволинейными границами. Основные алгоритмы генерации расчетных сеток и численного решения обладают геометрическим параллелизмом и реализованы для суперкомпьютеров с общей памятью. Представлены некоторые результаты моделирования осесимметричных и пространственных течений в сверхзвуковом воздухозаборнике и около поверхности гиперзвукового летательного аппарата.

Ключевые слова и фразы: вычислительная газодинамика, препроцессинг, адаптивные сетки, конечно-разностные методы, сверхзвуковые и гиперзвуковые течения.

Введение

Методы адаптивных сеток в настоящее время являются весьма эффективными для численного моделирования многомерных задач газовой динамики в областях сложной формы с криволинейными границами. Этим методам посвящена обширная литература, отметим лишь некоторые работы [1, 2]. Однако практических алгоритмов построения адаптивных разностных сеток для трехмерных областей сложной формы, а также методик решения задач газовой динамики, доведенных до создания автоматизированного программного обеспечения, в настоящее время известно значительно меньше. В работах

Работа выполнена при поддержке грантов Президента РФ МК-2498.2011.8, МК-3150.2012.8.

Расчеты проводились на суперкомпьютере СКИФ МГУ «Чебышев».

[3–11] был предложен эффективный алгоритм построения таких сеток, использующий поверхностные сплайны третьего порядка, который в совокупности с разностной схемой второго порядка точности, записанной в специальной криволинейной системе координат, был назван методом ленточных адаптивных сеток. В настоящей работе описывается разработанный авторами на базе этого метода программный комплекс «Сигма», который позволяет проводить моделирование двумерных плоских, осесимметричных и трехмерных сверхзвуковых и гиперзвуковых течений идеального и вязкого газов в областях сложной криволинейной формы. В качестве примера применения программного комплекса «Сигма» проведен анализ численных результатов моделирования газодинамических потоков в канале осесимметричного воздухозаборника и вблизи поверхностей модельного гиперзвукового летательного аппарата.

1. Структура программного комплекса

Программный комплекс «Сигма» имеет структуру, подобную общим системам обеспечения газодинамических расчетов и включает в себя полный набор программных подсистем, которые требуются для проведения газодинамических расчетов. В состав программного комплекса входят:

- (1) препроцессор, который состоит из модуля геометрического моделирования, позволяющего генерировать достаточно широкий диапазон трехмерных геометрических областей, модуля задания свойств, типов границ и областей; генератора регулярных геометрически-адаптивных [1] сеток;
- (2) расчетный модуль для проведения вычислений сверхзвуковых и гиперзвуковых потоков;
- (3) постпроцессор для визуализации результатов решения и проведения их дальнейшего анализа.

1.1. Препроцессор

Модуль препроцессора имеет графический интерфейс, позволяющий визуально создавать расчетную область. Область строится из набора исходных гексаэдральных блоков (примитивов) путем их составления и последующего деформирования. Деформирование осуществляется с помощью изменения координат опорных точек геометрии путем их ввода или считывания из файла. Опорные точки

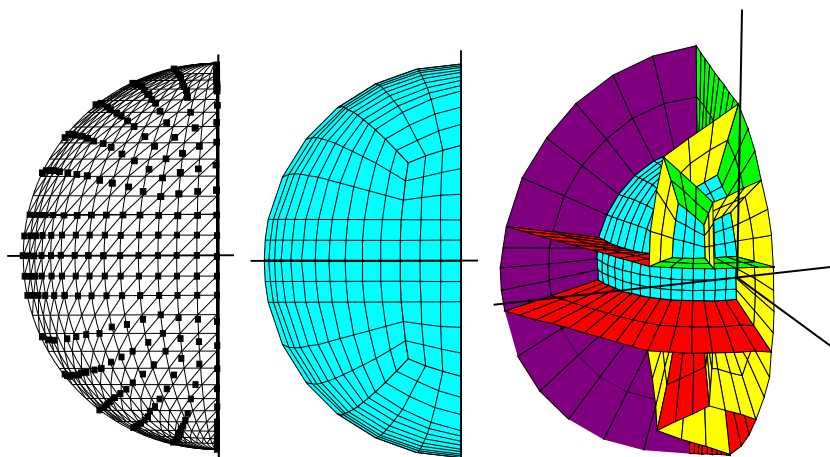


Рис. 1. Построение области внешнего обтекания сферической поверхности: создание регулярной сетки узлов на загруженной STL-геометрии поверхности (слева); интерполяция поверхностными сплайнами для созданной сетки (в центре); вид в разрезе сгенерированных криволинейных блоков (справа)

геометрии расположены на граничных поверхностях примитивов, образуют поверхностную регулярную сетку узлов, и являются основой для построения линейных или кубических сплайнов поверхностей. Существует возможность генерации криволинейных блоков на основе геометрии поверхностей, импортируемых из программ твердотельного моделирования в формате STL. В этом случае, для построения регулярной сетки опорных точек на импортированной поверхности, реализованы функции генерации точек в заданных сечениях геометрии и вдоль линий между двумя заданными на поверхности точками (рис. 1).

Для генерации адаптивной сетки вводится трехмерная неортогональная система координат X^j (так называемая адаптивная система координат) как система координат, в которой границы криволинейного блока являются координатными поверхностями. Для перехода к этим координатам $x^i = F^i(X^j)$ используются лагранжевы координатные преобразования методов трансфинитной интерполяции [2].

Для сгущения узлов вблизи границ вводится предварительное преобразование исходной равномерной сетки ξ^k в неравномерную X^j , сгущающуюся по заданному закону в адаптивных координатах $X^j = \mathfrak{F}^j(\xi^k)$.

С каждым блоком связан определенный набор характеристик: тип начального условия в области блока, типы граничных условий, габариты блока в адаптивных и физических координатах. На основании данных характеристик генератор сетки проводит распределение сеточных линий и заполняет соответствующие параметры в узлах сетки.

Объединение локальных сеток криволинейных блоков в глобальную сетку основывается на методе ленточных адаптивных сеток [3–5]. Суть его состоит во введении одноиндексной нумерации узлов глобальной сетки и построения специального списка для такой нумерации, подобно тому, как это проводится в методах конечных элементов. В результате в памяти компьютера хранится единый сплошной массив данных, на элементы которого можно ссылаться по одному индексу — глобальному номеру узла.

1.2. Расчетный модуль и постпроцессор

В расчетном модуле используются модель трехмерного пограничного слоя [11]. Рассматриваются две характерные области: V_1 и V_2 . V_1 — область высокоскоростного течения идеального нетеплопроводного газового потока, в которой имеет место система уравнений динамики идеального газа:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{v} &= 0, \\ \frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} + p \mathbf{E}) &= \mathbf{0}, \\ \frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \nabla \cdot ((\rho \varepsilon + p) \mathbf{v}) &= 0, \\ \varepsilon &= c_v \theta + \frac{|\mathbf{v}|^2}{2}, \quad p = \rho B \theta,\end{aligned}$$

где ρ — плотность газа, t — время, $\mathbf{v}$ — вектор скорости, p — давление, $\mathbf{E}$ — метрический тензор, ε — плотность полной энергии газа, c_v — удельная теплоёмкость при постоянном объеме, θ — температура газа, B — удельная газовая постоянная. V_2 — область пограничного слоя, в которой решаются полные динамические уравнения

Навье–Стокса для теплопроводного газа:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{v} &= 0, \\ \frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} + p \mathbf{E} - \mathbf{T}_v) &= \mathbf{0}, \\ \frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \nabla \cdot ((\rho \varepsilon + p) \mathbf{v} - \mathbf{T}_v \cdot \mathbf{v} + \mathbf{q}) &= 0, \\ \mathbf{T}_v &= \mu_1 (\nabla \cdot \mathbf{v}) \mathbf{E} + \mu_2 (\nabla \otimes \mathbf{v} + \nabla \otimes \mathbf{v}^T), \quad \mathbf{q} = -\lambda \nabla \theta\end{aligned}$$

где $\mathbf{T}_v$ — тензор вязких напряжений в газе, $\mathbf{q}$ — вектор потока тепла, μ_1 , μ_2 — коэффициенты вязкости газа, λ — коэффициент теплопроводности газа.

Решение уравнений идеального газа ищется во всей области V_1 и V_2 течения газового потока с граничными условиями непротекания на твердой стенке, затем полученное решение идеального потока на твердой стенке переносится на внешнюю поверхность пограничного слоя. Далее осуществляется решение системы вязких уравнений в области V_2 пограничного слоя.

Расчетный модуль позволяет проводить моделирование течений идеального газа на основе явных конечно–разностных схем типа Мак–Кормака [3–7] и TVD [8–10, 12], модифицированных для расчетов на адаптивных сетках. Данные разностные схемы хорошо апробированы и достаточно эффективны при решении подобного класса задач, имеют второй порядок точности на гладких решениях.

Для учета вязких членов применяются методы расщепления сначала по физическим процессам, а затем по координатным направлениям [13].

Расчетный модуль поддерживает возможность ведения расчета до определенного момента времени, сохранения результатов расчёта через заданные интервалы времени и возобновления расчета с сохраненного состояния. Вывод результатов может производиться целиком для всей расчетной области, а также в отдельных сечениях и точках.

2. Моделирование газодинамических течений

На рис. 2–4 представлены некоторые результаты моделирования течений в областях осесимметричных воздухозаборников. Рассматривались области внешнего обтекания и входной части канала. Параметры набегающего потока имели вид: $\rho = 0.195 \text{ кг/м}^3$, $v_z = 900 \text{ м/с}$, $p = 12107 \text{ Па}$.

При решении осесимметричной задачи для модели идеального газа с достаточно хорошим качеством была получена характерная система косых скачков уплотнения, возникающая при входе сверхзвукового потока в канал (рис. 2). Для модели трехмерного пограничного слоя сохраняется качество разрешения разрывов, характерное для модели идеального газа, кроме того, эта модель позволяет более точно определять распределения параметров и вычислять тепловые потоки на стенках канала (рис. 3).

Также проводилось моделирование дроссельного эксперимента в канале, которое заключалось в проведении серии расчетов течений с последовательным увеличением противодавления p_g (давления в выходном сечении воздухозаборника) вплоть до режима, когда прямой скачок выходил из входного сечения канала.

Процессы установления параметров и стабилизации положения замыкающего прямого скачка на расчетных режимах носили колебательный характер, затухание которых происходило тем медленнее, чем больше было заданное противодавление в выходном сечении воздухозаборника. В режиме свободного выхода потока установление наступало через 26.7 мс; в режимах $p_g/p_n = 9, 10$ время увеличивалось до 33–35 мс; а в режимах $p_g/p_n = 11, 12$ установление происходило через 70–75 мс. Наконец, в режиме $p_g/p_n = 13$ момент установления наступал через 92.4 мс. Таким образом, времена установления газодинамических параметров в канале при расчетных режимах могут возрастать в несколько раз по сравнению с временами установления режимов с малым дросселированием или при отсутствии дросселирования.

При дальнейшем повышении противодавления в выходном сечении канала на режиме $p_g/p_n = 14$ прямой скачок выходил из канала в область внешнего обтекания. Далее течение носило колебательный характер с возрастающей амплитудой колебаний. Выхода на установившийся режим не происходило, наблюдался эффект помпажа.

По результатам численного моделирования была построена дроссельная характеристика воздухозаборника и проведено сравнение с экспериментальными данными, которое показало, что относительная погрешность в определении коэффициента расхода f составила не более 2%, а угловая точка дроссельной характеристики (максимальное значение σ до наступления помпажа), полученная в расчетах, превышала экспериментальную менее чем на 12%.

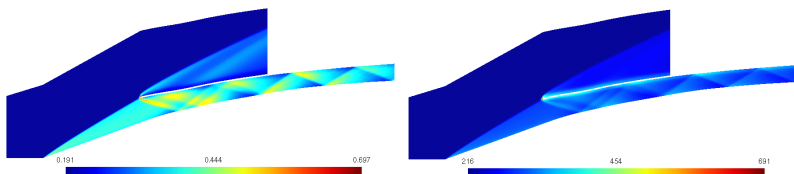


Рис. 2. Результаты численного решения задачи торможения идеального газа в канале осесимметричного воздухозаборника: плотность, кг/м^3 (слева); температура, К (справа)

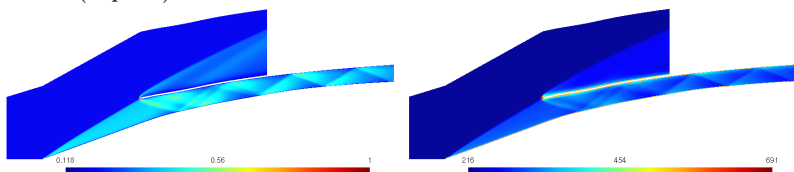


Рис. 3. Результаты численного решения задачи торможения вязкого газа в канале осесимметричного воздухозаборника: плотность, кг/м^3 (слева); температура, К (справа)

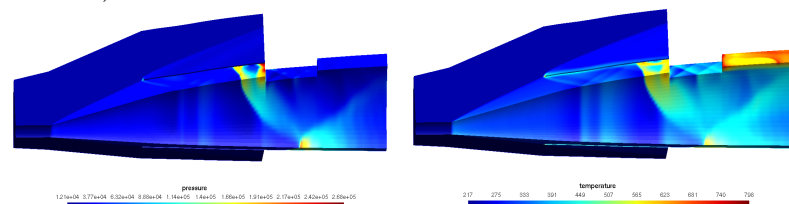


Рис. 4. Результаты численного решения задачи торможения идеального газа в канале воздухозаборника с пилоном: плотность, кг/м^3 (слева); температура, К (справа)

Трехмерный расчет в идеальной постановке проводился для оценки влияния пилонов на внутреннее течение в канале. Было показано, что выбранная модель геометрии пилонов достаточно сильно влияла на течение, около пилонов образовывались области локального повышения плотности, температуры и давления (рис. 4).

На рис. 5 представлены результаты численного моделирования обтекания фрагмента корпуса модельного летательного аппарата гиперзвуковым потоком газа. Параметры набегающего потока имели

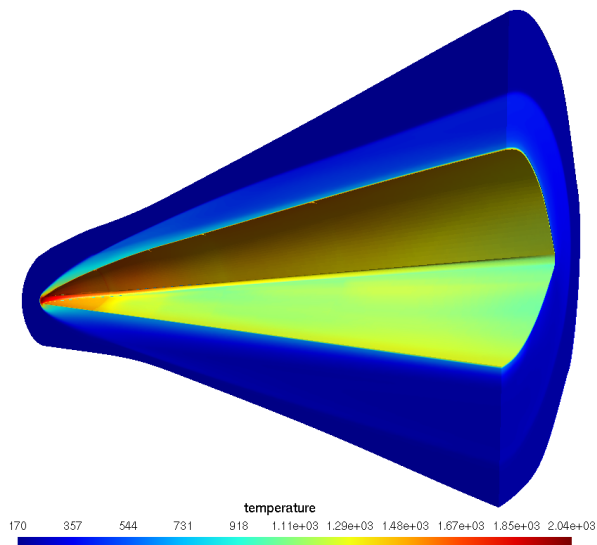


Рис. 5. Распределение температуры (К) газового потока в окрестности поверхности гиперзвукового летательного аппарата

вид: $\rho = 0.195 \text{ кг/м}^3$, $v_z = 1800 \text{ м/с}$, $p = 12346 \text{ Па}$. Полученное численное решение с хорошим разрешением передает головной скачок уплотнения. Максимумы плотности, давления и температуры приходятся на критическую точку носка аппарата, в которой температура достигает 2000 К.

3. Основные выводы и результаты работы

Разработан программный комплекс «Сигма», с помощью которого возможно в полуавтоматизированном режиме генерировать регулярные адаптивные сетки для областей сложной криволинейной формы, проводить для них расчеты течений газа и визуализировать полученные решения. Результаты численного моделирования показали достаточно высокие возможности комплекса: он позволяет с хорошим качеством моделировать существенно нестационарные течения, гиперзвуковые течения с большими градиентами, а также выявлять неустанавливающиеся режимы течения.

Список литературы

- [1] Гильманов А. Н. Методы адаптивных сеток в задачах газовой динамики. М. : Наука. Физматлит, 2000. — 248 с. ↑[1](#)
- [2] Лисейкин В. Д., Шокин Ю. И., Васева И. А., Лиханова Ю. В. Технология построения разностных сеток. Новосибирск : Наука, 2009. — 414 с. ↑[1.1](#)
- [3] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А. *Разработка метода ленточно-адаптивных сеток для решения трехмерных задач газовой динамики в воздухозаборниках* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки, 2006, № 3, с. 102–116 ↑[1.1](#), [1.2](#)
- [4] Димитриенко Ю. И., Котенев В. П., Захаров А. А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. М. : Физматлит, 2011. — 280 с. ↑
- [5] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А. Метод ленточных адаптивных сеток в газовой динамике. М. : Изд-во НТЦ «Университетский», 2008. — 175 с. ↑[1.1](#)
- [6] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А. *Автоматизированная система для моделирования газовых потоков методом ленточных адаптивных сеток* // Информационные технологии, 2009, № 6, с. 12–16 ↑
- [7] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Коряков М. Н., Парамонов В. В., Аббакумов А. С. *Численное моделирование обтекания перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов газовыми потоками* // XVII Международная конференция по Вычислительной механике и современным прикладным программным системам. — М., 2011, с. 533–535 ↑[1.2](#)
- [8] Димитриенко Ю. И., Коряков М. Н., Захаров А. А., Сыздыков Е. К. *Развитие метода ленточно-адаптивных сеток на основе схем TVD для решения задач газовой динамики* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки, 2011, № 2, с. 87–97 ↑[1.2](#)
- [9] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Коряков М. Н., Сыздыков Е. К., Аббакумов А. С. *Разработка программного обеспечения для математического моделирования в задачах сверхзвуковой аэрогазодинамики перспективных летательных аппаратов* // Супервычисления и математическое моделирование : Сборник трудов — Саров : ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2010, с. 148–155 ↑
- [10] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Аббакумов А. С., Коряков М. Н., Сыздыков Е. К. *Численное моделирование газовых потоков в каналах воздухозаборников на основе уравнений Навье–Стокса* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки, 2011, № 4, с. 44–54 ↑[1.2](#)
- [11] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Аббакумов А. С., Коряков М. Н. *Модель трехмерного пограничного слоя и ее численный анализ* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. Спец. выпуск «Математическое моделирование», 2011, с. 136–150 ↑[1.1](#), [1.2](#)
- [12] Harten A. *High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws* // J. Comp. Phys., 1983. Vol. 49, p. 357–393 ↑[1.2](#)
- [13] Яненко Н. Н. Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики. Новосибирск : Наука, Сиб. отд-ие, 1967. — 197 с. ↑[1.2](#)

Об авторах:

Образец ссылки на эту публикацию:

Ю. И. Димитриенко, А. А. Захаров, М. Н. Коряков. *Разработка программного обеспечения для численного моделирования в задачах гиперзвуковой аэрогазодинамики перспективных летательных аппаратов* // Программные системы: теория и приложения : электрон. научн. журн. 2012. Т. 3, № 4(13), с. 17–26.

URL: http://psta.psiras.ru/read/psta2012_4_17-26.pdf

Yu. I. Dimitrienko, A. A. Zakharov, M. N. Koryakov. *Software development for numeral modeling of hypersonic aerogasdynamics problem perspective aircrafts.*

ABSTRACT. In this paper effective computational techniques are described which are used in process of *jjSigma* software development for provide in semi-aided mode of multidimensional non-stationary gas dynamics simulation in complex domain with curved boundary. The main algorithms for calculation mesh generation and numeral solution are parallel geometric algorithms and are realized for shared-memory supercomputers. Some results of axisymmetric and spatial flows in supersonic inlet and near boundaries of hypersonic aircraft are presented.

Key Words and Phrases: computational fluid dynamics, methods, preprocessing, adaptive mesh, finite-difference methods, supersonic and hypersonic flows.