

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

Применение программного комплекса SIGMA для суперкомпьютерного моделирования совместных процессов газовой динамики и теплопереноса в композитных конструкциях перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов

Аннотация. Предложен вычислительный метод решения сопряжённой задачи аэродинамики и внутреннего теплопереноса в конструкциях перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Метод основан на итерационном решении трех типов самостоятельных задач: задачи газодинамики для идеального газа, задачи динамики вязкого теплопроводного газа в рамках полных динамических уравнений Навье–Стокса для трёхмерного пограничного слоя и уравнения теплопереноса для оболочки летательного аппарата. Разработан автоматизированный программный комплекс SIGMA, реализующий полученные алгоритмы, и способный проводить вычисления на высокопроизводительных компьютерах. Представлены результаты моделирования обтекания гиперзвукового летательного аппарата и проведено сравнение результатов по температуре для случая адиабатической стенки и с учётом теплообмена между газом и стенкой, показавшее важность учёта теплообмена при проектировании теплозащиты аппарата.

Ключевые слова и фразы: вычислительная газовая динамика, аэротермодинамика, внутренний теплоперенос, гиперзвуковые потоки, теплозащита, параллельные вычисления.

Введение

Исследования в области гиперзвуковой аэродинамики для создания высокоскоростных летательных аппаратов проводятся организациями во всем мире [1–4]. Одним из эффективных инструментов таких исследований является компьютерное моделирование, успех которого определяется не только мощностью доступного оборудования, но и способностью математических методов, алгоритмов и пакетов

Расчёты проводились на суперкомпьютере СКИФ МГУ "Чебышев".

Работа выполнена при поддержке грантов Президента РФ МК-3218.2013.8, МК-3150.2012.8.

© Ю. И. Димитриенко, М. Н. Коряков, А. А. Захаров, 2013?

© МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2013?

© Программные системы: теория и приложения, 2013?

программ решать сложные сопряжённые задачи с учётом как можно больших физических особенностей, с дружественным для пользователя интерфейсом взаимодействия, и с возможностью оптимальной загрузки всех доступных мощностей суперЭВМ. В области гиперзвуковой аэродинамики универсальных численных методов и алгоритмов, способных адекватно решать все возникающие инженерные задачи, пока не существует, и по этой причине продолжают интенсивные работы по разработке новых вычислительных технологий.

Чаще всего [4, 5], при численных расчётах аэродинамики летательного аппарата температуру на поверхности тела находят либо из условия «холодной стенки», когда сначала вычисляется тепловой поток и коэффициент теплообмена к стенке, а затем по ним рассчитывается температура поверхности, либо из условия теплоизолированной (адиабатической) стенки, когда предполагают отсутствие обмена теплом между газом и стенкой. Данные подходы позволяют моделировать либо установившиеся режимы, либо режимы с известной динамикой нагрева конструкции.

В настоящей работе предложен новый алгоритм сопряжённого решения задачи аэротермодинамики и внутреннего теплопереноса, разработаны автоматизированные программные модули для численной реализации этого алгоритма и проведено их тестирование на модельной конструкции высокоскоростного летательного аппарата. Алгоритм основан на прямом численном моделировании задачи газовой динамики с использованием модели трёхмерного пограничного слоя [6] и задачи теплопереноса в конструкции летательного аппарата. В предложенном подходе используются конечно–объёмные и конечно–разностные схемы высокого порядка точности с малой схемной диффузией [7–10]. Разработанные численные методики обладают свойством геометрического параллелизма, реализованы с использованием кроссплатформенных библиотек и предназначены для выполнения на суперЭВМ.

1. Математическая постановка сопряжённой задачи

Рассмотрим носовую часть конструкции летательного аппарата, обтекаемую гиперзвуковым газовым потоком. Выделим три характерные области: V_1 — область высокоскоростного течения идеального нетеплопроводного газового потока, в которой имеет место система

уравнений Эйлера (1), V_2 — область пограничного слоя, в которой решаются полные динамические уравнения Навье–Стокса (2) для вязкого теплопроводного газа и V_3 — область, соответствующая стенке конструкции летательного аппарата:

$$(1) \quad \begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{v} &= 0, \\ \frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} + p \mathbf{E}) &= \mathbf{0}, \\ \frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \nabla \cdot ((\rho \epsilon + p) \mathbf{v}) &= 0, \end{aligned}$$

$$(2) \quad \begin{aligned} \rho \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{\rho} \right) &= \nabla \cdot \mathbf{v}, \\ \rho \frac{d\mathbf{v}}{dt} &= -\nabla p + \nabla \cdot \mathbf{T}_v, \\ \rho \frac{de}{dt} &= -p \nabla \cdot \mathbf{v} - \nabla \cdot \mathbf{q} + \mathbf{T}_v \cdot \nabla \otimes \mathbf{v}^T, \end{aligned}$$

где ρ — плотность газа, t — время, \mathbf{v} — вектор скорости, p — давление, \mathbf{E} — метрический тензор, ϵ — плотность полной энергии газа, e — плотность внутренней энергии.

К этой системе добавляются соотношения для совершенного газа, тензора вязких напряжений и вектора теплового потока:

$$\begin{aligned} p &= \rho B \theta, \quad \epsilon = e + \frac{|\mathbf{v}|^2}{2}, \quad e = c_v \theta, \quad |\mathbf{v}|^2 = \mathbf{v} \cdot \mathbf{v}, \\ \mathbf{T}_v &= \mu_1 (\nabla \cdot \mathbf{v}) \mathbf{E} + \mu_2 (\nabla \otimes \mathbf{v} + \nabla \otimes \mathbf{v}^T), \quad \mathbf{q} = -\lambda \nabla \theta, \end{aligned}$$

где B — газовая постоянная, θ — температура газа, c_v — теплоемкость при постоянном объеме, μ_1 и μ_2 — коэффициенты вязкости, λ — коэффициент теплопроводности газа.

Газ предполагается вязко-несжимаемым (объемно-невязким), поэтому $\mu_1 = -\frac{2}{3}\mu_2$.

Для описания турбулентных режимов используется модель Себеси–Смита полуэмпирической теории турбулентности [11, 12].

На твердой непроницаемой поверхности обтекаемого тела к системе (2) присоединяется граничное условие прилипания и условие теплового баланса:

$$(3) \quad \mathbf{v} = \mathbf{0}, \quad -\lambda \nabla \theta_g \cdot \mathbf{n} = q_s + \varepsilon_s \sigma \theta_w^4 - \varepsilon_g \sigma \theta_{\max}^4,$$

где θ_w — температура твёрдой стенки (совпадает с температурой газа на этой стенке), θ_{\max} — максимальная температура в пограничном слое, q_s — тепловой поток, который идет на нагрев конструкции, $\nabla\theta_g$ — градиент температуры со стороны пограничного слоя газа, ε_g и ε_s — интегральные коэффициенты излучения нагретого газа и твёрдой поверхности, σ — коэффициент Стефана–Больцмана.

На внешней поверхности пограничного слоя, являющейся границей раздела движения идеального (V_1) и вязкого (V_2) потоков, формулируются следующие условия непрерывности:

$$(4) \quad [\rho] = 0, \quad [\mathbf{v}] = 0, \quad \mathbf{n} \cdot \mathbf{T}_v \cdot \boldsymbol{\tau}_I = 0, \quad [\theta] = 0.$$

Здесь $[\]$ — скачок функций на внешней поверхности погранслоя.

Будем рассматривать элемент конструкции аппарата, изготовленный из теплозащитного композиционного материала на полимерной матрице с термостойкими волокнами. В матрице такого композита при нагреве до высоких температур, характерных для аэродинамического нагрева, происходят физико–химические процессы термодеструкции, сопровождающиеся образованием газообразных продуктов терморазложения, которые накапливаются в порах материала и отфильтровываются во внешний газовый поток, а также образованием новой твердой фазы — пиролитической фазы матрицы, которая обладает существенно более низкими упруго–прочностными характеристиками, чем исходная полимерная фаза. В работе [13] была предложена четырехфазная модель для описания внутреннего тепломассопереноса такого композита. Эта модель состоит из:

$$(5) \quad \rho_b \frac{\partial \varphi_b}{\partial t} = -J$$

— уравнения изменения массы полимерной фазы матрицы;

$$(6) \quad \frac{\partial \rho_d \varphi_d}{\partial t} + \nabla \cdot \rho_d \varphi_d \mathbf{v} = J\Gamma$$

— уравнения фильтрации газообразных продуктов термодеструкции в порах композиционного материала;

$$(7) \quad \rho c \frac{\partial \theta}{\partial t} = -\nabla \cdot \mathbf{q} - c_d \nabla \theta \cdot \rho_d \varphi_d \mathbf{v} - J \Delta e^0$$

— уравнения теплопереноса в термодеструктирующем композите. Здесь обозначены: φ_f , φ_b , φ_p и φ_d — объемные концентрации трех твердых фаз (армирующие волокна, фаза исходной полимерной матрицы, пиролитическая фаза матрицы) и газовой фазы; ρ_f , ρ_b , ρ_p — плотности твердых фаз (полагаются постоянными); ρ_d — среднее по

поре значение плотности газовой фазы (переменная величина); c_d — удельная теплоемкость газовой фазы при постоянном объёме; c , ρ — плотность и удельная теплоемкость композита в целом; θ — температура композита, общая для всех фаз; \mathbf{v} — вектор скорости движения газовой фазы в порах; Δe^0 — удельная теплота термодеструкции матрицы; J — массовая скорость термодеструкции матрицы; Γ — коэффициент газификации матрицы.

К уравнениям (5)-(7) добавляются определяющие соотношения:

$$\begin{aligned}\mathbf{q} &= -\Lambda \cdot \nabla \theta, \\ \rho_d \varphi_d \mathbf{v} &= -\mathbf{K} \cdot \nabla p, \\ J &= J_0 e^{-E_A/R\theta},\end{aligned}$$

где p — поровое давление d-фазы, для которого выполняется уравнение Менделеева–Клапейрона: $p = \rho_d B_d \theta$; J_0 — предэкспоненциальный множитель; E_A — энергия активации процесса термодеструкции; B_d — универсальная газовая постоянная; а Λ — тензор теплопроводности и \mathbf{K} — тензор газопроницаемости композита зависят от концентраций фаз. К системе (5)-(7) присоединяются соотношения для плотности и удельной теплоемкости композита:

$$\rho = \rho_f \varphi_f + \rho_b \varphi_b + \rho_p \varphi_p + \rho_d \varphi_d, \quad \rho c = \rho_f c_f \varphi_f + \rho_b c_b \varphi_b + \rho_p c_p \varphi_p + \rho_d c_d \varphi_d,$$

где c_f , c_b , c_p — удельные теплоемкости твердых фаз при постоянной деформации, которые полагаются постоянными, не зависящими от температуры. Введем также обозначение для плотности и удельной теплоемкости каркаса композита (совокупность всех твердых фаз)

$$\rho_s = \rho_f \varphi_f + \rho_b \varphi_b + \rho_p \varphi_p, \quad \rho_s c_s = (c_f \rho_f \varphi_f + c_b \rho_b \varphi_b + c_p \rho_p \varphi_p).$$

Объемная концентрация пиролитической фазы матрицы может быть выражена аналитически: $\varphi_p = (\varphi_b^0 - \varphi_b) (1 - \Gamma) \rho_b / \rho_p$.

На нагреваемой части поверхности конструкции граничные условия для уравнений (5)-(7) выглядят следующим образом:

$$(8) \quad p = p_w, \quad \theta = \theta_w,$$

где p_w — местное давление внешнего газового потока на поверхности. На остальной части поверхности композита задаем граничные условия герметичности и теплоизоляции:

$$\nabla p \cdot \mathbf{n} = 0, \quad -\Lambda \cdot \nabla \theta \cdot \mathbf{n} = 0.$$

Для системы уравнений (5)-(7) начальные условия записывают в виде:

$$t = 0 : \quad \varphi_f = \varphi_f^0, \quad \varphi_b = \varphi_b^0, \quad \rho = \rho^0, \quad \theta = \theta^0.$$

2. Разработка метода решения сопряжённой задачи

Для решения сформулированной выше сопряжённой задачи предложен следующий метод: вводится цикл по "медленному" времени $\bar{t} = t/t_0$, соответствующему процессу распространения тепла в стенке конструкции, где t_0 — характерное время нагрева конструкции. Внутри этого цикла вводится "быстрое" время $\tau = t/t_g$, где t_g — характерное время установления газового потока. Для каждого фиксированного момента медленного времени \bar{t}_n тепловой поток на твёрдой стенке q_s в (3), вообще говоря, неизвестным, полагается фиксированным, тогда системы уравнений газодинамики (1),(2) и внутреннего теплопереноса в конструкции (5)-(7) разделяются на одном шаге медленного времени.

Согласно модели трёхмерного пограничного слоя [6], уравнения идеального газа (1) и вязкого газа (2) также разделяются. Первоначально ищется решение уравнений (1) во всей области $V_1 \cup V_2$ течения газового потока с граничным условием проскальзывания на твёрдой стенке $\mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = 0$.

Затем внутри цикла по медленному времени ищется решение задачи внутреннего теплопереноса сначала для полученного первого приближения значений p_w и θ_w в (8) на поверхности аппарата, затем, после решения уравнений Навье-Стокса, они могут уточняться. В результате рассчитывается значение теплового потока для пограничного слоя q_s . Далее осуществляется решение системы уравнений (2) в области V_2 по быстрому времени до установления с условиями на твёрдой стенке (3) и на внешней поверхности пограничного слоя (4). После этого осуществляется переход к следующему моменту \bar{t}_{n+1} медленного времени. Расчет проводится до установления по медленному времени.

Для решения систем дифференциальных уравнений (1)-(2) используются численные конечно-разностные методы Мак-Кормака и TVD второго порядка аппроксимации [5, 7-9], а также конечно-объёмный метод RKDG [10]. Метод Мак-Кормака является самым простым и быстрым, но обладает самой большой схемной диффузией; схема TVD требует больших затрат машинного времени, обладает малой схемной диффузией, но весьма чувствительна к качеству сетки;

метод RKDG обладает всеми преимуществами TVD-схемы, позволяет вести расчёт и на негладких сетках, но является самым медленным.

В конечно-разностных методах вязкая часть уравнений (2) аппроксимируется при помощи неявной разностной схемы с расщеплением по координатным направлениям [14], которая разрешается методом прогонки.

3. Описание разработанного программного комплекса

Разработанные программные модули вошли в состав программно-вычислительного комплекса SIGMA [15], который применяется для моделирования совместных процессов сверхзвуковой и гиперзвуковой газовой динамики и теплопереноса в областях сложной криволинейной формы, с учётом комбинированного (внутреннего и внешнего) течения. SIGMA позволяет вести расчёт с заранее неизвестной формой ударных волн и условиями на скачках, моделировать ламинарные и турбулентные потоки, исследовать нестационарные неуставливающиеся режимы. Программный комплекс включает в себя модули: трёхмерного геометрического моделирования, позволяющего генерировать достаточно широкий диапазон трёхмерных геометрических областей (рис. 1), модуль задания свойств, параметров и начальных данных, генератор адаптивной сетки (препроцессор), расчётный модуль (процессор) и визуализатор расчётов (постпроцессор). Каждый модуль является независимым программным продуктом, написанным на языке C++, и поддерживает возможность создания расширений. Большинство итерационных процедур генерации сеток и расчётного модуля обладают геометрическим параллелизмом и реализованы с использованием коммуникационных библиотек OpenMP 2.0 и MPI.

Генератор адаптивной сетки создаёт неортогональные блочно-структурированные сетки (рис. 2) на основе явной формы алгебраических преобразований, которые относятся к лагранжевым координатным преобразованиям методов трансфинитной интерполяции [8]. Имеются функции, позволяющие управлять сгущением узлов сетки вблизи граничных поверхностей блоков. Для некоторых типов криволинейных областей поддерживается возможность построения O-grid блоков подобно одноимённым блокам в коммерческом генераторе ANSYS ICEM CFD. В расчётный модуль встроен механизм расчёта на данных типах сеток и блоков.

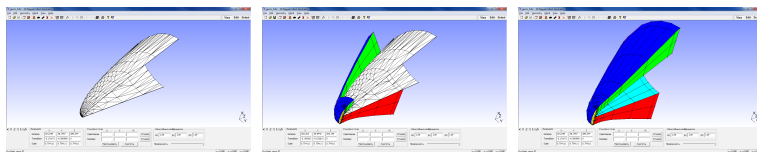


Рис. 1. Построение области внешнего обтекания модельного перспективного гиперзвукового летательного аппарата: загруженная STL-геометрия поверхности (слева); автоматизированное построение криволинейных блоков (в центре); вид полученной расчётной области (справа)

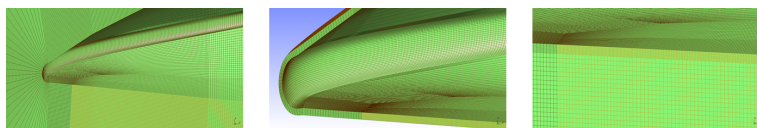


Рис. 2. Примеры сгенерированных сеток: для области течения идеального газа $V_1 \cup V_2$ (слева); для области пограничного слоя V_2 (в центре); для области $V_1 \cup V_2$ с пограничным слоем (справа)

4. Результаты численного решения

На рис. 3–4 представлены результаты численного моделирования обтекания фрагмента корпуса модельного летательного аппарата гиперзвуковым потоком газа ($M = 6$) на высоте 15 км в области $V_1 \cup V_2$.

Полученное численное решение с хорошим разрешением передаёт головной скачок уплотнения в критической точке летательного аппарата, максимум плотности, давления и температуры приходится на критическую точку носка аппарата, в которой температура достигает 2000К. На рис. 3 показано сравнение температуры при адиабатической стенке и с учётом теплообмена между газовой средой и оболочкой в момент времени 50 секунд после начала расчёта. Во втором случае температура в среднем по поверхности тела получается на 25% ниже, чем в первом, что свидетельствует о важности учёта теплообмена для оценки предельных режимов работы аппарата и выбора материалов теплозащиты аппарата.

На рис. 4 представлены результаты численных расчетов полей внутреннего теплопереноса в оболочке элемента ГЛА: распределение температуры и порового давления на внешней поверхности

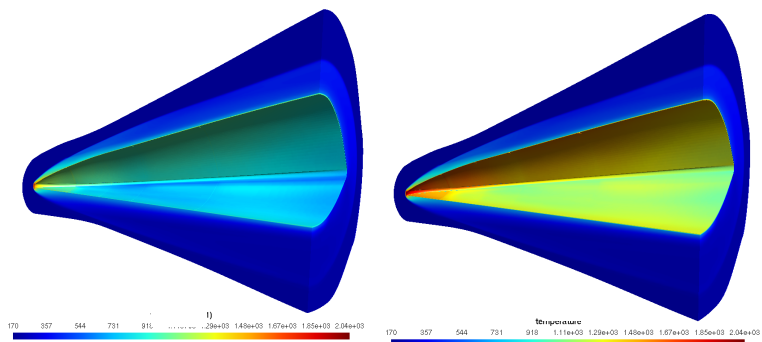


Рис. 3. Распределения температуры θ (К) газового потока в окрестности поверхности гиперзвукового летательного аппарата: для стенки с учётом теплообмена (слева); для адиабатической стенки (справа)

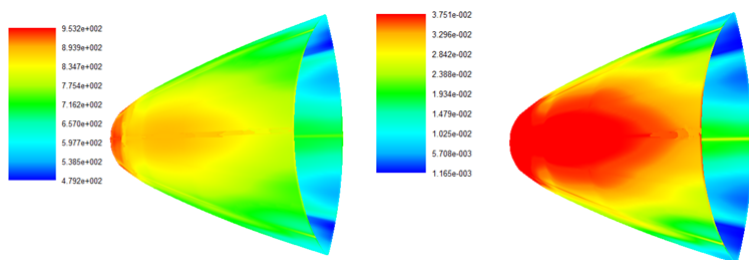


Рис. 4. Распределения температуры θ (К) поверхности (слева) и максимального значения порового давления p_{\max} (ГПа) газообразных продуктов термодеструкции (справа) оболочки гиперзвукового летательного аппарата

конструкции для максимального времени расчета прогрева конструкции. Терморазложение полимерной фазы композитной оболочки приводит к образованию большого количества газообразных продуктов в порах материала. Ввиду низкой газопроницаемости композита образующиеся газы не успевают отфильтровываться во внешний газовый поток и создают внутреннее поровое давление.

На рис. 5 показана эффективность распараллеливания с помощью MPI на суперкомпьютере МГУ "Чебышев" решения одной из задач газовой динамики на конечно-разностной сетке с 16 млн. узлов.

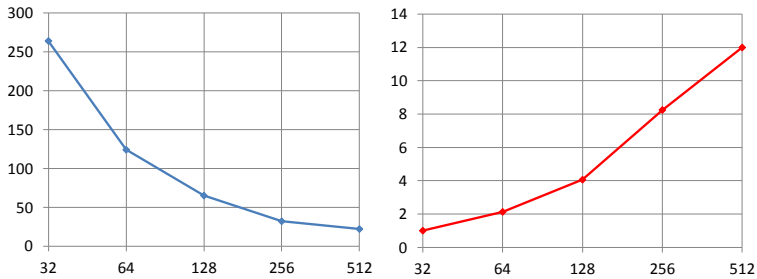


Рис. 5. Эффективность распараллеливания задачи расчета газодинамических параметров. По оси абсцисс — количество задействованных ядер, по оси ординат — время в минутах (слева) и ускорение (справа)

Было просчитано 5 000 временных слоев. Эффективность, близкая к линейной, сохраняется до 256 ядер, далее она начинает снижаться.

5. Выводы

Разработан вычислительный метод для решения сопряжённой задачи аэрогазодинамики и внутреннего теплообмена в конструкции летательного аппарата. Программный комплекс SIGMA, написанный на базе этого метода, позволяет в полуавтоматизированном режиме генерировать регулярные адаптивные сетки для областей сложной формы с криволинейными границами, с хорошим качеством моделировать переходные процессы и процессы установления, гиперзвуковые течения с большими градиентами. Алгоритмы SIGMA обладают геометрическим параллелизмом и адаптированы для использования на суперкомпьютерах. С помощью SIGMA проведено численное моделирование обтекания фрагмента носовой части перспективного гиперзвукового летательного аппарата. Показано, что учёт теплообмена позволяет более точно определять температуру на поверхности тела.

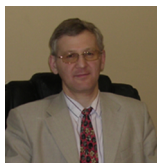
Список литературы

- [1] NASA's X-43A. URL: <http://www.nasa.gov/missions/research/x43-main.html> ↑
- [2] Boeing Completes Successful Boost Test of HyFly Hypersonic Demonstrator. Boeing Press Release, 17 October 2005. URL: http://www.boeing.com/news/releases/2005/q4/nr_051017a.html ↑

- [3] Boeing: X-51 WaveRider. URL: <http://www.boeing.com/defense-space/military/waverider/index.html> ↑
- [4] Тирский Г. А. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен современных космических аппаратов и зондов. М. : Физматлит, 2011. — 548 с. ↑↑
- [5] Гильманов А. Н. Методы адаптивных сеток в задачах газовой динамики. М. : Наука. Физматлит, 2000. — 248 с. ↑↑, 2
- [6] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Коряков М. Н. *Модель трёхмерного пограничного слоя и её численный анализ* // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Естественные науки. Спец.выпуск «Математическое моделирование», 2011, с. 136–149. ↑↑, 2
- [7] Harten A. *High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws* // J. Comp.Phys., 1983. Vol. 49, p. 357–393. ↑↑, 2
- [8] Димитриенко Ю. И., Котенев В. П., Захаров А. А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. М. : Физматлит, 2011. — 280 с. ↑3
- [9] 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. ↑2
- [10] Cockburn B., Shu C.-W. *Runge-Kutta Discontinuous Galerkin Methods for Convection-Dominated Problems* // Journal of Scientific Computing, 2001. Vol. 16, no. 3, p. 173–261. ↑↑, 2
- [11] Sebeci T. *Turbulence Models and Their Application*. Horizons Pub., Long Beach, Calif. and Springer, Heidelberg, 2003. ↑1
- [12] Sebeci T. *Analysis of Turbulent Flows*. Elsevier, London, 2003. ↑1
- [13] Димитриенко Ю. И. *Механика композиционных материалов при высоких температурах*. М. : Изд-во Машиностроение, 1997. — 366 с. ↑1
- [14] Яненко Н. Н. *Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики*. Новосибирск : Наука, Сиб. отд-ие, 1967. — 197 с. ↑2
- [15] Димитриенко Ю. И., Захаров А. А., Коряков М. Н. *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, с. 17–26. ↑3

Об авторах:

Юрий Иванович Димитриенко



Родился в 1962 г., в 1984 г. окончил МГУ имени М.В. Ломоносова. Доктор физико–математических наук, профессор, заведующий кафедрой "Вычислительная математика и математическая физика", директор научно–образовательного центра "Суперкомпьютерное инженерное моделирование и разработка программных комплексов". Автор более 160 научных работ в области вычислительной механики, нелинейного тензорного анализа, термомеханики композитов, математического моделирования в материаловедении.

e-mail:

dimit@bmstu.ru

Михаил Николаевич Коряков



Родился в 1987 г., в 2010 г. окончил МГТУ имени Н.Э. Баумана. Аспирант кафедры "Вычислительная математика и математическая физика", младший научный сотрудник научно–образовательного центра "Суперкомпьютерное инженерное моделирование и разработка программных комплексов". Автор 25 научных работ по численным методам решения задач газовой динамики.

e-mail:

mkoryakov@bmstu.ru

Андрей Алексеевич Захаров



Родился в 1982 г., в 2005 г. окончил МГТУ имени Н.Э. Баумана. Кандидат физико–математических наук, старший научный сотрудник научно–образовательного центра "Суперкомпьютерное инженерное моделирование и разработка программных комплексов", доцент кафедры "Вычислительная математика и математическая физика". Автор 38 научных работ в области вычислительной газовой динамики.

e-mail:

azaharov@bmstu.ru

Образец ссылки на эту публикацию:

Ю. И. Димитриенко, М. Н. Коряков, А. А. Захаров. *Применение программного комплекса SIGMA для суперкомпьютерного моделирования совместных процессов газовой динамики и теплопереноса в композитных конструкциях перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Программные системы: теория и приложения : электрон. научн. журн. 2013?. Т. 4?, № 4(17)?, с. ??–??.*

URL:

<http://psta.pstiras.ru/read/>

ABSTRACT. The computational method for solving of couple air gas dynamics and internal heat transfer problems in constructions of hypersonic vehicles is proposed. The method is based on iterative solution of three types of detached problems: gas dynamics problem for ideal gas, viscous heat-conducting problem with full Navier-Stokes equations for three-dimensional boundary layer and heat-mass transfer equation for vehicle shell. Computer-aided software package SIGMA that implements obtained algorithms and capable to perform calculations on high-performance computers was developed. Results of modeling of flow over a hypersonic vehicle are presented and temperature fields for adiabatic wall and with heat transfer between gas and wall are compared which shows the importance inclusion of heat transfer computations in process of design of vehicle's head shield. (in Russian).

Key Words and Phrases: Computational fluid dynamics, aerothermodynamics, internal heat-mass transfer, hypersonic flows, heat shield, parallel processing.