

На правах рукописи

Железнякова Александра Львовна

**ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МОДЕЛИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ
ТЕЛ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2011

Работа выполнена в Учреждении Российской академии наук
Институте проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН)

Научный руководитель: член-корреспондент РАН, профессор
Суржиков Сергей Тимофеевич

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук, профессор
Шевелёв Юрий Дмитриевич

кандидат физико-математических наук, доцент
Иванов Игорь Эдуардович

Ведущая организация: **Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н. Е. Жуковского**

Защита состоится 17 ноября 2011 года в 15⁰⁰ часов на заседании
диссертационного совета Д 002.240.01 при Институте проблем механики
им. А. Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, Москва, проспект Вернадского,
д. 101, корп. 1, ауд. 237.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИПМех РАН.

Автореферат разослан « 10 » октября 2011 года.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 002.240.01
при ИПМех РАН
кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Экспериментальные и теоретические исследования аэротермодинамических процессов, протекающих при гиперзвуковом полете летательных аппаратов, приобретают все большую актуальность с развитием аэрокосмической техники. Проектирование перспективного гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) – сложная комплексная задача и подразумевает разработку аэродинамики планера, входного устройства двигателя, камеры сгорания, стартового ускорителя; разработку систем охлаждения. Также необходимо тщательное изучение проблем динамики полета, в том числе взаимного влияния на траекторию полета управляющих поверхностей планера и режимов работы двигательной установки. Кроме множества технических проблем, существует ряд нерешенных фундаментальных научных задач аэротермодинамики гиперзвукового полета, в частности, точное предсказание аэротермодинамических характеристик в широком диапазоне полетных условий, снижение сопротивления трения при полете. При исследовании проблем полета с гиперзвуковой скоростью в атмосфере Земли, разработке и создании новых высокоскоростных летательных аппаратов, вычислительные методы являются одним из основных инструментов наряду с испытаниями в наземных аэродинамических установках и летным экспериментом. Проведение летных экспериментов необходимо, поскольку в лабораторных условиях крайне сложно моделировать эффекты реального газа, процессы нагрева конструкций и горения в двигателях. Проведение подобных летных и наземных экспериментов требует очень больших материальных затрат, поэтому в настоящее время возрастает роль численного моделирования в разработке гиперзвуковых летательных аппаратов. Кроме этого, в процессе расчета возможно определение всех параметров течения, тогда как в эксперименте удастся измерять лишь отдельные газодинамические величины. Развитие методов вычислений, методов проведения вычислительных экспериментов, а также компьютерных технологий реализации физических моделей на современных персональных и многопроцессорных комплексах позволят создавать компьютерные модели, достаточно точно описывающие аэротермодинамику ГЛА.

Целью работы является создание двумерных и трехмерных моделей аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов сложной формы и разработка вычислительных методов и компьютерных кодов для проведения численных экспериментов в рамках построенной модели.

Научная новизна работы:

1. Разработан численный метод построения двумерных и трехмерных неструктурированных расчетных сеток с использованием молекулярно-динамического моделирования. Предложен метод адаптации сеток, создаваемых по данной технологии, к криволинейным границам сложной формы. На основе предложенного метода создан генератор неструктурированных расчетных сеток, позволяющий строить двумерные и трехмерные, однородные и адаптивные неструктурированные расчетные сетки для различных задач механики сплошной среды.
2. Создан компьютерный код, предназначенный для численного моделирования трехмерной аэротермодинамики элементов конструкции и полных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов на основе уравнений Навье – Стокса.
3. На основе построенной модели проведен расчет аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов различных конфигураций и гиперзвукового летательного аппарата сложной формы (типа X-43).

Основными защищаемыми положениями и результатами являются:

1. Молекулярно-динамический метод построения двумерных и трехмерных, однородных и адаптивных неструктурированных расчетных сеток для различных задач механики сплошной среды.
2. Алгоритм численной реализации метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках для решения задач аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов.
3. Результаты численного исследования, полученные на созданных неструктурированных расчетных сетках с использованием развитого численного метода:
 - обтекания гиперзвуковым потоком совершенного газа различных конфигураций спускаемых космических аппаратов (Fire II, MSL, летательного аппарата сегментально-конической формы);
 - аэротермодинамики гиперзвукового летательного аппарата сложной конфигурации (X-43);
 - интегральных и локальных аэродинамических и тепловых характеристик поверхностей исследуемых ГЛА.
4. Результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных.

Научная и практическая значимость. С помощью разработанного численного метода построения двумерных и трехмерных неструктурированных расчетных сеток, реализованного в программном коде, можно получать достаточно подробные однородные и адаптивные сетки для различных задач механики сплошной среды.

Построенная в работе компьютерная модель аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов может быть использована для численного моделирования гиперзвукового полета и расчета аэродинамических и тепловых характеристик поверхности ГЛА произвольной формы.

Созданный при выполнении работы программный комплекс, ориентированный на неструктурированные сетки, позволяет решать целый ряд прикладных задач в автоматическом или полуавтоматическом режиме.

Научные исследования, проведенные в диссертационной работе, осуществлялись в рамках проектов РФФИ № 07-01-00133, № 09-08-92422, № 10-01-00544, Программы фундаментальных исследований РАН (создание моделей физико-химической кинетики высокотемпературных газовых потоков), Программы министерства образования и науки Российской Федерации РНПВШ, федеральной целевой программы “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России” на 2009 – 2013 годы по разделу “Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области механики” (шифр “2010-1.1-112-024”) по теме: “Проведение теоретических и экспериментальных исследований механики систем с внутренними степенями свободы” (шифр “2010-1.1-112-024-055”).

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств физической механики, а также достаточно хорошим качественным и количественным соответствием полученных результатов известным экспериментальным данным и численным решениям, полученным с помощью других программных комплексов и другими авторами.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах:

1. XVII школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И.Леонтьева, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт, 2009 г.;
2. XVIII школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева, Звенигород, 2011 г.;
3. Научная конференция МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук”, Москва – Долгопрудный, Московский физико-технический институт, 2007 – 2010 гг.;
4. Всероссийская школа-семинар “Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем”, Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2007 – 2010 гг.;
5. Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов “Новые решения и технологии в газотурбостроении”, Москва, Центральный институт авиационного моторостроения, 2010 г.;

6. Пятая Российская национальная конференция по теплообмену, Москва, Московский энергетический институт, 2010;
7. XXII научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 2011;
8. 3rd International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry, Heraklion, Greece, 2008;
9. 4rd International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry, Lausanne, Switzerland, 2010.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 16 печатных работ, в том числе 4 статьи в журналах из перечня Высшей аттестационной комиссии РФ. Список работ приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 6 глав, заключения и списка литературы. Общий объем работы составляет 306 страниц, включая 162 рисунка и 3 таблицы. Список литературы содержит 203 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность рассматриваемых в работе проблем, сформулирована цель и задачи диссертационной работы, перечислены представленные в диссертации новые результаты, их практическая ценность и положения, выносимые на защиту, кратко изложена структура диссертации.

Первая глава посвящена обзору проблем численного моделирования гиперзвукового полета. В настоящей главе проведен анализ современного состояния проблем аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов. Дана формулировка и классификация этих проблем.

В первой главе рассмотрены отечественные и зарубежные публикации, посвященные численному исследованию гиперзвукового обтекания различных профилей и газодинамике трактов гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД), достижениям в области построения численных схем для газодинамических расчетов. Приведен обзор существующих вычислительных моделей и последних достижений в области гиперзвукового полета.

В связи с тем, что полет летательного аппарата на гиперзвуковой скорости сопровождается множеством процессов, не характерных для полета при более низких числах Маха, подчеркивается сложность и многоплановость исследований в области гиперзвукового полета.

Во второй главе выполнен обзор отечественных и зарубежных работ, посвященных построению структурированных, неструктурированных,

многоблочных и гибридных сеток для задач вычислительной газовой динамики. Особое внимание уделяется методам построения неструктурированных расчетных сеток.

В данной главе разработан численный метод построения двумерных и трехмерных неструктурированных расчетных сеток с использованием молекулярно-динамического моделирования.

Главная идея предложенного метода состоит в том, что узлы будущей сетки это одноименно заряженные, взаимодействующие между собой частицы, с зарядами q_i , и массами m_i (рис. 1, а). Силы взаимодействия имеют электрическую природу. Рассматривается большая система из $N \sim 10^3 - 10^6$ таких взаимодействующих частиц. На каждую i -ю частицу со стороны j -й частицы действует отталкивающая сила \vec{F}_{ij} вида:

$$\vec{F}_{ij} = -C \frac{q_i \cdot q_j}{|\vec{r}_{ij}|^k} \cdot \frac{\vec{r}_{ij}}{|\vec{r}_{ij}|}, k \geq 2, \quad (1)$$

здесь $|\vec{r}_{ij}|$ длина радиус-вектора или расстояние между зарядами, C – постоянная нормировки.

Кроме сил взаимодействия на частицы действуют силы сопротивления, которые определяются скоростью частиц:

$$\vec{F}_{f,i} = -K \frac{|\vec{v}_i|^m}{|\vec{v}_i|} \vec{v}_i, m \geq 2, \quad (2)$$

где K, m – эмпирически задаваемые постоянные.

Для моделирования процесса взаимодействия подвижных частиц с аналитически заданной границей расчетной области, в процессе молекулярно-динамического моделирования, на каждом шаге, проверяется условие того, что подвижная частица не пересекла ограничивающую поверхность. Если частица вылетает за границу расчетной области, то тут же проецируется на ограничивающую поверхность. Частицы, попавшие на границу, становятся внешними узлами расчетной сетки, следовательно, распределение узлов по аналитически заданной ограничивающей поверхности происходит одновременно с распределением узлов в объеме расчетной области.

В случае, когда поверхность, задающая границу расчетной области, имеет сложную форму и не может быть задана аналитически, по этой поверхности предварительно распределяются неподвижные заряженные частицы q_{wj} (их перемещение по ограничивающей поверхности и в расчетной области не допускается) (рис. 1, б). Распределение заряженных частиц по ограничивающей поверхности произвольной формы также проводится с использованием молекулярно-динамического метода. Взаимодействие подвижных частиц расчетной области с неподвижными частицами на ее границах описывается законом отталкивания вида (1).

Для адаптации моделируемых сеток к криволинейным граничным областям применяется более сложная модель взаимодействия между подвижными частицами и неподвижными частицами на границе расчетной области: на близком расстоянии сила взаимодействия полагается отталкивающей, на большом расстоянии – притягивающей:

$$\vec{F}_{ij\ wall} = -A \frac{q_{wj} \cdot q_i}{|\vec{r}_{ijw}|^m} \cdot \frac{\vec{r}_{ijw}}{|\vec{r}_{ijw}|} + B \frac{q_{wj} \cdot q_i}{|\vec{r}_{ijw}|^a} \cdot \frac{\vec{r}_{ijw}}{|\vec{r}_{ijw}|}, \quad (3)$$

причем $m > a$, т.е. силы отталкивания убывают быстрее сил притяжения и могут играть роль, только при значительном сближении (рис. 1, в).

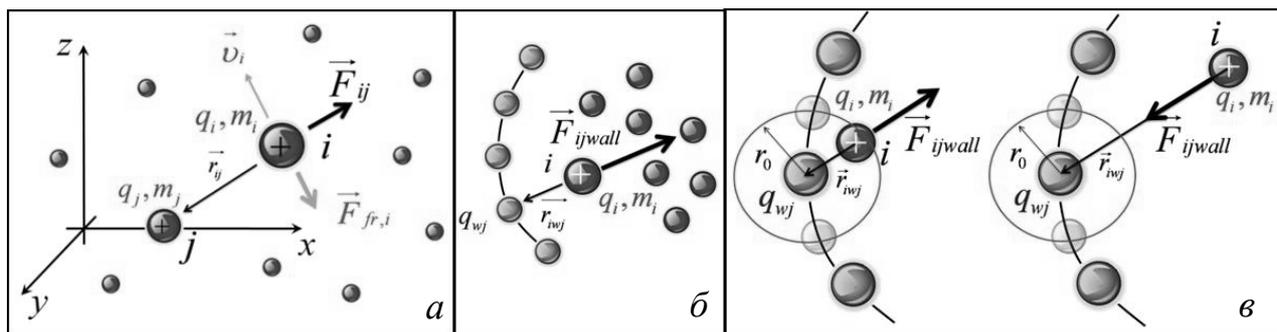


Рис. 1. Различные схемы взаимодействия частиц: а – схема взаимодействия частиц между собой; б – схема взаимодействия между подвижной частицей и частицей стенки; в – схема взаимодействия подвижной частицы с частицей границы области при адаптации сетки к этой границе

При использовании молекулярно-динамического метода на каждом временном шаге выполняется интегрирование системы уравнений движения:

$$m_i \frac{d\vec{v}_i}{dt} = \sum_{j=M+1}^N \vec{F}_{ij} + \vec{F}_{fr,i} + \sum_{j=1}^M \vec{F}_{ij\ wall}, \quad i = M+1, \dots, N. \quad (4)$$

Здесь N – общее число всех частиц, M – число неподвижных частиц на границах расчетной области. Численное интегрирование уравнений движения проводится по алгоритму Верле [1].

Для построения сеток по полученному методом молекулярно-динамического моделирования набору подвижных точек (узлов) применяется триангуляция Делоне [2].

На основе разработанного метода создан генератор неструктурированных расчетных сеток. Возможности предлагаемого подхода исследовались на примерах построения неструктурированных сеток для простых и многосвязных расчетных областей сложной формы.

Разработанный сеточный генератор, основанный на методах молекулярной динамики, был применен для построения двумерных треугольных и трехмерных тетраэдральных неструктурированных сеток около различных моделей гиперзвуковых летательных аппаратов сложной конфигурации.

На рис. 2, 3 приведены примеры использования молекулярно-динамического метода для построения тетраэдральных неструктурированных расчетных сеток, адаптированных к сложным поверхностям, с целью трехмерного моделирования внешнего обтекания моделей спускаемого аппарата Fire II [3] и гиперзвукового летательного аппарата X-43 [4] соответственно.

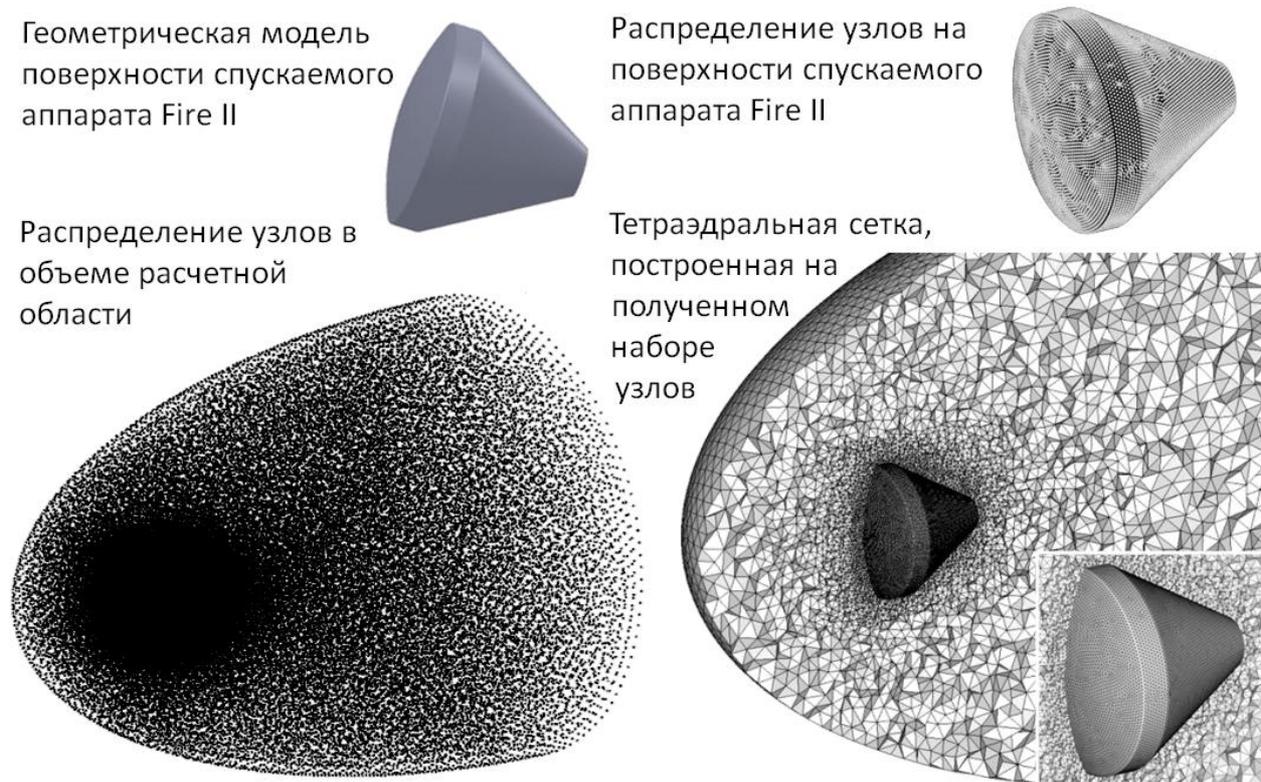


Рис. 2. Пример использования молекулярно-динамического метода для построения тетраэдральной неструктурированной сетки с целью трехмерного моделирования внешнего обтекания модели спускаемого аппарата Fire II. Размерность сетки 893901 тетраэдральных элементов

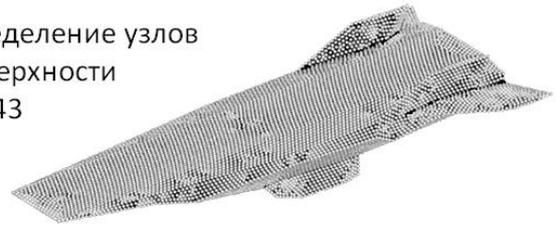
Молекулярно-динамический метод, реализованный в программном коде, обладает достаточной универсальностью и надежностью, и может быть использован для триангуляции областей весьма сложного вида. Расчетные сетки, построенные с помощью данной технологии, отличаются высокой однородностью.

Сетки, созданные с использованием разработанного метода, применяются при решении задач внешнего обтекания пространственных моделей ГЛА, описанных в главах 4 – 6.

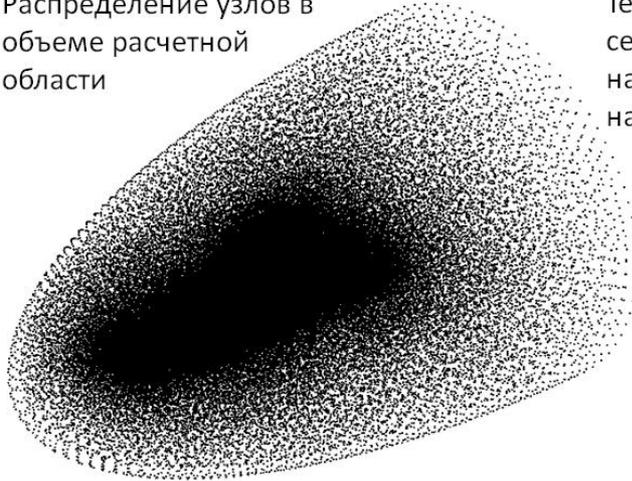
Геометрическая модель
поверхности
ГЛА X-43



Распределение узлов
на поверхности
ГЛА X-43



Распределение узлов в
объеме расчетной
области



Тетраэдральная расчетная
сетка, построенная
на полученном
наборе узлов

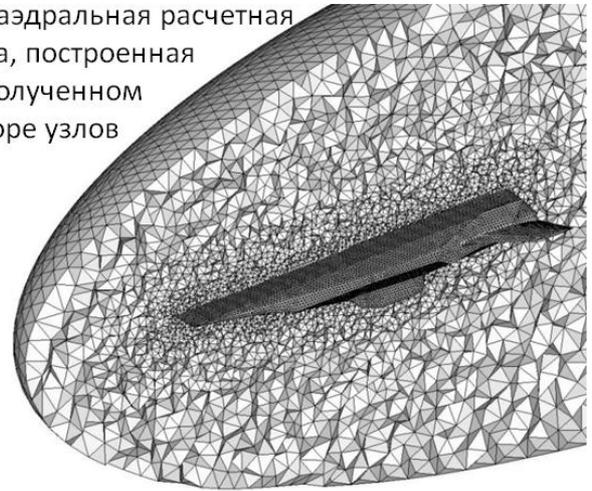


Рис. 3. Пример использования молекулярно-динамического метода для построения тетраэдральной неструктурированной сетки с целью трехмерного моделирования внешнего обтекания модели ГЛА X-43. Размерность сетки 895103 тетраэдральных элементов

Третья глава посвящена разработке трехмерной газодинамической модели гиперзвуковых летательных аппаратов на основе уравнений Навье – Стокса. В ней содержится обзор имеющихся в литературе методов вычислительной механики в частности газовой динамики и обоснование применения метода расщепления по физическим процессам при решении задач аэротермодинамики ГЛА, описанных в 4 – 6 главах.

Рассматривается трехмерная задача течения совершенного вязкого сжимаемого газа. Для столбца консервативных переменных $\mathbf{w} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ система уравнений Навье – Стокса может быть записана в векторном виде:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (5)$$

где $\mathbf{F}^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T$, $\mathbf{F}^y = (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T$, $\mathbf{F}^z = (\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T$ – проекции вектора конвективного потока; $\mathbf{G}^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T$, $\mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T$, $\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$ – проекции вектора вязкого потока; ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{\alpha\beta}$ – компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$); q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока.

Интегрирование системы уравнений газовой динамики (5) проводится с использованием метода расщепления по физическим процессам на неструктурированных тетраэдральных сетках, технология построения которых изложена во 2-й главе. Основная идея метода состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Навье – Стокса (5). Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Расчет каждого временного шага в свою очередь разбивается, на три этапа по аналогии с методом крупных частиц, изложенным в работе [5]. На первом этапе определяются промежуточные значения параметров потока без учета эффектов переноса. На втором этапе вычисляются эффекты переноса, учитывающие обмен между элементами – рассчитываются потоки массы через границы расчетных ячеек. На третьем этапе определяются в новый момент времени окончательные значения газодинамических параметров потока на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждого элемента и всей системы в целом. Аппроксимация уравнений на каждом этапе проводится с использованием элементов конечно-объемного подхода, в рамках которого определяются усредненные значения производных по контрольному объему (в данной работе по тетраэдральному элементу).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \oint_{S_i} f \mathbf{i} \cdot d\mathbf{S} \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha f_i^j, \quad (6)$$

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \mathbf{r}_{\alpha\beta}), i = 1 \dots N, j = 1 \dots 4, \alpha = x, y, z; \beta = x, y, z.$$

Здесь V_i – объем i -го тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – x , y или z -я составляющая единичной нормали j -й грани i -го элемента.

На основе разработанного метода построения неструктурированных расчетных сеток, рассмотренного во 2-й главе, и изложенного в данной главе метода решения уравнений газовой динамики, была создана серия компьютерных кодов (пакет программ), предназначенных для полного цикла численного моделирования на неструктурированных сетках трехмерной газодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов сложной конфигурации.

В четвертой главе, созданная трехмерная газодинамическая модель тестировалась сравнением с результатами расчетов, полученными с использованием вычислительного кода NERAT [6], разработанного в Институте проблем механики РАН и адаптированного к регулярному многоблочному типу сеток. В качестве тестового случая рассматривалась задача вязкого обтекания сферы гиперзвуковым потоком совершенного газа. Выбор простейшей сферической геометрии обусловлен не только удобством использования данного объекта для получения и анализа тестовых решений и проверки качества вычислительных алгоритмов. Сфера является также одним из важнейших элементов конструкции ГЛА.

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км и значениям числа Маха $M = 6$. Пример сравнения параметров ударного слоя у сферы, полученных с использованием реализованного в данной работе метода и компьютерного кода NERAT приведен на рис. 4. Из представленных результатов можно сделать вывод, что, несмотря на недостаточное число расчетных элементов в ударном слое при использовании неструктурированных сеток (по сравнению с регулярными многоблочными сетками), значения параметров в ударном слое предсказываются достаточно точно.

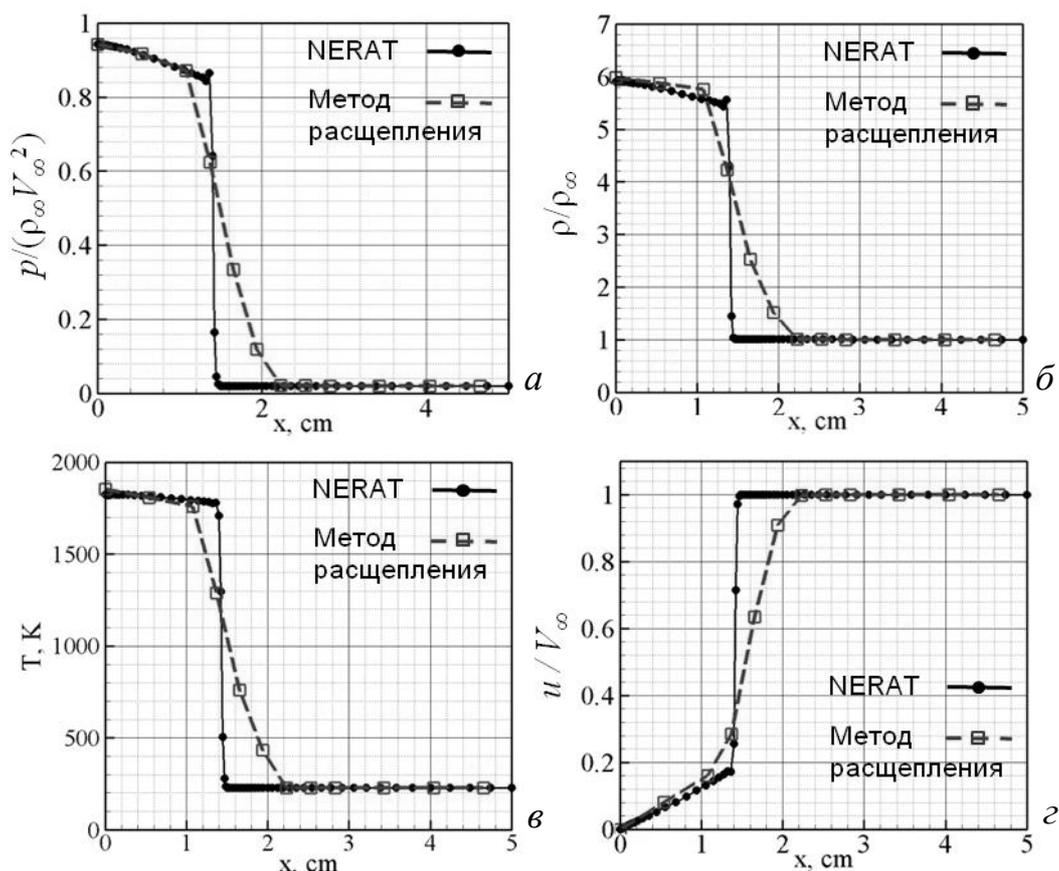


Рис. 4. Значения основных параметров потока вдоль передней критической линии тока: а – распределение давления; б – распределение плотности; в – распределение температуры; г – распределение продольной скорости

Также в данной главе рассматривалась иерархическая схема моделирования ГЛА сложной конфигурации. Расчеты аэротермодинамики полной компоновки ГЛА на максимально подробных сетках не обеспечивают опытно-конструкторские разработки предсказанием аэротермодинамических параметров с достаточной точностью, даже с использованием суперкомпьютеров, поэтому имеется единственная возможность – использовать реализованный в ИПМех РАН иерархический (многомасштабный) подход компьютерного моделирования, который включает следующие этапы:

1. Проводится трехмерное моделирование полной компоновки ГЛА на максимально подробной сетке с целью изучения общей картины течения и предсказания параметров потока в окрестности теплонапряженных элементов конструкции ГЛА (передняя кромка носовой части, кромка воздухозаборника двигательной установки, кромки элементов хвостового оперения).

2. С использованием параметров течения, рассчитанных на предыдущем этапе, как краевых условий, проводятся подробные расчеты аэротермодинамики наиболее теплонапряженных элементов конструкции ГЛА с использованием модели совершенного газа.

В настоящей главе исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания сферы проводится в рамках второго этапа указанной вычислительной технологии. Вопросам трехмерного обтекания сложной пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата в полной компоновке посвящена 6 глава диссертации.

В пятой главе приведены результаты применения разработанной трехмерной газодинамической модели на созданных неструктурированных расчетных сетках для исследования аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов (КА) различных конфигураций (Fire II [7], MSL [8], летательного аппарата сегментально-конической формы [9]) под углом атаки.

Параметры расчета обтекания КА Fire II (рис. 2) соответствовали высоте 35 км и одной из точек реальной траектории входа космического аппарата в атмосферу Земли [3]. Расчеты проводились в рамках модели совершенного вязкого газа. Течение предполагалось ламинарным во всей области.



Рис. 5. Некоторые особенности структуры поля течения около спускаемого аппарата Fire II

аэродинамические и тепловые характеристики вдоль передней (носовой) и задней поверхностей.

Вычисления выполнялись для различных углов атаки от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 20^\circ$

В данной главе исследовались особенности структуры полей течения и теплофизические процессы во всей возмущенной области вокруг аппарата от головной ударной волны до дальнего следа, поведение местных аэродинамических и тепловых характеристик. Изучалась структура сложных трехмерных вихревых течений у поверхности КА, проводилось исследование влияния угла атаки на поле течения, вихревые приповерхностные течения и местные

Наиболее яркие особенности структуры течения около КА Fire II отмечены на рис. 5 (представленные данные соответствуют нулевому углу атаки α). Из рисунка видно, что при $\alpha=0^\circ$ течение осесимметрично. Вариация угла атаки приводит к значительным изменениям структуры течения (рис. 6). Пограничный слой на наветренной стороне плотно прилегает к поверхности летательного аппарата. На подветренной стороне, напротив, происходит отрыв потока с образованием рециркуляционной зоны, пространственное положение и размеры которой определяются углом атаки. При возрастании угла атаки, головная ударная волна все больше прилегает к наветренной стороне (результат сильного сжатия потока), и отходит от подветренной стороны передней части летательного аппарата, застойная область, вблизи носовой части капсулы смещается вниз (рис. 6). Главный эффект от изменения угла атаки выражается в изменении формы и размера рециркуляционной области за капсулой. При значительных углах ($\alpha > 10^\circ$) ширина следа возрастает по сравнению с нулевым углом атаки (рис. 5, 6). Также на рис. 6 с помощью линий тензора касательных напряжений показана структура трехмерных вихревых течений у задней поверхности летательного аппарата Fire II при угле атаки $\alpha=15^\circ$. Похожие структуры течений для различных углов атаки были получены в работе [7].

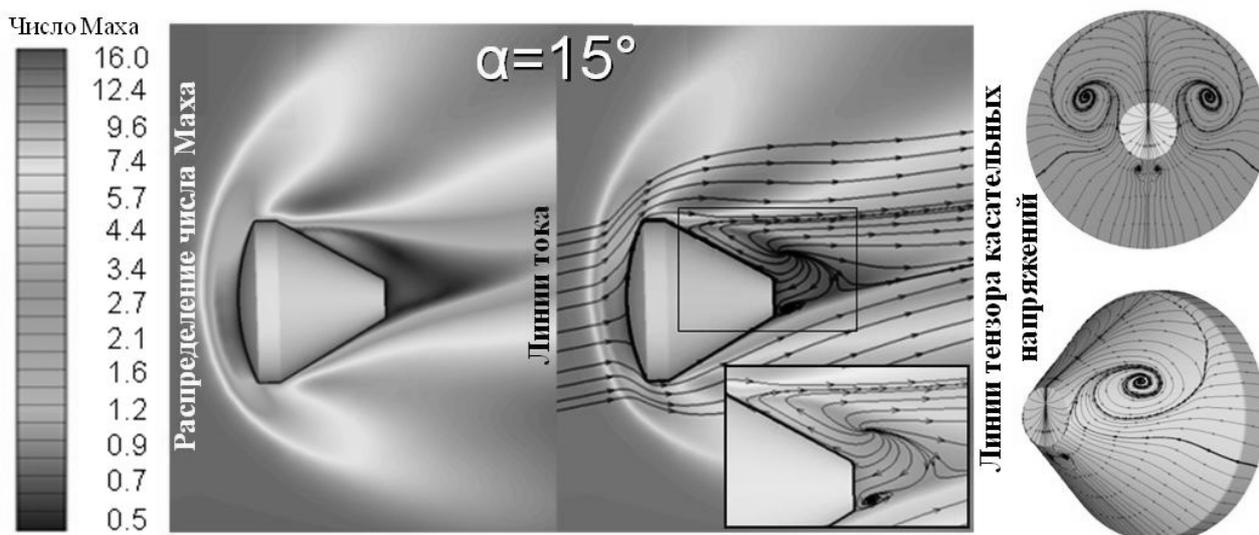


Рис. 6. Структура течения около Fire II при угле атаки $\alpha=15^\circ$ распределения чисел Маха, линии тока в плоскости наклона. Структура трёхмерных вихревых течений у задней поверхности летательного аппарата Fire II (линии тензора касательных напряжений на задней поверхности модуля)

Пример сопоставления данных по плотности конвективных тепловых потоков вдоль задней поверхности, полученных в настоящей работе, с результатами предыдущих вычислений [7] и данными летных испытаний [3] показан на рис. 7. Как видно из рисунка, результаты удовлетворительно согласуются с имеющимися экспериментальными и расчетными данными.

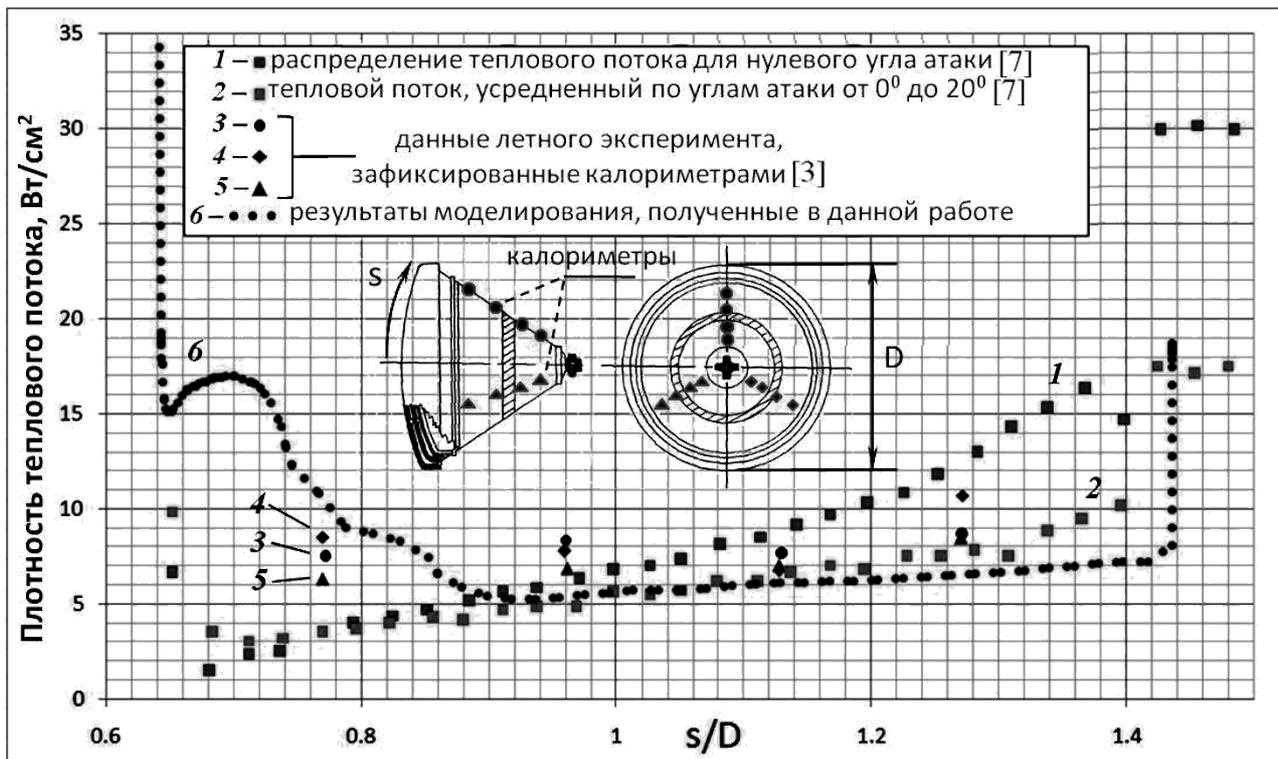


Рис. 7. Сравнение данных летного испытания [3] и результатов предыдущих вычислений [7] с результатами настоящей работы по распределению плотности теплового потока на задней поверхности

В шестой главе дан краткий обзор и анализ основных проблем аэротермодинамики, возникающих при проектировании перспективных ГЛА. Приведены результаты применения развитого численного метода на созданных неструктурированных расчетных сетках для моделирования внешнего гиперзвукового обтекания модели беспилотного самолета X-43 (рис. 3), испытательный полет которого проводился в рамках программы Нурер-X [4].

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км.

На основе компьютерного моделирования гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 исследованы основные закономерности поля течения и аэротермодинамики ГЛА при различных режимах, отличающихся значениями угла атаки и числами Маха. Расчеты выполнены для чисел Маха $M = 6 - 10$ и углов атаки от 0° до 15° . Получено представление о сложной структуре ударных волн, образующихся при обтекании пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата (рис. 8).

На рис. 9 показано как изменяется структура ударных волн, образующихся при обтекании сложной пространственной модели ГЛА при вариации скорости и угла атаки, а также взаимодействие ударных волн и их отражение в проточном тракте ГПВРД. Из рисунка видно, что важной особенностью газодинамической конфигурации поля течения является закономерное уменьшение угла наклона головной ударной волны при увеличении скорости полета. Из рисунка также следует, что заданная конфигурация ГЛА является

наиболее оптимальной для скорости полета $M = 10$. При указанной скорости, наибольшей из исследованного набора скоростей, и малых углах атаки, ударная волна ближе всего примыкает к нижней обечайке ГПВРД (рис. 9).

При гиперзвуковых скоростях летательный аппарат испытывает экстремальные тепловые нагрузки. Распределения температур по поверхности ГЛА показаны на рис. 10 для чисел Маха $M = 6$ (а) и 10 (б). Наибольший нагрев поверхности наблюдается на кромке носовой части ГЛА, и на кромке воздухозаборника энергетической установки. Несколько меньший нагрев отмечается на передних кромках элементов рулевого управления. Наибольшая температура в потоке на передней кромке изменяется от $T = 1503$ К до 2400 К при изменении скорости в диапазоне $M = 6 - 10$.

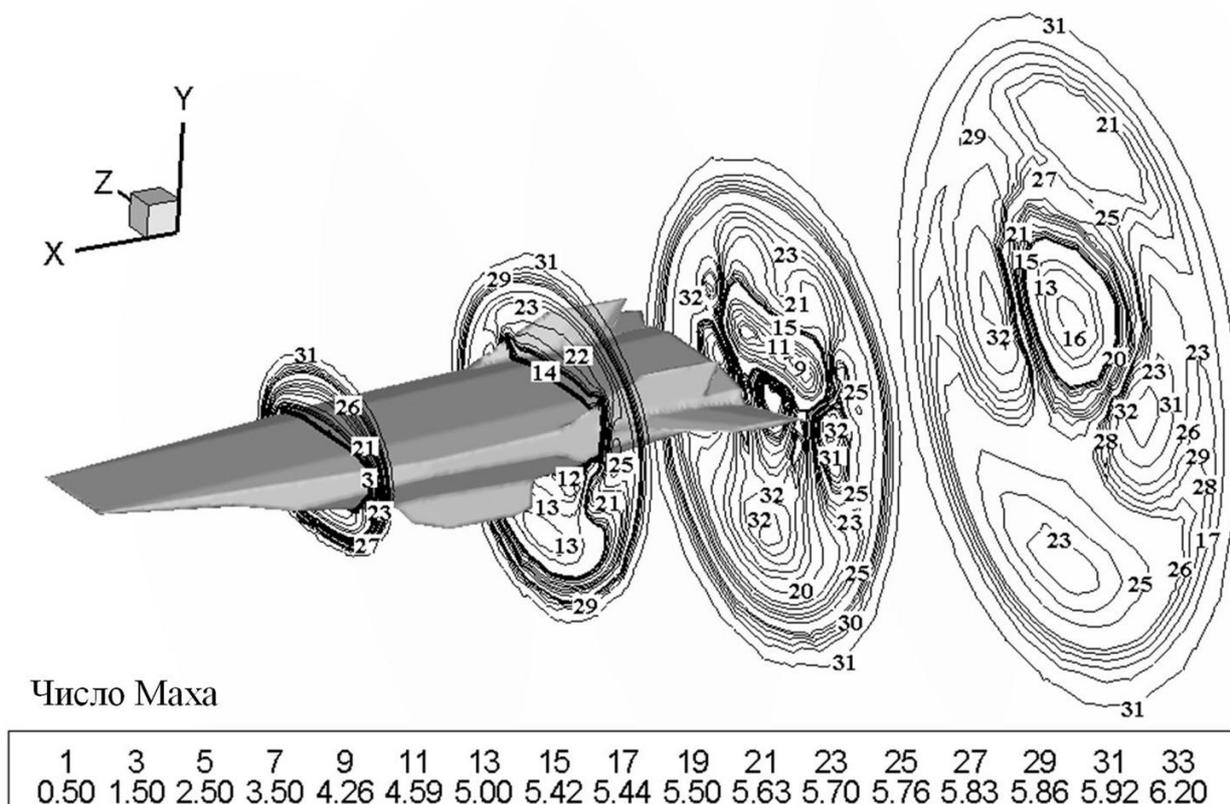
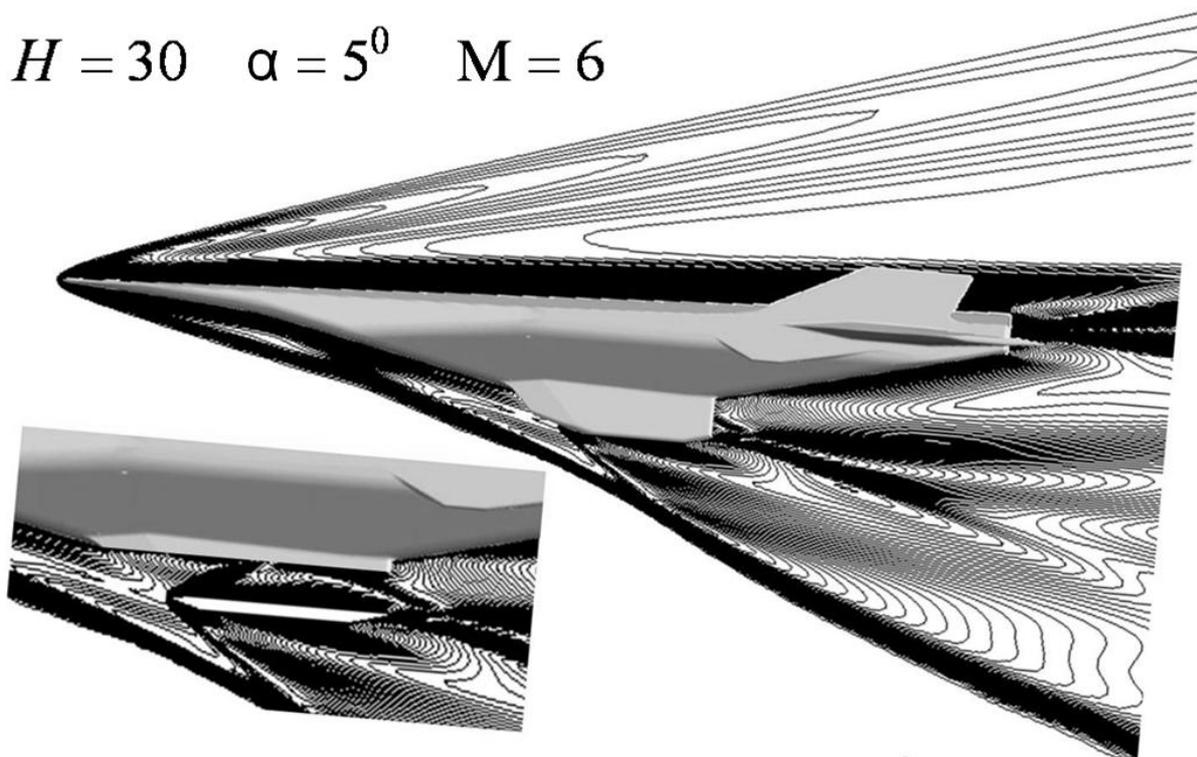


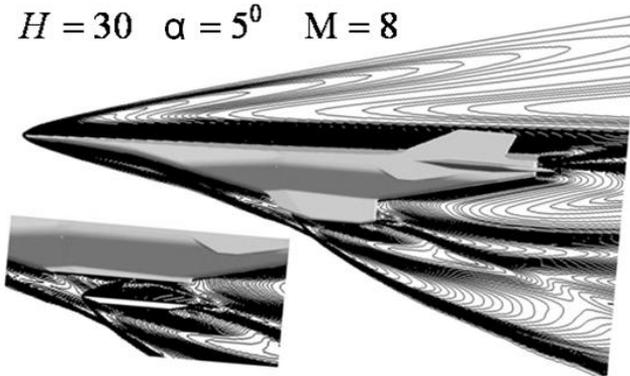
Рис. 8. Трехмерное поле течения (числа Маха) около X-43 при скорости полета $M = 6$ на высоте 30 км под нулевым углом атаки

Для каждого режима вычислены интегральные аэродинамические характеристики модели ГЛА X-43, коэффициенты подъемной силы C_L , коэффициенты силы лобового сопротивления C_D . На основе этих результатов получены зависимости аэродинамического качества K гиперзвуковой компоновки от числа Маха и угла атаки.

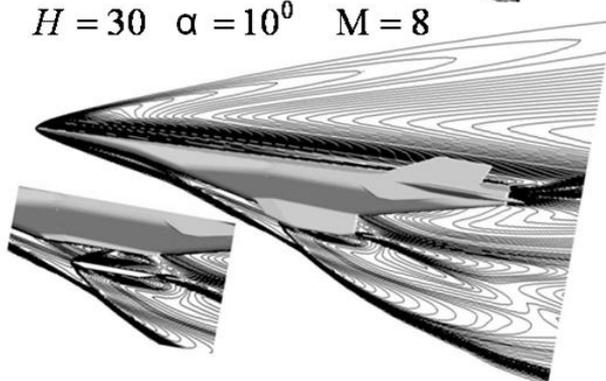
$H = 30$ $\alpha = 5^\circ$ $M = 6$



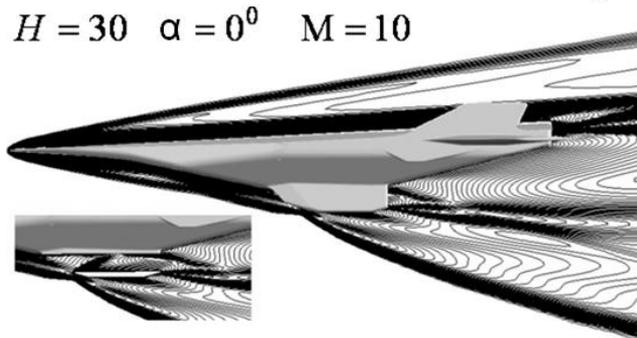
$H = 30$ $\alpha = 5^\circ$ $M = 8$



$H = 30$ $\alpha = 10^\circ$ $M = 8$



$H = 30$ $\alpha = 0^\circ$ $M = 10$



$H = 30$ $\alpha = 10^\circ$ $M = 10$

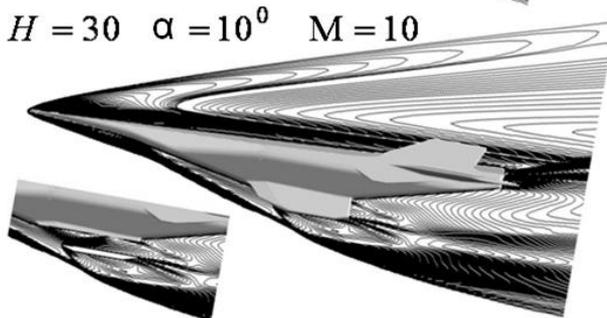


Рис. 9. Изменение структуры течения около X-43 с ростом числа Маха при различных углах атаки на высоте 30 км

В диапазоне от 0° до 15° , с ростом угла атаки аэродинамическое качество возрастает, достигая своего максимального значения при $\alpha = 8^\circ$, затем снижается (рис. 11). Величина максимального аэродинамического качества уменьшается с ростом числа Маха.

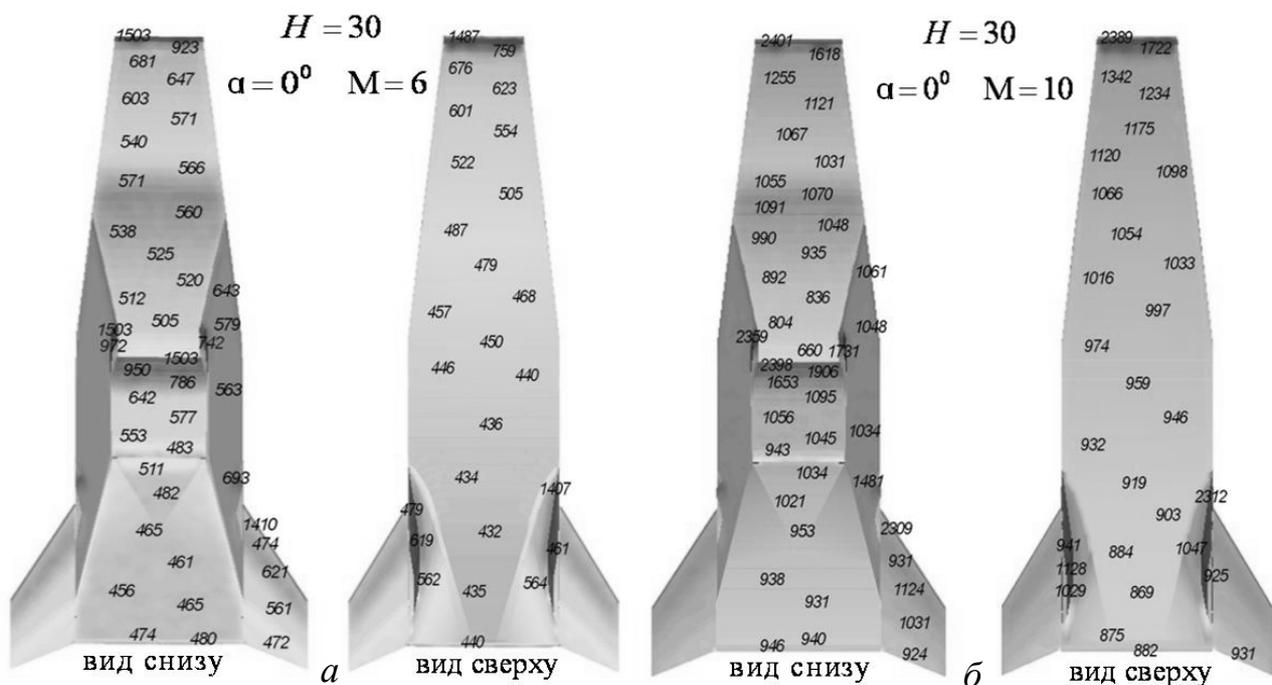


Рис. 10. Тепловые характеристики поверхности ГЛА X-43.
Температура поверхности: а – $M = 6$; б – $M = 10$

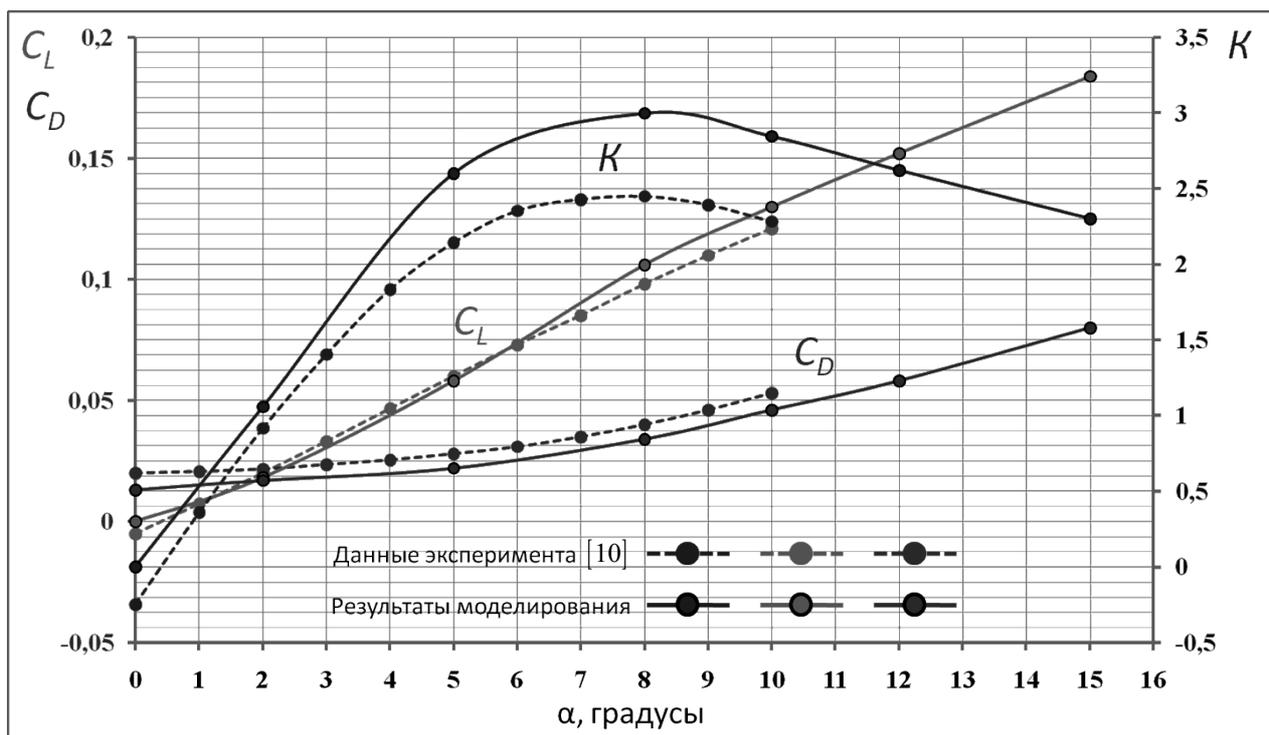


Рис. 11. Аэродинамические характеристики X-43 при различных углах атаки и $M = 6$.

Для условий полета $M = 6$ проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Результат сопоставления аэродинамических характеристик ГЛА X-43, полученных методами численного моделирования и

экспериментальных исследований летательного аппарата в аэродинамической трубе [10] также показан на рис. 11 (точки соответствующие экспериментальным данным соединены пунктирной линией). Как видно из рисунка получено хорошее качественное и удовлетворительное количественное соответствие экспериментальных и расчетных данных по интегральным аэродинамическим характеристикам.

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в работе, отражающие ее научную новизну и практическую значимость.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработан численный метод построения двумерных и трехмерных неструктурированных расчетных сеток с использованием молекулярно-динамического моделирования. Предложен метод адаптации сеток, создаваемых по данной технологии, к криволинейным границам сложной формы. На основе предложенного метода создан генератор неструктурированных расчетных сеток, позволяющий строить двумерные и трехмерные, однородные и адаптивные неструктурированные расчетные сетки для различных задач механики сплошной среды. С использованием созданного генератора построены расчетные сетки для ГЛА различного назначения.
2. Разработан компьютерный код, предназначенный для численного моделирования трехмерной аэротермодинамики элементов конструкции и полных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов на основе уравнений Навье – Стокса.
3. На основе построенной модели проведен расчет аэротермодинамики различных конфигураций спускаемых космических аппаратов и гиперзвукового летательного аппарата сложной формы (типа X-43).
4. Созданный при выполнении работы программный комплекс, ориентированный на неструктурированные сетки, позволил решить ряд практически важных задач по расчету аэротермодинамики ГЛА.

СПИСОК ЦИТИРУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Verlet L. Computer experiments on classical fluids // Phys. Rev. 1967. V. 159. № 98. P. 98 – 103.
2. Скворцов А.В. Триангуляция Делоне и её применение. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2002. – 127 с.
3. Slocumb T.H. Project Fire flight II afterbody temperatures and pressures at 11.35 kilometers per second / NASA TM X-1319. 1966.
4. Reubush D.E., Nguyen L.T., Rausch V.L. Review of X-43A return to flight activities and current status // AIAA 2003-7085. 2003. 12 p.

5. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
6. Суржиков С.Т. Метод расчета сверхзвукового обтекания сферы на основе AUSM конечно-разностных схем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – Сер. “Машиностроение”. 2005. № 3. С.7 – 33.
7. Sinha K., Vadivelan C. Effect of angle of attack on re-entry capsule afterbody flowfield // AIAA Paper 2008-1283.
8. Hollis B. R., Collier A. S. Turbulent aeroheating testing of Mars Science Laboratory entry vehicle in perfect-gas nitrogen // AIAA Paper 2007-1208. 2007. 20 p.
9. Borovoi V.Ya., Skuratov A.S., Surzhikov S.T. Study of convective heating of segmental-conical Martian descent vehicle in shock wind tunnel // AIAA Paper 2004-2634. 2004.
10. Engelund W. C., Holland S. D., Cockrell C. E. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the Hyper – X flight research vehicle // ISOABE. 1999. 12 p.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование поля течения при входе в атмосферу земли спускаемого аппарата с аэродинамическим качеством // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – Сер. "Машиностроение". 2009. №2. С. 3 – 25.
2. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Численный анализ конвективного нагрева двух моделей спускаемых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – Сер. "Машиностроение". 2009. №3. С. 3 – 15.
3. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – Сер. "Машиностроение". 2010. №1. С. 3 – 19.
4. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение пространственных неструктурированных сеток для задач аэротермодинамики методом молекулярной динамики // Доклады Академии наук. 2011. Т.439. №1. С. 42 – 47.
5. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет дозвукового обтекания локальной области тепловыделения // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Т.7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-034.pdf>.
6. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания цилиндра // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Т.7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-035.pdf>.

7. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Поле течения около космического аппарата Fire II под углом атаки // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-020.pdf>.
8. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики двух типов моделей спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-025.pdf>.
9. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение двумерных неструктурированных сеток методом молекулярной динамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т.11. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-031.pdf>.
10. Железнякова А.Л. Влияние профиля днища корпуса на аэродинамические характеристики гиперзвукового летательного аппарата Х-43 // Труды XVII Школы – семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева, Жуковский, Россия, 2009. Т.1. С. 90 – 93.
11. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика лазерных волн // Труды 50-й научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук”, Москва – Долгопрудный, 2007. Часть IV. С. 32.
12. Zheleznykova A., Surzhikov S. Flow field around Fire II space vehicle under angle of attack // Proc. of ‘The 3rd Int. Workshop on Radiation of high Temperature Gases in Atmospheric Entry’, Heraklion, Greece, 30 September – 3 October 2008 (CD).
13. Kuzenov V., Petrusev A., Zheleznykova A., Surzhikov S. Numerical study of convective heating of space vehicle of two different forms // Proc. of ‘The 3rd Int. Workshop on Radiation of high Temperature Gases in Atmospheric Entry’, Heraklion, Greece, 30 September – 3 October 2008 (CD).
14. Zheleznykova A., Surzhikov S. Triangular mesh generation by molecular dynamics method // Proc. of ‘The 4rd Int. Workshop on Radiation of high Temperature Gases in Atmospheric Entry’, Lausanne, Switzerland, 12 – 15 October 2010 (CD).
15. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение трехмерных неструктурированных сеток методом молекулярной динамики / Препр. ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. № 933. 2010. 106 с.
16. Железнякова А.Л., Крюков И.А., Суржиков С.Т. Сложный теплообмен тел простейшей формы при гиперзвуковом обтекании // Пятая Российская национальная конференция по теплообмену. Тезисы докладов. Москва, 2010. Т.2. С. 122 – 125.

Личный вклад автора в работах, опубликованных в соавторстве с научным руководителем, заключается в программной реализации молекулярно-динамического метода построения двумерных и трехмерных неструктурированных расчетных сеток; программной реализации численных

методов расчета трехмерной газодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов на неструктурированных сетках; разработке концепций программ; создании и реализации вычислительных алгоритмов; отладке и тестировании программных кодов.

Автором лично созданы пространственные неструктурированные расчетные сетки для решения задач аэротермодинамики космических аппаратов и гиперзвуковых аппаратов атмосферного полета; проведены расчетные исследования аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов и гиперзвуковых летательных аппаратов специального назначения, анализ результатов и их сопоставление с экспериментальными и другими расчетными данными.

Постановка задач, разработка молекулярно-динамического метода построения расчетных сеток, разработка математических моделей проводились совместно с научным руководителем С.Т. Суржиковым.

Автор выражает благодарность научному руководителю член-корр. РАН, проф. С.Т. Суржикову за руководство работой, постоянное внимание и ценные советы, а также благодарит И.А. Крюкова, В.В. Кузенова, М.К. Ермакова, А.А. Горбунова, Л.Б. Рулеву, М.А. Котова, А.С. Дикалюка, Д.А. Андриенко за плодотворные обсуждения и полезные замечания.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МОДЕЛИ
ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Железнякова Александра Львовна

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Подписано к печати 7 октября 2011 г. Заказ № 20-2011. Тираж 100 экз.

Отпечатано на ризографе Учреждения Российской академии наук
Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, проспект Вернадского д.101, корп.1