

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНЕГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА X-51

А.Л. Железнякова

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101-1*

Аннотация

В работе представлены результаты расчетно-теоретического исследования гиперзвукового обтекания пространственной модели высокоскоростного летательного аппарата сложной формы X-51. Расчеты выполнены с использованием программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) произвольной конфигурации, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН (ИПМех РАН). Выбор конфигурации ГЛА обусловлен наличием экспериментальных данных, которые были получены в ходе наземных и летных испытаний демонстрационного беспилотного аппарата X-51, проведенных с 2006 по 2013 год в рамках программы SED-WR (X-51A) по созданию летательного аппарата с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД). На примере решения задачи внешнего обтекания ГЛА X-51 исследуются возможности разработанной аэротермодинамической модели. Для исследуемой конфигурации получен полный набор аэротермодинамических данных, представляющих интерес для разработчиков ГЛА: конфигурация поля течения; структура и характер взаимодействия ударных волн, образующихся при обтекании пространственной модели ГЛА; тепловые характеристики поверхности; локальные и интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата; характер изменения указанных характеристик от числа Маха и угла атаки в широком диапазоне полетных условий.

NUMERICAL SIMULATION OF HYPERSONIC EXTERNAL FLOW AROUND MODEL OF VEHICLE X-51

Alexandra L. Zheleznyakova

Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

Results of theoretical and computational study of hypersonic flow around three-dimensional model of high speed aircraft X-51 are presented. The numerical simulation is conducted using the code developed in Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS). The vehicle configuration selection is caused by the presence of the experimental data. Numerical simulation of hypersonic external flow around model of vehicle X-51 is performed for the purposes of verifying a developed numerical simulation capability. The integral aerodynamic properties, lift coefficients, drag coefficients and aerodynamic performance for different angles of attack and Mach numbers are done. Effects of varying angle of attack and velocity on the hypersonic flow field and on the surface properties were investigated.

1. ВЕДЕНИЕ

Более чем за сорокалетний период исследований в области гиперзвуковых технологий была создана обширная экспериментально-исследовательская база, позволяющая перейти к практической реализации гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), имеющих диапазон скоростей на крейсерском режиме $4 \leq M \leq 12$, включая пилотируемые и беспилотные самолеты различных классов и назначения. С 2001 года в США начали проводиться полномасштабные летные испытания аппаратов, оснащенных гиперзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ГПВРД). В период с 2001 по 2004 год в рамках программы Нурег-X [1–3] было проведено три испытания демонстрационного беспилотного самолета X-43A. Несмотря на то, что проект Нурег-X не получил дальнейшего развития, положительные результаты, достигнутые в ходе его выполнения, послужили основой для программы EFSEFD (Endothermically Fueled Scramjet Engine Flight Demonstrator) – летный демонстратор с охлаждаемым топливом гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем,

позже переименованной в SED-WR (Scramjet Engine Demonstrator – WaveRider) – волнолет, демонстрирующий работу ГПВРД [4–7]. Программа была направлена на увеличение времени автономного полета аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Главными задачами проекта являлись: получение экспериментальных данных о работе силовой установки в условиях реального полета и их сравнение с результатами наземных испытаний; демонстрация работоспособности охлаждаемого топливом прямоточного воздушно-реактивного двигателя; создание автономного беспилотного гиперзвукового летательного аппарата типа “волнолет” X-51A WaveRider, способного развить скорость $M > 6$; демонстрация возможности создания ГПВРД масштабируемой размерности – как малых, так и больших, предназначенных для решения различных задач (от создания гиперзвуковой крылатой ракеты малых размеров до систем оперативной доставки грузов на околоземную орбиту); разработка материалов, интеграция планера и двигателя, дальнейшее развитие ключевых технологий, необходимых для полетов со скоростями $M = 4 - 10$.

Работы по программе EFSEFD начались в 2003 году. С 2003 по 2007 год проведены успешные испытания первых опытных образцов охлаждаемых топливом ГПВРД и двигательной установки X-51A, работающей на обычном углеводородном топливе. К середине 2007 года было завершено проектирование планера аппарата принципиально новой конструкции типа “волнолет” – ГЛА X-51A WaveRider. С 2010 по 2013 год проведены четыре летных испытания демонстратора X-51A WaveRider. В рамках летной части программы были изготовлены четыре экспериментальных беспилотных гиперзвуковых аппарата X-51A. Длина летательного аппарата составляет 4.27 м. Аппарат рассчитан на высоту полета от 23000 м, общее время полета 6 мин и максимальную дальность 850 км. Масса летательного аппарата 1814 кг.

Первый полет X-51A состоялся в мае 2010 года [4]. Аппарат X-51A запускался с борта бомбардировщика B-52 на высоте 12000 – 15000 м, после чего разогнался до скорости $M \sim 4.5$ с помощью твердотопливного ракетного двигателя. На высоте около 20000 м происходил запуск ГПВРД. В ходе летных испытаний двигательная установка летательного аппарата проработала 143 с из планируемых 240 с. Несмотря на то, что возникшие технические проблемы в работе двигателя привели к преждевременному отказу силовой установки, полет с включенной тягой ГПВРД продолжался дольше, чем любое предыдущее летное испытание за всю историю освоения гиперзвуковых скоростей. Кроме этого, в летном эксперименте был впервые опробован гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, использующий обычное углеводородное топливо. Предшествующий рекорд по длительности работы ГПВРД в условиях реального полета был установлен в 2004 году в ходе летного эксперимента, проведенного в рамках программы Нурег-X [1–3]. Хотя испытание X-43 проводилось при больших скоростях ($M=10$), двигатель работал всего 12 с и использовал водород, что в настоящее время является менее предпочтительным из-за значительных технических сложностей, возникающих при применении водородного топлива, большей стоимости и неэффективности водорода при его использовании для охлаждения двигательной установки.

Следующие два испытания (в июне 2011 года [6] и августе 2012 года) закончились неудачей.

К четвертому тестовому полету все выявленные недоработки были устранены, и финальный этап летных испытаний беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A WaveRider, проведенный 1 мая 2013 года над Тихим океаном, завершился успешно [7]. Летательный аппарат отделился от борта бомбардировщика B-52 на высоте 15000 м. На высоте 13500 м был запущен твердотопливный ускоритель. С помощью ускорителя демонстратор был разогнан до $M = 4.8$. После отделения разгонной ступени на высоте 18200 м и зажигания ГПВРД, автономный полет X-51A WaveRider (с включенной тягой ГПВРД) продолжался три с половиной минуты. Гиперзвуковой летательный аппарат находился в воздухе (включая стадию планирования) более шести минут. За это время X-51A достиг скорости $M = 5.1$ и пролетел расстояние в 426 километров. Завершающий испытательный

полет оказался наиболее продолжительным из всех предшествующих запусков.

Определенные успехи, достигнутые в области гиперзвуковых скоростей, доказывают эффективность применения гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей для рассматриваемого класса летательных аппаратов.

При создании перспективных ГЛА проводят как экспериментальные, так и расчетно-теоретические исследования аэродинамических характеристик и особенностей обтекания интегральных компоновок гиперзвуковых аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями.

Проведение летных экспериментов необходимо, поскольку в лабораторных условиях крайне сложно моделировать эффекты реального газа, процессы нагрева конструкций и горения в двигателях. Летные испытания позволяют проверять в реальных условиях все новые концепции и решения, которые заложены на стадии проектирования и исследований, но требуют очень больших материальных затрат, поэтому в настоящее время возрастает роль численного моделирования. Численные исследования обтекания предполагаемых конфигураций летательного аппарата сокращают затраты на проведение испытаний в аэродинамических трубах. При этом в процессе расчета возможно определение всех параметров течения, тогда как в эксперименте удается измерять лишь отдельные газодинамические величины. В свою очередь развитие численных методов решения указанных задач напрямую зависит от надежных экспериментальных данных, которые необходимы для верификации выбранных моделей и методов вычислительной аэротермодинамики. Поэтому тщательная проверка используемых методов и моделей должна быть основана на сравнительном анализе численных и экспериментальных результатов.

Благодаря стремительному развитию вычислительных методов и компьютерных технологий реализации физических моделей на современных персональных и многопроцессорных комплексах, вычислительный эксперимент становится одним из важнейших составных элементов научно-технологической программы создания ГЛА. Задачами данной работы являются: разработка средств математического моделирования и изучение принципиальной возможности создания достоверной модели аэротермодинамики интегральных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов.

В работе [8] сделана первая попытка выполнить полный цикл математического моделирования аэротермодинамики интегральной компоновки ГЛА, от построения цифрового аналога поверхности летательного аппарата и создания поверхностной и объемной неструктурированных сеток, до численного интегрирования пространственных уравнений газовой динамики.

2. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МОДЕЛИ

Сложная картина взаимодействующих ударных волн, образующихся при обтекании модели летательного аппарата X-51 в полной компоновке, рассчитывалась с использованием программного комплекса, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН).

Вычислительный комплекс ориентирован на неструктурированные сетки, построение которых проводится с применением молекулярно-динамического моделирования (технология построения трехмерных поверхностных и объемных неструктурированных расчетных сеток подробно изложена в работах [9, 10]). Возможности молекулярно-динамического метода позволяют учитывать специфику решаемых задач и удовлетворять дополнительным требованиям, предъявляемым к сеткам: качество сетки на поверхности и вблизи обтекаемого тела должно быть достаточным для разрешения тонкого пограничного слоя и обеспечения выполнения граничных условий с достаточной точностью. Предложенная технология позволяет создавать сгущения узлов в зонах больших градиентов как вблизи границ, так и в самом объеме расчетной области (на фронтах сильных ударных волн, образующихся при гиперзвуковом обтекании), строить адаптивные сетки для сложных расчетных областей, использовать поверхности, импортированные из современных CAD-систем, например, SolidWorks. Созданные с ее использованием расчетные сетки отличаются высокой однородностью и хорошим качеством.

Расчеты выполнялись по нестационарной схеме сквозного счета, без предварительного выделения поверхностей разрывов. Интегрирование системы уравнений газовой динамики на неструктурированной сетке проводилось с использованием метода расщепления по физическим процессам. Принцип расщепления давно применяется в вычислительной математике и аэродинамике [11] и большинство расчетных методик основаны в той или иной степени на этом принципе [12]. Специфику разработанной методики составляют алгоритмические решения самой процедуры расщепления, позволяющие применить предложенную технологию на неструктурированных тетраэдральных сетках. Использование данного метода на нерегулярных сетках позволяет получить общие характеристики потока сжимаемого газа для широкого диапазона скоростей, и дает возможность изучать картину трехмерного течения со сложной конфигурацией ударных волн.

В данной работе 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:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{F}^x &= (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T, \\ \mathbf{F}^y &= (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T, \\ \mathbf{F}^z &= (\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T \text{ – проекции} \\ &\text{вектора конвективного потока;} \\ \mathbf{G}^x &= (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T, \end{aligned}$$

$$\mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T,$$

$$\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T \text{ – проекции}$$

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. Полная система уравнений Навье–Стокса используется совместно с уравнением состояния совершенного газа.

Основная идея метода состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Навье–Стокса (1). Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Расчет каждого временного шага разбивается, на несколько этапов. 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.

Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках данного подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (тетраэдральному элементу).

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

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta}),$$

$$i = 1 \dots N, \quad j = 1 \dots 4, \quad \alpha = x, y, z; \quad \beta = x, y, z.$$

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.

Значения параметров на гранях расчетных элементов находятся из решения задачи о распаде произвольного разрыва на границах ячеек по классической схеме AUSM, предложенной в [13].

3. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ГЛА X-51

Разработанные в ИПМех РАН численные методики были применены для моделирования процесса обтекания пространственной модели ГЛА сложной формы схожего с летательным аппаратом X-51.

Виртуальная модель сложной поверхности ГЛА X-51 (рис. 1) создавалась с применением CAD (Computer Aided Design) системы SolidWorks [14]. Следует подчеркнуть, что в рассматриваемой задаче, разрабатывалась приближенная геометрическая модель летательного аппарата, восстановленная по эскизам, представленным в [4–7]. Модель не является полным аналогом ГЛА X-51, но, несмотря на некоторые

отличия от реальной конфигурации, компьютерная модель поверхности учитывает специфические особенности геометрии и содержит все конструктивные элементы летательного аппарата (рис. 1). Выбор в качестве прообраза ГЛА X-51 обусловлен наличием экспериментальных данных [4–7], которые были получены в ходе наземных и летных испытаний демонстрационного беспилотного аппарата X-51, проведенных с 2006 по 2013 год в рамках программы SED-WR. Разработанная трехмерная компьютерная модель аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов сложной формы позволяет использовать имеющиеся экспериментальные данные для тестирования созданной расчетной модели и реализующего ее программного комплекса.

При расчетах обтекания модели X-51 задавались исходные данные, отвечающие условиям летного эксперимента на активном участке траектории, где

$H=24384$ м (80000 футов) (табл. 1) [4–7]. Также проведены вычисления для широкого диапазона скоростей $M = 8 - 10$ и углов атаки от 0° до 80° .

Таблица 1

Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 24384 м (80000 футов)

Высота, м	24384
Число Маха	5.1, 8 – 10
Угол атаки, градусы	0, 2, 4, 6, 8
Температура, К	221
Давление, Па	2799
Плотность, кг/м ³	0.0442
Скорость звука, м/с	297.72
Динамическая вязкость, кг/(м·с)	$0.1445 \cdot 10^{-4}$

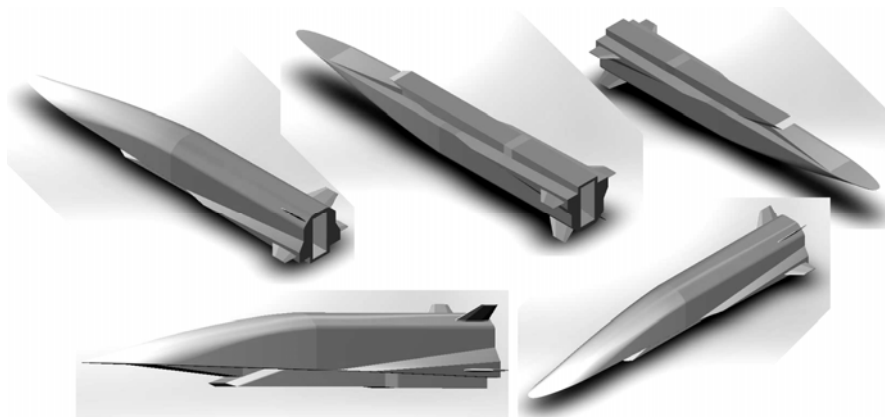


Рис. 1. Виртуальная модель поверхности X-51

4. РАСЧЕТНЫЕ СЕТКИ

Моделирование трехмерного поля течения около конфигурации летательного аппарата X-51 проводилось с использованием неструктурированных тетраэдральных сеток (рис. 2). Сеточные модели строились с учетом особенностей конструкции ГЛА X-51, сочетающей разномасштабные конструктивные элементы – протяженные поверхности и острые кромки корпуса, силовой установки, органов рулевого управления.

Для создания сеточных моделей применялся метод [9, 10], основанный на использовании молекулярно-динамического моделирования. Технология построения расчетных сеток разработана в ИПМех РАН как часть вычислительного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) произвольной конфигурации.

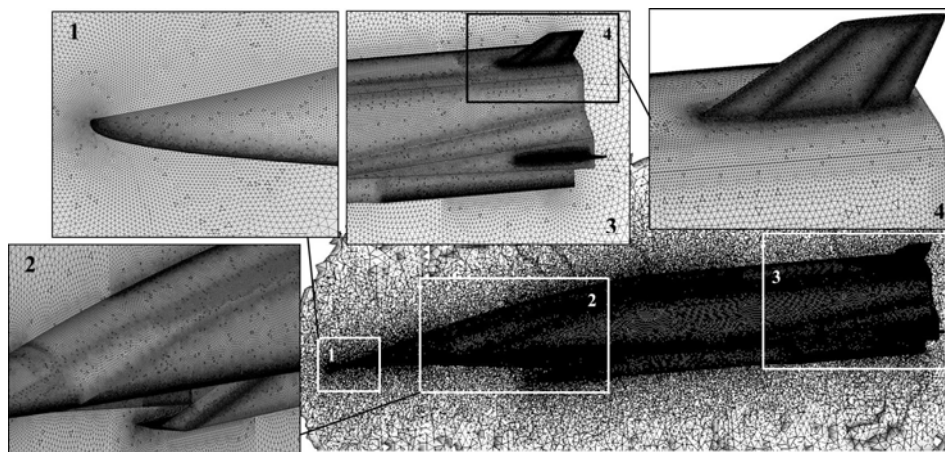


Рис. 2. Фрагменты трехмерной расчетной сетки. Структура сетки вблизи X-51 и на поверхности модели. Размерность сетки 14039046 тетраэдральных элементов

На рис. 2 представлены различные фрагменты трехмерной неструктурированной расчетной сетки, применявшейся для моделирования пространственного поля течения около конфигурации летательного аппарата Х-51. Рисунок дает представление о структуре сетки вблизи Х-51 (в центральном осевом сечении) и на поверхности модели. Плотность распределения узлов в объеме расчетной области значительно возрастает вблизи обтекаемого тела. Сетка на поверхности аппарата сгущается вблизи острых кромок, где наблюдаются наибольшие тепловые нагрузки (радиус скругления кромок составляет от 0.2 до 1 мм), а также вблизи особенностей геометрии и мелких конструктивных элементов. Применявшиеся в расчетах сетки имели размерность порядка 14 млн тетраэдральных элементов.

5. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

На рис. 3 приведены расчетные данные по распределению чисел Маха в центральной плоскости симметрии на высоте $H=24384$ м при скоростях полета $M=5.1$, $M=8$ и $M=10$, и углах атаки $\alpha=0^\circ$, $\alpha=6^\circ$. По рисункам можно проследить, как изменяется конфигурация поля течения в зависимости от скорости полета и угла атаки. Двигательная установка Х-51 интегрирована с планером, а нижняя поверхность корпуса летательного аппарата выступает в роли сопла ГПВРД. Из представленных результатов хорошо видно, как поток разгоняется под днищем корпуса до скоростей, превышающих скорость набегающего потока при $M=5.1$ и $M=8$. Также из рисунка можно сделать вывод, что скорость $M=10$ близка к максимально допустимой для исследуемой конфигурации. При данной скорости головная ударная волна почти попадает на кромку воздухозаборника ГПВРД (рис. 3). В рассматриваемом случае процессы горения не учитывались.

Рис. 4 дает представление о распределении температур (К) и давлений (Па) в центральном осевом сечении при скорости $M=5.1$ и угле атаки $\alpha=0^\circ$, что соответствует условиям летного эксперимента [7]. Крупно показаны распределения температур и давлений вблизи передней носовой кромки, где наблюдаются максимальные значения температуры и давления (рис. 4, сверху). Также на рисунке (ниже) приведены

соответствующие распределения параметров в проточном тракте ГПВРД и тепловые характеристики поверхности ГЛА (температура поверхности).

При $M=5.1$ максимальная температура в потоке вблизи обтекаемой передней кромки достигает $T=1370$ К. Из представленных данных видно, что газ значительно нагревается вблизи кромки воздухозаборника. Поток воздуха вблизи кромок рулевого управления также подвержен сильному нагреву.

Максимальные температуры наблюдаются на передней носовой кромке, на кромке обечайки воздухозаборника двигательной установки. Передние кромки хвостового оперения нагреты в меньшей степени, так как они расположены внутри конуса Маха. При скорости полета $M=5.1$ температура на самых теплонапряженных участках поверхности (передняя носовая кромка, кромки крыльев, кромка воздухозаборника) также достигает значений $T \sim 1370$ К.

По рис. 5 можно проследить, как изменяются коэффициенты давления C_p на верхней поверхности гиперзвукового аппарата для углов атаки от 0° до 8° при $M=5.1$. Незначительное увеличение угла атаки приводит к кардинальным изменениям картины обтекания. Из рисунков видно, что с ростом угла атаки увеличивается область разрежения над верхней поверхностью аппарата, где $C_p < 0$, т.е. статическое давление на поверхности ниже статического давления невозмущенного потока. При $\alpha=8^\circ$ отрицательные коэффициенты наблюдаются на большей части верхней поверхности. Причем минимальные значения коэффициентов давления на верхней поверхности изменяются незначительно, от -0.02 при $\alpha=0^\circ$ до -0.03 при $\alpha=8^\circ$.

На нижней поверхности, напротив, наблюдается рост избыточного давления. Коэффициент давления $C_p > 1$ на носовой кромке и передних кромках крыльев говорит о проявлении эффектов сжимаемости.

Аэродинамическая схема "волнолета", реализованная в конструкции Х-51, позволяет аппарату генерировать ударные волны с использованием носовой части. Возникающая ударно-волновая структура приводит к образованию области высокого давления под носовой частью планера, что обеспечивает создание подъемной силы и снижение лобового сопротивления.

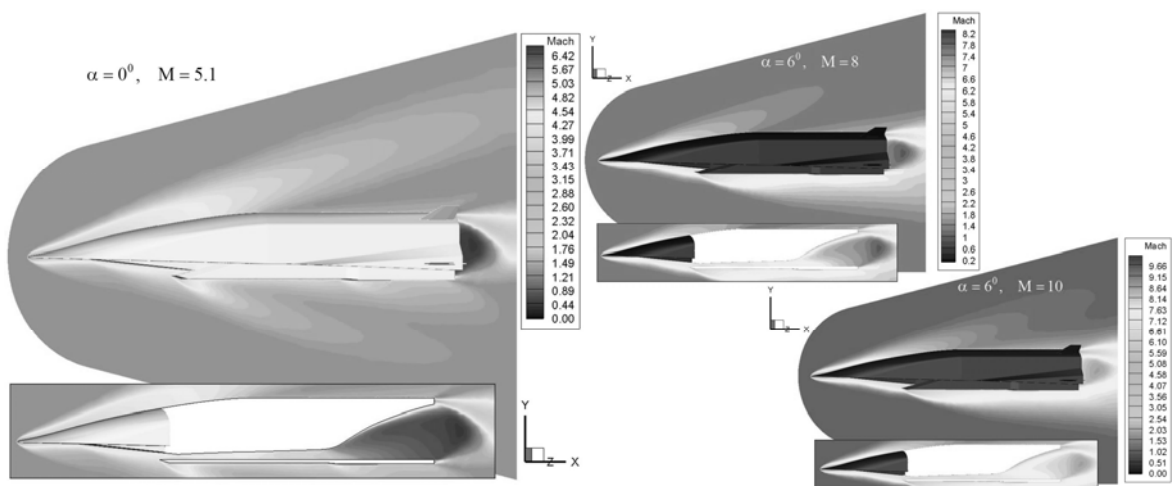


Рис. 3. Поля чисел Маха в центральном осевом сечении при различных скоростях полета и углах атаки

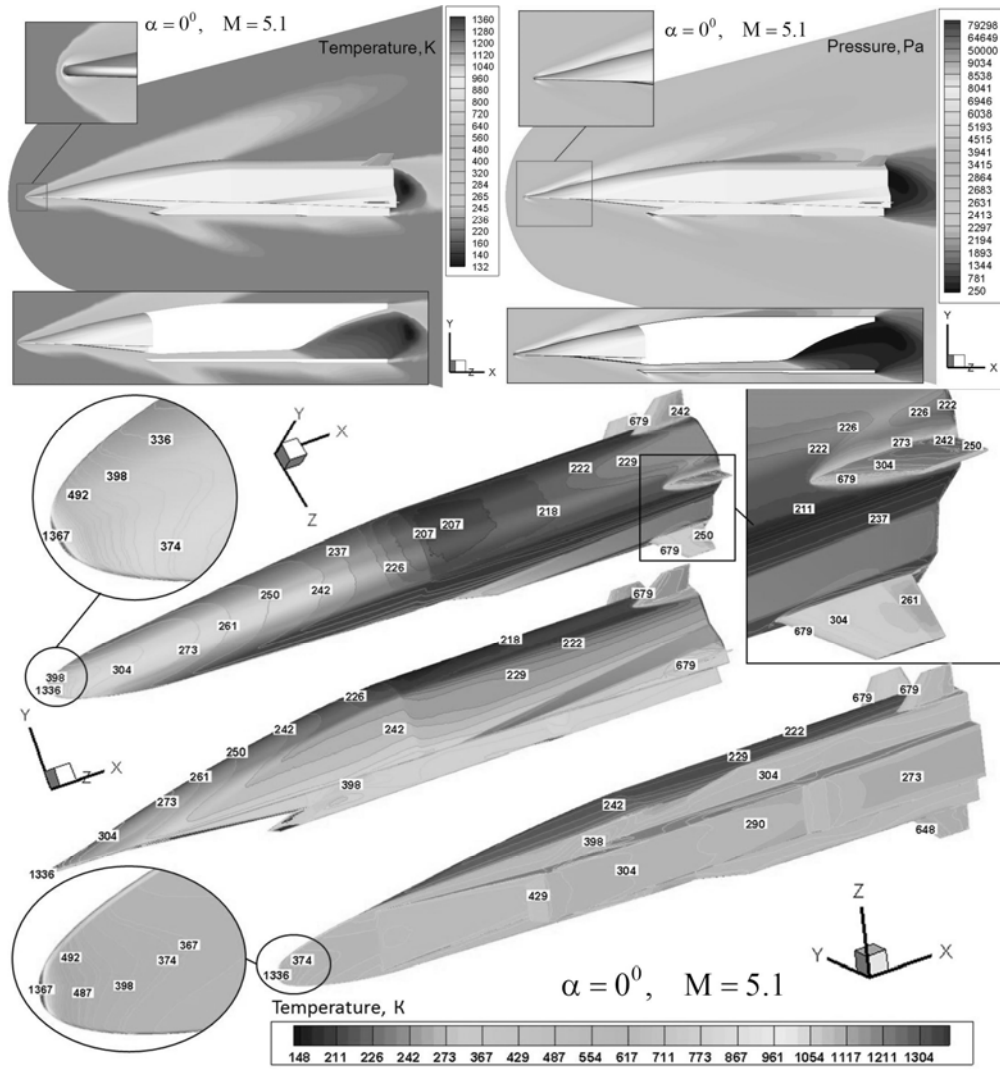


Рис. 4. Поля температур и давлений в центральном осевом сечении (вверху). Тепловые характеристики поверхности ГЛА X-51 (внизу) при $M = 5.1$, $\alpha = 0^\circ$. Данные расчета отвечают условиям летного эксперимента [7]

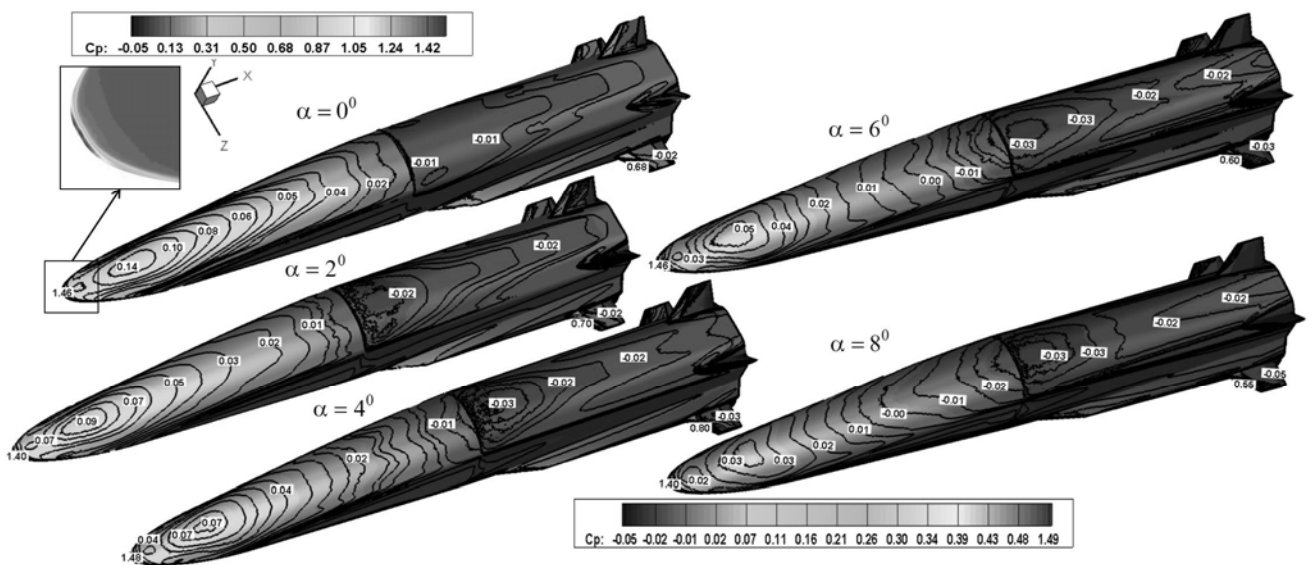


Рис. 5. Изменение коэффициентов давлений на поверхности X-51 с ростом угла атаки в диапазоне $\alpha = 0^\circ - 8^\circ$ при $M = 5.1$

Таблица 2

Аэродинамические характеристики ГЛА X-51 при различных режимах обтекания

Аэродинамические характеристики	Число Маха						
	M=5.1	M=5.1	M=5.1	M=5.1	M=5.1	M=8	M=10
	Угол атаки						
	0°	2°	4°	6°	8°	6°	6°
Коэффициент подъемной силы, C_L	-0.134	0.054	0.247	0.452	0.672	0.354	0.318
Коэффициент силы лобового сопротивления, C_D	0.141	0.136	0.146	0.173	0.219	0.119	0.103
Аэродинамическое качество, K	-0.95	0.39	1.68	2.61	3.08	2.98	3.1
Момент тангажа, M_z , Н·м	3012	1899	819	-244	-1331	-1539	-2864

Используемая схема обеспечивает высокое аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях. Недостатком аэродинамической схемы “волнолета” является некоторая неустойчивость (что будет обсуждаться ниже).

Кроме вычисления локальных характеристик теплообмена и силового воздействия потока на аппарат, для каждого из рассмотренных режимов обтекания вычислялись интегральные аэродинамические характеристики модели ГЛА X-51: аэродинамические моменты M_z , коэффициенты подъемной силы C_L , коэффициенты силы лобового сопротивления C_D , аэродинамическое качество K . Исследовались зависимости данных характеристик от числа Маха и угла атаки.

Вычисленные значения коэффициентов подъемной силы, коэффициентов силы лобового сопротивления, аэродинамического качества и момента тангажа M_z модели гиперзвукового аппарата X-51 для $M = 5.1, 8, 10$ и углов атаки в диапазоне $\alpha = 0^\circ - 8^\circ$ (для $M = 5.1$) приведены в таблице 2.

Интересно, что после разгона и вывода X-51 на расчетную высоту с помощью твердотопливного ракетоплана [4–7], вся сцепка поворачивалась на 180° по углу крена. Вывод летательного аппарата на положительный угол атаки, отделение разгонного блока и запуск ГПВРД проводились уже в “перевернутом” положении (двигатель находился над планером). Имея “обратную” ориентацию X-51 разогнался до расчетной скорости ($M=5.1$) и набрал нужную высоту (~24 400 м). Только после этого аппарат совершил обратный переворот.

Необходимость исполненного в ходе летного испытания маневра можно попробовать объяснить особенностями аэродинамики летательного аппарата X-51.

Из представленных данных видно, что исследуемая аэродинамическая конфигурация X-51 является продольно неустойчивой (неустойчивой по тангажу) на гиперзвуковых скоростях. При углах атаки в диапазоне от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha \sim 3^\circ$ на летательный аппарат действует значительный пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки (в настоящей работе пикирующий момент $M_z > 0$). Кроме этого, для данного диапазона углов подъемная сила либо отрицательна ($\alpha = 0^\circ - 1^\circ$), либо ее величина мала ($\alpha = 2^\circ - 3^\circ$). При углах атаки $\alpha = 0^\circ - 3^\circ$ полет X-51 будет крайне нестабильным, так как для выхода на устойчивый режим с небольшим моментом тангажа ($\alpha = 4^\circ - 6^\circ$) потребуются поворачивать рули управления на значитель-

ные углы, чтобы уравновесить пикирующий момент. Такая балансировка малоэффективна, следовательно, достигнутое состояние равновесия будет неустойчивым. Запустить в таких условиях ГПВРД с нерегулируемым воздухозаборником очень сложно. Переориентация аппарата на 180° позволяет изменить знак продольного момента, что будет способствовать увеличению угла атаки (при малых углах) до балансирующего значения ($\alpha = 4^\circ - 6^\circ$).

Движение на активном участке траектории, после обратного переворота, происходило под углом атаки не больше $5^\circ, 6^\circ$ что также можно объяснить особенностями аэродинамики X-51. При углах атаки $\alpha \geq 6^\circ$ возникает большой момент на кабрирование, стремящийся еще больше увеличить угол атаки. Следовательно, летательный аппарат также неустойчив по продольному моменту при $\alpha \geq 6^\circ$.

В настоящее время конфигурация типа “волнолет” зарекомендовала себя как одна из наиболее перспективных аэродинамических схем при полете на крейсерских гиперзвуковых скоростях. При высокой степени интеграции планера и двигателя, использование данной схемы при конструировании летательного аппарата обеспечивает не только высокую аэродинамическую эффективность, но и повышает КПД силовой установки.

Из таблицы 2 видно, что в диапазоне от 0° до 8° , аэродинамическое качество возрастает с ростом угла атаки. Кроме этого, при возрастании скорости потока значительно увеличивается момент тангажа (при фиксированном угле атаки), что может привести к потере устойчивости уже при $\alpha = 5^\circ, 6^\circ$ (см. табл. 2).

Из представленных данных также следует, что для исследуемой конфигурации характерен рост аэродинамического качества с увеличением скорости.

“Идеальная” конструкция волнолета подразумевает наличие присоединенной ударной волны, которая касается передней заостренной кромки летательного аппарата. Только в этом случае под нижней поверхностью ГЛА образуется обширная изолированная зона высокого давления, которая создает так называемую компрессионную подъемную силу. Летательный аппарат как бы опирается носовой кромкой на ударную волну, находясь на ее вершине. Отсюда и название – волнолет. Аэродинамическое качество идеального волнолета очень высоко (~14) [15].

Из соображений термической и механической прочности передние кромки необходимо скруглять. Даже маленькое затупление приводит к отходу ударной волны от скругленной носовой кромки, и часть сжатого газа под носовой частью аппарата перетекает в область разрежения над верхней поверхностью. Это приводит к падению разности давлений и снижению аэродинамического качества. Поэтому некоторый рост аэродинамического качества с увеличением скорости потока, возможно, происходит вследствие уменьшения отхода ударной волны при росте числа Маха, что препятствует перетеканию сжатого газа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Возможности программного комплекса, разработанного в ИПМех РАН, исследуются на примере внешнего гиперзвукового обтекания пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата сложной формы, испытания которого проводились в рамках программ SED-WR (X-51).

Для заданной конфигурации исследованы поля течения и теплофизические процессы во всей области от головной ударной волны до дальнего следа при различных режимах, отличающихся значениями угла атаки и числами Маха. Изучена конфигурация ударных волн, образующихся при обтекании сложной пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата. Исследовано влияние угла атаки и скорости потока на поле течения, аэродинамические и тепловые характеристики поверхности ГЛА. Для каждого режима вычислены интегральные аэродинамические характеристики: аэродинамические моменты, коэффициенты подъемной силы, коэффициенты силы лобового сопротивления. На основе этих результатов получены зависимости аэродинамического качества гиперзвуковой компоновки от числа Маха и угла атаки.

Полученные оценочные значения аэротермодинамических параметров могут быть использованы для дальнейших подробных расчетов аэротермодинамики отдельных теплонапряженных элементов на структурированных сетках.

Работа выполнена в Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН в рамках Программы фундаментальных исследований Отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления (ОЭММПУ) РАН «Аэротермомеханика и навигация гиперзвуковых летательных аппаратов» (руководитель проекта академик Д.М.Климов), а также в рамках грантов РФФИ №№ 07-01-0133, 10-01-00544, 13-01-00537, 13-08-12033-ОФим, 11-08-12072-ОФим, гранта Президента РФ № МК-5324.2014.1 для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук и программы сотрудничества ИПМех РАН и ВНИИА им. Н.Л.Духова.

Автор выражает благодарность своему научному руководителю, чл.-корр. РАН, проф. С.Т. Суржикову за идеи, положенные в основу данной работы и М.А. Котову за создание цифрового прообраза поверхности исследуемого ГЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. Drummound J.P., Bouchez M., McClinton C.R. Overview of NATO Background on Scramjet Technology // NATO report. 2002.
3. Engelund W.C., Holland S.D., Cockrell C.E. et al. Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle // ISOABE 99-7215. 1999. 12 p.
4. Boeing: [сайт]. Boeing X-51A WaveRider Breaks Record in 1st Flight // News releases, May 26, 2010. URL: <http://www.boeing.mediaroom.com>.
5. Hank J.M., Murphy J.S., Mutzman R.C. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program // 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, USA, April 2008. AIAA 2008-2540.
6. Mutzman R.C., Murphy J.S. X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 13 April 2011.
7. Boeing: [сайт]. Boeing X-51A WaveRider Sets Record with Successful 4th Flight // News releases, May 3, 2013. URL: <http://www.boeing.mediaroom.com>.
8. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Препр. ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. № 950. 2010. 82 с.
9. 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.
10. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Molecular dynamic-based unstructured grid generation method for aerodynamic application // Computer Physics Communication. 2013. Vol.184, pp.2711-2727.
11. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
12. Марчук Г.И. Методы расщепления. – М.: Наука, 1988. – 263 с.
13. Liou M. S., Steffen C. A New Flux Splitting Scheme – J. Comput. Phys., Vol. 107, 23-39, 1993.
14. Котов М.А., Кузенов В.В. Создание сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов системами САПР // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-039.pdf>
15. Jones K.D., Sobieczky H., Seebass A.R., Dougherty F.C. Waverider design for generalized shock geometries // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32. 1995. Pp.957–963.