

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА X-43

А.Л. Железнякова, С.Т.Суржиков

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

Аннотация

Рассмотрена задача численного моделирования внешнего гиперзвукового обтекания модели беспилотного самолета X-43. Методами вычислительной аэродинамики исследовалось возмущенное поле течения и теплофизические процессы во всей области от головной ударной волны до дальнего следа. Изучались конфигурация ударных волн, образующихся при обтекании сложной пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата, а также фиксировались области взаимодействия ударных волн с поверхностью аппарата. Исследовалось влияние угла атаки α и скорости потока на поле течения, аэродинамические и тепловые характеристики поверхности ГЛА. Также для каждого режима вычислялись интегральные аэродинамические характеристики X-43, коэффициенты подъемной силы C_y , коэффициенты силы лобового сопротивления C_x . На основе этих результатов получены зависимости аэродинамического качества K гиперзвуковой компоновки от числа Маха и угла атаки. Проведено сравнение данных летного эксперимента и испытаний X-43 в аэродинамической трубе с результатами численного моделирования.

NUMERICAL SIMULATION OF HYPERSONIC FLOW AROUND MODEL OF VEHICLE X-43

Results of numerical study of hypersonic flow around model of vehicle X-43 are presented. Effects of varying angle of attack and velocity on the hypersonic flow field and on the surface properties were investigated. The integral aerodynamic properties, lift coefficients, drag coefficients and aerodynamic performance for different angles of attack and Mach numbers are done. Results are compared with experimental data.

1. ВВЕДЕНИЕ

В последнее десятилетие в ведущих зарубежных странах повышенное внимание уделяется научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам, проводимым в интересах создания новых видов авиационной техники, в частности гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), имеющих диапазон скоростей на крейсерском режиме $4 \leq M \leq 10$, включая пилотируемые и беспилотные самолеты различных классов и назначения.

При проектировании гиперзвуковых летательных аппаратов приходится сталкиваться со специфическими аэродинамическими и теплофизическими проблемами [1].

По мере увеличения скорости полета возникает необходимость смены принципиальной схемы энергетических установок для обеспечения достаточной тяги. Турбореактивный двигатель (ТРД) может использоваться для полетов со скоростями $M < 3$. При числах Маха $M > 3$ необходимо переходить на прямоточный контур. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) эффективен при скоростях полета в диапазоне $3 \geq M \geq 6$ (при полете с числом Маха $M > 6$ и дозвуковом горении слишком сильно возрастает температура и давление в камере сгорания двигателя). При $M > 6$ целесообразно применять так называемые гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД). Торможение потока воздуха во входном устройстве ГПВРД происходит лишь частично, так что на протяжении всего остального тракта движение рабочего тела остается сверхзвуковым. При этом температура после сжатия относительно низка,

что позволяет сообщить рабочему телу значительное количество тепла.

ПВРД и ГПВРД, будучи эффективными при гиперзвуковых скоростях полета, неработоспособны при низких скоростях, и не могут самостоятельно стартовать и разгоняться. Поэтому, для достижения начальной скорости, при которой силовые установки становятся эффективными, аппарат с такими двигателями нуждается во вспомогательном приводе, который может быть обеспечен, например, твердотопливным ракетным ускорителем, или самолётом-носителем, с которого запускается аппарат с ПВРД или ГПВРД.

При гиперзвуковых скоростях полета аэродинамические характеристики всего планера летательного аппарата и его отдельных элементов будут существенно влиять на характеристики силовой установки, т.к. взаимодействие компоновки ГЛА сложной геометрии с гиперзвуковым потоком приводит к возникновению интенсивных взаимодействующих ударных волн. Поэтому важной концептуальной задачей проектирования ГЛА должна быть интеграция в единую систему фюзеляжа, крыльев и двигателя. При этом необходимо ограничивать допустимый диапазон углов атаки и область присоединения головного скачка (головной скачек уплотнения должен падать практически точно на нижнюю кромку воздухозаборника ГПВРД летательного аппарата).

Форма ГЛА должна иметь малые относительные толщины крыльев и фюзеляжа. Выполнение требования малости относительных толщин корпуса и крыльев необходимо для увеличения аэродинамического качества K (при малых углах атаки). Следовательно,

для улучшения аэродинамических качеств гиперзвуковых аппаратов необходимо создавать ГЛА с элементами конструкции, имеющими как можно меньшие радиусы скругления передних кромок (носовой части, крыльев, кромок воздухозаборника). Здесь возникает еще одна серьезная проблема – возрастание тепловой нагрузки на поверхность по мере уменьшения радиусов кривизны обтекаемых поверхностей.

При разработке тепловой защиты необходимо также учитывать конфигурацию ударно-волнового взаимодействия набегающего потока с корпусом летательного аппарата. От локальных характеристик течения будут зависеть условия нагрева поверхности и, следовательно, значения температур и тепловых потоков. Например, падение нескольких скачков на кромку воздухозаборника может существенно увеличить и без того значительные тепловые нагрузки.

Для решения задачи разработки перспективных ГЛА, необходимо проведение как экспериментальных, так и расчетно-теоретических исследований аэродинамических характеристик и особенностей обтекания интегральных компоновок гиперзвуковых аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями. Проведение подобных летных и наземных испытаний требует очень больших затрат, поэтому в настоящее время возрастает роль численного моделирования в разработке гиперзвуковых летательных аппаратов. При проектировании перспективных летательных аппаратов, как правило, проводятся численные исследования обтекания предполагаемых конфигураций планера, которые существенно сокращают затраты на проведение испытаний в аэродинамических трубах. При этом в процессе расчета возможно определение всех параметров течения, тогда как в эксперименте удастся измерять лишь отдельные газодинамические величины. Это становится особенно актуальным при моделировании гиперзвуковых условий полета.

Что касается перспектив развития ГЛА аэрокосмического назначения, рассчитанных на крейсерский полет в пределах атмосферы Земли, то для традиционных систем - химических ракетных двигателей (в том числе и для ЖРД) достигнут предел энергетических возможностей топлива, и поэтому теоретически не предвидится возможность существенного увеличения их удельного импульса, и, следовательно, существенного снижения затрат на изготовление и эксплуатацию таких систем. Поэтому применение химических ракетных двигателей становится экономически нецелесообразным, и возникает необходимость разработки принципиально новых систем [2].

К 1990 г. было разработано достаточное число технических решений, которые после лабораторных испытаний должны были применяться на будущих гиперзвуковых воздушно-космических летательных аппаратах. Причем ключевой технологией для всех разработок являлся так называемый проточный воздушно-реактивный двигатель для гиперзвуковых полетов [2]. К этому времени технологии создания новых материалов, и конструкторские достижения делали возможным создание реального летательного аппарата с использованием таких двигательных установок.

Главным условием создания ГЛА являлась демонстрация работоспособности гиперзвукового проточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) в условиях полета.

В США для решения проблем освоения гиперзвука была создана программа Нурег-Х, которая должна была продемонстрировать работу гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя в полете [3].

В рамках программы были изготовлены три экспериментальных беспилотных гиперзвуковых аппарата Х-43А (рис. 1, а), длиной 3.66 м и взлетной массой около 1300 кг, рассчитанных на максимальную скорость полета до 11600 км/ч (~3200 м/с) [2, 4].

Х-43А использует носовую часть фюзеляжа для формирования скачка уплотнения перед входом в воздухозаборник, а хвостовую часть – как интегрированное с корпусом сопло двигателя (рис. 1). Воздух в камере сгорания ГПВРД сжимается набегающим потоком, сгорание топлива происходит в сверхзвуковом потоке.

Программа включала наземную и летную фазы испытаний экспериментального ГЛА Нурег-Х.

Подготовка к летной части программы Нурег-Х сопровождалась наземными испытаниями в аэродинамических трубах НИЦ NASA Langley. Экспериментальные данные, необходимые для проведения полномасштабного летного испытания (при запланированной скорости $M=7$) были получены на высокотемпературной аэродинамической трубе НИЦ NASA Langley [5, 6]. В этих экспериментах впервые удалось смоделировать на наземном оборудовании процесс обтекания интегрированной модели летательного аппарата Х-43 с учетом процессов горения в двигательной установке, при условиях летных испытаний.

Моделирование условий летного эксперимента, в ходе которого планировалось достичь скоростей $M=10$, проводилось на усовершенствованной ударной трубе НИЦ Langley [7]. Данное оборудование давало возможность проводить исследования как при режиме течения со скоростью потока $M=7$, так и при скоростях $M=10$.

Испытания подтвердили работоспособность конструкции ГПВРД на скорости полета $M=10$ и более, разработанной на основе экспериментальных данных, полученных при $M=7$.

Программой летных испытаний было намечено выполнить 2 полета со скоростью $M=7$, и третий со скоростью $M=10$.

Запуск и ускорение аппарата Х-43А планировалось осуществить с помощью твердотопливной ракеты-носителя Pegasus, запускаемой с борта экспериментального самолета В-52 на высоте около 6000 м. После отделения ЛА от носителя, на высоте около 30000 м предусмотрено кратковременное включение ГПВРД для разгона до заданной скорости, а затем выполнение гиперзвуковых полетов и планирования продолжительностью до 15 мин (для регистрации аэродинамических характеристик), при этом расчетная дальность полета аппарата 1300 км [4].

Первый испытательный полет ГЛА закончился его потерей из-за неполадок в системе наведения ракеты-носителя "Pегас" (Pegasus) [2]. В ходе второго, ус-

пешного летного эксперимента гиперзвуковой аппарат достиг запланированной для этих испытаний скорости в 2100 м/с ($M \approx 7$) [8]. В ходе третьего испытательного полета беспилотный самолет X-43 был разогнан до скорости 3000 м/с ($M \approx 10$) [9].

Сравнение результатов наземных экспериментов и результатов, полученных в ходе летного испытания X-43, который достиг скорости $M=10$, показало хорошее соответствие между этими результатами [10, 11].

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

2.1. Геометрическая модель ГЛА X-43

Для численного моделирования процесса обтекания была создана компьютерная модель поверхности гиперзвукового летательного аппарата X-43 (рис. 1, б). В качестве прообраза выбраны эскизы аппарата X-43, опубликованные в [2] (рис. 1, а).

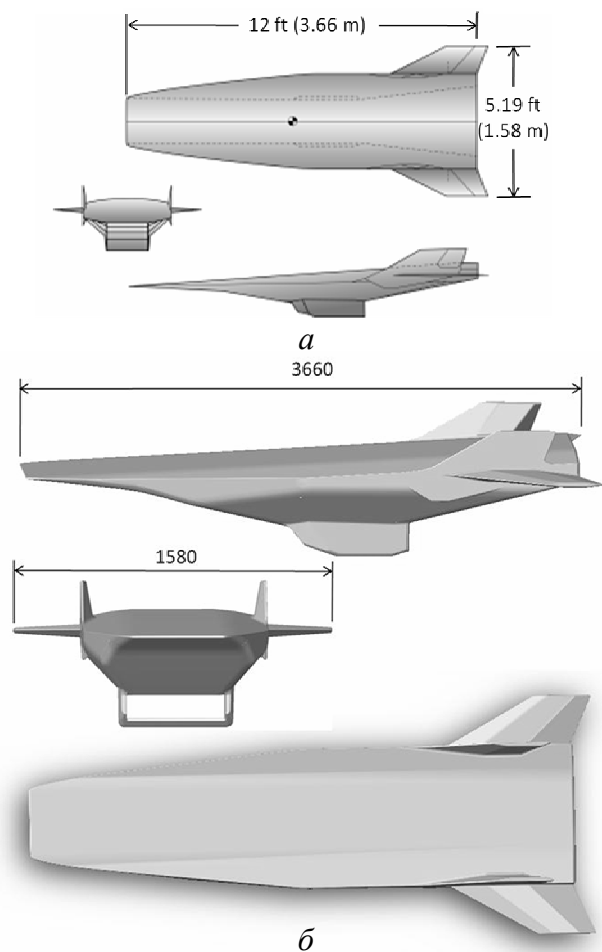


Рис. 1. Эскиз модели экспериментального гиперзвукового аппарата [2] (а) и геометрическая модель X-43 (б)

Подчеркнем, что данная компьютерная модель не является полным аналогом реального ГЛА X-43, повторяя лишь некоторые основные конструктивные особенности последнего. В данной работе мы не ставили перед собой цель провести детальный расчетно-теоретический аэротермодинамический анализ именно ГЛА X-43. Главной целью данной работы была отработка полного цикла работ по компьютерному моделированию аэротермодинамики ГЛА – от создания

компьютерной модели поверхности ГЛА произвольной геометрии, до получения полного набора аэротермодинамических данных, представляющих наибольший интерес для разработчиков ГЛА. Мотивация выбора в качестве прообраза именно ГЛА X-43 состояла в том, что для этого аппарата имеются расчетные и экспериментальные данные [4–11], позволяющие тестировать создаваемые комплексы расчетно-теоретических моделей, предназначенных для изучения аэротермодинамики ГЛА.

2.2. Условия набегающего потока

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км (см. табл. 1) и различным режимам, отличавшимся значениями угла атаки и числа Маха. Расчеты выполнены для чисел Маха $M = 4, 6, 8, 10$ и углов атаки от 0^0 до 15^0 .

Таблица 1. Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 30 км

Высота, км	30
Число Маха	4, 6, 8, 10
Угол атаки, градусы	0, 2, 5, 8, 10, 12, 15
Температура, набегающего потока, К	227
Давление набегающего потока, Па	1200
Плотность набегающего потока, кг/м ³	0.0184
Скорость звука, м/с	302
Динамическая вязкость, кг/(м·с)	$0.148 \cdot 10^{-4}$

3. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МОДЕЛИ

3.1. Исходная система уравнений

В расчетах использовалась модель совершенного газа. Поле течения вокруг летательного аппарата моделировалось с использованием уравнений Навье–Стокса с учетом сжимаемости в трехмерной постановке, совместно с уравнением неразрывности и уравнением сохранения энергии.

Уравнения Навье–Стокса и уравнение неразрывности формулировались в следующем виде:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div}(\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} (\mu \text{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div}(\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} (\mu \text{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \text{div}(\rho w \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial z} (\mu \text{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (4)$$

Уравнение сохранения энергии:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \text{grad} T = \text{div}(\lambda \text{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \text{grad} p + \mu \Phi, \quad (5)$$

где диссипативная функция определяется как

$$\Phi = 2\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial w}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}\right)^2 \quad (6)$$

Для рассматриваемого диапазона скоростей число Рейнольдса варьировалось в диапазоне $Re = 2 \div 4 \times 10^6$, поэтому для замыкания уравнений Навье–Стокса применялась двухпараметрическая стандартная $k-\epsilon$ модель турбулентности.

4. ПОСТРОЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК

В настоящей работе моделирование трехмерного поля течения около конфигурации летательного аппарата X-43 проводилось с использованием неструктурированных тетраэдральных сеток. На рис. 2 а, б представлены различные фрагменты трехмерной неструктурированной расчетной сетки, применявшейся для моделирования внешнего обтекания ГЛА. Рис. 2 а дает представление о структуре сетки вблизи поверхности X-43 в центральном осевом сечении.

Из рисунка хорошо видна степень сгущения ее узлов к обтекаемой поверхности. Применявшиеся в расчетах сетки имели размерность примерно 2600000 тетраэдральных элементов. Расстояние от первой расчетной точки до стенки обеспечивало подходящий для используемой модели диапазон значений нормированного расстояния y^+ от 15 до 30 и являлось достаточно малым для определения местных аэродинамических и тепловых характеристик поверхности гиперзвукового аппарата. В плоскости центрального осевого сечения на пограничный слой приходилось 10 узлов. Таким образом, общее число узлов в пограничном слое окружающем всю поверхность модели порядка 3×10^5 . На рис. 2 б показана расчетная сетка на поверхности модели ГЛА со сгущениями к острым кромкам – областям наибольшей тепловой нагрузки (показаны на рис. 2 б стрелками). Радиус скругления кромок составлял 1 мм.

5. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ РАСЧЕТОВ

На рис. 3 дано изображение трехмерного поля течения (числа Маха) около ГЛА X-43 при $M = 4$ и $\alpha = 0^\circ$. Рисунок дает представление о сложности структуры ударных волн, образующихся при обтекании пространственной модели X-43, но не является в достаточной мере информативным. Для более детального изучения характера взаимодействия ударных волн рассмотрим картину течения в центральном осевом сечении.

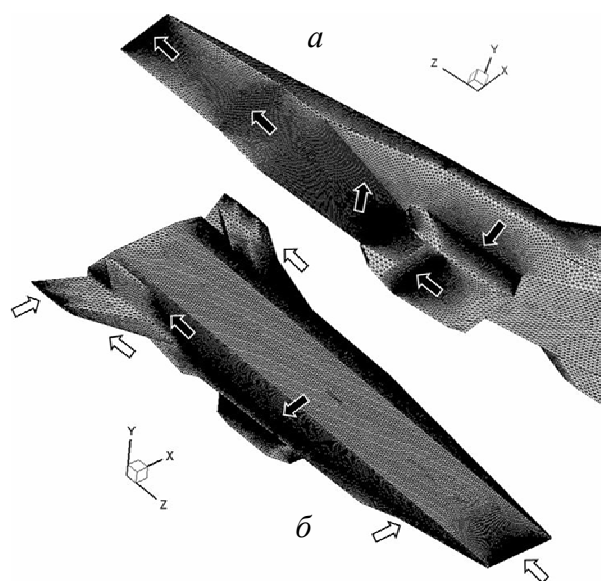
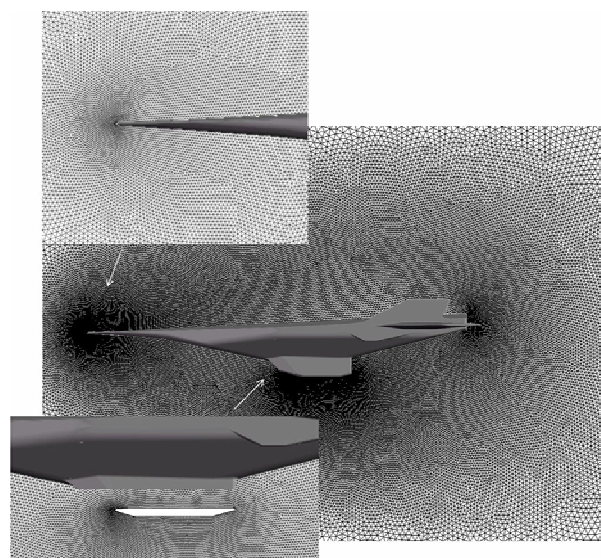


Рис. 2. Фрагменты трехмерной расчетной сетки: а – структура сетки вблизи поверхности X-43 в центральном осевом сечении; б – расчетная сетка на поверхности модели ГЛА со сгущениями вблизи острых кромок

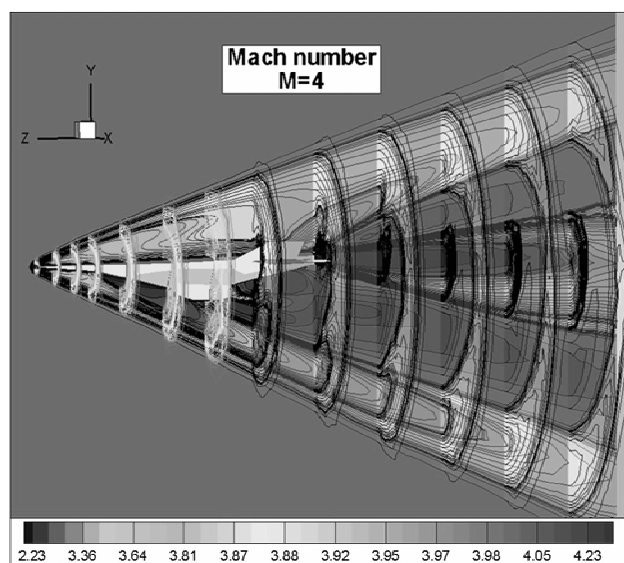


Рис. 3. Трехмерное поле течения около X-43 при $M = 4$

По расчетным данным, представленным на рис. 4, *a–в* можно проследить изменение полей чисел Маха и конфигурации поля течения с ростом скорости полета в центральном осевом сечении.

Из рисунков видно, что важной особенностью газодинамической конфигурации поля течения является закономерное уменьшение угла наклона головной ударной волны при увеличении скорости полета. Важным качественным результатом выполненных расчетов является косвенное подтверждение того факта, что

данная модель ГЛА оптимальна для скоростей полета $M \sim 10$ при нулевом угле атаки. Только в этом случае головная ударная волна ближе всего подходит к нижней обечайке энергетической установки ГЛА. Заметим также, что даже при указанной максимальной скорости полета обеспечивается нахождение органов рулевого управления внутри конуса Маха.

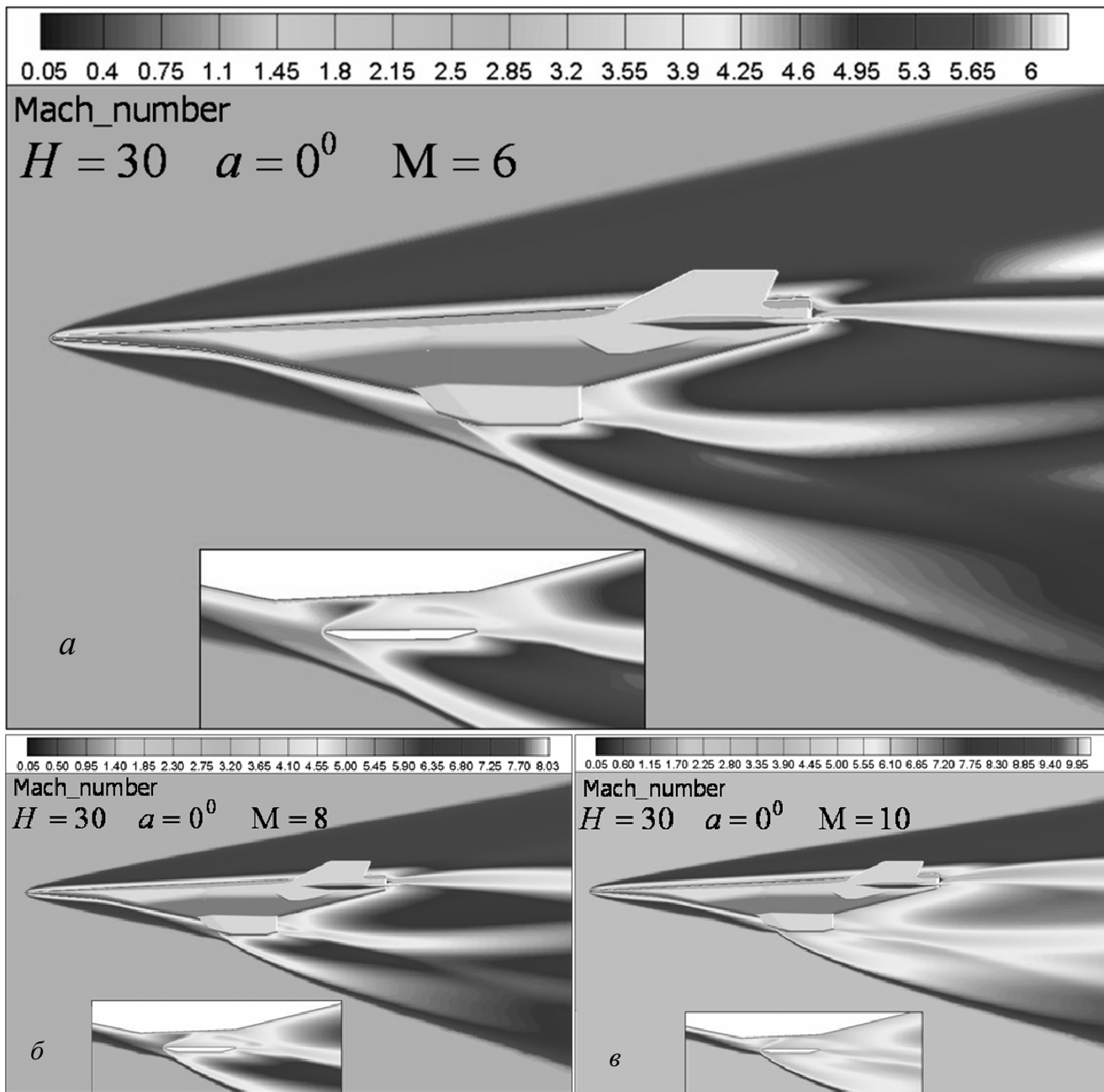


Рис. 4. Поля чисел Маха в центральном осевом сечении:
a – $H=30, \alpha=0^\circ, M=6$; *b* – $H=30, \alpha=0^\circ, M=8$; *v* – $H=30, \alpha=0^\circ, M=10$

Рисунки 5, 6, *a–в* дают представление о том, как изменяются поля температур и давлений (Па) с ростом числа Маха при нулевом угле атаки в центральном осевом сечении. Крупно показаны распределения температур и давлений вблизи наиболее теплонпряженных элементов конструкции гиперзвукового аппарата

X-43 – передней носовой кромки, где наблюдаются максимальные значения температуры и давления, вблизи кромки воздухозаборника, в проточном тракте ГПВРД.

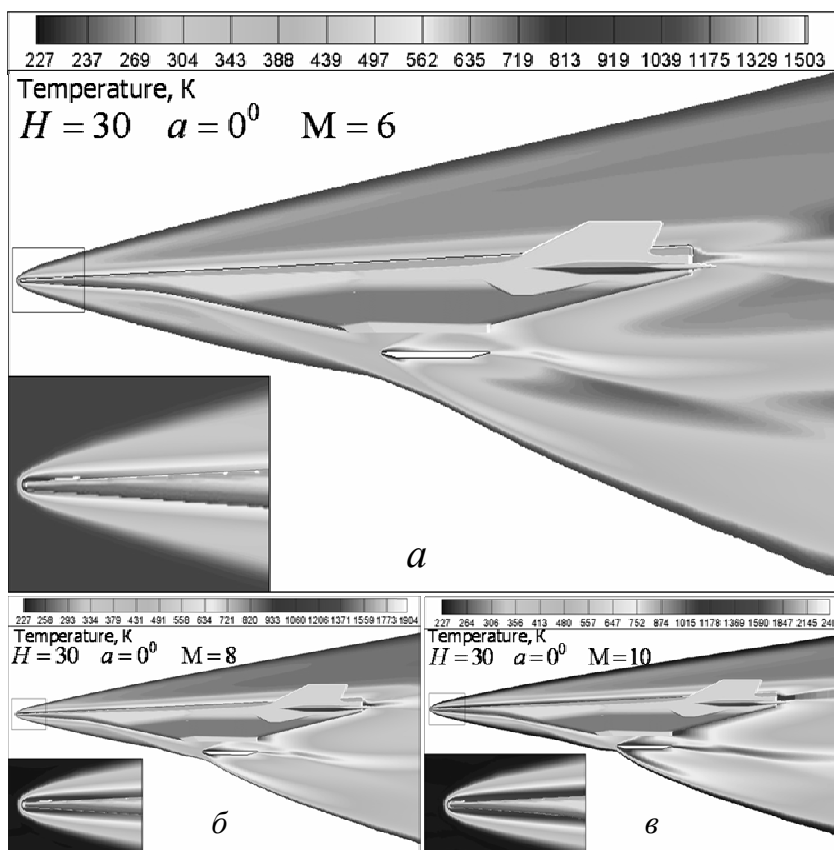


Рис. 5. Поля температур в центральном осевом сечении:
 а – $H=30, a=0^\circ, M=6$; б – $H=30, a=0^\circ, M=8$; в – $H=30, a=0^\circ, M=10$

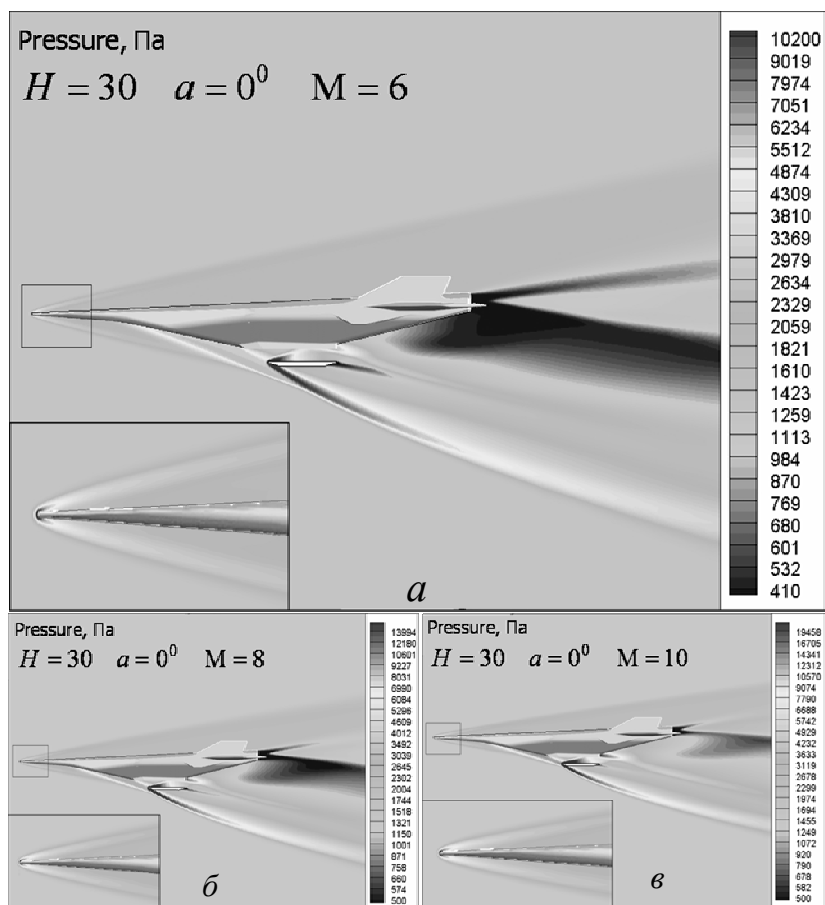


Рис. 6. Поля давлений в центральном осевом сечении:
 а – $H=30, a=0^\circ, M=6$; б – $H=30, a=0^\circ, M=8$; в – $H=30, a=0^\circ, M=10$

Рисунок 7, *a – д* показывает, 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. Как и прежде, из рисунков видно, что заданная конфи-

гурация 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. 7, *з*).

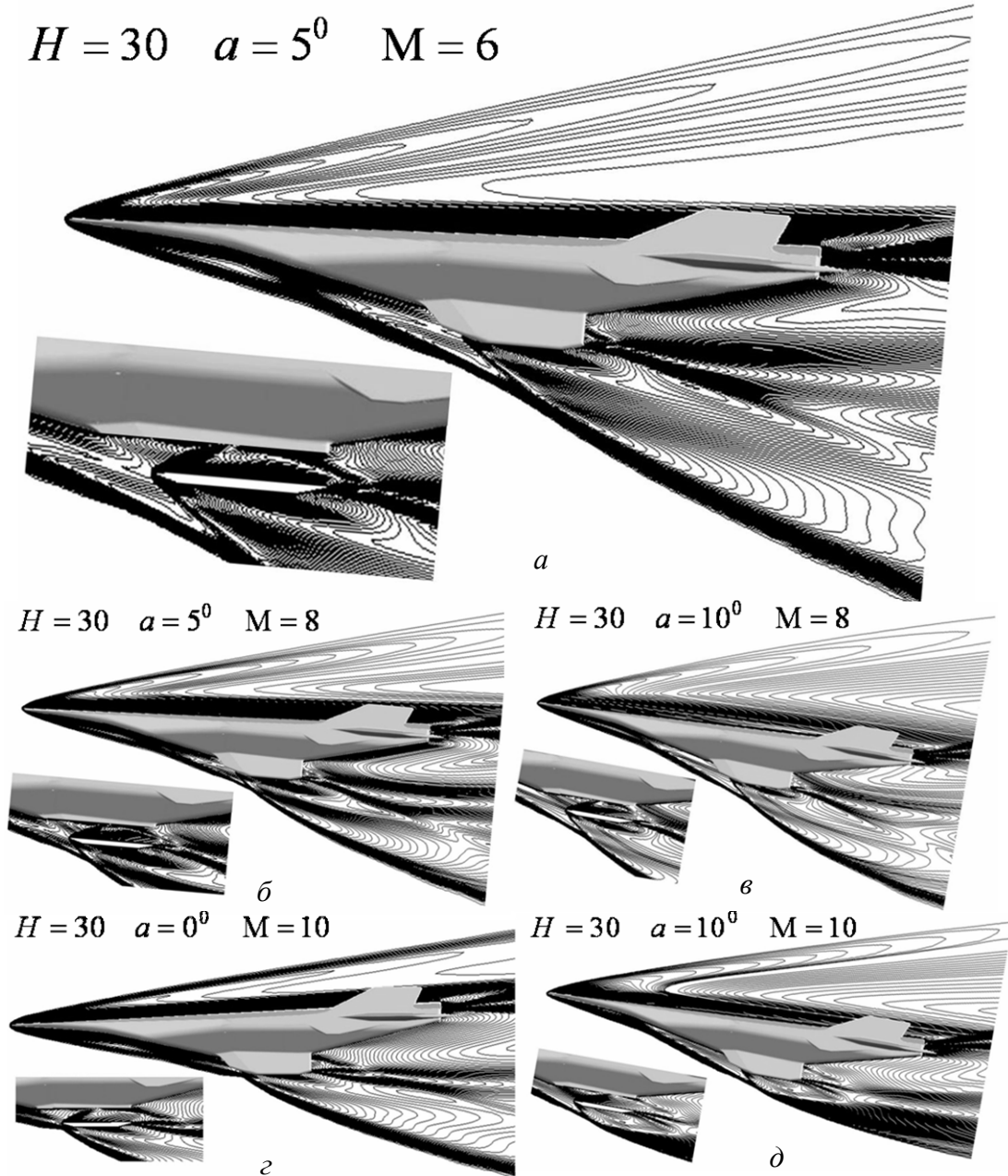


Рис. 7. Изменение структуры течения около X-43 с ростом числа Маха при различных углах атаки: *a* – $H=30, \alpha=5^\circ, M=6$; *б* – $H=30, \alpha=5^\circ, M=8$; *в* – $H=30, \alpha=10^\circ, M=8$; *з* – $H=30, \alpha=0^\circ, M=10$; *д* – $H=30, \alpha=10^\circ, M=10$

Как говорилось выше, при гиперзвуковых скоростях летательный аппарат испытывает экстремальные тепловые нагрузки. Распределения температур по поверхности ГЛА показаны на рис. 8, *a – в* для чисел Маха $M = 6, 8$ и 10 соответственно. При наибольшей скорости полета температура на самых теплонапряженных участках поверхности (передняя носовая кромка, кромки крыльев, кромка воздухозаборника) достигает величины $T \sim 2400$ К.

Очевидно, что при увеличении угла атаки возникает значительное разрежение над верхней поверхностью аппарата и значительное увеличение давления на наветренной нижней поверхности фюзеляжа.

Количественной характеристикой распределения давления по поверхности является коэффициент давления C_p .

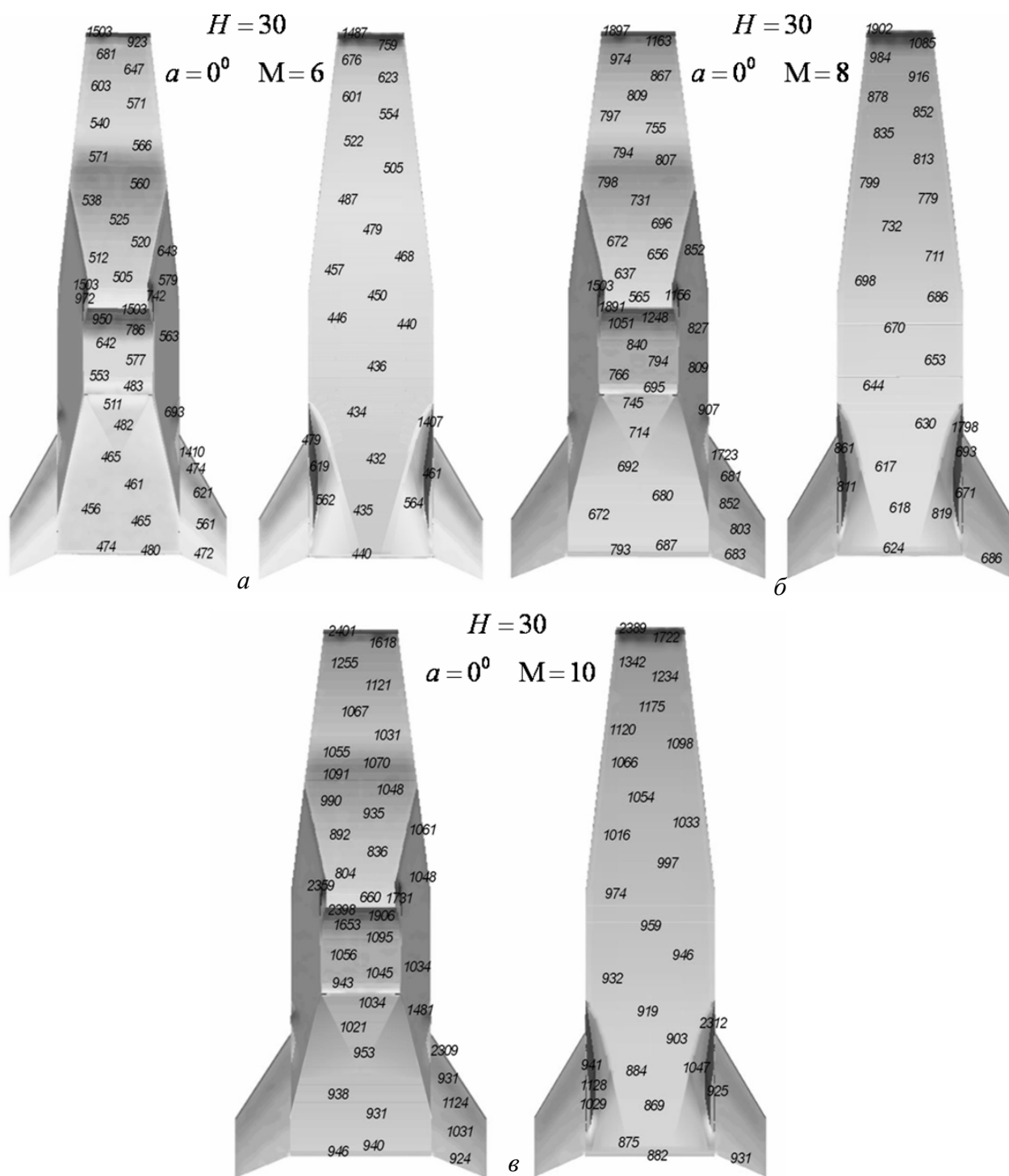


Рис. 8. Тепловые характеристики поверхности ГЛА X-43:
 а – $H = 30, \alpha = 0^\circ, M = 6$; б – $H = 30, \alpha = 0^\circ, M = 8$; в – $H = 30, \alpha = 0^\circ, M = 10$

При увеличении угла атаки от 0° до 15° максимальная величина коэффициента давления на нижней поверхности носовой части корпуса увеличивается от 0.18 до 0.59 (рис. 9, а – з). Также значения этого параметра значительно возрастают на задней поверхности за ГПВРД от -0.01 до 0.03, и на нижней кромке воздухозаборника от 0.22 до 0.61. При этом значения коэффициентов давления на верхней носовой поверхности аппарата уменьшаются от 0.03 при 0° , до -0.04 при 15° .

Кроме вычисления локальных характеристик теплообмена и силового воздействия потока на аппарат,

для каждого из рассмотренных режимов обтекания вычислялись интегральные аэродинамические характеристики модели ГЛА X-43, коэффициенты подъемной силы C_y , коэффициенты силы лобового сопротивления C_x , аэродинамическое качество K всего аппарата. Исследовались зависимости данных характеристик от числа Маха и угла атаки.

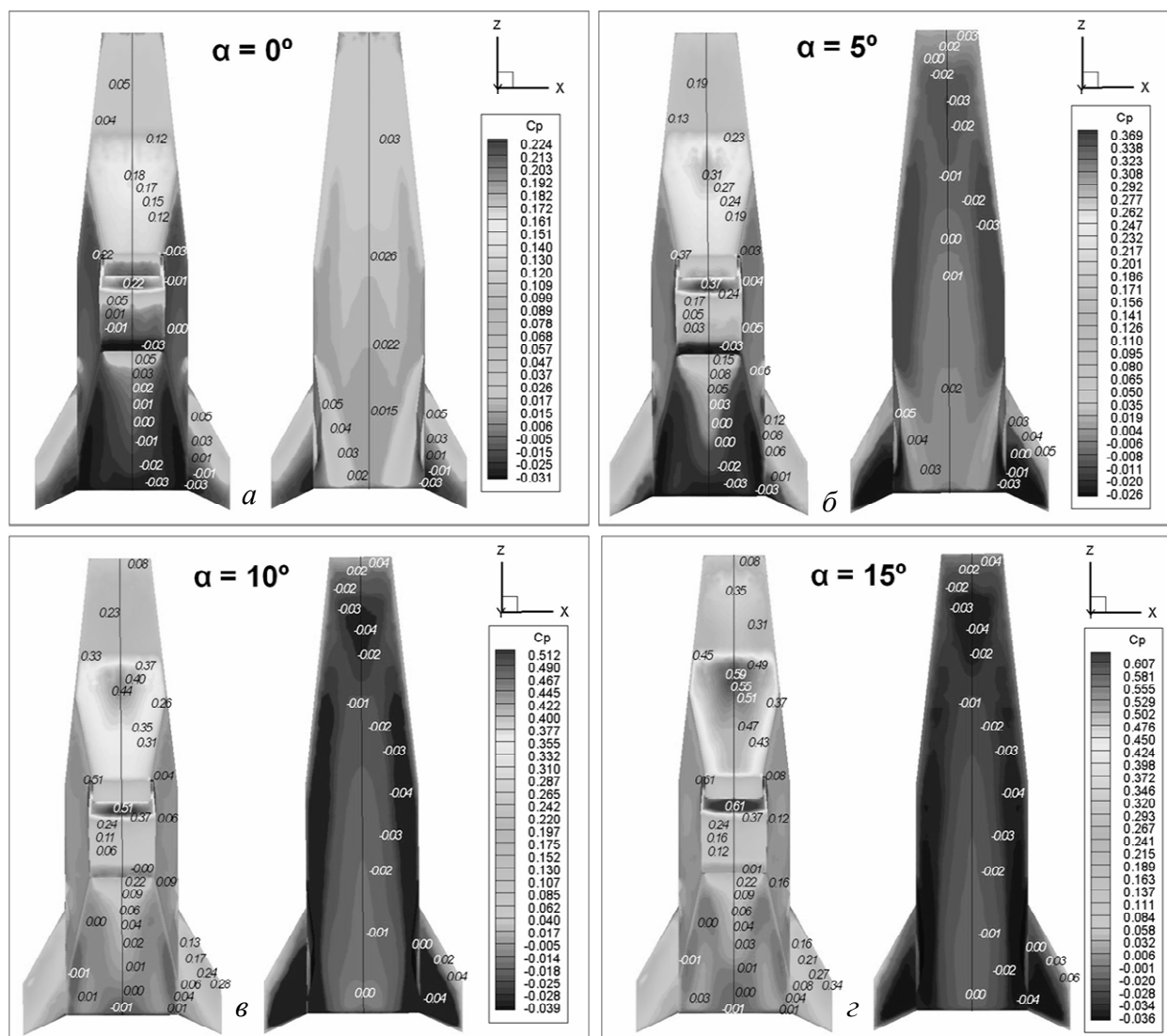


Рис. 9. Изменение коэффициентов давления на поверхности X-43 с ростом угла атаки:
a – $H=30$, $\alpha=0^\circ$, $M=6$; *б* – $H=30$, $\alpha=5^\circ$, $M=6$; *в* – $H=30$, $\alpha=10^\circ$, $M=6$; *г* – $H=30$, $\alpha=15^\circ$, $M=6$

На рис. 10 представлены рассчитанные зависимости коэффициентов подъемной силы C_y , коэффициентов силы лобового сопротивления C_x и аэродинамического качества K модели гиперзвукового аппарата X-43 от угла атаки при $M=6$. В диапазоне от 0° до 15° , с ростом угла атаки аэродинамическое качество возрастает, достигая своего максимального значения при $\alpha=8^\circ$, затем снова снижается. Величина максимального аэродинамического качества уменьшается с ростом числа Маха.

Для условий полета при $M=6$ проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Результат сопоставления аэродинамических характеристик ГЛА X-43, полученных методами численного моделирования и из экспериментальных исследований летательного аппарата в аэродинамической трубе [4] показан на рис. 10 (точки соответствующие экспериментальным данным соединены пунктирной линией). Как видно из рисунка получено хорошее качественное и удовлетворительное количественное согласие экспериментальных и расчетных данных по интегральным аэродинамическим характеристикам.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе дан краткий обзор и анализ основных проблем аэротермодинамики, возникающих при проектировании перспективных ГЛА. На основе компьютерного моделирования гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 исследованы основные закономерности поля течения и аэротермодинамики ГЛА во всей области от головной ударной волны до дальнего следа при различных режимах, отличающихся значениями угла атаки и числами Маха. Расчеты выполнены для чисел Маха $M=4, 6, 8, 10$ и углов атаки от 0° до 15° . Получено представление о структуре ударных волн, образующихся при обтекании сложной пространственной модели гиперзвукового летательного аппарата.

Для каждого режима вычислены интегральные аэродинамические характеристики модели ГЛА X-43, коэффициенты подъемной силы C_y , коэффициенты силы лобового сопротивления C_x . На основе этих результатов получены зависимости аэродинамического качества K гиперзвуковой компоновки от числа Маха и угла атаки. В диапазоне от 0° до 15° , с ростом угла

атаки аэродинамическое качество возрастает, достигая своего максимального значения при $\alpha = 8^\circ$, затем

снижается. Величина максимального аэродинамического качества уменьшается с ростом числа Маха.

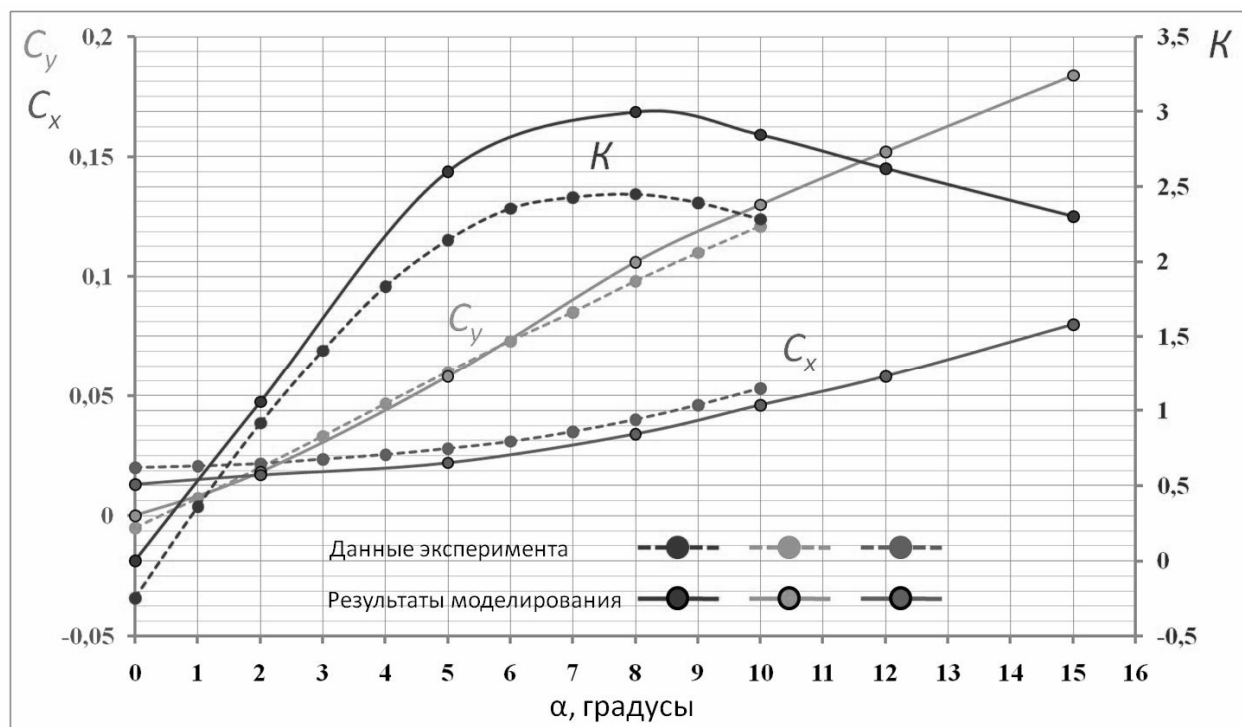


Рис. 10. Аэродинамические характеристики X-43 при различных углах атаки и $M = 6$

Проведено сравнение данных летного эксперимента и испытаний X-43 в аэродинамической трубе с результатами численного моделирования. Удовлетворительное соответствие экспериментальных и расчетных данных получено, как по общей картине поля течения, так и по интегральным аэродинамическим характеристикам.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках проекта РФФИ № 07-01-00133 (разработка пространственной модели движения химически реагирующего газа), а также в рамках Программы фундаментальных исследований РАН (создание моделей физико-химической кинетики высокотемпературных газовых потоков) и Программы министерства образования и науки Российской Федерации РНПВШ 2.1.1/4693 (создание гибридных радиационно-столкновительных моделей аэрофизики).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- C_p – коэффициент давления
- c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/(кг·К)
- C_x – коэффициенты силы лобового сопротивления
- C_y – коэффициенты подъемной силы
- K – аэродинамическое качество
- H – высота, км
- P – давление, Па
- M – число Маха
- T – температура, К
- t – время, с
- u, v, w – составляющие скорости по осям x, y, z соответственно, м/с

- V – вектор скорости, м/с
- x, y, z – текущие координаты, м
- α – угол атаки, градусы
- λ – коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)
- μ – коэффициент динамической вязкости, Па·с
- ρ – плотность, кг/м³

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научные основы технологий XXI века / Под ред. Леонтьева А.И., Пилюгина Н.Н., Полежаева Ю.В., Поляева В.М. М.: УНПЦ «Энергомаш». 2000. – 136 с.
2. 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.
3. Drummound J. P., Bouchez M., McClinton C. R. Overview of NATO Background on Scramjet Technology// NATO report. 2002.
4. Englund W. C., Holland S. D., E. Cockrell C. E. Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic database development for the Hyper – X flight research vehicle// ISOABE. 1999. 12 P.
5. Huebner D.L., Rock K.E., Witte D. W., Ruff E.G., Andrews E.H., Jr. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-foot High Temperature Tunnel// AIAA 2000-3605. 2000. 12 P.
6. Huebner L.D., Rock K.E., Witte D.W., Ruff E.G., Andrews E.H., Jr. Hyper-X Flight Engine Ground Testing for X-43 Flight Risk Reduction// AIAA 2001-1809. 2001. 14 P.
7. Bakos R.J., Tsai C.Y., Rogers R.C., Shih A.T. The Mach 10 Component of NASA’s Hyper-X Ground Test Program// ISABE. 1999. 10 P.
8. Ferlemann S. M., McClinton C. R., Rock K. E., Voland R. T. Hyper X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results // AIAA. 2002.

9. Morelli E. A., Derry S. D. Aerodynamic Parameter Estimation for the X-43A (Hyper-X) from Flight Data // AIAA 2005-5921. 2005. 15p.
10. Rogers R. C., Shih A. T., Hass N. E. Scramjet Development Tests Supporting the Mach 10 Flight of the X-43// AIAA paper 2005-3351. 2005. 11 P.
11. Rogers R. C., Shih A. T., Hass N. E. Scramjet Engine Flowpath Development for the Hyper-X Mach 10 Flight Test // ISABE-05-1025. 2005. 7p.