

УДК 533.6.01

А. Л. Железнякова, С. Т. Суржиков

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Х-43

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

E-mail: surg@ipmnet.ru

Ключевые слова: численное моделирование, вычислительная аэротермодинамика, гиперзвуковые летательные аппараты, аэрофизика, газовая динамика, теплообмен, сверхзвуковые течения, неструктурированные сетки.

В последнее десятилетие в ведущих зарубежных исследовательских аэродинамических центрах 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 ГЛА 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 возрастают 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 теплоты.

Эффективные при гиперзвуковых скоростях полета ПВРД и ГПВРД неработоспособны при низких скоростях, и не могут самостоятельно стартовать и разогнаться. Поэтому для достижения начальной скорости, при которой силовые установки станут эффективными, необходим вспомогательный привод, обеспечиваемый, например, твердотопливным ракетным ускорителем, или самолетом-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, так как 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 скачок 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.

Для решения задачи разработки перспективных ГЛА необходимо проведение как экспериментальных, так и расчетно-теоретических исследований аэродинамических характеристик и особенностей обте-

кания 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 ГЛА. 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 возможности 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 достаточно много 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 ГПВРД в условиях полета.

В США для решения проблем освоения гиперзвука была создана программа Нурер-Х, которая должна была продемонстрировать работу ГПВРД 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].

Аппарат 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).

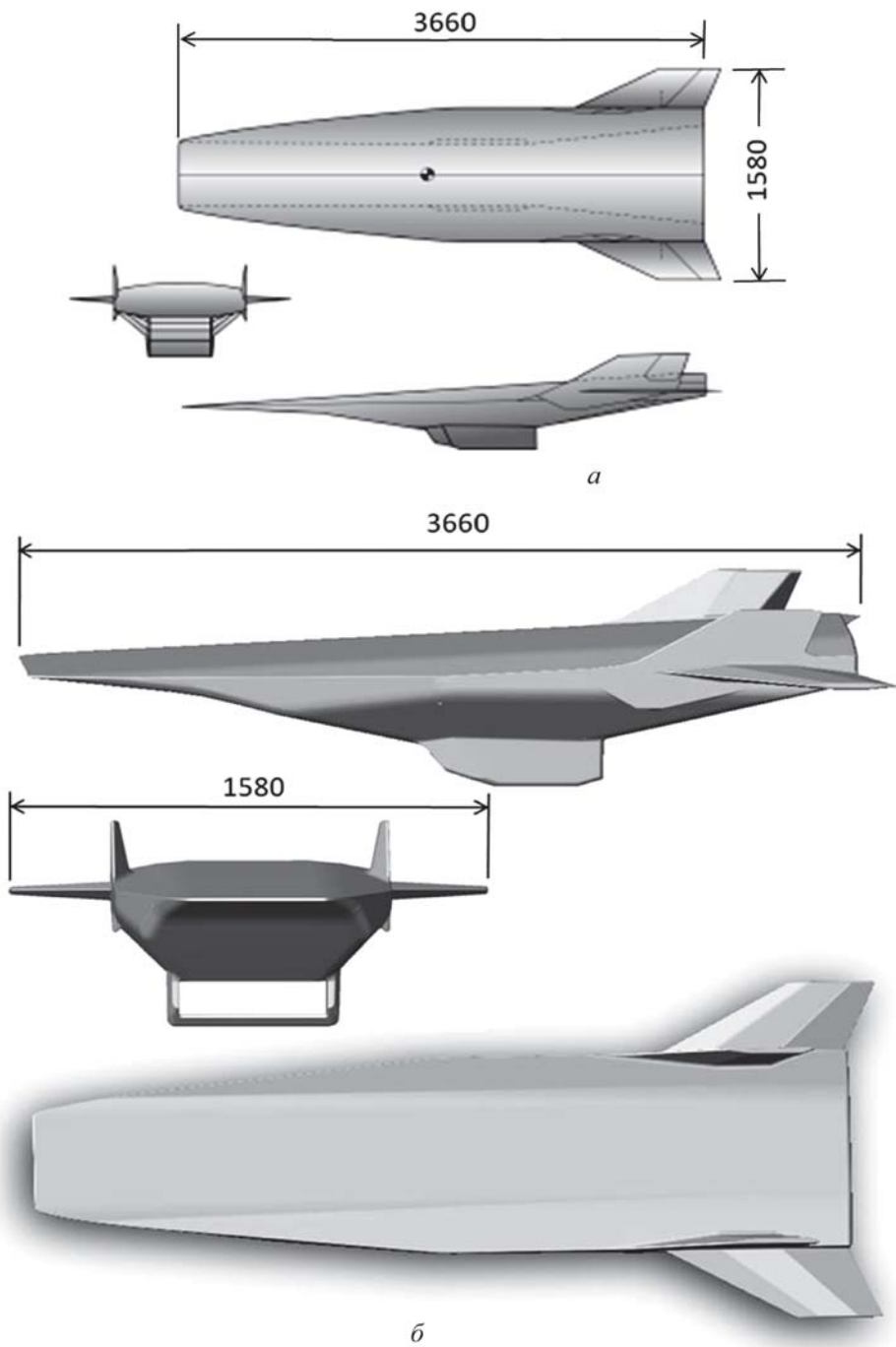


Рис. 1. Эскиз модели экспериментального беспилотного ГЛА [2] (а) и геометрическая модель аппарата Х-43 (б)

Воздух в камере сгорания ГПВРД сжимается набегающим потоком, сгорание топлива происходит в сверхзвуковом потоке.

Программа Nuser-X включала наземную и летную фазы испытаний экспериментального ГЛА.

Подготовка к летной части программы Nuser-X 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]. В этих экспериментах впервые проводилась продувка интегрированной модели: планера и ГПВРД. В ходе испытаний тестировался гиперзвуковой двигатель, установленный на корпусе летательного аппарата. Интеграция двигателя и корпуса позволила учесть сложные трехмерные возмущения, возникающие при обтекании передней части X-43, и получить картину течения в задней части ГЛА. Также были получены экспериментальные данные по тепловым и динамическим характеристикам поверхности ГЛА, исследовались аэродинамические характеристики летательного аппарата X-43. Испытания проводились с закрытым и открытым трактом ГПВРД, с включенным и выключенным зажиганием. Эксперименты, проводившиеся в аэродинамической трубе НИЦ NASA Langley, позволили оценить тепловые и динамические нагрузки, которые испытывает летательный аппарат при скоростях полета $M = 7$. На основе полученных данных разрабатывались системы защиты наиболее теплонапряженных участков интегрированной модели ГЛА X-43: кромок носа, крыльев, воздухозаборника; проточной части ГПВРД [6].

Уникальность экспериментов [5, 6] состоит в том, что на наземном оборудовании удалось смоделировать процесс обтекания интегрированной модели летательного аппарата X-43 с учетом процессов горения в двигательной установке, соответствующих условиям 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 $M = 10$.

Главной целью испытаний [8] являлось получение достаточно числа экспериментальных данных в условиях, максимально приближенных к условиям летного эксперимента при скоростях полета $M = 10$. Полученные данные помогли внести необходимые поправки и определить окончательный вариант конструкции проточной части ГПВРД.

Эксперименты, проводимые в рамках программы наземных испытаний на ударных трубах НИЦ Langley, оказали поддержку в разработке конструкции ГПВРД летательного аппарата Х-43 для скоростей полета $M = 10$. 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 два полета со скоростью $M = 7$ и третий — с $M = 10$.

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 ГЛА от носителя, на высоте около 30 000 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 составляет 1300 км [4].

Первый испытательный полет ГЛА закончился его потерей из-за неполадок в системе наведения ракеты-носителя “Пегас” (Pegasus) [2].

В ходе второго, успешного летного эксперимента гиперзвуковой аппарат достиг запланированной для этих испытаний скорости 2100 м/с ($M \approx 7$) [9].

В процессе летного эксперимента проводились измерения давлений и тепловых нагрузок на поверхности ГЛА. В работе [9] выполнено сопоставление данных по распределению давления на поверхности Х-43А, полученных в ходе летных испытаний, с результатами лабораторных экспериментов и получено хорошее соответствие. Кроме того, весь цикл летных и наземных экспериментов сопровождался детальными расчетно-теоретическими исследованиями. Некоторые расчетные данные также приведены в работе [9].

Подробный анализ данных по температурному нагреву поверхности аппарата Х-43 в полете со скоростью $M = 7$ (27 марта 2004 г.) представлены в работе [10]. В ходе летного эксперимента проводились температурные измерения наиболее теплонапряженных участков: носовой части, горизонтального и вертикального хвостового оперения. Кроме этого в работе [10] приведены результаты расчета конвективно-го нагрева поверхности, а также сравнение результатов теоретических расчетов и данных летного испытания по нагреву поверхности Х-43.

Экстремальные тепловые нагрузки, которые испытывает летательный аппарат при гиперзвуковых скоростях, вызывают необходимость разработки эффективной тепловой защиты.

В работе [11] рассмотрены проблемы создания защиты наиболее теплонапряженных участков поверхности ГЛА Х-43 — передних кро-

мок — для подготовки летных экспериментов, в ходе которых планировалось достичь скоростей $M = 7$ и $M = 10$. Представлены критические параметры теплонапряженных участков. Приведены результаты тестовых испытаний.

В статье [12] также обсуждаются проблемы, связанные с тепловыми нагрузками при гиперзвуковом полете. Решаются задачи обеспечения работы материалов в экстремальных условиях с учетом особенностей теплового и механического нагружения всей конструкции в условиях полета со скоростями до $M = 10$. В статье приводятся современные достижения в области создания эффективной тепловой защиты. Дано подробное описание конструкции тепловой защиты ГЛА Х-43 и краткая характеристика материалов, использованных для разных теплонапряженных элементов аппарата.

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 воздухозабрника может существенно увеличить и без того значительные тепловые нагрузки.

В работе [13] анализируются подобные ситуации. Рассматриваются различные ударно-волновые конфигурации, возникновение которых возможно при обтекании ГЛА. Дана классификация типов ударного взаимодействия на кромке ГПВРД, возникающего в результате интерференции нескольких ударных волн.

В ходе третьего испытательного полета беспилотный самолет Х-43 был разогнан до скорости 3000 м/с ($M \approx 10$) [14].

Сравнение результатов наземных экспериментов и результатов, полученных в ходе летного испытания Х-43, который достиг скорости $M = 10$, показало их хорошее соответствие [15, 16].

В настоящей работе проведено численное моделирование гиперзвукового обтекания модели ГЛА Х-43.

Геометрическая модель летательного аппарата Х-43 и условия набегающего потока. Для численного моделирования процесса обтекания была создана компьютерная модель поверхности ГЛА Х-43 (рис. 1, б). В качестве прообраза выбраны эскизы аппарата Х-43, опубликованные в работе [2] (см. рис. 1, а). Отметим, что данная компьютерная модель не является полным аналогом реального ГЛА Х-43, повторяя лишь некоторые основные конструктивные особенности последнего, так как мы не ставили перед собой цели провести детальный расчетно-теоретический аэротермодинамический анализ именно ГЛА Х-43. Главная цель данной работы — отработка полного цикла компьютерного моделирования 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 Х-43 состояла в том, что для этого аппарата имеются расчетные и экспериментальные данные [4–10, 15, 16], позволяющие тестировать создаваемые комплексы расчетно-теоретических моделей, предназначенных для изучения аэротермодинамики ГЛА.

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

Таблица

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

Число Маха	4, 6, 8, 10
Угол атаки, градус	0, 2, 5, 8, 10, 12, 15
Температура, К	227
Давление, Па	1200
Плотность, кг/м ³	0,0184
Скорость звука, м/с	302
Динамическая вязкость, кг/(м·с)	$0,148 \cdot 10^{-4}$

Вычислительные модели, 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:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} (\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) +$$

$$+ 2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right]; \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} (\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) +$$

$$+ 2 \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right]; \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial z} (\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) +$$

$$+ 2 \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right]; \quad (3)$$

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

Уравнение сохранения энергии имеет вид

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

где диссипативная функция определяется по выражению

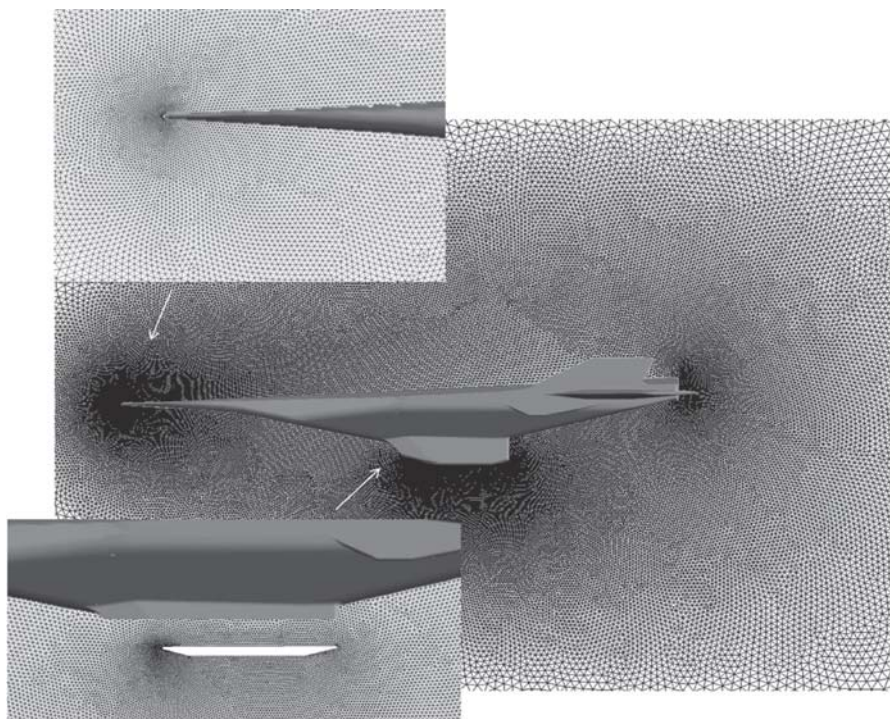
$$\begin{aligned} \Phi = & 2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \\ & + \left(\frac{\partial w}{\partial y} +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

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

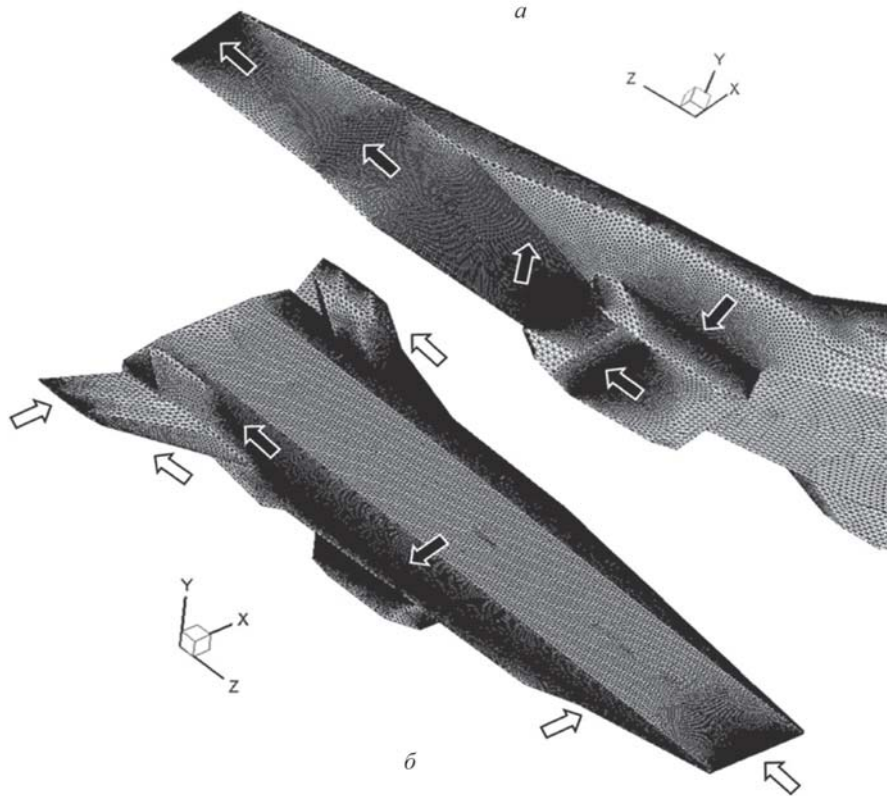
Построение расчетных сеток. В настоящей работе моделирование трехмерного поля течения около конфигурации ГЛА Х-43 проводилось с использованием неструктурированных тетраэдральных сеток. На рис. 2 приведены различные фрагменты трехмерной неструктурированной расчетной сетки, применявшейся для моделирования внешнего обтекания ГЛА (рис. 2, *a* дает представление о структуре сетки вблизи поверхности Х-43 в центральном осевом сечении).

Из рисунка хорошо видна степень сгущения узлов сетки к обтекаемой поверхности. Применявшиеся в расчетах сетки имели размерность примерно 2 600 000 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 ГЛА. В плоскости центрального осевого сечения на пограничный слой приходилось 10 узлов. Таким образом, общее число узлов в пограничном слое, окружающем всю поверхность модели, порядка $3 \cdot 10^5$. 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.

Результаты численного моделирования. На рис. 3 показано изображение трехмерного поля течения (числа Маха) около ГЛА Х-43 при $M = 4$ и $\alpha = 0^\circ$. Рисунок дает представление о сложности струк-



a



б

Рис. 2. Фрагменты трехмерной расчетной сетки:

a — структура сетки вблизи поверхности X-43 в центральном осевом сечении; *б* — расчетная сетка на поверхности модели ГЛА со сгущениями вблизи острых кромок

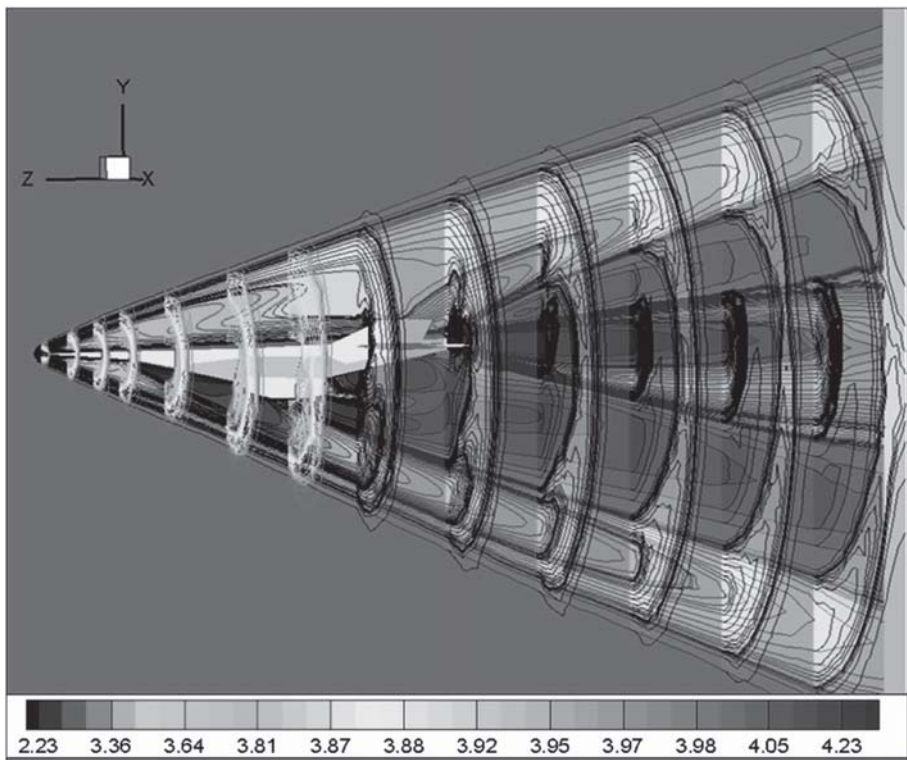


Рис. 3. Трехмерное поле течения около аппарата X-43 при $M=4$

туры 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.

По расчетным данным, представленным на рис. 4 (см 3-ю полосу обложки) 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. Отметим также, что даже при указанной максимальной скорости полета обеспечивается нахождение органов рулевого управления внутри конуса Маха.

Представление о том, как изменяются поля температур и давлений (Па) с ростом числа Маха при нулевом угле атаки в центральном осевом сечении дают рис. 5 (см. 3-ю полосу обложки) и 6. Крупно по-

Иллюстрации к статье

А.Л. Железняковой, С.Т. Суржикова

«Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43»

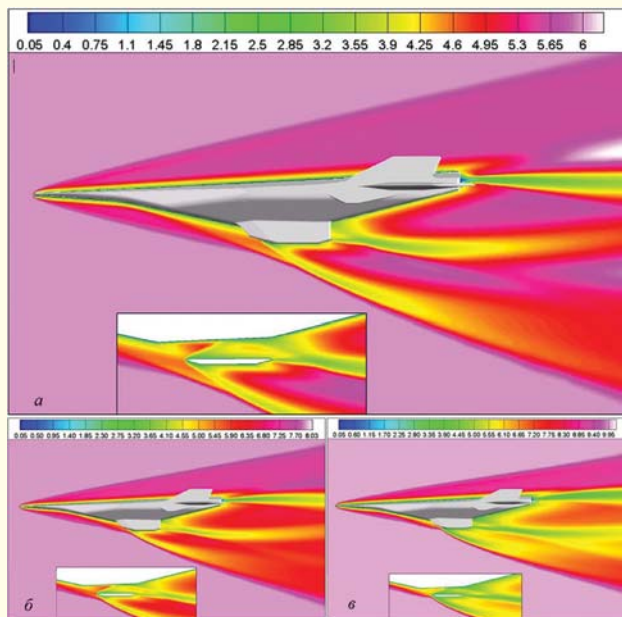


Рис. 4. Поля чисел Маха в центральном осевом сечении при полете с нулевым углом атаки для чисел Маха $M=6,8,10$ (соответственно *а*, *б*, *в*)

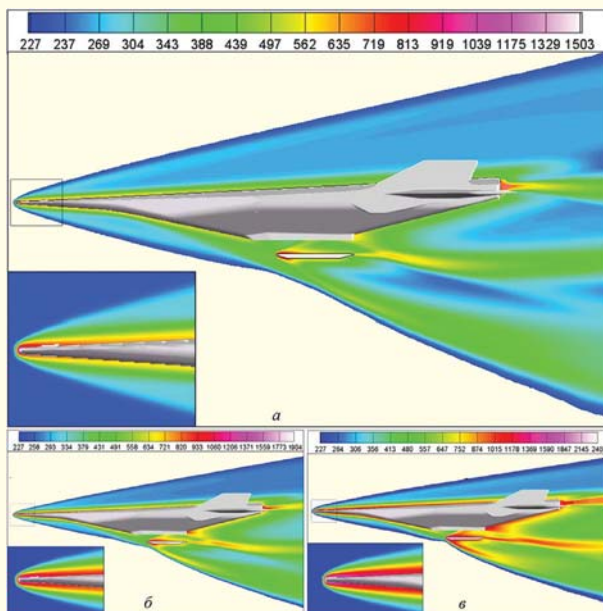


Рис. 5. Поля температур в центральном осевом сечении при полете с нулевым углом атаки для чисел Маха $M=6,8,10$ (соответственно *а*, *б*, *в*)

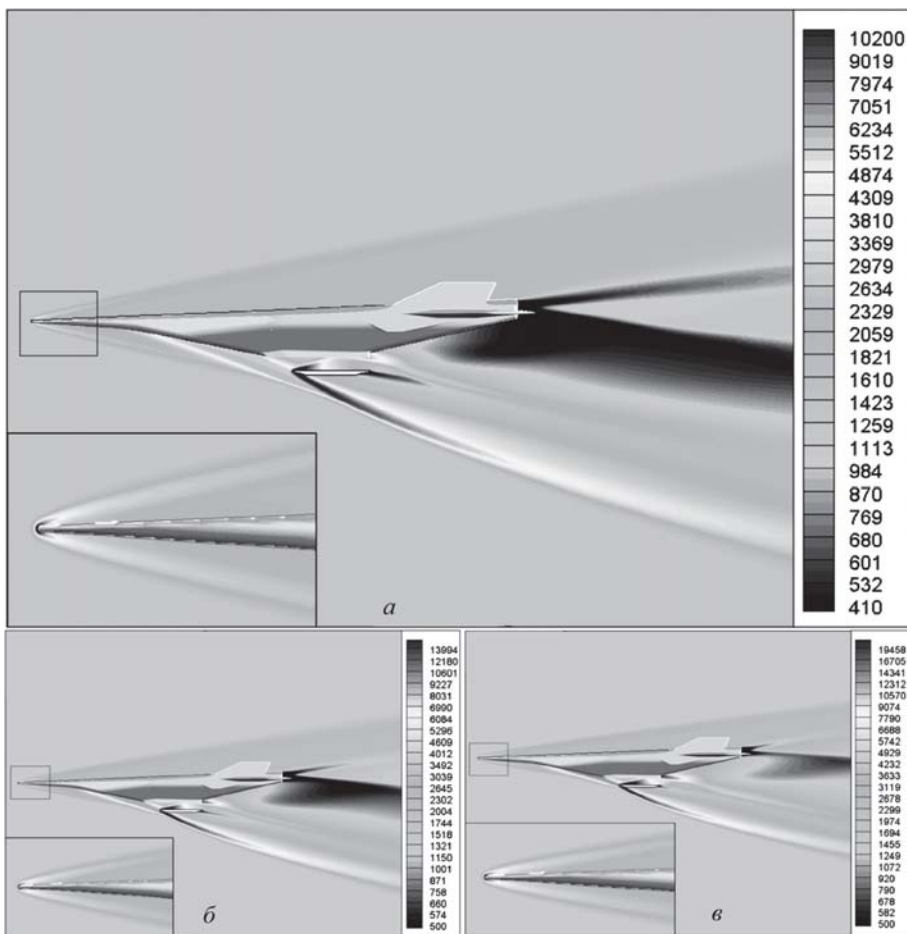


Рис. 6. Поля давлений в центральном осевом сечении на высоте $H = 30$ км при нулевом угле атаки и числах Маха 6, 8, 10 (соответственно *а*, *б*, *в*)

казаны распределения температур и давлений вблизи наиболее теплонапряженных элементов конструкции гиперзвукового аппарата Х-43 — передней носовой кромки, где наблюдаются максимальные значения температуры и давления, вблизи кромки воздухозаборника, в проточном тракте ГПВРД.

На рис. 7 видно, 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 рисунков 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. 7, *з*).

Как говорилось выше, при гиперзвуковых скоростях летательный аппарат испытывает экстремальные тепловые нагрузки. Распределения температур по поверхности ГЛА показаны на рис. 8, *а*...*в* (4-я

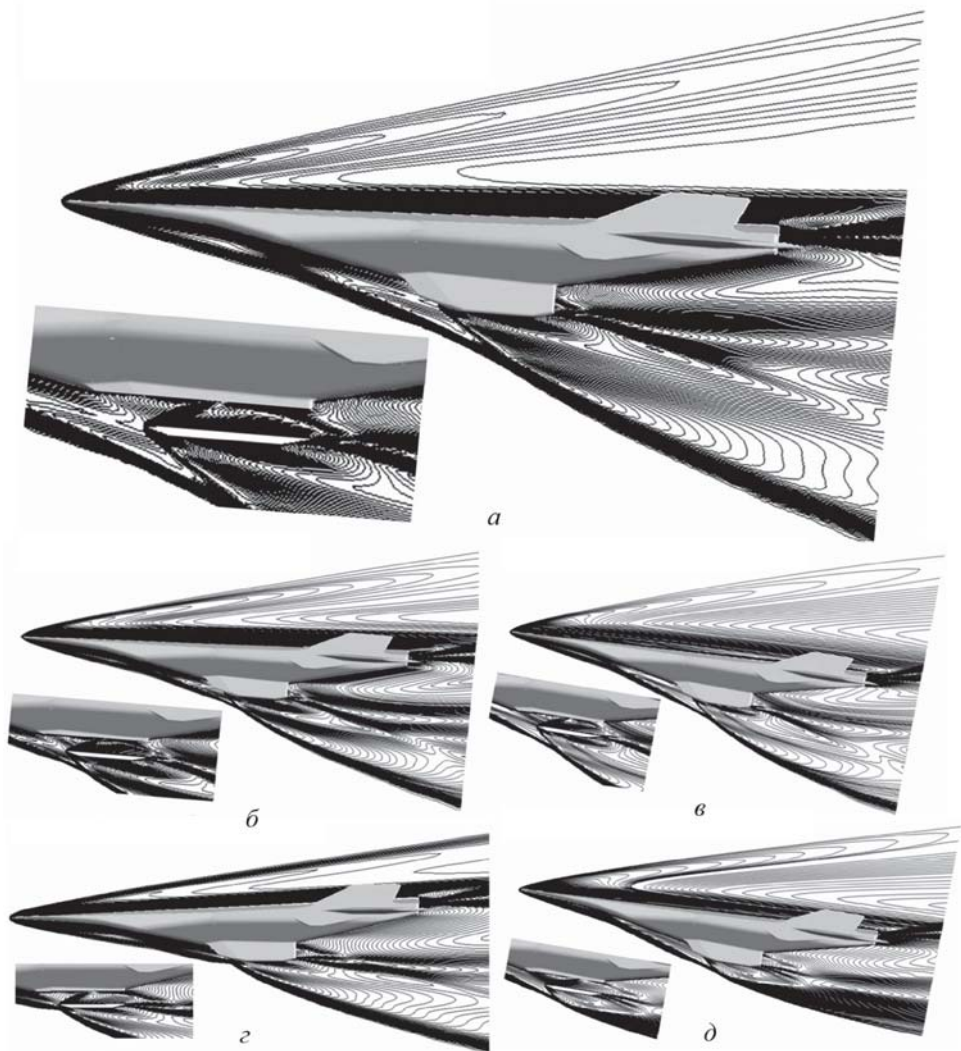


Рис. 7. Изменение структуры течения около аппарата X-43 с ростом числа Маха на высоте $H = 30$ км при различных углах атаки:

$a - \alpha = 5^\circ, M = 6$; $б - \alpha = 5^\circ, M = 8$; $в - \alpha = 10^\circ, M = 8$; $г - \alpha = 0^\circ, M = 10$; $д - \alpha = 10^\circ, M = 10$

полоса обложки) 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 значения $T \sim 2400$ 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 .

Иллюстрации к статье

А.Л. Железняковой, С.Т. Суржикова

«Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43»

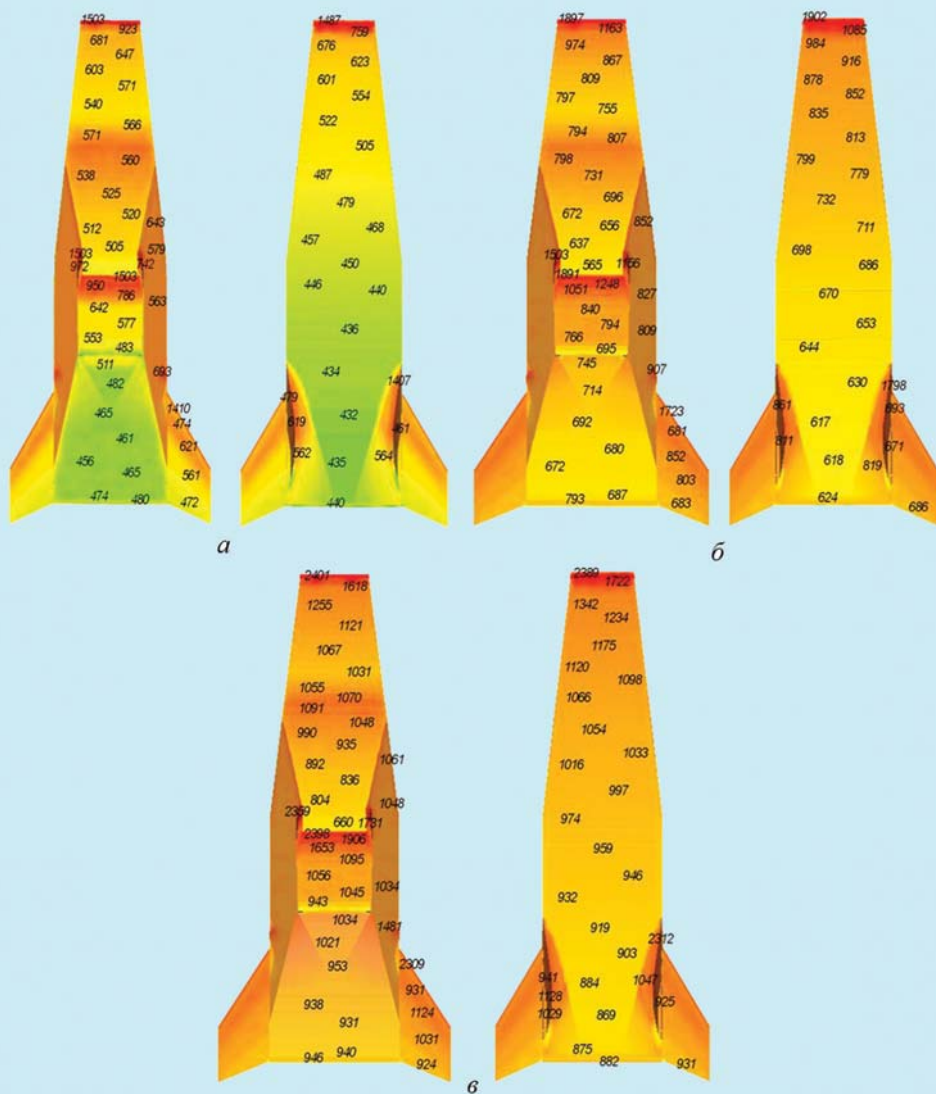


Рис. 8. Поля температур в центральном осевом сечении при полете с нулевым углом атаки для чисел Маха $M=6,8,10$ (соответственно *a, б, в*)

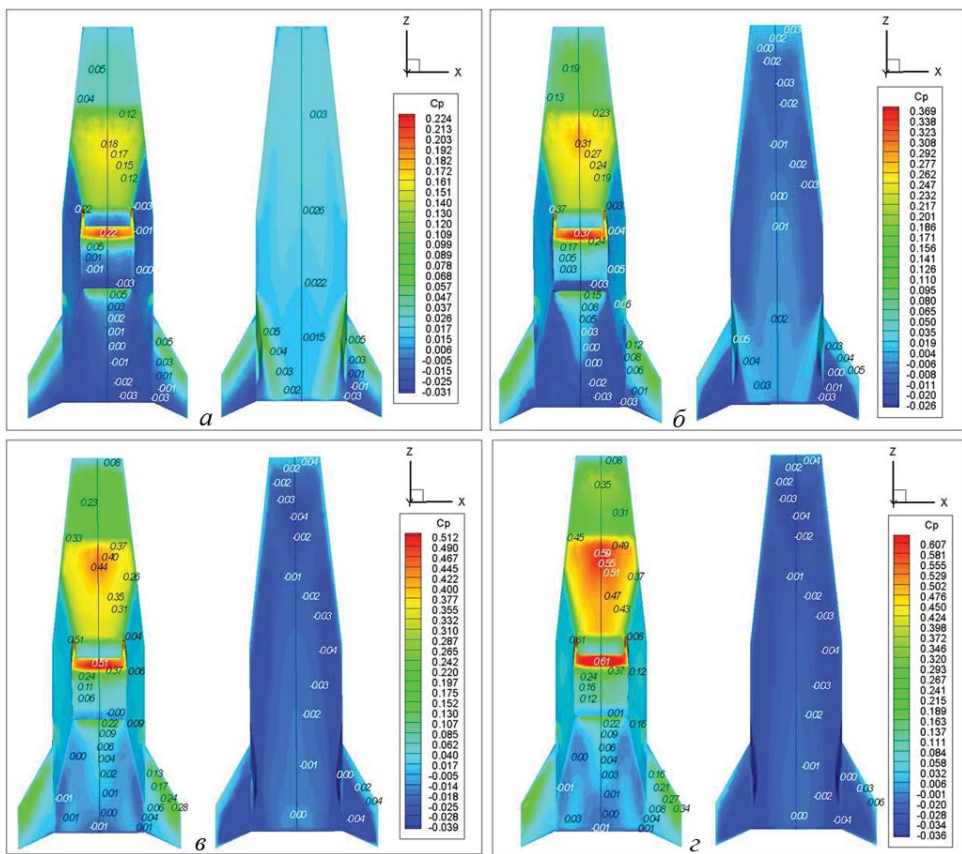


Рис. 9. Изменение коэффициентов давления на поверхности X-43 с ростом угла атаки при полете с числом Маха $M=6$ на высоте 30 км:
a, б, в, г, з – $\alpha = 0, 5, 10, 15$ градусов соответственно

При увеличении угла атаки от 0° до 15° максимальное значение коэффициента давления на нижней поверхности носовой части корпуса увеличивается с 0,18 до 0,59 (рис. 9). Также значения этого параметра значительно возрастают на задней поверхности за ГПВРД (с $-0,01$ до $0,03$) и на нижней кромке воздухозаборника (с 0,22 до 0,61). При этом значения коэффициентов давления на верхней носовой поверхности аппарата уменьшаются с 0,03 при $\alpha = 0^\circ$, до $-0,04$ при $\alpha = 15^\circ$.

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.

На рис. 10 приведены рассчитанные зависимости коэффициентов подъемной силы C_y , коэффициентов силы лобового сопротивления C_x и аэродинамического качества K модели гиперзвукового аппарата

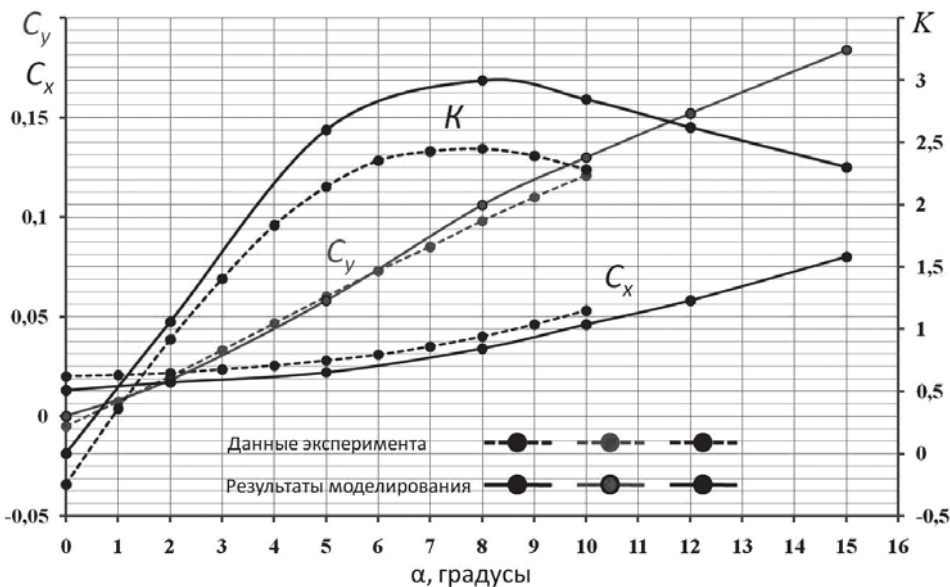


Рис. 10. Аэродинамические характеристики аппарата ГЛА X-43 при различных углах атаки и числе Маха $M=6$

X-43 от угла атаки при $M = 6$. В диапазоне углов атаки от 0° до 15° , с ростом угла атаки аэродинамическое качество возрастает, достигая своего максимального значения при $\alpha = 8^\circ$, затем снова снижается. Максимальное значение 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 на рисунке получено хорошее качественное и удовлетворительное количественное согласие экспериментальных и расчетных данных по интегральным аэродинамическим характеристикам.

Заключение. Дан краткий обзор и проведен 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, различающихся 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 ГЛА.

Для каждого режима вычислены интегральные аэродинамические характеристики модели ГЛА Х-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 $\alpha = 0^\circ$ до 15° с ростом угла атаки аэродинамическое качество возрастает, достигая своего максимального значения при $\alpha = 8^\circ$, затем снижается. Максимальное значение аэродинамического качества уменьшается с ростом числа Маха.

Проведено сравнение данных летного эксперимента и испытаний Х-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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научные основы технологий XXI века / Под ред. А.И. Леонтьева, Н.Н. Пилюгина, Ю.В. Полежаева, В.М. Поляева. – 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. Drummond J. P., Bouchez M., McCClinton C. R. Overview of NATO background on Scramjet technology // NATO report. 2002.
4. Englund 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.
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. Bakos R. J., Tsai C. Y., Rogers R. C., Shih A. T. Hyper-X Mach 10 engine flowpath development: Fifth entry test conditions and methodology // AIAA paper 2001-1814. – 2001. – 14 p.
9. Ferlemann S. M., McCClinton C. R., Rock K. E., Volland R. T. Hyper-X Mach 7 Scramjet design, ground test and flight results // AIAA. 2002.
10. Amudsen R. M., Leonard C. P., Bruce W. E. Hyper-X hot structure comparison of thermal analysis and flight data // 15 Thermal and Fluid Analysis Workshop (TFAWS). – 2004. – 24 p.
11. Ohlhorst C. W., Glass D. E., Bruce W. E. Development of X-43A Mach 10 leading edges // IAC-05-D2.5.06. – 2005. – 9 p.
12. Rivers H. K., Glass D. E. Advances in hot-structure development // NASA report. – 2006. – 11 p.
13. Albertson C. W., Venkat V. S. Shock interaction control for Scramjet cowl leading edges // AIAA paper. – 2005. – 19 p.

14. M o r e l l i E. A., D e r r y S. D. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A (Hyper-X) from flight data // AIAA 2005-5921. – 2005. – 15 p.
15. R o g e r s R. C., S h i h A. T., H a s s N. E. Scramjet development tests supporting the Mach 10 flight of the X-43 // AIAA paper 2005-3351. – 2005. – 11 p.
16. R o g e r s R. C., S h i h A. T., H a s s N. E. Scramjet engine flowpath development for the Hyper-X Mach 10 flight test // ISABE-05-1025. – 2005. – 7 p.

Статья поступила в редакцию 26.10.2009

Александра Львовна Железняка окончила МГТУ им. Н.Э.Баумана в 2008 г. Сотрудник лаборатории “Радиационная газовая динамика” Института проблем механики РАН. Автор 6 научных работ в области теплофизики и вычислительной газовой динамики.

A.L. Zheleznyakova graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 2008. Researcher of Laboratory for Radiative Gas Dynamics of the Institute for Problems in Mechanics, RAS. Author of 6 publications in theory of heat and mass transfer and computational fluid dynamics.

Сергей Тимофеевич Суржиков окончил МВТУ им. Н.Э.Баумана в 1975 г., МГУ им. М.В.Ломоносова в 1980 г. Чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат наук, заведующий лабораторией “Радиационная газодинамика” Института проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН, заведующий кафедрой “Физическая и химическая механика” МФТИ, профессор кафедры “Теплофизика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 400 научных работ в области теплофизики и радиационной газодинамики.

S.T. Surzhikov graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1975 and Moscow State University n.a. M.V. Lomonosov in 1980. Dr. Sc. (Phis.-Math.), Head of the Radiative Gas Dynamics Laboratory of the Institute for Problems in Mechanics n.a. A.Yu. Ishlinsky of Russian Academy of Sciences. Head of the Chair of Physical and Chemical Mechanics of Moscow Physics and Technology Institute. Author of more than 400 publications in radiative gas dynamics and theory of heat and mass transfer.