

## **Когнитивный подход при решении задач гиперзвукового обтекания**

**Зея Мьо Мьинт\*, Хлопков А. Ю.\*\***

*Московский физико-технический институт (государственный университет), ФИЗТЕХ,  
Институтский ,9, Долгопрудный, 141700, Россия*

*\*e-mail: zayyarmyomyint@gmail.com*

*\*\*e-mail: khlopkov@falt.ru*

### **Аннотация**

Когнитивные технологии в информатике – это совокупность методов, алгоритмов и программ, моделирующих познавательные способности человеческого мозга для решения конкретных прикладных задач. Предложена методика расчета и проведены исследования расчета аэродинамических характеристик перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. В частности, исследованы аэродинамические характеристики реальных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов по Российскому Проекту «Клипер» и Проекту USA «Falcon HTV-2». В работе представлены аэродинамические характеристики компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с помощью локального метода при различных числах Рейнольдса.

### **Ключевые слова**

инженерная методика, аэродинамические характеристики гиперзвукового летательного аппарата, число Рейнольдса, аэродинамика в переходном режиме

### **Введение**

Когнитивные технологии в информатике – это совокупность методов, алгоритмов и программ, моделирующих познавательные способности человеческого мозга для решения конкретных прикладных задач. Это задачи – распознавания образов (речи, сигналов, изображений, сцен и т.д.), выявления и идентификации закономерностей в массивах данных, решения задач компьютерного проектирования сложных систем, систем поддержки

принятия решений в условиях нечетких входных данных и взаимосвязей и т.д. Более полувека назад отцами кибернетики Богдановым, Винером и Нейманом была сформулирована задача соединения вычислительных возможностей компьютера с когнитивными способностями человеческого мозга. Подобный подход был практически реализован (метод Монте-Карло) при освоении атомной энергии как в военных, так и мирных целях (Лос-Аламосская лаборатория, Арзамас-16). Эта идея лежит и в основе современных технологий компьютерного проектирования.

Для сокращения времени проектирования и числа дорогостоящих натуральных и стендовых экспериментов создаются специализированные компьютерные системы типа Knowledge Based Engineering. Традиционно в моделировании используются математические модели, основанные на «физике процессов» и описывающие физические процессы и явления, происходящие при функционировании объекта. В аэрогидродинамике эти явления описываются сложными дифференциальными и интегро-дифференциальными уравнениями в частных производных (например, краевые задачи для уравнений Эйлера, Навье-Стокса, Рейнольдса, Больцмана) [1]. Для таких уравнений, как правило, неизвестны ни теоремы существования и единственности решения, ни характер зависимости решения от параметров и граничных условий. Используемые численные методы имеют значительную вычислительную трудоемкость как самих расчетов, так и подготовки исходных данных, описывающих вариант построения объекта, и расчетных сеток. Это существенно сокращает возможности использования точных моделей особенно на стадии предварительного проектирования, на которой рассматривается большое количество вариантов решений и высока цена неправильно выбранного решения.

В последние годы стали развиваться физико-математические модели, основанные именно на когнитивном подходе. Такие модели строятся на основе научного и интуитивного анализа базы данных, полученной путем теоретического, экспериментального (летного, трубного, стендового), численного исследований, проведенных с различными объектами рассматриваемого класса. Построенные таким образом модели фактически имитируют как источники получения данных, основанные на некоторой исходной модели, так и сами модели, созданные на основе изучения физики процессов. В качестве примера можно привести «Методику расчета аэродинамических характеристик воздушно-космических систем (АДХ ВКС)» [2, 3, 4].

Трудность экспериментального исследования аэродинамики гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) обуславливается воспроизведением натуральных условий полета в аэродинамических трубах. Моделирование высокоскоростных течений предполагает

соблюдение критериев подобия, в первую очередь по числам Маха и Рейнольдса и отношением температур набегающего потока и температуры поверхности, а также обеспечением низкой степени турбулентности и однородности потока в рабочей части установки. При моделировании натуральных условий основного критерия подобия Рейнольдса необходимо выдерживать целый ряд других критериев подобия. Одновременное решение этих проблем в рамках одной экспериментальной установки представляется невозможным. Законы поведения аэродинамических характеристик в переходной области весьма сложны и не могут быть получены простой интерполяцией данных для сплошной среды и свободномолекулярных течений [1]. Исследование течений газа в переходной области между течениями сплошной среды и свободномолекулярным представляет собой достаточно сложную задачу. Сложность обусловлена тем, что описание этих течений выходит за рамки обычной газовой динамики и требует учета молекулярной структуры газа для чего необходимо решать уравнение Больцмана. Решение уравнения Больцмана при малых числах Кнудсена, особенно для сложных тел - задача чрезвычайно трудоемкая. В этой связи естественным является появление и развитие инженерных методов, обоснованных совокупным материалом экспериментальных, теоретических, численных результатов, дающих возможность предсказания аэродинамических характеристик (АДХ) сложных тел в переходном режиме. Метод основан на так называемой гипотезе локальности, предполагающей, что поток импульса на элемент поверхности определяется местным углом его наклона к набегающему потоку. Обработка экспериментальных данных показывает, что точность теории локального взаимодействия вполне приемлема для инженерных расчетов аэродинамических характеристик широкого класса тел на этапе предварительного проектирования [3].

Целью настоящей работы является исследование аэродинамических характеристик воздушно-космического аппарата (ВКА) типов «Клипер (Clipper), модель ЦАГИ» и ГЛА «Сокол (Falcon НТВ-2)» в разреженной атмосфере на всех участках траектории полет – от орбитального до посадочного режима.

### **Методы расчета аэродинамических характеристик тел в переходном режиме**

В настоящее время условно можно выделить два подхода к вычислению аэродинамических характеристик воздушно-космических аппаратов на всех участках траектории полета – орбитальный полет, вход в атмосферу, торможение, аэродинамический

маневр в плоскость посадочной полосы, снижение скорости до посадочной, приземление. Обычно режимы полета связывают безразмерным числом Кнудсена или числом Рейнольдса. Число Кнудсена (Kn) и число Рейнольдса (Re) определялись так:

$$\text{Kn} = \frac{\lambda}{L}, \quad \text{Re} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} L}{\mu}, \quad \text{Kn} \approx \frac{M}{\text{Re}}$$

где  $\lambda$  – длина свободного пробега,  $L$  – характерный размер тел,  $\mu$  – коэффициент вязкости,  $M$  – число Маха. В условиях гиперзвуковой стабилизации более рационально использовать в качестве критерия разреженности не число Кнудсена, а число Рейнольдса.

Первый подход состоит в построении функции аппроксимации при известных предельных значениях: свободномолекулярного  $C(0)$  и сплошносредного, обычно моделируемого по методу Ньютона  $C(\infty)$ .

$$f(C, \text{Re}, t_w, \gamma, M, \dots) \approx \frac{C(\text{Re}) - C(\infty)}{C(0) - C(\infty)},$$

Функция  $f$  зависит от свойств газа, параметров набегающего потока, геометрии поверхности и др. Во втором подходе используется классический метод локальности и предполагается

$$C_p = \sum_{k=0}^R A_k (vn)^k,$$

$$C_{\tau} = (v\tau) \sum_{k=1}^{R-1} B_k (vn)^k,$$

$$(vn) = v \cos \theta, \quad (v\tau) = v \sin \theta.$$

В предельном случае сплошной среды по методу Ньютона получаем

$$C_x = C_p n = A_2 (vn)^2 n,$$

В другом предельном свободномолекулярном случае получаем

$$C_x = C_{p_0} (vn)^2 n + C_{\tau_0} (vn) \tau.$$

Трудности решения аэродинамических задач обтекания пространственных тел потоком разреженного газа вызвали развитие инженерных полуэмпирических методов, использующих накопленные экспериментальные и расчетные данные [3].

Для элементарных сил давления и трения

$$p = p_0 \sin^2 \theta + p_1 \sin \theta ,$$

$$\tau = \tau_0 \sin \theta \cos \theta .$$

Здесь коэффициенты  $p_0$ ,  $p_1$ ,  $\tau_0$  (коэффициенты режима течения) зависят от числа Рейнольдса  $Re_0 = \rho_\infty V_\infty L / \mu_0$ , в котором коэффициент вязкости  $\mu_0$  вычисляется при температуре торможения  $T_0$ . Кроме числа Рейнольдса наиболее важным параметром является температурный фактор  $t_w = T_w / T_0$ , где  $T_0$ ,  $T_w$  – температура торможения и температура поверхности.

Зависимость коэффициентов режима в гиперзвуковом случае должна обеспечивать переход к свободномолекулярным значениям при  $Re_0 \rightarrow 0$  и значением теории Ньютона, методов тонких касательных клиньев или конусов при  $Re_0 \rightarrow \infty$ . На основе анализа расчетных и экспериментальных данных предложены эмпирические формулы [2]

$$p_0 = p_\infty + [p_\infty(2 - \alpha_n) - p_\infty] p_1 / z ,$$

$$p_1 = z \exp[-(0,125 + 0,078 t_w) Re_{0эфф}] ,$$

$$\tau_0 = 3,7 \sqrt{2} [R + 6,88 \exp(0,0072 R - 0,000016 R^2)]^{-1/2} .$$

Здесь

$$z = \left( \frac{\pi(\chi - 1)}{\chi} t_w \right)^{1/2} ,$$

$$R = Re_0 \left( \frac{3}{4} t_w + \frac{1}{4} \right)^{-0,67} ,$$

$$Re_{0эфф} = 10^{-m} Re_0 , \quad m = 1,8(1 - h)^3 .$$

где  $h$  – относительные поперечные размеры аппарата, равный отношению его высоты к длине.

Предложенная методика хорошо зарекомендовала себя для расчета гиперзвукового обтекания выпуклых не очень тонких и пространственных тел. Расчет полностью отражает

качественное поведение  $C_x$  в зависимости от разреженности среды во всем диапазоне углов атаки и дает количественное соответствие с точностью около 5% [3].

О точности соотношений локального метода можно сказать, что они применимы с наименьшей погрешностью в случае тел, близких к сфере и других затупленных тел, и неприменимы в случае очень тонких тел, когда не выполняется условие  $M_\infty \sin \theta \gg 1$  [2].

В рассматриваемых методах не учитывается влияние взаимодействия пограничного слоя с гиперзвуковым невязким потоком при больших числах  $Re_0$ . Расчетные и экспериментальные значения  $C_x$  конуса в переходном режиме согласуются удовлетворительно, данные по  $C_y$  согласуются значительно хуже. Необходимо подчеркнуть, что предложенная методика качественно верно отражает не монотонность зависимости  $C_y$  конуса от  $Re_0$ . Расчетные и экспериментальные результаты по  $C_x$  при  $\alpha = 10^\circ$  и  $15^\circ$  для пластины хорошо согласуются, данные же для  $C_x$  при  $\alpha = 5^\circ$  и  $C_y$  согласуются плохо. Это является следствием неучтенного в локальном методе влияния взаимодействия пограничного слоя с невязким потоком [2, 5].

Таким образом, локальный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом потоке разреженного газа в переходном режиме дает хороший результат по  $C_x$  для широкого класса тел и качественно верный результат по  $C_y$ . При малых углах атаки ( $\alpha < 5^\circ$ ) точность результата ухудшается, в этом случае необходимо привлекать более полные модели, учитывающие наличие пограничного слоя [3, 6].

### **Метод описания поверхности тела**

Одним из основных вопросов методики расчета аэродинамических характеристик аппарата произвольной формы является рациональный выбор способа описания геометрии поверхности. Методы описания сложных поверхностей можно разделить на две основные группы: математическая аппроксимация поверхности и распределение в пространстве большого числа точек поверхности, по которым восстанавливается система элементарных площадок [3]. К основным недостаткам первой группы методов обычно относят математические трудности аппроксимации сложных, существенно нелинейных поверхностей по малому числу контрольных точек, а к недостаткам второй – трудности подготовки исходных данных. В данной работе использованы оба этих метода: Вследствие сравнительной простоты и универсальности задания контрольных точек, и в конечном итоге восстановления поверхности по контрольным точкам, моделируемое тело разбивается на ряд

характерных частей (крыло, носовая часть, донная часть фюзеляжа и т.д.), для каждой из которых проводится квадратичная интерполяция по контрольным точкам.

Для каждой части вводятся оси  $(x, y', z')$ , являющиеся осями симметрические системы координат. Оси разбиваются на конечное число характерных точек, задаваемых параметрами  $x_i, y_i, z_i$ . В этих точках в цилиндрической системе координат задаются сечения:  $\varphi_j, R_{ij}; \varphi_{yi}, R_{yij}; \varphi_{zi}, R_{zij}$ . В зависимости от формы сечения оно может быть задано как в дискретной, так и в аналитической форме.

Для уточнения поверхности в промежуточных точках предусматривается интерполяционная процедура. Промежуточные точки на осях и значения углов находятся по формулам линейной интерполяции

$$x_i = \frac{1}{2} \left( x_{\frac{i-1}{2}} + x_{\frac{i+1}{2}} \right), \quad \varphi_j = \frac{1}{2} \left( \varphi_{\frac{j-1}{2}} + \varphi_{\frac{j+1}{2}} \right).$$

Значения радиусов с помощью интерполяционного многочлена Лагранжа интерполируются дважды – по  $\varphi$  и  $x$ :

$$R(a) = \sum_{i=1}^3 R(a_i) \prod_{j \neq i} \frac{a - a_j}{a_i - a_j}.$$

где  $a_{i,j}$  – соответствуют значениям  $\varphi$  и  $x$  в интерполяционных точках.

Таким образом, с необходимой точностью задаются исходные точки на поверхности. Остается вопрос, каким образом натянута на имеющийся остов поверхность обтекаемого аппарата. Как уже отмечалось, для поставленной цели подходит линейная аппроксимация, поэтому в качестве основного будем рассматривать линейный элемент, представляющий собой треугольник, построенный по ближайшим трем точкам. Вершины треугольников в декартовых координатах для различных частей определяются по формулам:

для фюзеляжа

$$r = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_i \\ R_{ij} \cos \varphi_j \\ R_{ij} \sin \varphi_j \end{pmatrix},$$

для крыла

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 + z_i \cos \alpha_z - R_{zij} \cos \gamma_{zi} \\ y_0 + z_i \sin \alpha_z + R_{zij} \sin \varphi_{zj} \\ z_0 + z_i \cos \alpha_z \cos \beta_z - R_{zij} \cos \varphi_{zj} \sin \gamma_{zi} \end{pmatrix},$$

где  $(x_0, y_0, z_0)$  – начальные координаты оси крыла  $z'$ ,  $\alpha_z$  – угол наклона оси крыла к плоскости  $y = 0$ ,  $\beta_z$  – угол наклона оси крыла к оси  $z$ ,  $\gamma_{zi}$  – угол наклона задаваемых сечений на оси  $z'$ .

Для полного задания элемента необходимо определить его ориентацию и площадь поверхности. Пусть  $\mathbf{a} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$ ,  $\mathbf{b} = \mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_1$ , образующие элементы вектора. Тогда площадь элемента

$$S = \frac{1}{2}(\mathbf{a} \times \mathbf{b}),$$

и нормаль к поверхности

$$\mathbf{n} = (\mathbf{a} \times \mathbf{b}) / (|\mathbf{a} \times \mathbf{b}|).$$

Оценка погрешности аппроксимации линейными элементами при обработке на свободномолекулярном режиме обтекания дает неплохие результаты. Так, для аппроксимации конуса при вычислении сопротивления с точностью 5% (средняя погрешность статистических методов) необходимо примерно 10 элементов, а для аппроксимации сферы – 100. однократное применение интерполяционной процедуры уменьшает погрешность на порядок.

## Результаты и обсуждения

В настоящей работе представлены результаты расчета коэффициентов силы сопротивления, подъемной, момента тангажа для летательных аппаратов вариантов «ВКА Клипер(Clipper), модель ЦАГИ [7, 8, 9]» и «Сокол (Falcon НТВ-2)» (Рис. 1). Расчеты проводились с использованием локального метода в диапазоне углов атаки  $\alpha$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  с шагом  $5^\circ$ . Параметры задачи были следующие: отношение теплоемкостей  $\gamma = 1.4$ ; температурный фактор  $t_w = T_w/T_0 = 0.1$ ; число Рейнольдса  $Re_0 = 0, 10, 1000, 10000$ .



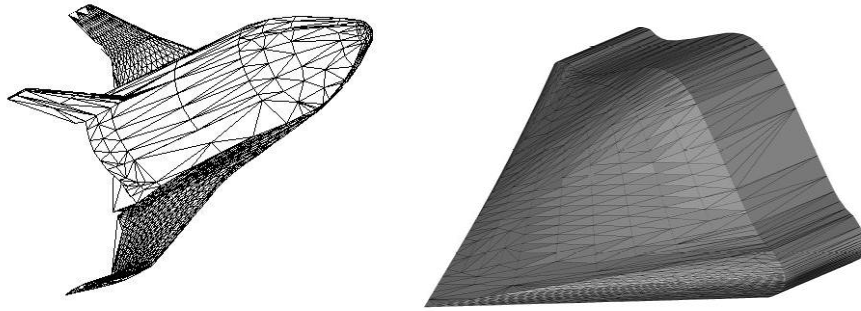


Рис. 1. Геометрическое представление варианта «ВКА Клипер, модель ЦАГИ» и «Falcon HTV-2»

На рис. 2-4 представлены зависимости  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$ ,  $m_z(\alpha)$  при различных значениях числа Рейнольдса для ВКА «Клипер, модель ЦАГИ» и гиперзвукового летательного аппарата типа «Falcon HTV-2». Из результатов «Клипера» видно, что с увеличением числа Рейнольдса коэффициент сопротивления тела уменьшается (что можно объяснить уменьшением нормальных и касательных напряжений  $p_1(Re_0)$  и  $\tau_0(Re_0)$ ). При больших числах Рейнольдса  $Re_0 \geq 10^6$  характеристики почти не изменяются. Зависимость  $C_y(\alpha)$  растет с увеличением числа Рейнольдса (что можно объяснить увеличением нормальных и касательных напряжений  $p_1(Re_0)$  и  $\tau_0(Re_0)$ ). Значения  $m_z(\alpha)$  весьма чувствительны к изменению числа Рейнольдса. С увеличением числа Рейнольдса,  $m_z(\alpha)$  меньше нулю при  $Re_0 \sim 10^3$ .

Из результатов «Falcon HTV-2» видно, что зависимость  $C_x(\alpha)$  уменьшается при больших числах Рейнольдса с уменьшением  $p_1(Re_0)$  и  $\tau_0(Re_0)$ . Можно объяснить, что соответствует увеличению высоты полета, возрастает роль сил трения с уменьшением  $Re_0$ , в результате увеличивается коэффициент  $C_x(\alpha)$ . С увеличением числа Рейнольдса увеличивается зависимость  $C_y(\alpha)$ . Зависимость  $m_z(\alpha)$  тоже чувствительны к изменению числа Рейнольдса и происходит, сменена знака  $m_z$  при  $\alpha \sim 5^\circ$ .

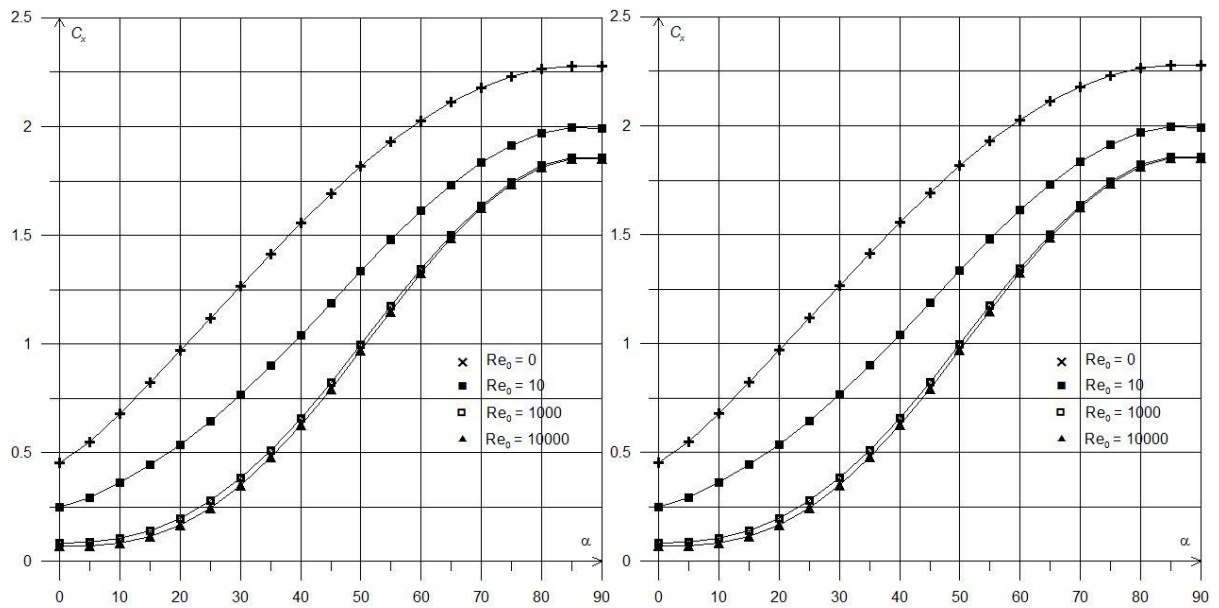


Рис. 2. Зависимость  $C_x(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер» и «Falcon НТВ-2»

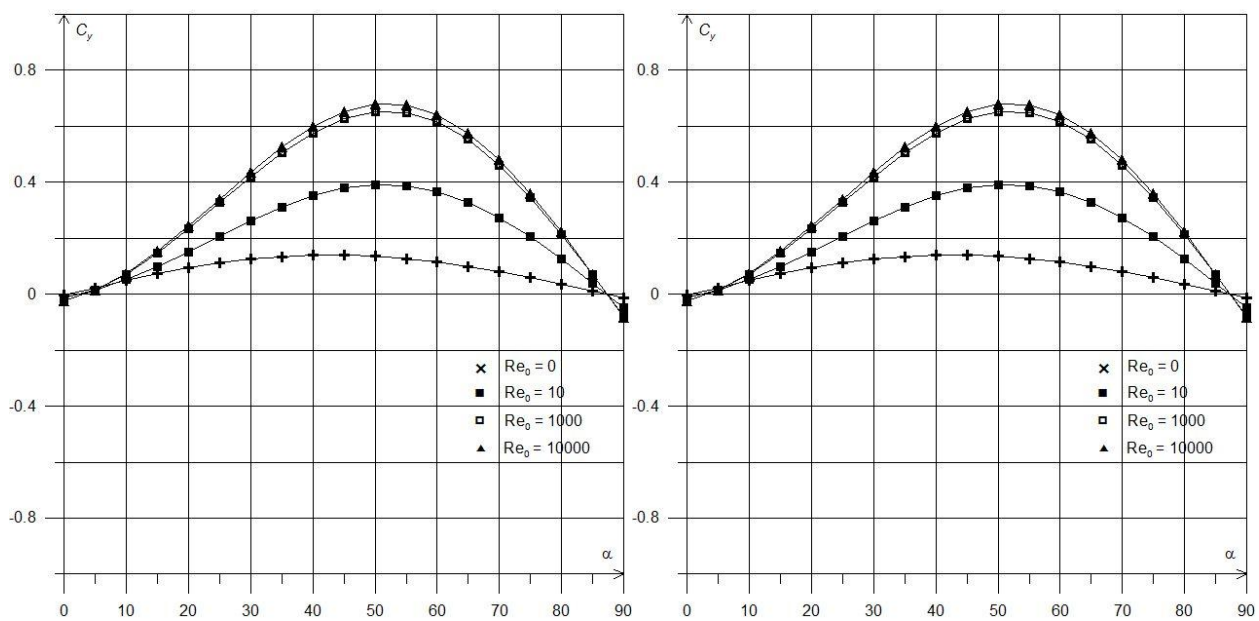


Рис. 3. Зависимость  $C_y(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер» и «Falcon НТВ-2»

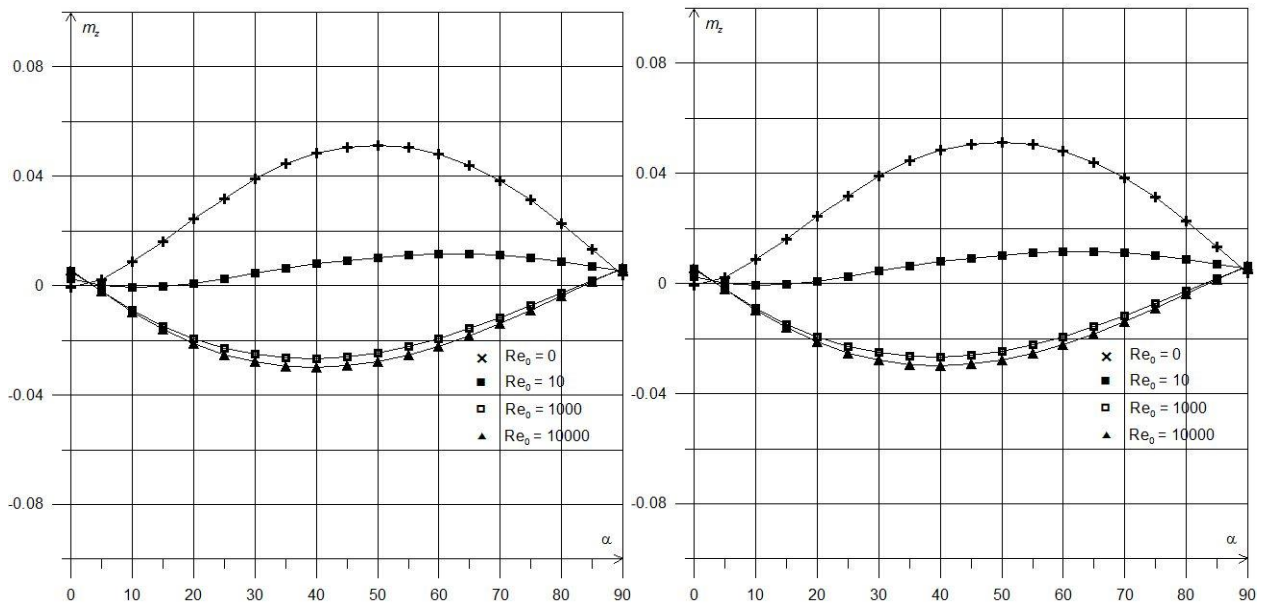


Рис. 4. Зависимость  $m_z(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер» и «Falcon HTV-2»

На рис. 5-7 представлен сравнение результатов зависимости  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$ ,  $m_z(\alpha)$  для «Клипер» и «Falcon HTV-2». Из этих результатов чувствительно, что коэффициенты силы сопротивления Сокола меньше чем Клипера и изменение числа Рейнольдса оказывает сильное влияние на все аэродинамические характеристики. Можно сказать, что число Рейнольдса влияет формы тела и локальный метод дает хорошие результаты в переходном режиме для широкого класса тел.

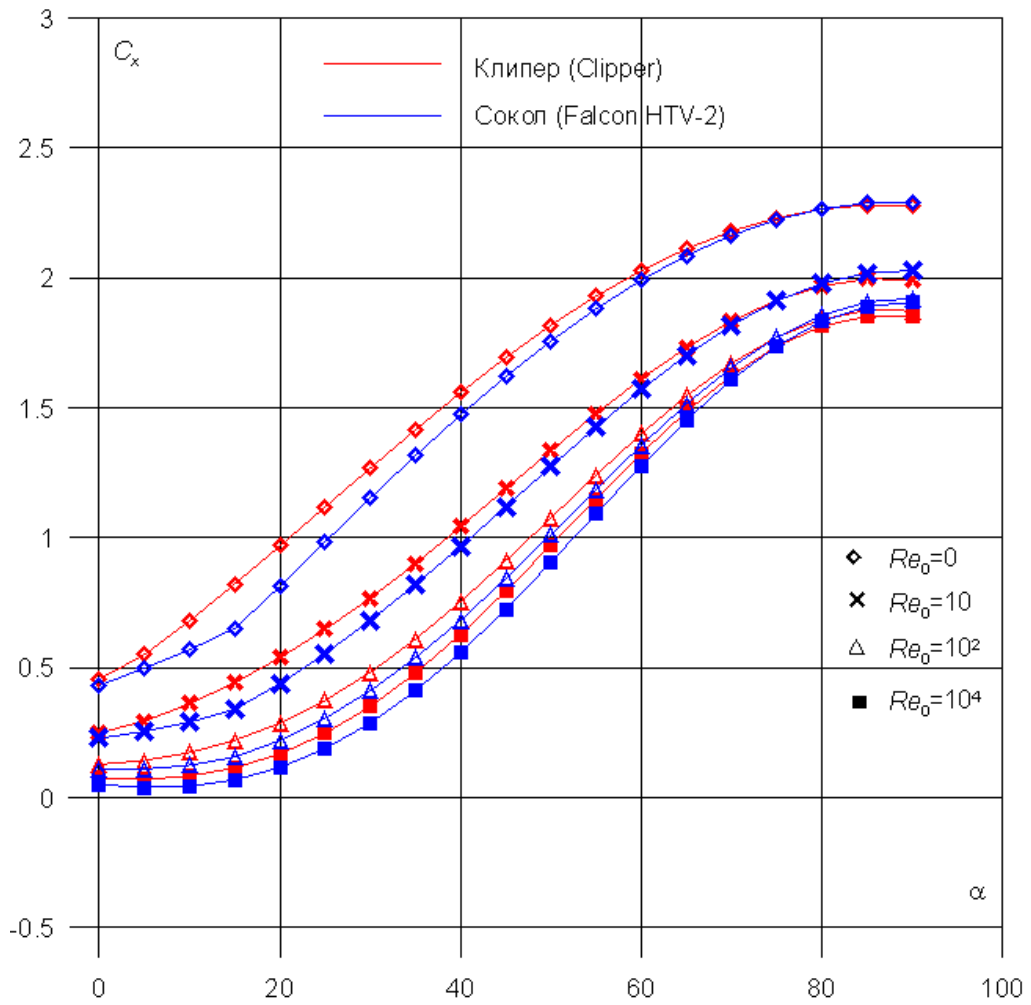


Рис. 5. Зависимость  $C_x(\alpha)$  для «Клипер» и «Falcon HTV-2»

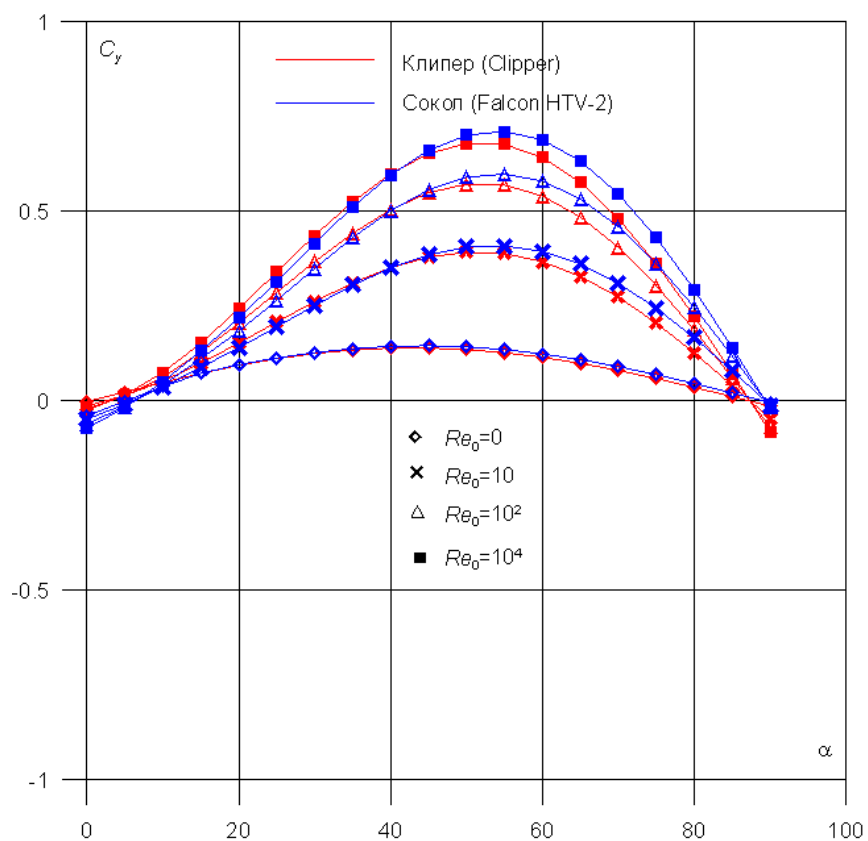


Рис. 6. Зависимость  $C_y(\alpha)$  для «Клипер» и «Falcon HTV-2»

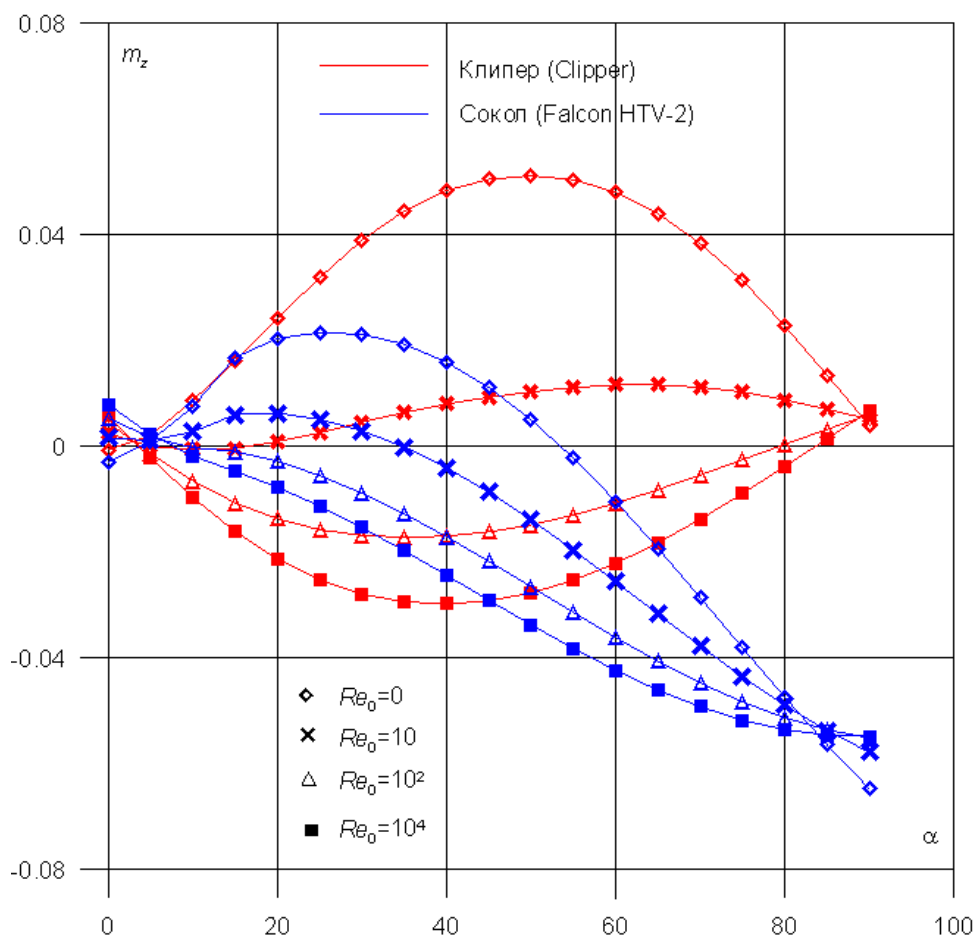


Рис. 7. Зависимость  $m_z(\alpha)$  для «Клипер» и «Falcon HTV-2»

## **Заключение**

Предложенная методика хорошо зарекомендовала себя для расчета гиперзвукового обтекания выпуклых не очень тонких и пространственных тел на этапе предварительного проектирования. Проведен анализ расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в потоке разреженного газа методом по гипотезе локальности с привлечением полуэмпирических теорий. Представлен сравнение результатов расчета локальным методом аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов «Клипер» и «Falcon НТВ-2» в переходном режиме при различных значениях числа Рейнольдса. Таким образом, локальный метод в переходном режиме дает хорошие результаты для широкого класса тел.

## **Библиографический список**

1. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. Кинетическая теория. — М.: Наука, — 1967. — 440 с.
2. Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе. // Труды ЦАГИ. — 1977. — Вып. 1833.
3. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. М., МФТИ, 2006, 260 с.
4. Зея Мью Мьинт, Хлопков А.Ю. Аэродинамические характеристики летательного аппарата сложной формы с учетом потенциала взаимодействия молекулярного потока с поверхностью. Ученые Записки ЦАГИ, 2010, т. XVI, №5, с.33-45
5. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. — М.: Азбука, 2008. 330 с.
6. Зея Мью Мьинт, Чжо Зин Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата в высокоскоростном потоке разреженного газа // Труды МАИ, 2010, вып № 40.
7. Ваганов А.В., Дроздов С.М., Дудин Г.Н., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Пафнутьев В.В., Чельшева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное исследование аэродинамики перспективного возвращаемого космического аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. XXXVIII, № 1-2, с. 16-26.
8. Ваганов А.В., Дроздов С.М., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Чельшева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное моделирование аэродинамики крылатого возвращаемого космического аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 2, с. 3-15.



9. Воронич И.В., Зея Мьо Мьинт Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата // Вестник МАИ. 2010, Т. 17, № 3, с. 59-67.