

## **Использование локального метода для расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме**

Зея Мьо Мьинт, А.Ю. Хлопков, Чжо Зин, Тху Рейн Тун

### **Аннотация**

Приведены исследования расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме с помощью инженерного локального метода. Эта проблема особенно важна при движении летательных аппаратов на больших высотах. В работе предлагается создание инженерной программы определения основных аэродинамических характеристик разных формы тел. В работе представлены аэродинамические расчеты компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с помощью локального метода при различных числах Рейнольдса.

### **Ключевые слова**

аэродинамика в переходном режиме, аэродинамические характеристики гиперзвуковых летательных аппаратов, числа Рейнольдса, гипотеза локальности

### **Введение**

Компьютерное моделирование позволяет при помощи инженерных методов быстро проводить анализ аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Технический прогресс в космической технике и гиперзвуковой авиации привел к интенсивному развитию теоретических и экспериментальных исследований в области аэродинамики гиперзвуковых течений. Важное значение имеет исследование двух областей общей газовой динамики. Одна из них - изучение обычной газовой динамики сплошной среды, а другая динамика – свободномолекулярная газовая динамика и примыкающая к ней среда, где течение газа является разреженным [1]. Направление исследования гиперзвукового обтекания тел разреженным газом можно определить так: в первом случае в рамках обычной теории газовой динамики учитывают явления скольжения на поверхности обтекаемого тела, которое

пропорционально разреженности среды, а второе, исходя из известной теории свободномолекулярного потока, пытаются учесть влияние межмолекулярных столкновений на аэродинамические характеристики [2].

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 отношению 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 [2]. 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 создание простой в применении инженерной программы определения основных аэродинамических характеристик сложной формы тел. Программа удобна для учета влияния числа  $Re$  в различных модификациях моделей локальности, предусматривает простой метод задания формы тела. Проведены аэродинамические расчеты воздушно-космического аппарата (ВКА) типов «Клипер (Clipper),

модель ЦАГИ» и ГЛА «Сокол (Falcon НТВ-2)» в разреженной атмосфере с помощью метода, основанного на гипотезе локальности при различных числах Re.

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

Трудности решения аэродинамических задач обтекания пространственных тел потоком разреженного газа вызвали развитие инженерных полуэмпирических методов, использующих накопленные экспериментальные и расчетные данные. При моделировании натуральных условий необходимо учитывать влияние основных критериев подобия.

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.

В настоящее время условно можно выделить два инженерных подхода к вычислению аэродинамических характеристик по числам Рейнольдса [4, 5]. Первый подход состоит в построении функции аппроксимации при известных предельных значениях свободномолекулярного  $C(0)$  и сплошнородного, обычно моделируемого по методу Ньютона  $C(\infty)$ .

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

$$F = \Phi\left[\frac{\ln \text{Kn} + a}{\sigma}\right], \quad \Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-y^2/2} dy$$

Функция  $F$  зависит от свойств газа, параметров набегающего потока, геометрии поверхности и др. Где  $C$ ,  $\Gamma$ ,  $t_w$ ,  $\gamma$  – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления, геометрия тела, температурный фактор и отношение теплоемкостей, соответственно. Значения  $a$  и  $\sigma$  – константы, которые получены на основании статистической обработки экспериментальных данных [6].

Классический метод локальности и предполагает

$$C_p = \sum_{k=0}^R A_k (vn)^k, C_\tau = (v\tau) \sum_{k=1}^{R-1} B_k (vn)^k,$$

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

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

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

В данной работе используются выражения для элементарных сил давления и трения в форме работы [7].

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

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

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

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

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

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

Здесь

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

$$R = \text{Re}_0 \left( \frac{3}{4} t_w + \frac{1}{4} \right)^{-0.67},$$

$$\text{Re}_{0\text{эфф}} = 10^{-m} \text{Re}_0, \quad m = 1,8(1-h)^3.$$

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%. [5, 8].

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  $M_\infty \sin \theta \gg 1$  [7]. На рис. 1 представлены экспериментальные ( $M_\infty = 5.15 \div 10, t_w = 1$ ) [2] и расчетные (пунктирная кривая) значения коэффициента сопротивления сферы в зависимости от  $\text{Re}_0$  [7].

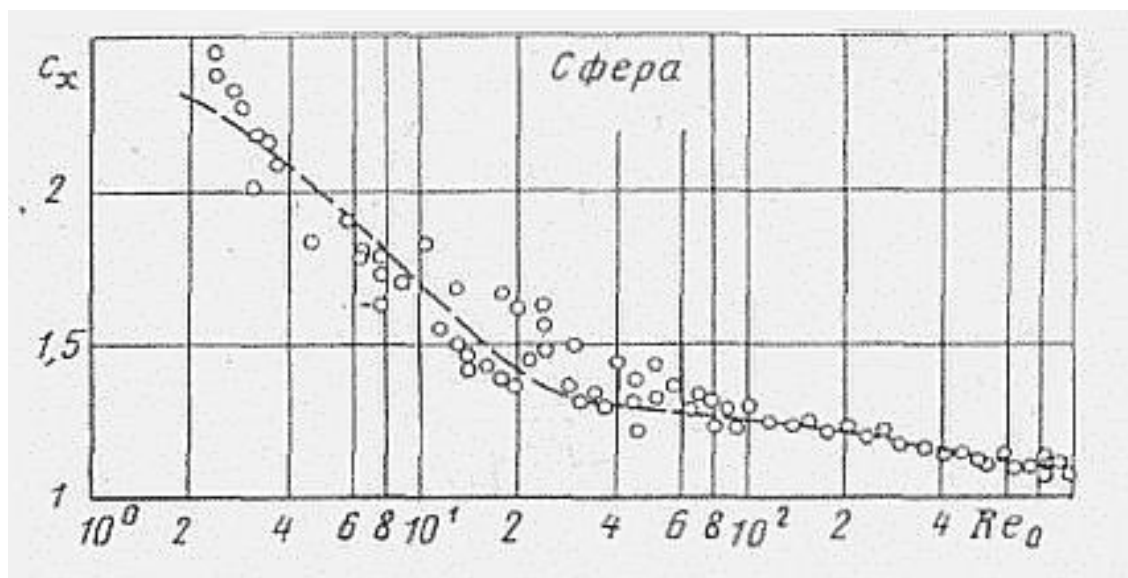


Рис. 1.

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 немонотонность 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 [8, 9].

### Результаты расчета АДХ ГЛА в переходном режиме

Представлены результаты расчета коэффициентов силы сопротивления, подъемной, момента тангажа для летательных аппаратов вариантов «ВКА Клипер ЦАГИ (Clipper)» [10, 11, 12] (Рис. 4) и «Сокол (Falcon НТВ-2)» (Рис. 10). 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  $Re_0 = 0, 10, 10^2, 10^4$ .



Рис. 2. Космический аппарат «Клипер»



Рис. 3. Чайный корабль «Clipper»

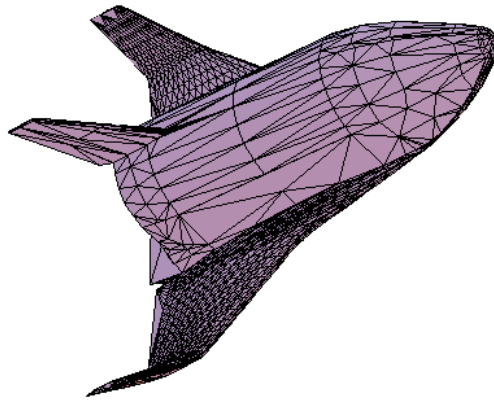


Рис. 4. Геометрическое представление варианта «ВКА Клипер ЦАГИ (Clipper)»

На рис. (5, 6, 7) представлены зависимости  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$ ,  $m_z(\alpha)$  при различных значениях числа Рейнольдса. На рис. 5 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.

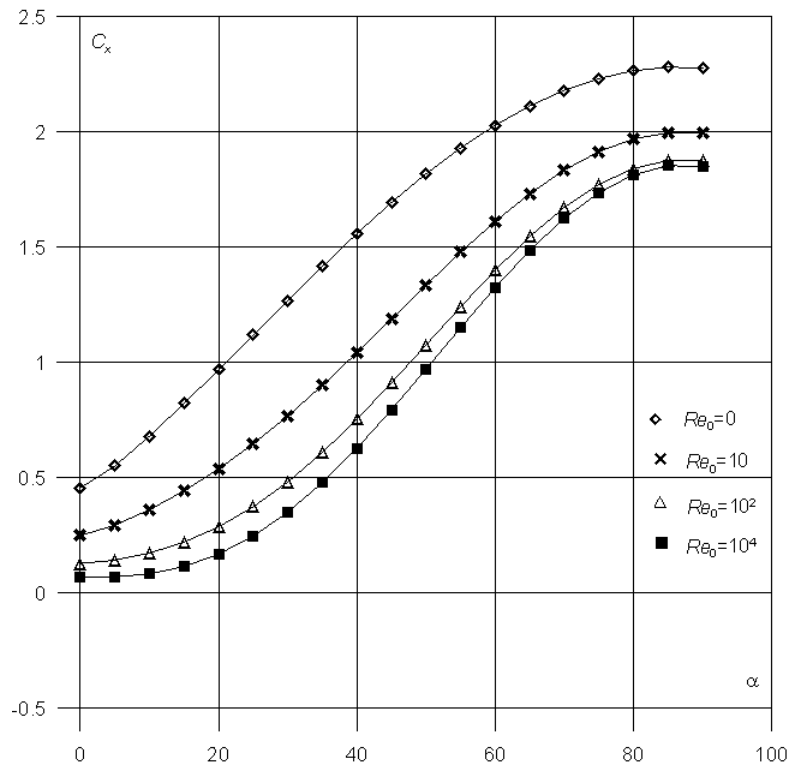


Рис. 5. Зависимость  $C_x(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер ЦАГИ (Clipper)»

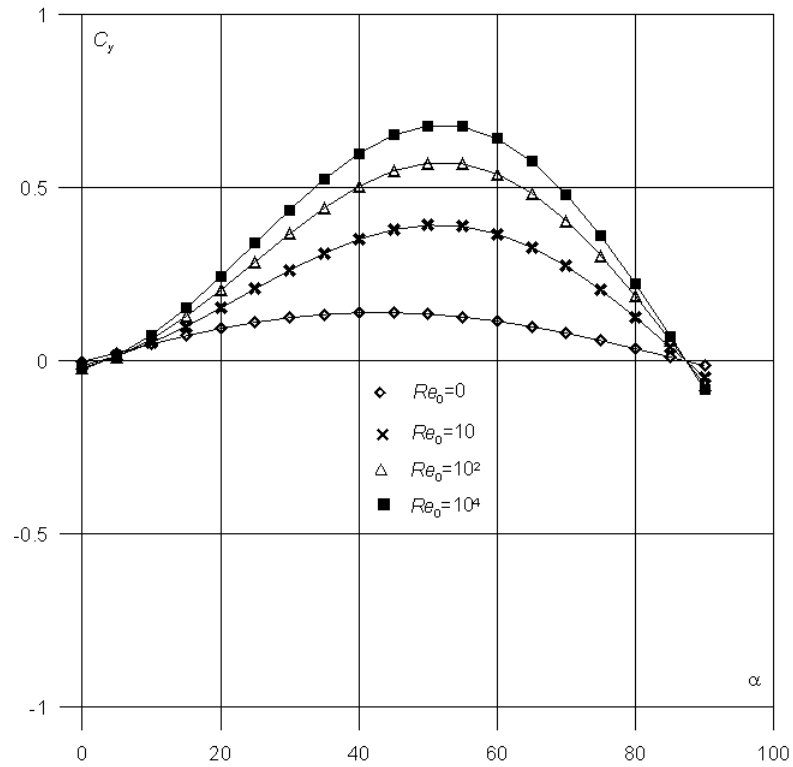


Рис. 6. Зависимость  $C_y(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер ЦАГИ (Clipper)»

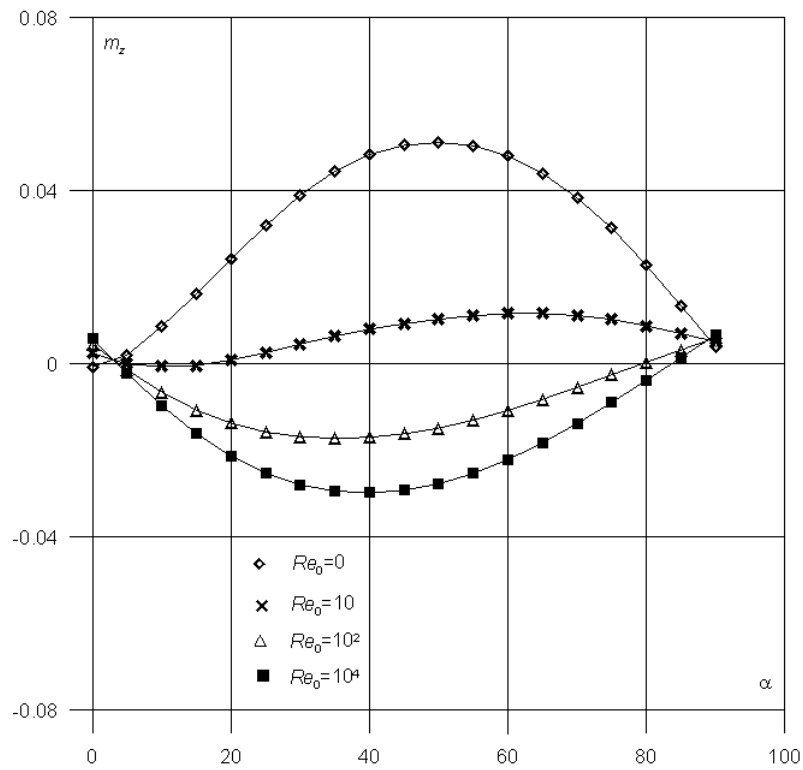


Рис. 7. Зависимость  $m_z(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Клипер ЦАГИ (Clipper)»



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  $Re_0 \sim 10^2$ .

На рис. (11, 12, 13) представлены результаты расчета коэффициентов силы сопротивления, подъемной, момента тангажа для гиперзвукового летательного аппарата типа «Сокол (Falcon НТВ-2)».



Рис. 8. Гиперзвуковой летательный аппарат «Сокол (Falcon НТВ-2)»



Рис. 9. Сокол (Falcon)

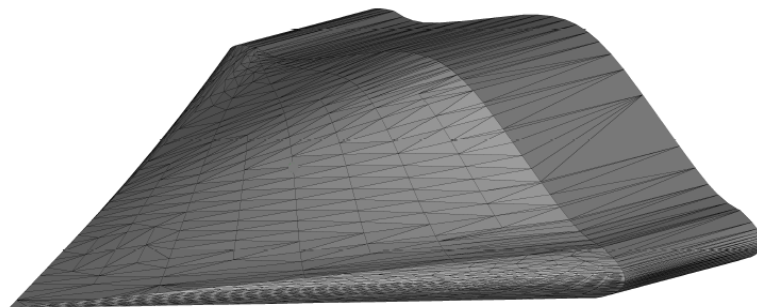


Рис. 10. Геометрическое представление варианта «Сокол (Falcon НТВ-2)»

Из графика 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  $\alpha \sim 5^\circ$ .

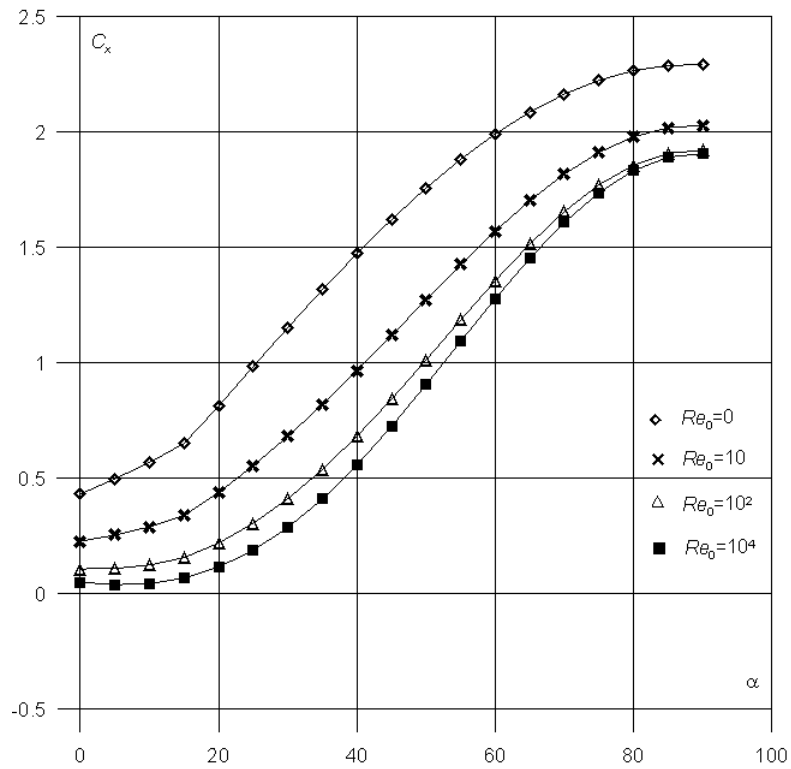


Рис. 11. Зависимость  $C_x(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Сокол (Falcon НТВ-2)»

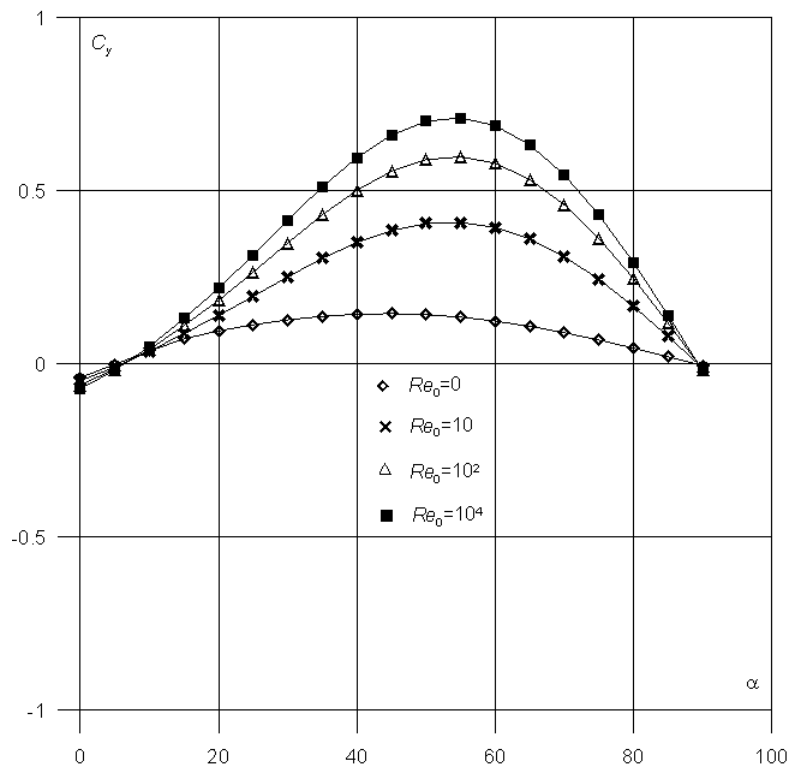


Рис. 12. Зависимость  $C_y(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Сокол (Falcon НТВ-2)»

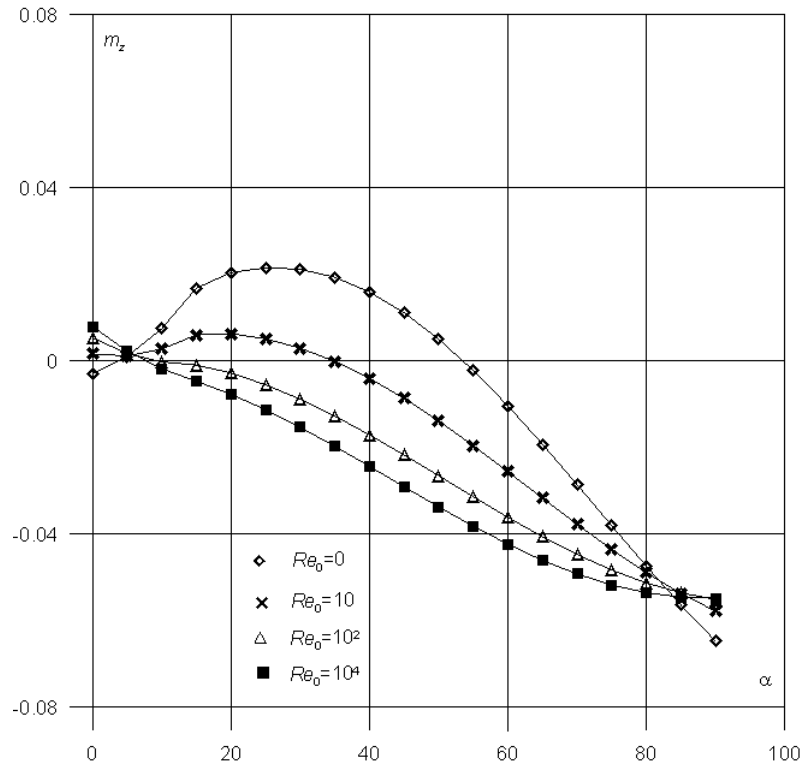


Рис. 13. Зависимость  $m_z(\alpha)$  при различных числах  $Re_0$  ( $t_w = 0.1$ ) для «Сокол (Falcon HTV-2)»

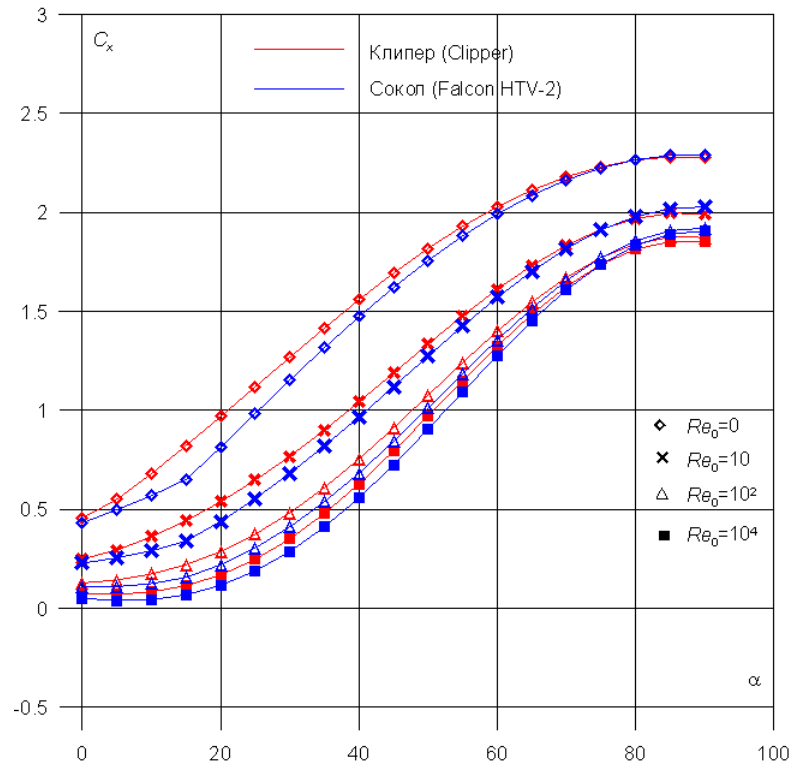


Рис. 14. Зависимость  $C_x(\alpha)$  для «Клипер» и «Сокол» ( $t_w = 0.1$ )

На рис. (14) представлен сравнение зависимости  $C_x(\alpha)$  для «Клипер» и «Сокол (Falcon НТВ-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 режимов течения.

### **Заключение**

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 «Сокол» в переходном режиме при различных значениях числа Рейнольдса  $Re_0$ . Таким образом, локальный метод в переходном режиме дает хорошие результаты для широкого класса тел. Полученные результаты могут быть полезны для будущего проектирования гиперзвукового летательного аппарата.

### **Библиографический список**

1. Гусев В.Н., Климова Т.В., Липин А.В. Аэродинамические характеристики тел в переходной области при гиперзвуковых скоростях потока // Труды ЦАГИ. 1972. Вып. 1411.
2. Гусев В.Н., Коган М.Н., Перепухов В.А. О подобии и изменении аэродинамических характеристик в переходной области при гиперзвуковых скоростях потока // Ученые записки ЦАГИ, Том 1, № 1, 1970. с 24-33.
3. Алексеева Е.В., Баранцев Р.Г. Локальный метод аэродинамического расчета в разреженном газе. — Изд. ЛГУ, 1976.
4. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. — М.: МФТИ, 2006. 158 с.
5. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. — М.: Азбука, 2008. 330 с.
6. Горенбух П.И. О приближенном расчете аэродинамических характеристик простых тел при гиперзвуковом обтекании разреженным газом // Труды ЦАГИ, - 1990, Вып. 2436

7. Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1833.
8. Зея Мью Мьинт, Чжо Зин Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата в высокоскоростном потоке разреженного газа // Труды МАИ, 2010, вып № 40.
9. Зея Мью Мьинт, Хлопков А.Ю. Аэродинамические характеристики летательного аппарата сложной формы с учётом потенциала взаимодействия молекулярного потока с поверхностью// Ученые записки ЦАГИ. 2010, Т. XLI, № 5, с. 33-45.
10. Ваганов А.В., Дроздов С.М., Дудин Г.Н., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Пафнутьев В.В., Челышева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное исследование аэродинамики перспективного возвращаемого космического аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. XXXVIII, № 1-2, с. 16-26.
11. Ваганов А.В., Дроздов С.М., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Челышева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное моделирование аэродинамики крылатого возвращаемого космического аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 2, с. 3-15.
12. Воронич И.В., Зея Мью Мьинт Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата // Вестник МАИ. 2010, Т. 17, № 3, с. 59-67.

### **Сведения об авторах**

Зея Мью Мьинт, докторант Московского физико-технического института (государственного университета), тел.: +7 926 424 22 06, e-mail: [zayyarmyomyint@gmail.com](mailto:zayyarmyomyint@gmail.com)

Хлопков Антон Юрьевич, инженер-программист Московского физико-технического института (государственного университета), тел.: +7 926 468 46 68, e-mail: [khlopkov@falt.ru](mailto:khlopkov@falt.ru)

Чжо Зин, аспирант Московского физико-технического института (государственного университета), тел.: +7 909 663 07 14, e-mail: [kyawzin.mipt@gmail.com](mailto:kyawzin.mipt@gmail.com)

Тху Рейн Тун, студент Московского физико-технического института (государственного университета), тел.: +7 905 535 90 07, e-mail: [chitko50@gmail.com](mailto:chitko50@gmail.com)