

Хлопков Ю.И.,
д-р физ.-мат. наук, проф.
Зея Мью Мьинг, канд. физ.-
мат. наук, докторант
Хлопков А.Ю., аспирант
Чжо Зин, аспирант
Московский физико-тех-
нический институт, Россия

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГИПЕР- ЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Предложена методика расчета и проведены исследования расчета аэродинамических характеристик перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Методика и разработанная программа расчета позволяют исследовать физику полета произвольных тел на всех этапах траектории полета: от орбитальной траектории до режима посадки. В частности, исследованы аэродинамические характеристики реальных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов по Российскому Проекту «Клипер» и Проекту USA «Falcon HTV-2».

Ключевые слова космическая техника, гиперзвуковые летательные аппараты, аэродинамика в переходном режиме, числа Рейнольдса, гипотеза локальности.

Research proposed the method and carried out the calculation of the aerodynamic characteristics of hypersonic vehicles. Method and this calculation program allow to study physics of flight of arbitrary bodies in all stages of path: from orbital trajectory to landing regime. In particular, it's investigated the aerodynamic characteristics of actual hypersonic aircraft layouts by Russian project «Clipper» and USA project «Falcon HTV-2».

Keywords: space technology, hypersonic aircrafts, aerodynamic in transitional regime, Reynolds number, the hypothesis of locality.

Участники конференции,
Национального первенства
научной аналитике,
Открытого Европейско-
Азиатского первенства
по научной аналитике

Технический прогресс в космической технике и гиперзвуковой авиации привел к интенсивному развитию теоретических и экспериментальных исследований в области аэродинамики гиперзвуковых течений. Компьютерное моделирование позволяет при помощи инженерных методов быстро и надежно проводить анализ аэродинамических характеристик летательных аппаратов. При этом важное значение имеет исследование двух предельных областей газовой динамики. Одна из них - изучение динамики сплошной среды, а другая – свободно-молекулярная газовая динамика и прилегающая 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, 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 [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 со-

вокупным 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, 4].

Целью настоящей работы является создание 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 HTV-2)» в разреженной атмосфере с помощью метода, основанного на гипотезе локальности при различных числах Re .

Трудности решения аэродинамических задач обтекания пространственных тел потоком разреженного газа вызвали

развитие инженерных полуэмпирических методов, использующих накопленные теоретические, экспериментальные и расчетные данные. При моделировании натуральных условий необходимо учитывать влияние основных критериев подобия. В условиях гиперзвуковой стабилизации более рационально использовать в качестве критерия разреженности не число Кнудсена, а число Рейнольдса.

В данной работе используются выражения для элементарных сил давления и трения в форме работы [5].

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

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

Здесь коэффициенты p_0 , p_1 , τ_0 (коэффициенты режима течения) зависят от числа Рейнольдса $Re_0 = \rho \infty V \infty L / \mu_0$, в котором коэффициент вязкости μ_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

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

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

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

Здесь

$$z = \left(\frac{\pi(\chi - 1)}{\chi} t_w \right)^{1/2} \quad R = Re_0 \left(\frac{3}{4} t_w + \frac{1}{4} \right)^{-0,67}$$

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

где h – относительный поперечный размер аппарата, равный отношению его высоты к длине.

Предложенная методика хорошо рекомендовала себя для расчета гиперзвукового обтекания выпуклых не очень тонких 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% [6].

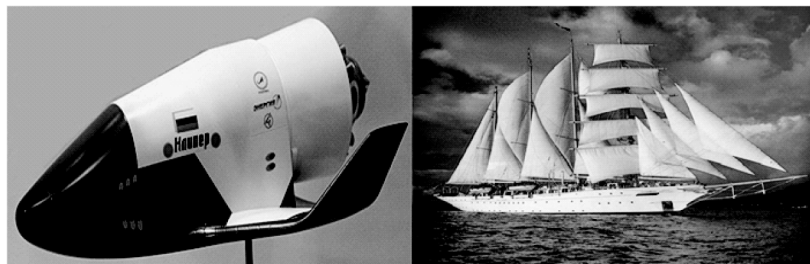


Рис. 1. Космический аппарат «Клипер» и быстроходный чайный корабль «Clipper»

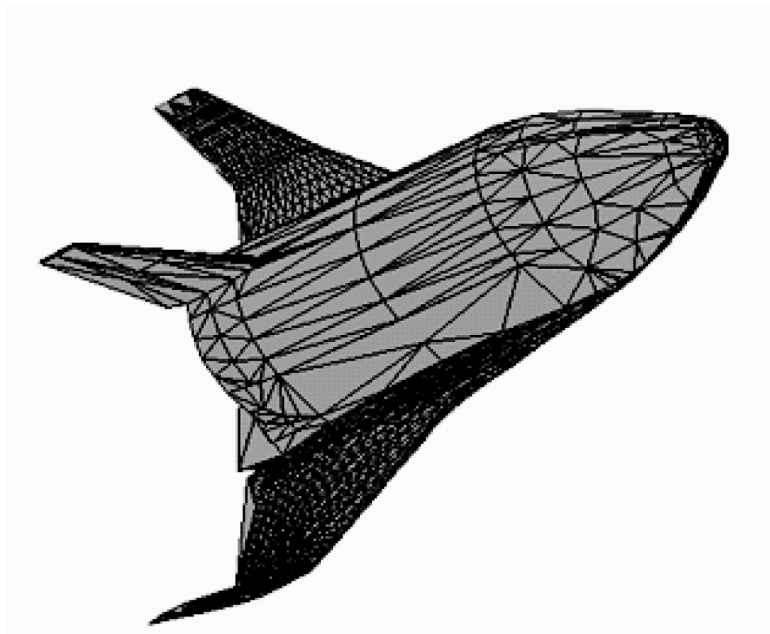


Рис. 2. Геометрическое представление варианта «ВКА Клипер, модель ЦАГИ»



Рис. 2. Геометрическое представление варианта «ВКА Клипер, модель ЦАГИ»

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

Представлены результаты расчета

коэффициентов силы сопротивления для гиперзвуковых летательных аппаратов вариантов «ВКА Клипер ЦАГИ (Clipper) [7, 8, 9]» (Рис. 1, 2) и «Сокол (Falcon НТВ-2)» (Рис. 3, 4). Расчеты проводились с использованием локального метода в диапазоне углов атаки α от 0° до 90° с шагом 5° . Параметры задачи были следующие: отношение теплоемкостей $\gamma = 1.4$; температурный фактор $t_w = T_w / T_0 = 0.1$; число Рейнольдса $Re_0 = 0, 10, 10^2, 10^4$.

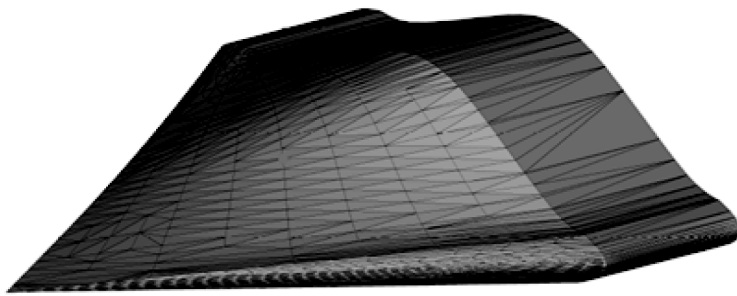


Рис. 4. Геометрическое представление варианта «(Falcon HTV-2)»

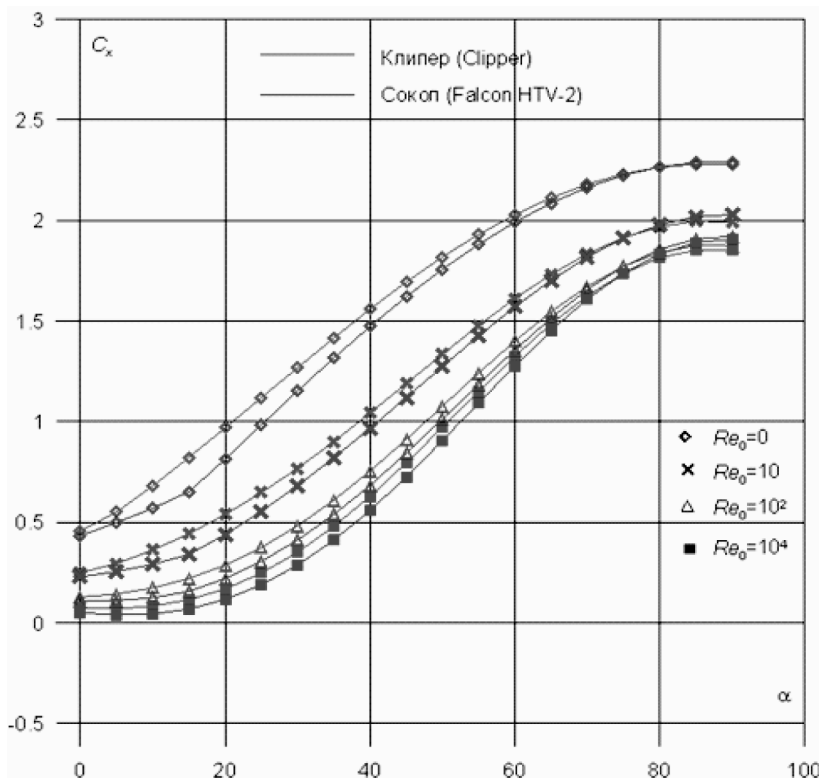
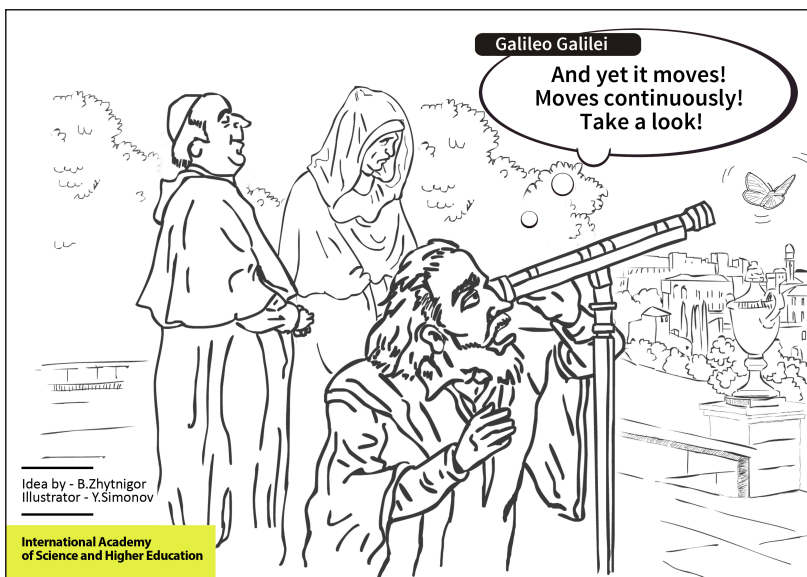


Рис. 4. Геометрическое представление варианта «(Falcon HTV-2)»



Для примера на рис. (5) представлено сравнение результатов расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов «Клипер» и «Falcon HTV-2» в переходном режиме при различных значениях числа Рейнольдса Re_0 , т.е. на различных высотах полета. Из этих результатов видно, что коэффициенты силы сопротивления Falcon HTV-2 меньше, чем Клипера. Но для конечного заключения в пользу того или иного проекта необходимо провести комплексное многопараметрическое исследование.

Литература:

1. Kogan M.N. Kinetic theory in aerothermodynamics. Progress in Aerospace Sciences. 1992. Т. 29. № 4. С. 271.

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. Sampaio P.A.C., Santos W.F.N. Computational analysis of the aerodynamic heating and drag of a reentry Brazilian satellite // Proceedings of the 6th National Congress of Mechanical Engineering, Campina Grande, PB, Brazil, 2010.

5. Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1833.

6. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. М., МФТИ, 2006, 160 с. (монография)

7. 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.

8. 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.

9. Belotserkovskii O.M., Khlopkov Y.I. Monte Carlo Methods in Mechanics of Fluid and Gas. World Scientific Publishing Co. N-Y, London, Singapore, Beijing, Hong Kong 2010, 268 p. (monograph)