

УДК 533.6.011.8 + 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

^{1,2}Хлопков Ю.И., ²Зея Мью Мьинг, ²Хлопков А.Ю.

¹ФГУП ЦАГИ «Центральный аэрогидродинамический институт»,
Жуковский, e-mail: khlopkov@falt.ru;

²ФГОУ ВПО «Московский физико-технический институт
(государственный университет)», Долгопрудный

Наиболее актуальной задачей авиационно-космической техники является предсказание аэродинамических характеристик летательных аппаратов при очень высоких скоростях и на больших высотах. В настоящей статье разрабатывается исследование аэродинамических характеристик (АДХ) перспективных аэрокосмических летательных аппаратов локально-инженерным методом. Метод основан на так называемой гипотезе локальности, предполагающей, что поток импульса на элемент поверхности определяется местным углом его наклона к набегающему потоку. Целью настоящей работы является разработка методов вычисления АДХ аэрокосмических летательных аппаратов в разреженной атмосфере на всех участках траектории полет – от орбитального до посадочного режима. Представлены результаты расчета аэродинамических характеристик аэрокосмических летательных аппаратов при различных числах Рейнольдса.

Ключевые слова: инженерная методика, гиперзвуковое обтекание, аэрокосмический летательный аппарат, аэродинамика в переходном режиме

MODELLING OF AERODYNAMICS FOR PERSPECTIVE AEROSPACE VEHICLES

^{1,2}Khlopkov Y.I., ²Zay Yar Myo Myint, ²Khlopkov A.Y.

¹Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, e-mail: khlopkov@falt.ru;

²Moscow Institute of Physics and Technology (state university), Dolgoprudny

The most urgent challenge in aerospace engineering is the prediction of the aerodynamic characteristics of aircraft at very high-speeds and at high altitudes. In this paper, develop a study of aerodynamic characteristics for advanced aerospace vehicles local engineering method. The method is based on the so-called hypothesis of locality, suggesting that the momentum flux on a surface element is determined by the local angle of inclination to the incident flow. The aim of this work is to develop method to calculate aerodynamic characteristics of aerospace vehicles in the rarefied atmosphere at all stage of the trajectories- from orbit flight to landing mode. The results of calculation of aerodynamic characteristics of aerospace vehicles at different Reynolds numbers are presented.

Keywords: engineering technique, hypersonic flows, aerospace vehicles, aerodynamics in transition regime

Для проектирования космических аппаратов необходимо знать аэродинамические характеристики вдоль всей траектории – от орбитального полета до посадочного режима. Значение этого фактора многократно возрастает, когда он применяется для построения быстрых инженерных методов расчета на этапе предварительного проектирования. Аэродинамические характеристики космического аппарата (КА) в свободномолекулярном режиме являются предельными значениями траектории наибольшей высоты и максимальной скорости полета и могут быть вычислены точно. Аэродинамические характеристики космического аппарата определяются столкновениями молекул набегающего потока газа с поверхностью без учета межмолекулярных столкновений, и для этого используются методы свободномолекулярной газовой динамики [2, 6, 7]. Исследование течений газа в переходной области между течения-

ми сплошной среды и свободномолекулярным представляет собой достаточно сложную задачу. Для анализа аэродинамических характеристик КА в переходном режиме, необходимо решать полное интегро-дифференциальное уравнение Больцмана для функции распределения с семью независимыми переменными [7]. Единственными методами, позволяющими преодолеть трудности решения уравнения Больцмана, являются методы Монте-Карло [2].

Решение уравнения Больцмана при малых числах Кнудсена, особенно для сложных тел – задача чрезвычайно трудоемкая. В этой связи естественным является появление и развитие инженерных методов, основанных 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 [1].

В конце девяностых – начале двухтысячных годов на факультете по инициативе профессора Ю.И. Хлопкова был разработан проект информационной технологии «АДАНАТ» – Аэродинамический Анализ обеспечения создания Авиационно-космической Техники [8]. В рамках проекта информационной технологии «АДАНАТ» разработан комплекс методов, обеспечивающих анализ и проектирование гиперзвуковых летательных аппаратов произвольной формы на важнейших участках траектории – необходимого инструмента при создании нового поколения авиационно-космической техники. Траектория воздушно-космической системы на этапах от схода с орбиты до приземления перекрывает все мыслимые режимы аэродинамического обтекания. В этой связи был разработан ряд базовых моделей, методов, алгоритмов и программ, разработанных или адаптированных на ФАЛТ и хорошо себя зарекомендовавших при расчёте аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА).

Целью настоящей работы является создание в применении программ для исследования аэродинамических характеристик аэрокосмических летательных аппаратов в разреженной атмосфере на всех участках траектории полет – от орбитального до посадочного режима.

Методика расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме

В настоящее время локальный метод условно можно использовать 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 [8].

Обычно режимы полета связывают безразмерным числом Кнудсена или числом Рейнольдса. Метод состоит в построении функции аппроксимации при известных предельных значениях: свободномолеку-

лярного $C(0)$ и сплошносредного, обычно моделируемого по методу Ньютона $C(\infty)$.

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

Функция f зависит от свойств газа, параметров набегающего потока, геометрии поверхности и др.

В данной работе 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. Описываемый метод основан на гипотезе локальности, которая состоит в следующем: аэродинамические коэффициенты сил, действующих на элемент поверхности, зависят только от местного угла наклона θ этого элемента к вектору скорости набегающего потока, от характерного для всего тела числа $Re_0 = \rho_\infty V_\infty D / \mu_0$ и температурного фактора $t_w = T_w / T_0$, где $\mu_0 = \mu(T_0)$ – коэффициент вязкости, вычисляемый по температуре торможения; T_0, T_w – температура торможения и стенки соответственно; D – диаметр сферы, основания конуса. Для элементарных сил давления и трения в форме работы [4]

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

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

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

$$p_1 = z \exp[-0,125 + 0,078 t_w] Re_{0эфф}^{-1};$$

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

Здесь

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

$$R = Re_0 (0,75t_w + 0,25)^{-0,67};$$

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

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

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 удовлет-

ворительно, данные по C_y согласуются значительно хуже. 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.

Результаты исследования и их обсуждение

Представлены результаты расчета коэффициентов силы сопротивления C_x , подъемной C_y , момента тангажа m_z для аэрокосмических летательных аппаратов [3, 5, 9–14] (рис. 1). Расчеты проводились с использованием локального метода в диапазоне углов атаки α от -90° до 90° . Параметры задачи были следующие: отношение теплоемкостей $\gamma = 1.4$; температурный фактор $t_w = T_w / T_0 = 0,001$; число Рейнольдса $Re_0 = 0, 1, 10, 100, 1000, 10000$.



Рис. 1. Геометрические представления вариантов аэрокосмических летательных аппаратов

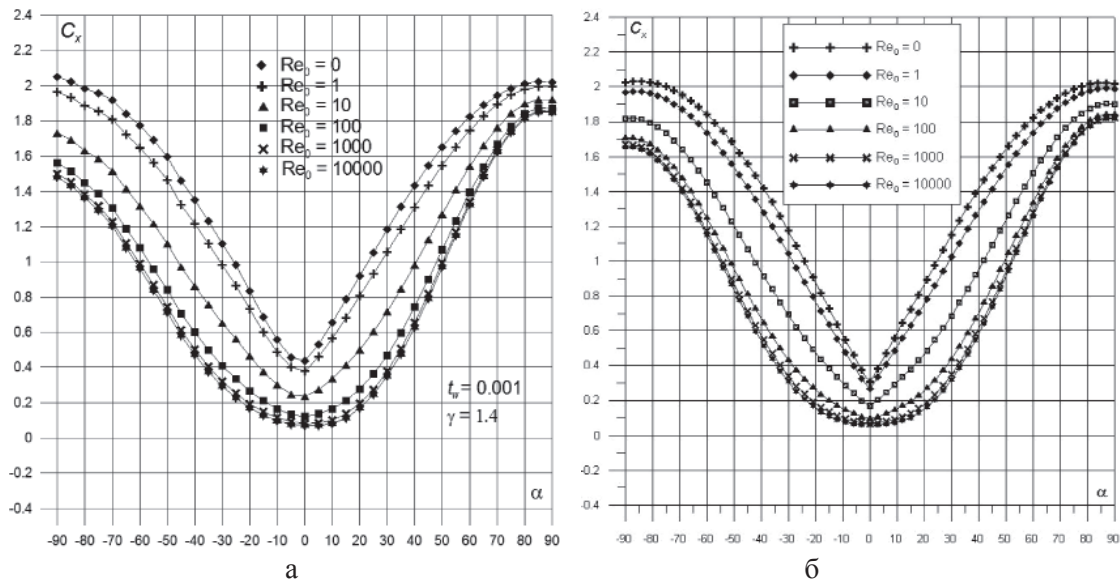


Рис. 2. Зависимость $C_x(\alpha)$ для воздушно-космических аппаратов а и б

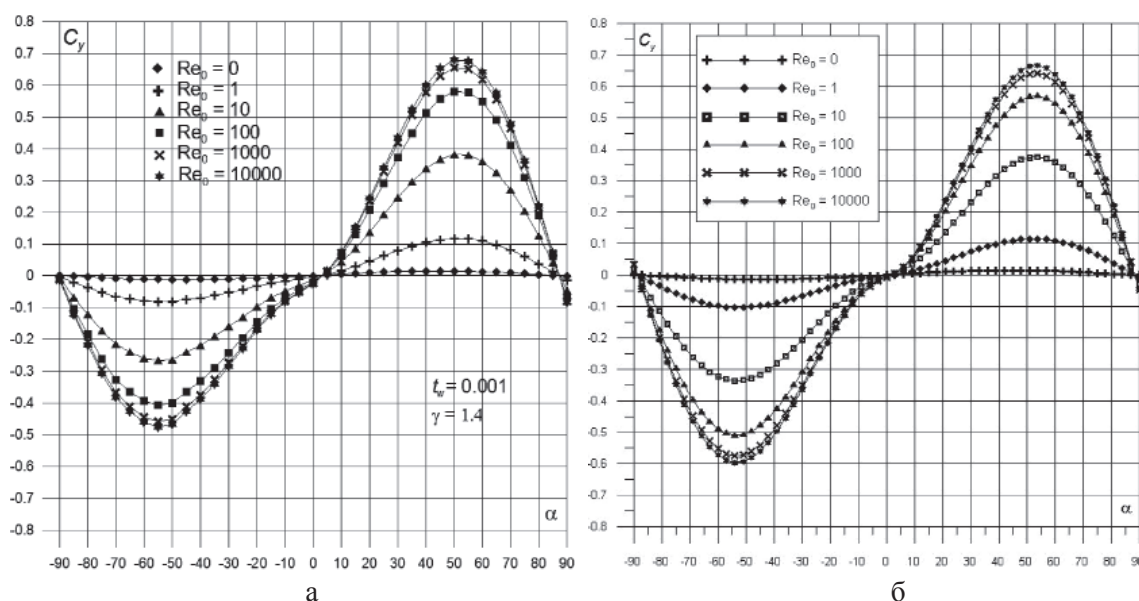


Рис. 3. Зависимость $C_y(\alpha)$ для воздушно-космических аппаратов а и б

На рис. 2 и 3 представлены зависимости $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$ при различных значениях числа Рейнольдса для воздушно-космических аппаратов а и б. Из этих результатов 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.

Заключение

Проведено исследование аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в потоке разреженного газа методом по гипотезе локальности с привлечением полуэмпирических теорий. Представлены результаты расчетов локальным методом аэродинамических характеристик аэрокосмических летательных аппаратов в режиме гиперзвукового течения при различных значениях числа Рейнольдса Re_0 . Предложенная методика хорошо зарекомендовала себя для расчета гиперзвукового обтекания выпуклых не очень тонких и пространственных тел на этапе предварительного проектирования. Таким образом, локально-инженерный метод можно использовать при исследо-

вании аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (РНФ проект № 14-11-00709).

Список литературы

1. Баранцев Р.Г., Васильев Л.А и др. Аэродинамический расчет в разреженном газе на основе гипотезы локальности // Аэродинамика разреженных газов: сб. ст. / ЛГУ – Л., 1969. – Вып. 4.
2. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. – М.: Азбука, 2008.
3. Ваганов А.В., Дроздов С.М., Дудин Г.Н., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Пафнютьев 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.
4. Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе. // Труды ЦАГИ. – 1977. – Вып. 1833.
5. Зей М.М., 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.
6. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. Кинетическая теория. – М.: Наука, 1967.
7. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. – М.: МФТИ, 2006.
8. Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зей Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. – М.: МФТИ, 2013. – 192 с.
9. Beloserkovskii O.M., Khlopkov Yu.I. Monte Carlo methods in mechanics of fluid and gas. World Scientific publishing Co. Pte. Ltd. – New Jersey, London, Singapore, Beijing, Shanghai, Hong Kong, 2010. – 268 p.

10. Khlopkov Yu.I., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Aerodynamic Investigation for Prospective Aerospace Vehicle in the Transitional Regime // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2013. – Vol. 14. – № 3. – P. 215–221.

11. Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zay Yar Myo Myint. Hypersonic Aerothermodynamic Investigation for Aerospace System // Proceeding of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. – St. Petersburg, September 7–12, 2014.

12. Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu., Zay Yar Myo Myint, Tian Van Vyong Monte-Carlo Methods in Applied Mathematics and Computational Aerodynamics // Proceeding of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. – St. Petersburg, September 7–12, 2014.

13. Khlopkov Yu.I., Zharov V.A., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Aerodynamic Characteristics Calculation for New Generation Space Vehicle in Rarefied Gas Flow // Universal Journal of Physics and Application. – 2013. – Vol. 1, № 3. – P. 286–289.

14. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu. Aerothermodynamics Investigation for Future Hypersonic Aerospace Systems // Conf. proc. 4th International Conference on Science and Engineering. – Yangon, Myanmar, 9–10 December, 2013.

References

1. Barantsev R.G., Vasil'ev L.A. i dr. Aerodinamicheskii raschet v razrezhenom gaze na osnove gipotezy lokal'nosti // Aerodinamika razrezhennykh gazov: Sb. st. / LGU L., 1969, issue. 4.

2. Belotserkovskii O.M., Khlopkov Yu.I. Metody Monte-Karlo v mekhanike zhidkosti i gaza [Monte Carlo Methods in Mechanics of Fluid and Gas]. Moscow, Azbuka, 2008.

3. Vaganov A.V., Drozdov S.M., Dudin G.N., Kosykh A.P., Nersesov G.G., Pafnutev V.V., Chelysheva I.F., Yumashev V.L. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2007, vol. 38, no. 1–2, pp. 16–26.

4. Galkin V.S., Erofeev A.I., Tolstykh A.I. *Trudy TsAGI*, 1977, issue. 1833. pp. 6–10.

5. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2010, vol. 41, no. 5, pp. 33–45.

6. Kogan M.N. Dinamika razrezhenogo gaza [Rarefied gas dynamics]. Moscow, Science, 1967.

7. Khlopkov Yu.I. Statisticheskoe modelirovanie v vychislitel'noi aerodinamike [Statistical modeling in computational aerodynamics]. Moscow, MIPT, 2006.

8. Khlopkov Yu.I., Chelnyshev S.L., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Vvedenie v spetsial'nost' II. Vysokoskorostnye letatel'nye apparaty [Introduction to speciality II. High speed aircrafts]. Moscow, MIPT, 2013.

9. Khlopkov Yu.I., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Aerodynamic Investigation for Prospective Aerospace Vehicle in the Transitional Regime // International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Korea, 2013. Vol. 14. no. 3. pp. 215–221.

10. Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zay Yar Myo Myint. Hypersonic Aerothermodynamic Investigation for Aerospace System // Proceeding of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, September 7–12, 2014. (USB)

11. Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zay Yar Myo Myint. Hypersonic Aerothermodynamic Investigation for Aerospace System // Proceeding of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, September 7–12, 2014.

12. Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu., Zay Yar Myo Myint, Tian Van Vyong Monte-Carlo Methods in Applied Mathematics and Computational Aerodynamics // Proceeding of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, September 7–12, 2014.

13. Khlopkov Yu.I., Zharov V.A., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Aerodynamic Characteristics Calculation for New Generation Space Vehicle in Rarefied Gas Flow // Universal Journal of Physics and Application, 2013, Vol. 1, no. 3, pp. 286–289.

14. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu. Aerothermodynamics Investigation for Future Hypersonic Aerospace Systems // Conf. proc. 4th International Conference on Science and Engineering, Yangon, Myanmar, 9–10 December, 2013.

Рецензенты:

Боголепов В.В., д.ф.-м.н., профессор, ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский;

Липатов И.И., д.ф.-м.н., профессор, начальник отдела, ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский.

Работа поступила в редакцию 16.02.2015.