УДК: 533.6.011.8

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ВЫЧИСЛЕНИЯ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ

Хлопков Ю.И.[1, 2], Жаров В.А.[1, 2], Зея Мьо Мьинт[2], Хлопков А.Ю.[2], Поляков М.С.[2]

[1]*ФГУП ЦАГИ «Центральный Аэрогидродинамический Институт», Жуковский, Россия*
[2]*ФГОУ ВПО «Московский физико-технический институт (государственный университет)», Долгопрудный, Россия*

Работа выполнена при поддержке РНФ (Проект № 14-11-00709)

АННОТАЦИЯ

В настоящей работе рассматривается разработка методов исследования аэротермодинамических характеристик (АДХ) воздушно-космических систем (ВКС). В частности, анализ методов математического моделирования аэротермодинамических характеристик воздушно-космического аппарата Российского проекта «Клипер» и гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) Американского проекта «Falcon HTV-2» локальным методам. Представлены результаты расчетов аэродинамических характеристик ВКС на всех режимов полета - от орбитального полета до посадочного режима (при различных числах Рейнольдса Re). В работе также рассматривается методика (локально-мостовой метод) вычисления коэффициента теплопередачи в переходном режиме. Методи и результаты могут быть полезны при создании ВКС нового поколения.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальной задачей аэрокосмической техники является предсказание аэротермодинамических характеристик летательных аппаратов при очень высоких скоростях и на больших высотах. Вообще говоря, для проектирования космических аппаратов необходимо знать аэротермодинамические характеристики вдоль всей траектории – от орбитального полета до посадочного режима. Значение этого фактора многократно возрастает, когда он применяется для построения быстрых инженерных методов расчета типа «Cross Over», «MARK-IV», «Высота», «АРГОЛА-2», «SMILE», «АДАНАТ», на этапе предварительного проектирования. Аэротермодинамические характеристики космического аппарата (КА) в свободномолекулярном режиме являются предельными значениями траектории наибольшей высоты и максимальной скорости полета и могут быть вычислены точно. Аэротермодинамические характеристики космического аппарата определяются столкновениями молекул набегающего потока газа с поверхностью без учета межмолекулярных столкновений и для этого используются методы свободномолекулярной газовой динамики. Исследование течений газа в переходной области между течениями сплошной среды и свободномолекулярным представляет собой достаточно сложную задачу. Для анализа аэротермодинамических характеристик КА в переходном режиме, необходимо решать полное интегро-дифференциальное уравнение Больцмана для функции распределения с семью независимыми переменными [1]. Единственными методами, позволяющими преодолеть трудности решения уравнения Больцмана, являются методы Монте-Карло [2, 3].

Решение уравнения Больцмана при малых числах Кнудсена, особенно для сложных тел - задача чрезвычайно трудоемкая. В этой связи естественным является появление и раз-

витие инженерных методов, обоснованных совокупным материалом экспериментальных, теоретических, численных результатов, дающих возможность предсказания 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[4].

Целью настоящей работы является разработка методов моделирования аэродинамических и аэротермодинамических характеристик (АДХ) воздушно-космических систем (ВКС) в переходном режиме.

МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ

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

$$f(C,\mathrm{Re},\Gamma,t_w,\chi,M,\ldots)\approx\frac{C(\mathrm{Re})-C(\infty)}{C(0)-C(\infty)},$$

Функция f зависит от свойств газа, параметров набегающего потока, геометрии поверхности и др. В данной работе используется классический метод локальности и предполагается [5]

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

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

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

В предельном случае сплошной среды по методу Ньютона получаем

$$C_x=C_pn=A_2(vn)^2n\ ,$$

В другом предельном свободномолекуляном случае получаем

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

В данной работе используются выражения для элементарных сил давления и трения в форме работы [4].

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

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

Здесь коэффициенты p_0, p_1, τ_0 (коэффициенты режима течения) зависят от числа Рейнольдса $\mathrm{Re}_0=\rho_\infty u_\infty L/\mu_0$, температурного фактора $t_w=T_w/T_0$, коэффициентов аккомодации и отношения удельных теплоемкостей γ, L – характерный размер, $\mu=\mu(T_0)$ – коэффициент вязкости, T_0, T_w – температура торможения и температура поверхности.

Зависимость коэффициентов режима в гиперзвуковом случае должна обеспечивать переход к свободномолекулярным значениям при $\mathrm{Re}_0\to0$ и значением теории Ньютона, методов тонких касательных клиньев или конусов при $\mathrm{Re}_0\to\infty$. На основе анализа расчетных и экспериментальных данных предложены эмпирические формулы

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

$$p_1=z\exp[-(0.125+0.078t_w)\mathrm{Re}_{0эфф}]\,,$$

$$\tau_0=3.7\sqrt{2}[R+6.88\exp(0.0072R-0.000016R^2)]^{-1/2}\,.$$

здесь

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

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

$$\mathrm{Re}_{0эфф}=10^{-m}\,\mathrm{Re}_0\,,\ m=1.8(1-h)^3\,.$$

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 экспериментом и расчетом по уравнению Больцмана с точностью около 5%.

О точности соотношений локального метода можно сказать следующее. Ясно, что они при-

менимы с наименьшей погрешностью в случае тел, близких к сфере, и неприменимы в случае очень тонких тел, когда не выполняется условие $M_\infty \sin\theta >> 1$. В рассматриваемых методах не учитывается влияние взаимодействия пограничного слоя с гиперзвуковым невязким потоком при больших числах Re_0. Расчетные и экспериментальные значения коэффициент силы сопротивления C_D конуса в переходном режиме согласуются удовлетворительно, данные по коэффициент подъемной силы C_L 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_D при $\alpha = 10°$ и 15° для пластины хорошо согласуются, данные же для C_D при $\alpha = 5°$ и C_L согласуются плохо. Это является следствием неучтенного в локальном методе влияния взаимодействия пограничного слоя с невязким потоком.

Таким образом, локальный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом потоке разреженного газа в переходном режиме дает хороший результат по C_D для широкого класса тел и качественно верный результат по C_L. При малых углах атаки ($\alpha < 5°$) точность результата ухудшается, в этом случае необходимо привлекать более полные модели, учитывающие наличие пограничного слоя [1, 2]. С помощью этого метод исследован для различных тел в гиперзвуковом течении и зарекомандовался себя хорошо [6-11].

В процессе исследования тепловых нагрузок, действующих на поверхность космических аппаратов (КА) является важным этапом решения задачи создания их тепловой защиты и определения температурных режимов конструкции. В настоящее время существует несколько подходов решения аэротермодинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов, и также проведены многочисленные исследования аэродинамических характеристик космических аппаратов вдоль всей траектории – от орбитального полета до посадочного режима.

Для вычисления коэффициента теплопередачи C_h на элементарную площадку в свободномолекулярном пределе используются аналитические формулы [12]

$$C_h = \alpha_e \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \frac{1}{s_\infty^3} \left\{ \left(s_\infty^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} - \frac{1}{2}\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\frac{T_w}{T_\infty} \right) \chi\left(s_{\infty,\theta}\right) - \frac{1}{2} e^{-s_{\infty,\theta}^2} \right\}$$

где

$$\chi(x) = e^{-x^2} + \sqrt{\pi} x \left(1 + \mathrm{erf}(x)\right),$$

$$\mathrm{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-x^2} dt$$

α_e – коэффициент аккомодации энергии на стенке, s_∞ – отношение скорости набегающего потока к наиболее вероятной скорости молекул, T_w – температура стенки, T_∞ – температура набегающего потока, $s_{\infty,\theta} = s_\infty \cos\theta$.

В случае континуального режима обтекания для вычисления коэффициента теплопередачи необходимо учитывать изменение параметров потока при движении вдоль поверхности. Для вычисления коэффициента теплопередачи C_h в континуальном режиме используем методику, основанную на теории Лиса [13].

Коэффициент теплопередачи в произвольной точке тела вычисляется по формуле:

$$C_h(s,\theta) = C_{h0} \cdot \frac{1}{\sqrt{s/r + \frac{1}{s/r+1}}} \sqrt{1 + \frac{\gamma+3}{\gamma+1}\frac{\gamma}{2} M_\infty^2 \cos^2\theta \,/\, 1 + \frac{\gamma+3}{\gamma+1}\frac{\gamma}{2} M_\infty^2}$$

Здесь s – расстояние вдоль линии тока от точки торможения до рассматриваемой элементарной площадки, θ – угол между направлением потока и нормалью к элементарной площадке в данной точке, γ – показатель адиабаты. C_{h0} – коэффициент теплопередачи в точке торможения:

$$C_{h0} = \frac{2^{k/2}}{2} \mathrm{Pr}^{-2/3} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \frac{1}{\sqrt{\mathrm{Re}_{\infty,r}}} \left(\frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\omega/2}$$

Здесь $k = 1$ для сферической точки торможения, $k = 0$ для цилиндрической точки торможения, r – радиус кривизны поверхности в точке торможения, w – показатель степени в степенной зависимости вязкости от температуры, $\mathrm{Pr} = \mu C_p/\chi$ – число Прандтля, число Рейнольдса $\mathrm{Re}_{\infty,r}$ вычислено по параметрам набегающего потока и радиусу кривизны в точке торможения. Число Рейнольдса в континуальном и около континуальном режимах, так как при приближении к свободномолекулярному режиму, когда $\mathrm{Re} \to 0$, величина $C_{h0} \to 0$.

В настоящей работе предлагается локально-мостовой метод вычисления коэффициента теплопередачи на элементах выпуклой поверхности в переходном режиме. Локально-мостовой метод позволяет быстро получить аэротермодинамические характеристики при поведении большого количество многовариантных расчетов [14-16].

$$C_{k,ds} = C_{k,fm,ds} \cdot F_b\left(\mathrm{Re},\mathrm{M},\theta,\ldots\right) + C_{k,cont,ds} \cdot \left(1 - F_b\left(\mathrm{Re},\mathrm{M},\theta,\ldots\right)\right)$$

$$C_k = \int_S C_{k,ds} dS$$

Здесь θ - угол между направлением потока и нормалью к элементарной площадке, M – число Маха, Re – число Рейнольдса, S – площадь поверхности тела. Функция F_b называется мостовой функцией. Рассмотрим мостовую функцию, выражающуюся как функция ошибки от логарифма числа Кнудсена:

$$F_{b,1} = \frac{1}{2}\left(1 + \mathrm{erf}\left(\frac{\sqrt{\pi}}{\Delta \mathrm{Kn}_1} \cdot \lg\left(\frac{\mathrm{Kn}_0}{\mathrm{Kn}_m}\right)\right)\right),$$

$$F_{b,2} = \frac{1}{2}\left(1 + \mathrm{erf}\left(\frac{\sqrt{\pi}}{\Delta \mathrm{Kn}_2} \cdot \lg\left(\frac{\mathrm{Kn}_0}{\mathrm{Kn}_m}\right)\right)\right)$$

Если $\mathrm{Kn}_0 < \mathrm{Kn}_m$, используется мостовая функция $F_{b,1}$. В противном случае $F_{b,2}$. Значения $\mathrm{Kn}_m = 0.3$, $\Delta\mathrm{Kn}_1 = 1.3$ и $\Delta\mathrm{Kn}_2 = 1.4$ были определены путем сравнения с результатами моделирования методом прямого статистического моделирования (Монте-Карло) [17]. Разработанная методика для расчета тепловых потоков на тело имеет практический интерес для организации и специалистов, занимающихся определением теплового воздействия газового потока на конструкцию гиперзвукового летательного аппарата.

РЕЗУЛЬТАТЫ

На рисунках представлены зависимости коэффициентов сил сопротивления C_D, подъемной C_L и момента тангажа m_z от угла атаки (α = 0-90°) при различных значениях числа Рейнольдса Re. Параметры задачи были следующие: отношение теплоемкостей γ = 1.4, температурный фактор $t_w = T_w/T_0 = 0.4$, скоростное отношение $s = 10$, число Рейнольдса $\mathrm{Re}_0 = 0, 10, 10^2, 10^4$.

На рис. 1-6 представлены сравнение результатов зависимости $C_D(\alpha)$, $C_L(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ для воздушно-космического аппарата (ВКА) «Клипер, модель ЦАГИ [2]» и гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) «Falcon HTV-2» [] с помощью локальных методов.

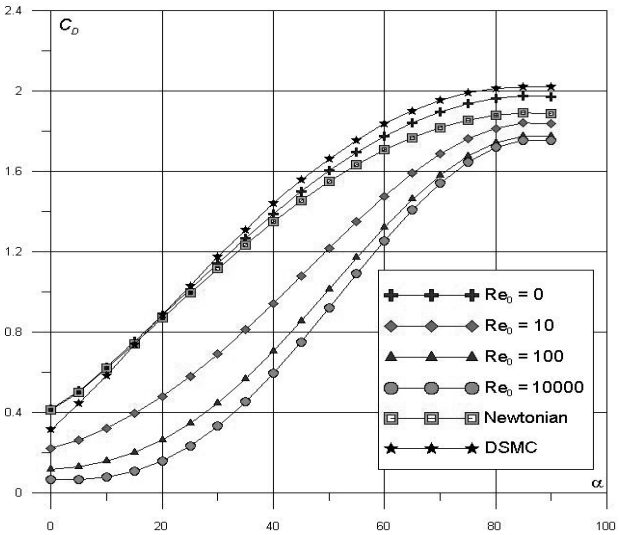

Рис.1 Зависимость $C_D(\alpha)$ для ВКА «Клипер».

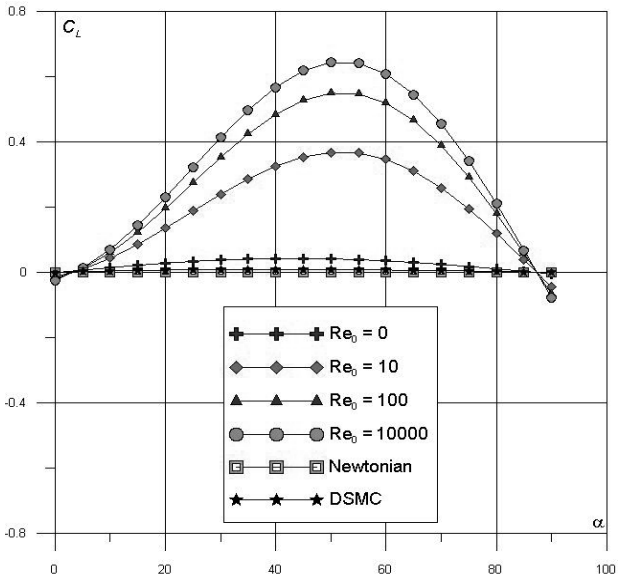

Рис.2 Зависимость C_L (α) для ВКА «Клипер».

Из этих результатов видно, что с увеличением числа Рейнольдса коэффициент сопротивления тела уменьшается (что можно объяснить уменьшением нормальных и касательных напряжений $p_1(\mathrm{Re}_0)$ и $\tau_0(\mathrm{Re}_0)$), при этом общий характер зависимости $C_D(\alpha)$ не изменяется. Зависимость $C_L(\alpha)$ является несимметричной при $\mathrm{Re}_0 \to \infty$, так что значение C_L при положительных углах атаки существенно больше по модулю C_L при отрицательных углах атаки.

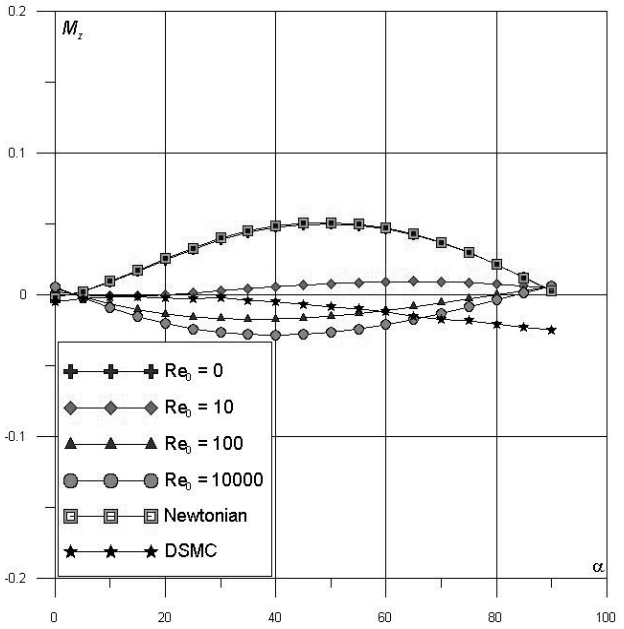

Рис.3 Зависимость $m_z(\alpha)$ для ВКА «Клипер».

Из этих результатов чувствительно, что коэффициенты силы сопротивления «Falcon HTV-2» 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.

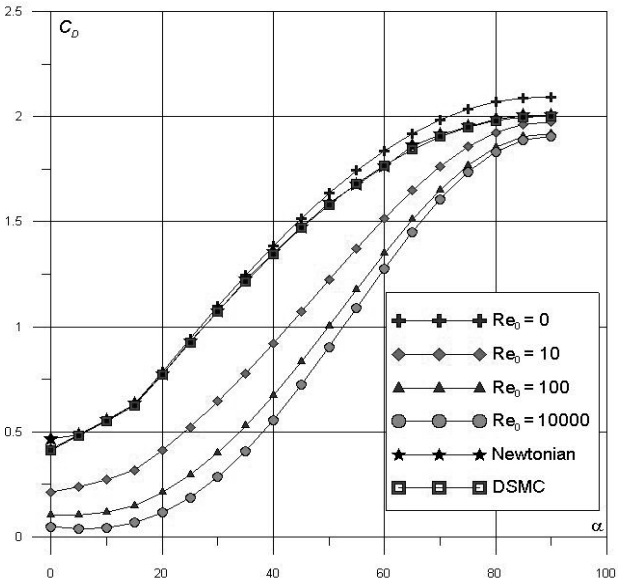

Рис.4 Зависимость $C_D(\alpha)$ для ГЛА «Falcon HTV-2».

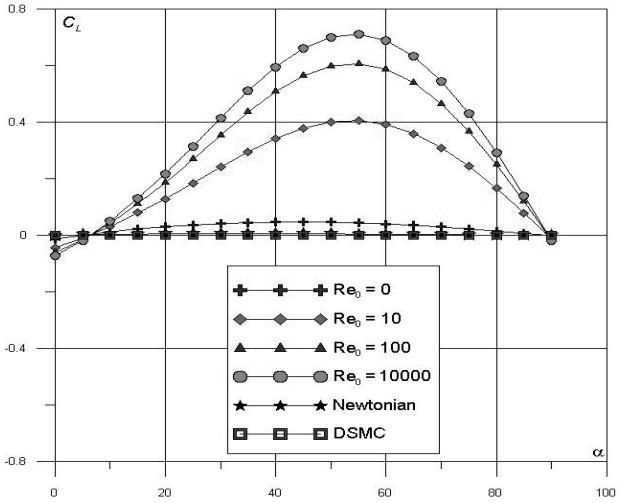

Рис.5 Зависимость C_L (α) для ГЛА «Falcon HTV-2».

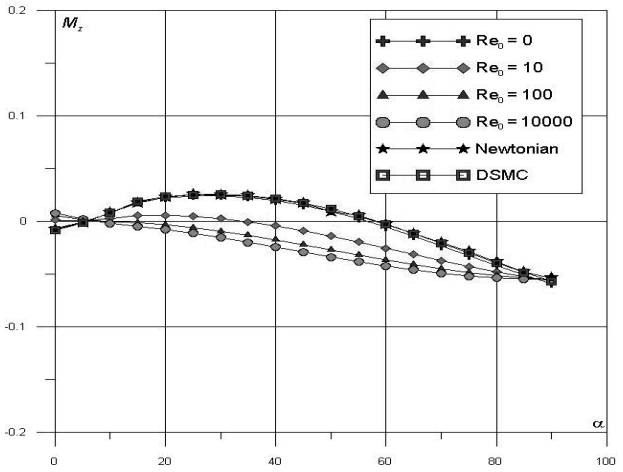

Рис.6 Зависимость $m_z(\alpha)$ для ГЛА «Falcon HTV-2».

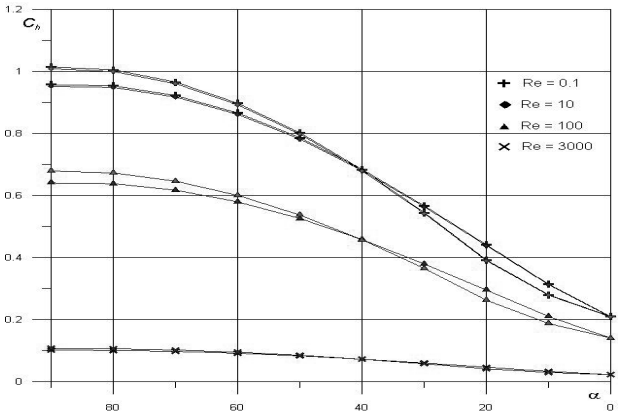

Рис.7 Зависимость $C_h(\alpha)$ для «Клипер» (синий) и «Falcon HTV-2» (красный).

На рис.7 показано сравнение результатыов коэффициента теплопередачи C_h(a) для «Клипер» и «Falcon HTV-2» с помощью локально-мостового метода. Из результатов видно, что локально-мостовой метод хорошо зарекомандовался себя для вычисления коэффициента теплопередачи в переходном режиме.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены методы определения аэродинамических характеристик ВКС в переходном режиме. Проведен анализ различных подходов к расчету аэродинамических характеристик перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Рассмотрен локальный метод для определения аэродинамических характеристик воздушно-космических систем. Представленные методики расчета имеют практический интерес для организаций и специалистов, занимающихся определением аэродинамических характеристик гиперзвукового летательного аппарата на конструкцию технических систем. Методики и результаты смогут быть полезны при создании современных и перспективных воздушно космических аппаратов нового поколения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. – М.: МФТИ, 2006. – 260 С.

   Khlopkov, Yu.I. (2006), Statisticheskoe modelirovanie v vychislitelnoi aerodinamike [Statistical modeling in computational aerodynamics], MIPT, Moscow, Russia.

2. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. – М.: Азбука, 2008. – 330 С.

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

3. Belotserkovskii O.M., Khlopkov Y.I. Monte Carlo Methods in Mechanics of Fluid and Gas // World Scientific Publishing Co. Ltd. N-Y, London, Singapore, Beijing, Hong Kong. – 2010. – 268 P.

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. С. 6 – 10.

   Galkin, V.S., Erofeev, A.I., Tolstykh, A.I. (1977), An approximate method for calculating the aerodynamic characteristics of bodies in a hypersonic rarefied gas, Trudy TsAGI, Issue. 1833, pp. 6-10.

5. Зея Мьо 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.

   Zay Yar Myo Myint, Khlopkov, A.Yu. (2010), Aerodynamic characteristics of the aircraft complex shapes based on the potential interaction with the surface of the molecular flow, Uchenye zapiski TsAGI, Vol. 41, No. 5, pp. 33-45.

6. Хлопков Ю.И., Зея Мьо Мьинт, Хлопков А.Ю., Чжо Зин, Засыпалов В.В. Исследование аэродинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Материалы международной научно-практической конференции «Актуальные вопросы и тенденции развития биологии, химии, физики». — Новосибирск, 2012. — С. 98-103.

   Khlopkov, Yu.I., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov, A.Yu. and Kyaw Zin, Zasypalov, V.V. (2012), Prospective study of aerodynamics of hypersonic aircraft, Materialy mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii «Aktual'nye voprosy i tendentsii razvitiya biologii, khimii, fiziki», Novosibirsk, pp. 98-103.

7. Зея Мьо Мьинт, Хлопков А.Ю., Чжо Зин, Тху Ейн Тун Использование локального метода для расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме // Труды МАИ. 2012. № 53, 13 с.

Zay Yar Myo Myint, Khlopkov, A.Yu., Kyaw Zin and Thu Yein Tun (2012), Using the local method to calculate the aerodynamic characteristics of hypersonic aircraft in transition mode, Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI», No 53, 13 p. available at: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29714

8. Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зея Мьо Мьинт, Хлопков А.Ю. Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. – М.: МФТИ, 2013. — 192 с.

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

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, KSAS, South Korea. –2013. – Vol. 14. – No. 3. P. 215 – 221.

10. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu. Aerothermodynamics Investigation for Future Hypersonic Aerospace System // In Proceeding of 4th International Conference on Science and Engineering, Yangon, Myanmar. 2013 (Dec 19-20). (CD-ROM).

11. Зея Мьо Мьинт Анализ методов определения аэродинамических характеристик воздушно-космических аппаратов в переходном режиме // Фундаментальные исследования. 2014. № 3(3). с. 495-499.

Zay Yar Myo Myint (2014), Analysis methods for determining the aerodynamic characteristics of aerospace vehicles in transition mode, Fundamental research, No. 3(3), pp. 495-499.

12. Коган М.Н. Динамика разреженных газов. – М.: Наука, 1967. – 440 С.

Kogan, M.N (1967), Dinamika razrezhennogo gaza [Rarefied Gas Dynamics], Science, Moscow, Russia.

13. Lees L. Laminar Heat Transfer over Blunt nosed Bodies at Hypersonic Speeds // Jet Propulsion. 1956. – Vol. 26. – No. 4. – P. 259 - 269.

14. Kotov V., Lychkin E., Reshetin A., Shelkonogov A. An Approximate Method of Aerodynamics Calculation of Complex Shape Bodies in a Transition Region // In Proceeding of 13th International Conference on Rarefied Gas Dynamics, Plenum Press, New York, USA. – 1982. – Vol. 1. – P. 487 – 494.

15. Morsa Luigi, Zuppardi Gennaro, Schettino Antonio and Votta Raffaele Analysis of Bridging Formulae in Transitional Regime // 27th international symposium on rarefied gas dynamics. AIP Conference Proceedings. –2011. – Vol. 1333. – P. 1319 - 1324.

16. Ващенков П.В. Численный анализ высотной аэротермодинамики космических аппаратов // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича РАН. – Новосибирск. –2012.

Vashchenkov, P.V. (2012), Chislennyi analiz vysotnoi aerotermodinamiki kosmicheskikh apparatov [Numerical analysis of high-altitude aerothermodynamics of spacecraft], Doctor's thesis, Novosibirsk, ITAM, 119 p.

17. Vashchenkov P.V., Ivanov M.S., Krylov A.N. Numerical Simulations of High-Altitude Aerothermodynamics of a Promising Spacecraft Model // In Proceeding of 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Pacific Grove, California. – 2010 (10-15 July). – P. 1337 - 1342.