

УДК 533.6.011.8

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОТНОЙ АЭРОДИНАМИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Зея Мьо Мьинт

*Московский физико-технический институт (государственный университет),
Долгопрудный, e-mail: zayarmyomyint@gmail.com*

Основным инструментом исследования высотной аэродинамики аэрокосмических аппаратов являются численные методы динамики разреженного газа, в частности методы прямого статистического моделирования (Монте-Карло). Экспериментальное определение аэродинамических данных для больших высот полета затруднительно и с технической, и с экономической точки зрения. Развитие численных методов в динамике разреженных газов связано в первую очередь с использованием метода прямого статистического моделирования (Монте-Карло). В данной работе представлены постановка задачи и различные модели взаимодействия молекул газа с поверхностью. Разработаны программные системы для определения АДХ аэрокосмических аппаратов на орбите и на начальном участке траектории спуска. Так же приведены расчеты аэродинамических характеристик аэрокосмических аппаратов методом прямого статистического моделирования (Монте-Карло) для различных моделей взаимодействия молекул газа с поверхностью. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании перспективных аэрокосмических систем.

Ключевые слова: высотная аэродинамика, метод Монте-Карло, модели взаимодействия газа с поверхностью, динамика разреженного газа, аэродинамические характеристики аэрокосмических аппаратов

NUMERICAL INVESTIGATION OF HIGH-ALTITUDE AERODYNAMICS OF AEROSPACE VEHICLES

Zay Yar Myo Myint

*Moscow Institute of Physics and Technology (State University),
Dolgoprudny, e-mail: zayarmyomyint@gmail.com*

The main tools for the study of aerodynamic characteristics of the spacecraft are numerical methods of rarefied gas dynamics, in particularly; direct simulation Monte-Carlo methods. Most of the time aerospace vehicles are flying at high altitude under free conditions and experimental research in this region is very difficult. Experimental determination of aerodynamic data for high altitudes is difficult not only with technical, but also from an economic point of view. The development of numerical methods in rarefied gas dynamics is primarily due to the use of direct simulation method (Monte Carlo). In this paper present algorithm of the Monte Carlo method and the various gas-surface interaction models. The program is useful for the determination of aerodynamic characteristics of aerospace vehicles in orbit and on the initial stage the descending trajectory. Also presented the calculation results of the aerodynamic characteristics of spacecrafts obtained by Monte Carlo method at different gas-surface interaction models are described.

Keywords: high-altitude aerodynamics, Monte-Carlo method, rarefied gas dynamics, gas-surface interaction models, aerodynamic characteristics of aerospace vehicle

Большую часть времени полета воздушно-космические аппараты находятся на большой высоте при свободномолекулярных условиях, и экспериментальное исследование при таких условиях весьма проблематично. И методы вычислительной аэродинамики разреженного газа в настоящее время являются практически единственным средством получения информации об аэродинамической ситуации в окрестности космического аппарата. Определение граничных условий на поверхности, обтекаемой разреженным газом, является одной из важнейших проблем кинетической теории газов [6]. Взаимодействие газа с поверхностью обтекаемого тела играет определяющую роль в высотной аэродинамике [1].

Метод прямого статистического моделирования (Монте-Карло) является наиболее

распространенным среди численных методов решения прикладных задач динамики разреженного газа. Метод Монте-Карло широко применяется в аэродинамике как универсальный метод расчета тел сложной формы с учетом затенения. Более того, в последнее время явно прослеживается тенденция применения этого метода к расчету всего спектра течений – от сплошной среды до свободномолекулярного течения [2].

Целью настоящей работы является исследование аэродинамических характеристик (АДХ) аэрокосмических аппаратов методом прямого статистического моделирования (Монте-Карло) в высокоскоростном потоке разреженного газа. В работе рассматривается влияние модели взаимодействия молекул газа с поверхностью на АДХ аэрокосмических аппаратов.

Постановка задач свободномолекулярного обтекания

Основным инструментом исследования высотной аэродинамики аэрокосмических аппаратов является метод прямого статистического моделирования (Монте-Карло). Важным преимуществом метода прямого статистического моделирования (Монте-Карло) по сравнению с решением задачи на основе уравнения Больцмана является формулировка граничных условий в терминах вероятностного описания для каждой молекулы, а не в виде функции распределения в окрестности границы [2, 7].

Будем считать, что на границах области столкновения молекул между собой не играют существенной роли, что справедливо в случае $Kn = \lambda/L \gg 1$, т.е. когда длина пробега молекул газа λ существенно превышает характерные размеры тела L . Тогда на границах области рассматриваемого течения функция распределения влетающих в область молекул будет равна f_∞ , которая, как показывает опыт, является максвелловской. Количество частиц, влетающих в область

в единицу времени через все границы, будет равно

$$N_j = S_j \int_{(\xi \cdot \mathbf{n}) > 0} (\xi \cdot \mathbf{n}_j) f_\infty(t, \xi) d\xi,$$

где N_j – поток частиц через границу с номером j ; \mathbf{n}_j – единичный нормальный вектор; ξ – вектор скорости молекулы. Вычисление N_j сводится к известным интегралам от максвелловской функции, зависящим от скоростного отношения S (аналога числа Маха) $S_\infty = V_\infty h_\infty^{1/2}$; $h_\infty = m/2kT_\infty = 1/2RT_\infty$, здесь V – скорость потока, k – постоянная Больцмана, R – универсальная газовая константа.

Модели взаимодействия молекул газа с поверхностью

Граничными условиями для уравнения Больцмана являются условия, связывающие функцию распределения падающих и отраженных молекул. Роль законов взаимодействия молекул с поверхностью проявляется тем сильнее, чем более газ разрежен [6]. В течение длительного времени использовалась схема зеркально-диффузного отражения Максвелла.

В модели Максвелла плотность распределения отраженных молекул имеет вид

$$f_r(\mathbf{x}_w, \xi_r) = (1 - \sigma_\tau) f_i(\mathbf{x}_w, \xi_r - 2(\xi_r \cdot \mathbf{n})\mathbf{n}) \sigma_\tau + \pi_r n^{-3/2} h_r^{3/2} \exp(-h_r \xi_r^2), \quad \xi_r \cdot \mathbf{n} > 0,$$

и ядро рассеяния [1, 6] имеет вид

$$K(\xi_i \rightarrow \xi_r) = (1 - \sigma_\tau) \delta[\xi_i - 2(\xi_r \cdot \mathbf{n})\mathbf{n}] \sigma_\tau - \frac{2h_r^2}{\pi} \exp[-h_r \xi_r^2] \cdot (\xi_i \cdot \mathbf{n});$$

$$h_r = \frac{m}{2kT_r}.$$

Здесь полагается, что доля $(1 - \sigma_\tau)$ молекул отражается зеркально, а остальная часть σ_τ молекул – диффузно, параметр $0 \leq \sigma_\tau \leq 1$ определяет коэффициент аккомодации касательной компоненты импульса

$$\sigma_\tau = (P_{\tau i} - P_{\tau r})/P_{\tau i}.$$

В модели CL (Черчиньяни – Лампис) ядро рассеяния для касательной к поверхности компоненты скорости имеет вид

$$K(\xi_{\tau i} \rightarrow \xi_{\tau r}) = \frac{1}{\sqrt{\pi\sigma_\tau(2-\sigma_\tau)}} \exp\left[-\frac{(\xi_{\tau r} - (1-\sigma_\tau)\xi_{\tau i})^2}{\sigma_\tau(2-\sigma_\tau)}\right],$$

здесь $\xi_{\tau i}$, $\xi_{\tau r}$ – касательная к поверхности компонента скорости для падающей и отраженной молекул, отнесенная к $h_w^{-1/2}$.

Ядро рассеяния удовлетворяет принципу взаимности и условиям нормировки:

$$|\xi_{ni}| f_M(\xi_i) K(\xi_i \rightarrow \xi_r) = |\xi_{nr}| f_M(\xi_r) K(-\xi_i \rightarrow -\xi_r);$$

$$\int_{\xi_{nr} > 0} K(\xi_i \rightarrow \xi_r) d\xi_r = 1,$$

здесь f_M – Максвелловская плотность распределения.

Использованное преобразование расширяет CL модель для учета обмена вращательной энергией между газом и поверхностью [8]. Модель в таком виде называется моделью Черчиньяни – Лампис-Лорда (CLL). Потом были предложены модификации модели [10] для учета обмена колебательной энергией и расширения диапозона состояний рассеянных молекул. Модель CLL в настоящее время получила широкое признание в работах [3, 9, 11, 13–15].

Результаты исследования и их обсуждение

Рассмотрим решение задач определения аэродинамических характеристик аэрокосмических аппаратов методом прямого статистического моделирования (Монте-Карло) в свободномолекулярном потоке разреженного газа. В работе используются различные модели взаимодействия молекул с поверхностью Максвелла и Черчиньяни – Ламписа – Лорда (CLL). Значения параметров: температурный фактор $t_w = T_w/T_\infty = 0,04; 0,1$; скоростное отношение $S = 20$; коэффициенты аккомодации тангенциального импульса и нормальной энергии $\sigma_\tau, \sigma_n = 0,5; 0,75; 1$. Расчет проводился с использованием $5 \cdot 10^6$ частиц.

На рис. 2 и 3 представлены зависимости коэффициентов силы сопротивления C_x , подъемной силы C_y , момента тангажа m_z от угла атаки α от -90° до $+90^\circ$ для крылатого космического аппарата (рис. 1). При уменьшении σ_τ от 1 до 0,5 величина C_x снижается до 1,85 при $-55^\circ < \alpha < 55^\circ$, и при уменьше-

нии σ_n от 1 до 0,75 величина C_x снижается до 1,74 при $-55^\circ < \alpha < 55^\circ$. В рамках модели Максвелла при больших по модулю углах атаки зеркально отраженные молекулы повышают величину C_x , чего не наблюдается в рамках модели CLL.



Рис. 1. Геометрия крылатого космического аппарата

При уменьшении σ_τ от 1 до 0,5 величина C_x увеличивается до 2,64 при $\alpha = +90^\circ$. Коэффициент C_y снижает в несколько раз по модулю при уменьшении σ_τ от 1 до 0,5; 0,75. График $m_z(\alpha)$ показывает, что при уменьшении σ_τ наблюдается возрастание $m_z(\alpha)$. Это можно объяснить тем, что при нулевой аккомодации ($\sigma_\tau = 0$) все молекулы отражаются зеркально, и при полной аккомодации отражаются диффузно ($\sigma_\tau = 1$). Зеркально отраженные молекулы передают поверхности больший импульс, чем диффузно рассеянные от холодной стенки молекулы [3].

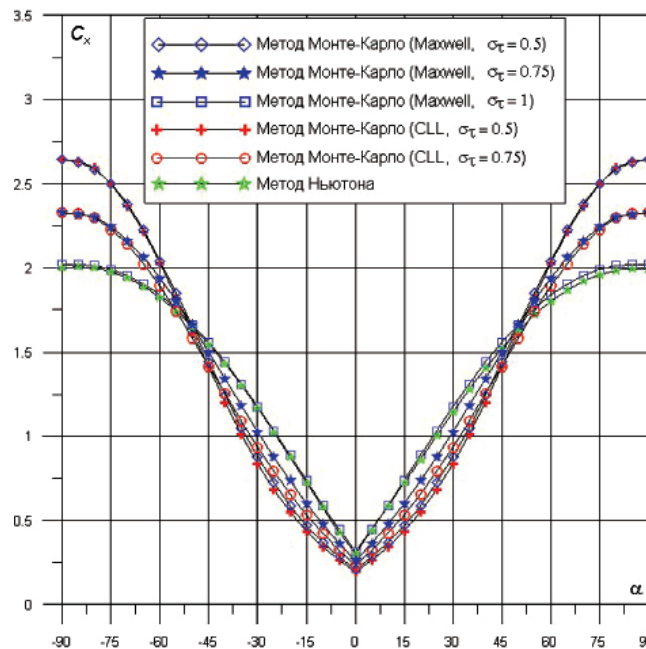


Рис. 2. Зависимости $C_x(\alpha)$ для крылатого космического аппарата ($t_w = 0,1$)

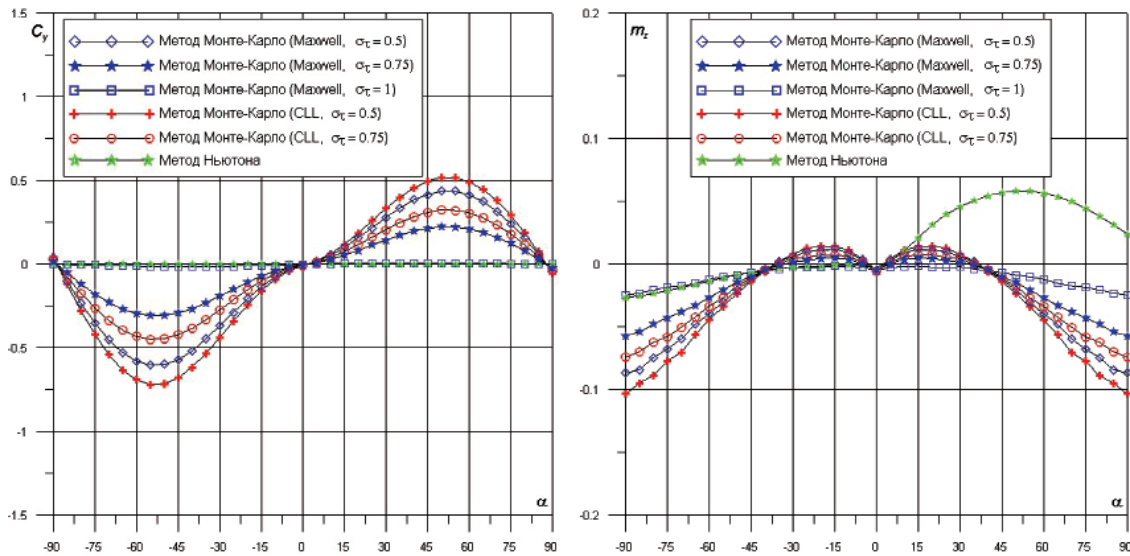


Рис. 3. Зависимости $C_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для крылатого космического аппарата ($t_w = 0,1$)

Можно сказать, что величина нормальных и касательных напряжений, вызываемых отраженным потоком, зависит от характера отражения молекул. Отметим, что близость результатов, полученных с помощью моделей Максвелла и CLL, отмечалась ранее в работе [12] для тел с высокими коэффициентами аккомодации поверхности, что позволяло достигнуть лучшего согласования с результатами эксперимента в аэродинамической трубе.

На рис. 5 и 6 представлены зависимости коэффициентов силы сопротивления C_x , подъемной силы C_y , момента тангажа m_z от угла атаки α при различных σ_τ для спускаемого аппарата (рис. 4). Используются различные модели взаимодействия молекул с поверхностью (Максвелла и Черчиньяни – Лампис – Лорда, CLL). Значения параметров: температурный фактор $t_w = T_w/T_\infty = 0,04; 0,1$; скоростное отношение $s = 20$; коэффициенты аккомодации тангенциального импульса и нормальной энергии $\sigma_\tau, \sigma_n = 0,5; 1$; угол атаки $\alpha = 0-30^\circ$.

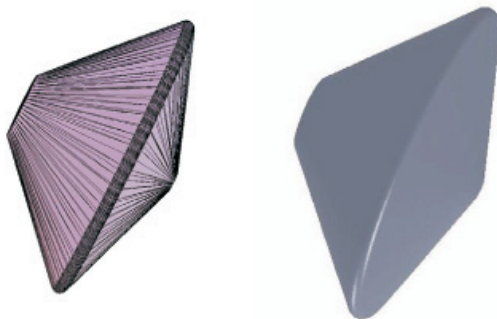


Рис. 4. Геометрический вид спускаемого аппарата

Коэффициент C_x уменьшается с ростом угла атаки α до значения около 1,89 при

$\alpha = 30^\circ$ при $\sigma_\tau = 1$. При уменьшении σ_τ от 1 до 0,5 величина C_x увеличивается до 2,72 при $\alpha = 0^\circ$. Коэффициент C_y снижает в несколько раз по модулю при уменьшении σ_τ от 1 до 0,5. Зависимость $m_z(\alpha)$ объясняет то, что при понижении σ_τ чувствительно увеличивает в рамках разных диапазонов углов атаки.

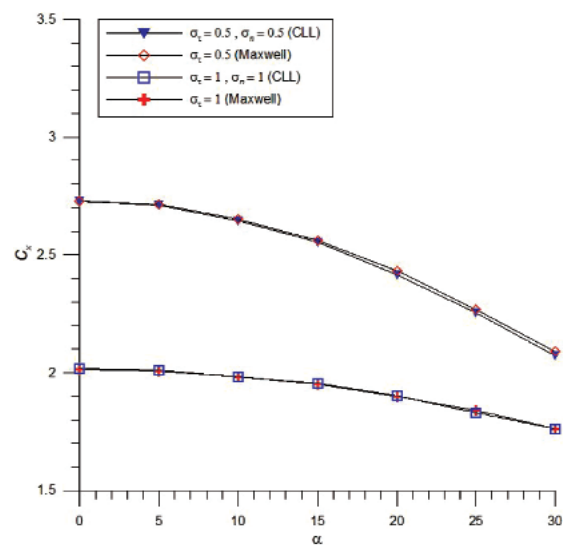


Рис. 5. Зависимости $C_x(\alpha)$ при $t_w = 0,04$ для спускаемого аппарата

При ($\sigma_\tau, \sigma_n = 0, 1$) значительно совпадали [4, 5, 16]. Но при малых углах атаки отраженные молекулы слабо отклоняются от первоначального направления и поэтому вносят малый вклад в сопротивление тонкого тела. При дальнейшем увеличении угла атаки ситуация изменяется: зеркально отраженные молекулы передают поверхности конуса больший импульс, чем диффузно рассеянные от стенки молекулы.

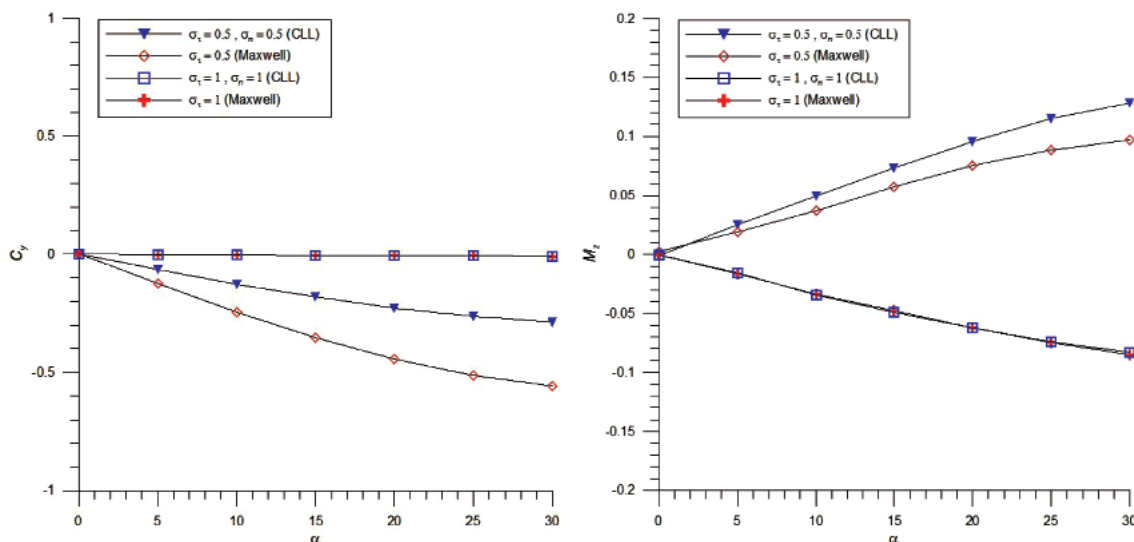


Рис. 6. Зависимости $C_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ при $t_w = 0,04$ для спускаемого аппарата

Заключение

Представлены результаты расчетов аэродинамических сил сопротивления C_x , подъемной силы C_y , момента тангажа m_z аэрокосмических аппаратов методом Монте-Карло при различных значениях коэффициентов аккомодации σ_τ, σ_b с использованием различных моделей взаимодействия молекул с поверхностью (Максвелла и CLL). Исследовано влияние на АДХ особенностей модели взаимодействия молекул с поверхностью. Результаты сравнены с традиционным методом Ньютона. Разработанные программные системы позволяют оперативно получать АДХ разрабатываемых и эксплуатируемых на орбите и на начальном участке траектории спуска космических аппаратов и могут быть использованы при проектировании перспективных космических систем.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (Грант № 14-07-00564-а).

Список литературы

1. Баранцев Р.Г. Взаимодействие разреженных газов с обтекаемыми поверхностями. – М.: Наука, 1975.
2. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. – М.: Азбука, 2008.
3. Воронич И.В., Мьинт З.М. Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата // Вестник МАИ. – 2010. – Т. 17, № 3. – С. 59–67.
4. Жаров В.А., Зяя Мьо Мьинт, Поляков М.С., Хлопков А.Ю., Чжо Зин Разработка методов Монте-Карло для решения задач аэротермодинамики возвращаемых космических аппаратов // Фундаментальные исследования. – 2013. – № 11(9). – С. 1819–1823.

5. Зяя Мьо Мьинт, Хлопков А.Ю. Расчет аэродинамики летательного аппарата сложной формы в гиперзвуковом режиме обтекания // Труды МФТИ. – 2013. – Т. 5, № 2. – С. 69–80.
6. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. – М.: Наука, 1967.
7. Bird G.A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. – Oxford: Clarendon Press, 1994.
8. Cercignani C., Lampis M. Kinetic Models for Gas-Surface Interactions // Transport Theory and Statistical Physics. – 1971. – Vol. 1, № 2. – P. 101–114.
9. Ketsdever A.D., Muntz E.P. Gas-Surface Interaction Model Influence on Predicted Performance of Microelectromechanical System Resistojet // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 2001. – Vol. 15, № 3. – P. 302–307.
10. Lord R.G. Some Further Extensions of the Cercignani-Lampis Gas-Surface Interaction Model // Phys. Fluids. – 1995. – Vol. 7, № 5. – P. 1159–1161.
11. Padilla J.F. Assessment of Gas-Surface Interaction Models for Computation of Rarefied Hypersonic Flows // Ph.D. Dissertation. – University of Michigan, 2008.
12. Padilla J.F., Boyd I.D. Assessment of Gas-Surface Interaction Models in DSMC Analysis of Rarefied Hypersonic Flow // AIAA Paper 2007-3891. – 2007.
13. Santos W.F.N. Gas-Surface Interaction Effect on Round Leading Edge Aerothermodynamics // Brazilian Journal of Physics. – 2007. – Vol. 37, № 2A.
14. Utah S. and Arai H. Monte Carlo Simulation of Reentry Flows Based Upon a Three-Temperature Model // Proc. of 23rd Int. Symp. on Space Technology and Science. – 2002. – Vol.1. – P. 1209–1214.
15. Wadsworth D.C., Van Glider D.B., Dogra V.K. Gas-Surface Interaction Model Evaluation for DSMC Applications // Proc. of 23rd Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. – 2003. – P. 965–972.
16. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu. Application of Gas-Surface Interaction Models in Rarefied Hypersonic Flows // Journal of Physics and Technical Sciences. – 2014. – Vol. 2, № 1. – P. 1–7.

References

1. Barantsev R.G. Vzaimodeistvie razrezhennykh gazov s obtakaemymi poverkhnostyami [Interaction of the Rarefied Gas with Surface Body]. Moscow, Nauka, 1975.
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. Voronich I.V., Zay Yar Myo Myint. Vliyanie osobennosti vzaimodeistviya gaza s poverkhnostyu na aerodinamicheskie kharakteristiki kosmicheskogo apparata // *Vestnik MAI*. 2010. vol. 17, no. 3. pp. 59–67.
4. Zharov V.A., Zay Yar Myo Myint, Polyakov M.S., Khlopkov A.Yu., Kyaw Zin. Razrabotka metodov Monte-Karlo dlya resheniya zadach aerotermodinamiki vozvrashchaemykh kosmicheskikh apparatov // *Fundamentalnye issledovaniya*. 2013. no. 11(9). pp. 1819–1823.
5. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu. Raschet aerodinamiki letatel'nogo apparata slozhnoi formy v giperzvukovom rezhime obtekaniya // *Trudy MFTI*. 2013. vol. 5, no 2. pp. 69–80.
6. Kogan M.N. Dinamika razrezhennogo gaza [Dynamics of Rarefied Gas]. Moscow, Nauka, 1967.
7. Bird G.A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. – Oxford: Clarendon Press, 1994.
8. Cercignani C., Lampis M. Kinetic Models for Gas-Surface Interactions // *Transport Theory and Statistical Physics*. 1971. Vol. 1, no. 2. pp. 101–114.
9. Ketsdever A.D., Muntz. E.P. Gas-Surface Interaction Model Influence on Predicted Performance of Microelectromechanical System Resistojet // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2001. Vol. 15, no. 3. pp. 302–307.
10. Lord R.G. Some Further Extensions of the Cercignani-Lampis Gas-Surface Interaction Model // *Phys. Fluids*. 1995. Vol. 7, no. 5. pp. 1159–1161.
11. Padilla J.F. Assessment of Gas-Surface Interaction Models for Computation of Rarefied Hypersonic Flows // Ph.D. Dissertation. University of Michigan, 2008.
12. Padilla J.F., Boyd I.D. Assessment of Gas-Surface Interaction Models in DSMC Analysis of Rarefied Hypersonic Flow // AIAA Paper 2007-3891. 2007.
13. Santos W.F.N. Gas-Surface Interaction Effect on Round Leading Edge Aerothermodynamics // *Brazilian Journal of Physics*. 2007. Vol. 37, no. 2A.
14. Utah S. and Arai H. Monte Carlo Simulation of Reentry Flows Based Upon a Three-Temperature Model // Proc. of 23rd Int. Symp. on Space Technology and Science. 2002. Vol.1. pp. 1209–1214.
15. Wadsworth D.C., Van Glider D.B., Dogra V.K. Gas-Surface Interaction Model Evaluation for DSMC Applications // Proc. of 23rd Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. 2003. pp. 965–972.
16. Zay Yar Myo Myint, Khlopkov Yu.I., Khlopkov A.Yu. Application of Gas-Surface Interaction Models in Rarefied Hypersonic Flows // *Journal of Physics and Technical Sciences*. 2014. Vol. 2, no. 1. pp. 1–7.

Рецензенты:

Хлопков Ю.И., д.ф.-м.н., профессор, ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский;

Шалаев В.И., д.ф.-м.н., профессор, факультет аэромеханики и летательной техники, Московский физико-технический институт (государственный университет), г. Жуковский.