

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

Список литературы

1. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. М.: МФТИ, 2006. – 158 с.
2. Авдеевский В.С., Галицейский Б.М. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
3. Журин С.В. Методика численного моделирования конвективного теплообмена на телах сложной формы с использованием метода эффективной длины // Дис. канд. физ-мат. наук, МФТИ, – М., 2009.
4. Ващенко П.В. Численный анализ высотной аэротермодинамики космических аппаратов // Дис. канд.-тех. наук, ИТПМ СО РАН. – Новосибирск, 2012.
5. Хлопков Ю. И., Чернышев С.Л., Зея Мью Мьинг, Хлопков А. Ю. Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. – М.: МФТИ, 2013. – 192 с.
6. Зея Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Исследование аэротермодинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды МАИ. – 2013, № 66. – 19 с.
7. Зея Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Методика расчета тепловых потоков в ламинарном и турбулентном пограничном слое // Труды 56-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». – Жуковский, 2013. с. 28-29.

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ НА ТЕЛАХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ В ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ

Зея Мью Мьинг

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, e-mail: zayuarmyomyint@gmail.com

При создании и проектировании гиперзвукового летательного аппарата различного назначения необходимо детальное значение их аэротермодинамических характеристик вдоль всей траектории полета. В процессе исследования тепловых нагрузок, действующих на поверхность космических аппаратов, важным этапом является решение задачи создания их тепловой защиты и определения температурных режимов конструкции. В настоящее время существует несколько подходов решения аэротермодинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов, также проведены многочисленные

исследования аэродинамических характеристик космических аппаратов вдоль всей траектории – от орбитального полета до посадочного режима [1-3]. Однако обладают достаточно хорошей точностью, но требуют большого времени для вычисления. Другие основы на упрощенных инженерных методиках требуют малых затрат расчетного времени, но специфика существующих алгоритмов быстрого счета позволяет оценивать тепловые потоки на телах достаточно простой формы.

Для вычисления коэффициента теплопередачи C_h на элементарную площадку в свободномолекулярном пределе используются аналитические формулы в виде [4]:

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

где

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

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

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, g – показатель адиабаты, $s_{\infty,\theta} = s_\infty \cos \theta$.

В случае же 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 будем использовать методику, основанную на теории Лиса [5].

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, C_{h0} – коэффициент теплопередачи в точке торможения:

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

Здесь $k = 1$ для сферической точки торможения, $k = 0$ для цилиндрической точки торможения, r – радиус кривизны поверхности в точке торможения, ω – показатель степени в степенной зависимости вязкости от температуры, $\operatorname{Pr} = \mu C_p / \chi$ – число Прандтля,

число Рейнольдса $\operatorname{Re}_{\infty,r}$ 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 $\operatorname{Re} \rightarrow 0$, величина $C_{h0} \rightarrow 0$.

В настоящей работе предлагается локально-мостовой метод вычисления коэффициента теплопередачи на элементах выпуклой поверхности с учетом расстояния от точки торможения в переходном режиме. Локально-мостовой метод позволяет быстро получить аэротермодинамические характеристики при проведении большого количества многовариантных расчетов [6]:

$$C_{k,ds} = C_{k,fm,ds} \cdot F_b(\operatorname{Re}, M, \theta, \dots) + C_{k,cont,ds} \cdot (1 - F_b(\operatorname{Re}, M, \theta, \dots)),$$

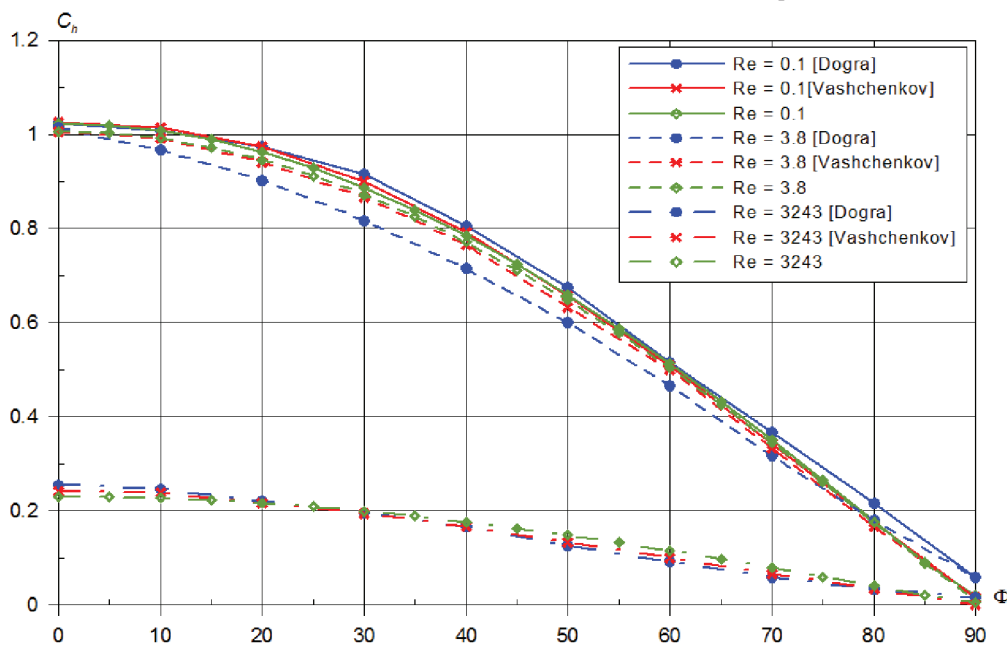
$$C_k = \int_S C_{k,ds} dS.$$

Здесь 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:

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

$$F_{b,2} = \frac{1}{2} \left(1 + \operatorname{erf} \left(\frac{\sqrt{\pi}}{\Delta Kn_2} \cdot \operatorname{I}g \left(\frac{Kn_0}{Kn_m} \right) \right) \right)$$

Если $Kn_0 < Kn_m$, используется мостовая функция $F_{b,1}$. В противном случае $F_{b,2}$. Значения $Kn_m = 0.3$, $\Delta Kn_1 = 1.3$ и $\Delta Kn_2 = 1.4$ были определены путем сравнения с результатами моделирования методом прямого статистического моделирования (Монте-Карло).



Угловое распределение C_h на сфере

На рисунке видно, что тепловой поток в свободномолекулярном и в континуальном режимах локально-мостовым методом определяется хорошо, но в переходном режиме дает повышенное значение коэффициента примерно на 15% на углах 20–55 градусов [6, 10]. Можно сказать, что результаты, полученные локально-мостовым методом, дают правильное поведение и достаточно хорошо согласуются с результатами метода прямого статистического моделирования (ПСМ). Локально-мостовой метод дает в переходном режиме завышенное значение коэффициента теплопередачи примерно на 15% на углах 20–50 градусов. Методики и результаты смогут быть полезны при создании современных и перспективных воздушно-космических аппаратов нового поколения [8-11]. Работа выполнена при поддержке РФФИ (Грант № 14-07-00564-а).

Список литературы

1. Авдуевский В.С., Галицейский Б.М. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
2. Белоцерковский О.М., Хлопков Ю.И. Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. – М.: Азбука, 2008. – 330 с.
3. Хлопков Ю.И., Зяя Мью Мьинг, Хлопков А.Ю., Чжо Зин Методы Монте-Карло для определения аэротермодинамических характеристик гиперзвуковых воздушно-космических систем // Materials digest of LI International Research and Practice Conference «Physical, Mathematical and Chemical Sciences: Theoretical Trends and Applied Studies», – London: IASHE, 2013, pp. 41-44.
4. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. – М.: Наука, 1967. – 440 с.
5. Lee Lester Laminar heat transfer over blunt nosed bodies at hypersonic flight speeds // Jet Propulsion. – 1956. – V. 26, N 4. – P. 259-269.
6. Ващенко П.В. Численный анализ высотной аэротермодинамики космических аппаратов: дис. канд.-техн. наук, Новосибирск: ИТН СО РАН., 2012.

Разработанная методика для расчета тепловых потоков на тело имеет практический интерес для организации и специалистов, занимающихся определением теплового потока.

На рисунке показаны зависимости коэффициента теплопередачи на сфере от угла при различных числах Рейнольдса ($Re = 0.1, 3.8, 3243$). Полученные результаты сравнены с результатами Dogra V.K., Wilmoth R.G. [7] и Ващенко П.В. [6]. Здесь угол откладывается от точки торможения.

7. Dogra V.K., Wilmoth R.G., Moss J.N. Aerothermodynamics of 1.6-m-diameter sphere in hypersonic rarefied flow. J. AIAA. – 1992. – V. 30, N 7. – P. 1789 – 1794.

8. Зяя Мью Мьинг Высотная аэротермодинамика гиперзвуковых воздушно-космических систем // Материалы II международной научно-практической конференции «Сайнс-проекты молодых ученых – 2013». – Ростов-на-Дону, 2013. с. 27-30.

9. Зяя Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Исследование аэротермодинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2013, № 66, 19 с.

10. Зяя Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Методика расчета тепловых потоков в ламинарном и турбулентном пограничном слое // Труды 56-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». – Жуковский, 2013. с. 28-29.

11. Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зяя Мью Мьинг, Хлопков А.Ю. Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. – М.: МФТИ, 2013. – 192 с.

SPECIFIC FUTURES OF OPTICAL ANISOTROPY IN TERBIUM IRON AND TERBIUM GALLIUM GARNETS

Pashkov A.D., Khubulov A.K., Tsidava N.I., Abaeva V.V., Turiev A.M., Enalidieva E.V., Butkhuzi T.G., Khaimanov S.A., Ramonova A.G.

North-Ossetian State University, Natural Sciences Research and Education Centre, e-mail: vip.sagittarius@yandex.ru

We reported magneto-optical properties of Tb^{3+} in single crystals of $Tb_3Fe_5O_{12}$ and $Tb_3Ga_5O_{12}$ for ion occupying sites of D_2 symmetry in the garnets structure. It is shown that in the employed Voigt geometry the magnetic linear birefringence and the dichroism reach values 10^{-4} , and have a strong dependence on the wavelength and a strong anisotropy. The absorption spectra were obtained at temperatures of 30K, 100K using magnetic field up to 25 kOe applied parallel and perpendicular to the electric vector E linearly polarized light on the