

АНАЛИЗ МЕТОДОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Зея Мью Мьинт, Хлопков А. Ю.

МФТИ (государственный университет), г. Жуковский, Московская обл., Россия

С развитием космической техники и высотной гиперзвуковой авиации растут развитие методов определения аэротермодинамических характеристик (АДХ) во всем диапазоне режимов течения – от орбитального полета до посадочного режима. В процессе исследования тепловых нагрузок, действующих на поверхность космических аппаратов, является важным этапом решения задачи создания их тепловой защиты и определения температурных режимов конструкции. Обтекание космического аппарата (КА) на высотах ниже 60–70 км происходит в условиях сплошной среды. Числа Кнудсена в этих условиях достаточно малы ($K_n \ll 1$). Для исследования сплошносредных течений используются континуальные методы. Между этими предельными режимами КА проходит переходной режим обтекания, когда необходимо учитывать как столкновения молекул набегающего потока с поверхностью, так и межмолекулярные столкновения. Переходной режим характеризуется числами Кнудсена: $0.001 \delta K_n \delta 10$. В этих условиях сплошносредные методы исследования неприменимы вследствие высокой разреженности и термохимической неравновесности газа. Экспериментальное моделирование высокоскоростных разреженных течений довольно проблематично, и в настоящее время практически единственным средством получения информации об аэродинамической обстановке около КА на больших высотах полета являются методы вычислительной аэродинамики. Для анализа аэротермодинамических характеристик КА в переходном режиме необходимо использовать кинетический подход (решение уравнения Больцмана или его моделей). Математическое моделирование аэротермодинамики КА в переходном режиме является весьма сложным и требует больших вычислительных и временных ресурсов.

В настоящее время существует несколько подходов решения аэротермодинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов, и также проведены многочисленные исследования аэродинамических характеристик космических аппаратов вдоль всей траектории. 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 счёта позволяет оценивать тепловые потоки на телах достаточно простой формы. Одновременное решение этих проблем в рамках одной экспериментальной установки представляется невозможным. Поэтому перечисленные факторы обуславливают необходимость привлечения расчетной информации на этапе проектирования высокоскоростных летательных аппаратов. Компьютерное моделирование позволяет при помощи физических моделей и математических методов быстро проводить анализ аэротермодинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов.

Целью настоящей работы является разработка методов моделирования аэротермодинамических характеристик воздушно-космических систем.

Методы Монте-Карло для определения аэродинамических характеристик воздушно-космических систем: Развитие численных методов в динамике разреженных газов связано в первую очередь с использованием методов статистического моделирования (Монте-Карло) [1]. Их используют для вычисления интегралов столкновения в регулярных конечно-разностных схемах решения кинетических

уравнений, решения интегральных уравнений, и прямого статистического моделирования (ПСМ). В работе представлены методы прямого статистического моделирования, основанные на подходах Бёрда (моделирование динамики ансамбля молекул) и Хэвилленда (моделирование индивидуальных траекторий молекул). В работе предлагаются методы обтекания поверхности молекулами с различными потенциалами взаимодействия, а также аппроксимируют граничные условия на широкий диапазон режимов. В работе представлены результаты расчета аэродинамических характеристик (АДХ) типичного воздушно-космического аппарата (ВКА), полученные методом Монте-Карло на основе трех различных моделей взаимодействия молекул газа с поверхностью – Максвелла (Maxwell), Черчиньяни- Лампис-Лорда (Cercignani, Lampis and Lord, CLL) и Леннарда-Джонса (LJ). С применением этих моделей исследована чувствительность коэффициентов сил и моментов аппарата в гиперзвуковом свободномолекулярном потоке к изменению аккомодационных и температурных свойств поверхности с учетом возможности многократных молекулярных отражений [2-6].

Приближенные методы расчета аэродинамических характеристик ВКА: Технический прогресс в космической технике и гиперзвуковой авиации привел к интенсивному развитию теоретических и экспериментальных исследований в области аэродинамики гиперзвуковых течений [7]. Приведены исследования расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходном режиме с помощью инженерных методов. Эта проблема особенно важна при движении летательных аппаратов на больших высотах. В работе предлагается создание инженерной программы определения основных аэродинамических характеристик разных формы тел. В работе представлены аэродинамические расчеты компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с помощью локального метода при различных числах Рейнольдса [8-9].

Локально-мостовой метод вычисления коэффициента теплопередачи: Моделирование течений газа в широком диапазоне изменения параметров набегающего потока, геометрической модели и свойств поверхности КА методом ПСМ часто бывает чересчур затрат. Для решения таких задач может использоваться локально-мостовой метод [10]. Принципы построения локально-мостового метода для расчета АДХ могут быть использованы и для получения коэффициента теплопередачи при обтекании тел в переходном режиме. Представлены результаты зависимости коэффициента теплопередачи на сфере от угла при различных числах Рейнольдса [11-12].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] О. М. Белоцерковский, Ю.И. Хлопков Методы Монте-Карло в механике жидкости и газа. – М.: Азбука, 2008. – 330 с.
- [2] Ю. И. Хлопков Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. – М.:МФТИ, 2006. – 260 с.
- [3] O. M. Belotserkovskii, Y.I. Khlopkov 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] Ю. И. Хлопков, Зоя Мью Мьинт, А. Ю. Хлопков, Чжо З. 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.
- [5] Зоя Мью Мьинт, А.Ю. Хлопков, Чжо З. Основные подходы к построению методов Монте-Карло в вычислительной аэродинамике // Труды МАИ. 2011, № 42, 17 с.
- [6] Зоя Мью Мьинт Методы расчета аэродинамических характеристик летательных

аппаратов в гиперзвуковом обтекании // Материалы международной научно-практической конференции «методология, теория и практика в современных физико-математических, технических, химических науках». – Новосибирск, 2013.

[7] В. С. Галкин, А. И. Ерофеев, А. И. Толстых Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. – 1977. – Вып. 1833. с. 6-10.

[8] Зея Мьо Мьинт, А. Ю. Хлопков Аэродинамические характеристики летательного аппарата сложной формы с учётом потенциала взаимодействия молекулярного потока с поверхностью. // Ученые записки ЦАГИ. 2010, Т. XLI, № 5, с. 33-45.

[9] Зея Мьо Мьинт, А. Ю. Хлопков Расчет аэродинамики летательного аппарата сложной формы в гиперзвуковом режиме обтекания // Труды МФТИ. 2013, Т. 5, № 2, с. 69-80.

[10] П. В. Ващенко Численный анализ высотной аэротермодинамики космических аппаратов: дис. канд.–тех наук, Новосибирск: ИТПМ СО РАН., 2012.

[11] Зея Мьо Мьинт, А.Ю. Хлопков Исследование аэротермодинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2013, № 66, 19 с.

[12] Зея Мьо Мьинт Высокая аэротермодинамика гиперзвуковых воздушно-космических систем // Материалы II международной научно-практической конференции «Сайнс-проекты молодых ученых - 2013», - Ростов-на-Дону, 2013. с. 27-30.