

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ РЕАГИРУЮЩИХ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ КИНЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

А.А. Шевырин, П.В. Ващенко, А.В. Кашковский, Е.А. Бондарь

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск, Россия*

Введение Физико-химические процессы, протекающие за головной ударной волной около космического аппарата, входящего в атмосферу Земли, включают энергообмен между поступательными и внутренними степенями свободы молекул и химические реакции, протекающие в условиях сильной термической неравновесности. Исследование таких высокоэнтальпийных течений должно выполняться на основе кинетического подхода и в общем случае требует решения уравнения Больцмана. В переходном режиме, когда число Кнудсена больше 0,01, основным инструментом численного анализа является метод прямого статистического моделирования Монте-Карло (ПСМ). С точки зрения развития методов высотной аэротермодинамики наиболее актуальной задачей в настоящий момент является разработка и валидация столкновительных моделей неравновесных физико-химических процессов, которые могут быть использованы в расчетах методом ПСМ.

Целью настоящей работы является развитие таких моделей для случая входа космического аппарата в атмосферу со скоростями, превышающими первую космическую. Получение реалистичных результатов включает в себя описание покомпонентной структуры ударного слоя и требует учета особенностей химических процессов, характерных для термически неравновесных условий. Одной из особенностей является существенная роль процессов ионизации. Основное внимание в работе уделяется моделированию плазмы, окружающей космический аппарат при его обтекании на больших высотах траектории спуска.

Из-за высокой тепловой скорости электронов масштабы релаксационных процессов для электронного компонента за ударной волной малы. Поэтому моделирование электронов методом ПСМ сильно снижает вычислительную эффективность метода. Однако необходимые характеристики плазмы (плотность заряженных компонентов и температура электронов) могут быть получены из газодинамических соотношений для электронного компонента на энергию. В настоящей работе предлагается численно эффективная модель для описания электронной компоненты при моделировании ионизованных течений методом ПСМ, пригодная для описания нейтральной плазмы. Модель позволяет учитывать $e-e$, $e-V$ обмен, а также реакции диссоциативной рекомбинации ($AB^+ + e \rightarrow A + B$) и ионизации электронным ударом ($A + e \rightarrow A^+ + 2e$) как отделенный от столкновительной процедуры метода ПСМ процесс.

Новая модель была реализована в вычислительном комплексе SMILE++ [1], верифицирована для условий изотермического резервуара и использована в численном моделировании высокоэнтальпийных течений около спускаемых космических аппаратов. На рис. 1 приводятся результаты верификации реализованных моделей ионизационных процессов сравнением результатов расчета (обозначено DSMC на графиках) с результатами летных измерений плотности электронов с помощью интерферометров, расположенных вдоль боковой поверхности аппарата [2] (RAMC).

Капсула имела форму конуса с углом раствора 18° и сферическим затуплением. Скорость капсулы была равна 7.6 км/с. Представлены расчеты для высот 73, 77 и 81 км (рис. 1 (а), (б) и (в) соответственно). Продольная координата x нормирована на радиус передней части капсулы $R = 15.3$ см. Результаты сравнения показали отличное соответствие численных результатов, полученных с помощью новой модели ионизованного газа, и результатов измерений.

Созданные модели ионизационных процессов для метода ПСМ были применены для исследования течения около возвращаемого аппарата перспективной пилотируемой транспортной системы при движении по высотной части траектории с числом Маха 40 (скорость 11 км/с) под нулевым углом атаки. Возвращаемый аппарат представляет собой коническое тело со сферической передней частью. Диаметр аппарата составлял 4.5 м. В отличие от орбитальной скорости полета, при таких скоростях значительный вклад в ионизацию вносит ионизация электронным ударом. Рассчитанное поле плотности электронов около капсулы показано на рис. 2. В расчете было получено, что максимальная плотность электронов $3 \cdot 10^{19} \text{ м}^{-3}$ достигается в окрестности точки торможения.

Для демонстрации влияния ионизационных процессов на структуру ударного слоя перед аппаратом были проведены два расчета: с ионизацией и без ионизации. Рис. 3 (а) показывает полученное распределение нейтральных компонентов газовой смеси вдоль линии торможения. Сплошными линиями приводятся профили числовой плотности для расчета с ионизацией, а пунктирными – без ионизации. Из сравнения видно, что учет процессов ионизации существенно изменяет плотность атомарных азота и кислорода.

Распределение ионов вдоль линии торможения (рис. 3 (б)) показывает, что в области ударного слоя вверх по течению плотность молекулярных ионов больше, чем атомарных, а в области около аппарата плотность атомарных ионов становится больше. Было получено, что на высоте 90 км степень ионизации газа в ударном слое составляет несколько процентов.

Предлагаемая модель для химически реагирующих многокомпонентных течений газа около спускаемого космического аппарата позволит проводить расчеты аэродинамических характеристик с учетом процессов ионизации, что становится особенно важным при скоростях входа в атмосферу Земли более 10 км/с (возвращение суперорбитальных аппаратов). Кроме того, предлагаемая модель позволит исследовать распределение электронов и ионов в ударном слое, получать поле температуры электронов перед спускаемыми аппаратами для определения участков траектории спуска с экранированием радиосвязи.

Работа выполнена в Новосибирском государственном университете при поддержке гранта Правительства РФ (Договор № 14.Z50.31.0019) и проекта РФФИ 15-58-52044.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ivanov, M. S.; Kashkovsky, A. V.; Vashchenkov, P. V.; Bondar, Ye. A.** Parallel Object-Oriented Software System for DSMC Modeling of High-Altitude Aerothermodynamic Problems // AIP Conference Proceedings, 2011, Volume 1333, pp. 211-218
2. **W. L. Grantham** Flight results of a 25000-foot-per-second reentry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance // NASA TN D-6062 (1970).