

УДК 533.695;533.694

Разработка совместного метода НС-ПСМ для моделирования действия струй космических двигателей

Чж. Ян^{1,2}, Чж. Тан³, Г. Цай¹, Б. Хэ^{1*}

¹Школа астронавтики, Университет Бэйхан, Пекин, КНР

²Китайская академия космических технологий, Пекин, КНР

³Китайский институт космической техники, Пекин, КНР

E-mail: hbj@buaa.edu.cn*

Рассматривается сопряженный НС-ПСМ метод, совмещающий решение уравнений Навье–Стокса (НС) с методом прямого статистического моделирования (ПСМ) и позволяющий осуществлять адаптацию поверхности раздела и стыковку в обоих направлениях для моделирования эффектов, возникающих при падении струи космических двигателей на препятствия. Поверхность раздела между сплошной средой и разреженным газом определяется путем комбинирования параметров нарушения гипотезы сплошности среды $K_{n_{GL}}$ и P_{me} . Применяется основанная на текущем состоянии системы схема стыковки для передачи информации между решателями для сплошной и разреженной сред. Для реализации сопряженного метода исследуется метод взаимно перекрывающихся сеток для комбинирования НС-программы, использующей структурированную сетку, и программы ПСМ, использующую декартову сетку. Задача об истечении струи из конического сопла, падающей на коническую поверхность, моделируется с использованием сопряженного метода. Результат моделирования подтверждается экспериментальными данными, что доказывает справедливость предложенного метода. С помощью НС-ПСМ метода для демонстрации его возможностей рассчитано струйное течение, возникающее при подъеме лунного модуля с поверхности Луны. Смоделировано все поле течения от камеры сгорания до вакуумной среды, и обнаружено, что особое внимание следует уделять аэродинамической силе струи на ранней стадии процесса запуска.

Ключевые слова: совместный НС-ПСМ-метод, континуально-разреженное переходное течение, воздействие струи в вакууме, космические двигатели.

Введение

Ракетные двигатели малой тяги на жидком топливе широко используются для управлением ориентацией космического аппарата (КА) по высоте и орбите. При работе в условиях вакуума выхлопная струя космического двигателя быстро расширяется и превращается в течение разреженного газа. Основное течение струи направлено в сторону ее ядра, но часть струи разворачивается, формирует возвратное течение и попадает на КА, создавая аэродинамические силы и моменты, действующие на аппарат; эта часть струи нагревает и загрязняет его поверхность. Описанные эффекты, вызываемые разворотом струи в вакууме, снижают управляемость КА и могут привести к аварийному завершению программы полета.

Для анализа воздействия возвратного течения на поверхность КА нужно правильно предсказать поле течения струи и эффекты его взаимодействия с поверхностью. Давление и плотность газа внутри двигателя и вблизи среза сопла относительно велики, но в условиях вакуума течение будет свободно расширяться и, в конечном счете, приближаться к свободномолекулярному режиму. Уровень разрежения течений газа определяется числом Кнудсена (Kn), которое равняется отношению средней длины свободного пробега молекул к характерной длине в конкретной задаче [1]. Не существует четких границ для того, чтобы судить о нарушении условия континуума на основе числа Kn , но общепринято, что течения, для которых $Kn < 0,01$, рассматриваются как континуальные течения. Это указывает на то, что струя в вакууме представляет собой течение, включающее в себя континуально-разреженные переходные режимы, поэтому для ее описания требуется модель, соответствующая как сплошной, так и разреженной средам.

Теоретически кинетическое уравнение переноса Больцмана может учитывать течения газа во всем диапазоне числе Кнудсена, но применение аналитического решения из-за его сложной формы не всегда возможно. Было предложено несколько унифицированных решателей для задач с переходом от разреженного газа к континууму, в которых модельное уравнение Больцмана решалось численным методом. К ним относятся, например, газокинетические численные схемы, предложенные в работах [2, 3]. Этот вид решателей до сих пор находится в стадии развития, и повышение их эффективности и обеспечение их практичности является большой проблемой.

В отличие от методов с применением единого решателя для всех режимов течения существуют методы, в которых поле течения с помощью декомпозиции разбивается на области континуального и разреженного течений, и в каждой из них применяются соответствующие методы решения. Авторы работы [4] использовали два метода частиц: метод малой диффузии (low diffusion, LD) и прямое статистическое моделирование (PCM) для моделирования континуальных и разреженных течений. Но LD-метод имеет низкую эффективность в континуальной области и проблемы в вязких течениях. Метод LD/PCM в настоящее время еще не готов к практическому использованию. В работе [5] был предложен объединенный решатель для течения (Unified Flow Solver, UFS), в котором используется прямое численное решение уравнения Больцмана в областях разреженного течения и применяются кинетические схемы континуальной гидродинамики в остальных областях. Но кинетическая схема для уравнений Эйлера и Навье–Стокса (НС) также является неэффективной по сравнению с традиционными численными схемами вычислительной гидродинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD).

Другим наиболее практичным методом декомпозиции области для переходных течений является гибридный метод, в котором комбинируется решение уравнений Навье–Стокса с методом PCM. Здесь используется традиционный метод CFD и PCM-метод в областях континуального и разреженного течений соответственно. CFD-метод является наиболее совершенным и эффективным способом моделирования сплошной среды, и он успешно применялся для моделирования различных процессов в течениях жидкостей, таких как турбулентность, химические реакции. Было доказано, что метод PCM сходится к решению уравнения Больцмана, и он широко применялся для моделирования течений разреженного газа. В то же время использование метода PCM имеет преимущество над решением уравнения Больцмана в том, что на его основе можно вводить в вычислительную процедуру новые физические модели, например, модель химической реакции. При наличии преимуществ, таких как высокая эффективность и точность, гибридный НС-PCM метод становится наиболее подходящим для моделирования переходных континуальных и разреженных течений.

НС и PCM методы изначально не были объединены. Поверхность раздела между сплошной средой и разреженным газом определялась на основе результата, полученного из решения уравнений Навье–Стокса, и свойства газа передавались только в одном

направлении — из зоны решений методом НС в зону решений ПСМ-методом. В работах [6, 7] моделировались одномерные ударные волны и двумерные течения через щель с помощью сопряженного НС-ПСМ подхода с фиксированной поверхностью раздела. Гибридный метод НС-ПСМ с фиксированной поверхностью раздела и несколькими условиями на этой поверхности использовался для исследования плоского течения Куэтта в работе [8]. В работе [9] гибридным методом «сплошная среда–ПСМ» моделировалось нестационарное высокотемпературное обтекание КА с солнечным парусом и применялись решатели на основе ПСМ и CFD в фиксированных расчетных зонах. Авторы работы [10] анализировали воздействие струи при запусках тормозных и подъемных двигателей лунного посадочного модуля. В работе [11] рассматривался гибридный подход на основе НС-ПСМ для моделирования различных режимов возвратных течений струй, истекающих из сопла и расширяющихся в вакууме. Использовалась методика раздельных CFD/ПСМ расчетов, поверхность раздела была расположена вблизи среза сопла, и исследовались ее различные формы. В [12] изучались аэродинамические эффекты от истекающей струи тормозного двигателя для посадки на Луну с использованием раздельного метода НС-ПСМ с поверхностью раздела, зафиксированной на выходе из сопла.

Раздельный метод с фиксированной поверхностью раздела может приводить к вычислительной ошибке, если поверхность раздела размещена неправильно, или снижать вычислительную эффективность, если область разрежения слишком велика. Передача информации в одном направлении также не подходит при расчетах некоторых сложных течений. Таким образом, совместный метод НС-ПСМ, обладающий возможностями адаптации поверхности раздела и передачей информации в обоих направлениях, является более предпочтительным подходом.

В работе [13] была разработана параллельная схема совместного решения НС-ПСМ методом с использованием трехмерных неструктурированных сеток. Поверхности раздела определялись динамически на основе критерия нарушения гипотезы сплошности. В работах [14, 15] были объединены компьютерная программа ПСМ, имеющая название MONACO, и решатель на основе CFD (вычислительной гидродинамики) в форме численного метода модулирования частиц и сплошной среды (modular particle-continuum — MPC).

В настоящем исследовании рассматривается совместный НС-ПСМ метод с адаптивной поверхностью раздела и стыковкой в обоих направлениях для анализа поля течения и эффектов при истечении вакуумной струи двигателей. В отличие от работ [13–15] в рассматриваемой в схеме в НС и ПСМ решателях используются разные сетки, поэтому в каждом из них применяются собственные подходящие сетки. Также анализируется параметр нарушения гипотезы сплошности среды, пригодный для моделирования струйного течения. В то время как в предыдущих исследованиях сопряженные методы применялись главным образом для решения некоторых эталонных задач, таких как прямая ударная волна, двумерное обтекание цилиндра, двумерное обтекание клина, в настоящем исследовании метод НС-ПСМ применяется для анализа струйных течений двигателей, используемых в реальных условиях.

Разделы статьи упорядочены следующим образом: в разделе 1 описываются основные численные методы и компьютерные программы для НС и ПСМ методов, также подробно описывается совместный метод, включая следующие темы: параметр нарушения гипотезы сплошности среды, схема стыковки, метод взаимно перекрывающихся сеток для совместного метода НС-ПСМ, гибридный цикл; в разделе 2 показано применение сопряженного метода для анализа воздействия струи в двух различных задачах динамики течения: коническая струя двигателя, падающая на коническую поверхность, и стадия подъема лунного модуля в лунном окружении.

1. Метод

Описание ПСМ- и НС-решателей

Метод ПСМ [1, 16], предложенный впервые Бёрдом, использует вероятностные подходы (Монте–Карло) для моделирования течений газа. В нем процессы движения и столкновения молекул газа разделены, поэтому при расчете их столкновений нет необходимости моделирования точных траекторий движения частиц; столкновения происходят случайно, при этом данный метод гарантирует, что процесс совпадает с реальным физическим существом дела. Сетки используются в расчетной процедуре ПСМ только для локализации частиц, поэтому декартова сетка является в вычислительном плане более эффективной [17]. Авторами была разработана расчетная программа метода ПСМ, названная PWS (Plume Work Station — струйная рабочая станция), в которой используется декартова сетка. Поверхности в сложных полях течения разбиваются на несколько простых выпуклых фрагментов и вкладываются в сетку, как описано в работе [12]. В программе PWS реализованы молекулярные модели потенциалов взаимодействия HS (Hard Sphere — твердая сфера), VHS (Variable Hard Sphere — переменная твердая сфера), VSS (Variable Soft Sphere — переменная мягкая сфера), CLL (Черчиньяни–Лэмпис–Лорд) и использован метод расчета столкновений RSF (Random Sampling Frequency — случайная частота выборки) [18]. Также разработан метод конечного объема для решения уравнений Навье–Стокса под названием NozzleFlow. В этом методе применяется многоблочная структурированная сетка, обладающая преимуществами малых требований к памяти, высокой вычислительной эффективностью и точностью расчета; кроме того, она хорошо подходит к сложным полям течения. Моды переходной и вращательной энергий описываются одной температурой; модой колебательной энергии пренебрегается. Применяются схемы AUSM+ (Advection Upstream Splitting Method) и LU-SGS (Lower–Upper Symmetric Gauss–Seidel) для дискретизации по пространству и во времени соответственно. Модель вязкости в NozzleFlow используется в модифицированной степенной форме (см. ниже уравнение (1)) для согласования с моделью столкновения ПТС, используемой в программе PWS:

$$\mu = \mu_{\text{ref}} (T/T_{\text{ref}})^{\omega}, \quad (1)$$

где μ_{ref} , T_{ref} обозначают соответственно характерные вязкость и температуру, ω — степенной показатель.

Параметр нарушения условия континуума для моделирования поля течения струи

При комбинации НС и ПСМ методов важным является вопрос о том, как найти положение поверхности раздела между сплошной средой и разреженным газом. Этот вопрос обычно решается путем применения параметра, характеризующего нарушение гипотезы сплошности среды. В работах других исследователей было предложено несколько таких параметров: P [19], B [20], Kn_{GL} [21], P_{inc} [13], из них параметр Kn_{GL} используется более широко. Он определяется по формуле

$$\text{Kn}_{\text{GL}} = \max \left\{ \text{Kn}_{\text{GL},p}, \text{Kn}_{\text{GL},|V|}, \text{Kn}_{\text{GL},T} \right\} \quad (2)$$

и

$$\text{Kn}_{\text{GL},Q} = (\lambda/Q) |\nabla Q|, \quad (3)$$

где Q представляет собой плотность, величину скорости и температуру в уравнении (2); λ — средняя длина свободного пробега молекул. Из определения Kn_{GL} можно сделать вывод, что два фактора оказывают влияние на уровень разрежения: средняя длина свободного

пробега молекул и градиент течения. Оказалось, что значение 0,05 является приемлемым порогом для Kn_{GL} в некоторых задачах динамики течений, в том числе включая задачи о прямой ударной волне, о двумерном обтекании цилиндра и т.д. [14, 15].

В задачах о течениях газов, включающих в себя двухатомные и многоатомные газы, могут возникать неравновесные эффекты переходной и вращательной энергий. Очевидно, что параметр Kn_{GL} не может учитывать эффект неравновесности режимов внутренней энергии. Авторами работы [13] предложен параметр P_{tne} как дополнение к функции Kn_{GL} с целью учета неравновесности внутренней энергии. P_{tne} определяется по формуле

$$P_{\text{tne}} = |(T_{\text{tr}} - T_r)/T_{\text{tr}}|, \quad (4)$$

где T_{tr} и T_r — соответственно переходная и вращательная температуры. В качестве приемлемого порогового значения для P_{tne} рекомендуется значение 0,03. Параметры Kn_{GL} и P_{tne} учитывают различные аспекты неравновесности и разрежения. В истекающих газах большинства космических двигателей неизбежно присутствуют двухатомные или многоатомные газы, поэтому используются оба параметра: Kn_{GL} и P_{tne} . Область, где $\text{Kn}_{\text{GL}} > \text{Kn}_{\text{GL,thr}}$ или $P_{\text{tne}} > P_{\text{tne,thr}}$, считается разреженной, и значения $\text{Kn}_{\text{GL,thr}}$, $P_{\text{tne,thr}}$ являются пороговыми для Kn_{GL} и P_{tne} , равными соответственно 0,05 и 0,03.

Так как в НС вычислениях предполагается, что поступательная и вращательная моды энергии определяются одной средней температурой без учета вибрационной моды, P_{tne} всегда равно нулю в области сплошной среды. В разреженной области поступательная и вращательная моды энергии рассматриваются отдельно, поэтому P_{tne} справедливо только в области ПСМ, но в процессе итераций интерфейс подвержен влиянию P_{tne} в разреженной области и постепенно стремится к ее правильному положению.

Схема стыковки и метод перекрывающихся сеток

Решение уравнений Навье–Стокса и ПСМ метод — совершенно различные подходы к моделированию. Для того, чтобы состыковать эти два метода, требуется дополнительная процедура для обмена информацией между областями частиц и сплошной среды. В основном применяются два типа двунаправленных схем стыковки для обмена информацией между сплошной средой и частицами. Эти схемы основаны на потоках и на состояниях [14]. В схеме, основанной на потоках, осуществляется обмен свойствами газа на поверхности раздела, в то время как в схеме, основанной на состоянии, используются взаимно перекрывающиеся буферные ячейки. Схема, основанная на состоянии, может существенно уменьшить статистический разброс при передаче информации от ПСМ к НС по сравнению со схемой, основанной на потоках, поэтому в настоящем исследовании применяется тип схемы, основанной на состоянии (см. рис. 1).

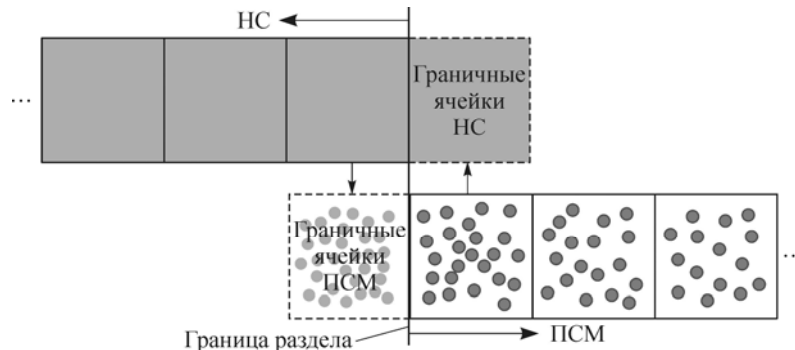


Рис. 1. Схема стыковки с учетом состояний.

После того, как установлено положение поверхности раздела между сплошной средой и разреженным газом, определяются буферные ячейки, к которым относится часть ячеек по обе стороны поверхности раздела. Передача информации от ПСМ к НС осуществляется путем осреднения параметров частиц для получения макроскопических свойств газа в граничных НС-ячейках, в то же время перенос информации из области сплошной среды в область разреженного газа выполняется посредством генерирования частиц в граничных ячейках ПСМ в соответствии с макроскопическими параметрами газа в соответствующих НС-ячейках. Метод субрелаксации, предложенный в работе [22], применяется в настоящем исследовании для получения мгновенных макроскопических параметров газа и уменьшения статистического разброса.

ПСМ-программа PWS и НС-программа NozzleFlow используют различные методологии построения сеток. Применение программ PWS и NozzleFlow в совместном исследовании НС-ПСМ имеет то преимущество, что программы ПСМ и НС могут использовать свои собственные подходящие сетки для конкретного метода; кроме того, для одной и той же задачи требуемые размеры ячеек для расчетов по методам ПСМ и НС в большинстве случаев различны. Размер ячеек сетки для ПСМ должен быть порядка средней длины свободного пробега молекул, в то время как размер ячеек сетки для НС должен быть согласован с требованиями макроскопического градиента и точности. Таким образом, совместный метод НС-ПСМ, использующий различные сетки, может сделать их построение более гибким. Вместе с тем неблагоприятный момент заключается в том, что оба решателя не могут иметь одинаковую структуру данных, и нельзя осуществлять передачу информации от одной ячейки к другой единственной ячейке. Чтобы решить эту проблему, в настоящем исследовании предложена стратегия взаимно перекрывающихся сеток.

Прежде всего, для переноса информации от решателей для сплошной среды и для разреженного газа выбирается номенклатура макроскопических параметров газа. При передаче информации от области частиц к области сплошной среды сначала вычисляются макроскопические параметры газа, такие как плотность, скорость среды и давление в ПСМ. В ячейках декартовой сетки получают значения путем осреднения информации о частицах, затем осуществляется интерполяция в соответствующие граничные ячейки структурированной сетки в НС-области. В противоположном направлении макроскопические параметры газа в НС-ячейках сначала интерполируются на граничные в ПСМ-области, а затем генерируются граничные частицы в соответствии с новыми макроскопическими данными. С помощью метода, предложенного в работе [23], генерируются частицы распределения Чепмена–Энскога, плотности, скорости среды, температура, тепловой поток и деформации, которые нужно перенести в направлении от НС к ПСМ.

Теперь необходимо определить интерполяционное соотношение между декартовой и структурированной сетками. Сетки в программах CFC и NozzleFlow генерируются при выполнении совместного расчета независимо и в области взаимного перекрытия выполняется интерполяция по схеме, приведенной на рис. 2.

В двумерных координатах можно легко проинтерполировать переменные с декартовой сетки на структурированную, используя долю площади каждого прямоугольника, образованного точкой интерполяции и каждой точкой-донором, но интерполяция со структурированной сетки на декартову не столь проста. Возьмем случай, показанный в левой части (рис. 3). Например, проинтерполированная точка Р является центром ячейки декартовой сетки, и предполагается,

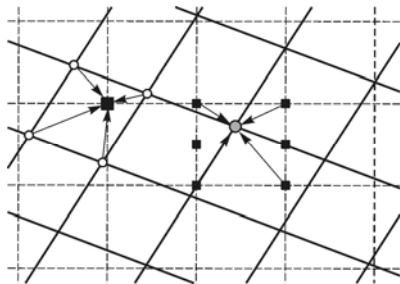


Рис. 2. Схема интерполяции между декартовой (штриховые линии) и структурированной (сплошные линии) сетками.

что переменная в точке P получена интерполяцией по переменным в центрах четырех ячеек P_1, \dots, P_4 структурированной сетки, которые являются точками-донорами; точки P_1, \dots, P_4 образуют четырехугольник, окружающий точку P . Переменная в точке P , обозначаемая v_p , может быть вычислена по формуле

$$v_p = \sum_{i=1}^4 v_i \phi_i, \quad (5)$$

где v_i — соответствующая переменная в точке P_i , ϕ_i — интерполяционный коэффициент точки P_i .

Чтобы определить ϕ_i , предположим, что можно отобразить четырехугольник на стандартный квадрат с четырьмя вершинами в точках $(-1, -1)$, $(1, -1)$, $(1, 1)$, $(-1, 1)$ в новой координатной системе $\zeta O \eta$ [24], как показано в правой части рис. 3, и в результате преобразования координата точки P в этой системе координат запишется как (ξ_p, η_p) . Поэтому в системе координат $\zeta O \eta$ получим

$$\begin{cases} \phi_1 = \frac{1-\xi_p}{2} \cdot \frac{1-\eta_p}{2}, \\ \phi_2 = \frac{1+\xi_p}{2} \cdot \frac{1-\eta_p}{2}, \\ \phi_3 = \frac{1+\xi_p}{2} \cdot \frac{1+\eta_p}{2}, \\ \phi_4 = \frac{1-\xi_p}{2} \cdot \frac{1+\eta_p}{2}. \end{cases} \quad (6)$$

Пусть v в уравнении (5) — координата точки P , тогда можно записать:

$$\begin{cases} x_p = \sum_{i=1}^4 x_i \phi_i, \\ y_p = \sum_{i=1}^4 y_i \phi_i. \end{cases} \quad (7)$$

Подставляя (6) в (7), получим следующие уравнения:

$$\mathbf{F}(\mathbf{X}) = 0, \quad (8)$$

где

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \xi_p \\ \eta_p \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} x_p - \sum_{i=1}^4 x_i \phi_i(\xi_p, \eta_p) \\ y_p - \sum_{i=1}^4 y_i \phi_i(\xi_p, \eta_p) \end{bmatrix}. \quad (9)$$

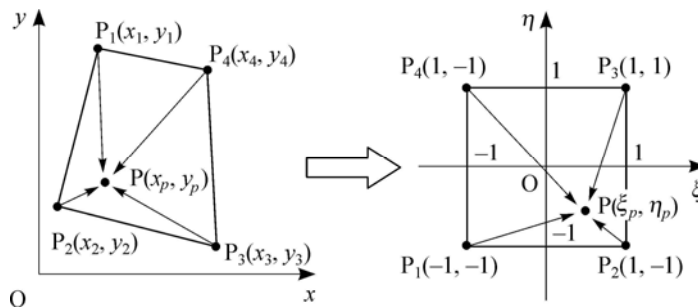


Рис. 3. Схема интерполяции и процесс расчета интерполяционных коэффициентов.

Видно, что уравнения (8) записаны относительно ξ_p, η_p . Решением уравнения (8) является координата точки P в системе координат $\zeta O \eta$ (ξ_p, η_p), и можно получить ϕ_p , используя уравнения (6).

Вышеописанный метод может быть применен для определения интерполяционных коэффициентов и соотношений для отображения ячеек сетки от одних систем сеток на другие. Для того, чтобы определить, какие именно четыре ячейки структурированной сетки могут использоваться в качестве ячеек-доноров для интерполяции на декартову ячейку, предположим, что точка P является центром ячейки. Тогда соответствующие ячейки-доноры находятся следующим образом: обходятся все четырехугольники, образованные центрами соседних ячеек структурированной сетки, вычисляется координата точки P в системе координат $\zeta O \eta$ с помощью описанного выше процесса, и она укажет отображение этой ячейки декартовой сетки на соответствующие четыре ячейки структурированной сетки, если выполняется следующее условие:

$$\max(|\xi_p|, |\eta_p|) \leq 1. \tag{10}$$

Это эргодическое условие требует значительного времени счета, но описанная работа нужна только перед расчетом на поверхности раздела между областями различных режимов течения, полученные соотношения отображения и интерполяционные коэффициенты можно сохранить в файле для их последующего использования.

На рис. 4 изображен процесс разбиения области в рассматриваемом сопряженном методе. Сначала вычисляются параметры нарушения гипотезы сплошности среды в данных NozzleFlow, затем определяются положение поверхности раздела и область расщепления на структурированной сетке. Три ряда ячеек в направлении от поверхности раздела внутрь сплошной среды маркируются как взаимно перекрывающиеся ячейки, а в противоположном направлении маркируются два ряда ячеек как граничные ячейки для решения уравнений Навье–Стокса. Положения поверхности раздела и взаимно перекрывающиеся ячейки переносятся на декартову сетку СРС с помощью описанного выше метода интерполяции, который обеспечивает условие, что поверхность раздела на сетке метода ПСМ имеет тенденцию движения в направлении сплошной среды. Наконец, два ряда ячеек декартовой сетки добавляются в направлении сплошной среды от взаимно перекрывающихся ячеек в качестве граничных ячеек для метода ПСМ.

Гибридный цикл

Основные процедуры сопряженного метода НС-ПСМ сводятся к нижеперечисленным шагам.

1. Определяются соотношения отображения сеток НС и ПСМ и вычисляются интерполяционные коэффициенты.
2. Находится начальное решение с помощью НС-решателя, локализуется начальная поверхность раздела, проводится разбиение области и интерполируются макроскопические параметры газа из НС-сетки на ПСМ-сетку.

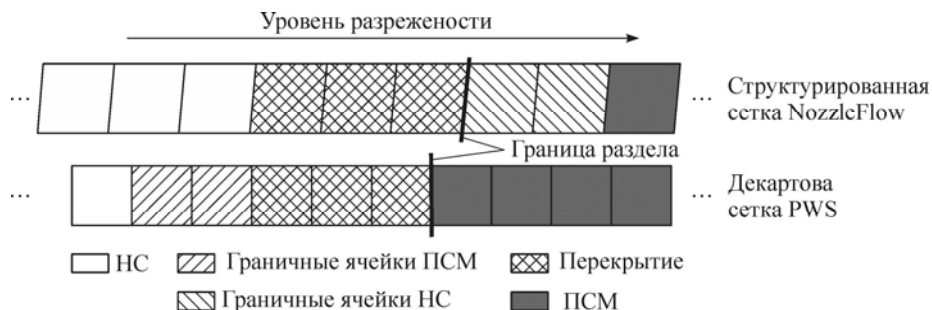


Рис. 4. Схема разбиения области.

3. В соответствии со средними свойствами газа, полученными при начальном НС-моделировании, генерируются частицы в ПСМ-области.

4. Выполняется ПСМ-расчет, и на каждом временном шаге производится следующие действия.

4.1. Генерируются частицы в граничных ячейках области ПСМ.

4.2. Реализуются циклы движения и столкновений.

4.3. Удаляются частицы, переместившиеся в НС-области.

4.4. Усредняются параметры частиц во взаимно перекрывающихся и ПСМ-ячейках с помощью метода нижней релаксации [22].

5. Обновляются параметры газа в ячейках перекрытия НС и в граничных ячейках из ПСМ-расчета.

6. Выполняется НС-моделирование до достижения сходимости.

7. Переопределяются поверхность раздела и разбиение области путем расчета параметров нарушения гипотезы сплошности среды.

8. Генерируются частицы в ячейках, которые нумеруются заново как частицы, лежащие в области взаимного перекрытия со стороны ПСМ, и как граничные ячейки.

9. Выполняется переход к шагу 3 до достижения сходимости во всем рассчитываемом поле.

2. Приложения и результаты

Падение струи конического двигателя на поверхность конуса

Воздействие струи, истекающей из конического сопла реактивного двигателя на конус, моделируется с помощью предлагаемого здесь сопряженного метода НС-ПСМ. При этом используется численное условие из публикации [24]. Рассматривается коническое сопло с диаметром горла 3,18 мм и нерасчетностью 100 для получения струи азота (см. рис. 5). Коническое тело располагается вниз по потоку от сопла на оси струи с переменным расстоянием L от среза сопла. Конус имеет полуугол 50° и диаметр основания 50 мм. Измерения давления в исследовании [24] проводились с помощью статических датчиков, расположенных вдоль поверхности конуса на расстояниях 10 и 20 мм от вершины конуса, которые на рис. 5 обозначены буквами А и В.

Моделирование выполнялось для шести положений конуса, при этом L полагалось равным 50, 100, 150, 200, 300 и 400 мм. В верхней и нижней частях рис. 6 показаны расчетные сетки для случая $L = 100$ мм для НС- и ПСМ-решателей соответственно. Параметры нагрева потока, приведенные в [24], адаптированы таким образом, что соответствуют давлению торможения 6330 Па и температуре торможения 700 К. На рис. 6 также показаны граничные условия для обоих решателей. Взаимодействие газа с поверхностью моделируется в ПСМ-расчете с использованием диффузного отражения, температура стенки сопла и поверхности конуса полагается равной 300 К.

На рис. 7 изображена числовая плотность и разбиение области для случая 100 мм. За горлом сопла плотность уменьшается, и в области возвратного течения числовая плотность газа снижается до 10^{16} . Струя вдоль оси течения воздействует на поверхность конуса и вблизи тела конуса плотность газа увеличивается. В нижней части рис. 7 показано разбиение области. Все ячейки в камере сгорания помечены как НС-ячейки. Вниз по потоку от горла сопла плотность газа убывает, и возникают эффекты разрежения вблизи стенки сопла. Область ПСМ становится всё шире, и на расстоянии 25 мм от среза сопла НС-область исчезает.

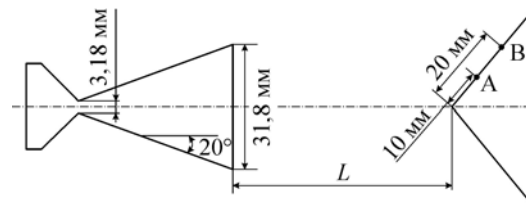


Рис. 5. Схема конфигурации сопло-конус.

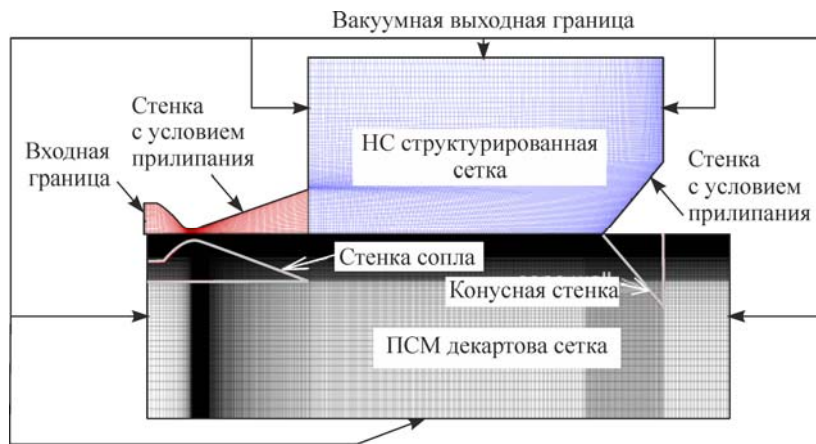


Рис. 6. Расчетная сетка в схеме конфигурации сопло-конус.

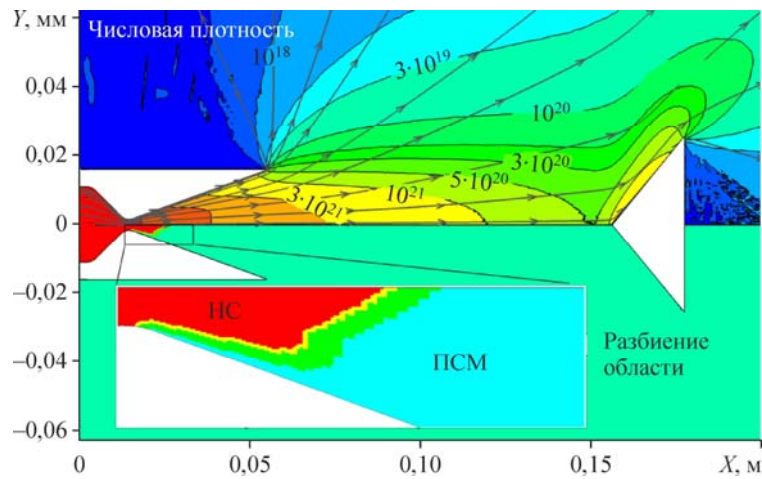


Рис. 7. Числовая плотность и разбиение области при использовании совместного НС-ПСМ метода для моделирования.

Сравнение величин давления, полученных экспериментально в исследовании [24], с рассчитанными в датчиках А и В при расположении конического тела на расстоянии L от среза сопла, варьируемого от 50 до 400 мм, представлено соответственно на рис. 8, 9. Как и ожидалось, давление падает с увеличением L . Видно, что результаты моделирования, полученные с помощью совместного расчета НС-ПСМ, очень хорошо совпадают с экспериментальными данными.

Эффекты падения струи на стадии отрыва лунного модуля от лунной поверхности

На третьем этапе китайского проекта исследования Луны планируется возвращение космического аппарата с Луны на Землю. Лунный модуль состоит из посадочной и взлетной ступеней. Предполагается, что последняя возьмет образцы лунного грунта, стартует с использованием посадочной ступени в качестве стартового стола и вернется на Землю. Старт взлетной ступени в условиях лунного вакуума является трудной и критической задачей. В процессе запуска должен быть зажжен главный двигатель взлетной

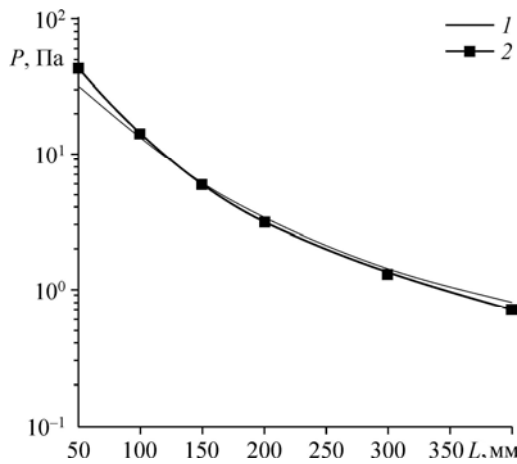


Рис. 8. Расчетные (1) и экспериментальные (2) величины давления в датчике давления А при варьировании положения конуса.

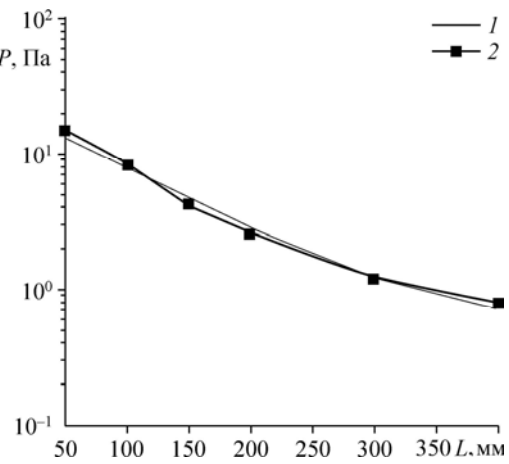
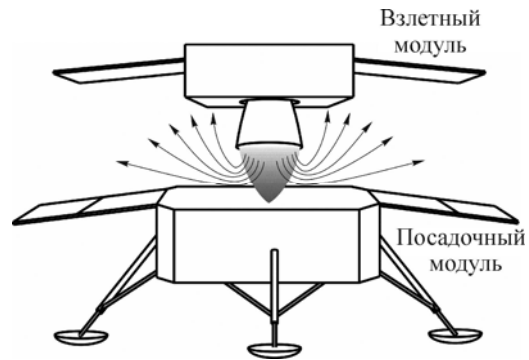


Рис. 9. Расчетные (1) и экспериментальные (2) величины давления в датчике давления В при варьировании положения конуса.

Рис. 10. Схема старта ступени подъема.

ступени. Гиперзвуковая струя двигателя упадет на верхнюю поверхность посадочной ступени и отразится на нижнюю сторону взлетной ступени, как показано на рис. 10, что повлияет на устойчивость взлетной ступени. Чтобы проанализировать влияние струи на процесс запуска, нужно точно рассчитать поле течения струи двигателя и эффекты, возникающие при попадании струи на препятствие.



Для первичного анализа схема взлета была упрощена, расчеты выполнялись в осесимметричном приближении. На рис. 11 представлены сетки для сопряженного метода, где красные линии, вложенные внутрь декартовой сетки, показывают граничное условие полностью диффузного отражения для ПСМ-расчета. Температура стенки поверхности взлетного модуля положена равной 300 К. Тяга двигателя составляет 3000 Н и предполагается,

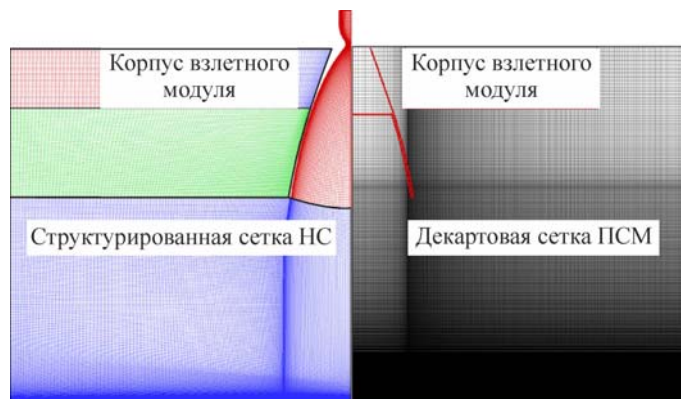


Рис. 11. Сетки для совместного решателя.

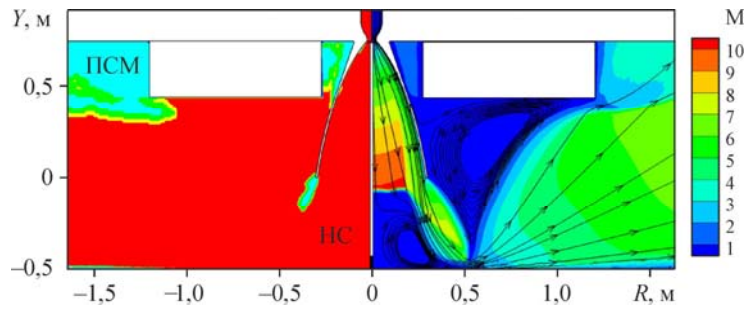


Рис. 12. Разбиение области (слева) и распределение числа Маха (справа) для случая высоты 0,5 м.

что газом является азот. Выходной диаметр сопла — 580 мм, давление торможения и температура торможения в камере сгорания двигателя равны соответственно 0,8 МПа и 3000 К. Расчеты выполнялись в стационарной постановке для различных высот подъема от поверхности. Для моделирования явления турбулентности использовалась модель переноса касательного напряжения $k\omega$ (SST- $k\omega$). Сопряженные расчеты были проведены для четырех различных высот между срезом сопла и ступенью спуска: 0,5, 1,0, 1,5, 2,0 м.

На рис. 12 представлены результаты разбиения области на область сплошной среды и область разреженного газа (слева) и распределение чисел Маха (справа) для случая высоты 0,5 м. При такой высоте плотность газа относительно велика, поэтому большая часть расчетной области маркируется как НС-зона. Вблизи среза сопла формируется ударная волна в виде чаши. Поток газа интенсивно отражается поверхностью посадочного модуля, и возникает вихрь в области возвратного течения, который вызывается сдвиговой силой. Области ПСМ в основном распределяются на обеих сторонах тела ступени подъема в возвратном течении, в то же время вблизи среза сопла имеется малая область, которая распознается как ПСМ-зона. В этой малой области возникает тепловая неравновесность, и $P_{\text{те}}$ превосходит пороговое значение.

При подъеме взлетной ступени на высоту 2,0 м плотность газа заметно убывает в поле течения струи (см. рис. 13). Настоящий сопряженный решатель определяет поверхность раздела в соответствии с вышеописанными параметрами нарушения гипотезы сплошности среды и большая часть области возвратного течения обозначена как зона разрежения (см. левую часть рис. 13). В правой части рис. 13 изображены линии постоянных чисел Маха и линии тока. Вместо ударной волны в форме чаши (как в случае

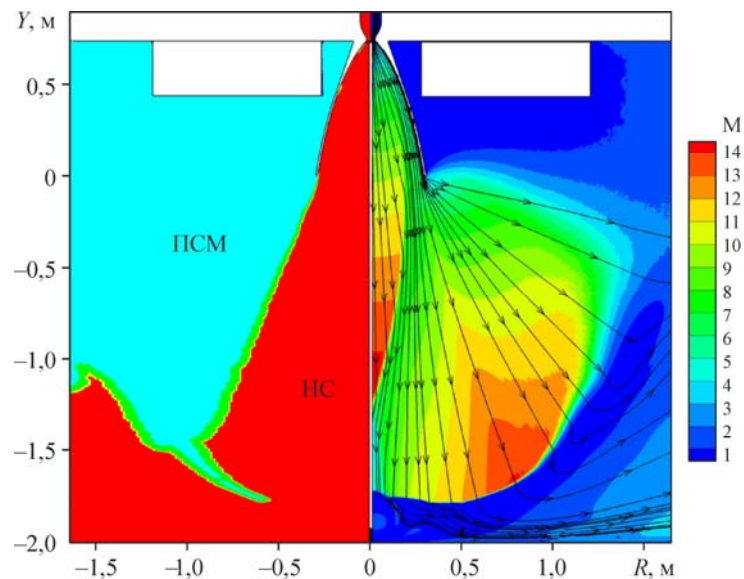


Рис. 13. Разбиение области (слева) и распределение числа Маха (справа) для случая высоты 2,0 м.

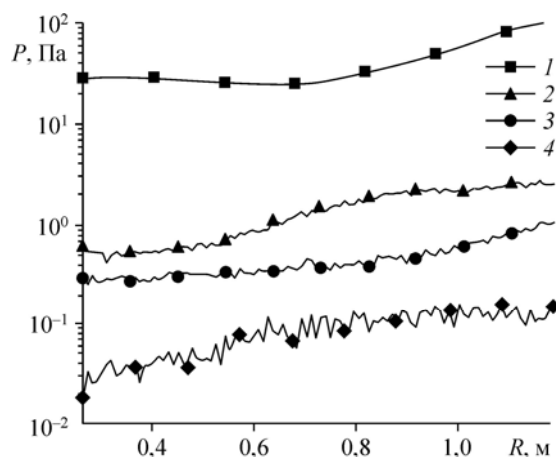


Рис. 14. Аэродинамическая сила, действующая на поднимающийся модуль под действием струи на различных высотах запуска.
 $L = 0,5$ (1), 1 (2), 1,5 (3), 2 (4) м.

расстояния 0,5 м) образуется прямая ударная волна вблизи поверхности посадочной ступени. Линии тока показывают, что истекающий из сопла газ в основном движется в окружном направлении.

Взаимодействие струйного течения с преградой повлияет на устойчивость процесса запуска. В связи с этим анализируется давление, которое создает струйное течение на нижней поверхности взлетной ступени при различных высотах подъема (см. рис. 14). Давление, очевидно, убывает по мере подъема модуля. Когда высота составляет 0,5 м, на нижнюю поверхность подъемного модуля воздействует давление до 100 Па, это может создавать сильные возмущающие моменты, если тело взлетной ступени отклоняется от вертикали. Когда высота достигает 1,0 м, сила, созданная струей сопла, падает до уровня ниже 2,5 Па, и, таким образом, влияние на взлетную ступень становится намного слабее. При высоте 2,0 м давление убывает примерно до 0,1 Па и его влиянием можно пренебречь. Сравнения указывают на то, что в начале процесса запуска взаимодействию струи с преградой нужно уделять пристальное внимание. С увеличением высоты L плотность в поле струи падает, следовательно, убывает количество частиц и возрастают статистические отклонения величин, вычисляемых ПСМ методом. Таким образом, немонотонность кривых, которая возрастает с увеличением высоты, связана с особенностями численного метода.

Выводы

В настоящей статье исследован совместный НС-ПСМ-метод. В предложенном методе особое внимание уделено анализу эффектов, возникающих при взаимодействии струи с поверхностью. Так как в выбрасываемой струе большинства космических реактивных двигателей неизбежно наличие двухатомных или многоатомных газов, для учета влияния неравновесности режимов внутренней энергии в настоящем сопряженном методе применяется параметр нарушения гипотезы сплошности среды $P_{\text{те}}$, как дополнительного к более широко используемому параметру Kn_{GL} . Сопряженный метод НС-ПСМ реализован на основе НС- и ПСМ-программ с разными сетками. Изучена методика применения взаимно перекрывающихся сеток с использованием интерполяции для передачи информации между различными сетками. Таким образом, снято ограничение, при котором НС- и ПСМ-программы должны использовать одну и ту же сетку. Для НС- и ПСМ-решателей могут использоваться различные, более подходящие сетки. В действительности метод взаимно перекрывающихся сеток представляет собой универсальное решение для комбинирования НС- и ПСМ-программ при их совместной реализации.

Для того чтобы верифицировать и продемонстрировать возможности предложенного сопряженного НС-ПСМ метода, проанализированы эффекты взаимодействия струи с преградой в двух различных задачах. В задаче о сопле и конусе результаты моделирования верифицируются путем их сравнения с экспериментальными данными из литературы. Поле течения взлетной ступени лунного модуля, взлетающего с Луны, получено путем сопряженного моделирования, и осуществлены сравнение и анализ поверхности раздела при различных высотах запуска. Выявлено изменение аэродинамического воздействия струи на подъемный модуль при варьировании высоты запуска.

Следующая работа будет направлена на обобщение настоящего сопряженного двумерного осесимметричного решателя на трехмерный случай для того, чтобы улучшить его адаптируемость при решении реальных инженерных задач.

Список литературы

1. Берд Г. Молекулярная газовая динамика. М.: Мир, 1981. 319 с.
2. Li Z.-H., Zhang H.-X., Li L. Gas-kinetic numerical study of complex flow problems covering various flow regimes // Computers and Mathematics with Applications. 2011. Vol. 61, No. 12. P. 3653–3667.
3. Xu K., Huang J.-C. A unified gas-kinetic scheme for continuum and rarefied flows // J. Comput. Phys. 2010. Vol. 229. P. 7747–7764.
4. Burt J.M., Boyd I.D. A hybrid particle approach for continuum and rarefied flow simulation // J. Comput. Phys. 2009. Vol. 228. P. 460–475.
5. Kolobov V.I., Arslanbekov R.R., Aristov V.V., Frolova A.A. et al. Unified solver for rarefied and continuum flows with adaptive mesh and algorithm refinement // J. Comput. Phys. 2007. Vol. 223, No. 2. P. 589–608.
6. Wadsworth D.C., Erwin D.A. One-dimensional hybrid continuum/particle simulation approach for rarefied hypersonic flows // AIAA Paper. 1990. No. 90–1690.
7. Wadsworth D.C., Erwin D.A. Two-dimensional hybrid continuum/particle approach for rarefied flows // AIAA Paper. 1992. No. 92–2975.
8. Hash D.B., Hassan H.A. Assessment of schemes for coupling Monte Carlo and Navier–Stokes solution methods // J. Thermophys. Heat Transfer. 1996. Vol. 10. P. 242–249.
9. Xu S.-S., Wu Z.N., Li Q. et al. Hybrid continuum/DSMC computation of rocket mode lightcraft flow in near space with high temperature and rarefaction effect // Computers and Fluids. 2009. Vol. 38. P. 1394–1404.
10. Ivanov M.S., Khotyanovsky D.V., Kudryatsev A.N., Vashchenkov P.V. et al. Numerical study of backflow for nozzle plumes expanding into vacuum // AIAA Paper. 2004. No. 2004–2687.
11. Marichalar J., Prisbell A., Lumpkin F., Lebeau G. Study of plume impingement effects in the lunar lander environment // AIP Conf. Proc. 2011. Vol. 1333, No. 1. P. 589–594.
12. He B.J., He X.Y., Zhang M.X. et al. Plume aerodynamic effects of cushion engine in lunar landing // Chinese J. Aeronautics. 2013. Vol. 26, No. 2. P. 269–278.
13. Wu J.-S., Lian Y.-Y., Cheng G., Koomullil R.P., Tseng K.C. Development and verification of a coupled DSMC-NS scheme using unstructured mesh // J. Comput. Phys. 2006. Vol. 219. P. 579–607.
14. Schwartzentruber T.E., Boyd I.D. A hybrid particle-continuum method applied to shock waves // J. Comput. Phys. 2006. Vol. 215, No. 2. P. 402–416.
15. Schwartzentruber T.E., Scalabrin L.C., Boyd I.D. A modular particle-continuum numerical method for hypersonic non-equilibrium gas flows // J. Comput. Phys. 2007. Vol. 225, No. 1. P. 1159–1174.
16. Bird G.A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Oxford: Clarendon Press, 1994. 484 p.
17. Wilmoth R.G., Garlson A.B., LeBeau G.J. DSMC grid methodologies for computing low-density, hypersonic flows about reusable launch vehicles // AIAA Thermophysics Conf. New Orleans, 1996. 31 p.
18. Shen C. Rarefied gas dynamics: fundamentals, simulations and micro flows. Springer, 2006. 430 p.
19. Bird G.A. Breakdown of translational and rotational equilibrium in gaseous expansions // AIAA J. 1970. Vol. 8, No. 11. P. 1998–2003.
20. Garcia A.L., Bell J.B., Crutchfield W.Y., Alder B.J. Adaptive mesh and algorithm refinement using direct simulation Monte Carlo // J. Comput. Phys. 1999. Vol. 154. P. 134–155.
21. Wang W.-L., Boyd I.D. Predicting continuum breakdown in hypersonic viscous flows // Phys. Fluids. 2003. Vol. 15, No. 1. P. 91–100.
22. Sun Q., Boyd I.D. Evaluation of macroscopic properties in the direct simulation Monte Carlo method // J. Thermophys. Heat Transfer. 2005. Vol. 19. P. 329–335.
23. Garcia A.L., Alder B.J. Generation of the Chapman–Enskog distribution // J. Comput. Phys. 1998. Vol. 140, No. 1. P. 66–70.
24. Kannenberg K.C. Computational method for the direct simulation monte carlo technique with application to plume impingement. N.Y.: Cornell University, 1998. 170 p.

*Статья поступила в редакцию 16 января 2016 г.,
после доработки — 1 ноября 2016 г.*