УДК 629.78.067:620.196:523

Л. Л. ПЕЧЕРИЦА, А. С. ПАЛИЙ

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ПРОБНЫХ ЧАСТИЦ К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: office.itm@nas.gov.ua

Мета статті – огляд раніше отриманих результатів роботи Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України по розвитку методу пробних часток (МПЧ) і презентація створеного програмного забезпечення. У статті коротко викладені основні положення МПЧ. Зроблено огляд робіт, у яких здійснювалося тестування алгоритму МПЧ в одномірній, двовимірній і тривимірній постановках. Результати розрахунків газодинамічних параметрів (густини, швидкості й температури) навколо перешкоди, розподілених по поверхні теплових потоків, а також коефіцієнтів лобового опору зрівнювалися зі значеннями, отриманими відповідно до аналітичних виразів, з результатами розрахунків іншими методами, з наявними розрахунковими даними інших авторів і опублікованими експериментальними даними. Апробація методу показала його працездатність у різних режимах обтікання.

Показано спектр розв’язуваних задач і наведені функціональні можливості створеного програмного забезпечення для розрахунку МПЧ аеродинамічних характеристик космічних апаратів (КА) і газодинамічних параметрів у їхній околиці. Наведено результати розрахунків обтікання третьої ступені ракетоносія «Циклон-4» з аеродинамічною системою уводу – розгорнутою вітрильною системою гальмування у вигляді співвісних конічних торів. Проведено порівняння отриманих для різних кутів атаки значень коефіцієнта лобового опору та площі міделевого перерізу з відповідними одіночними значеннями для неорієнтованого руху КА.

Цель статьи – обзор ранее полученных результатов работы Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины по развитию метода пробных частиц (МПЧ) и презентация созданного программного обеспечения. В статье кратко изложены основные положения МПЧ. Сделан обзор работ, в которых осуществлялось тестирование алгоритма МПЧ в одномерной, двумерной и трехмерной постановках. Результаты расчетов газодинамических параметров (плотности, скорости и температуры) в окрестности преграды, распределенных по поверхности тепловых потоков, а также коэффициентов лобового сопротивления сравнивались со значениями, полученными согласно аналитическим выражениям, с результатами расчетов другими методами, с имеющимися расчетными данными других авторов и опубликованными экспериментальными данными. Апробация метода показала его работоспособность в различных режимах обтекания.

Показан спектр решаемых задач и приведены функциональные возможности созданного программного обеспечения для расчета МПЧ аэродинамических характеристик космических аппаратов (КА) и газодинамических параметров в их окрестности. Приведены результаты расчетов обтекания третьей ступени ракетоносителя «Циклон-4» с аэродинамической системой увода – развернутой парусной системой торможения в виде соосных конических торов. Проведено сравнение полученных для разных углов атаки значений коэффициента лобового сопротивления и площади миделевого сечения с соответствующими оценочными значениями для неориентированного движения КА.

The aim of this paper is to overview the results of the work of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine on further development of the method of probe particles (MPP) and to present the software developed on its basis. The MPP fundamentals are briefly described. The works where the MPP algorithm was tested in one-, two-, and three-dimensional formulation are overviewed. The calculated gas-dynamic parameters (density, velocity, and temperature) in the vicinity of an obstacle, surface distributed heat fluxes, and drag coefficients were compared with their values found analytically, with the results calculated by other methods, and with the calculated and experimental data available in the literature. The testing of the method has shown its workability in different regimes of flow about a body.

The paper shows the spectrum of problems where the MPP is used and the functional capabilities of the software for the calculation of the aerodynamic characteristics of spacecraft and gas-dynamic process in their vicinity developed on its basis. Calculated results are presented for the flow about the third stage of the Cyclone-4 launch vehicle with an aerodynamic deorbiting system – a deployed sail braking system in the form of coaxial conical tori. The drag coefficient and the drag area calculated for different angles of attack are compared with their estimated values for a nonoriented spacecraft motion.

Ключевые слова: *метод Монте-Карло, метод пробных частиц, численное моделирование, разреженный газ, трехмерное обтекание, газодинамические параметры, аэродинамические характеристики.*

Метод случайных блужданий пробных молекул (частиц), иначе МПЧ, является одной из разновидностей метода Монте-Карло в стационарной постановке. МПЧ является аналогом известного метода в теории переноса нейтронов, впервые предложен Хэвилендом [1, 2]. Метод получил обоснование в рамках общей теории методов Монте-Карло Ю. Н. Григорьевым [3], а в задачах аэродинамики реализовал его В. И. Власов [4 – 9], существенно модифицировав и довольно успешно решив при этом ряд сложных задач аэродинамики. Согласно его работам, в каждой геометрической ячейке расчетного поля вместо функции распределения достаточно запоминать только скорости одной молекулы. Дальнейшее развитие этого метода продолжили сотрудники Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ), реализовав его в соответствующих расчетных алгоритмах для решения стационарных задач динамики разреженного газа [10 – 31]. Рассматриваемый метод был развит для свободномолекулярного течения и распространен на переходную область вплоть до сплошносредной (до чисел Кнудсена не ниже 0,01).

Цель работы – обзор работ ИТМ НАНУ и ГКАУ по развитию метода пробных частиц и презентация созданного программного обеспечения.

МПЧ позволяет решать задачи динамики разреженного газа различной размерности – от одномерных до трехмерных. Размерность задачи определяется симметрией функции распределения и картины обтекания преграды (относительно двух координатных плоскостей – одномерная задача; относительно оси или одной координатной плоскости – двумерная задача) или отсутствием симметрии (трехмерная задача). Размерность задачи обуславливает выбор геометрии расчетной области (РО); поверхностей начального розыгрыша частиц; поверхностей зеркального отражения частиц и их возврата в расчетную область [11, 12, 18 – 21, 24]. Уменьшение размерности задачи существенно экономит как ресурсные затраты памяти ЭВМ, так и расчетное время. Расчетная область выбирается такой, чтобы она охватывала обтекаемое тело и зоны возмущения газодинамических параметров (ГДП) в его окрестности. Моделируемый объем физического пространства разбивается на ячейки. Такими ячейками являются малые объемы с заданными границами.

Рассмотрим моделирование МПЧ в рамках трехмерной задачи. Вокруг обтекаемого тела выделяется расчетная область в виде прямоугольного параллелепипеда [24], ребра которого параллельны осям скоростной системы координат $OXYZ$ (ось OX направлена по скорости набегающего потока $\vec{V}_\infty$). Расчетная область разбивается на элементарные ячейки плоскостями $x_i =$ const; $y_j =$ const; $z_k =$ const. Начальный розыгрыш траекторий пробных частиц осуществляется со всех граней (максвелловское обтекание).

Размеры, определяющие расчетную область, и размеры ячеек выбираются на основе анализа предварительных тестовых расчетов и их сравнения с экспериментальными данными применительно к рассматриваемой задаче. Расчетная область разбивается на малые расчетные ячейки, линейные размеры которых выбираются так, чтобы они были меньше местной длины свободного пробега. На границе расчетной области функция распределения влетающих в РО молекул считается невозмущенной. Внутри каждой ячейки параметры газа считаются постоянными, а функция распределения – не зависящей от координат.

Метод заключается в статистическом моделировании блужданий пробных молекул на фоне полевых. После начального розыгрыша траектории пробной частицы (грани старта, координат старта x, y, z и скорости старта $\vec{\xi}$) выполняется стандартный пакет операций:

– оцениваются время пролета расчетной ячейки $t_{пр}$, время пролета до последующего столкновения $t_{ст}$ и время до пересечения с поверхностью обтекаемой преграды $t_{пер}$;

– полагается, что следующее событие, которое должно произойти после розыгрыша траектории, соответствует минимальному из перечисленных времен $t = \min(t_{пр}, t_{ст}, t_{пер})$;

– по координатам x, y, z, времени t и скорости $\vec{\xi}$ частицы определяются пространственные координаты x', y', z' точки, в которой событие произошло;

– рассчитывается скорость после события (если произошел свободный пролет ячейки, то переход в следующую ячейку происходит с той же скоростью $\vec{\xi}$; если произошло столкновение, то разыгрывается скорость частицы $\vec{\xi}'''$ после столкновения; в случае попадания частицы на поверхность тела, разыгрывается скорость $\vec{\xi}''$ после отражения);

– подсуммирование молекулярных признаков в рассматриваемой ячейке (смотри ниже).

Далее рассмотренный стандартный пакет операций повторяется с вылетом частицы из точки x', y', z' со скоростью $\vec{\xi}$, $\vec{\xi}'''$ или $\vec{\xi}''$ (в зависимости от произошедшего события). Схема последовательного алгоритма МПЧ приведена в [29]. Подробное описание алгоритмов реализации свободного пролета частицей текущей ячейки, пересечения траектории частицы с поверхностью преграды и столкновения пробной частицы с полевой приведены в [27] и [29].

Проверка условия непроницаемости поверхности преграды легко осуществляется при аналитическом задании геометрии обтекаемого тела (если невозможно целиком, то по фрагментам). Вводя, наряду с условием непроницаемости, схему отражения от поверхности преграды, можно смоделировать столкновение движущейся молекулы с поверхностью тела. Для реализации этого для МПЧ сравнивают наименьшее время пролета пробной частицы $t_{пр}$ в текущей ячейке, время пролета до первого столкновения с полевой частицей $t_{ст}$ и наименьшее время пролета до пересечения с аналитически заданной границей обтекаемой преграды $t_{пер}$. Если $t_{пер} < t_{пр}$, то рассматриваемая ячейка пересекается с поверхностью преграды, а если и $t_{пер} < t_{ст}$, то пробная частица в этой ячейке беспрепятственно долетит до преграды и отразится от её поверхности.

Алгоритм блуждания молекулы в «неправильных» (усеченных) ячейках, по сути, ничем не отличается от алгоритма ее блуждания в «обычных» ячейках, за исключением того, что в них следует дополнительно проверять условие пересечения с поверхностью преграды. При таком подходе возможен значительный выигрыш временных ресурсов, поскольку это условие проверяется в ограниченном числе ячеек (только в «неправильных» ячейках). В остальных, «обычных», ячейках расчетного поля анализируется возможность только трёх событий: столкновения, перехода в следующую ячейку и вылета за границы расчетной области. Этот выигрыш может быть особенно значительным для задач с преградами сложной формы. Практика показывает, что в таких задачах существенная часть счетного времени расходуется именно на проверку пересечения траектории молекул с поверхностью преграды.

Расчетные алгоритмы по реализации МПЧ основываются на осреднении молекулярных признаков в соответствующих ячейках расчетного поля в процессе блуждания пробных частиц на фоне полевых [24]. Как и во всяком статистическом методе, точность полученных результатов зависит от объема выборки N. При этом газодинамические параметры по всему полю течения уточняются обычным методом установления. На первой итерации соответствующие моменты функции распределения (концентрация и скорость) полевых частиц приравниваются параметрам в невозмущенном потоке при заданном числе Кнудсена. На последующей итерации используются моменты функции распределения, полученные на предыдущей итерации. Итерационный процесс прекращается, если относительная погрешность аэродинамических коэффициентов и ГДП в поле течения для двух последовательных итераций становится меньше наперед заданного числа или если при визуальном контроле отличия между полями ГДП двух последовательных итераций становятся малыми.

Процесс случайных блужданий частиц в расчетной области предусматривает реализацию попадания пробных частиц на поверхность обтекаемого тела и отражение частиц от его поверхности в соответствии с выбранной функцией взаимодействия. При условии полной тепловой аккомодации отражение является диффузным с максвелловской функцией распределения по скоростям при температуре поверхности обтекаемого тела.

Определение аэродинамических характеристик (АДХ) обтекаемого тела в целом и отдельных его элементов в МПЧ сводится к слежению за траекториями частиц и вычислению накапливаемых суммарных и удельных нагрузок при попадании частиц на поверхность тела с последующим осреднением по числу траекторий. Вычисление силового воздействия на тело в направлении $\vec{a}$ сводится к подсуммированию и последующему осреднению разности скоростей падающих на тело и отраженных от его поверхности молекул в проекции на вектор $\vec{a}$. Особый интерес заслуживают тепловые потоки к поверхности тела, представляющие собой более высокие моменты функции распределения частиц набегающего потока по скоростям. Все эти вопросы подробно рассмотрены в [24].

Одномерные задачи являются наиболее простыми. Примером такой задачи является течение в трубах и каналах. К проблеме определения структуры ударной волны может быть применено достаточно большое количество методов. Данная задача может быть решена и с помощью МПЧ. Тестирование алгоритма МПЧ для одномерного течения осуществлялось путем сравнения расчетных данных с соответствующими значениями, полученными аналитически Клаузингом [32].

Тестирование алгоритма МПЧ в стационарной двумерной постановке осуществлялось на плоских задачах (поперечно обтекаемые бесконечные продольная [18] и поперечная пластины [20], круглая пластина [19], клин [21], цилиндр [13]) и осесимметричных задачах (обтекание сферы [12], продольного цилиндра [14, 24], сложного тела вращения [11], внутреннее течение в сопле Лаваля с последующим расширением струи в окружающее пространство [28]). Результаты расчетов газодинамических параметров (плотности, скорости и температуры) в окрестности преграды, распределенных по поверхности тепловых потоков, а также коэффициентов лобового сопротивления сравнивались с точными значениями, полученными согласно аналитическим выражениям в свободномолекулярном режиме, с результатами расчетов другими методами, с имеющимися расчетными данными других авторов и опубликованными экспериментальными данными. Апробация метода показала его работоспособность в различных режимах обтекания.

Расчеты в двумерной постановке также осуществлялись на плоской задаче определения коэффициента подъемной силы (силы Магнуса) вращающегося цилиндра, расположенного нормально к набегающему свободномолекулярному потоку. Результаты расчетов коэффициента подъемной силы вращающегося цилиндра МПЧ при свободномолекулярном режиме [23] полностью совпали (в пределах статистических погрешностей метода) с аналитическими значениями [33].

Осесимметричное обтекание неподвижных тел можно рассматривать как в двумерной, так и в трехмерной постановке. Поэтому работоспособность алгоритма МПЧ в трехмерной постановке проверялась путем сравнения с имеющимися экспериментальными данными и полученными ранее результатами в рамках осесимметричной задачи.

Результаты численного моделирования трехмерного обтекания тел сложной формы продемонстрированы на задаче исследования АДХ 2-й ступени ракетоносителя (РН) «Циклон-4» на этапе входа в плотные слои атмосферы Земли под разными углами атаки [24]. С помощью МПЧ были рассчитаны интегральные характеристики (аэродинамические силы) и локальные (распределенные параметры по всей его поверхности) и проведено сравнение полученных результатов с данными различных приближений теории локального взаимодействия, применяемых для оценки АДХ РН на стадии эскизного проектирования.

С помощью МПЧ исследовано аэродинамическое торможение орбитального КА «Сич-2» на этапе входа в плотные слои атмосферы Земли (высоты 300÷90 км). Для трех углов атаки рассчитаны интегральные и локальные характеристики КА [26]. Режим свободномолекулярного обтекания нарушается на высоте ≈130 км, о чем свидетельствует изменение структуры течения и поведение интегральных аэродинамических характеристик.

Следует отметить, что для корректного расчета интегральных характеристик требуется гораздо меньшее количество испытаний, чем для расчета распределенных параметров. Время счета определяется режимом обтекания, геометрией преграды и количеством расчетных ячеек в ее окрестности и размерностью задачи. Порядок необходимого количества испытаний зависит от соотношения размеров расчетной области и габаритов обтекаемого тела. При достаточном объеме выборки (числе траекторий с границы контрольного объема) в режимах, близких к свободномолекулярным, достаточно двух итераций. При уменьшении числа Кнудсена количество необходимых итераций возрастает (при $Kn \approx 0{,}01$ сходимость результатов наблюдается на четвертой – пятой итерациях), а счетное время каждой итерации увеличивается.

Расчетное время для двумерных задач значительно меньше, чем для трехмерных, однако количество задач, которые можно свести к двумерным, слишком мало. В основном это модельные задачи обтекания осесимметричных преград и плоские задачи обтекания тел различного профиля с бесконечным размахом. Трехмерные задачи хотя и более энергоемки, но позволяют решать задачи обтекания тел любой конфигурации.

Для расчета в трехмерной постановке МПЧ АДХ и газодинамических параметров в окрестности обтекаемого тела создано программное обеспечение (ПО) «Собственная внешняя атмосфера» (СВА) (номер программы 05539962.00286, регистрационный номер на право собственности ОАП1/17). ПО «СВА» позволяет в режимах обтекания от свободномолекулярного до близкого к сплошносредному (предельные значения чисел Кнудсена 0,01 – 0,02) определять безразмерные плотности ρ/ρ_∞, скорости V/V_∞ и температуры T/T_∞ (здесь ρ_∞, V_∞, T_∞ – плотность, скорость и температура набегающего потока) в ячейках расчетной сетки при максвелловском обтекании преграды. При расчете АДХ определяются коэффициенты сил по оси OX (коэффициент лобового сопротивления C_x) и по оси OY.

Расчет может проводиться как при задаваемых параметрах набегающего потока, так и для заданной высоты полета КА. Геометрия обтекаемого тела задается с помощью пакета прикладных программ «Высота» [34], разработанного как приложение к Руководству для конструкторов отрасли, путем аппроксимации с помощью задающихся аналитически элементов (поверхностей второго порядка, круглой, эллиптической и прямоугольной пластин, плоских многоугольников и прямоугольного параллелепипеда).

ПО «СВА» позволяет вести расчеты для заданной ориентации обтекаемого тела относительно набегающего потока. Ориентация задается при помощи углов атаки α и скольжения β (углы α и β задают направление вектора скорости набегающего потока $\vec{V}_\infty$ относительно системы координат, связанной с телом).

В ПО «СВА» предусмотрена возможность расчета как максвелловского обтекания, так и обтекания преграды однородным потоком с передней грани РО. Расчет ГДП осуществляется в каждой ячейке равномерной прямоугольной расчетной сетки разбиения РО.

Расчет температуры в окрестности преграды ведется через кинетическую энергию поступательного движения молекул (без учета внутренней энергии степеней свободы). Задача решается при условии полной тепловой аккомодации: отражение молекул от поверхности преграды считается диффузным с максвелловской функцией распределения по скоростям при температуре поверхности обтекаемого тела. Столкновение молекул происходит по закону взаимодействия твердых упругих сфер.

Результаты счета ПО записываются в форматном или бесформатном виде. ПО «СВА» дает возможность визуализации расчетных значений ГДП путем построения полей безразмерных параметров в одном из выбранных слоев трехмерной сетки разбиения РО. Построение полей осуществляется по пикселам в соответствующей прямоугольной картинной плоскости.

Пример расчета с помощью ПО «СВА» сложного тела – расчет максвелловского обтекания третьей ступени ракетоносителя (РН) «Циклон-4» с развернутой парусной системой торможения (рис. 1). Парусные системы торможения относятся к аэродинамическим системам увода (АСУ) космических объектов, разработке которых послужил накопленный опыт создания надувных космических аэродинамических систем. АСУ позволяют ограничивать срок орбитального существования отработавших космических аппаратов и тем самым уменьшать техногенное засорение околоземного пространства. АСУ можно разделить на несколько основных групп [35 – 37]. Наиболее простыми с точки зрения технической реализации являются АСУ на основе одиночных или сгруппированных оболочек [35]. Расчеты с помощью ПО «СВА» проводились для АСУ, разработанной ИТМ НАНУ и ГКАУ совместно с Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» и используемой для увода с орбиты последних ступеней РН «Днепр» и «Циклон-4» [38]. Парусная система торможения выполнена в форме конической тонкостенной оболочки, которая присоединяется к ступени РН с помощью строп. В развернутом виде она состоит из надувных соосных торов, касающихся друг друга и внутренней поверхности конической тонкостенной пленочной оболочки (рис. 1).

Задача аэродинамического расчета такой геометрии – новая, и для нее еще нет экспериментальных данных и расчетов других авторов. Проведенные ранее многочисленные тестирования алгоритма МПЧ позволяют применить ПО «СВА» к расчету данной задачи.

При расчетах с помощью ПО «СВА» геометрия третьей ступени РН аппроксимировалась тремя элементами: конусом, усеченным конусом и круговой пластиной (рис. 2). Наличие двигательной установки при этом не учитывалось. Геометрия АСУ аппроксимировалась двумя плоскими кольцами и двумя усеченными конусами с внутренней и внешней нормалями (рис. 2).

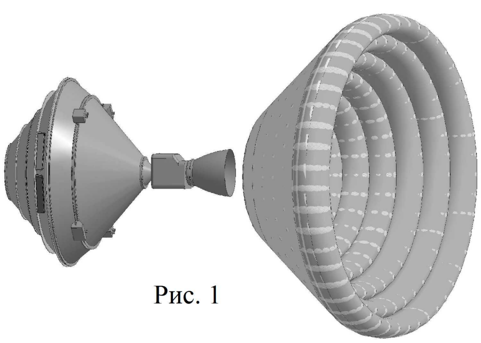


Рис. 1

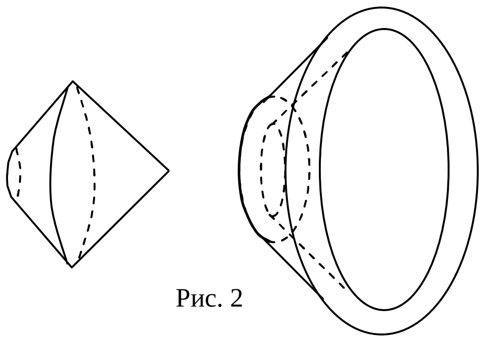


Рис. 2

Высота полета над Землей при расчетах составляла 700 км. Параметры обтекания брались в соответствии с [39]: температура РН T_w = 400 К^0; показатель адиабаты γ = 1,4; температура, плотность, диаметр эффективного сечения молекулы набегающего потока соответственно T_∞ = 1000 К^0; ρ_∞ = 3,076·10^{-14}кг/м^3; σ = 3,78·10^{-10} м. Режим обтекания на указанной высоте соответствовал числу Кнудсена Kn_∞ =7,3e+5.

Расчеты были проведены для трех углов атаки $\alpha = 0^0$; 90^0; 180^0 при нулевом угле скольжения $\beta = 0^0$. Площадь миделя $S_{мид}$ рассчитывалась для каждой ориентации РН относительно скорости набегающего потока. В таблице приведены соответствующие значения площади $S_{мид}$ для рассматриваемых углов атаки и скольжения при наличии системы торможения и без нее.

Угол атаки α, град	0	90	180
$S_{мид}$, м^2 без АСУ	12,56	7,9	12,56
$S_{мид}$, м^2 с АСУ	43,69	26,89	43,69

Расчетная область была выбрана в виде куба с ребрами по 16 м. РО разбивалась параллельно граням куба равномерной расчетной сеткой, имеющей 81 узел по каждому из направлений. Количество испытаний при расчетах составляло $5 \cdot 10^5$. Такого количества испытаний более чем достаточно для качественного расчета коэффициентов лобового сопротивления C_x, но как показано ниже, недостаточно для получения гладких полей ГДП. Численное моделирование проводились на ПЭВМ Intel Pentium-IV 2400 MHz (BUS 533 MHz) 1024 MB (SDRAM PC–2100). Для расчетов без паруса при указанном количестве испытаний для одной итерации требовалось немного менее 2 минут счетного времени, с парусом – немного менее 3 минут. Сходимость результатов в рассматриваемом свободномолекулярном режиме достигалась уже на второй итерации.

На рис. 3 приведена зависимость коэффициентов лобового сопротивления C_x от угла атаки α для третьей ступени с парусом (кривая 1) и без него (кривая 2). Коэффициент лобового сопротивления на высоте 700 км для обоих случаев колеблется в пределах от 2,1 до 2,25. Как видно из таблицы, наличие паруса указанной конфигурации значительно увеличивает значение $S_{мид}$ (почти в четыре раза) для всех углов атаки. И хотя C_x при использовании паруса почти не меняется, результирующее значение силы лобового сопротивления возрастает пропорционально увеличению $S_{мид}$. Это дает возможность сократить время торможения третьей ступени РН «Циклон-4» и перевести ее на более низкие орбиты.

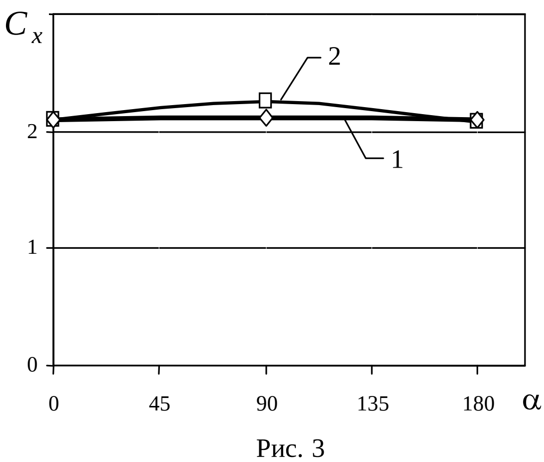
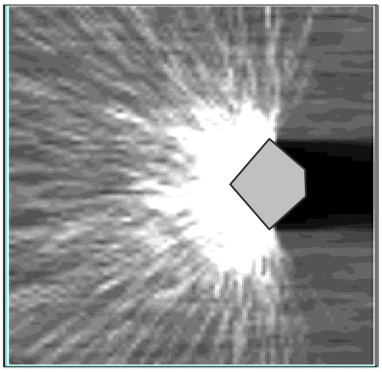


Рис. 3

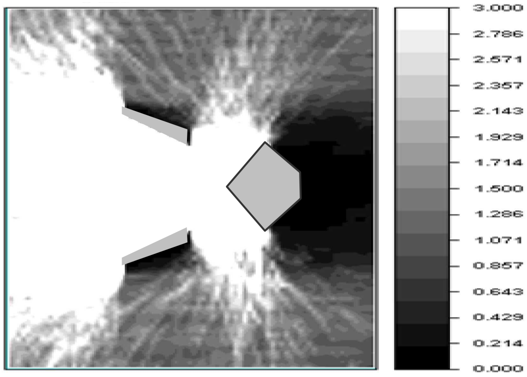
Поскольку движение отработавшей ступени РН неориентированное, согласно [40] оценочное свободномолекулярное значение коэффициента аэродинамического сопротивления обычно полагается равным C_x = 2,2. Данное значение близко к расчетным данным на высоте 700 км для рассмотренных углов атаки и скольжения.

Оценочное значение площади сечения миделя для неориентированного полета берется равной четвертой части площади всей поверхности КА [41]. В рассматриваемом случае площадь полной поверхности РН без учета двигательной установки (ДУ) равна 35,45 м^2, АСУ – 137 м^2. Следовательно, без АСУ оценочное значение $S_{мид}$ =8,86 м^2 и с АСУ $S_{мид}$ = 43,11 м^2, что при расчете $S_{мид}$ (а следовательно и силы лобового сопротивления) дает существенную погрешность: при α = 90^0 и наличии АСУ погрешность достигает 60 %.

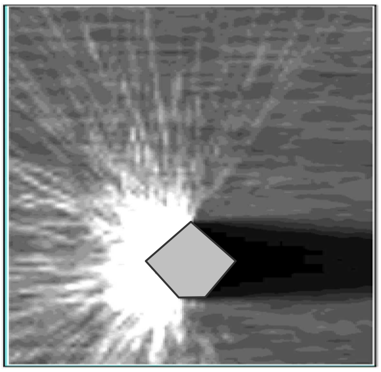
Формирование СВА в окрестности РН показано на примере распределения безразмерной плотности ρ/ρ_∞ в сечении РО плоскостью Z =8 м. Расчетные



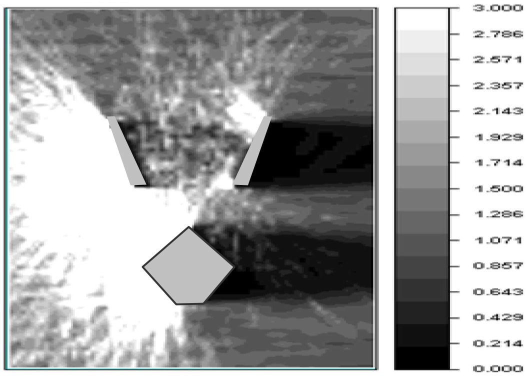
а)



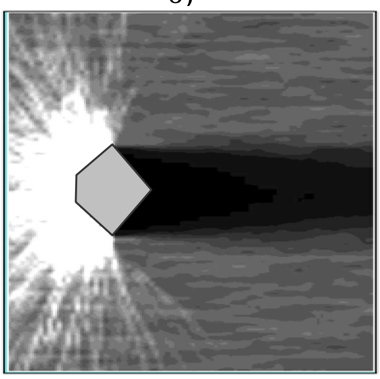
а)



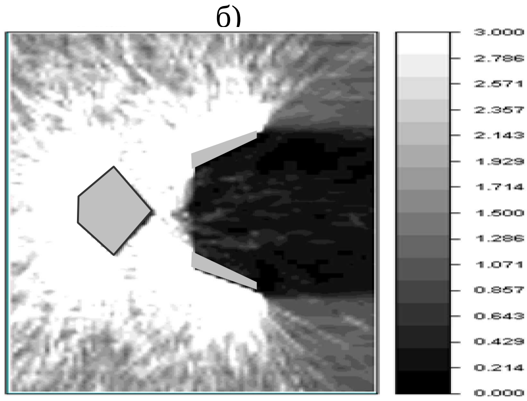
б)



б)



в)



в)

Рис. 4

Рис. 5

поля ρ/ρ_∞ для рассматриваемых углов атаки при отсутствии системы торможения и при ее наличии представлены на рисунках 4 и 5, где а), б), в) соответствуют углам атаки $\alpha = 0, 90^0, 180^0$. Как видно из рисунков, наличие развернутого паруса существенно увеличивает зону торможения перед обтекаемой преградой и вносит изменения в распределение плотности в ее окрестности. Построенные поля плотности являются недостаточно гладкими. Для получения более качественных полей следует улучшить статистику попаданий молекул в ячейки РО, что достигается увеличением количества проводимых испытаний.

Созданное в ИТМ НАНУ и ГКАУ программное обеспечение «СВА» использует для аэродинамических расчетов один из немногих методов, позволяющих охватить режимы обтекания от свободномолекулярного до близких к сплошносредным – статистический метод пробных частиц. ПО «СВА» позволяет производить расчеты КА сложной геометрии. Сочетание этих двух качеств ПО для Украины является уникальным. Расчеты с помощью созданного ПО могут проводиться как на этапе эскизного проектирования КА, так и при аэродинамическом сопровождении космических проектов, что является востребованным в космической отрасли нашей страны и за рубежом.

1. *Хэвиленд Дж. К.* Решение двух задач о молекулярном течении методом Монте-Карло / Дж. К. Хэвиленд // Вычислительные методы в динамике разреженных газов. – М. : Мир, 1969. – С. 7 – 115.
2. *Haviland I. K.* Application of the Monte-Carlo method to heat transfer in a rarefied gas / I. K. Haviland, M. L. Lavin // Phys. Fluids. – 1962. – V. 5, № 11. – P. 1399 – 1405.
3. *Григорьев Ю. Н.* Численные методы механики сплошной среды / Ю. Н. Григорьев, М. С. Иванов, Н. М. Харитонова // ВЦ СО АН СССР. – 1971. – Т. 2, № 4. – С. 101 – 107.
4. *Власов В. И.* Консервативный вариант метода пробных молекул (Монте-Карло) / В. И. Власов // Труды VIII Всесоюзной конф. по динамике разр. газов (Численные и аналитические методы в динамике разреженных газов). – М., 1986. – С. 81 – 85.
5. *Власов В. И.* Расчет аэродинамических характеристик плоской пластины бесконечного размаха в гиперзвуковом потоке разреженного газа / В. И. Власов // Ученые записки ЦАГИ. – 1971. – Т. II, № 6. – С. 116 – 120.
6. *Власов В. И.* Расчет методом Монте-Карло потока тепла между параллельными пластинами в разреженном газе / В. И. Власов // Ученые записки ЦАГИ – 1970. – Т. 1, № 4. – С. 46 – 51.
7. *Власов В. И.* Расчет обтекания пластины под углом атаки потоком разреженного газа / В. И. Власов // Ученые записки ЦАГИ. – 1973. – Т. IV, № 1. – С. 17 – 24.
8. *Власов В. И.* Улучшение метода статистических испытаний (Монте-Карло) для расчета течений разреженных газов / В. И. Власов // Докл. АН СССР. – 1966. – Т. 167, № 5. – С. 1016 – 1018.
9. *Власов В. И.* Расчет течения разреженного газа около пластины под углом атаки / В. И. Власов // Ученые записки ЦАГИ. – 1975. – Т. VI, № 2. – С. 48 – 56.
10. *Абрамовская М. Г.* Об одном алгоритме реализации метода пробных частиц в динамике разреженного газа / М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Модели и методы аэродинамики : третья международная школа-семинар : материалы. – М. : МЦНМО, 2003. – С. 6 – 7.
11. *Басс В. П.* Численное моделирование стационарного осесимметричного обтекания затупленного конуса в переходном режиме обтекания / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. – 2005. – Вип. 9, Т. 1. – С. 57 – 66.
12. *Басс В. П.* Об одном алгоритме реализации метода Монте–Карло для решения задач динамики разреженного газа / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2006. – № 1. – С. 67 – 79.
13. *Басс В. П Г*иперзвуковое обтекание теплоизолированного цилиндра разреженным газом / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Вісник Дніпропетровського університету . Механіка. – 2006. – Т. 1, вип. 10. – С. 50 – 60.
14. Аэрогазодинамическое сопровождение космических проектов / М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, М. В. Петрушенко, Л. Л. Печерица // Космічні дослідження в Україні 2004 – 2006. – Київ : ІКД НАНУ-НКАУ, 2006. – С. 78 – 86.
15. Aerogasdynamic aspects of space missions / M. Abramovskaya, V. Bass, N. Petrushenko, L. Percheritsa // Space research in Ukraine 2004 – 2006. – Kiev : ISR NASU-NSAU, 2006. – P. 78 – 86.
16. *Басс В. П.* Численное моделирование сверхзвукового обтекания пары тел, одно из которых расположено в аэродинамическом следе другого / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Модели и методы аэродинамики : шестая международная школа-семинар : материалы докладов. – Москва : МЦНМО, 2006. – С. 10 – 11.

17. Численное моделирование процессов массопереноса в окрестности космических аппаратов / М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, Н. В. Петрушенко, Л. Л. Печерица, Т. Г. Смелая // Модель космоса : научно-информационное издание. В 2 т. Т. 2 / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. – Москва : КДУ, 2007. – С. 60 – 90.
18. *Басс В. П.* Верификация методов и алгоритмов решения задач аэродинамики переходной области / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2007. – № 1. – С. 49 – 61.
19. *Басс В. П.* К расчету свободномолекулярных полей течений / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2008. – № 1. – С. 73 – 82.
20. *Басс В. П.* Расчет двумерных течений разреженного газа при поперечном обтекании плоской пластин / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2008. – № 1. – С. 83 – 92.
21. Басс В. П. Численные исследования сверхзвукового обтекания конфигурации “пластина – клин” потоком разреженного газа / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2009. – № 2. – С. 62 – 69. *Басс В. П.*
22. Поведение силы Магнуса при поперечном стационарном обтекании вращающегося цилиндра в переходном по числу Кнудсена режиме обтекания / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2009. – № 3. – С. 62 – 76.
23. *Басс В. П.* Сила Магнуса, действующая при стационарном обтекании вращающегося цилиндра в переходном по числу Кнудсена режиме обтекания / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Модели и методы аэродинамики : девятая международная школа-семинар : материалы докладов. – Москва : МЦНМО, 2009. – С. 15 – 16.
24. *Басс В. П.* Численное решение трехмерных задач динамики разреженного газа / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2010. – № 2. – С. 38 – 51.
25. *Басс В. П.* Численное моделирование трехмерного обтекания тел потоком разреженного газа / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Модели и методы аэродинамики : десятая международная школа-семинар : материалы докладов. – Москва : МЦНМО, 2010. – С. 17 – 18.
26. *Басс В. П.* Аэрогазодинамические характеристики КА «Сич-2» на этапе входа в плотные слои атмосферы земли / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2010. – № 3. – С. 3 – 10.
27. *Басс В. П.* Численное моделирование стационарного истечения струй в разреженное пространство / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Модели и методы аэродинамики : одиннадцая международная школа-семинар : материалы докладов. – Москва : МЦНМО, 2011. – С. 19 – 20.
28. *Басс В. П.* Численное моделирование стационарного истечения струи двигателя малой тяги в вакуум / В. П. Басс, Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2011. – № 4. – С. 82 – 87.
29. *Печерица Л. Л.* Параллельный алгоритм метода пробных частиц для решения задач молекулярной газовой динамики / Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2013. – № 1. – С. 32 – 44.
30. *Печерица Л. Л.* Особенности параллельного алгоритма статистически независимых испытаний метода пробных частиц / Л. Л. Печерица // Космічні дослідження в Україні 2014 : тези доповідей. – Київ : ІКД НАНУ-НКАУ, 2014. – С. 122.
31. *Печерица Л. Л.* Численные исследования параллелизации метода пробных частиц по статистически независимым испытаниям / Л. Л. Печерица // Техническая механика. – 2015. – № 2. – С. 100 – 109.
32. *Clausing P.* Uber die Stromung sehr Verdunnter Gase durch Rohren von beliebiger Lange / P. Clausing // Ann. der Phys. – 1932. – V. 12. – P. 961 – 989.
33. *Белецкий В. В.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников / В. В. Белецкий, А. М. Яншин. – Киев : Наукова думка, 1984. – 188 с.
34. Пакет прикладных программ “Высота-2”. Описание применения / Абрамовская М.Г., Басс В.П., Перминов В.Д. и др.– М.: ОФАП МАП, 1990.– 175 с.
35. Патент на изобретение 6830222 США, МПК7 B 64 G 1/62. Balloon device for lowering space object orbit / K. T. Nock, A. D. McRonald, K. M. Aaron. – 10/394477 ; заявл. 21.03.2003; опубл. 14.12.2004. – 20 с.
36. Патент на изобретение №6550720 США, МПК7 B64G1/22. Fliter Aerobraking orbit transfer vehicle / DeBra D.B., P. Gloyer, Z. Wahl, D. Goldshtein. – 09/925207; заявл. 09.08.2001; опубл. 22.04.2003. – 11 с.
37. *Алпатов А. П.* Аэродинамические системы увода космических объектов / А. П. Алпатов // Техническая механика. – 2015. – № 4. – С. 126 – 138.
38. Патент на изобретение 109194 Украина, B 64 G 1/62. Аэродинамическая система увода космических объектов с околоземных орбит / Алпатов А. П., Палий А. С., Скорик А. Д., Баранов Е. Ю., Осиновый Г. Г., Шевцов В. И. ; заявитель и патентообладатель Институт технической механики НАНУ и ГКАУ.– a201312759 ; заявл. 01.11.2013 ; опубл. 27.07.2015, Бюл. № 14. – 12 с.
39. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М : Издательство стандартов, 1981. – 179 с.
40. Handbook for limiting orbital debris : NASA handbook 8719.14 / chief B. O’Connor. – Washington : DC, 2008. – 174 p.
41. *Басс В. П.* Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике / В. П. Басс. – Киев : Наук. думка, 2008. – 272 с.

Получено 12.09.2017,
в окончательном варианте 11.10.2017