

На правах рукописи

Кашковский Александр Владимирович

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНЫХ СИСТЕМ
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ВЫСОТНОЙ АЭРОДИНАМИКИ

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Новосибирск – 2008

Работа выполнена в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН.

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор
Иванов Михаил Самуилович

Официальные оппоненты: доктор технических наук,
профессор
Харитонов Анатолий Михайлович

кандидат физико-математических наук
Перминов Валерий Дмитриевич

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное
предприятие "Центральный научно-
исследовательский институт машиностроения"

Защита состоится "17" октября 2008 г. в 9:00 часов на заседании диссертационного совета Д.003.035.02 в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН по адресу: 630090, Новосибирск 90, ул. Институтская, 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИТПМ СО РАН.

Автореферат разослан " " сентября 2008 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
доктор технических наук



Засыпкин И.М.

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Основной задачей высотной аэродинамики является исследование аэродинамических характеристик (АДХ) космических аппаратов (КА) в свободномолекулярном и переходном режимах течения. Определение аэродинамических сил и моментов, действующих на КА на орбитальном участке полета и на начальном участке траектории спуска, необходимо для анализа орбит, прогнозирования времени существования КА, анализа силовых и тепловых нагрузок и т.п.

Экспериментальное определение аэродинамических данных для больших высот полета затруднительно как с технической, так и с экономической точки зрения. Поэтому в настоящее время основным инструментом исследования АДХ КА являются численные методы динамики разреженного газа. Особенности исследований высотной аэродинамики связаны с тем, что при проектировании и эксплуатации КА необходимо рассчитывать АДХ в широком диапазоне изменения определяющих параметров (высоты полета, параметров атмосферы, ориентации КА, скорости полета, геометрических параметров модели КА и т.п.). Это приводит к необходимости оперативно получать результаты для огромного количества расчетных точек, где под точкой понимается комбинация различных определяющих параметров. Поэтому для практических приложений необходимо использовать достаточно быстрые методы расчета АДХ на больших высотах полета КА сложной формы и программные системы, позволяющие довольно просто создавать большой объем исходных данных, проводить многопараметрические расчеты, анализировать результаты и систематизировано хранить их для дальнейшего использования.

Целью настоящей диссертационной работы является создание численного инструментария для получения аэродинамических характеристик космических аппаратов и его применение для исследования различных прикладных задач высотной аэродинамики.

На защиту выносятся следующие результаты, составляющие **научную новизну** работы:

1. модификации алгоритма вычисления АДХ КА сложной формы статистическим методом пробных частиц, значительно повышающие скорость вычислений;
2. алгоритм моделирования статистическим методом пробных частиц обтекания сетчатых поверхностей свободномолекулярным потоком;
3. концепция создания и использования в аэродинамических расчетах параметрической компьютерной геометрической модели КА и ее программная реализация;
4. функциональная структура программных систем для численного анализа задач высотной аэродинамики КА и их разработка.
5. результаты численных исследований прикладных задач высотной аэродинамики: создание базы данных АДХ орбитальной станции "Мир"; АДХ модели спускаемого аппарата "Союз" в диапазоне высот полета от 130 до 85 км; дальнего поля струи управляющего двигателя спутника "ХММ".

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием апробированных численных алгоритмов и подтверждается многочисленными внутренними тестами, сравнением с экспериментальными данными, сопоставлением с результатами других авторов.

Практическая ценность. Разработанные программные системы позволяют оперативно получать АДХ разрабатываемых и эксплуатируемых КА на орбите и на начальном участке траектории спуска. Эти программные системы могут быть использованы и

уже используются в различных аэрокосмических организациях России (РКК "Энергия", ЦНИИМаш, НПО "Красная звезда") и в Европейском космическом агентстве. Программный комплекс RuSat применяется в РКК "Энергия" (имеется акт внедрения) для аэродинамического обеспечения эксплуатации Международной космической станции.

Исследован ряд прикладных задач аэродинамики разреженного газа, имеющих практическое значение. Например, проведены:

- численные исследования аэродинамики орбитальной станции "Мир" с целью оптимизации конфигурации станции для ее контролируемого спуска с орбиты.
- исследования аэродинамических характеристик модифицированной модели спускаемой капсулы "Союз" в свободномолекулярном и переходном (высоты от 130 до 85 км) режимах обтекания.
- численное моделирование дальнего поля струи управляющего двигателя и ее взаимодействие с поверхностью спутника "ХММ".

Апробация работы. Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях: Международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR) – 1996, 2007; Международный симпозиум по динамике разреженного газа (RGD) – 1990, 1992, 1994, 1996, 2006; Конференции Американского института аэронавтики и астронавтики (AIAA) – 1997, 2000, 2005, 2006, 2007; Международный конгресс по астронавтике (IAC) – 1999, 2000; Европейская конференция по реактивным двигателям КА (ESPC) – 1997; Европейский симпозиум по аэротермодинамике космических аппаратов (ESASV) – 1998; Конференция по высокоскоростным течениям (WENSF/ЕWHSF) – 2005, 2007; Европейская конференция по аэрокосмическим наукам (EUCASS) – 2005, а также на семинарах ИТПМ СО РАН и РКК "Энергия".

Публикации. По теме диссертации опубликовано 24 печатные работы, список которых приведен в конце автореферата.

Личный вклад автора. Автору принадлежит главная роль в разработке функциональной структуры, алгоритмов и программной реализации систем для расчета высотной аэродинамики КА. Автором лично созданы: подсистема создания геометрических моделей КА; средства визуализации геометрических моделей КА и визуализации результатов расчета; расчетные модули метода пробных частиц Монте-Карло и его модификации. Численные исследования прикладных задач высотной аэродинамики КА проведены лично автором или при его непосредственном участии. Результаты совместных работ представлены в диссертации с согласия соавторов.

Структура и объем диссертации. Работа состоит из введения, трех глав, заключения, списка цитируемой литературы из 96 наименований и 78 рисунков. Полный объем диссертации – 225 стр.

Содержание работы

Во **введении** обоснованы актуальность и практическая значимость рассматриваемой в диссертации тематики, сформулированы основные задачи высотной аэродинамики КА, обоснована необходимость создания программных систем для численного анализа АДХ, определены требования к таким системам, сформулированы цели и задачи диссертации и перечислены основные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** дано краткое описание численных методов, используемых в данной работе для расчета АДХ КА. Эта глава носит частично методический, частично авторский

характер. В ней описаны численные методы динамики разреженного газа, обладающие качествами, необходимыми для их широкого применения в инженерных подходах при анализе аэродинамики КА: достаточная точность вычисления АДХ, простота в реализации, численная эффективность. Особое внимание уделяется двум разделам, описывающим авторский вклад: модификациям известного метода пробных частиц Монте-Карло (ПЧМК) и моделированию обтекания сетчатых поверхностей свободномолекулярным потоком.

Вычисление АДХ методом интегрирования по поверхности КА (**Интегральный метод**) основано на аналитических выражениях для определения сил, действующих на простые тела в свободномолекулярном потоке. При свободномолекулярном обтекании нет взаимодействия между потоком молекул, приходящим на поверхность, и потоком, отраженным от нее, поэтому воздействие на любую элементарную площадку поверхности выпуклого тела зависит только от параметров потока и ориентации этой площадки и не зависит от формы остальной поверхности. В интегральном методе расчета АДХ используется триангулированное представление поверхности КА. Аэродинамическое воздействие (давление и трение) на каждую элементарную площадку поверхности (треугольник) вычисляется по аналитическим формулам для свободномолекулярных течений. Далее проводится численное интегрирование по всем элементарным площадкам, и определяется полное АДХ.

В случае невыпуклых тел проводится анализ затенения одних частей конструкции КА другими без учета тепловой скорости молекул набегающего потока. Для этого строится плоскость, перпендикулярная вектору средней скорости потока. На эту плоскость проецируются все треугольники, причем находящиеся выше по потоку накрывают (затеняют) находящиеся ниже по потоку. Считается, что затененные треугольники не подвержены воздействию набегающего потока и для них воздействие не вычисляется. Этот метод позволяет очень быстро получить АДХ и поэтому традиционно используется в высотной аэродинамике. Недостатком метода является невозможность учесть частичное затенение – когда часть потока за счет тепловой скорости все же попадает на поверхность.

Метод пробных частиц Монте-Карло, рассматриваемый далее, лишен этого недостатка. В нем последовательно моделируется большое число траекторий пробных частиц, имитирующих движение реальных молекул. Эти частицы при попадании на поверхность КА и отражении от нее передают КА часть своего импульса и энергии, откуда определяется силовое и тепловое воздействие набегающего и отраженного потоков на КА. Поскольку каждая частица имеет свою скорость, учитывающую тепловое движение, частицы могут попасть на участки поверхности, не видимые в направлении вектора средней скорости набегающего потока, чем автоматически решаются все проблемы, связанные с частичным затенением. Так как этот метод является статистическим, то для получения приемлемой точности получаемых АДХ необходимо моделировать движение нескольких сотен тысяч модельных частиц. Поскольку для каждой пробной частицы необходимо найти точку пересечения с поверхностью КА, этот метод, как правило, уступает в скорости методу интегрирования. Для повышения эффективности метода ПЧМК автором была проведена модификация алгоритма поиска точки пересечения траектории пробной частицы с поверхностью КА.

Традиционно в методе ПЧМК для поиска точки пересечения в расчетной области строится пространственная сетка. Для каждой ячейки определяются находящиеся (полностью или частично) в ней треугольники, которыми представляется поверхность КА. Для каждой частицы проводится трассировка: определяется, через какие ячейки проходит ее траектория, и пересечение ищется только с теми треугольниками, которые находятся в этих ячейках. Для определения выхода из ячейки решались уравнения пересечения траектории со всеми гранями ячейки.

Предложенная модификация этого алгоритма использует равномерную прямоугольную пространственную сетку с гранями, перпендикулярными координатным осям. Так как шаг сетки вдоль каждой пространственной координаты и скорость пробной частицы постоянны, а траектория прямолинейна, то время прохождения частицы между двумя соседними гранями ячейки вдоль каждой координатной оси будет постоянной величиной. Поэтому нет необходимости решать уравнение пересечения траектории со всеми гранями ячейки при смене ячейки. Достаточно сделать это для первой пересекаемой ячейки, а остальные времена пересечений будут получены добавлением шага по времени. Переход в следующую ячейку осуществляется в координатном направлении, для которого время пересечения следующего слоя минимальное. Такая модификация позволила значительно сократить время трассировки и повысить эффективность вычисления АДХ на 20-50%. На рис. 1 представлено время вычисления АДХ спутника ERS-1 (разработка Европейского космического агентства) традиционным (Old) и модифицированным (New) алгоритмами как функция от числа ячеек вдоль оси координат (Ncell) для двух углов атаки. Видно, что для большого размера сетки модифицированный алгоритм значительно быстрее традиционного и не зависит от угла атаки.

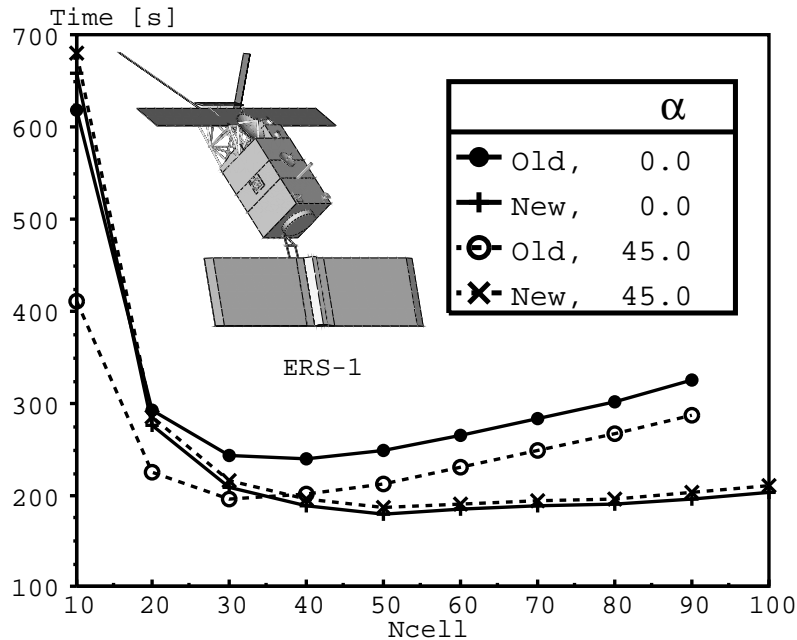


Рис. 1. Время вычисления АДХ.

Оба представленных алгоритма имеют свой оптимальный размер сетки, для которого время вычислений минимальное. Для традиционного – это 30-40 ячеек вдоль каждой координаты, для модифицированного – 50-60. Выбор оптимального размера сетки – достаточно сложная задача. Этот размер зависит от геометрической конфигурации модели и направления вектора скорости набегающего потока и не может быть предсказан заранее. Поскольку в модифицированном алгоритме время расчета слабо зависит от числа ячеек в окрестности точки минимума, ошибка в выборе числа ячеек, даже на несколько десятков, не дает значительного увеличения времени расчета. Это очень важно, так как позволяет автоматизировать выбор размера сетки и при этом сохранить достаточно большую скорость вычислений. Проведенный анализ разных приемов для определения размера сетки позволили выбрать алгоритм, который хорошо работает в большинстве практических ситуаций. Размер ячеек в этом алгоритме задается пропорционально среднеарифметической

длине проекций сторон всех треугольников модели на соответствующие координатные оси.

Следует отметить, что дополнительное значительное ускорение вычислений методом ПЧМК можно получить на параллельных компьютерах. Так как в свободномолекулярных течениях траектории частиц независимы друг от друга, то все траектории можно пропорционально разделить между доступными процессорами и каждый процессор будет производить вычисления независимо. Межпроцессорный обмен необходим только для получения окончательных результатов. Эффективность распараллеливания вычислений в этом случае достигает 90%.

Для определения газодинамических параметров течения около КА в расчетной области дополнительно строится прямоугольная сетка, и при трассировке пробных частиц в каждой ячейке этой сетки накапливается время пребывания частиц, их скорость и энергия. Это позволяет получить поля плотности, скорости, температуры и остальных газодинамических параметров. На рис. 2 в качестве примера представлено поле числовой плотности вокруг Международной космической станции.

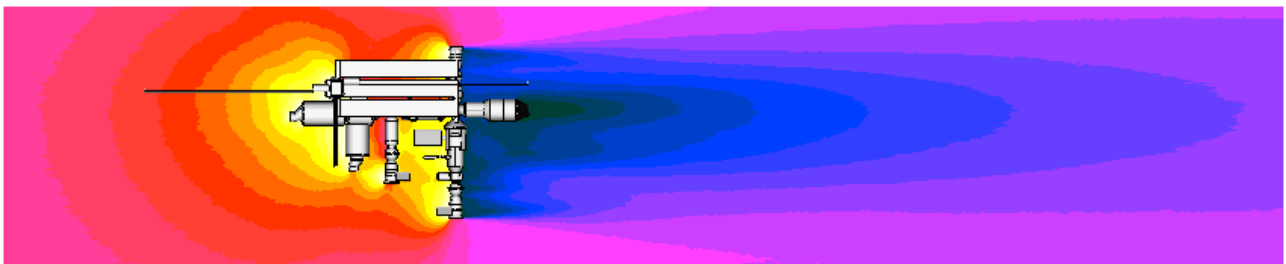


Рис. 2. Поле плотности вокруг МКС.

Для получения АДХ в переходном режиме наиболее точным является метод прямого статистического моделирования (ПСМ). Однако этот метод требует значительных компьютерных ресурсов и расчет АДХ трехмерных моделей КА этим методом, как правило, занимает значительное время (десятки и сотни часов) даже при использовании параллельных компьютерных систем. На практике для получения АДХ в широком диапазоне определяющих параметров применяются приближенные, но более быстрые методы, а метод ПСМ используется для контроля результатов.

При определении интегральных АДХ в переходном режиме широкое практическое применение получил подход, основанный на интерполяции между их значениями в свободномолекулярном и сплошносредном пределах. Для получения более точных значений АДХ в переходном режиме в аэродинамике разреженного газа давно и успешно применяются различные приближенные методы, основанные на гипотезе локального взаимодействия. В этом подходе предполагается, что аэродинамическое воздействие на элементарную площадку поверхности КА зависит только от параметров набегающего потока и угла между вектором скорости набегающего потока и локальной нормалью к поверхности Θ . При свободномолекулярном обтекании КА выпуклой формы это предположение выполняется точно, а в сплошной среде – только для метода Ньютона в гиперзвуковых течениях.

В методе локального взаимодействия для каждой элементарной площадки геометрической модели КА вычисляются давление и трение для свободномолекулярного и гиперзвукового сплошносредного (по модифицированной теории Ньютона) пределов. Далее, с использованием мостовой функции F определяются локальные АДХ в переходном режиме:

$$C_{k,ds} = C_{k,fm} \cdot F(Kn, S, \Theta, \dots) + C_{k,con} \cdot (1 - F(Kn, S, \Theta, \dots))$$

Полные АДХ получаются численным интегрированием по поверхности КА.

Существует много различных форм функции F , как правило, полученных на основе обработки экспериментальных и расчетных данных по АДХ в переходном режиме. В настоящей работе была применен локально-мостовой метод, описанный в работе Kotov V.M. et al. An approximate method of aerodynamic calculation of complex shape bodies in a transition region. Proc. of RGD13, Novosibirsk, 1982. Отличительной чертой этого подхода является использование отдельных локально-мостовых функций для вычисления давления и трения в переходном режиме. В настоящей работе этот локально-мостовой метод применялся как совместно с методом интегрирования по поверхности, так и с методом ПЧМК.

Применение локально-мостового метода позволяет получать АДХ для затупленных форм КА с приемлемой точностью. Например, на рис. 3 представлены АДХ спускаемой капсулы "Аполлон", полученные локально-мостовым и ПСМ методами для разных высот вдоль траектории спуска. Видно, что максимальное отличие в АДХ, полученных приближенным локально-мостовым методом, от полученных высокоточным методом ПСМ не превышает 5%.

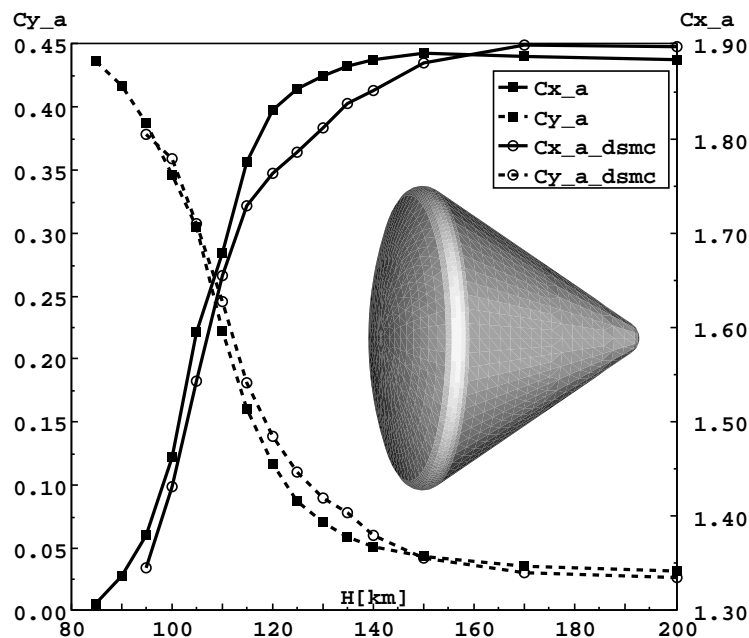


Рис. 3. АДХ модели спускаемой капсулы "Аполлон".

Рассмотренные методы (интегрирование, ПЧМК и локально-мостовой) были применены в разработанных программных системах, поскольку эти методы позволяют оперативно проводить большой объем исследований по высотной аэродинамике КА с достаточной точностью.

В ряде случаев в компоновке КА присутствуют элементы с проницаемыми поверхностями, например сетчатые или перфорированные экраны, антенны. Прямое численное моделирование свободномолекулярных течений через такие элементы методом ПЧМК требует существенных вычислительных затрат. Поэтому в диссертации представлена разработанная упрощенная модель свободномолекулярного обтекания сетчатой поверхности методом ПЧМК, описанию которой посвящена отдельная часть этой главы.

Для изучения аэродинамических свойств обтекания свободномолекулярным потоком сетчатых поверхностей (сопротивление, подъемная сила, проницаемость и т.д.) были проведены расчеты методом ПЧМК модели сетчатой поверхности, составленной из 50 ортогональных стержней цилиндрической формы. Расчеты были проведены для сеток различной плотности (отношением площади сплошных элементов к общей площади сетки в плане, ϵ от 0.1 до 0.9), для различных углов отклонения набегающего потока от нормали к плоскости сетки (ϕ) и азимутального угла (Θ). На рис. 4 представлена вероятность попадания в стержни сетки и вторичная проницаемость, то есть вероятность проникновения частиц за сетку за счет переотражения частиц между стержнями. Видно, что аэродинамические свойства сетки практически не зависят от азимутального угла. Полученные значения вторичной проницаемости достаточно большие, и этот факт необходимо учитывать.

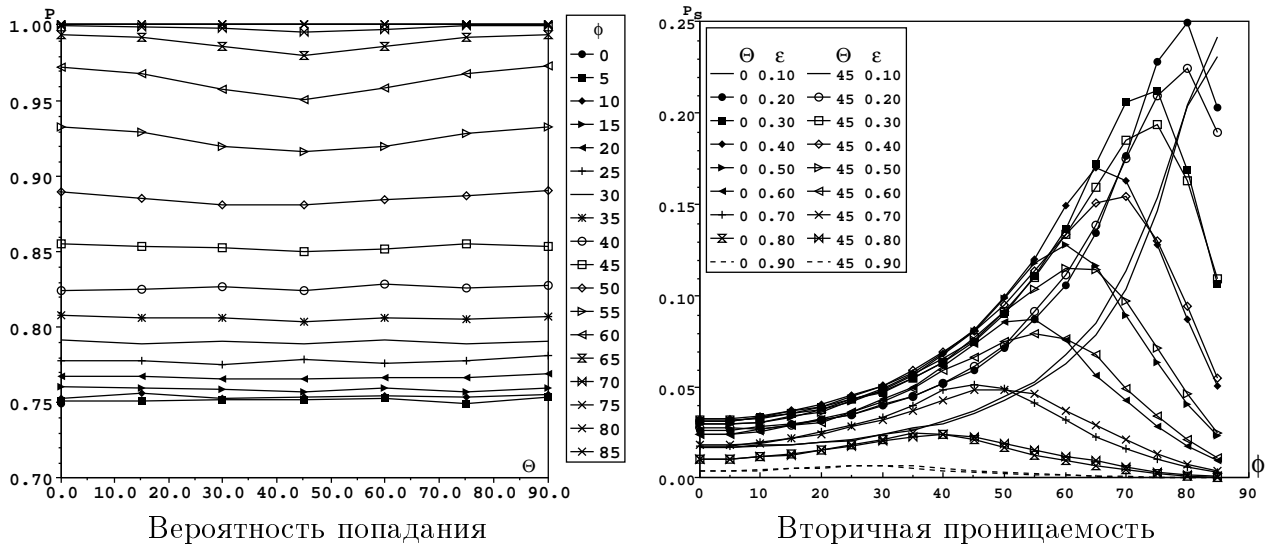
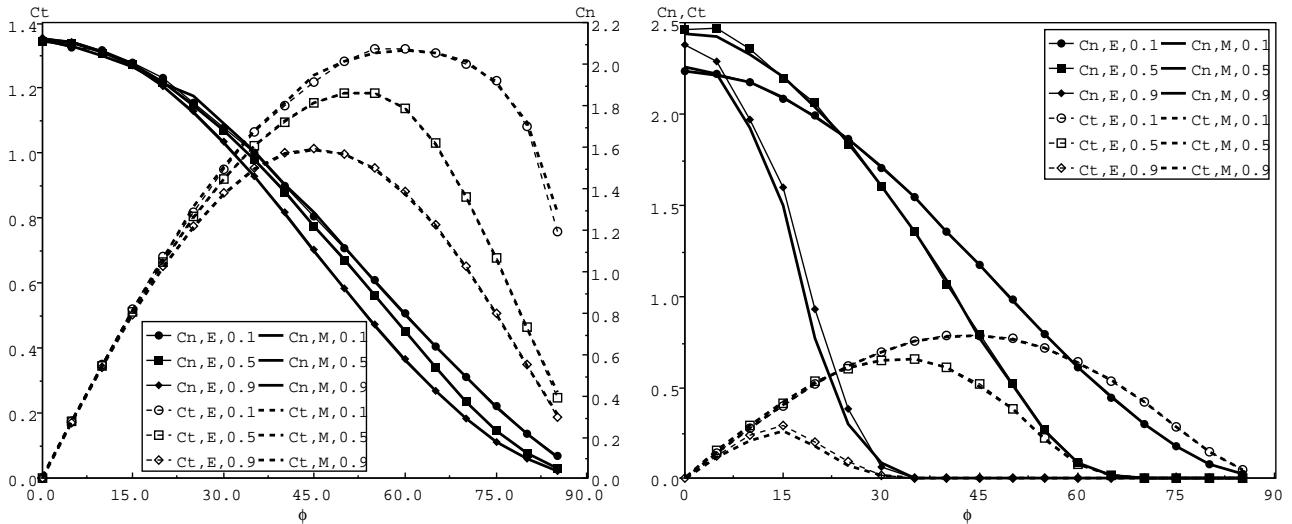


Рис. 4. Свойства сетки.

При создании геометрической модели КА, в которой присутствуют сетчатые поверхности, они задаются сплошной геометрической поверхностью с указанием плотности сетки. В процессе моделирования движения пробной частицы ее траектория может пересечь поверхность сетки. Поскольку аэродинамические свойства сетки не зависят от азимутального угла, предполагается, что через точку пересечения проходят два стержня – один ориентирован вдоль проекции скорости на плоскость сетки, а другой – перпендикулярно ей. Далее вычисляется вероятность прохождения траектории через сетку без столкновения со стержнями и вероятность попадания в тот или иной стержень. В случае прямого прохождения через сетку моделирование траектории продолжается без изменения скорости пробной частицы. В случае попадания в стержни сетки моделируется скорость пробной частицы после отражения в соответствии с заданным законом взаимодействия газа с поверхностью. Затем проверяется возможность попадания в другой стержень, и так далее, пока частица не покинет сетку. Для вероятностей попадания в продольные и перпендикулярные стержни, а также для проверки переотражения получены аналитические зависимости.

На рис. 5 представлены результаты сравнения коэффициентов сил давления и трения, действующих на единичную поверхность сетки и преграды за ней, в зависимости от угла наклона вектора средней скорости набегающего потока для двух моделей взаимодействия газа с поверхностью. Результаты, полученные с помощью разработанной модели, обозначены индексом М, а результаты прямого использования метода ПЧМК – индексом



Сетка, зеркально-диффузная схема.

Преграда, схема Ночиллы.

Рис. 5. Сравнение коэффициентов сил давления и трения, полученных в модели обтекания сетки и прямом численном эксперименте.

сом E . Видно, что результаты практически совпадают. Это подтверждает возможность использования созданной модели в практических приложениях.

Во **второй главе** представлено краткое описание разработанных программных систем для исследования высотной аэродинамики КА.

Программная система **RAMSES** (Rarefied Aerodynamics Modeling System for Earth Satellites – Система моделирования разреженной аэродинамики спутников Земли) предназначена для проведения расчетов аэродинамики КА в свободномолекулярном и переходном режимах течений, хранения, анализа и обработки полученных результатов. RAMSES состоит из 5 подсистем: двух препроцессорных, одной вычислительной и двух постпроцессорных:

- "GEOMETRY" – препроцессорная интерактивная система создания геометрической формы КА;
- "MODELS" – препроцессорная система формирования моделей и задания поверхностных свойств КА (таких, как температура по поверхности, материал);
- "JOB" – подсистема аэродинамических вычислений. Производит подготовку заданий на расчет в соответствии с выбранным расчетным модулем, запуск этих заданий, предварительную обработку, анализ полученных результатов и сохранение результатов в базе данных (БД);
- "RESULT" – постпроцессорная подсистема манипулирования результатами, хранящимися в БД;
- "APPROXIMATION" – постпроцессорная подсистема, позволяющая на основе результатов, выбранных в подсистеме RESULT, произвести подбор аппроксимационных формул, которые могут быть использованы в других пользовательских приложениях.

Все подсистемы работают под управлением интерактивного менеджера и связаны между собой через базу данных. Система имеет развитый пользовательский многооконный интерфейс, собственные средства визуализации геометрических моделей КА и результатов расчетов.

В системе RAMSES используются 33 расчетных модуля, базирующихся на методах интегрирование, ПЧМК и локально-мостовом. Для каждого метода существует ряд расчетных модулей, использующих различные схемы взаимодействия газа с поверхностью, способы учета затенения и т.д.

Создание компьютерной геометрической модели КА является основным и наиболее важным этапом подготовки к расчетным исследованиям. Концепция построения модели поверхности КА базируется на принципе поэлементного описания. В базе данных имеется 23 геометрических примитива (элемента): цилиндр, конус, сфера, прямоугольник, круг и т.д. Каждый примитив имеет свой набор параметров, определяющих его форму и алгоритм триангуляции. Для триангуляции поверхностей вращения применяется предложенный автором алгоритм, позволяющий быстро получить треугольники примерно одинаковой площади. Примитивы объединяются в "компаунд" (составной элемент). Компаунд может использоваться в других компаундах так же, как и примитив. Компаунды могут быть параметризованы. Это очень важно, так как можно получать АДХ как функцию изменения геометрических параметров (например, углов поворота солнечных батарей). Вся информация хранится в базе данных. Для взаимодействия с САПР системами возможно экспортирование/импортирование геометрических моделей в формате STL. При создании новой геометрической модели используются многооконный интерфейс и встроенная система визуализации, что позволяет значительно ускорить и упростить для пользователя этот процесс. Примеры созданных моделей представлены на рис. 6

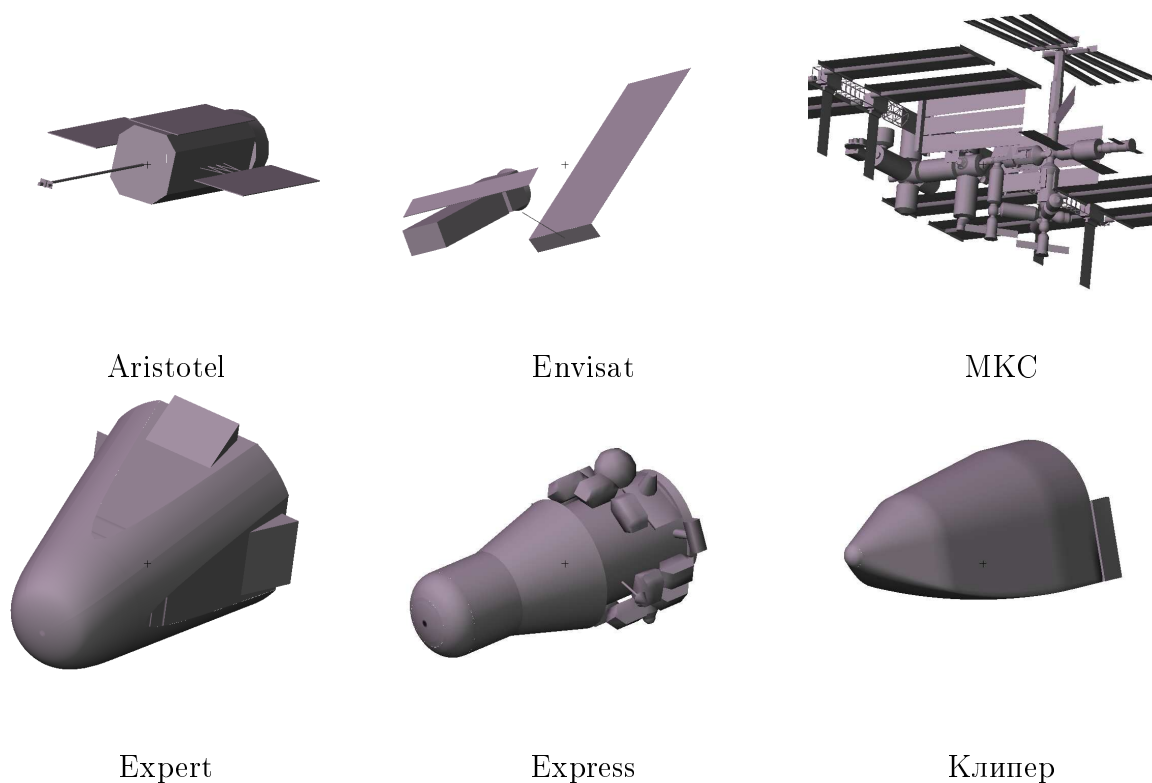


Рис. 6. Геометрические модели КА.

Система **RAMSES** используется в ИТПМ СО РАН, РКК "Энергия", в двух подразделениях Европейского космического агентства (ЕКА) и фирме HTG (Германия).

Программная система **ANGARA** (Analysis of Non- Gravitation Accelerations due to Radiation and Aerodynamics – Анализ негравитационных ускорений от воздействия излуче-

ния и аэродинамики) предназначена для вычисления негравитационных возмущений (сил и моментов), действующих на КА (воздействие светового давления и аэродинамических сил). Такие воздействия необходимо учитывать в высокоточных траекторных расчетах. Рассчитываются воздействия на КА прямого солнечного излучения, отраженного от Земли солнечного излучения, инфракрасного излучения Земли и собственного инфракрасного излучения КА. Для обеспечения высокой оперативности получения возмущающих сил и моментов в системе ANGARA использован предложенный автором двухстадийный подход:

1. Расчет нормализованных коэффициентов возмущающих сил и моментов для фиксированного набора положений КА относительно набегающего потока и направления на источник излучения.
2. Для заданного положения КА на орбите и его ориентации относительно Земли и Солнца определяются значения нормализованных коэффициентов сил и моментов с помощью интерполяции данных, полученных на первой стадии. Далее, исходя из текущего состояния атмосферы, солнечной активности и карты альбедо Земли, производится вычисление действующих на КА сил и моментов.

Система ANGARA используется в ИТПМ СО РАН, ЕКА (ESA/ESOC – европейский центр управления полетами), фирме HTG (Германия) и Техническом университете г. Дельфт (Нидерланды).

Для анализа процесса разрушения в атмосфере Земли сходящего с орбиты КА создана программная система **SCARAB** (SpaceCraft Aerodynamic Re-entry and Aerothermal Break-up – Аэродинамическое и тепловое разрушение космических аппаратов при входе в атмосферу). Эта система позволяет: создавать объемную геометрическую модель КА; проводить расчеты АДХ от свободномолекулярного режима течения до режима сплошной среды; проводить расчет траектории полета КА с учетом АДХ; проводить расчет аэродинамического нагрева; проводить анализ механического и теплового разрушения КА под воздействием аэродинамических сил и нагрева; после разрушения КА проводить аналогичный анализ для его обломков; получать эллипс рассеивания обломков по поверхности Земли.

Особенностью данной программной системы является необходимость создания интерфейса между различными программами моделирования различных физических процессов (расчеты баллистики, динамики, аэродинамики, теплопередачи, механической прочности), который обеспечивает циклическую работу отдельных программ и обмен данными между ними. Другой специфической особенностью этой системы является полная автоматизация процесса исследований. Пользователь только создает геометрическую модель и задает исходные параметры орбиты. Моделирование траектории, разрушения, генерация моделей обломков, выбор следующего обломка для моделирования и даже генерация текстового отчета о процессе спуска и разрушения делается автоматически.

Последнее требование привело к полной переработке подсистемы геометрического моделирования, используемой в предыдущих системах. В новой подсистеме, кроме создания геометрической модели, дополнительно для каждого элемента КА задается его материал и другие связанные с этим элементом свойства. По названию материала из базы данных системы извлекаются все необходимые для дальнейших расчетов физические свойства (плотность, теплоемкость, температура плавления и т.д.). Затем созданная пользователем модель КА, посредством разработанного транслятора, преобразуется в модель, непосредственно используемую в расчетах разрушения КА. Процесс трансляции исходной модели КА состоит в ее разбиении на малые конечные элементы (зоны), связанные между собой.

Каждой зоне соответствует определенный набор физических свойств, которые используются в дальнейших вычислениях. Анализ процесса разрушения КА, как теплового, так и механического, проводится в каждой зоне, и при выполнении определенных критериев разрушения эти зоны удаляются из модели КА. Затем проводится проверка на возможность разделения конструкции на отдельные части (обломки). В случае образования обломков дальнейшие вычисления проводятся отдельно для каждого из них. Такой детальный анализ процесса разрушения КА и его обломков заканчивается при достижении определенной высоты, ниже которой, исходя из параметров движения и плотности атмосферы, дальнейшее разрушение маловероятно.

Необходимость автоматического документирования процесса разрушения КА потребовала тщательной проработки структуры файлов данных, выбора средств автономной визуализации, создания шаблонов документов и т.д.

Система SCARAB используется в ИТПМ СО РАН, ЕКА (ESA/ESOC), фирме HTG (Германия) и НПО "Красная звезда".

Опыт создания и эксплуатации представленных выше программных систем RAMSES, ANGARA и SCARAB, общение с конструкторами, занимающимися проектированием КА, позволили выработать дополнительные требования к системам высотной аэродинамики. Этот опыт был учтен при создании новой программной системы **RuSat** (Rapid Unified Satellite Aerodynamic Tool; Быстрая унифицированная система расчета аэродинамики спутников). Эта система предназначена, как и система RAMSES, для комплексной автоматизации проведения расчетов АДХ КА в свободномолекулярном и переходном режимах течения и обладает рядом преимуществ: расширенным набором расчетных модулей, удаленным запуском заданий, простым и наглядным интерфейсом пользователя и т.д. Система RuSat ориентирована на исследования широкого класса задач высотной аэродинамики КА, проводящиеся в РКК "Энергия".

Архитектура системы построена на концепции "клиент – сервер" (см. рис. 7). У системы может быть несколько клиентских составляющих (Client), в которые входят подсистемы формирования модели (model), задания начальных данных (job) и просмотра результатов (result). Все клиенты связываются с одним сервером базы данных (Database Server), на котором хранится вся исходная информация и результаты. Расчеты могут производиться на нескольких вычислительных серверах (Computation Server). Связь между клиентами и серверами осуществляется по сети. Наличие серверов позволяет упорядочить запросы, избежать дублирования данных, разграничить права доступа и т.д. и в полной мере удовлетворяет требованиям к многопользовательской работе.

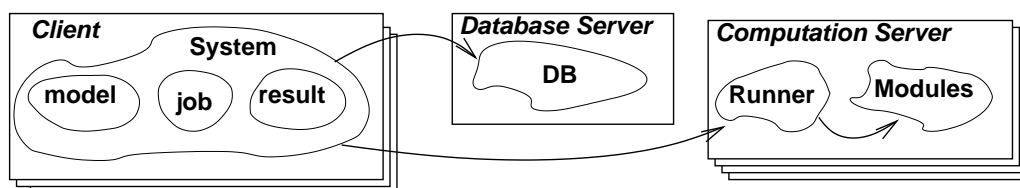


Рис. 7. Архитектура системы RuSat.

Для каждой расчетной программы необходимо сформировать начальные данные – набор исходных параметров. За редким исключением проводятся множественные расчеты, когда необходимо провести вычисления для вариации разных параметров. Опыт эксплуатации предыдущих систем показал, что все расчеты можно разделить на две группы: **круговые** – вариация одного или нескольких параметров с постоянным шагом и **траекторные** – когда каждому значению из вариации одного параметра (например, угла

атаки) соответствует одно значение вариации другого параметра (например, угла скольжения). Именно под эти группы и было оптимизировано формирование исходных данных. Параметры могут быть заданы списком или циклом. При наличии нескольких списков формируется "матрица" параметров со всеми возможными комбинациями из всех списков и реализуется "круговая" группа. Списки можно "связать" – параметры из нескольких списков будут выбираться в соответствии с порядковым номером в списке, и тогда реализуется "траекторная" группа. Использование такого подхода позволяет быстро и наглядно не только создавать задания, но и понять, какие расчеты уже проводились. Пример окна формирования заданий приведен на рис. 8, где показаны 3 задания (каждая колонка – одно задание) с вариациями нескольких параметров (включая извлечение данных из файла).

	100	345	101
Status	new	done	database
Date	2005-10-21 18:30:03.2961	2007-11-23	2007-12-20
Host	rain	rain	none
Ref.area	1	1	1
Ref.length	1	1	1
Center of gravity	0 0 0	0 0 0	0 0 0
Z-	NICK(A) FILE(/home/Sasa/	10.000000	0
Z+	Link(A) FILE(/home/Sasa/	10.000000	0
V[m/s]	7500	7500	7500
S	0	0	0
Mach	0	0	0
Alpha[deg]	Nick(B) 10,20,30	0	Nick(B) 10,2
Beta[deg]	Link(B) 0,45,90	0	Link(B) 0,45,
T_inf[K]	1000	1000	1000
Mol.mass[amu]	28	28	28
Cp/Cv	1.4	1.4	1.4
Temperature[K]	-C 300	-C 300	-C 300
Sigma(N)	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0
Sigma(T)	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0

Рис. 8. Окно формирования исходных данных.

Важно, что в задании также присутствуют геометрические параметры модели КА. Это позволяет анализировать зависимость АДХ от изменения геометрических параметров (например, углов поворота солнечных батарей).

В **третьей главе** рассмотрены результаты практического применения представленных расчетных методов и созданных программных систем.

Исследование АДХ станции "Мир" проводилось с целью выбора комбинаций углов разворота солнечных батарей (СБ), которые давали бы минимальный возмущающий момент, имели бы наибольшее сопротивление и обеспечивали бы статическую устойчивость станции. Эта работа проводилась для создания аэродинамической базы данных космической станции "Мир" в РКК "Энергия".

В использованной геометрической модели станции "Мир" подвижными являлись только девять СБ, каждая из которых могла быть установлена в одном из восьми фиксированных положений. Полное число возможных конфигураций (комбинаций углов поворота

СБ) равнялось $8^9 = 134\,217\,728$. Наличие такого большого количества комбинаций СБ исключает последовательный расчет всех возможных конфигураций. Даже если тратить по 1 секунде на расчет, получится 4 года 3 месяца непрерывных вычислений, что в 2 раза дольше, чем предполагаемое время существования станции на орбите на момент проведения исследований.

Была предложена методика получения АДХ суперпозицией АДХ опорного варианта и вклада СБ для заданных углов поворота. Для этого осуществлялись следующие шаги: вычислялись АДХ опорного варианта (все СБ вдоль потока); для каждой СБ вычислялись АДХ для всех поворотов; определялся вклад каждой i -й СБ для каждого j -го положения к опорному варианту $\Delta M_{ij} = M_{ij} - M_0$; АДХ варианта разворота СБ \vec{j} определялась сложением:

$$M_{\vec{j}} = M_0 + \sum_{i=1}^9 \Delta M_{i j(i)},$$

Полученные значения сортировались по величине параметра:

$$M = \sqrt{k_x \cdot M_x^2 + k_y \cdot M_y^2 + k_z \cdot M_z^2},$$

где k – весовой коэффициент, учитывающий относительную важность возмущающего момента в данном направлении. Из вариантов с наименьшим значением параметра M выбирались кандидаты для дальнейших исследований.

Предложенная методика позволила значительно сократить объем вычислений. В итоге, было достаточно провести расчеты для примерно 200 конфигураций станции и получить конфигурации с малыми значениями параметра M (две из них представлены на рис. 9). Результаты расчетов выбранных конфигураций станции показывают, что коэффициент возмущающего момента можно уменьшить с величины 2.8 (для конфигурации с СБ вдоль потока) до величины 0.03...0.1, при этом увеличить коэффициент сопротивления с 32 до 50...55, и конфигурация будет статически устойчива.

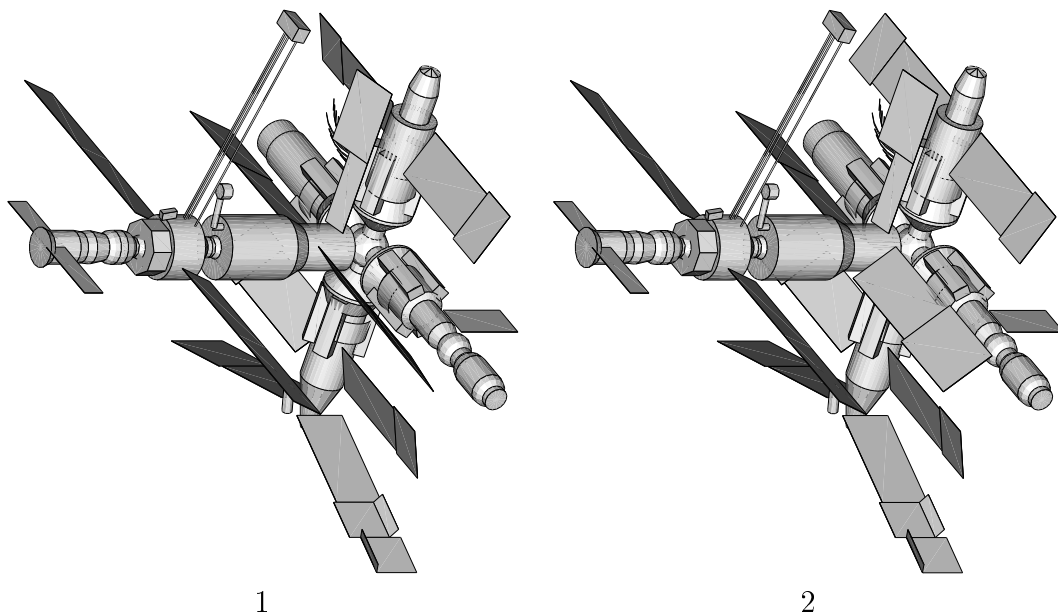


Рис. 9. Конфигурации станции "Мир".

Представленное исследование является показательным примером проведения расчетов АДХ для широкого диапазона изменения нескольких геометрических параметров. Имен-

но система RAMSES/RuSat оказалась тем инструментом, который позволил оперативно провести аэродинамические исследования станции "Мир".

Исследование АДХ модели спускаемого аппарата "Союз" локально-мостовым методом позволило выявить смену знака момента тангажа (реверс статической устойчивости) капсулы при спуске с орбиты. Расчеты показали, что спускаемый аппарат статически неустойчив выше 90 км и становится устойчивым ниже этой высоты. Этот факт был подтвержден результатами расчетов методом ПСМ, что показывает приемлемое качество аэродинамических расчетов в переходном режиме локально-мостовым методом. На рис. 10,а показаны моментные характеристики, полученные локально-мостовым (линии) и ПСМ (маркеры) методами для разных высот. Качество расчетов локально-мостовым методом также подтверждено сравнением с имеющимися экспериментальными данными по АДХ, приведенным в тексте диссертации.

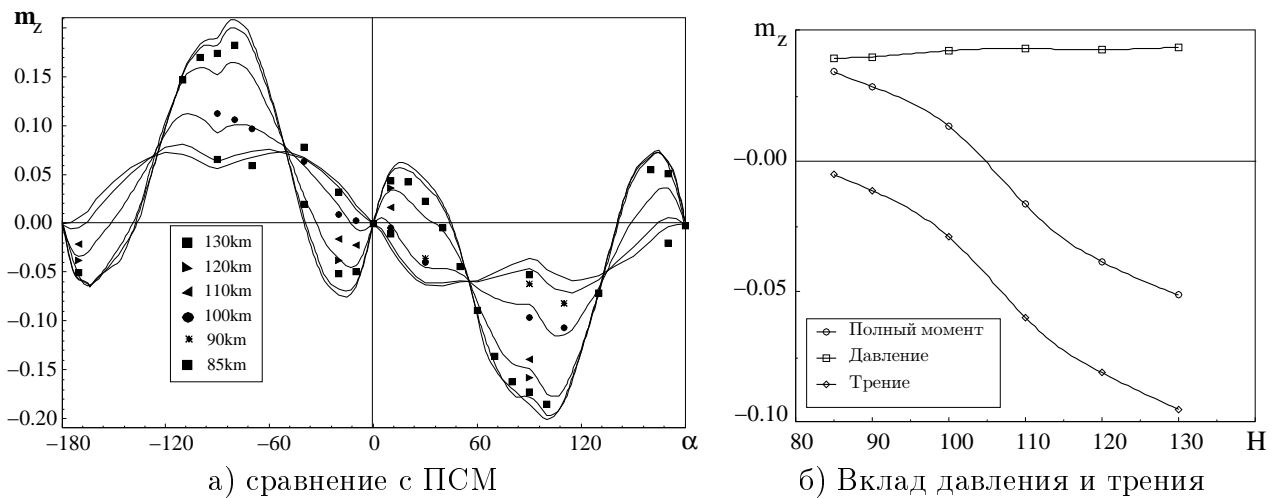


Рис. 10. Моментные характеристики модели спускаемого аппарата "Союз".

Причина смены знака момента тангажа вдоль траектории спуска состоит в различном влиянии уменьшения разреженности потока на вклад сил давления и трения в АДХ. На рис. 10,б показан коэффициент момента тангажа капсулы по высоте для угла атаки $\alpha = -20^\circ$ и вклад сил давления и сил трения в этот коэффициент. С уменьшением высоты полета вклад сил давления в коэффициент момента тангажа практически не изменяется, в то время как вклад сил трения – значительно уменьшается. Именно это, при заданном положении центра тяжести, и приводит к смене знака момента тангажа.

Данное исследование – типичный пример применения разработанных программных систем высотной аэродинамики: оперативно получить АДХ, проанализировать результаты и уточнить критические моменты более точным, но более затратным методом ПСМ. Все расчеты локально-мостовым методом были проведены на однопроцессорном компьютере в течение нескольких часов (включая время на создание модели и формирование исходных данных), тогда как для расчетов методом ПСМ понадобились сотни часов процессорного времени на параллельных компьютерах.

Расчетные **исследования струй двигателей управления спутника "ХММ"** (разработка ЕКА) проводились для оценки воздействия двух струй двигателей, расположенных на основании спутника по разные стороны от его конической части. Необходимо было определить на большом (порядка 200-300 калибров) расстоянии от среза сопла в условиях орбитального полета распределения давления, трения и тепловых потоков по поверхности спутника и оценить возникающую в результате этого воздействия осевую силу. Особенно-

стью численного исследования процесса истечения газовой струи из двигателя управления в вакуум является необходимость рассмотрения всех режимов течения газа, начиная от режима сплошной среды, переходного режима и свободномолекулярного. Для этих исследований был предложен "многозонный" подход, в котором вся область течения разбивалась на зоны и в каждой зоне исследования проводились своим методом. Течение газа внутри сопла было рассчитано на основе уравнений Навье – Стокса, от среза сопла и на расстояние 33 калибров от него – методом ПСМ и далее – методом ПЧМК. На рис. 11,а представлено распределение осевой силы, действующей на элементы поверхности спутника "ХММ" от струй двух двигателей, расположенных на основании спутника по разные стороны от его конической части. Модель спутника, на которой указаны эти поверхностные элементы, и линии, вдоль которых представлено распределение осевой силы, показана на рис. 11,б. В результате взаимодействия струй с поверхностью спутника возникает осевая сила, значительно снижающая эффективность работы управляющих двигателей. Суммарная потеря тяги была 3.1 Н для двигателя тягой 20 Н (15%). Так как потери тяги значительно превысили приемлемую величину (составляющую 5%), то схема установки двигателей управления была пересмотрена конструкторами ЕКА.

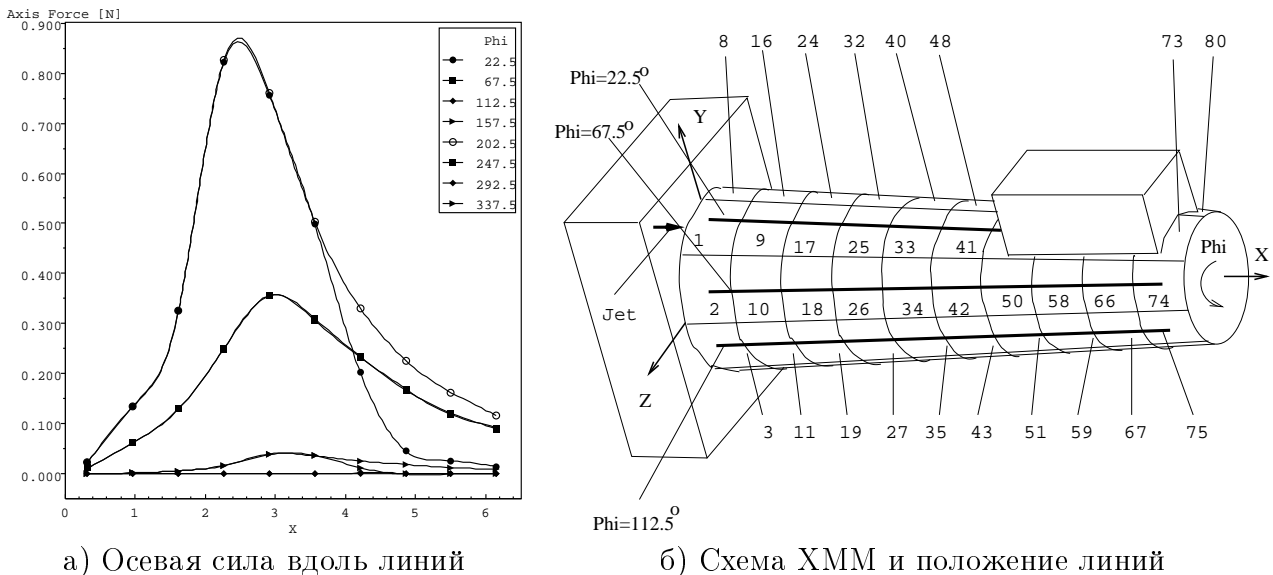


Рис. 11. Распределение осевой силы от воздействия двигателей управления.

В данном исследовании метод ПЧМК выступал в роли дополнения к методу ПСМ. Последний также можно было бы использовать для изучения дальнего поля течения, но применение ПЧМК позволило сделать это значительно быстрее.

Приведенные примеры демонстрируют только небольшую часть типичных проблем высотной аэродинамики, которые можно решить, используя рассмотренные методы и разработанные программные системы. Более того, заложенный в разработанные системы потенциал позволил сформулировать задачи для новых исследований (например, истечение газа из негерметичных отсеков, интегральное воздействие на КА за несколько витков на орбите с учетом маневрирования и т.п.), которые раньше невозможно было провести из-за сложности организации вычислений. Это позволяет надеяться на долговременное практическое применение разработанных программных систем и на большую пользу, которую они принесут.

В **заключении** сформулированы основные результаты работы:

- Созданы и применены в программных системах модули расчета модифицированным методом ПЧМК (одно- и многопроцессорная реализации), позволяющие определять АДХ КА в свободномолекулярном и переходном режимах, получать свободномолекулярные поля течений и исследовать процесс истечения струй двигателей в вакуум. Предложен и реализован в этих модулях алгоритм быстрого поиска пересечения траектории частицы с поверхностью КА. Создана и программно реализована модель обтекания сетчатой поверхности свободномолекулярным потоком газа для метода ПЧМК, значительно упрощающая исследования таких течений.
- Разработаны четыре программные системы высотной аэродинамики КА: RAMSES, ANGARA, SCARAB и RuSat, позволяющие значительно расширить класс решаемых прикладных задач и заметно упростить и ускорить процесс их исследований. Эти системы используются для практических приложений в РКК "Энергия", в ЕКА и в других организациях, занимающихся исследованием АДХ КА. Система RuSat используется в РКК "Энергия" для аэродинамического сопровождения эксплуатации МКС.
- Проведенные исследования высотной аэродинамики моделей КА "Мир", "Союз", "ХММ" позволили получить новые знания об особенностях поведения АДХ, которые были использованы в практике.

Список работ по теме диссертации:

1. Кашковский А.В., Ващенко П.В., Иванов М.С. Программная система для расчета аэродинамики космических аппаратов. // **Теплофизика и аэромеханика**. 2008. Т. 15. No. 1. С. 79-91.
2. Markelov G.N., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Space Station MIR Aerodynamics along the Descent Trajectory. // **Journal of Spacecraft and Rockets**. 2001. Vol. 38. No 1. P. 43-50.
3. Fritsche B., Klinkrad H., Kashkovsky A., Grinberg.E. Spacecraft disintegration during uncontrolled atmospheric re-entry // **Acta Astronautica**. 2000. Vol.47. No.2-9. P.513-522.
4. Giordano D., Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Markelov G.N., Tumino G., Koppenwallner G. Application of the numerical multizone approach to the Study of Satellite Thruster Plumes. // **Journal of Spacecraft and Rockets**. 1998. Vol. 35. No. 4. P. 502-508.
5. Иванов М.С., Кашковский А.В., Гимельшейн С.Ф., Маркелов Г.Н.. Статистическое моделирование гиперзвуковых потоков от свободномолекулярного до околоконтинуального режимов. // **Теплофизика и аэромеханика**, 1997. Т. 4. No. 3. С. 263-282.
6. Antonov S.G., Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Chistolinov V.G., Influence of atmospheric rarefaction on aerodynamic characteristics of flying vehicles. // Proc. 17th Intern. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, Aachen, 1991. P. 522-530.
7. Ivanov M.S., Antonov S.G., Gimelshein S.F., Kashkovsky A.V. Rarefied numerical aerodynamic tools for reentry problems. // Proc. 1st European Computational Fluid Dynamics Conf., Brussels, 1992. P.1121-1128.
8. Ivanov M.S., Antonov S.G., Gimelshein S.F., Kashkovsky A.V. Computational Tools for Rarefied Aerodynamics. // Proc. 18th Intern. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, Vancouver, 1992. P. 115-126.

9. Koppenwallner G., Johannsmeier D., Klinkard H., Ivanov M., Kashkovsky A. A Rarefied Aerodynamic Modelling System for Earth Satellites. // Proc. 19th Intern. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Vol. 2. Oxford, 1994. P. 1366-1372.
10. Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Grinberg E.I. Statistical Simulation of space debris cloud aerodynamics in the free-molecular and transitional regimes. // Proc. 19th Intern. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. Vol. 2. Oxford, 1994. P. 1401-1408.
11. Ivanov M.S., Markelov G.N., Kashkovsky A.V., Kotov V.M., Krylov A.N., Mishina L.V. Numerical Investigation of Hypersonic Flows Around Reentry Capsules in the Transitional Regime. // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: Proc. Pt. 3. Novosibirsk, 1996. P. 109-114.
12. Giordano D., Ivanov M., Kashkovsky A., Markelov G., Tumino G., Koppenwallner G. Application of DSMC to the Study of Satellite Thruster Plumes. // AIAA Paper 97-2538. 8 p.
13. Ivanov M., Markelov G., Kashkovsky A., Giordano D. Numerical analysis of thruster plume interaction problems. // Proc. 2nd Europ. Spacecraft Propulsion Conf., Noordwijk, 1997. ESA SP-398. P. 603-610.
14. Ivanov M.S., Markelov G.N., Kashkovsky A.V., Gimelshein S.F. Statistical simulation of high-altitude aerodynamic problems. // Proc. 3rd Europ. Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Noordwijk, 1998. ESA SP-426. P. 245-252.
15. Klinkrad H., Fritsche B., Kashkovsky A., Grinberg E. Spacecraft disintegration during uncontrolled atmospheric entry. // Proc. 50th Intern. Astronautical Congress, Amsterdam, 1999. IAF-99-A.7.05. 9 p.
16. Klinkrad H., Fritsche B., Kashkovsky A. Modeling of non-gravitational forces for low Earth orbits. // Proc. 50th Intern. Astronautical Congress, Amsterdam, 1999. IAF-99-A.7.05. 9 p.
17. Markelov G.N., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Station MIR Aerodynamics along the Descent Trajectory. // AIAA Paper No. 2000-0637. 6 p.
18. Fritsche B., Klinkrad H., Kashkovsky A., Grinberg E. Application of the SCARAB to destructive satellite re-entries. // Proc. 51th Intern. Astronautical Congress, Rio de Janeiro, 2000. 8 p.
19. Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Rarefied Aerodynamics of the Clipper Reentry Vehicle. // Proc. Europ. Conf. for Aerospace Sciences, Moscow, 2005. 6 p.
20. Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Numerical Analysis of Aerodynamics of Reentry Vehicles in Wide Range of Knudsen Numbers. // Proc. East-West High Speed Flowfields Conf., Beijing, 2005. 7 p.
21. Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Krylov A.N., Ivanov M.S. Numerical Analysis of High Altitude Aerodynamics of Reentry Vehicles. // AIAA-2005-3409. 6 p.
22. Ivanov M.S., Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V. Numerical Modeling of High Altitude Aerodynamics of Reentry. // Proc. 9th AIAA/ASME Joint Thermophys. and Heat Transfer Conf., San Francisco, 2006. 8 p.
23. Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Numerical Analysis of High-altitude Aerodynamics the EXPERT Capsule. // Proc. West-East High-Speed Flow Field Conf., Moscow, 2007. 8 p.
24. Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S. Numerical Investigation of the EXPERT Reentry Vehicle Aerothermodynamics Along the Descent Trajectory. // Proc. 39th AIAA Thermophys. Conf., Miami, 2007. 6 p.

Ответственный за выпуск А.В. Кашковский

Подписано в печать 04.09.08
Формат бумаги 60x83/16, Усл.п.л. 1.2. Уч.-изд.л. 1.0
Тираж 100 экз. Заказ 8

Отпечатано на ризографе ЗАО “ДокСервис”
630090, Новосибирск, ул. Институтская 4/1