

УДК 533.5+533.6

Программная система для расчета аэродинамики космических аппаратов

А.В. Кашковский, П.В. Ващенко, М.С. Иванов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

Показаны область применения систем высотной аэродинамики и типичные решаемые задачи. Сформулированы основные требования к подобным системам. На примере системы RuSat показаны некоторые способы реализации этих требований.

ВВЕДЕНИЕ

Расчеты траекторий движения очень важны для эксплуатации космических аппаратов (КА). Это необходимо для обеспечения приземления космонавтов в заданном районе. В марте 2001 г. была проведена уникальная операция по спуску с орбиты выведенной из эксплуатации орбитальной станции “Мир” в безлюдный район Тихого океана. Очевидно, что подобные операции невозможны без тщательных траекторных расчетов. Но такие расчеты важны даже тогда, когда космические аппараты находятся на орбите. Использование спутников в навигации, топографии, предсказании цунами (измерение высоты волн и выделение из них волн большой длины и скорости при малой, в несколько дециметров, амплитуде) и т. п. требуют повышенной точности предсказания орбиты. Например, для спутников “ERS-1/ERS-2”, спроектированных для осуществления высокоточных измерений при наблюдении за поверхностью Земли и ее атмосферой (включая информацию о состоянии моря, морских ветрах, циркуляции океанической воды и уровне ледяного покрова), среднеквадратичное отклонение от расчетной орбиты должно быть определено с точностью, измеряемой десятками сантиметров [1]. Для траекторных вычислений решается система дифференциальных уравнений движения с 6-ю степенями свободы, с достаточно малым временным шагом (от секунды до сотых и тысячных секунды). На каждом временном шаге необходимо учитывать все силы, воздействующие на КА. Помимо гравитационных, наибольшее влияние на движение КА имеют аэродинамические силы, особенно при спуске. Один виток вокруг земли происходит примерно за 90 минут, а спуск с орбиты порядка получаса. Поэтому число шагов (расчетных точек) достигает нескольких тысяч, и на каждом шаге необходимы аэродинамические характеристики (АДХ) космических аппаратов.

Практически все КА имеют достаточно большие солнечные батареи, которые ориентируются на солнце. Это означает, что форма КА может существенно изменяться во время движения, что, естественно, сильно влияет на аэродинамику. При спуске с орбиты происходит существенное изменение плотности и состава атмосферы,

что приводит к принципиальному изменению структуры течения и проявлению в нем новых физических явлений, которые необходимо учитывать. Таким образом, АДХ в каждой расчетной точке являются функцией формы поверхности, скорости, ориентации относительно набегающего потока, температуры (как атмосферы, так и поверхности КА) и степени разреженности атмосферы. Все эти параметры меняются в широком диапазоне и могут сильно отличаться даже для соседних точек. На этапе проектирования КА такие вычисления необходимо проводить неоднократно, при каждом изменении конфигурации КА, параметров его орбиты или траектории спуска. Это требует не только большой скорости вычислений, но и легкости и простоты задания исходных параметров. Именно поэтому возникла потребность в программных комплексах высотной аэродинамики, которые позволили бы достаточно просто и быстро получать АДХ проектируемых КА.

Одним из таких комплексов на сегодняшний день является система RuSat (Rapid Unified Satellite Aerodynamic Tool или быстрая унифицированная система расчета аэродинамики спутников) предназначенная для комплексной автоматизации проведения расчетов АДХ КА на свободномолекулярном (высоты более 200 км) и переходном (высоты 50 ÷ 200 км) режимах течений. Результаты расчетов используются на этапе концептуального проектирования космического аппарата, его эксплуатации на орбите и анализа экологической безопасности в случае неудавшегося запуска или нештатного спуска аппарата с орбиты. Использование безразмерных АДХ позволяет исключить влияние атмосферы на этапе вычислений и учесть изменение параметров атмосферы в решении динамических задач. Поэтому АДХ могут быть использованы многократно, и их выгоднее хранить в базе данных, чем перевычислять для разных случаев. Система RuSat создавалась и дорабатывалась в ИТПМ СО РАН в 2000–2007 гг. и, помимо института, эксплуатируется в нескольких организациях, занимающихся разработкой КА. Это далеко не первая [1] (и не последняя!) система высотной аэродинамики. Однако она вобрала в себя огромный опыт по созданию и эксплуатации подобных систем и на ее примере хочется показать типичные возникающие проблемы, возможные пути их решения и ошибки, которых нужно избегать.

РЕЖИМЫ ТЕЧЕНИЯ ВОКРУГ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С увеличением высоты уменьшается плотность атмосферы и увеличивается средняя длина свободного пробега молекул между последовательными столкновениями. Течения газа, в которых длина свободного пробега становится соизмерима с характерной длиной в поле течения (размер тела, толщина пограничного слоя и т. д.), называются разреженными. Принципиальным отличием этих течений от течений сплошной среды является то, что в них не соблюдается гипотеза сплошности течения и приходится учитывать молекулярную структуру газа. Критерий разреженности течения газа — число Кнудсена (Kn), является отношением длины свободного пробега к характерному размеру течения. Течение разреженного газа разделяют на несколько режимов. Диапазон $0,01 \leq Kn \leq 0,1$ (высота ~ 40÷60 км) соответствует режиму течения со скольжением. Этот режим находится на границе с течением сплошной среды, и в нем еще можно использовать уравнения сплошной среды, но только со специальными граничными условиями. Для сильно разреженных течений ($Kn \geq 10$, высота $\geq 150\div 200$ км) длина свободного пробега настолько большая, что молекулы, столкнувшиеся с телом, не сталкиваются после этого с молекулами невозмущенного потока на весьма большом расстоянии, и межмолекулярные столкновения не влияют на воздействие течения на тело.

Между течением со скольжением и свободно-молекулярным течением находится переходная область. Таким образом, на орбите космический аппарат находится в свободно-молекулярном режиме обтекания, а при спуске на Землю постепенно переходит к обтеканию в переходном режиме, к течению со скольжением и к течению сплошной среды.

МОДЕЛИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ГАЗА С ПОВЕРХНОСТЬЮ

АДХ в течениях разреженного газа сильно зависят от того, как отдельные молекулы атмосферы воздействуют на поверхность КА. Какая часть импульса и энергии молекулы будет передана поверхности аппарата, зависит от структуры молекулы, ее скорости, угла падения, физических свойств материала поверхности, температуры газа и поверхности. Существует немало моделей взаимодействия газа с поверхностью. В системе RuSat используются следующие модели:

– модель Максвелла предполагает, что часть молекул отражается от поверхности аппарата диффузно, а другая часть — зеркально. Поэтому ее еще называют зеркально-диффузной. При диффузном отражении скорость выбирается в соответствии с максвелловской функцией распределения, в которой температура зависит от температуры поверхности. При зеркальном отражении тангенциальная составляющая скорости сохраняется, а нормальная меняет знак. Коэффициент диффузности, равный отношению числа диффузно отраженных молекул ко всему отраженному числу молекул, предполагается зависимым только от материала поверхности и считается заданным. Для большинства приложений его значение лежит в интервале 0,8–1,0;

– модель Шаафа–Шамбре (Schaaf–Chambre) использует три коэффициента аккомодации σ [3]:

$$\sigma_n = \frac{P_{ni} - P_{nr}}{P_{ni} - P_{nw}}, \quad \sigma_\tau = \frac{P_{\tau i} - P_{\tau r}}{P_{\tau i}}, \quad \sigma_e = \frac{E_{ni} - E_{nr}}{E_{ni} - E_{nw}},$$

где P и E — импульс и энергия, приносимые или уносимые молекулами на единицу поверхности, индексы n и τ относятся к нормальной и тангенциальной составляющей, e — к энергии, i и r — к компонентам падающего и отраженного потоков, w — отраженный поток с максвелловским распределением, соответствующим температуре стенке. Когда $\sigma_n = \sigma_\tau$, данная модель сводится к максвелловской модели. Коэффициенты аккомодации, как и коэффициент диффузности предполагаются зависимыми от материала поверхности и считаются заданными;

– модифицированная модель Ночиллы (Nocilla) может рассматриваться как развитие предыдущей, в которой коэффициенты аккомодации импульса меняются в зависимости от угла вектора падающего потока от нормали к поверхности Θ . В работе [4] предложено использовать четыре модифицированных коэффициента Ночиллы (a_n, a_τ, b_n, b_τ). Набор данных a определяет передачу импульса, набор b — рассеивание отраженных частиц. Эти коэффициенты зависят от материала поверхности и получены экспериментально в ЦАГИ для основных конструкционных материалов, используемых в КА. Вклад отраженных молекул в давление и трение по модифицированной схеме Ночиллы можно записать как

$$P_{nr} = P_{nw} + \sqrt{P_{ni}^2 + P_{nw}^2} \left(a_n + b_n \frac{2\Theta}{\pi} \right),$$

$$P_{\tau r} = P_{\tau i} \left(a_{\tau} + b_{\tau} \frac{4\Theta - \pi}{2\pi} \right).$$

Коэффициенты аккомодации импульса могут быть записаны как:

$$\sigma_n(\Theta) = \frac{P_{ni} - P_{nr}}{P_{ni} - P_{nw}} = \frac{P_{ni} - P_{nw} + \left(a_n + b_n \frac{2\Theta}{\pi} \right) P_{ni}}{P_{ni} - P_{nw}},$$

$$\sigma_{\tau}(\Theta) = \frac{P_{\tau i} - P_{\tau r}}{P_{\tau i}} = 1 + \left[a_{\tau} + b_{\tau} \left(\frac{2\Theta}{\pi} - \frac{1}{2} \right) \right].$$

МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

При свободномолекулярном режиме течения из-за отсутствия межмолекулярных столкновений нет влияния тела на набегающий поток. Поэтому любая элементарная площадка выпуклой поверхности подвержена воздействию только невозмущенного потока (либо находится в аэродинамической тени) и может быть рассмотрена независимо от других таких же площадок. Для элементарной площадки и выбранной модели взаимодействия газа с поверхностью легко найти давление и трение, которые являются только функцией параметров набегающего потока и углом между вектором потока и нормалью к поверхности. Проинтегрировав распределение давления и трения по поверхности, можно получить вектор результирующей силы.

Метод интегрирования по поверхности построен как раз на этом принципе. В качестве элементарных площадок используются треугольники, которыми триангулируется поверхность КА. АДХ вычисляются для каждого треугольника, а потом суммируются (интегрируются по поверхности).

Поскольку поверхность КА редко бывает только выпуклой, необходимо учитывать, что некоторые элементы конструкции могут экранировать (затенять) часть поверхности. Такой анализ делается по законам геометрической оптики, предполагая замену набегающего потока плоскопараллельным пучком света с использованием широко известного в визуализации алгоритма “Z-буфер”. Треугольники проецируются на плоскость, перпендикулярную вектору набегающего потока и находящуюся за телом. Плоскость разбита равномерной сеткой на квадратные ячейки, размер которых в несколько раз меньше размера треугольников. В зависимости от ориентации, каждый треугольник может накрыть несколько ячеек, и для каждой из них вычисляется расстояние от центра ячейки до треугольника вдоль вектора набегающего потока. Если ячейка накрывается несколькими треугольниками, то видимым считается тот, который находится дальше от плоскости проекции. АДХ для затененного треугольника не вычисляются.

Метод пробных частиц Монте-Карло также позволяет получать АДХ в свободномолекулярном режиме. Для реализации этого метода вокруг модели КА автоматически строится контрольная поверхность (КП). На КП создается пробная частица, скорость которой разыгрывается в соответствии с максвелловской функцией распределения. Если траектория частицы пересекается с поверхностью КА, то в точке пересечения моделируется отражение частицы в соответствии с выбранной моделью взаимодействия газа с поверхностью. После отражения траектория опять проверяется на возможность пересечения с поверхностью КА. Этим учитывается переотражение потоков между частями тела (интерференция). Траек-

тория частицы отслеживается до выхода за пределы КП, после чего запускается следующая частица. При каждом столкновении с телом частица отдает телу часть своего импульса. Суммирование этого импульса для разных траекторий позволяет получать аэродинамические характеристики КА (сопротивление, подъемную силу, моменты, давление и т. д.) и, что немаловажно, статистическую погрешность вычислений. Это позволяет моделировать траектории до тех пор, пока погрешность не станет меньше какой-либо наперед заданной величины (обычно 2–5 %).

По сравнению с интегральным методом метод пробных частиц позволяет более корректно учитывать затенение одних частей КА другими, а также учитывать эффекты интерференции, полутени (уменьшение или увеличение потока на частично затененные поверхности за счет теплового разброса молекул) и получать статистическую ошибку результатов. Однако поскольку для получения хорошей статистики надо запустить и отследить большое число частиц (100 тыс. и более), то обычно этот метод существенно проигрывает по быстродействию интегральному методу.

Локально-мостовой метод используется для получения АДХ в переходном режиме, где уже нельзя пренебрегать межмолекулярными столкновениями. Существует несколько методов получения достаточно точного решения в этом режиме. Например, метод прямого статистического моделирования (ПСМ) [5]. Однако все они очень требовательны к компьютерным ресурсам, и время счета может составлять до нескольких суток на один расчет. Поэтому на ранних стадиях проектирования используют приближенные методы, которые позволяют быстро получать АДХ. Наиболее критические точки проверяются более точными методами. Одним из наиболее распространенных способов быстрого получения АДХ в переходном режиме является мостовой (bridging) метод, который предполагает существование некой интерполяционной функции

$$C_{Kn} = F(Kn, C_{fm}, C_{con}),$$

где Kn — число Кнудсена, C_{Kn} — величина давления или трения в условиях обтекания при числе Кнудсена Kn , C_{fm} — величина давления или трения в свободномолекулярном режиме обтекания, C_{con} — величина давления или трения в гиперзвуковом сплошносредном режиме обтекания.

Интерполяционную функцию можно применять к интегральным АДХ. Однако с изменением разреженности давление и трение в зависимости от ориентации поверхности к потоку изменяются по-разному. Поэтому более точным является именно локальный метод, в котором АДХ определяются для элементарных площадок поверхности и потом производится их интегрирование. Интерполяционная функция может быть выбрана различными способами. В описываемом случае используется интерполяция на основе эмпирических данных, приведенная в [6]. Локально-мостовой метод используется совместно с методами интегрирования и пробных частиц, в которых помимо вычисления АДХ в свободномолекулярном режиме вычисляются АДХ сплошной среды на основании модифицированной теории Ньютона и методов касательных конусов или клиньев [7] и производится интерполяция.

Преимуществом локально-мостового метода является высокая скорость получения результатов при достаточной точности. На рис. 1 представлено сравнение коэффициентов сопротивления C_{x_a} и подъемной силы C_{y_a} спускаемой капсулы

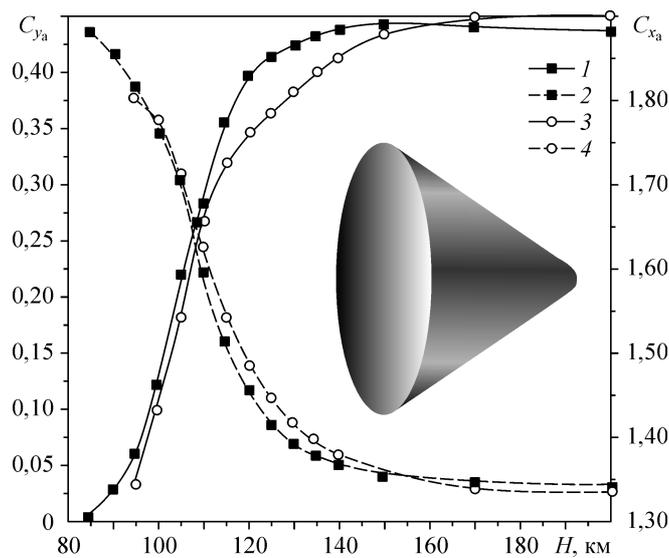


Рис. 1. Аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы спускаемой капсулы “Аполлон” по высоте, полученные методами: C_{x_a} (1), C_{y_a} (2) — локально-инженерными, C_{x_a} (3), C_{y_a} (4) — ПСМ.

“Аполлон” для разных высот, полученных методами ПСМ [8] и локально-инженерным. Отличие не превышает 10 % во всем диапазоне высот. Недостатком метода является снижение точности для КА сложной формы (неудобообтекаемых) и большая погрешность в предсказании моментов.

АРХИТЕКТУРА СИСТЕМЫ

Разработка системы RuSat базировалась на следующих принципах:

- программная система должна быть интегрированной, т. е. включать в себя все, что необходимо для создания геометрической модели КА, формирования исходных данных, выполнения расчетов, предварительного просмотра и анализа результатов. Это значительно упрощает работу с этой системой, потому что пользователю не нужно контролировать и преобразовывать потоки данных между различными программами. Кроме того, это упрощает установку системы, поскольку нет необходимости в каких-либо других дополнительных программах, не входящих в систему;

- необходимо учитывать возможность периодического использования программной системы. После окончания активной работы по какому-либо проекту и до начала следующего может пройти достаточно большой период времени — до нескольких месяцев. Кроме того, во время эксплуатации КА могут возникнуть вопросы, касающиеся аэродинамики, и, как следствие, понадобится найти те расчеты АДХ, которые выполнялись этой системой. Это означает, что интерфейс системы должен быть построен так, что даже после длительного перерыва пользователь смог быстро вспомнить последовательность действий. Для этого удобнее пользоваться графической оконной системой, содержащей списки, меню, кнопки управления и т. д. Причем иерархия окон и действия (нажатия кнопок, вызовы меню, переключения между окнами) должны быть упорядочены по наиболее часто используемому сценарию действий;

– нужна визуализация данных и геометрических моделей. Графическое отображение модели — фактически единственный способ быстро понять, какой именно КА исследуется и нет ли ошибок в модели. Также необходима встроенная визуализация результатов расчета в виде графиков, например, зависимость сопротивления от угла атаки и т. д. Это значительно ускоряет анализ результатов:

– необходимо иметь несколько расчетных программ (модулей), позволяющих производить одни и те же вычисления разными методами. Разница в результатах способствует быстрому выявлению областей для более детального исследования. При этом интерфейс задания исходных данных должен быть одинаков, или, по крайней мере, единообразен, что существенно упрощает подготовку начальных данных;

– система должна быть рассчитана на использование ее группой пользователей.

Основное влияние на архитектуру системы оказывает именно требование многопользовательской работы. Редко когда расчетами занимается один и только один человек. Как правило, это группа пользователей — отдел, лаборатория и т. д. Однопользовательская система очень тяжело обобщается для групповой работы. Если один пользователь легко оперирует с файлами и директориями, то для другого пользователя, как показала практика, рано или поздно возникают проблемы с разрешением доступа к этим файлам на чтение или на запись. Другая большая проблема возникает, когда несколько пользователей начинают сохранять какие-либо данные в одном и том же месте (например, в одном файле). При этом может получиться, что часть данных одного пользователя, а часть — другого. Это приводит не только к потере данных, но и потенциально к возможному краху системы.

Одним из решений этих проблем является использование архитектурной схемы “клиент–сервер”. За хранение и преобразование данных в такой схеме отвечают один или несколько серверов. Пользователи (клиенты) посылают серверам запросы на получение или изменение данных, а сервера удовлетворяют эти запросы, причем с учетом очередности, приоритетов и т. д. Именно на этой схеме построена архитектура системы RuSat (см. рис. 2).

Предполагается, что имеется несколько компьютеров, объединенных локальной сетью. На этих компьютерах устанавливается клиентская часть системы (Client) — графический интерфейс пользователя (или оконная система), который состоит из подсистемы формирования модели КА (**model**), подсистемы формирования расчетных заданий (**job**), подсистемы просмотра результатов расчетов (**result**).

На одном из компьютеров (Database Server) устанавливается база данных (**DB**). Все модели КА, исходные данные и результаты хранятся в этой базе данных. Система, используя интернет-соединение, взаимодействует с системой управления базой данных (СУБД), установленной на сервере. Она извлекает из нее данные или модифицирует их. СУБД как раз и занимается упорядочиванием запросов и сохранением целостности данных. Для запросов к базе данных удобнее использовать язык SQL, потому что он поддерживается практически всеми СУБД, имеет простой синтаксис (хотя обычный пользователь запросы никогда не видит, это очень удобно

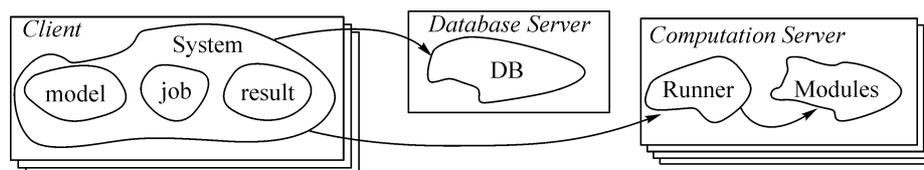


Рис. 2. Структура системы RuSat.

при создании и отладке системы) и все данные передаются в текстовом виде, что удобно при наличии компьютеров с разными операционными системами и архитектурой процессов. В системе RuSat используется СУБД PostgreSQL [9].

Вычисление АДХ производится на одном или нескольких вычислительных серверах (Computation server). На каждом из них развернуты диспетчер задач (**Runner**) и расчетные модули (**Modules**). Модули могут отличаться не только методами вычислений АДХ, но и входными параметрами (например, размерные–безразмерные). Для производства расчетов, с помощью подсистемы **job** для какой-либо модели КА пользователь задает начальные данные. Система готовит все необходимые файлы, которые пересылаются диспетчеру задач на указанный в задании вычислительный сервер. Диспетчер задач складывает файлы в отведенной для них директории и запускает расчетный модуль. По окончании расчета пользователь инициирует обратную передачу файлов, после чего может сделать предварительный анализ результатов и загрузить их в базу данных. Если заданий сформировано несколько, диспетчер задач ставит их в очередь и выполняет в порядке поступления. Такая схема проведения расчетов имеет много преимуществ:

- поскольку диспетчер задач отвечает за получение и хранение файлов и он же запускает расчетные модули, никогда не возникает проблем с доступом к файлам, даже посланным разными пользователями;

- наличие нескольких вычислительных серверов позволяет проводить одновременно несколько расчетов;

- поскольку диспетчер задач и расчетные модули написаны на языках C/C++ и FORTRAN с использованием стандартных библиотек и не требуют никаких дополнительных программных средств (доступа к базе данных, графических средств интерактивного взаимодействия с пользователем и т. д.), они могут быть развернуты на удаленных вычислительных центрах, на более быстродействующих компьютерах. Хотя используются быстрые методы получения АДХ, из-за огромного количества расчетных точек применение более мощных компьютеров позволяет существенно ускорить получение результатов.

Подсистема моделирования КА (model, см. рис. 2) предназначена для создания модели геометрической формы поверхности КА и назначения ее физических свойств. Поскольку для расчета аэродинамики необходима только форма поверхности КА, его внутренняя структура не создается.

Геометрическое моделирование поверхностей КА сложной формы базируется на принципе поэлементного описания. Каждый космический аппарат представляется набором базовых элементарных поверхностей — примитивов. Примитивы могут быть плоскими (прямоугольник, круг и т. д.), фрагментами поверхностей, описываемых уравнениями 2 порядка (конус, сфера, параболоид и т. д.) и поверхностями, задаваемыми сечениями или набором треугольников.

Каждый примитив имеет набор параметров, которые определяют геометрические размеры поверхности в локальной (связанной с примитивом) системе координат (ЛСК). Например, на рис. 3 представлен примитив “Конус” и дано объяснение его параметров. Для каждого примитива имеется свой алгоритм триангуляции, который позволяет быстро построить триангулированную поверхность для заданных параметров.

Примитивы объединяются в компаунд (композиционный элемент). При этом помимо параметров примитива необходимо также указать параметры положения примитива (сдвиг и поворот его ЛСК) в системе координат создаваемого компаунда (глобальной системе координат — ГСК). Компаунд, как и примитив, можно использовать в других компаундах. Это позволяет упростить создание моделей КА, в которых какие-либо элементы повторяются или могут менять свое положение.

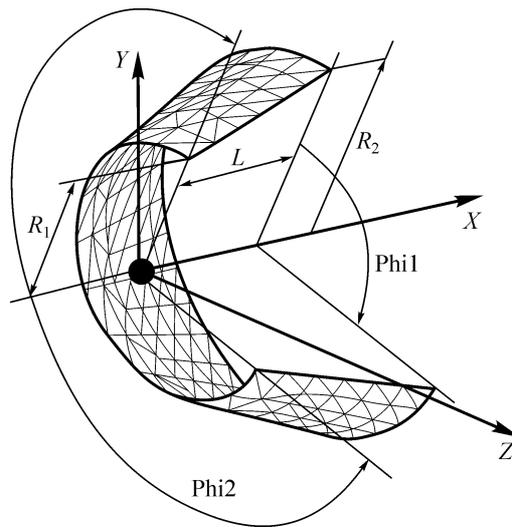


Рис. 3. Примитив “Конус”.

Имя	Диапазон значений	Описание
$R1$	$0 < R1 < \infty$	Радиус в первом сечении
$R2$	$R1 < R2 < \infty$	Радиус во втором сечении
L	$0 < L < \infty$	Длина конуса
$\text{Phi}1$	$0 < \text{Phi}1 < 360$	Угол поворота сегмента (гр.)
$\text{Phi}2$	$0 < \text{Phi}2 < 360$	Угловой размер сегмента (гр.)

Например, “Международная космическая станция” имеет несколько узлов стыковки с КА “Союз”. Если необходимо создать модели с разными вариантами стыковки, то КА “Союз” нужно задать как отдельный компаунд и в зависимости от рассматриваемого варианта указывать положение этого компаунда.

Важно, что компаунд, как и примитив, может иметь параметры. Для любого компаунда пользователем может быть создана таблица параметров, аналогично таблице параметров примитивов. Для каждого параметра указывается его имя (например L), значение по умолчанию (например, 1,0) и пояснение смысла данного параметра (например, длина). Теперь вместо указания численного значения какого-либо параметра примитива можно использовать это имя. Также можно использовать арифметические или тригонометрические зависимости от нескольких имен. Параметры по умолчанию необходимы для визуализации создаваемого компаунда. Как правило, им назначаются такие значения, при которых данный компаунд будет использоваться наиболее часто. При его использовании внутри другого компаунда, как и для примитива, необходимо будет задать его параметры (которые заменят значения по умолчанию) и размещение.

В расчетных модулях всегда используется триангулированное описание поверхности (набор треугольников, которыми аппроксимируется поверхность КА). Эти же треугольники используются в системе визуализации модели КА. Поэтому одной из задач подсистемы является триангуляция поверхности, называемая “трансляцией модели”.

Подсистема формирования заданий (job) предназначена для подготовки и запуска расчетных заданий. Каждому расчетному модулю для проведения расчетов помимо модели с поверхностными характеристиками необходимо задать порядка 10–20 параметров (угол атаки и скольжения, скорость, молекулярная масса газа и т. д.). Как правило, вычисления требуется провести для нескольких наборов

исходных данных, причем число таких наборов (вариантов) может достигать до нескольких сотен. Задавать каждый вариант по отдельности неэффективно, как с точки зрения трудозатрат, так и с точки зрения анализа результатов. Опыт эксплуатации показывает, что все расчеты аэродинамики тел на больших высотах можно условно разделить на две группы:

– круговые — вычисления для множества значений какого-либо параметра. Если значения нескольких параметров заданы множеством, то необходимо перебрать все их комбинации. Наиболее часто используется вариация по углу атаки (α) и скольжения (β), когда для каждого значения α необходимо получить АДХ для всех значений по β . В данном случае фактически формируется матрица параметров, в которой на строках расположены значения одного параметра, а в столбцах — другого, и каждая ячейка является расчетной точкой. Результаты таких расчетов называют “круговыми характеристиками” (КХ), что и определило название группы;

– траекторные — каждому значению из вариации одного параметра (например, α) соответствует одно значение вариации другого параметра (например, β). Очевидно, что число значений в этих связанных параметрах должно быть одинаково. Как правило, такие расчеты проводят для какой-либо конкретной траектории. Исходные данные для таких расчетов берутся из полетных данных или баллистических расчетов.

Кроме того, могут быть ситуации, когда используются обе эти группы одновременно — часть параметров “связана” друг с другом, а другие формируют “матрицу” вариантов. Типичный пример — КХ вдоль траектории спуска КА с орбиты. Скорость, плотность и температура связаны между собой и являются функцией высоты, и для каждой высоты необходимо получить КХ по α и β . Важно, что вариация параметров может производиться не только по параметрам модуля, но и по геометрическим параметрам модели. Поэтому геометрические параметры тоже вынесены в таблицу заданий и могут задаваться точно так же, как и параметры модуля.

Концепцией подсистемы формирования заданий является быстрое и наглядное создание исходных данных именно для этих групп расчетов. Основой концепции является использование списков значений параметров. Любой параметр вместо одного числа может быть представлен списком значений. Список может быть задан перечислением значений через запятую (например, 1, 3, 5, 7, 9), циклом, с указанием начального и конечного значений и шагом изменения (например, предыдущий список в виде цикла можно записать как [1, 9, 2]) или читаться из файла. Кроме того, можно комбинировать эти способы, т. к. при подготовке задания все циклы сначала будут преобразованы в перечисление параметров, а затем будут анализироваться на дальнейшее их использование.

Если все параметры заданы одиночными значениями, то будет сформирован один вариант начальных данных. Если какой-либо параметр задан списком, то для каждого значения из этого списка будет создан свой вариант начальных данных. При этом параметры, заданные одним числом, будут дублироваться во всех вариантах. Соответственно, число вариантов будет равно числу значений в списке. Если используются два или более списка, то для каждого значения из первого списка будут последовательно перебираться значения из второго. Потом для каждого значения из второго — значения из третьего и т. д. Число вариантов будет равно произведению числа значений во всех списках. Таким образом будет сформирована матрица параметров, соответствующая группе задач КХ. Типичный пример: в параметре α задается [–180, 180, 10], в параметре β [–90, 90, 10]. Список для α будет состоять из 37 элементов (–180, –170, –160 ... 170, 180), список по β из 19, что даст $37 \times 19 = 703$ варианта начальных данных.

В случае траекторных расчетов необходимо связать два (или более) списка так, чтобы первый вариант содержал значения из первых элементов всех связанных списков, второй — вторых элементов и т. д. Для этого одному из списков дается имя командой *Nick(name)*, где аргументом является имя списка. Остальные списки назначаются связанными с этим списком командой *Link(name)*, где аргументом является имя списка, с которым производится связывание. Число связанных списков не ограничено, но число элементов в связанных списках обязательно должно быть одинаково и число вариантов будет равно этому числу элементов. Если при этом существуют еще и другие списки, не связанные с представленными выше, то далее будут сформированы варианты начальных данных, как и для КХ. Например, если к предыдущему примеру добавить значение для параметра “Высота“ *Nick(H) 200, 150, 120, 100* и для параметра “Число Маха” *Link(H) 25, 20, 18, 16*, то будет сформировано задание для круговых характеристик каждой пары значений из связанных списков: для высоты 200 и числа Маха 25, 150 и 20, 120 и 18, 100 и 16. Всего будет $703 \times 4 = 2812$ вариантов.

Для параметров и списков применимы арифметические операции, а также некоторые тригонометрические и арифметические функции. Операции и функции применяются к каждому элементу списка, и результатом их действий также будет список.

Как указывалось выше, одной из особенностей высотной аэродинамики является наличие поворотных и выдвижных устройств большой площади (антенны, солнечные батареи, радиаторы и т. п.). Для получения АДХ таких КА необходимо создать компаунд, параметрами которого будут углы поворота и т. п., изменением которых можно получить необходимую геометрическую форму. Параметры компаунда присутствуют в таблице задания аналогично параметрам модуля, и точно так же для них можно использовать списки. При создании исходных данных непосредственно для расчета система автоматически определяет все комбинации геометрических параметров и для каждой из них производит трансляцию модели. Полученная триангулированная форма и будет использоваться в расчетах.

На рис. 4 показан пример таблицы формирования заданий. Каждая строка — один из параметров геометрической модели или модуля, а каждый столбец является одним заданием. Видно, что на экран помещается целиком несколько заданий, и нет необходимости двигать таблицу в окне, чтобы увидеть какое-либо задание целиком. Многим это покажется несущественной мелочью, но на практике это очень облегчает восприятие информации и делает работу с исходными данными гораздо быстрее. Для удобства восприятия группы параметров имеют разный цвет: служебные — белый, геометрические — розовый, числовые параметры модуля — сиреневый, поверхностные свойства — салатный.

Таким образом, использование списков позволяет быстро и наглядно создать компактное задание как для группы задач КХ, так и для траекторной группы и их комбинации.

Подсистема результат (result) является инструментом, позволяющим работать с результатами, хранящимися в базе данных. Подсистема позволяет просмотреть результаты одного расчетного задания, либо, используя специальный буфер, сравнить результаты расчетов, произведенных различными вычислительными модулями и/или для различных геометрических моделей. Такое сравнение позволяет быстро выявить особенности геометрических моделей или методов расчета для проведения дополнительных исследований. Помимо обычных операций работы

Model: /Tools/Tests/samsat
Module: mclbca
Job: Jobfiles

	97	132	98	133
Status	stop	new	stop	new
Date	2005-12-22 10:20:5	2005-12-22 10:20	2005-12-22 1	2005-12-22 1
Host	localhost	localhost	localhost	localhost
Ref.area	1	1	1	1
Ref.length	1	1	1	1
Center of gravity	0 0 0	0 0 0	C C C	C C C
Z-	0	file/home/Starle	file/home/Starle	file/home/Starle
Z+	0	Nick(A) 0	Nick(A) 0	Nick(A) 0
AnglesGC	0	0	C	C
V	7500	7500	7500	7500
S	0	10	10	10
Mach	0	0	L	L
Alpha	0,180	0	Г	Г
Deta	0	0	C	C
Altitude[km]	300,200,150,120,10	0	C	C
Tinf	000	1000	1000	1000
Rhoinf	1.e-8	1.e-8	1.e-8	1.e-8
Kn_inf	0	0	Г	Г
Re_inf	0	0	C	C
Mol.mass	20	20	20	20
Cp/Cv	1.4	1.4	1.4	1.4
Omega	0.14	0.14	L.14	L.14
Trof	273	273	273	273
Muref	1.6579246E-06	1.6579246E-06	1.6579246E-06	1.6579246E-06
Lhil	00000	100000	100000	100000
Linf	00	100	100	100
Nx	0	0	L	L
Ny	0	0	Г	Г
Nz	0	0	C	C
Temperature	-NT	-C 300	-NT	-NT
Sigma(N)	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0
Sigma(T)	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0	-C 1.0

Рис. 4. Пример таблицы заданий.

с базой данных (выборка, сортировка, сохранение в файл и т. п.) подсистема при помощи встроенной графической системы может строить графики зависимостей от выбранных параметров. Поскольку значения геометрических параметров также присутствуют в результатах расчета, достаточно легко и наглядно можно построить зависимости АДХ от вариации геометрической формы (например, зависимость сопротивления от угла поворота солнечной батареи).

ВЫВОДЫ

Эксплуатация системы RuSat подтвердила правильность выбора основных концептуальных решений. Это применение архитектурной схемы клиент-сервер, использование базы данных, возможность параметрической модификации геометрической модели КА и получение АДХ от геометрических параметров, использование списков для задания исходных данных, удаленный запуск расчетов, наличие нескольких методов расчета и возможность сравнения результатов для разных моделей или методов, графическая визуализация моделей КА и результатов расчета. В будущем видится необходимой оптимизация процесса выдачи АДХ для программ расчета динамики полета КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Klinkrad H., Fritsche B., Kashkovskiy A.** Modelling of non-gravitational forces for low Earth orbit // 50th Inter. Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, 1999.
2. **Koppenwallner G., Johannsmeier D., Klinkrad H., Ivanov M., Kashkovskiy A.** A rarefied aerodynamic modelling system for earth satellites (RAMSES) // Proc. XIX Inter. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. — Oxford University Press, 1995. — Vol. 2. — P. 1366–1372.
3. **Коган М.Н.** Динамика разреженного газа. — М.: Наука, 1967. — 348 с.
4. **Musanov S.V., Nikiforov A.P., Omelik A.I., Freedlander O.G.** Experimental determination of momentum transfer coefficients in hypersonic free molecule flow and distribution function recovery of reflected molecules // Proc. 13th Inter. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. Plenum press. Vol. 1. — New York, 1982. — P. 669–676.
5. **Bird G.A.** Molecular gas dynamics and the Direct Simulation of gas flows // Clarendon Press, Oxford, 1994. — P. 208–217.
6. **Kotov V.M., Lychkin E.N., Reshetin A.G., Schelkonogov A.N.** An approximate method of aerodynamic calculation of complex shape bodies in a transition region // Proc. 13th Inter. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. Plenum press. Vol. 1. — New York, 1982. — P. 487–494.
7. **Мирошин Р.Н., Халидов И.А.** Теория локального взаимодействия. — Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1991. — С. 133–138.
8. **Moss J., Glass C., Greene F.** DSMC simulations of Apollo capsule aerodynamics for hypersonic rarefied conditions // 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conf., 5-8 June 2006, San Francisco, California. — 2006. — AIAA Paper. 2006–3577.
9. <http://www.postgresql.org>.

Статья поступила в редакцию 26 июня 2007 г.