



# Применение программного комплекса FlowVision для проектирования авиакосмических конструкций

А.А.Аксенов, В.Н.Коньшин

Программный комплекс FlowVision дает возможность решать широкий спектр газодинамических задач, возникающих в процессе проектирования и отработки различных авиакосмических комплексов. Это стало возможным благодаря большому количеству моделей физических процессов, реализованных в программном комплексе FlowVision.

FlowVision применяется для решения следующих задач, возникающих при создании авиакосмических систем:

- обтекание ракетносителя при старте и на этапе прохождения атмосферы;
- сверхзвуковое обтекание спускаемого аппарата при входе в верхние слои атмосферы;
- движение газов и жидкостей по магистралям;
- горение топлива в камере сгорания двигателя;
- течение в дозвуковой и сверхзвуковой частях сопла;
- теплообмен в системе охлаждения ракетного двигателя;
- моделирование многоступенчатых компрессоров и турбин;

- вентиляция внутренних отсеков объектов;
- отделение головной части космического корабля.

FlowVision предназначен для решения задач, отличающихся большими пространственными и временными масштабами, сложной геометрией объектов в расчетной области и множеством физико-химических процессов и явлений, подлежащих учету при моделировании поведения объекта. Эти процессы и явления разрешаются с высокой точностью благодаря использованию расчетных сеток, адаптирующихся к решению и геометрическим особенностям расчетной области. Автоматическая генерация расчетных сеток позволяет экономить время для аккуратной постановки задачи и для предметного анализа полученных результатов.

## Геометрическая модель и импорт данных

Геометрическая модель объекта, созданная в какой-либо системе САПР (например, в Unigraphics,

Pro/ENGINEER, CATIA, SolidWorks и т.д.), импортируется во FlowVision с помощью нейтральных форматов передачи данных, таких как STL, VRML, IGES, Parasolid и т.д. (рис. 1).

## Расчетная сетка

В системе FlowVision используется прямоугольная расчетная сетка с подсеточным разрешением геометрии и локальным измельчением (рис. 2), что позволяет точно и с легкостью описывать области сложной геометрической формы. Для дальнейшего повышения точности расчетов производятся адаптация сетки по форме границы расчетной области и динамическая адаптация к решению. В результате получается подробная расчетная сетка в области пограничного слоя вблизи стенок и в областях резкого изменения гидродинамических параметров. Таким образом, генерация сетки сводится к заданию лишь нескольких управляющих параметров, после чего сетка

### А.А.Аксенов

Канд. физ.-мат. наук, начальник отдела вычислительной гидродинамики компании «ТЕСИС».

### В.Н.Коньшин

Канд. физ.-мат. наук, менеджер отдела вычислительной гидродинамики компании «ТЕСИС».

строится автоматически для геометрии расчетной области любой степени сложности.

## Подсеточное разрешение геометрии

Поскольку грани прямоугольных ячеек в расчетной области в общем случае пересекают криволинейную поверхность находящихся в ней объектов, требуется дополнительный подход к аппроксимации этой поверхности на расчетной сетке (рис. 3). Для этого реализован метод подсеточно-

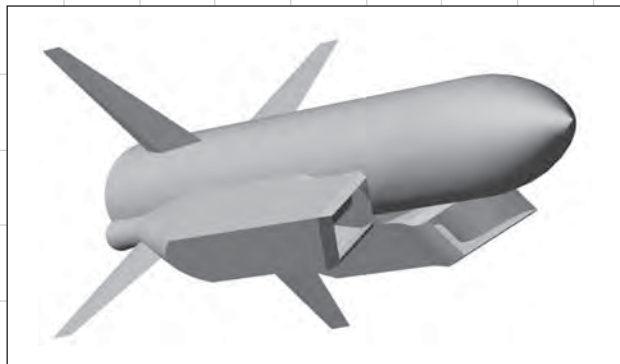


Рис. 1. Геометрическая модель крылатой ракеты

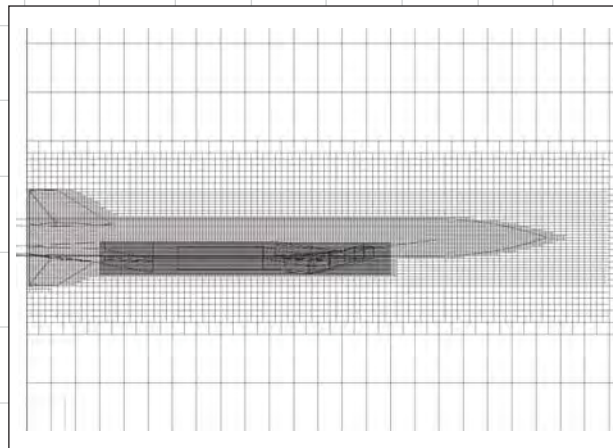


Рис. 2. Расчетная сетка, адаптированная около корпуса ракеты и внутри воздухозаборника

го разрешения геометрии, который состоит в следующем. Допустим, поверхность расчетной области задана поверхностной сеткой — набором плоских фасеток, которые не пересекаются и имеют общие ребра. Если поверхность объекта проходит через ячейку, то ячейка рассекается этой поверхностью на две или большее число ячеек. Первоначально шестигранная ячейка превращается в многогранник. Аппроксимация исходных уравнений динамики жидкости осуществляется с учетом всех новых граней ячейки и граничных условий на этих гранях.

конечно-объемный подход, позволяющий точно аппроксимировать законы сохранения на уровне отдельных ячеек. Во FlowVision используются схемы аппроксимации конвективного потока, основанные на восстановлении расчетной функции из ее средних значений внутри ячейки расчетной сетки и переноса восстановленной функции по линиям тока жидкости (характеристикам поля скорости). Отметим, что точность численного решения уравнения конвективного переноса сильно зависит от направления движения потока жидкости относительно расчетной сетки.



Рис. 3. Генерация расчетной сетки

### Метод расчета

Для решения типичных задач авиакосмической индустрии (например, моделирование обтекания самолетов и ракет при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях полета, моделирование движения газа в соплах ракетных двигателей и т.д.) используется одна из моделей FlowVision — модель полностью сжимаемого газа, включающая:

- полные уравнения Навье-Стокса (закон сохранения импульса);
- уравнение неразрывности (закон сохранения массы жидкости);
- закон сохранения энергии, записанный через полную энтальпию;
- уравнение состояния идеального газа;
- k-ε-модель турбулентности.

Решение этих уравнений основано на модификации метода расщепления по физическим переменным и позволяет проводить расчеты при любых числах Маха, включая несжимаемое течение. В расчетах используется абсолютно устойчивый неявный вариант метода расщепления. Для аппроксимации уравнений применяется

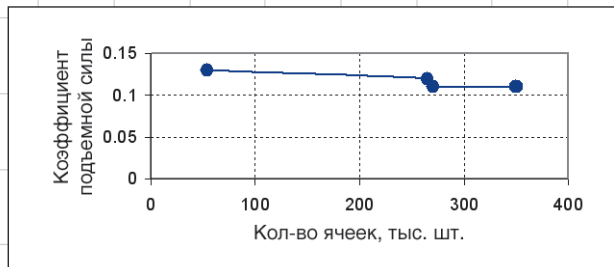


Рис. 4. Сходимость результатов по расчетной сетке

ная» расчетная схема. Эта схема является ориентированной против потока, имеет второй порядок аппроксимации по временной и пространственным переменным и дает монотонное (неосциллирующее) решение в областях больших градиентов гидродинамических параметров потока (например, на ударных волнах).

Использование неявных конечно-разностных схем приводит к необходимости решения систем линейных алгебраических уравнений с большими разреженными матрицами нерегулярной структуры вследствие применения локально адаптивных схем аппроксимации. Данные матрицы имеют три различные структуры — симметричные положительные матрицы, несимметричные матрицы и блочные несимметричные матрицы. Матрицы первой структуры появляются при аппроксимации эллиптических уравнений, матри-

цы второй структуры — из аппроксимации скалярных параболических уравнений, а матрицы третьей структуры — из векторных параболических уравнений (например, векторных уравнений Навье-Стокса). Для решения систем алгебраических уравнений с матрицей первой структуры применяется метод сопряженных градиентов с предобуславливателем типа неполного разложения Холецкого, а для решения задач с матрицами второй и третьей структуры используется метод Ланцоша с предобуславливателями типа неполного LU- и неполного блочного LU-разложения. Эти итерационные методы обладают высокой скоростью сходимости к решению и допускают параллельную реализацию для многопроцессорных вычислительных систем.

Итоговый метод решения уравнений Навье-Стокса имеет второй порядок аппроксимации,

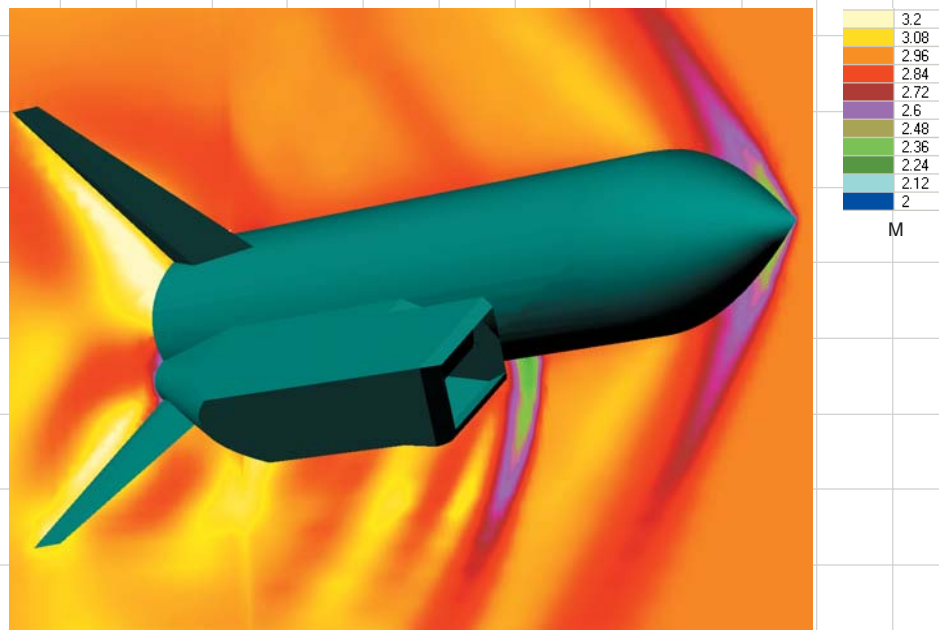


Рис. 5. Распределение числа Маха в плоскости симметрии ракеты

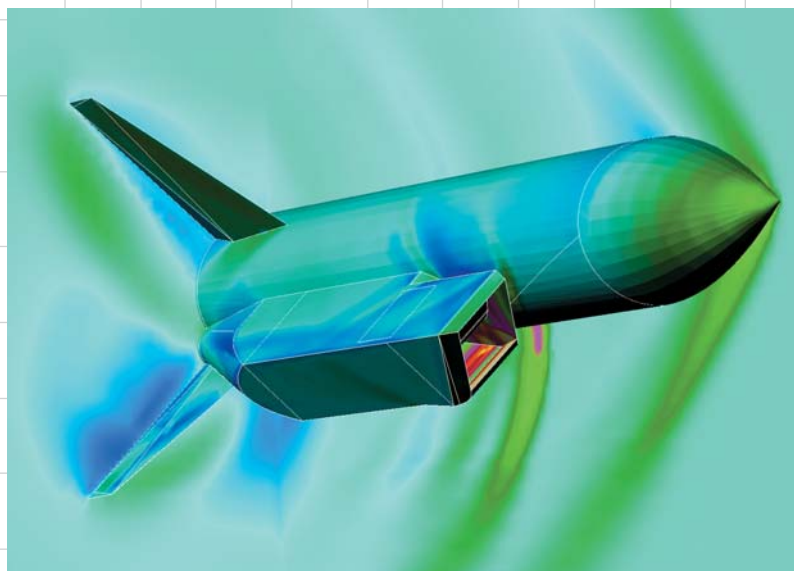


Рис. 6. Распределение давления (Па) в плоскости симметрии ракеты и в плоскости, проходящей перпендикулярно оси позади ракеты, и на ее поверхности

что позволяет получать высокоточные решения даже на грубой расчетной сетке. Кроме того, экономичность метода позволяет использовать FlowVision на персональных компьютерах как для экспресс-анализа явлений и процессов, так и для поверочных промышленных расчетов новой техники и технологических процессов.

### Моделирование течения вокруг крылатой ракеты

В качестве примера рассмотрим обтекание сверхзвуковым потоком с числом Маха 2,95 крылатой ракеты с прямоточным двигателем, а также течение внутри воздухозаборников с учетом отражения ударной волны от стенок.

Анализ сходимости результатов расчета в зависимости от количества расчетных ячеек приведен на рис. 4. Расчетная сетка адаптировалась внутри воздухозаборников и вокруг корпуса ракеты. Видно, что при использовании более 250 тыс. расчетных ячеек достигается удовлетворительная сходимость по коэффициенту подъемной силы.

На рис. 5 и 6 показано распределение числа Маха в непосредственной близости от ракеты, а также распределение давления, в том числе по поверхности ракеты, для угла атаки 4°.

Выполненные расчеты показали, что при увеличении угла атаки возрастает интенсивность ударной волны перед воздухоза-

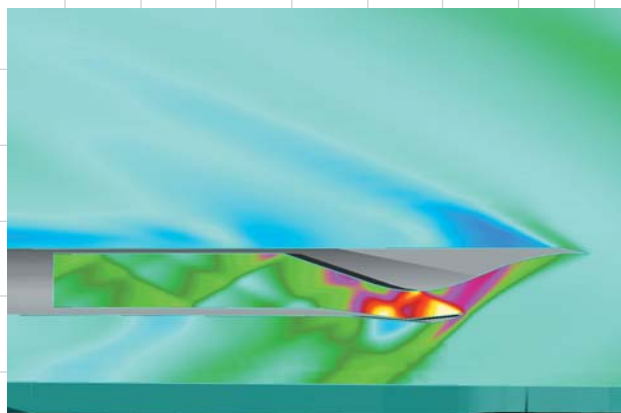


Рис. 7. Течение в воздухозаборнике и распределение давления для угла атаки 4°

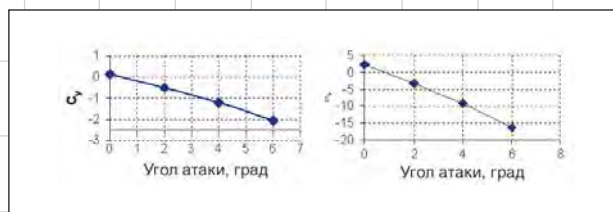


Рис. 8. Зависимость коэффициентов подъемной силы ( $C_l$ ) и продольного момента от угла атаки

борником (рис. 7) и происходит увеличение давления воздуха в воздухозаборнике.

На рис. 8 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов подъемной силы и продольного момента ракеты от

угла атаки. Из рисунка видно, что увеличение угла атаки приводит к увеличению коэффициентов подъемной силы (ось Y направлена вниз по отношению к ракете, поэтому сила отрицательна) и продольного момента (момент определяется относительно носовой части ракеты).

В настоящее время программный комплекс FlowVision используют многие ведущие предприятия авиакосмической отрасли России и Украины: РКЦ «Энергия» (г.Королев), ЦНИИМаш (г.Королев), КБ «Энергомаш» (г.Химки), ФГУП ММП «Салют» (г.Москва), ОАО «Авиационный комплекс им. С.В.Ильюшина» (г.Москва), ЛИИ им. М.М.Громова (г.Жуковский), ГКБ «Южное» (г.Днепропетровск). Компания «ТЕСИС» является разработчи-

ком программного комплекса FlowVision и осуществляет все работы по системной интеграции, техническому обслуживанию комплекса, а также по обучению и консультированию пользователей. ➤



## FlowVision

*надежный инструмент для моделирования течений любой сложности.*

**FlowVision – программный комплекс инженерного анализа по вычислительной аэро- и гидродинамике.**

**Компания «ТЕСИС»**  
127083, Москва, ул.Юннатова, 18, оф.706  
т/ф +7(095) 212-4422, 212-4262  
www.flowvision.ru www.thesis.com.ru  
flowvision@tesis.com.ru