

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ПАКЕТ РЕШЕНИЯ МЕТОДОМ КРУПНЫХ ЧАСТИЦ ДВУХМЕРНЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ

В последнее время при проектировании новых летательных аппаратов (ЛА) широко используются системы автоматизированного проектирования (САПР). При проведении аэродинамического проектирования на ранней стадии, когда происходит формирование облика летательного аппарата, приходится проводить расчеты многих вариантов различных задач. Применение на данной стадии САПР высокого уровня, таких как Star-CD, CFXDesign, требует использования высокопроизводительной вычислительной техники и существенных затрат времени на создание вычислительной модели. Это затрудняет, а в ряде случаев делает невозможным их использование для выбора аэродинамической компоновки ЛА, когда в ограниченные сроки просматривается большое количество вариантов. Поэтому в практике проектирования широкое распространение получили САПР первого уровня на базе ПЭВМ, обычно уступающие в точности, но имеющие большую область применения и достаточно оперативные.

Разработанный программный пакет предназначен для использования при решении широкого круга задач газовой динамики. Входящие в пакет модули позволяют исследовать до-, транс- и сверхзвуковые режимы стационарного обтекания плоских и осесимметричных тел произвольной формы. Пакет имеет модульную структуру. Он состоит из программ, оформленных на стандартном языке DELFI, которые можно подразделить на три комплекса.

Первый комплекс – сервисный, автоматически выстраивает контур исследуемого тела по его координатам и производит необходимые вычисления для постановки граничных условий на теле по методике дробных ячеек [1]. Задаваемое расчетное поле размером $N \times M$ разбивается на квадраты со стороной, равной единице, – образы крупных частиц. Начало координат находится в левом нижнем углу расчетного поля (рис. 1). Задание исследуемого тела производится обрисовкой его контура по координатам сетки при помощи примитивов двух видов: прямая линия и дуга окружности. Специализированный модуль вычисляет координаты образующей исследуемого тела, номера дробных и граничных ячеек в расчетном поле (рис. 2). Затем производится расчет геометрических характеристик для каждой дробной ячейки.

части площади каждой стороны ячейки, открытой для течения жидкости, и доли объема дробной ячейки по отношению к объему полной ячейки. Комплекс вычисляет геометрические параметры сразу двух тел – плоского тела и тела вращения, образующие которых в плоскости течения одни и те же. Здесь же осуществляется постановка граничных условий на внешних границах. На левой границе расчетной области (рис. 1) задаются параметры набегающего потока с заданным числом Маха, на правой границе – условия свободного вытекания. На верхней границе возможно задание граничного условия свободного вытекания или условия жесткой стенки. На нижней границе – условия симметрии потока и жесткой стенки или свободного вытекания для случая плоской постановки задачи. Такие граничные условия на верхней и нижней границах расчетной области существенно расширяют диапазон решаемых задач.

Второй комплекс – счетный. Он реализует метод крупных частиц на ортогональной расчетной сетке [2]. Движение жидкости описывается нестационарной системой уравнений Эйлера в декартовой и цилиндрической системах координат. Стационарное решение задачи достигается методом установления.

Третий комплекс позволяет оперативно проанализировать результаты, просмотрев цветные поля газодинамических параметров около исследуемого тела. Значения давления, плотности, внутренней энергии, компонент вектора скорости и значения числа Маха в расчетной области в текстовом формате записываются на жесткий диск ПЭВМ и могут в дальнейшем быть обработаны с помощью другого программного продукта.

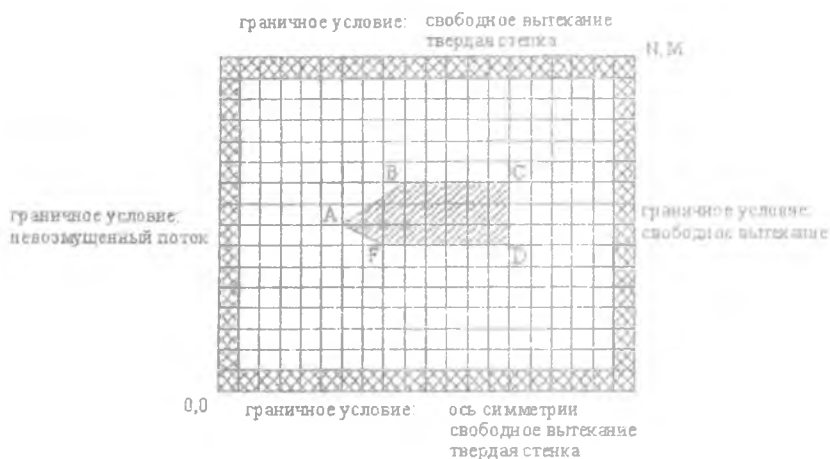


Рис. 1. Расчетная область с заданным телом и возможными вариантами граничных условий

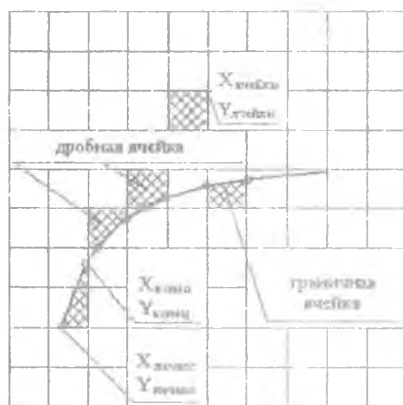


Рис.2. Ячейки около криволинейной образующей тела

Для тестирования представленного программного комплекса были проведены многочисленные вычисления со сравнением их результатов с расчетными и экспериментальными данными других исследователей. Оказалось, что погрешности определения распределенных и интегральных аэродинамических характеристик тел разной формы не превышают 10-15% [3, 4], что вполне приемлемо на стадии эскизного проектирования ЛА и сравнительного анализа вариантов его компоновок. На рис. 3 и 4 приведены образцы цветных полей числа Маха, а

на рис. 5 и 6 – поля безразмерного давления, отнесенного к $\rho_\infty W_\infty^2$ (здесь ρ_∞ – плотность в набегающем потоке, W_∞ – скорость набегающего потока), при обтекании тела ABCDE (рис. 1) набегающим потоком с числом Маха – $M_\infty=1.5$ в плоской и осесимметричной постановке задачи. Расчет проводился на расчетной сетке 200×150 ячеек. Для плоской задачи на нижней границе расчетной области ставилось краевое условие свободного вытекания, а для осесимметричной задачи – ось симметрии.

Таким образом, с помощью данного пакета возможно проведение вычислений достаточно большого класса различных тел с приемлемой точностью и минимизацией затрат времени.

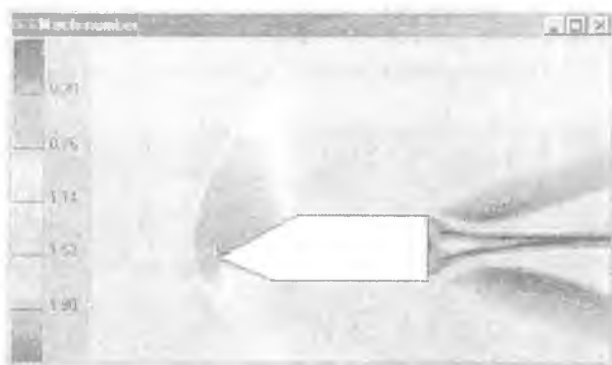


Рис.3 Картина поля чисел Маха около тела в плоском случае

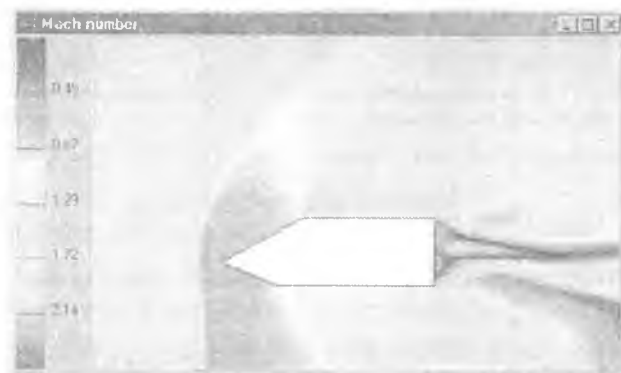


Рис.4 Картина поля чисел Маха около тела в осесимметричном случае

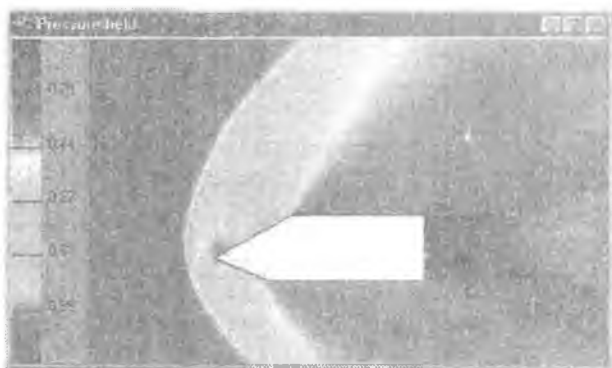


Рис.5. Картина поля давления около тела в плоском случае

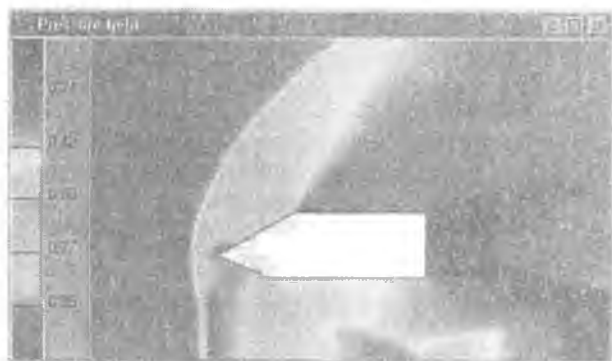


Рис.6. Картина поля давления около тела в осесимметричном случае

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Давыдов Ю.М. Использование дробных ячеек в методе «крупных частиц». — М.: Отчет ВЦ АН СССР, 1970, № 195.
2. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982.

- 3 Шахов В.Г., Лагно О.Г. Применение метода "крупных частиц" для расчета обтекания биконической компоновки обтекателя / Самолетостроение России. проблемы и перспективы Тезисы докл. II Всерос. конференции. Самара. 2000. – С.71-72.
- 4 Лагно О.Г., Шахов В.Г. Влияние цилиндрического углубления в носовой части осесимметричного тела вращения на его сопротивление // Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике, Самара. 2001. – С 67-72

УДК 533 69 011

Ляскин А.С.

КОЛЕБАНИЯ ПО ТАНГАЖУ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ЕДИНИЧНОГО УДЛИНЕНИЯ

Колебания по тангажу характерны, например, для оперения маневренных самолетов на некоторых режимах полета. Поскольку оперение, как правило, имеет тонкий симметричный профиль и сравнительно малое удлинение, то вполне правомерно будет рассматривать его как плоскую пластину малого удлинения. В данной работе рассматриваются колебания квадратной (т.е. с удлинением $\lambda=1,0$) пластины. Для численного определения интегральных аэродинамических характеристик колеблющейся пластины используется метод дискретных вихрей (МДВ) [1]. В последнее время все большее распространение получают так называемые «сеточные» методы математического моделирования, основанные на решении полных уравнений Навье-Стокса или их упрощенных аналогов на сетках, покрывающих некоторую расчетную область. Такие методы имеют хорошее математическое обоснование и высокую точность. Однако МДВ, относящийся к так называемым «бессеточным» методам, по-прежнему представляет большой практический интерес. По сравнению с сеточными методами МДВ обладает в общем случае следующими преимуществами:

автоматическое выполнение граничных условий «на бесконечности», что снимает проблему влияния границ;

система вихревых элементов, описывающих обтекаемое тело, имеет размерность на единицу меньше размерности задачи, что существенно упрощает автоматическое разбиение,