

УДК 533.6.011

**Математическое моделирование обтекания спускаемого аппарата в
дозвуковом и транзвуковом потоках с использованием свободного
программного обеспечения**

*Назарова Д.К., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика полета и управление движением ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Луценко А.Ю., к.т.н, доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
kafsm3@sm.bmstu.ru*

Введение. В период активного развития ракетно-космической отрасли актуальной задачей является создание новых и совершенствование уже имеющихся космических аппаратов, среди которых особое место занимают пилотируемые возвращаемые аппараты. Как различные предприятия нашей страны, так и зарубежные компании в настоящее время занимаются разработкой аппаратов нового поколения.

Из масштаба задачи следует необходимость проведения большого числа исследовательских работ, что требует больших затрат. Современные средства математического моделирования позволяют сократить объемы дорогостоящих экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, с достаточной точностью моделируя процессы. Но следует отметить, что результаты, полученные в различных пакетах, все же требуют верификации.

Проведение численного моделирования. В работе было проведено моделирование обтекания спускаемого аппарата сегментально-конической формы на дозвуковой и транзвуковой скорости. Расчет проводился с использованием открытой интегрируемой платформы для численного моделирования задач механики сплошных сред - OpenFoam. Полученные данные сравнивались с результатами экспериментов.

Для получения численного решения в пакетах программ используются различные способы дискретизации, которые заменяют исходные уравнения сохранения газовой динамики системой линейных алгебраических уравнений. В вычислительном пакете OpenFoam дискретизация уравнений производится по методу конечных объемов,

дискретные значения скорости и давления локализуются в центрах ячеек построенной расчетной сетки.

Среди множества решателей OpenFoam для данных задач были выбраны следующие:

1. Для дозвукового потока – SimpleFoam. Этот решатель позволяет моделировать задачи для стационарного несжимаемого турбулентного потока. Для интегрирования уравнений Навье-Стокса используется алгоритм SIMPLE – полунявный метод для связывающих давление уравнений.
2. Для транзвукового потока – RhoCentralFoam. Этот решатель позволяет моделировать задачи для невязкого сжимаемого потока.

Результаты расчетов. В качестве тестовой задачи была решена задача обтекания кругового цилиндра дозвуковым потоком с параметрами $M=0,2$, $Re=3,4 \cdot 10^5$. В литературе приводятся как экспериментальные результаты, так и результаты численного моделирования данной задачи, что позволяет оценить адекватность получаемого решения. Полученное значение коэффициента продольной силы цилиндра нанесено на график (рис. 1) для наглядного сравнения с экспериментом и результатами численного моделирования, описанного в статье.

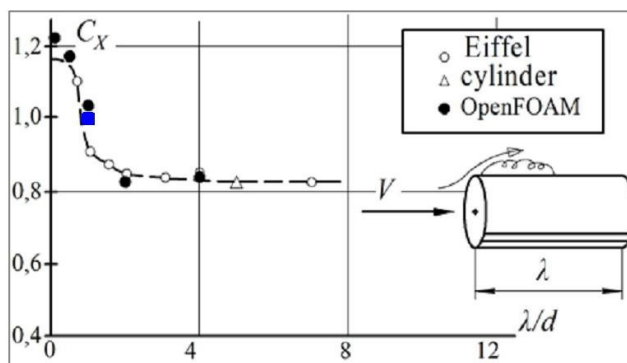


Рис. 1. Зависимость коэффициента продольной силы цилиндра от его удлинения.

(■ - результат тестового расчета)

На рис. 2 показан внешний вид исследуемой модели сегментально-конического спускаемого аппарата. Относительный радиус затупления модели $R_{з\text{ отн}}=2,36$, угол обратного конуса обтекателя $\theta=7^\circ$, удлинение $\lambda \approx 1$. Выбор такой геометрии модели определен наличием экспериментальных данных.

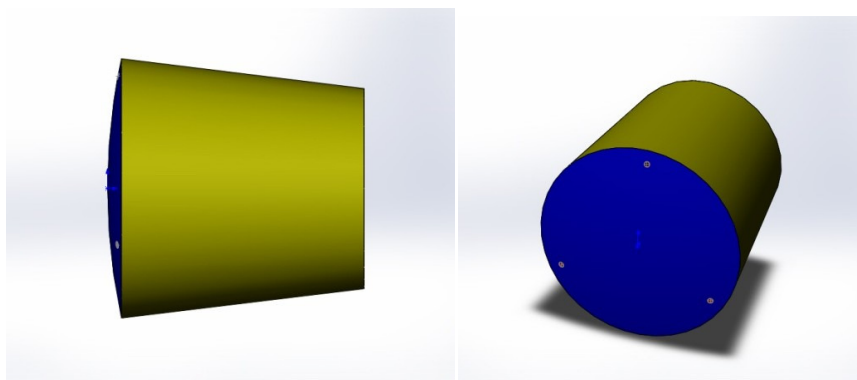


Рис. 2. Внешний вид модели

Расчетная область представляет собой параллелепипед, длиной 12, высотой и шириной 8 характерных размеров (за характерный размер принят диаметр миделя модели). В центре располагается исследуемое тело. На рис. 3 показано сечение расчетной области, видны различные уровни измельчения сетки.

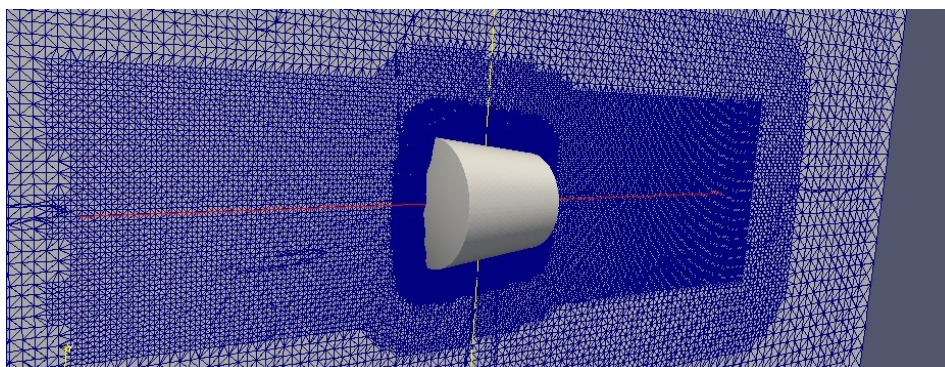


Рис. 3. Сечение расчетной области

При шаге $\Delta=0,005$ с. процесс устанавливается ко времени 7 секунд.

При осесимметричном обтекании коэффициент продольной силы модели равен $C_x=0.995$, из которых донное сопротивление составляет 0,125. Согласно экспериментам, проведенным в ЦНИИМАШ, коэффициент продольной силы сегментально-конического тела равен 0,89, результаты получены на маломасштабной модели с донной державкой. То есть получено удовлетворительное совпадение результатов.

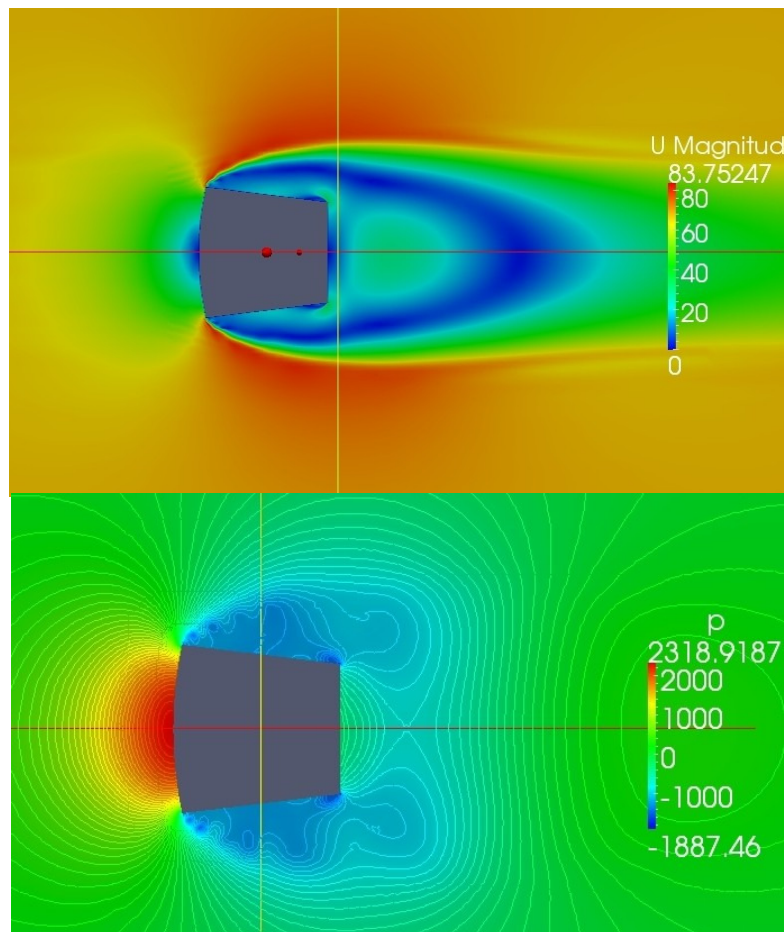


Рис. 4. Распределение скорости и давления при $\alpha=0^\circ$

Проведены исследования обтекания модели под различными углами атаки α от 0 до 20° . Результаты приведены на рис. 5.

Коэффициент нормальной силы, как видно из рис. 5, принимает отрицательное значение, что обусловлено отрывом потока на боковой поверхности обратного конуса. Сегментальная лобовая поверхность создает только положительную нормальную силу, поэтому отрицательное значение C_y связано с силами, действующими на обратный конус, находящийся в зоне развитого отрывного течения.

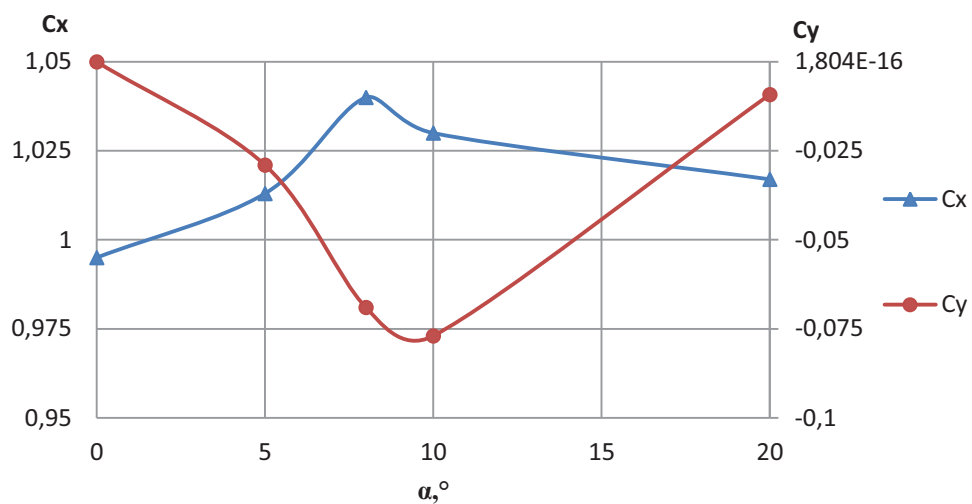


Рис. 5. График зависимостей $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$

Важно рассмотреть случай при угле атаки $\alpha=90^\circ$, соответствующий ветровой нагрузке на спускаемый аппарат. Получены следующие результаты: $C_x=-0.046$, $C_y=0.424$. Распределения давления и скорости показаны на рис. 6

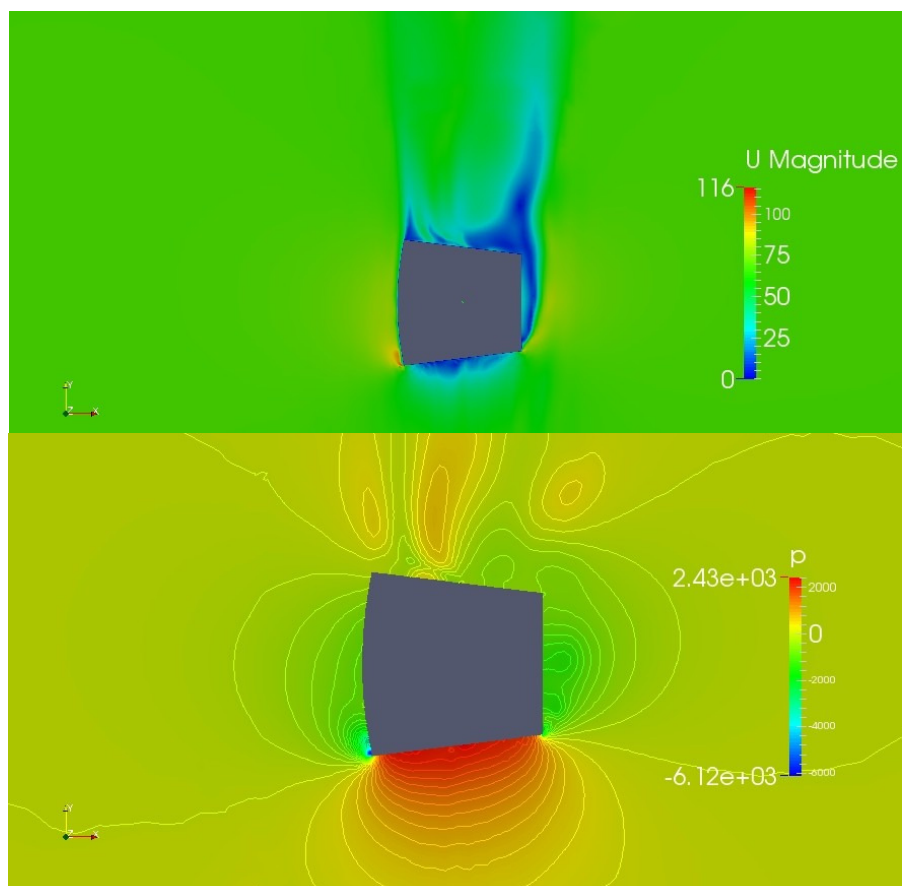


Рис. 6. Распределение скорости и давления при $\alpha=90^\circ$

Характер обтекания сегментально-конических тел транзвуковым потоком является весьма сложным, так как связан с наличием смешанных (дозвуковых и сверхзвуковых) зон течения и областей отрыва.

Было проведено моделирование обтекания исследуемого тела транзвуковым потоком с числами Маха $M=0.8$ и 1.2 и получены соответствующие картины обтекания, представленные на рис. 7 и рис. 8.

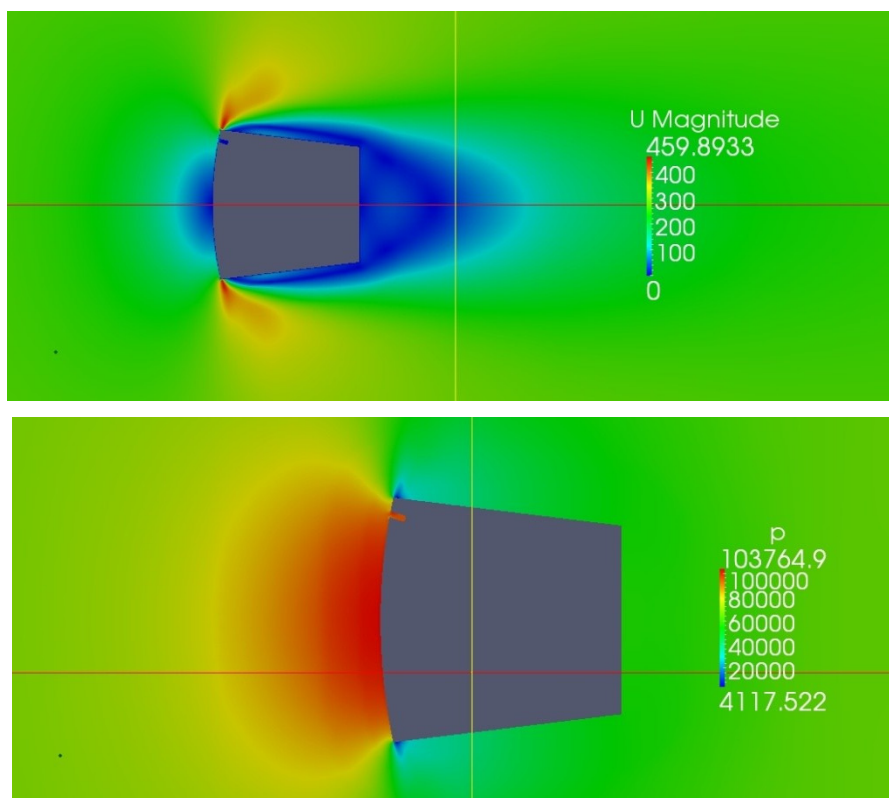


Рис. 7. Распределение скорости и давления при $M=0.8$

При $M=1.2$ перед телом образуется криволинейный отошедший скачок уплотнения, величина отхода которого в центральной части составляет порядка длины тела, что хорошо согласуется с экспериментом. Практически везде за скачком скорость потока дозвуковая.

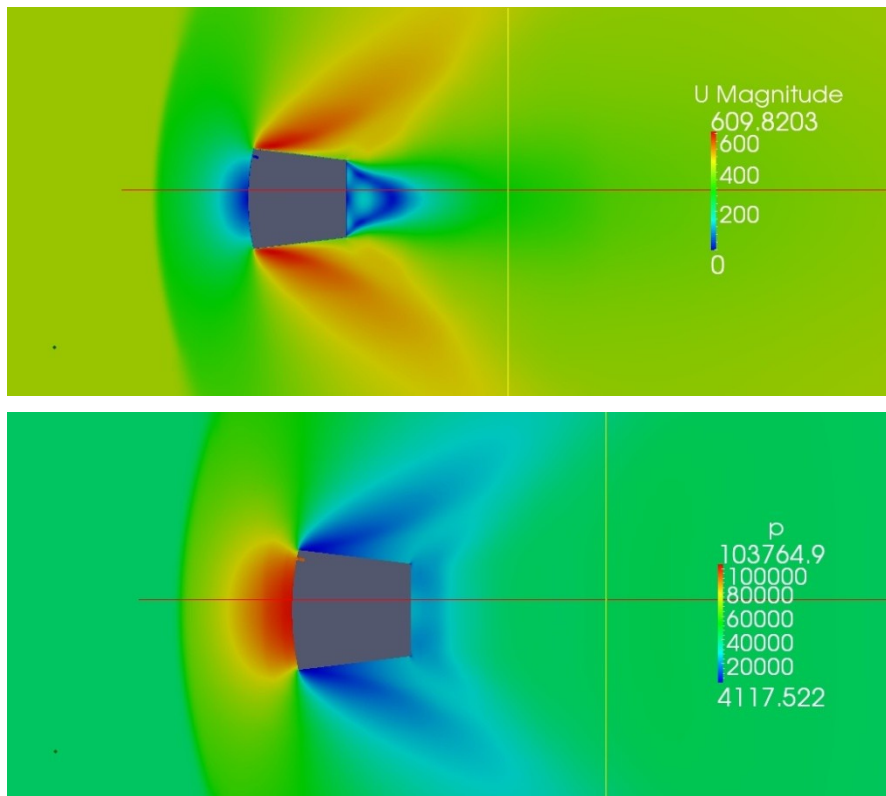


Рис. 8. Распределение скорости и давления при $M=1.2$

В качестве развития настоящего исследования предполагается в дальнейшем провести расчеты отекания спускаемого аппарата в условиях активного торможения с использованием блочной струйной инъекции с лобовой поверхности аппарата.

Выводы:

1. Рассмотрена возможность использования решателей SimpleFoam и RhoCentralFoam открытого пакета OpenFoam для расчета дозвукового и транзвукового обтекания тел сегментально-конической формы.
2. Получены картины обтекания цилиндра единичного удлинения и сегментально-конического тела, определены их аэродинамические характеристики. Результаты расчета удовлетворительно сходятся с имеющимися экспериментальными данными.

Список литературы

1. Ефимов В.В., Назаров А.Ю. Применение OpenFoam для исследования влияния геометрических параметров на аэродинамические характеристики плохобтекаемых тел // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. №200. С. 5-10.
2. Петров Л.П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.
3. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.