

Моделирование обтекания наклонной плоскости при различных приближениях*Д.А. Карпов*

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Задача взаимодействия скачка уплотнения и пограничного слоя изучается в течение 70 лет. Столь высокий интерес к данной задаче связан в первую очередь с ее высокой практической значимостью. Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем широко встречается во время полета сверхзвуковых летательных аппаратов, когда и ударные волны, и скачки уплотнения часто возникают на различных частях конструкции этих аппаратов. Это взаимодействие может вызвать отрыв пограничного слоя, что может привести к потере управляемости, и, как следствие, к крушению аппарата.

Сегодняшний уровень развития вычислительной техники дает возможность исследовать процесс взаимодействия ударной волны с пограничным слоем не только при помощи экспериментальных методов, но и при помощи численного моделирования, что позволяет существенно оптимизировать процесс разработки конструкции летательных аппаратов.

В данной работе проводилось численное моделирование взаимодействия ударной волны с пограничным слоем на основе уравнений Навье-Стокса при помощи программного пакета Gas Dynamic Tools [1]. Визуализация результатов осуществлялась при помощи встроенного в Gas Dynamic Tools приложения 3D Visualiser. Посредством пакета Gas Dynamic Tools было выполнено построение моделей обтекания наклонной плоскости, согласующихся с условиями экспериментов, проводившихся при помощи аэродинамической трубы СТ-4. Полученные результаты численного моделирования сравниваются с экспериментальными данными с целью показать адекватность построенных моделей обтекания.

Была рассмотрена модель обтекания наклонной плоскости сверхзвуковым потоком, взаимодействующим с отраженной от клина ударной волной. Расчетная область в данной модели имеет форму квадрата, заполненного газом. Этот газ обтекает твердое тело, геометрическая форма которого приведены на рис. 1. Основные параметры системы описываются следующим образом:

- Счетная область имеет форму квадрата со стороной 1600 ячеек;
- Давление газа равно 0.15 атм, скорость газа равна 520 м/с и направлена горизонтально. Давление и скорость газа взяты из [2];
- Плотность газа равна 0.31 кг/м^3 . Она была вычислена из массового расхода и геометрических характеристик экспериментальной установки, приведенных в [2];
- Вязкость газа равна $1.1617 \cdot 10^{-1} \text{ Па}\cdot\text{с}$. Вязкость газа вычислена по формуле Сазерленда;
- Один шаг по пространству равен $1.625 \cdot 10^{-4} \text{ м}$.

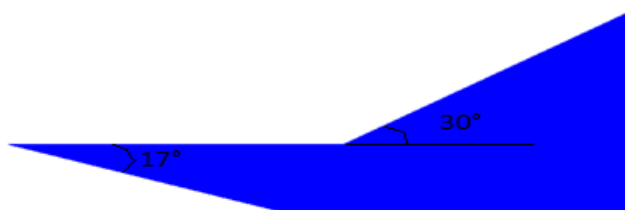
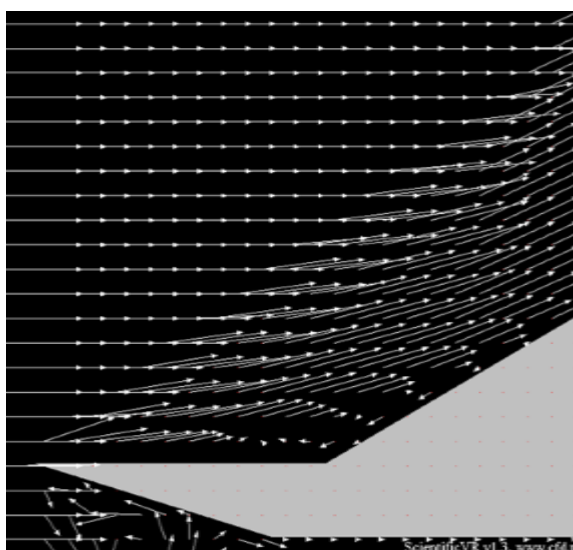


Рис.1 Геометрическая форма твердого тела

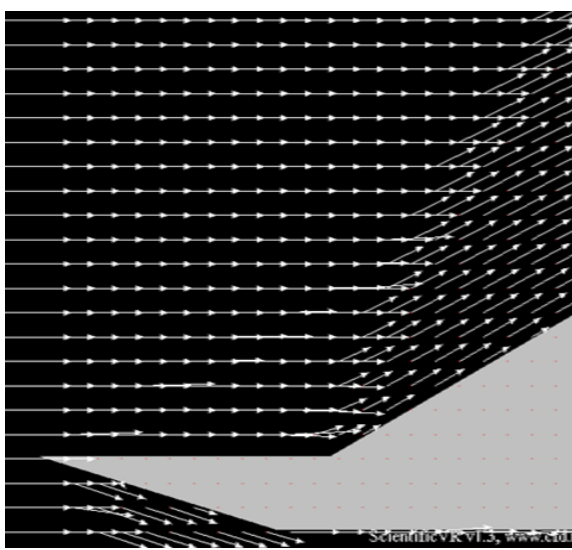
Нагрев наклонной плоскости (в отличие от [2]) в данной работе не учитывался, таким образом, температурная зависимость параметров системы не рассматривалась.

Необходимо сравнить распределение параметров этой системы при вязкости, вычисленной по формуле Сазерленда, и при нулевой вязкости; сравнить распределение параметров этой системы при вязкости, вычисленной по формуле Сазерленда, с экспериментальными данными.

Численное решение уравнений Навье-Стокса проводилось в предположении идеального газа. Результаты моделирования поля скоростей, распределения плотности, давления и числа Маха для времени моделирования, равного 0.011375 сек., приведены на рис.2-5, соответственно. На каждом из рисунков левая диаграмма построена в предположении вязкости вычисленной из формулы Сазерленда, правая диаграмма – эти же распределения в предположении нулевой вязкости. Как видно из этих диаграмм, при ненулевой вязкости вектора скорости начинают смещаться в вертикальном направлении раньше, но вертикальная компонента скорости меняется достаточно медленно; появляется пограничный слой. Также при ненулевой вязкости в задней части клина и у тупого угла образуются вихри; скачок уплотнения смещается вправо; ударная волна, отразившаяся от клина, начинает отделять от себя зону с повышенным давлением.

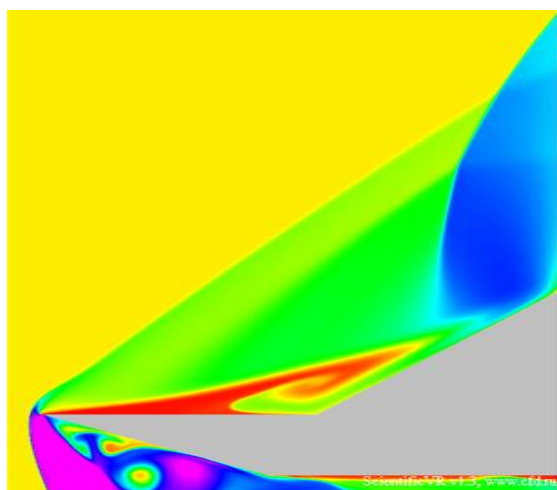


Вязкость (Сазерленд)

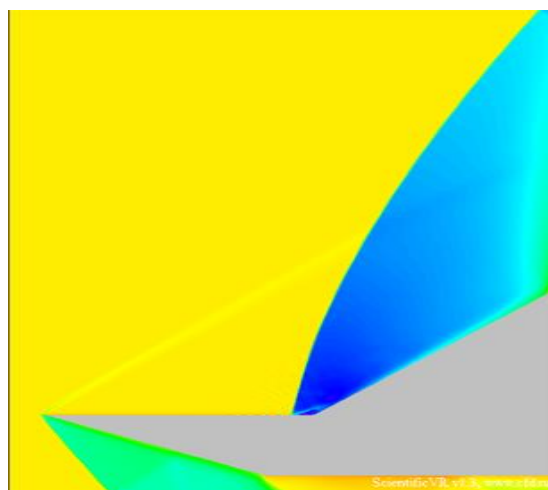


Нулевая вязкость

Рис. 2 Поле скоростей



Вязкость (Сазерленд)



Нулевая вязкость

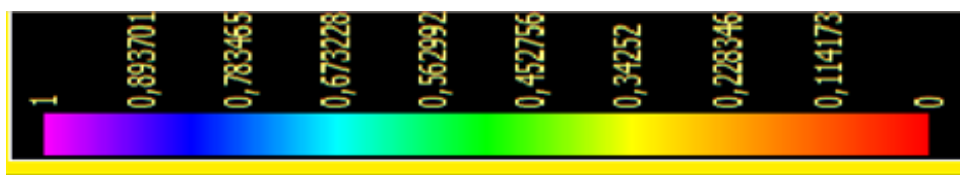


Рис. 3 Распределение плотностей

работе. Из рисунка видно, что линия смещения оторвавшегося пограничного слоя, линия тока и скачок уплотнения хорошо согласуются с экспериментальными данными.

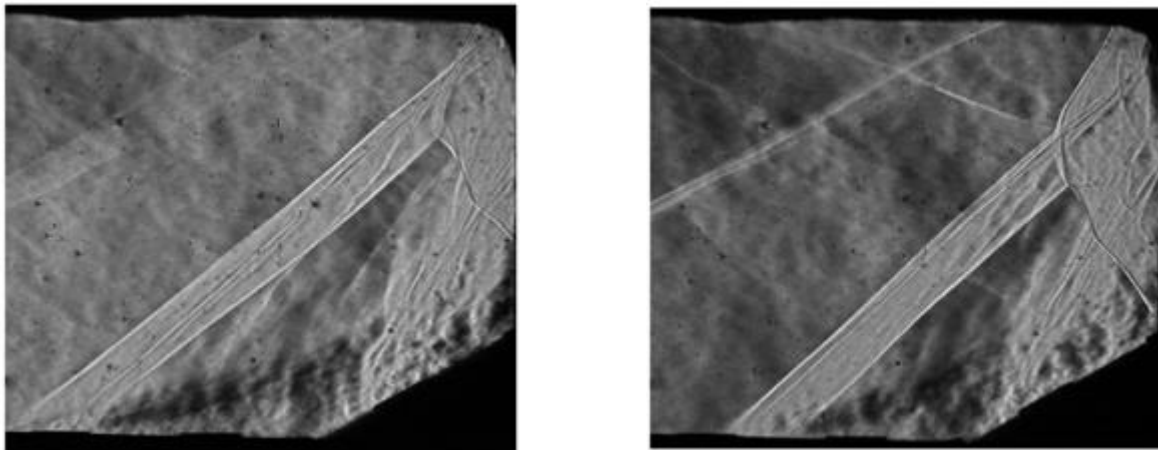


Рис.6 Структура скачков уплотнения

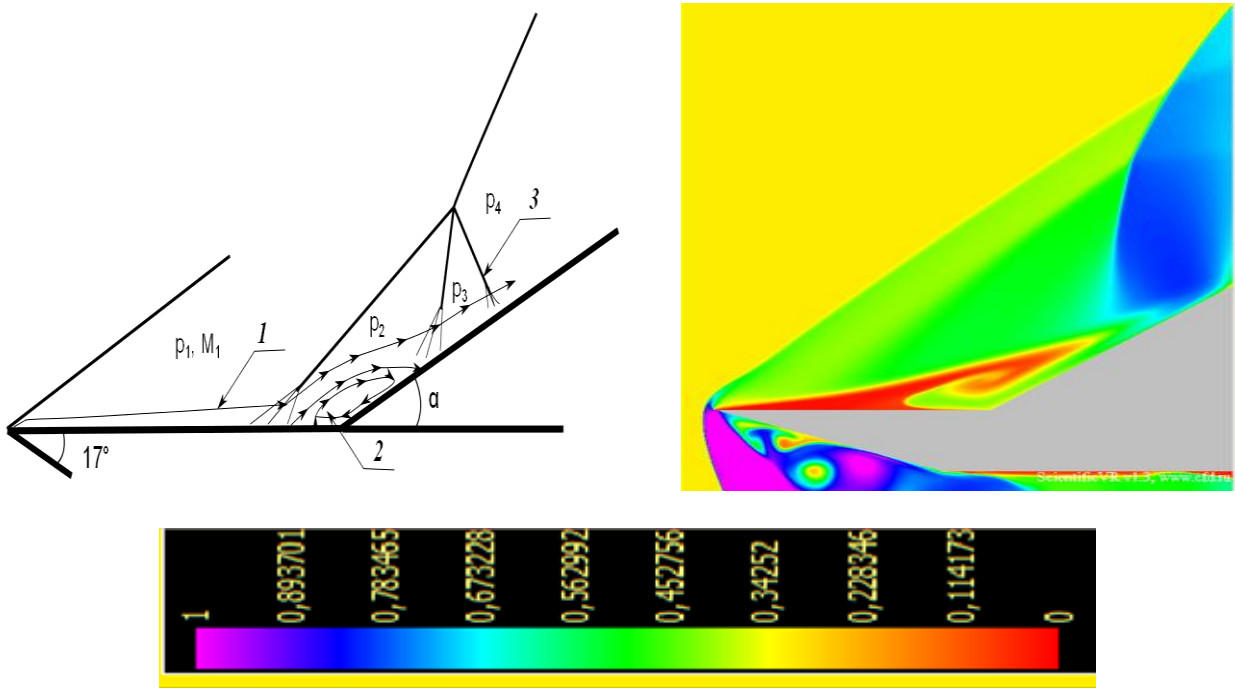


Рис. 7 Структура скачков уплотнения при обтекании плоскости и клина с углом наклона 30°

На рис. 8 приведено сравнение поля скоростей, полученного в [2] (слева) и полученного в данной работе (справа). Как видно из рисунка, усредненное поле векторов скоростей и модули скоростей хорошо согласуются с экспериментальными данными.

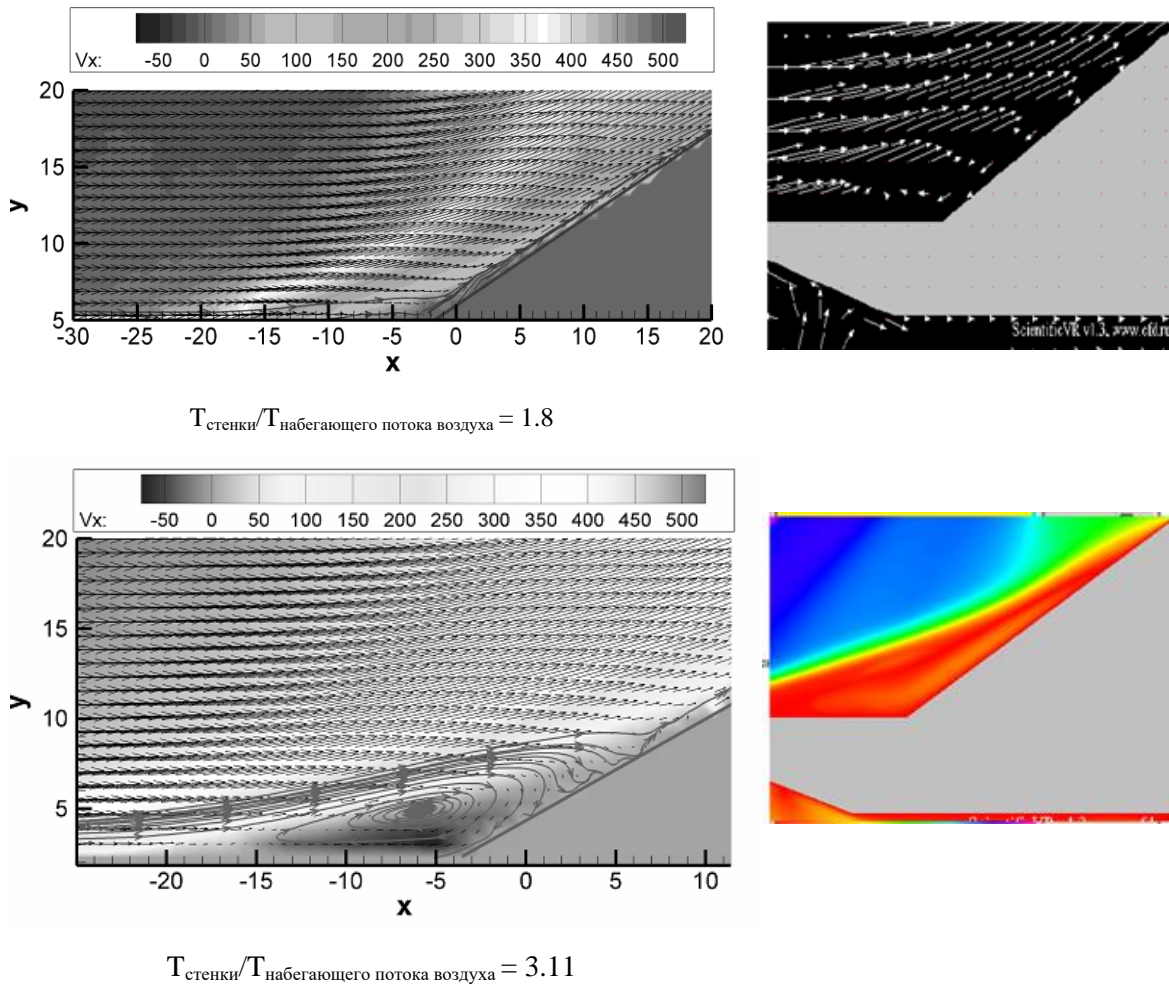


Рис. 8 Усредненное значение векторов скоростей в области отрыва пограничного слоя

Как показано выше, экспериментальные данные [2] и данные, полученные в результате численного моделирования с использованием программного пакета Gas Dynamic Tools на основе уравнений Навье-Стокса, в целом согласуются. При этом температурная зависимость поля скоростей требует дальнейшего уточнения и является целью дальнейших исследований.

Литература

1. *Зибаров А.В.* Пакет прикладных программ GAS DYNAMICS TOOL и его применение в задачах численного моделирования газодинамических процессов: диссертация доктора физико-математических наук: 05.13.16.- Тула, 2000.- 317 с.
2. *Глушнев А.В.* Экспериментальные исследования сверхзвуковых течений газа с интенсивным тепловыделением: диссертация кандидата физико-математических наук: 01.02.05.- Москва, 2014.- 114 с.
3. *Хауф В., Григуль У.* Оптические методы в теплопередаче. Под ред. проф. В. Я. Лихущина. – М.: Мир, 1973. — 240 с.