

УДК 621.455

Расчет взаимодействия струи газа, истекающей из сопла, с внешним потоком

А.И. Зорин¹, Д.В. Кашапов²

*¹ Молодой специалист, кафедра «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана,
г. Москва, Россия*

*² Молодой специалист, кафедра «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана,
г. Москва, Россия*

*Научный руководитель: А.Р. Полянский, к.т.н., доцент кафедры «Ракетные двигатели»
МГТУ им. Н.Э. Баумана*

МГТУ им. Н.Э. Баумана

zorin.alexander@list.ru

deniskashapov14@gmail.com

Импульсно-тяговые характеристики ракетного двигателя теоретически определяются, как правило, без привязки к конструкции ракеты и условиям полета [1]. Струя, истекающая из ракетного сопла, состоит из трех участков: первой бочки, в которой наблюдаются сильные градиенты давления, переходного участка и участка изобарической струи [2, 3, 4, 5]. На границе струй происходит вязкое взаимодействие струи с внешним потоком газа. За донным срезом сопла образуются застойные отрывные зоны. Для расчета подобных течений использовались зонные методы расчета областей неизобарического течения, отрыва потока, переходного участка, участка изобарического струйного течения и с течением внешнего потока [2, 3, 4]. Развитие средств вычислительной гидродинамики, повышение мощности компьютеров, позволяет проводить компьютерное моделирование модели ракеты с

реактивной струей ракетного двигателя при различных условиях обтекания потоком сжимаемого газа.

Рассмотрена задача моделирования пространственного течения для случая обтекания модели ракеты вязким потоком газа. Расчет проводился для тела заданной геометрии [6]. Угол атаки набегающего потока варьировался в диапазоне $\alpha = 0..45^\circ$, а его скорость $M_\infty = 0,5..1,2$. Давление в камере равнялось $p_k = 11$ МПа. Расчетная область представляла собой цилиндр, в центре которого находилось исследуемое тело. Внешние границы расчетной области выбирались достаточно далеко от зон возмущения потока. Границы расчетной области удалены от исследуемого тела на 10 калибров вверх и вниз по потоку, диаметр расчетной области равен 10 калибрам. В вычислительном эксперименте использовалась сетка на базе гексаэдров, содержащая более одного миллиона конечных элементов и обеспечивающая достаточную точность вычислений. Для учета эффектов вязкости сетка сгущалась на границах модели [4].

Параметры для выбранной модели турбулентности рассчитывались исходя из степени турбулентности набегающего потока в 1,5%, близкой к экспериментальной. На стенке тела задавались условия непротекания. Пространственная расчетная сетка представлена на рис. 1.

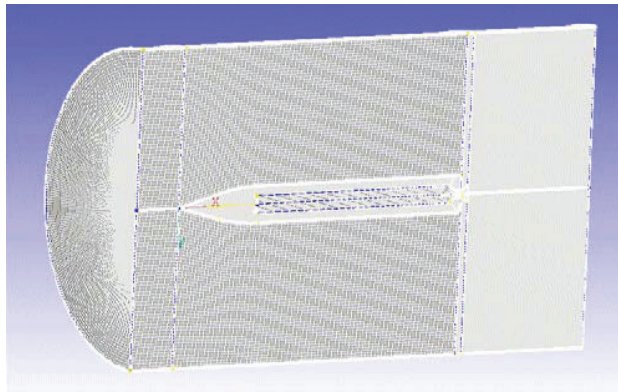


Рис. 1. Расчетная сетка

Данная модель продувалась в аэродинамической трубе при значении числа Маха набегающего потока $M_\infty = 0,9$ и $M_\infty = 1,2$. Статическое давление и температура в потоке были равны $p_\infty = 124105$ Па и $T_\infty = 310$ К

Сравнение расчетных и экспериментальных данных распределения давления по длине модели ракеты представлено на рис. 2.

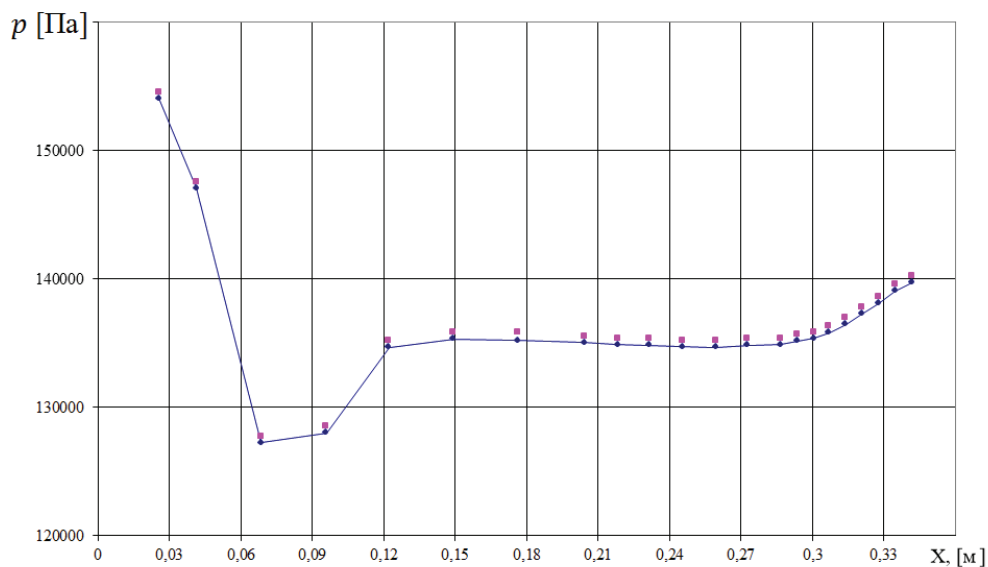


Рис. 2. Изменение давления по длине модели ракеты

Некоторое расхождение расчетных и экспериментальных данных можно объяснить тем, что в расчете стенка модели принималась гладкой, в то время как в эксперименте поверхность ракеты была шероховатой.

Выполнено сравнение расчетных данных с экспериментальными для пяти различных давлений в модельной камере при $T_k=477$ К.

Максимально абсолютное расхождение составляет не более 0,0003, относительная ошибка менее 3%, что говорит об удовлетворительном соответствии между расчетом и экспериментом.

Недорасширенная сверхзвуковая струя, истекающая во внешний поток, характеризуется наличием висячих скачков уплотнения, диска Маха и отраженных скачков уплотнения. На границе спутного потока развиваются вязкие слои смешения. За диском Маха расположена область дозвукового течения с тангенциальным разрывом между сверхзвуковым потоком за отраженным скачком и дозвуковым потоком за диском Маха [7, 8]. При изменении угла внешнего потока, структура течения заметно деформируется и перестаёт быть осесимметричной. Структура сверхзвуковой реактивной струи, обтекаемой дозвуковым внешним потоком, представлена на рис. 3, а сверхзвуковым потоком - на рис. 4.

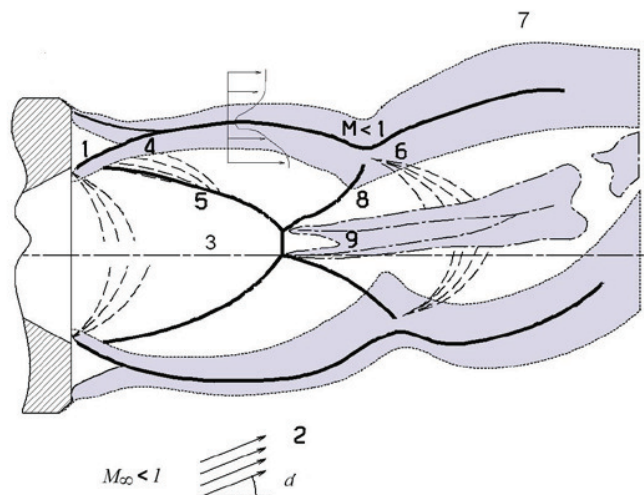


Рис. 3. Структура сверхзвуковой струи, обтекаемой дозвуковым потоком газа с боковой составляющей:

- 1 - донная область; 2 - набегающий поток; 3 - ось симметрии сопла; 4 - разделяющая линия тока; 5 - висячий скачок; 6 - дозвуковая область слоя смешения; 7 - слой смешения на границе; 8 - отраженный скачок; 9 - область смешения за диском Маха

При сверхзвуковом течении внешнего потока сильно деформируется висячий скачок 5, уменьшаются дозвуковые области смешения.

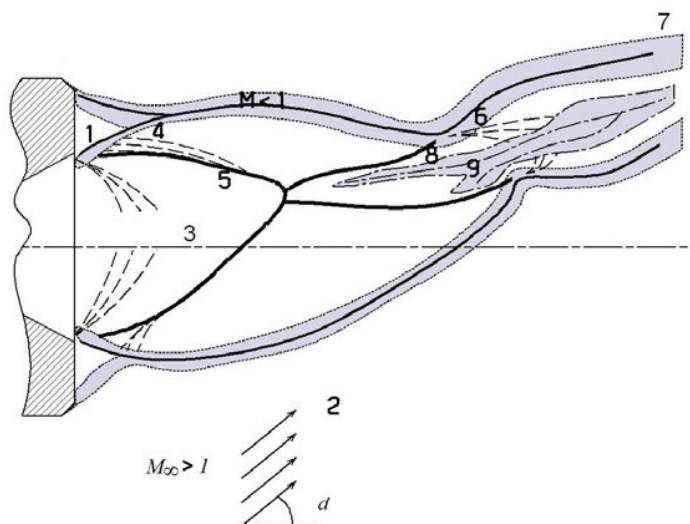


Рис. 4. Структура сверхзвуковой струи, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа с боковой составляющей:

- 1 - донная область; 2 - набегающий поток; 3 - ось симметрии сопла; 4 - разделяющая линия тока; 5 - висячий скачок; 6 - дозвуковая область слоя смешения; 7 - слой смешения на границе струи; 8 - отраженный скачок; 9 - область смешения за диском Маха

На рис. 5-7 линейные координаты отнесены к радиусу выходного сечения сопла.

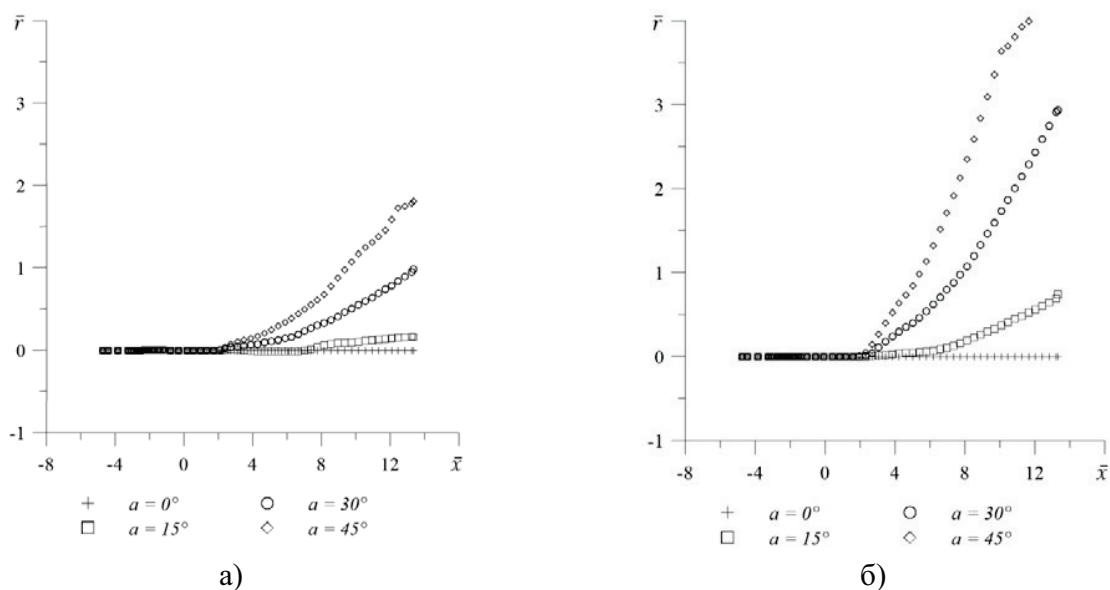


Рис. 5. Зависимость отклонения оси истекающей струи вдоль расчетной области на различных режимах обтекания: а) $M_\infty = 0.5$; б) $M_\infty = 1.2$

На рис. 6,7 представлены распределения чисел Маха вдоль осей истекающих струй при трех режимах обтекания летательного аппарата. При повышении числа Маха набегающего потока происходит уменьшение амплитуды изменения числа Маха в потоке, а, следовательно, и уменьшение перепада давления в бочке.

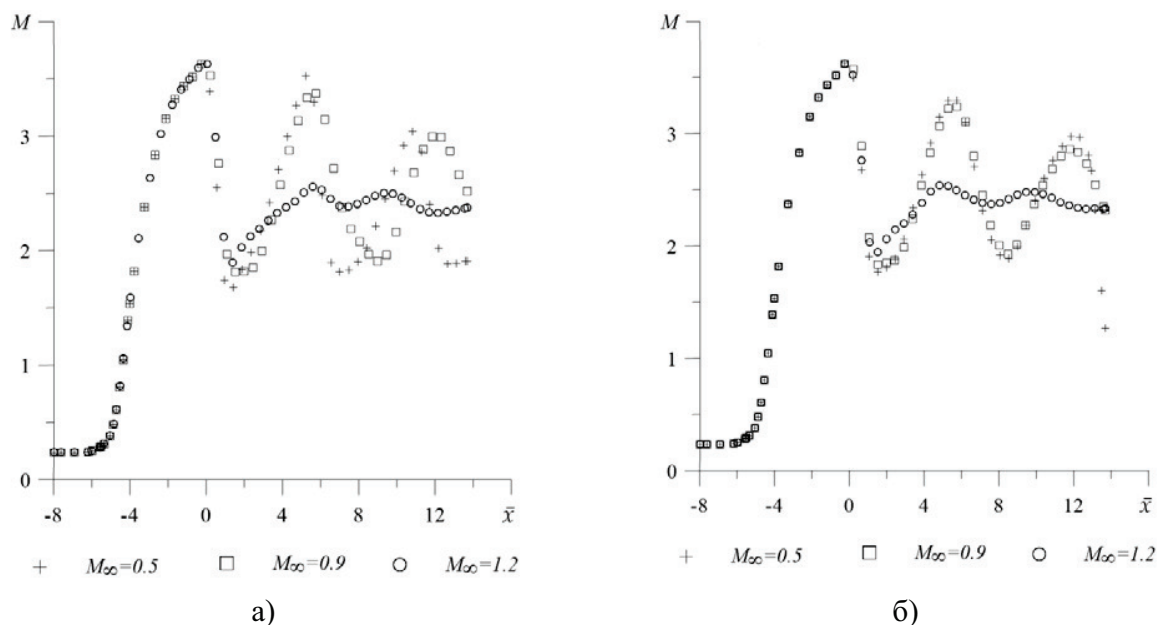


Рис. 6. Распределение числа Маха по оси истекающей струи на различных углах атаки набегающего потока: а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 15^\circ$

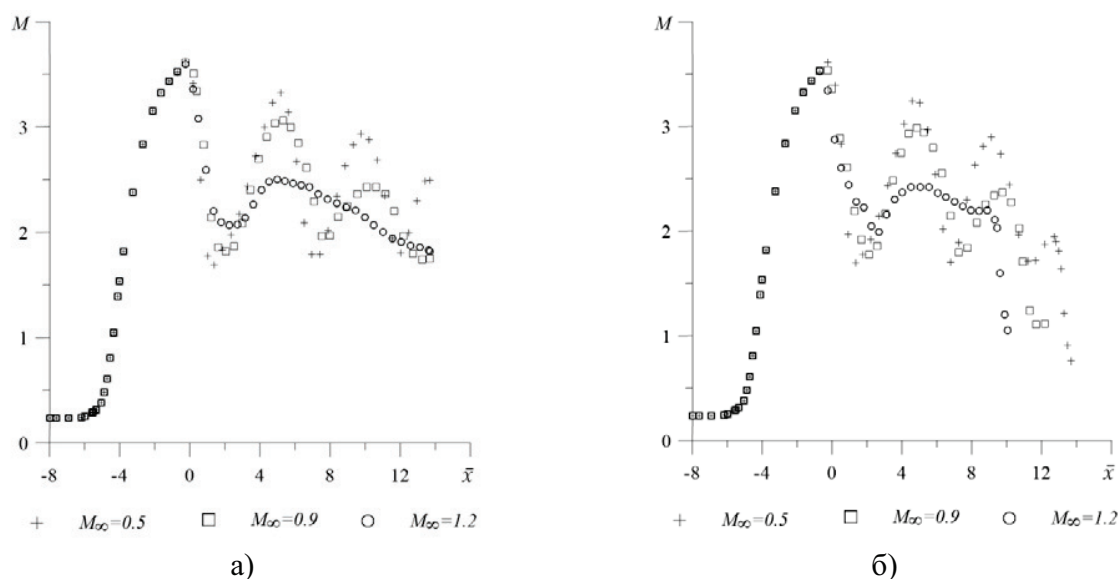


Рис. 7. Распределение числа Маха по оси истекающей струи на различных углах атаки набегающего потока: а) $\alpha = 30^\circ$; б) $\alpha = 45^\circ$

В результате численного эксперимента были получены данные по распределению параметров течения при взаимодействии истекающей струи с внешним потоком с боковой составляющей течения. Получены результаты по отклонению реактивной струи при различных параметрах внешнего потока и показано влияние параметров внешнего потока на структуру реактивной струи.

Список литературы

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей // Васильев А.П. и др.; под ред. Кудрявцева М.В. - М.: Высш. шк., 1993. – 383 с.
2. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй / В.С. Авдеевский, Э.А. Ашратов, А.В. Иванов, У.Г. Пирумов. - М.: Машиностроение, 1989. – 320 с.
3. Хемш М.Д., Нилсен Д. Н. Аэродинамика ракет, М.: Изд-во «Мир», 1989. – 510 с.
4. Калугин В.Т., Мордвинцев Г.Г., Попов В.М. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов, М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. – 527 с.
5. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений : учеб. пособие. Спб: БГТУ, 2001. – 107 с.
6. A Transonic and Supersonic Investigation of Jet Exhaust Plume Effects of the Afterbody and Base Pressures of a Body of Revolution. NASA-CR-149989, 1974. – 735 p.

7. R. Nallasamy, M. Kandula, L. Duncie, P. Schallhorn. Base Flow and Heat Transfer Characteristics of a Four-Nozzle Clustered Rocket Engine: Effect of Nozzle Pressure Ratio // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. – 35 p.
8. Усков В.Н., Булат П.В., Продан Н.В. История изучения нерегулярного отражения скачка уплотнения от оси симметрии сверхзвуковой струи с образованием диска Маха // Фундаментальные исследования. – 2012. – № 9 (часть 2). – С. 414-420.