

3. Сеюкова Л. П. Расчет обтекания сферы запыленным газом с учетом влияния отраженных частиц.— В кн.: Движение сжимаемой жидкости и неоднородных сред. Л.: Изд-во ЛГУ, 1982, с. 202—211.
4. Баланин Б. А., Лашков В. А. Сопротивление плоского клина в двухфазном потоке.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1982, № 2, с. 177—180.
5. Давыдов Ю. М., Нигматуллин Р. И. Расчет внешнего обтекания затупленных тел гетерогенным потоком газа с каплями или частицами.— Докл. АН СССР, 1981, т. 259, № 1, с. 57—60.
6. Головачев Ю. П., Шмидт А. А. Обтекание затупленного тела сверхзвуковым потоком запыленного газа.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1982, № 3, с. 73—77.
7. Юрьев И. М. О влиянии частиц на сопротивление тел в дисперсном потоке.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1982, № 3, с. 164—167.
8. Алхимов А. П., Нестерович Н. И., Папырин А. Н. Экспериментальное исследование обтекания тел сверхзвуковым двухфазным потоком.— ПМТФ, 1982, № 2, с. 66—74.
9. Баланин Б. А., Тразов Е. П. Экспериментальная установка для исследования высокоскоростных двухфазных течений.— В кн.: Течение вязкого и невязкого газа. Двухфазные жидкости. Л.: Изд-во ЛГУ, 1981, с. 32—41.
10. Smith D. H. Debris shielding in regions of high edge velocity.— AIAA Journal, 1976, v. 14, № 1, p. 94—96. (Рус. перев.: Смит. Защитный эффект слоя эрозивных осколков для областей с большой осевой составляющей скорости на границе пограничного слоя. Ракетная техника и космонавтика. 1976. т. 14, № 1, с. 116—118).
11. Hove D. T., Smith A. A. Holographic analysis of particle-induced hypersonic bow-shock distortions.— AIAA Journal, 1975, v. 13, № 7, p. 947—949. (Рус. перев.: Хоув. Смит. Голографический анализ возмущений головной ударной волны за счет присутствия частиц в гиперзвуковом потоке. Ракетная техника и космонавтика, 1975, № 7, с. 135—137.)

Ленинград

Поступила в редакцию
4.V.1983

УДК 533.6.011.55:536.244

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА, ОБТЕКАЕМОГО ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА ПОД БОЛЬШИМИ УГЛАМИ АТАКИ

АФОНИНА Н. Е., ВЛАСОВ А. Ю., ГРОМОВ В. Г.

На основе разработанной численной модели течения вязкого реагирующего газа в ударном слое около наветренной стороны затупленных удлиненных тел проведено исследование теплообмена треугольного крыла с затупленными кромками и различными каталитическими свойствами поверхности, обтекаемого под углами атаки 40 и 60° гиперзвуковым потоком воздуха.

1. Для расчета сверхзвукового обтекания гладких тел при достаточно больших числах Рейнольдса широко используется модель вязкого ударного слоя. В этой модели область ударной волны заменяется поверхностью разрыва газодинамических параметров, а для описания течения в ударном слое применяются различного типа «укороченные» уравнения Навье — Стокса. В настоящей работе пространственное течение в ударном слое на наветренной стороне тела описывается уравнениями, включающими в себя все члены уравнений невязкого течения и пограничного слоя [1] и записанными в системе координат, связанной с поверхностью тела. Используется пятикомпонентная модель диссоциирующего воздуха — O, N, NO, O₂, N₂ — с учетом шести основных газофазных реакций [2]. Константы скоростей реакций выбраны на основе рекомендаций [3].

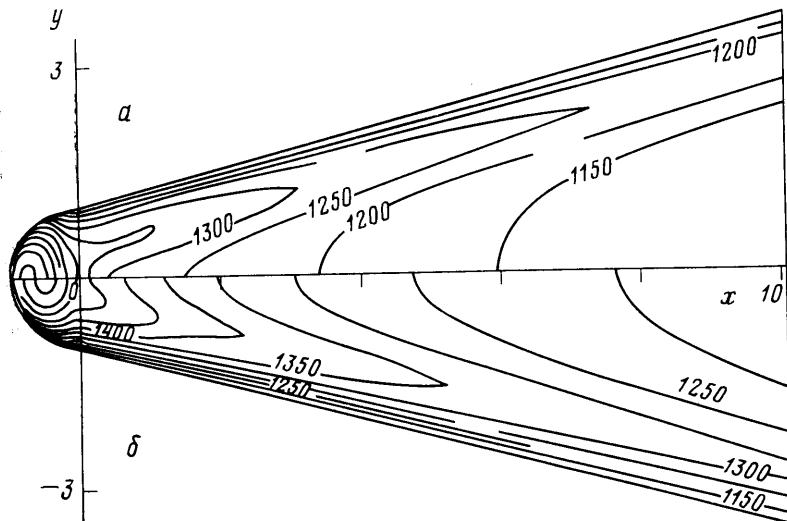
Предполагается, что внутренние степени свободы компонент газа возбуждены равновесно с поступательными степенями свободы. Термодинамические свойства атомарных компонент определяются на основе модели «жестких сфер», молекулы описываются системой жесткий ротатор — гармонический осциллятор. Постоянные этих моделей и термодинамические данные заимствованы из [4].

Коэффициенты вязкости и теплопроводности газовой смеси вычисляются по формулам типа Уилке, диффузионные потоки — из соотношений Стефана — Максвелла. Необходимые для определения характеристик молекулярного переноса потенциалы взаимодействия пар атом — атом взяты из [5], атом — молекула и молекула — молекула — из [6].

Поверхность тела предполагается непроницаемой и теплоизолированной. Взаимодействие атомов с поверхностью описывается реакциями первого порядка с константами скорости k_{wi} ($i=0, N$), рассматриваемыми как параметры. По отношению к радикалам NO поверхность тела считается химически нейтральной. Соответствующие этим предположениям граничные условия учитывают также эффекты скольжения и скачка температуры [7].

На ударной волне используются обобщенные соотношения Ренкина — Гюгонно [1], в плоскости симметрии — условия симметрии течения, на других границах расчетной области ставятся граничные условия экстраполяционного типа.

2. Задача решается разностным методом с помощью консервативной разностной схемы первого порядка точности по координатам, направленным вдоль поверхности тела, и второго порядка точности — по координате, нормальной к поверхности. Для



Фиг. 1

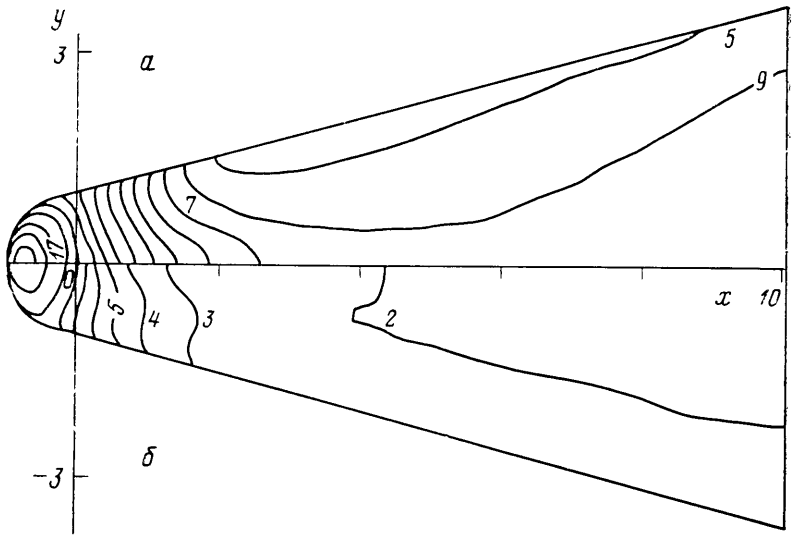
получения стационарного решения применяется блочный вариант метода последовательной релаксации [8]. В качестве параметра релаксации используется шаг по физическому времени. В блоки объединяются разностные уравнения, соответствующие узлам сетки, расположенным по нормали к поверхности тела. Последовательность обхода блоков совпадает в основном с направлением движения газа в ударном слое, что позволяет ослабить ограничение на шаг по времени, связанное с условием устойчивости схемы. Решение нелинейных уравнений блоков находится методом Ньютона — Рафсона с применением векторных прогонок.

Проведенные методические исследования показали, что расчет течения вдоль боковой поверхности тела даже при рассмотренных в работе больших углах атаки может быть построен по маршевой схеме. В этом случае сначала установлением решается задача в области затупления, а затем также установлением по времени находится решение в узких перекрывающихся областях, последовательно перемещающихся вдоль тела.

3. В качестве примера рассмотрено обтекание под углами атаки $\alpha=40$ и 60° плоской треугольной пластины с цилиндрическими кромками, толщиной $2R=2$ м, длиной $11R$ и углом стреловидности 75° . Расчеты проводились на неравномерной по всем переменным разностной сетке с числом узлов $70 \times 50 \times 18$ соответственно по продольной, нормальной к поверхности тела и азимутальной координатам. Решение получено при следующих значениях параметров набегающего потока: $p_\infty=1$ Па, $V_\infty=7$ км/с, $T_\infty=210$ К, что соответствует значениям чисел Рейнольдса $Re_{\infty, R}=0,85 \cdot 10^4$ и Маха $M_\infty=24,1$. Из расчетов определялась равновесная радиационная температура поверхности с коэффициентом черноты $\epsilon=0,8$ и различной каталитической активности поверхности.

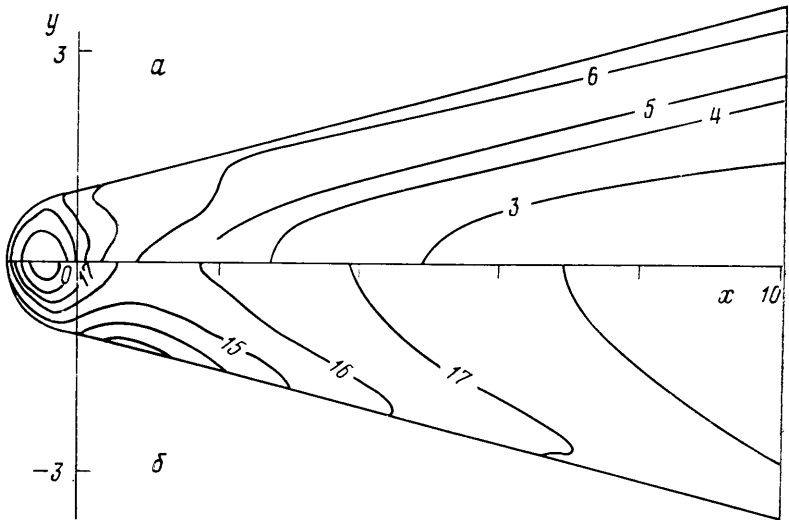
Характерное для рассматриваемых условий распределение температуры T_w по поверхности пластины приведено на фиг. 1 ($x=X/R$, $y=Y/R$). Представленные результаты получены для случая пластины с идеально каталитической поверхностью, обтекаемой под углом атаки 40 (фиг. 1, а) и 60° (фиг. 1, б). Здесь изотермы проведены через 50° К.

Как показано в ряде исследований (например, в [2]), в рассматриваемых условиях обтекания существенное влияние на теплообмен оказывают процессы гетерогенной рекомбинации атомов. Эффект снижения интенсивности теплообмена при



Фиг. 2

уменьшении каталитической активности поверхности иллюстрируется данными фиг. 2 ($\alpha=40^\circ$) и 3 ($\alpha=60^\circ$). На этих рисунках построены линии постоянных значений параметра $\theta_j = [T_w^{(3)} - T_w^{(j)}] / T_w^{(3)}$, где $j=1$ соответствует некаталитической поверхности (фиг. 2, а, 3, б), $j=2$ — частично каталитической с константами скоро-



Фиг. 3

стей рекомбинации $k_{w,0}=10,4$ и $k_{w,N} 3,12$ м/с [9] (фиг. 2, б, 3, а), индекс 3 — идеально каталитической поверхности.

Зависимость распределения давления, трения и отхода ударной волны от каталитических свойств поверхности в данном примере оказалась незначительной.

ЛИТЕРАТУРА

1. Численное исследование современных задач газовой динамики/Под. ред. Белоцерковского О. М. М.: Наука, 1974. 397 с.
2. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике/Под ред. Майкапара Г. И. М.: Машиностроение, 1972. 344 с.

3. Lin S. Ch., Teare J. D. Rate of ionization behind shock waves in air. 2. Theoretical interpretations.— Phys. Fluids, 1963, v. 6, № 3, p. 355–375.
4. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное изд. Т. 1–4. М.: Наука, 1978.
5. Yun K. S., Mason E. A. Collision integrals for the transport properties of dissociating air of high temperatures.— Phys. Fluids, 1962, v. 5, № 4, p. 380–386.
6. Cubley S. J., Mason E. A. Atom-molecule and molecule-molecule potentials and transport collision integrals for high-temperature air species.— Phys. Fluids, 1975, v. 18, № 9, p. 1109–1111.
7. Scott C. D. Reacting shock layers with slip and catalytic boundary conditions.— AIAA Journal, 1975, v. 13, № 10, p. 1271–1278.
8. Самарский А. А., Николаев Е. С. Методы решения сеточных уравнений. М.: Наука, 1978. 591 с.
9. Tong H., Morse H. L., Curry D. M. Non-equilibrium viscous — layer computations of space shuttle TPS requirements.— J. Spacecraft and Rockets, 1975, v. 12, № 12, p. 739–743.

Москва

Поступила в редакцию
4.VIII.1983

УДК 533.6.011.72

НЕСТАЦИОНАРНОЕ ОТРАЖЕНИЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ОТ ТЕЛА С ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ВЫЕМКОЙ

ГРУДНИЦКИЙ В. Г., ЗНАМЕНСКАЯ И. А., КУДРЯВЦЕВ Е. М.,
ПОДОБРЯЕВ В. Н., ШУГАЕВ Ф. В.

При сверхзвуковом обтекании тел с выемками в ряде случаев возникают пульсации в потоке [1–3]. Эксперименты показывают [4, 5], что установление стационарного сверхзвукового обтекания при падении плоской ударной волны на тело, имеющее выемку, происходит после серии колебаний головной волны. При численном расчете взаимодействия сверхзвуковой струи с цилиндрической полостью обнаружено [6], что внутри полости возникают затухающие пульсации давления, если струя однородна, и незатухающие, если она неоднородна. Затухание пульсаций авторы объясняют влиянием схемной вязкости.

В настоящей работе экспериментально и теоретически (с помощью численных методов) исследованы колебания головной ударной волны и параметров потока за ней при нестационарном отражении ударной волны от тела с цилиндрической выемкой, обращенной навстречу потоку. Задача ставится следующим образом. Плоская ударная волна, параметры за которой постоянны, падает на цилиндр с полостью. Исследуется нестационарное течение, возникающее при таком взаимодействии.

Для численного решения уравнений газовой динамики применена двухслойная по времени явная консервативная схема сквозного счета. Схема имеет второй порядок аппроксимации и строится на нерастущем шаблоне. Принцип построения таких схем изложен в [7, 8]. Расчеты проводились без введения искусственной вязкости. Фронт ударной волны занимал три узла сетки. Высоочастотные осцилляции затухали за один-полтора периода. Максимальная амплитуда их составляла не более 3% от значений расчетных функций за волной. Точность схемы исследовалась сравнением расчетов на сетках с различными шагами.

В расчетах на радиус выемки приходилось от 6 до 12 ячеек сетки, размеры которых в радиальном и продольном направлениях были, как правило, одинаковы. Рассматривались тела с бесконечно тонкой стенкой и со стенкой, для которой отношение ее толщины к внутреннему диаметру цилиндра было равно 1/6, что соответствовало геометрии модели в экспериментах. Расчеты проводились до момента, когда ясно просматривалась тенденция колебаний к затуханию.

Эксперименты выполнены в ударной трубе, описанной в [4], с моделью, представляющей собой полый стальной цилиндр с открытым концом, имеющим острые кромки. Внутренний диаметр цилиндра d равен 6 мм, внешний — 8 мм, глубина выемки менялась от 0 до 25 мм. Число Рейнольдса $Re = vd/\nu$ (где v — скорость потока за падающей волной) не превышало 10^5 . В экспериментах числа Маха падающей волны менялись в пределах от 4 до 5.

Сравнение результатов экспериментов и расчетов показало совпадение основных закономерностей процесса в обоих случаях. При обтекании модели потоком газа за падающей ударной волной головная волна совершает регулярные затухающие колебания около положения, соответствующего стационарному течению. В эксперименте была зарегистрирована вторичная ударная волна, выходящая из полости и