

В качестве простого примера многослойного течения рассмотрим течение, в котором кривизна верхней и нижней границы для каждого слоя одинакова, т. е. $k(x) = k_0(x)$ и, следовательно, n — ширина слоя — постоянна.

В этом случае задача также сводится к линейному уравнению

$$z'' + \alpha z = 0 \quad (13)$$

где α зависит от n_1 и n_2 — толщин соседних слоев, $h_1 v_{01}$ и $h_2 v_{02}$ — расходов жидкости в этих слоях и их плотностей ρ_1 и ρ_2 .

Если эти величины подобраны так, что α одинакова для любой пары прилегающих слоев, то решение уравнения (13) имеет вид, аналогичный (12), т. е. все границы между слоями будут иметь вид одинаковых косинусоид.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лаврентьев М. А., Шабат Б. В.* Методы теории функций комплексного переменного. М.: Наука, 1973. с. 398–403.
2. *Якимов Ю. Л.* О приближенной формуле для растяжения при конформном отображении области, имеющей узкий участок. — Сиб. мат. журн., 1962, т. 3, № 6, с. 956–960.
3. *Якимов Ю. Л.* О неустановившихся движениях несжимаемой жидкости в узких областях. — Докл. АН СССР, 1957, т. 115, № 6, с. 1080–1083.
4. *Карпман В. И.* Нелинейные волны в диспергирующих средах. М.: Наука, 1973. 175 с.
5. *Букреев В. И., Гаврилов Н. В.* Экспериментальное исследование уединенных внутренних волн в двухслойной жидкости. — ПМТФ, 1983, № 5, с. 51–56.

Москва

Поступила в редакцию
29.IV.1985

УДК 533.6+532.5

ВЛИЯНИЕ ВДУВА НА СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА ЗАПЫЛЕННЫМ ГАЗОМ

ГОЛОВАЧЕВ Ю. П., ШМИДТ А. А.

Одной из основных проблем, возникающих при проектировании высокоскоростных летательных аппаратов, является защита обтекаемых поверхностей от эрозионного воздействия твердых частиц и капель, находящихся в набегающем потоке. Для этой цели может быть использован вдув холодного газа, приводящий к образованию пристеночного слоя с высокой плотностью, в котором происходит торможение частиц [1]. В настоящей работе на примере сверхзвукового обтекания сферы исследуется эффективность такого способа защиты от эрозии.

1. Для широкого диапазона условий полета усредненная по объему плотность включений много меньше плотности газа. Поэтому параметры газовой фазы рассчитываются без учета присутствия примеси.

Задача сверхзвукового обтекания затупленного тела при вдуве через его поверхность решается в рамках двухслойной модели [2]. Предполагается наличие перед обтекаемым телом двух слоев идеального совершенного газа, разделенных контактной поверхностью. В одном из них течет газ, поступающий через поверхность тела, в другом — газ, прошедший через головную ударную волну. В обоих слоях течение описывается системой уравнений Эйлера.

Значения газодинамических функций за головной ударной волной определяются из соотношений Ренкина — Гюгонно. На контактной поверхности используются условия непротекания и равенства давлений. На поверхности тела задаются обе компоненты скорости вдуваемого газа и его температура. На осевой линии используются условия симметрии, а на луче, ограничивающем расчетную область вниз по потоку, — приближенные условия вида $\partial^2 f / \partial s^2 = 0$, где f — любая из искомых функций, s — расстояние от передней критической точки, отнесенное к радиусу сферы.

Численные решения рассматриваемой задачи в указанной постановке были получены ранее в [2, 3]. Метод, используемый в настоящей работе, основан на применении неявной разностной схемы [4] и в основном совпадает с изложенным в [3]. Распределение давления на контактной поверхности задается формулой Ньютона. Это дополнительное предположение обеспечивает возможность независимого определения положения контактной поверхности и поля газодинамических функций в слое вдува. Затем решается задача сверхзвукового обтекания непроницаемого тела, форма которого совпадает с формой контактной поверхности, найденной на первом этапе. Решение двух указанных задач полностью определяет поле газодинамических

функций несущей фазы перед обтекаемой сферой. Погрешность полученных таким образом численных решений определяется главным образом погрешностью формулы Ньютона. Для рассматриваемых условий она составляет около 10%. Исходя из этого выбираются параметры расчетной сетки и критерий установления стационарного режима.

2. Анализ движения и нагрева частиц в ударном слое проводится в рамках теории взаимопроникающих континуумов [5]. Предполагается, что примесь состоит из сферических частиц одинакового размера. Концентрация частиц достаточно мала, так что их непосредственным взаимодействием можно пренебречь. Частицы считаются равнопрогретыми, так как для большинства представляющих практический интерес материалов время внутренней тепловой релаксации частиц много меньше времени межфазного теплообмена. При указанных предположениях уравнения сохранения массы, импульса и энергии континуума, моделирующего примесь, совпадают с приведенными в [6]. Процессы межфазного обмена импульсом и энергией учитываются с помощью феноменологических зависимостей. Замыкающие задачу соотношения для коэффициента сопротивления и числа Нуссельта заимствуются из [7].

Граничные условия для уравнений примесной фазы необходимы только на головной ударной волне. Здесь параметры фазы включений принимаются равными их значениям в набегающем потоке, так как времена межфазной релаксации импульса и энергии много больше времени пролета частицей ударной волны. Частицы, попавшие на поверхность обтекаемого тела, из рассмотрения исключаются. Следует заметить, что при наличии вдува нормальная составляющая скорости включений вблизи поверхности мала. Поэтому эффекты, связанные с отражением частиц, незначительны и последнее допущение в рассматриваемой задаче вполне обоснованно. Уравнения для фазы частиц интегрируются аналогично [6].

3. Экранирующее влияние вдува иллюстрируется на примере сверхзвукового обтекания сферы потоком двухфазного совершенного газа с примесью твердых частиц. Плотность и удельная теплоемкость материала частиц соответствуют свойствам атмосферных аэрозолей: $\rho_p = 2,6 \cdot 10^3$ кг/м³, $c_p = 712$ Дж/кг·К. В набегающем потоке скорости и температуры газа и частиц считаются одинаковыми. Рассматривается случай вдува газа по нормали к поверхности тела. Распределение скорости вдува задается соотношением $v_w = v_w^0 \cos(s)$.

На фиг. 1–4 представлены некоторые результаты, демонстрирующие влияние интенсивности вдува и свойств вдуваемого газа на движение и нагрев частиц разного размера. Эти результаты соответствуют обтеканию сферы радиуса $a = 0,3$ м при следующих значениях параметров набегающего потока: $V_\infty = 2084$ м/с, $\rho_\infty = 1,225$ кг/м³, $T_\infty = 300$ К, $\varphi_\infty = 10^{-7}$, где φ – объемная доля частиц. Температура вдуваемого газа принималась равной температуре в набегающем потоке.

На фигурах расстояние от поверхности сферы n отнесено к радиусу сферы a , составляющие скорости – к V_∞ , поток кинетической энергии – к $\rho_\infty V_\infty^3$, расход – к $\rho_\infty V_\infty$, температуры – к $V_\infty^2/2R$, где R – удельная газовая постоянная. Цифрами 1, 2, 3 обозначены результаты расчетов для частиц с диаметром $d = 5 \cdot 10^{-4}$, $2,5 \cdot 10^{-4}$, $1,25 \cdot 10^{-4}$ м. Сплошные кривые соответствуют вдуву воздуха, штрихпунктирные – аргона.

На фиг. 1, 2 представлены профили скорости и температуры частиц вдоль линии торможения при $v_w^0 = 0,03$. Видно, что слой вдува, заполненный холодным газом с большой плотностью, эффективно тормозит частицы, в то время как во внешней части ударного слоя их скорость уменьшается незначительно. В слое вдува меняется также характер теплообмена: частицы, нагретые в потоке за ударной волной, начинают охлаждаться.

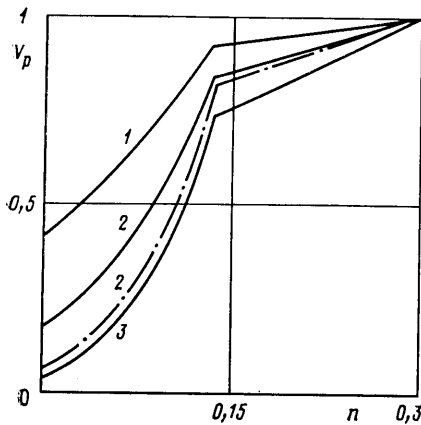
На фиг. 3 показано распределение потока кинетической энергии частиц по поверхности сферы при $v_w^0 = 0,03$. Штриховые кривые соответствуют отсутствию вдува. Эрозионное воздействие примеси пропорционально потоку кинетической энергии частиц, падающих на поверхность [8]. Поэтому из приведенных результатов можно сделать вывод о том, что вдув позволяет резко уменьшить эрозию лобовой поверхности тела, обтекаемого двухфазным потоком.

Из фиг. 1–3 видно, что вдув газа с большим молекулярным весом более эффективен с точки зрения защиты обтекаемой поверхности. Это объясняется увеличением как плотности газа в слое вдува, так и его вязкости.

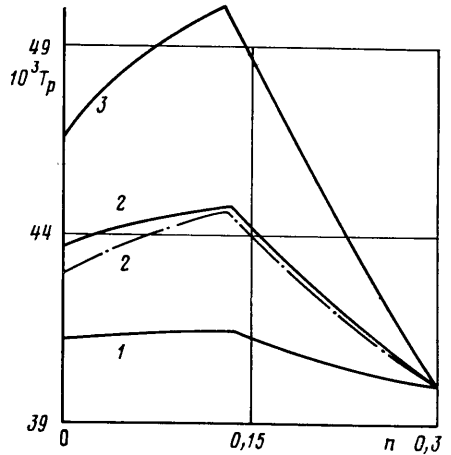
На фиг. 4 представлены зависимости потока кинетической энергии частиц в точке торможения и массового расхода вдуваемого газа от скорости вдува. Видно, что существенное снижение потока кинетической энергии частиц к поверхности тела происходит при сравнительно небольших значениях расхода.

4. Приведенные результаты демонстрируют эффективность вдува как средства защиты обтекаемой поверхности от эрозионного воздействия примесной фазы. Экранирующий эффект можно характеризовать отношением времени межфазной релаксации импульса τ_p к времени пребывания частицы в газовом слое τ_g . В рассматриваемых условиях для ударного слоя $\tau_p/\tau_g \gg 1$, т. е. течение близко к замороженному; для слоя вдува $\tau_p/\tau_g \ll 1$.

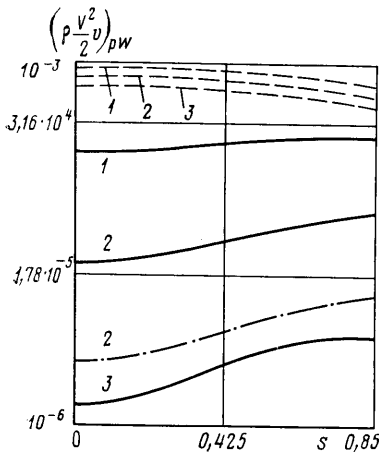
Неравновесное течение гетерогенной смеси весьма сложным образом зависит от большого числа параметров, что затрудняет выделение и использование точных критериев подобия. В некоторых случаях, однако, имеет место приближенное частичное



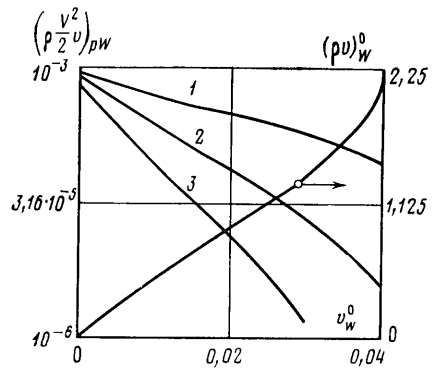
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

подобие. Так, при фиксированных параметрах газовой фазы и отсутствие влияния примеси на несущий газ отношение характерных времен для двух предельных режимов обтекания частиц может быть представлено в виде

$$\frac{\tau_p}{\tau_g} \sim \frac{d_p \rho_p^0}{L} \quad \left(\text{Re}_p = \frac{d_p / V_g - V_p / \rho_g}{\mu_g} \right)$$

$$\frac{\tau_p}{\tau_g} \sim \frac{d_p^2 \rho_p^0}{L} \quad (\text{Re}_p \ll 1)$$

Здесь L — характерный линейный масштаб течения, индекс g относится к параметрам газовой фазы. В указанных предельных случаях комплексы $d_p \rho_p^0 / L$ и $d_p^2 \rho_p^0 / L$ являются параметрами подобия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зигельман Д., Паллоне А. Защита от эрозии путем вдува холодного газа. — Ракетная техника и космонавтика, 1978, т. 16, № 7, с. 160–167.
2. Стулов В. П. Сильный вдув на поверхности затупленного тела в сверхзвуковом потоке. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1972, № 2, с. 89–97.
3. Гилинский М. М., Лебедев М. Г. К расчету сильного вдува на затупленном теле и профиле. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1977, № 1, с. 117–124.
4. Любимов А. Н., Русанов В. В. Течения газа около тупых тел. Ч. 1. М.: Наука, 1970. 287 с.

5. Нигматулин Р. И. Основы механики гетерогенных сред. М.: Наука, 1978. 336 с.
6. Головачев Ю. П., Шмидт А. А. Обтекание затупленного тела сверхзвуковым потоком запыленного газа. — Изв. АН СССР. МЖТ, 1982, № 3, с. 73–77.
7. Карлсон, Хоглунд. Сопротивление и теплоотдача частиц в соплах ракетных двигателей. — Ракетная техника и космонавтика, 1964, т. 2, № 11, с. 104–109.
8. Полежаев Ю. В., Романченко В. П., Чирков И. В., Шебеко В. Н. Расчетная модель процесса эрозионного разрушения композиционного материала. — Инж.-физ. журн., 1979, т. 37, № 3, с. 395–404.

Ленинград

Поступила в редакцию
12.IV.1985

УДК 533.6.011.5

ОСОБЕННОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛЕЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ РАЗЛИЧНОГО КЛАССА

АЛФЕРОВ В. И., ЛАБАЗКИН А. П., РУДАКОВА А. П.

Гиперскоростной режим обтекания характеризуется рядом особенностей, обусловленных влиянием реальных свойств газа. Основными среди них являются: существенное уменьшение расстояния отхода ударной волны от тела, изменение химического состава газа за ударной волной, явление поглощения энтропийного слоя пограничным и т. д. Известно, что в реальных летных условиях эффект поглощения энтропийного слоя оказывает существенное влияние на условия на внешней границе пограничного слоя и величины тепловых потоков, приводя их к значительному увеличению и соответственно к уменьшению толщины пограничного слоя [1].

С точки зрения моделирования гиперскоростной режим полета является наиболее трудным для воспроизведения и наименее изученным. В работе [2] изложены условия, которые необходимо выполнять при моделировании гиперскоростного режима обтекания, и оценены возможности различного типа установок для его моделирования.

В работе [2] сделаны оценки величины отхода ударной волны Δ/R от сферы в трубах с омическим подогревом газа и в гиперскоростной аэродинамической установке с магнитогазодинамическим ускорением потока. Показано, что отличие значения Δ/R в трубах с омическим подогревом и соответствующих значений природы в зависимости от высоты и скорости полета составляет 1,5–2 раза, для гиперскоростной аэродинамической установки это отличие составляет ~15–30%.

В литературе имеется немало теоретических и экспериментальных работ по обтеканию простейших тел (например, [3–5]), однако систематические количественные данные по исследованию влияния реальных свойств газа на обтекание объекта, движущегося с большой скоростью, а также данные сравнительных испытаний моделей в установках различного класса отсутствуют.

В данной работе приводятся результаты экспериментального исследования сверхзвукового обтекания полусферы и конусов с большими ($\theta=40-65^\circ$) углами полураствора в аэродинамических установках различного класса. Проводится сравнение измеренных распределений давления вдоль поверхности полусферы и конусов, а также расстояний отхода ударной волны от полусферы в установках различного класса при одном и том же числе Маха.

1. Экспериментальные исследования проводились в гиперзвуковых аэродинамических трубах с омическим и электродуговым подогревом газа в форкамере и в гиперскоростной аэродинамической установке при числе Маха $M=6-9$ на моделях острых конусов и полусферы. Углы полураствора конусов имели значения $\theta=40, 50, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 62, 65^\circ$. Диаметр мишени моделей составлял 29 мм. Все модели имели цилиндрическую хвостовую часть. При такой форме моделей влияние донного давления на пограничный слой на конусе невелико и не должно приводить к нарушению коничности течения вдоль образующей конусов с присоединенным скачком уплотнения [6].

Во время испытаний измерялось полное давление в форкамере p_0 , распределение статического давления по соплу и моделям p . Для контроля равномерности потока измерялись поля p_0' насадком полного давления в нескольких сечениях от среза сопла. Все испытания проводились при нулевом угле атаки. Во время испытаний снималась картина обтекания моделей.

Поскольку в испытаниях использовались конические сопла, была выполнена оценка степени неравномерности набегающего потока. Степень неравномерности потока определяется параметром $d=R/r^*$ [7] и отношением L/R [8]. Здесь R — радиус обтекаемого тела, r^* — радиус сферического сверхзвукового источника, L — расстояние от центра источника до обтекаемого тела. Для труб с омическим и