

УДК 533.6.011.72

© 2014 г. А. Н. ГОЛОВАНОВ, Ф. М. ПАХОМОВ

## СВЕРХЗВУКОВОЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОЕ ОБТЕКАНИЕ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА ПРИ ЕГО НИЗКОЧАСТОТНЫХ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЯХ

С использованием модели идеального невязкого совершенного газа исследуются аэродинамические характеристики колеблющегося конуса при нестационарном осесимметричном сверхзвуковом обтекании в отсутствие и при наличии сильного вдува воздуха с поверхности торцевого затупления в ударный слой.

*Ключевые слова:* сверхзвуковое осесимметричное обтекание, невязкая модель течения, торцевое затупление, низкочастотные продольные колебания, вдув с поверхности.

Продольные колебания тела, движущегося со сверхзвуковой скоростью, могут возникать в результате естественной вибрации, либо создаваться принудительно [1]. Сильный вдув газа в передней части тела навстречу набегающему потоку может быть использован как средство управления его аэродинамическими характеристиками [2].

Цель данной работы – исследование влияния низкочастотных продольных колебаний на коэффициент сопротивления тонкого конуса с торцевым затуплением в отсутствие и при наличии сильного локализованного вдува с поверхности.

**1. Постановка задачи и метод решения.** В основу численного моделирования сверхзвукового обтекания положена модель идеального невязкого совершенного газа. Интегральные законы сохранения массы, составляющих импульса и энергии в цилиндрической системе координат  $x, r, \varphi$  (в предположении осевой симметрии) имеют вид [3]

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_s \rho dr dx = \oint_L \rho(V - \omega, n) dL - \iint_s \int_r^1 \rho v dx dr$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_s \rho u dr dx = \oint_L [p n_x + \rho u(V - \omega, n)] dL - \iint_s \int_r^1 \rho u v dx dr$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_s \rho v dr dx = \oint_L [p n_r + \rho v(V - \omega, n)] dL - \iint_s \int_r^1 \rho v^2 dx dr$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_s \rho e dr dx = \oint_L [p(V, n) + \rho e(V - \omega, n)] dL - \iint_s \int_r^1 (\rho e + p) v dx dr$$

Здесь  $t$  – время;  $\rho$  – плотность;  $p$  – давление;  $u$  и  $v$  – компоненты вектора скорости газа  $V$ ;  $n_x$  и  $n_r$  – компоненты вектора внутренней нормали  $n$  к границе  $L$ ;  $\omega$  – вектор скорости смещения границы  $L$ ;  $e$  – полная удельная энергия газа.

Для замыкания исходной системы уравнений используется уравнение состояния совершенного газа с постоянным показателем адиабаты  $\gamma$

$$e = \xi + \frac{u^2 + v^2}{2}, \quad \xi = \frac{1}{(\gamma - 1)\rho} p$$

Границами области интегрирования  $S$  являются: головная ударная волна; поверхность тела; ось симметрии течения и замыкающая нормаль к поверхности тела на периферии конуса.

В качестве граничных условий на ударной волне реализовывались соотношения Рэнкина–Гюгоню. На оси симметрии задавались условия симметрии. На выходной границе, лежащей для обеспечения корректности результатов в сверхзвуковой части ударного слоя, выставлялись мягкие граничные условия сноса значений параметров течения вниз по потоку. На непроницаемых участках поверхности тела задавалось условие непротекания (индекс  $w$  обозначает поверхность тела,  $n$  – проекцию на нормаль)

$$(\rho v_n)_w = 0$$

На участках дозвукового вдува газодинамические параметры на поверхности тела определялись, как и в [2], из решения следующей нелинейной системы уравнений

$$(\rho v_n)_w = \text{const}$$

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p_w}{\rho_w} + \frac{v_{n,w}^2}{2} \equiv H_{0,w} = \text{const}$$

$$v_{n,1} - v_{n,w} + \frac{2}{(\gamma - 1)} \sqrt{\frac{\gamma p_1}{\rho_1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_w}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/2\gamma} \right] = 0$$

Первое из этих уравнений задает удельный расход вдуваемого газа, второе – его полную энтальпию, а третье, где  $v_{n,1}$ ,  $p_1$ ,  $\rho_1$  – параметры газа в ударном слое у поверхности тела, обеспечивает согласование параметров вдува с внешними условиями и отвечает за непрерывность инвариантов Римана на левой волне разрежения относительно внутренней нормали к поверхности тела.

Продольные колебания моделировались следующим законом изменения координат поверхности тела [1]

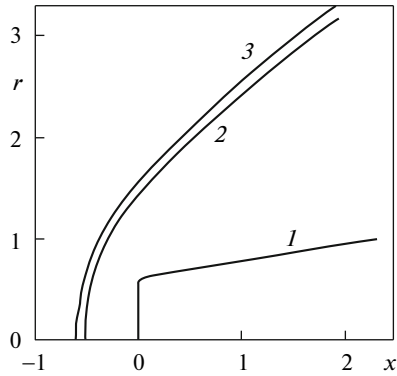
$$x^n = x^0 + A \sin(2\pi f t^n), \quad y^n = y^0$$

где  $f$  – частота колебаний,  $A$  – амплитуда,  $t$  – время,  $x^0$ ,  $y^0$  – координаты начального положения обтекаемого тела,  $x^n$ ,  $y^n$  – координаты поверхности тела на момент времени  $t = t^n$ .

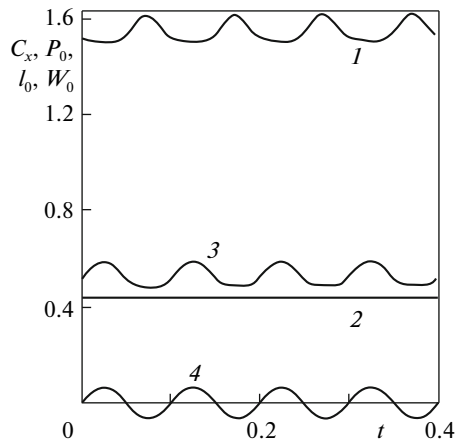
Определяемые в процессе решения газодинамические параметры в ударном слое представляют собой безразмерные величины: компоненты скорости отнесены к максимальной скорости набегающего потока  $V_{\max,\infty}$ ; плотность – к плотности невозмущенного набегающего потока  $\rho_\infty$ ; давление – к величине  $\rho_\infty V_{\max,\infty}^2$ ; линейные размеры – к радиусу донного среза.

Исходная система уравнений газовой динамики с соответствующими начальными и граничными условиями решалась явным конечно-разностным методом С.К. Годунова первого порядка точности по независимым переменным [3]. Введением подвижной расчетной сетки достигалось явное выделение головной ударной волны. Контактная поверхность в процессе численного решения задачи при наличии вдува с поверхности явным образом не выделялась. Все приводимые ниже результаты получены на расчетной сетке, содержащей 5000 ячеек ( $100 \times 50$ ).

**2. Сверхзвуковое обтекание колеблющегося тела с непроницаемой поверхностью.** Анализ влияния малых низкочастотных продольных колебаний тела на его аэродинамику был выполнен на примере сверхзвукового ( $M_\infty = 2$ ,  $\gamma = 1.4$ ) осесимметричного обтека-



Фиг. 1. Картины обтекания модели: 1 – контур образующей конуса, 2 – ударная волна при непроницаемой поверхности тела, 3 – ударная волна в случае течения с торцевой частью поверхности тела

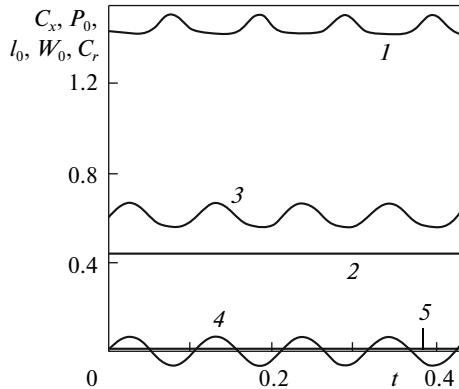


Фиг. 2. Характеристики процесса во времени в отсутствие течения: 1 – коэффициент сопротивления  $C_x$ , 2 – давление в точке торможения  $P_0$ , 3 – отход ударной волны от начала координат на оси симметрии  $l_0$ , 4 – отход поверхности тела от начала координат на оси симметрии  $W_0$

ния тонкого конуса с торцевым затуплением. Контур образующей конуса дается кривой 1 на фиг. 1. Геометрические параметры модели таковы: радиус торцевого затупления 9.5 мм; радиус донного среза 15.5 мм; длина модели 36 мм. Угловая точка пересечения торца с боковой образующей конуса в расчетах сглажена окружностью радиуса 1.5 мм.

В качестве начальных данных, перед тем как тело начнет колебаться, использовались параметры течения, соответствующие стационарному обтеканию модели при заданном значении числа Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ . Положение головной ударной волны при этом дается кривой 2 на фиг. 1.

На фиг. 2 приведены зависимости от времени основных аэродинамических характеристик при продольных колебаниях непроницаемого тела с частотой 10 герц и ампли-



Фиг. 3. Характеристики процесса во времени при наличии вдува: 1–4 – то же, что на фиг. 2, 5 – коэффициент реактивного сопротивления  $C_r$ .

тудой 1 мм. Кривая 1 соответствует изменению коэффициента сопротивления  $C_x$ , посчитанному без учета донного давления, кривая 2 – безразмерному давлению в точке торможения  $P_0$ , кривые 3 и 4 – безразмерным координатам пересечения оси симметрии головной ударной волны  $l_0$  и торцевым затуплением  $W_0$  соответственно. При этом положительные участки кривых 3 и 4 означают движение головной ударной волны и тела навстречу набегающему потоку.

**3. Сверхзвуковое обтекание колеблющегося тела при сильном локализованном вдуве с поверхности.** Помимо исследования сверхзвуковой аэродинамики непроницаемого колеблющегося тела, рассмотрен случай, когда с поверхности торцевого затупления осуществляется сильный дозвуковой вдув воздуха в ударный слой с расходом  $112 \text{ кг}/(\text{м}^2\text{с})$  и температурой торможения 300 К. Осуществляемый вдув настолько сильный, что отесняет головную ударную волну от поверхности тела по сравнению с обтеканием непроницаемой поверхности (кривая 3 на фиг. 1).

На фиг. 3 приведены те же характеристики, что и на фиг. 2, но в случае вдува с торцевой части поверхности и частоте продольных колебаний 9.46 герц с той же амплитудой. Единственное отличие в том, что добавилась кривая 5, соответствующая коэффициенту реактивного сопротивления  $C_r$ .

Для проверки наличия гистерезиса характеристик при колебаниях модели в сверхзвуковом потоке в случае вдува выполнен расчет с противоположной начальной фазой движения тела. Гистерезис в исследуемом процессе не обнаружен.

**4. Анализ результатов.** Результаты, представленные в разд. 2 и 3, показывают, что малые низкочастотные продольные колебания тела в сверхзвуковом потоке приводят к низкочастотным колебаниям коэффициента сопротивления с частотой, совпадающей с частотой колебаний тела, и амплитудой, не превышающей (в рассмотренных случаях) 7% от его величины в обычных условиях обтекания. Причем это справедливо как в случае непроницаемой поверхности, так и в случае сильного вдува с поверхности затупления (кривые 1 на фиг. 2, 3). В обоих случаях отход головной ударной волны от поверхности тела на оси симметрии (разность между кривыми 3 и 4 на фиг. 2, 3) и давление торможения в критической точке (кривые 2) остаются постоянными в процессе сверхзвукового обтекания колеблющегося тела. Постоянен и коэффициент реактивного сопротивления в случае вдува (кривая 5 на фиг. 3), который в сумме с коэффициентом волнового сопротивления дает величину меньшую, чем в отсутствие вдува, что находится в соответствии с [2].

**Заключение.** Малые низкочастотные продольные колебания обтекаемого сверхзвуковым потоком тела не приводят к ожидаемому уменьшению силы его сопротивления, а, скорее наоборот, ухудшают его аэродинамические качества.

Сильный дозвуковой локализованный вдув с поверхности затупления не оказывает влияние на характер взаимодействия колеблющегося тела со сверхзвуковым потоком.

Работа выполнена при поддержке гранта № 2269 аналитической ведомственной программы “Развитие научного потенциала высшей школы”.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н.* Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: Физматлит, 2003. 174 с.
2. *Антонов В.А., Гольдин В.Д., Пахомов Ф.М.* Аэродинамика тел со вдувом. Томск: Изд-во Томск. ун-та, 1990. 192 с.
3. *Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др.* Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

Томск  
Томский государственный университет  
Томский политехнический университет

Поступила в редакцию  
27.IX.2012