

УДК 533.6.011.72

© 1993 г. В. А. ЛЕВИН, Л. В. ТЕРЕНТЬЕВА

## СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ КОНУСА ПРИ ТЕПЛОПОДВОДЕ В ОКРЕСТНОСТИ ЕГО ВЕРШИНЫ

Изучается сверхзвуковое обтекание конуса, установленного в следе за сферическим источником тепловыделения. Неоднородность набегающего потока, генерируемая источником, приводит к эффективному снижению сопротивления.

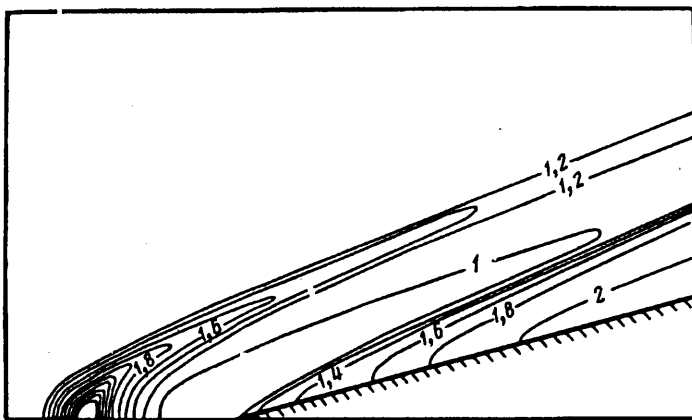
Одним из способов создания дополнительных аэродинамических усилий является теплоподвод к потоку в окрестности внешних поверхностей летательных аппаратов. Обзор работ по данной тематике дан в [1, 2]. Еще в работе [3] было показано, что при соответствующем расположении тепловых источников возможно получение тяги и управляющих аэродинамических усилий за счет создания зон повышенного давления. В этой статье также утверждается, что теплоподвод в окрестности критической точки обтекаемого тела приводит к повышению сопротивления. В [4] показано, что за счет энерговыведения в окрестности кормовой части тонкого осесимметричного тела можно получить тягу, а при теплоподводе между присоединенной ударной волной и поверхностью конуса — поперечную силу и опрокидывающий момент [5]. Совершенно неожиданным оказалось то, что при энергоподводе в окрестности носика тонкого осесимметричного тела также эффективно можно снизить его сопротивление и даже получить тягу [6]. При этом использовалась зона пониженного давления, возникающая за источником тепловыделения. Оказалось также, что такой способ снижения сопротивления и создания тяги в ряде случаев более эффективен при одних и тех же энергозатратах по сравнению с тепловыделением в окрестности кормовой части тела. Сверхзвуковое обтекание слабых источников энерговыведения конечных размеров изучалось в [4, 7, 8], а с интенсивным теплоподводом — в [9, 10]. Расположенный в сверхзвуковом потоке интенсивный источник конечных размеров генерирует нелинейные волны, возникают висячие скачки уплотнения, а за ним появляется след разогретого газа с пониженными плотностью и давлением.

Потери полного давления в следе весьма значительны и могут достигать 80%. Поэтому если разместить в следе за источником тело, то его сопротивление будет ниже сопротивления в случае отсутствия энергоподвода. Обтекание затупленных тел при наличии теплового источника, расположенного вверх по потоку, изучено в [6, 11]. Показано, что в этом случае кардинально меняется структура течения около тела. Из-за низкого полного давления перед затупленным телом может возникнуть передняя отрывная зона, что также приводит к снижению сопротивления.

Рассмотрим обтекание конуса, который установлен в следе за тепловым источником, интенсивность энерговыведения которого описывается гауссовским законом

$$Q_m = Q_0 \left( \frac{p_\infty}{\rho_\infty} \right)^{3/2} \frac{1}{L} \exp \left( - \frac{r^2 + z^2}{L^2} \right)$$

Здесь  $Q_m$  — количество тепла, подводимое к единице массы газа в единицу времени;  $p_\infty, \rho_\infty$  — соответственно давление и плотность в невозмущенном потоке;  $L$  — эффективный размер теплового источника;  $r, z$  — цилиндрические координаты (ось  $z$  направлена по потоку).



Фиг. 1

Решалась система уравнений газовой динамики, которую можно записать в безразмерном виде

$$\frac{\partial F}{\partial r} + \frac{\partial G}{\partial z} + H = 0$$

$$F = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho u w, (e + p) u)^T, \quad G = (\rho w, \rho u w, \rho w^2 + p, (e + p) w)^T$$

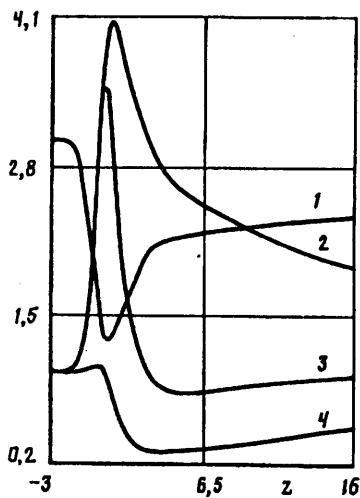
$$H = \left( \frac{\rho u}{r}, \frac{\rho u^2}{r}, \frac{\rho u w}{r}, \frac{(e + p) u}{r} - \rho Q \right)^T$$

Здесь давление и плотность безразмерены по параметрам в набегающем потоке; компоненты скорости — по  $\sqrt{p_\infty/\rho_\infty}$ ; координаты — по характерному размеру источника  $L$ ;  $Q = Q_m L (\rho_\infty/p_\infty)^{3/2}$ .

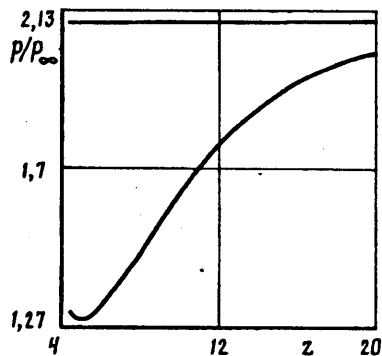
Система уравнений решалась численно методом Маккормака [12]. Использовалось преобразование координат, отображающее физическую область в прямоугольную полосу единичной ширины, число узлов сетки в поперечном направлении — 33, шаг по  $z$  выбирался из условия устойчивости Куранта — Фридрихса — Леви. На оси симметрии ставились обычные условия отражения, на поверхности конуса — условие непротекания (использовалась схема Аббета). Расчеты проводились с выделением головного скачка, присоединенного к вершине конуса. Для уменьшения дисперсионных ошибок применялся метод коррекции потоков. Рассматривались такие значения величины  $Q_0$ , характеризующей интенсивность энергоподвода, при которых течение оставалось всюду сверхзвуковым.

Ниже приведены некоторые результаты расчетов обтекания различных конусов воздухом с показателем адиабаты  $\gamma = 1,4$ . На фиг. 1 представлено поле изобар всего течения для  $M_\infty = 3$ ,  $Q_0 = 20$  с углом полураствора конуса  $15^\circ$ . Тепловой источник генерирует в набегающем на конус потоке газа нелинейные волны и порождает неоднородное распределение параметров перед головным скачком уплотнения.

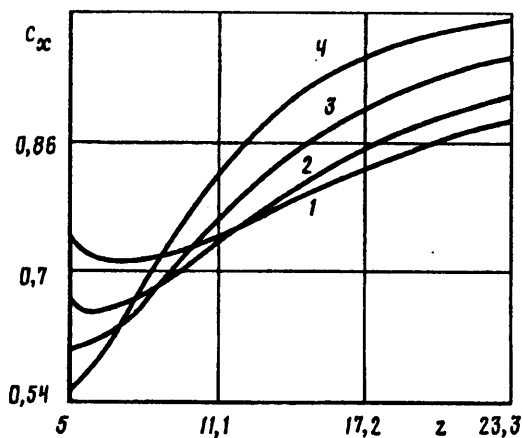
Распределение параметров вдоль оси симметрии представлено на фиг. 2. Цифрами 1—4 обозначены соответственно распределения числа Маха, температуры, давления и плотности. Внутри источника энерговыделения происходит интенсивный разогрев газа, который приводит к формированию за источником протяженной области с низкой плотностью и отрицательным избыточным давлением. Давление на поверхности конуса становится существенно ниже постоянного значения в случае отсутствия теплоподвода (фиг. 3), а температура выше примерно в 2,5 раза за счет того, что высоконагретая струя газа растекается по поверхности конуса. Снижение давления на конусе приводит к снижению



Фиг. 2



Фиг. 3

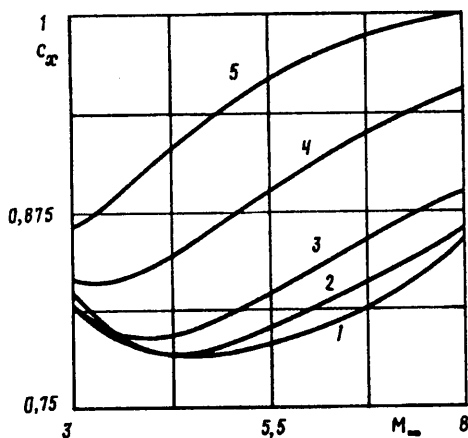


Фиг. 4

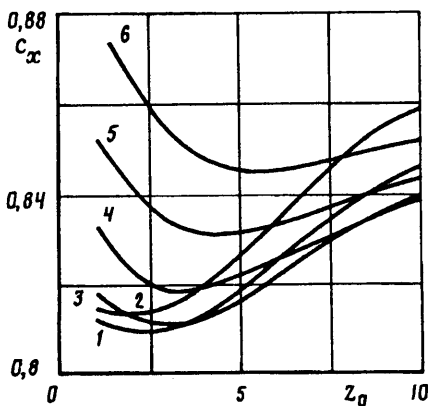
его волнового сопротивления. На фиг. 4 представлена зависимость коэффициента волнового сопротивления  $c_x = C_x/C_{x0}$  от длины конуса  $l$  ( $C_{x0}$  — коэффициент сопротивления того же конуса в отсутствие теплоподвода) для различных углов полураствора при  $M_\infty = 3$ ,  $Q_0 = 20$  и с расположенной в точке  $z_0 = 4,0$  вершиной конуса. Под длиной конуса подразумевается расстояние от вершины до торца по оси конуса. Кривые 1—4 соответствуют углам 10, 15, 20, 25°.

При малых  $l$  большее снижение относительного сопротивления наблюдается для конусов с большим углом полураствора и может достигать ~ 40—45%. Но с ростом длины сопротивление таких конусов стремится к исходной величине и даже может превзойти ее. Это связано с тем, что висячий скачок уплотнения, генерированный источником тепловыделения, начинает взаимодействовать с головным и на конусе возникает область с высоким давлением большим, чем при отсутствии теплоподвода. «Тонкие» конусы даже при больших удлинениях находятся в области пониженного давления и плотности и поэтому выигрыш в сопротивлении сохраняется вплоть до длин  $\approx 20$ . Отметим наличие ярко выраженного минимума сопротивления для конусов с малыми углами полураствора.

При увеличении интенсивности энерговыведения сопротивление конуса уменьшается, но начиная с некоторого порогового значения величины  $Q_0$  происходит



Фиг. 5



Фиг. 6

его стабилизация. Поток насыщается теплом и дальнейший энергосклад становится неэффективным. Впервые этот эффект был обнаружен в [6, 10, 11].

На фиг. 5 представлена зависимость относительного сопротивления конуса от числа Маха набегающего потока при  $Q_0 = 20$ ,  $z_0 = 4$  и  $l = 10$  для углов 10, 12,5, 15, 20, 25° (кривые 1—5). Влияние подвода тепла на характер течения существенно зависит от отношения подводимой энергии к полной энергии набегающего потока. С увеличением числа Маха набегающего потока при фиксированном энергоподводе ( $Q = \text{const}$ ) влияние источника энергии на аэродинамические характеристики ослабевает и относительное сопротивление снижается на меньшую величину. Однако при сравнимых величинах энергий из-за сложного характера течения обнаружено существование минимума сопротивления в зависимости от числа Маха набегающего потока. Причем чем меньше угол полураствора конуса, тем больше соответствующее значение  $M_\infty$  при прочих равных условиях. Ниже представлены минимальные значения  $c_x$  и соответствующие им числа Маха набегающего потока для конуса длины 7:

$\varphi_s^\circ$	10	12,5	15	17,5	20	22,5	25
$c_x$	0,74	0,73	0,73	0,74	0,75	0,77	0,79
$M_\infty$	4,25	4,25	4,0	3,75	3,5	3,25	3,0

Зависимость сопротивления конуса от расстояния между вершиной конуса и источником тепла, расположенным в начале координат, представлена на фиг. 6 при  $Q_0 = 20$ ,  $M_\infty = 3$ ,  $l = 10$ . Кривые 1—6 соответствуют углам полураствора конуса 12,5, 10, 15, 17,5, 20, 22,5°. Минимум давления на оси симметрии при обтекании источника достигается в точке  $z = 4$  (см. фиг. 2), а при  $0 < z < 2$  давление значительно превосходит давление в набегающем потоке. Если вершина конуса попадает в область высокого давления, то сопротивление конуса увеличивается. Именно это обстоятельство и дало основание автору [3] сделать вывод о нецелесообразности подвода тепла в окрестности носовой части тела, летящего со сверхзвуковой скоростью. Как показали расчеты, существует оптимальное расположение источника энергоснабжения относительно вершины конуса, при котором выигрыш в сопротивлении достигает максимальной величины. Ниже представлены минимальные значения  $c_x$  и соответствующие расстояния  $z_0$ :

$\varphi_s^\circ$	10	12,5	15	17,5	20	22,5
$c_x$	0,812	0,808	0,811	0,819	0,831	0,845
$z_0$	2,2	2,5	2,5	3,5	4,5	6,0

Таким образом, подвод тепла в окрестности носовой части тела, летящего со сверхзвуковой скоростью, может существенно снизить волновое сопротивление не только затупленных, но и заостренных тел, в частности острых конусов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Течения газа с подводом тепла вблизи внешней поверхности//Обзор БНТИ. ЦАГИ. 1971. № 347. 312 с.
2. Исследования течений с подводом тепла вблизи внешней поверхности летательного аппарата//Обзор БНТИ. ЦАГИ. 1982. № 617. 290 с.
3. *Oswatitsch K.* Schub und Widerstand bei Wärmezufuhr in Überschallströmung//3 Euromech. Symp., Aachen. 1966. Febr. P. 237—247. (рус. перев.: *Осватич К.* Тяга и сопротивление при подводе тепла в сверхзвуковом течении//Доклад на 3-м Европ. симпоз. по вопросам механики. Аахен, февраль, 1966).
4. *Фоллз М. И.* Влияние малого теплоподвода у кормовой поверхности тонкого осесимметричного тела на его аэродинамические характеристики//Неравновесные течения газа с физико-химическими превращениями. М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 68—77.
5. *Арафайлов С. И.* Влияние энерговыделения в ударном слое на сверхзвуковой полет тел//Изв. АН СССР. МЖГ. 1987. № 4. С. 178—182.
6. *Георгиевский П. Ю., Левин В. А.* Сверхзвуковое обтекание тела при подводе тепла перед ним//Тр. Матем. ин-та АН СССР. 1989. Т. 186. С. 197—202.
7. *Краснобаев К. В.* Сверхзвуковое обтекание слабых источников излучения//Изв. АН СССР. МЖГ. 1984. № 4. С. 133—136.
8. *Герентьева Л. В.* Сверхзвуковое обтекание областей энерговыделения//Изв. РАН. МЖГ. 1992. № 5. С. 179—182.
9. *Федорченко А. Т.* О генерации нелинейных волн в сверхзвуковом потоке объемными источниками тепловыделения//Акуст. журн. 1986. Т. 32. № 2. С. 230—237.
10. *Георгиевский П. Ю., Левин В. А.* Сверхзвуковое обтекание объемных источников энерговыделения//Механика. Совр. пробл. М.: Изд-во МГУ, 1987. С. 93—99.
11. *Георгиевский П. Ю., Левин В. А.* Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников тепловыделения//Письма в ЖТФ. 1988. Т. 14. Вып. 8. С. 684—687.
12. *McCormack R. W.* The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering//AIAA Pap. 1969. № 354. 7 p.

Москва

Поступила в редакцию  
24.I.1992