

ЛИТЕРАТУРА

1. Полянский О. Ю. О некоторых особенностях нестационарного обтекания тел сверхзвуковым потоком газа. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 4.
2. Дунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. М., «Машиностроение», 1975.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М., «Наука», 1969.
4. Хейз У., Пробстин Р. Ф. Теория гиперзвуковых течений. М., Изд-во иностр. лит., 1962.

УДК 532.525.2+533.6.011.5

ГЛУБИНА ПРОНИКНОВЕНИЯ СТРУИ, ИНЖЕКТИРУЕМОЙ В НАБЕГАЮЩИЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК

В. В. БЛАГОВ, Н. Е. МАСЯКИН, М. Н. ПОЛЯНСКИЙ

(Москва)

Геометрические характеристики струй, инжектируемых через отверстие в плоской пластине в набегающий сверхзвуковой поток, изучались в ряде работ [1, 3]. Однако критериальная обработка результатов проводилась разными авторами по разным параметрам. В [1] определяющей считалась степень нерасчетности инжектируемой струи $n = p_a / p_\infty$, в [3] экспериментальные точки строились в зависимости от относительного скоростного напора струи $\rho_a u_a^2 / (\rho_\infty u_\infty^2)$. В настоящей работе на основе соображений размерности определены безразмерные параметры, влияющие на поле течения при взаимодействии инжектируемой струи с набегающим сверхзвуковым потоком газа, экспериментально исследовано влияние определяющих безразмерных параметров на глубину проникновения инжектируемых струй в поток. Показано, что относительная глубина проникновения инжектируемых струй в сверхзвуковой поток определяется в основном относительным удельным импульсом струи, углом инжекции и формой сечения сопла вдува.

1. При обтекании тела неизменной формой (пластины, в частности) потоком нереагирующего газа безразмерные характеристики течения определяются следующими параметрами (без учета влияния температуры): числом Маха M_∞ , числом Рейнольдса Re_∞ , числом Прандтля Pr_∞ и отношением удельных теплоемкостей κ_∞ [4]. При обтекании тела со струями, инжектируемыми с его поверхности под углом к направлению основного потока, число определяющих величин заметно увеличивается. На течение будут влиять скорость u_a , плотность ρ_a и температура T_a инжектируемого газа, характерный размер инжектирующих сопел d_a , форма выходного сечения сопла, угол β_a , под которым инжектируется газ, и физические характеристики вдуваемого газа — вязкость μ_a , теплопроводность λ_a , теплоемкость c_{va} . Тогда для неизменной формы выходного сечения сопла и угла β к определяющим безразмерным параметрам добавятся геометрический параметр d_a/d , число Маха инжектируемого газа M_a , отношение температур T_a/T_∞ , удельный относительный импульс инжектируемого газа $I = n(1 + \kappa_a M_a^2) / (1 + \kappa_\infty M_\infty^2)$ и числа Прандтля Pr_a , Рейнольдса Re_a , а также отношение удельных теплоемкостей инжектируемого газа κ_a . Если газы инжектируемой струи и набегающего потока одинаковы, то последние три параметра перестают быть независимыми и исключаются из рассмотрения.

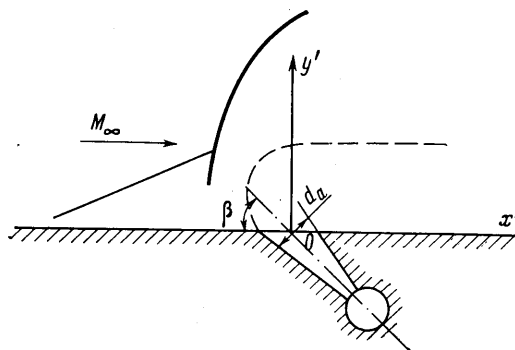
При определении глубины проникновения струи, инжектируемой в набегающий сверхзвуковой поток, в ряде работ в качестве определяющего параметра принимались либо степень нерасчетности струи [1], либо отношение скоростных напоров струи и набегающего потока [3]. Известно, что при больших числах M поле течения около тела определяется силой лобового сопротивления [5]. Следовательно, можно предположить, что воздействие поперечной струи на газовый поток также в значительной степени определяется силой, которая зависит от импульса вдуваемой струи. Этот параметр удобен еще и потому, что в него входят M_a , M_∞ , κ_a , κ_∞ , которые сами являются безразмерными параметрами подобия. И если геометрия течения при взаимодействии инжектируемой струи с набегающим потоком определяется относительным импульсом, то это практически сократит число определяющих критериев. Исходя из сказанного, в качестве определяющего параметра был выбран удельный относительный импульс струи I .

2. В плоской аэродинамической трубе, обеспечивающей число Маха набегающего потока $M_\infty = 2.1-3.7$, экспериментально определялась глубина проникновения струи, инжектируемой в сверхзвуковой поток. Вдув струи осуществлялся с плоской пластины, служащей продолжением нижней колодки сопла аэродинамической

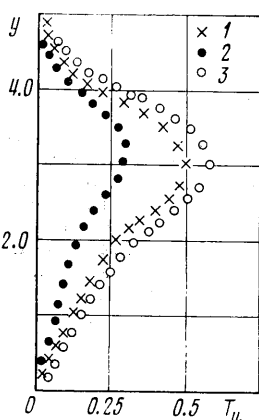
трубы, через сменные сопла круглой и треугольной формы с числами Маха $M_a = 1-3.5$. Угол наклона оси сопла вдува изменялся в диапазоне $30-150^\circ$ (см. фиг. 1, где приведена схема проведения экспериментов). Число Рейнольдса, рассчитанное в плоскости симметрии пластины до места вдува, изменялось в пределах $2 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^7$, что соответствовало турбулентному режиму течения в пограничном слое. Коэффициент расхода сопел находился в пределах $0.94-0.98$.

Исследовалось влияние степени нерасчетности струи n , чисел Маха M_a и M_∞ рода вдуваемого газа. Опыты проводились с воздухом, криптоном и гелием.

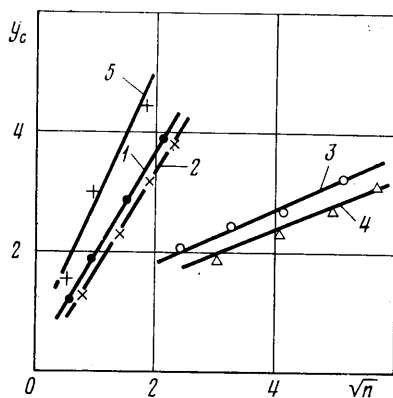
Методика проведения экспериментов заключалась в следующем. При постоянных значениях полного давления в ресиверах аэродинамической трубы и сопла.



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

вдува измеряли поле температуры торможения потока T_1 при отсутствии подогрева. Затем эксперимент повторялся при тех же условиях, но с подогревом вдуваемого газа T_2 . Результаты измерений обрабатывались в форме безразмерной избыточной температуры

$$T_u = \frac{(T_2 - T_1)}{(T_2 - T_1)_{\max}}$$

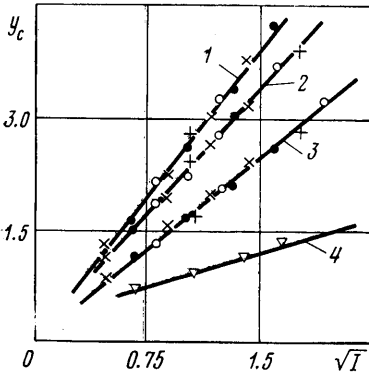
За глубину проникновения вдуваемой струи в основной поток y_c принималось значение ординаты $y = y'/d_a$, в которой $T_a = 0.05$. Характерное распределение T_u приведено на фиг. 2, где показано проникновение различных газов (1 - воздуха, 2 - криптона, 3 - гелия) в основной поток в сечениях $x = x'/d_a$ (x - расстояние от центра сопла вдува вниз по потоку).

На фиг. 3 представлены результаты экспериментов - зависимость относительной глубины проникновения струи от степени нерасчетности. На этом графике кривые 1-4 соответствуют вдуву воздуха при следующих значениях $(M_a; M_\infty)$:

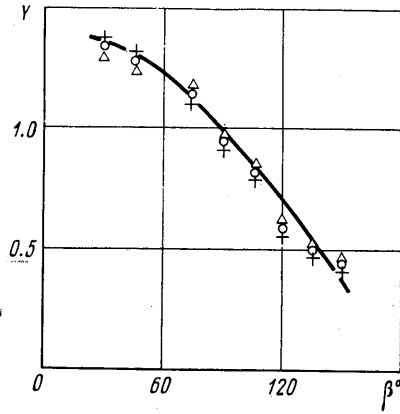
1 - (2.9; 2.1); 2 - (2.1; 2.1); 3 - (1.0; 2.1); 4 - (1.0; 2.9); а кривая 5 - вдув гелия и криптона при (3.5; 2.1) для $x=0$.

Из графика следует, что все рассмотренные параметры (M_a , M_∞ , n) заметно влияют на глубину проникновения струи в набегающий поток. В частности, геометрические характеристики пропорциональны \sqrt{n} .

Для проверки сделанного предположения об определяющем влиянии относительного импульса данные фиг. 3 были обработаны в зависимости от относительного импульса. В таблице приведен пример обработки результатов при вдуве раз-



Фиг. 4



Фиг. 5

ных газов (m - отношение массы вдуваемого газа к массе набегающего потока воздуха, протекающих через единицу площади).

На фиг. 4 представлена зависимость глубины проникновения струи в набегающий поток от ее относительного импульса в различных сечениях вниз по потоку (векторы скорости невозмущенных набегающего и инжектируемого потоков перпендикулярны): 1-3 для $x=0$; 2.0; 4.0. Как видно из приведенных в таблице расчетов и фиг. 4, относительная глубина проникновения инжектируемой струи прямо

Газ	κ_a	M_a	n	m	I
Kr	1.667	3.48	0.394	1.04	1.13
Воздух	1.4	2.96	0.626	0.59	1.14
He	1.667	3.48	0.394	0.231	1.13
Kr	1.667	3.48	1.07	2.82	3.06
Воздух	1.4	2.96	1.67	1.60	3.09
He	1.667	3.48	1.07	0.671	3.06
Воздух	1.4	2.96	2.73	2.62	5.04
He	1.667	3.48	1.66	1.02	5.02

пропорциональна \sqrt{I} во всех рассмотренных сечениях. Полученные результаты с хорошей степенью точности могут быть аппроксимированы в рассмотренном диапазоне x/d_a следующей эмпирической зависимостью:

$$\frac{y_c}{d_a \sqrt{I}} = 1.6 + 0.45 \sqrt{\frac{x}{d_a}} \quad \left(\frac{x}{d_a} < 10 \right)$$

Следует подчеркнуть, что при вдуве гелия, воздуха и криптона - газов с различными молекулярными весами - относительная глубина проникновения струи в набегающий поток зависит от относительного импульса, а не от массы вдуваемых газов. Кроме того, отсюда следует, что глубина проникновения струи (и, видимо, другие геометрические характеристики течения) слабо зависит от чисел Рейнольдса, Прандтля и отношения удельных теплоемкостей вдуваемого газа.

3. Рассмотрим влияние угла наклона оси сопла вдува к вектору скорости набегающего потока на глубину проникновения струи, инжектируемой в основной

поток. Угол наклона сопла в плоскости симметрии течения изменялся в диапазоне 30–150° (см. фиг. 1).

Обработка экспериментов показала, что в рассмотренном диапазоне углов инжекции глубина проникновения струи в набегающий сверхзвуковой поток пропорциональна \sqrt{I} . На фиг. 4 (кривая 4) приведена типичная зависимость относительной глубины проникновения струи над центром сопла вдува от относительного импульса вдуваемой струи для сопла с углом наклона его оси $\beta=120^\circ$. Подобные зависимости получаются и для сопел с другими углами наклона и в других сечениях вниз по потоку. При этом в одном и том же сечении (например, над центром сопла вдува) угол наклона прямой $y_c/d_a=f(\sqrt{I})$ зависит от угла наклона оси сопла β . Эта зависимость описывается кривой на фиг. 5, где приведено изменение относительной глубины проникновения инжектируемой струи от угла наклона оси сопла в различных сечениях. Эти данные могут быть аппроксимированы в исследованном диапазоне изменения угла β зависимостью (сплошная кривая на фиг. 5):

$$Y = \frac{y_c}{A\sqrt{I}d_a} = \sqrt{1+\cos\beta}, \quad A = 1.6+0.45\sqrt{\frac{x}{d_a}}$$

Таким образом, относительная глубина проникновения струи, инжектируемой из круглого сопла в набегающий сверхзвуковой поток, может быть определена по следующей формуле:

$$\frac{y_c}{d_a} = \left(1.6+0.45\sqrt{\frac{x}{d_a}}\right)\sqrt{(1+\cos\beta)I} \quad \frac{x}{d_a} < 10$$

4. Рассмотрим влияние формы выходного сечения сопел вдува на глубину проникновения струи при ее инжекции через сопло, сечение которого имеет форму равнобедренного треугольника с углом при вершине, направленным навстречу набегающему потоку и равным 20°. Результаты этих экспериментов показывают, что форма сечения сопел вдува может заметно влиять на глубину проникновения струи в сверхзвуковой поток: для выбранного треугольного сопла глубина проникновения струи \sim в 1.7 раза больше, чем для круглого. Следует отметить, что вдув струи через треугольное сопло с углом при вершине 20°, как показано в работе [6], не приводит к отрыву пограничного слоя перед вдуваемой струей до определенных значений степени нерасчетности, что, возможно, и определяет существенное увеличение глубины проникновения струи.

Поступила 4 X 1978

ЛИТЕРАТУРА

1. Авдучевский В. С., Медведев К. И., Полянский М. Н. Взаимодействие сверхзвукового потока с поперечной струей, вдуваемой через круглое отверстие в пластине. Изв. АН СССР, МЖГ, 1970, № 5.
2. Глаголев А. И., Зубков А. И., Панов Ю. А. Взаимодействие струи газа, вытекающей из отверстия в пластине, со сверхзвуковым потоком. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 2.
3. Надыршин А. Я., Шайхутдинов З. Г. О смещении сверхзвукового потока с поперечной струей, вдуваемой через круглое отверстие в пластине. Изв. АН СССР, МЖГ, 1975, № 1.
4. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике. М.—Л., Гостехиздат, 1951.
5. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М., Физматгиз, 1959.
6. Маслякин Н. Е., Полянский М. Н. О возможности вдува струи газа в сверхзвуковой поток без образования трехмерной зоны отрыва пограничного слоя. Изв. АН СССР, МЖГ, 1979, № 3.