

На фиг. 6 представлено изменение градиента скорости в критической точке по углам падения струи для чисел Маха 5 и 20, а также приведены значения градиента скорости в критической точке для нулевого угла падения при $M_\infty = 2.0$ и 3.0, рассчитанные с использованием декартовой системы координат при условии, что скорость за волной на границе струи равна местной скорости звука. Из приведенных данных следует, что в рассмотренном диапазоне изменения чисел Маха градиент скорости в критической точке увеличивается как с увеличением числа Маха, так и с увеличением угла падения струи. Увеличение градиента скорости с углом падения струи тем больше, чем больше угол падения.

Здесь же (фиг. 6) показано изменение величины градиента скорости при $\alpha = 0$, полученное в данной работе для чисел $M_\infty > 2$ и в [2] для чисел $M_\infty < 1.0$, в зависимости от чисел Маха M_∞ . Получить аналогичные результаты при $1 < M_\infty < 2$ методом интегральных соотношений в первом приближении не удалось.

В заключение авторы статьи благодарят Г. И. Таганова за руководство работой.

Поступило 16 VII 1966

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский О. М. Обтекание симметричного профиля с отошедшей ударной волной. ПММ, 1958, т. 22, вып. 2.
2. Буковшин В. Г., Шестова Н. П. Падение плоской дозвуковой струи на плоскость под произвольным углом. Инж. ж., 1965, т. 5, № 4.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТНОШЕНИЯ ТЕПЛОЕМКОСТЕЙ НА ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА КОЛЬЦЕВЫМ УСТУПОМ

Н. Н. СЛАВЯНОВ, Р. К. ТАГИРОВ

(Москва)

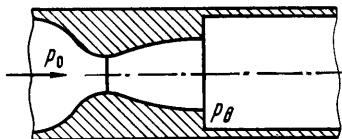
Экспериментальных данных, позволяющих установить влияние отношения теплоемкостей γ на донное давление, практически нет. Имеющиеся расчетные данные для плоского уступа [1], во-первых, сами нуждаются в экспериментальной проверке, во-вторых, не могут быть перенесены на кольцевой уступ.

1. Исследуемая модель состояла из сменных, профилированных по методу характеристик, сопел Лавала с осевым выходом и цилиндрического насадка (фиг. 1). Диаметры выходных сечений всех сопел равнялись 10 мм, насадка — 16 мм, т. е. отношение площади выходного сечения сопел к площади проходного сечения цилиндрического насадка было постоянным $F = 0.39$. Контуры сопел соответствовали четырем значениям $\gamma = 1.67, 1.4, 1.29, 1.15$ и трем значениям чисел $M_\infty = 1.4, 2.2, 3.0$. Изменение чисел γ достигалось применением различных газов: Ar и He ($\gamma = 1.67$), N_2 и воздуха ($\gamma = 1.4$), CO_2 ($\gamma = 1.29$) и CF_3Cl_2 (фреона-12, $\gamma \approx 1.15$).

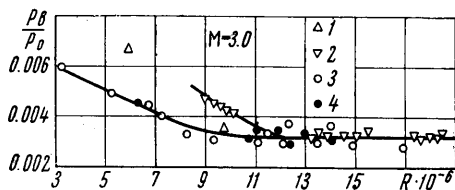
Донное давление p_b измерялось на стенке цилиндрического насадка на расстоянии 1 мм от уступа, а полное давление p_0 — у входного сечения сопла. Ошибка измерения донного давления не превышала 1% при $M = 1.4$ и 2.2 и 5% при $M = 3.0$ а полного давления — 1%.

Во всех исследованиях на основании [2, 3] проверялось отсутствие конденсации газа.

2. Типичные результаты исследования представлены в зависимости от числа Рейнольдса R на фиг. 2 ($R = \rho_0 ul / \mu$, ρ_0 — плотность заторможенного потока, u — максимальная скорость, l — длина сверхзвуковой части сопла, μ — вязкость. Точки 1 — соответствуют He, 2 — Ar, 3 — воздуху, 4 — N_2). Для дальнейшего анализа использовались только те участки кривых, на которых относительная величина донного давления практически перестает зависеть от R .



Фиг. 1



Фиг. 2

Исследования показали, что при $M = 1.4$ увеличение γ от 1.15 до 1.67 ведет к уменьшению донного давления приблизительно вдвое. При изменении γ от 1.4 до 1.67 донное давление уменьшается на 18% — при $M = 1.4$, на 8% — при $M = 2.2$, а при $M = 3.0$ изменения донного давления в пределах точности эксперимента не обнаружено (фиг. 3 — точка 1 взята из [4] и соответствует $M = 1$, $F = 0.38$, точки 2, 3 и 4 соответствуют $M = 1.4, 2.2, 3.0$).

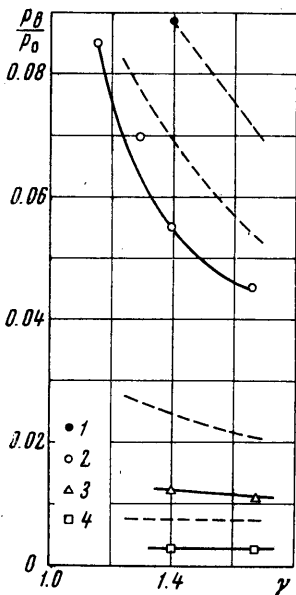
3. На основе [5] А. Н. Крайко были получены соотношения для определения донного давления за кольцевым уступом

$$\frac{p_b}{p_0} = F \frac{q(\lambda)}{y(\lambda_0)}, \quad z(\lambda_0) = z(\lambda) + \frac{1-F}{y(\lambda_0)} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)}$$

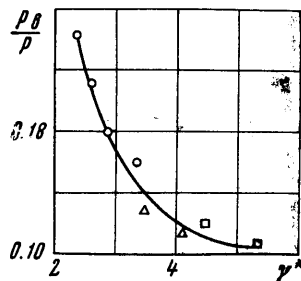
где $q(\lambda)$, $y(\lambda)$, $z(\lambda)$ — газодинамические функции [6], а λ и λ_0 — приведенная скорость соответственно в выходном сечении сопла и в цилиндрическом насадке при изэнтропическом расширении потока.

Результаты расчета по этим соотношениям (штриховые линии на фиг. 3) качественно согласуются с экспериментальными данными, однако количественное расхождение составляет при $M = 1.4$ около 20% и с ростом числа M увеличивается, достигая при $M = 3.0$ порядка 120%.

Проведенные исследования позволили проверить справедливость критерия подобия $\gamma^* = \gamma(M^2 / \gamma M^2 - 1)$, предложенного в [7] для моделирования условий течения, при которых величины донного давления p_b , отнесенного к статическому



Фиг. 3



Фиг. 4

давлению в выходном сечении сопел p , совпадают (фиг. 4, обозначения те же, что и на фиг. 3).

Поступило 4 VII 1966

ЛИТЕРАТУРА

1. Бондарев Е. Н. Приближенная оценка влияния турбулентного пограничного слоя и отношения удельных теплоемкостей на донное давление за плоским уступом. Изв. АН СССР, Механика и машиностроение, 1964, № 3.
2. Thermodynamic Functions of Gases. Vol. 1. London, Butterworth, 1956.
3. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М., Физматгиз, 1963.
4. Korst H. Zur theoretischen Bestimmung des Dellenndruckes abgelöster Strömung. Österr. Ing. Arch., 1957, Bd. 11, Hft. 3.
5. Pearson H., Holliday J. B., Smith S. F. A Theory of the Cylindrical Ejector Supersonic Propelling Nozzles. J. Roy. Aeronaut. Soc., 1958, vol. 62, No. 574.
6. Диментова А. А., Рекстин Ф. С., Рябов В. А. Таблицы газодинамических функций ($\kappa = 1.05 - 1.70$). М. Л., «Машиностроение», 1966.
7. Goethert В. Н. Base Flow Characteristics of Missiles with Cluster-Rocket Exhaust. Aerospace Eng-ng, 1961, vol. 20, No. 3.