

УДК 532.526.048.3.011.55

ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ КОНУСА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ В ПРИСУТСТВИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ТЕЛА В СЛЕДЕ ЗА НИМ

В. Г. Артонкин

Проведено измерение давления на донной поверхности конуса с полууглом при вершине $\theta = 10^\circ$ в присутствии цилиндрического тела в ближнем следе при угле атаки $\alpha = 0$. Показано, что наличие цилиндрического тела в ближнем следе за конусом приводит к увеличению донного давления, при этом с увеличением диаметра цилиндрического тела донное давление линейно возрастает. Экспериментально установлено, что при длине цилиндрического тела, превышающей диаметр основания конуса, изменение этой длины не оказывает влияния на донное давление. Исследования проведены в гелиевой аэродинамической трубе ЦАГИ ГТ-1 в диапазоне чисел $M_\infty = 11 + 27$ и чисел Рейнольдса $Re_L = (0,326 + 1,75) \cdot 10^6$ (значения чисел Рейнольдса вычислены по параметрам набегающего потока и длине (высоте) конуса $L = 85$ мм).

Известно, что наличие цилиндрического тела в ближнем следе за конусом оказывает существенное влияние на его донное давление. Это влияние зависит не только от системы подвески модели конуса в аэродинамической трубе, числа M_∞ , угла атаки, геометрических параметров конуса и цилиндрического тела, но и от режима течения в пограничном слое на поверхности модели. Так, в работах [1, 2] было установлено, что при турбулентном режиме течения в пограничном слое на поверхности модели наличие в ближнем следе цилиндрического тела приводит к уменьшению донного давления модели. Однако данные о влиянии цилиндрического тела, расположенного в ближнем следе, на донное давление модели при ламинарном режиме течения почти отсутствуют.

Проведенные экспериментальные исследования позволили получить такие данные. Эти исследования проводились на боковой профилированной державке с относительными размерами, равными $t/D = 0,2$ и $b/D = 0,5$ (где t — толщина державки, b — ее ширина, а D — диаметр основания конуса). Внутри боковой державки было

сделано отверстие для измерения донного давления диаметром 3 мм. На донной поверхности конуса было выполнено приемное отверстие диаметром 0,8 мм на расстоянии $\bar{r} = r/R = 0,667$ от оси конуса. Приемное отверстие располагалось по другую сторону от оси симметрии конуса, не занятой боковой державкой. В центре донной поверхности конуса устанавливались цилиндрические тела различной длины и диаметра. Для измерения давления использовались малогабаритные индуктивные датчики ДМИ.

Эксперименты проводились при угле атаки $\alpha = 0$ на коническом сопле с полууглом раствора 6° . Числа M_∞ в рабочей части аэродинамической трубы изменялись от 11,15 до 26,7 (путем установки вставок с различным диаметром критического сечения). Значения чисел M_∞ взяты в вершине конуса. Рабочим газом служил гелий. Схема установки модели конуса в аэродинамической трубе ГТ-1 приведена на рис. 1.

Результаты экспериментов показали, что наличие цилиндрического тела в ближнем следе за конусом приводит к увеличению давления на донной поверхности конуса, при этом с увеличением диаметра цилиндрического тела донное давление линейно возрастает. Так, с увеличением относительного диаметра цилиндрического тела от $d/D = 0$ до 0,6 при постоянной длине, равной $\ell = 3,33D$, донное давление конуса при числе $M_\infty = 21,05$ возросло в 1,75 раза. Возрастание донного давления с увеличением относительного диаметра цилиндрического тела наблюдается и при других числах M_∞ (см. рис. 2). Такое возрастание донного давления конуса происходит из-за того, что наличие цилиндрического тела в ближнем следе за конусом уменьшает интенсивность смещения газа в ближней части следа (в предположении, что пограничный слой, сходящий с поверхности конуса, является ламинарным). В работе [3] было установлено, что при числе $M_\infty = 20$ гелиевого потока и числах $Re_L \leq 4,0 \cdot 10^6$ течение в пограничном слое на поверхности конуса с полууглом при вершине 10° ламинарное.

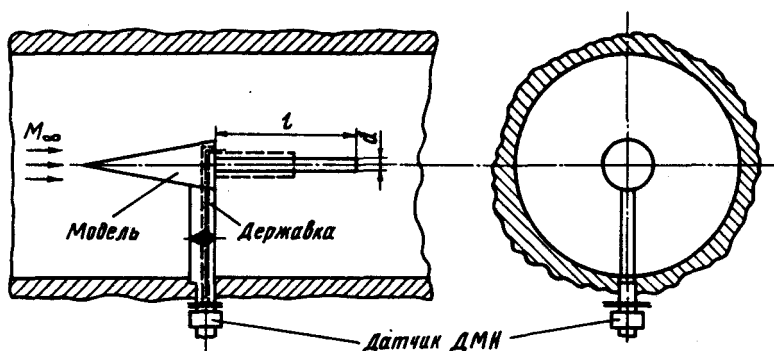


Рис. 1. Схема установки модели конуса в аэродинамической трубе ЦАГИ ГТ-1

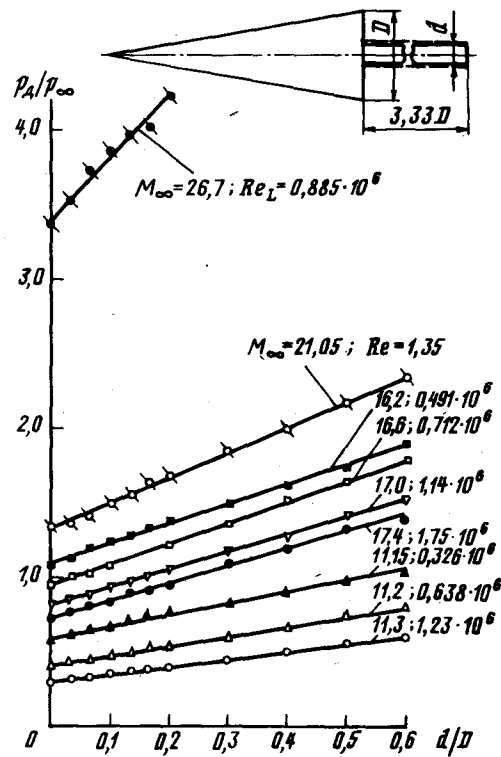


Рис. 2. Изменение величины p_d/p_∞ в зависимости от относительного диаметра цилиндрического тела (d/D) при различных числах M_∞ и Re_L

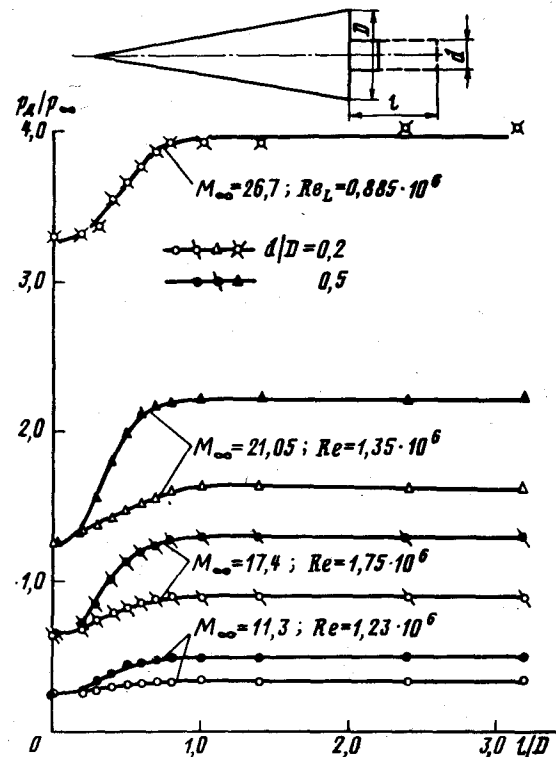


Рис. 3. Изменение величины p_d/p_∞ в зависимости от относительной длины цилиндрического тела l/D при различных числах M_∞

На рис. 3 приведены величины донного давления p_d/p_∞ в зависимости от относительной длины цилиндрического тела ℓ/D для двух диаметров ($d/D = 0,2$ и $0,5$). Можно видеть, что с увеличением относительной длины цилиндрического тела до $\ell/D \approx 1,0$ давление на донной поверхности конуса возрастает. Выполнение цилиндрического тела с длиной, превосходящей диаметр основания конуса ($\ell/D > 1,0$), уже не оказывает влияния на величину донного давления конуса, поскольку при относительной длине $\ell/D > 1,0$ цилиндрическое тело выходит из горла аэродинамического следа. С уменьшением чисел Рейнольдса величина донного давления конуса возрастает, что было также отмечено в работе [4].

Донное давление конуса, измеренное на боковой державке без цилиндрического тела, в сильной степени зависит от чисел M_∞ и Re . Поскольку число M изменялось с изменением числа Re (с изменением давления в форкамере), то полученные результаты измерений можно привести к наиболее удобному виду, используя параметр $M^2/\sqrt{Re_L}$. Величина донного давления конуса линейно возрастает с увеличением этого параметра и приближенно может быть выражена эмпирической формулой (см. рис. 4).

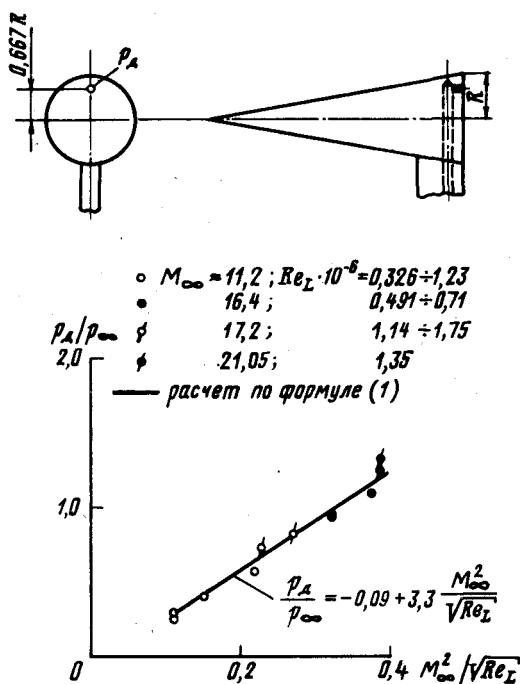


Рис. 4. Изменение величины донного давления конуса p_d/p_∞ в зависимости от параметра $M_\infty^2/\sqrt{Re_L}$

$$\frac{p_d}{p_\infty} = -0,09 + 3,3 \frac{M_\infty^2}{\sqrt{Re_L}}. \quad (1)$$

Как показывают оценки, точность формулы (1) находится в пределах погрешности измерения донного давления, которая в данных испытаниях составляла $\pm 7\%$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Поуп А., Гоин К. Аэродинамические трубы больших скоростей.—М: Мир, 1968.
2. Бондаренко Р. М., Акеңтьева Т. П. Экспериментальное исследование влияния державки на донное давление за телом вращения при сверхзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ.—1978. Вып. 1908.
3. Maddalon D. V., Henderson A. Jr. Boundary layer transition at hypersonic Mach numbers // AIAA Paper.—1967. N 130.
4. Артонкин В. Г. Донное давление за конусом при гиперзвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ.—1972. Т. 3, № 5.

Рукопись поступила 30/XII 1992 г.