

Козлова А.С.

ИССЛЕДОВАНИЕ СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ КОМБИНАЦИИ ЦИЛИНДРА И ПЛАСТИНЫ В ДОЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Задача снижения лобового сопротивления плохообтекаемых тел уже на протяжении многих десятилетий остаётся одной из важнейших задач практической аэродинамики. К способам, позволяющим снизить значение лобового сопротивления относят: отсос [1] или вдув газа [2], приведение стенки тела в движение [3], изменение температуры стенки [4] или изменение конфигурации тела на более удобообтекаемую. В данной работе для снижения лобового сопротивления предложено использовать вблизи основного тела дополнительное тело – плоскую пластину. Этот вариант снижения сопротивления хорошо известен [5]. Установлено, что два связанных между собой диска при прочих равных условиях дают значительное снижение лобового сопротивления.

В качестве объекта исследования выбран цилиндр кругового поперечного сечения. Перед цилиндром параллельно потоку устанавливается плоская пластина. Снижение сопротивления достигается из-за конфузурного эффекта между цилиндром и пластиной, в результате которого возрастает скорость вблизи цилиндра за пластиной и происходит затягивание срыва потока с поверхности цилиндра. На рис. 1 представлены геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины, где $r = 31,25$ мм – радиус круглого цилиндра, $c = 2$ мм – толщина пластины, b – ширина пластины, мм, $h = 2r/10 = 6,25$ мм – ширина щели между пластиной и цилиндром, θ – меридиональный угол расположения пластины, град.

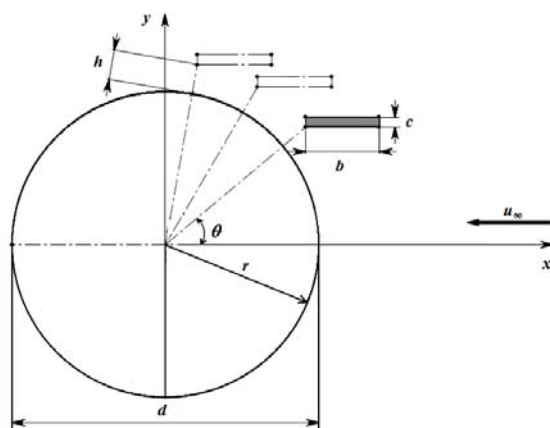


Рис. 1. Геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины

Исследование проводилось при различных значениях относительной хорды пластины $\bar{b} = b/d$ и меридионального угла θ . Относительная хорда пластины равнялась

0,25; 0,3 и 0,5, а значения меридионального угла расположения пластины принимали значения 40, 60 и 80 град.

Число Рейнольдса равно $Re = u_{\infty} d / \nu = 10^5$.

Коэффициент лобового сопротивления определялся методом импульсов по формуле

$$C_{xa} = \frac{2}{d} \int_{a_1}^{b_1} \sqrt{\frac{p_i - p_{st}}{q}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_i - p_{\infty}}{q}} \right) dy, \quad (1)$$

где p_i – полное давление в потоке, воспринимаемое i -трубкой гребёнки, Па; p_{st} – статическое давление, Па; p_{∞} – статическое давление невозмущенного потока, Па; q – скоростной напор набегающего потока, Па; a_1, b_1 – границы следа вдоль оси Оу.

Экспериментальные исследования выполнены в аэродинамической трубе Т-3 Самарского университета. На рис. 2 показана экспериментальная модель цилиндра с пластиной, расположенная в открытой рабочей части аэродинамической трубы.

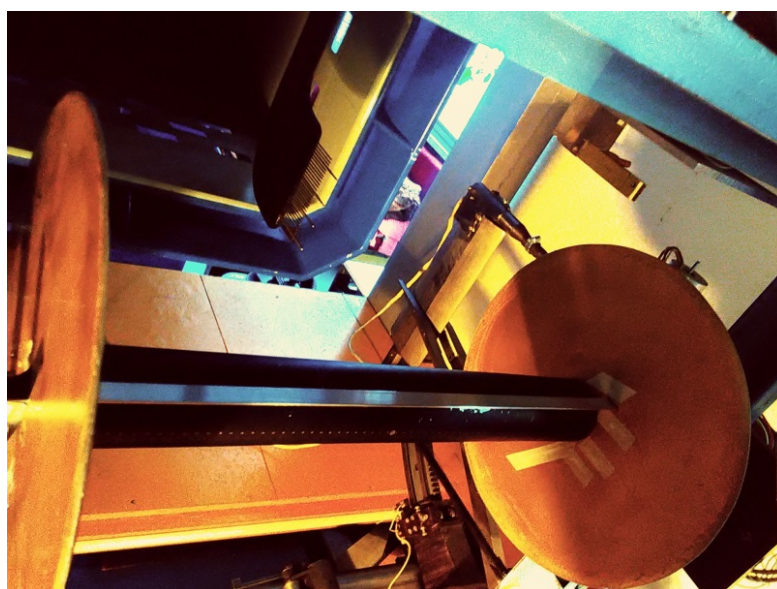


Рис. 2. Экспериментальная модель цилиндра с пластиной, установленная в рабочей части аэродинамической трубы

Позади тела устанавливалась гребенка приемников давления, содержащая 32 трубки, четыре из которых – приемники статического давления, остальные – приемники полного давления в потоке; расстояние между трубками – 3 мм.

В табл. 1 приведены коэффициенты лобового сопротивления для различной относительной хорды пластины \bar{b} и положения меридионального угла θ .

Таблица 1 – Значения C_{xa} для различных \bar{b} и θ

θ , град	\bar{b}		
	0,25	0,3	0,5
40	0,816	0,767	0,725
60	1,007	0,873	0,758
80	1,076	1,068	1,015

Для изолированного цилиндра коэффициент лобового сопротивления по экспериментальным результатам разных авторов [5, 7-8] принимает значения, близкие к единице, т.е. $C_{xa} \approx 1,0$. Таким образом, можно заметить, что полученные в результате эксперимента значения коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для меридионального угла 40 град ниже, чем значение C_{xa} для изолированного цилиндра.

Выводы:

- наилучшей хордой пластины, при которой получены наиболее низкие значения C_{xa} , оказалась хорда, равная радиусу цилиндра;
- наименьшее значение C_{xa} соответствует $\theta=40^\circ$, при котором имеет место снижение лобового сопротивления на 27,5%.

Библиографический список

1. Догваль, А.В. Применение отсоса потока для управления сходом крупномасштабных вихрей при отрыве пограничного слоя [Текст] / А.В. Догваль, А.М. Сорокин // Прикладная механика и техническая физика. – 2006. – Том 47, № 4 (278). – С. 60-65.
2. Корнилов, В.И. Управление турбулентным пограничным слоем путём вдува воздуха за счёт ресурсов внешнего потока [Текст] / В.И. Корнилов, А.В. Бойко, И.Н. Кавун // Теплофизика и аэромеханика. – 2015. – Том 22, № 4. – С. 429-443.
3. Brungart, T.A. Effect a Moving Wall on Fully Developed, Equilibrium Turbulent Boundary Layer [Text] /T.A. Brungart, G.C. Lauchle, S. Deutsch, E.T. Riggs // Experiments in Fluids – 2001. – Vol.30, No.4, 418-425.
4. Захаренков, М.Н. Учёт зависимости вязкости от температуры в задачах обтекания цилиндра несжимаемой средой [Текст] / М.Н. Захаренков // Теплофизика и аэромеханика. – 2007. – Том 14, № 4. – С. 563-590.
5. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг – М.: Наука – 1974. – 218 с.
6. Горлин, С.М. Экспериментальная аэромеханика [Текст] / С.М. Горлин – М.: Наука – 1970. – 423 с.
7. Девнин, С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций [Текст] / С.И. Девнин – Ленинград.: Судостроение – 1983. – 320 с.
8. Katz, J. Low-speed aerodynamics [Text] / J. Katz, A. Plotkin – McGraw-Hill Book Co., 1991.