

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,  $\theta$  – меридиональный угол расположения пластины, град.

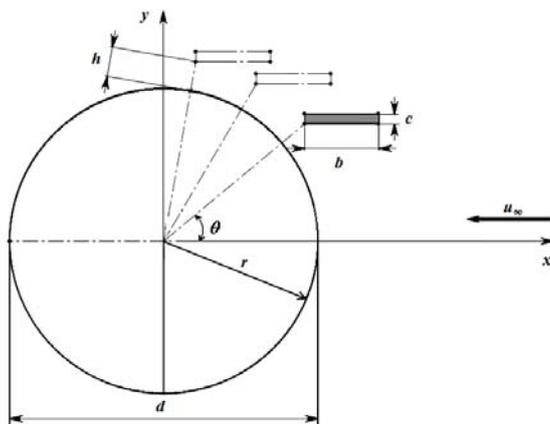


Рис. 1. Геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины

Исследование проводилось при различных значениях относительной хорды пластины  $\bar{b} = b/d$  и меридионального угла  $\theta$ . 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;  $p_{\infty}$  – 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.

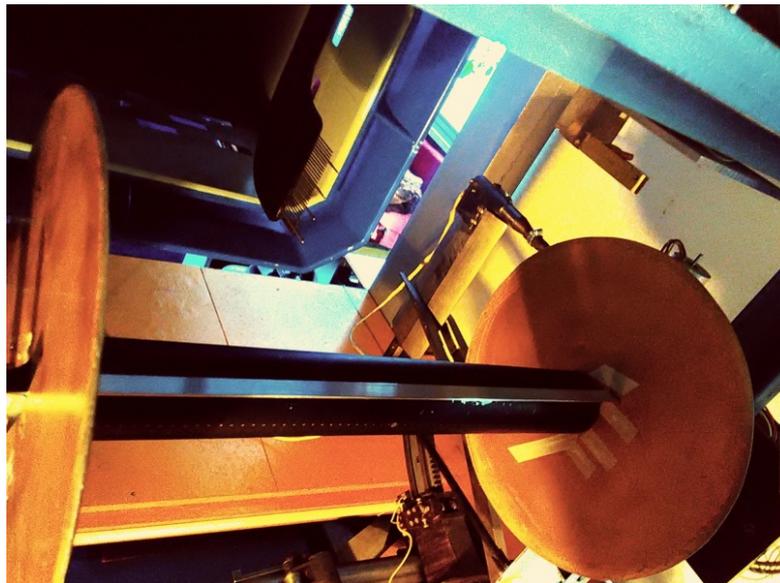


Рис. 2. Экспериментальная модель цилиндра с пластиной, установленная в рабочей части аэродинамической трубы

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 положениях меридионального угла  $\theta$ .

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

$\theta$ , 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.