

УДК 533.6.013.12
DOI: 10.15372/PMTF202315241

ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРА С УСТАНОВЛЕННОЙ ЗА НИМ ПЛАСТИНОЙ

В. А. Фролов, Л. В. Ха

Самарский национальный исследовательский университет им. С. П. Королева,
Самара, Россия

E-mails: frolov_va_ssau@mail.ru, halevan@mail.ru

Проведено исследование пассивного метода уменьшения лобового сопротивления цилиндра за счет установки за ним плоской пластины при значении числа Рейнольдса, равном 10^5 . Представлены результаты моделирования с помощью пакета ANSYS Fluent течения вокруг системы цилиндр — пластина, включая поля скоростей и давлений, линии тока, зависимости коэффициента лобового сопротивления и координаты точки отрыва на поверхности цилиндра от относительной длины пластины. Установлено, что коэффициент лобового сопротивления системы цилиндр — пластина может быть уменьшен приблизительно на 40 % по сравнению со случаем изолированного цилиндра.

Ключевые слова: система цилиндр — пластина, коэффициент лобового сопротивления, точка отрыва

Введение. Уменьшение лобового сопротивления является одной из основных проблем в авиации, а также при строительстве технических сооружений типа ветрогенераторов, газо- и нефтепроводов, небоскребов и т. д. На практике часто имеют место процессы обтекания тел в виде цилиндра с круглым поперечным сечением (подкосы крыльев, стойки шасси, трубы, столбы, башни колонного типа). Такие тела являются плохообтекаемыми. Для снижения лобового сопротивления цилиндрических тел при поперечном обтекании применяются как активные, так и пассивные методы. Активные методы являются эффективными, но для их использования необходим подвод энергии извне [1, 2]. Пассивные методы основаны на добавлении дополнительных тел вблизи цилиндра или изменении геометрии поверхности цилиндра, поэтому в отличие от активных методов для их реализации не требуется подвод энергии [3–5]. Основной принцип пассивных методов заключается в смещении точки отрыва вниз по течению, поскольку более поздний отрыв течения приводит к уменьшению силы лобового сопротивления.

В работе [3] рассмотрен метод уменьшения коэффициента лобового сопротивления за счет профилирования поверхности сферы вблизи точки отрыва. Это позволяет уменьшить сопротивление сферы при числе Рейнольдса $Re = 10^5$ более чем на 50 %. В [4] исследовано течение вокруг системы, состоящей из цилиндра и двух гибких или жестких пластин, расположенных за ним в горизонтальной плоскости симметрии. Исследование ограничено малыми числами Рейнольдса $Re = 100$. Основной вывод, который следует из работы [4], заключается в возможности снижения лобового сопротивления системы, состоящей из цилиндра и пластин, расположенных за цилиндром на некотором расстоянии от него.

Поле течения в следе за цилиндром, а следовательно, и сопротивление системы цилиндр — пластина зависят от относительной длины пластины [5]. В экспериментальной работе [5] установлено, что минимальное значение коэффициента лобового сопротивления цилиндра с пластиной, расположенной за ним, достигается при относительной длине пластины $\bar{l} = l/D = 1,0$ (l — расстояние от поверхности цилиндра до задней кромки пластины, т. е. хорда пластины) и меньше коэффициента лобового сопротивления изолированного цилиндра приблизительно на 30 %. Полученные результаты соответствуют течению при числах Рейнольдса $2,7 \cdot 10^3 < Re < 4,6 \cdot 10^4$.

В работе [6] проведено исследование влияния дефлекторов в виде плоских пластин, расположенных вблизи лобовой поверхности цилиндра. Сжатие потока между пластинами и цилиндром приводит к ускорению частиц жидкости вблизи поверхности цилиндра, в результате чего точка отрыва на этой поверхности смещается вниз по течению. В этом случае уменьшается область отрыва за цилиндром в поперечной плоскости и, как следствие, коэффициент лобового сопротивления системы. В работе [6] за счет установки пластин перед цилиндром достигнуто уменьшение лобового сопротивления приблизительно на 30 % по сравнению со случаем изолированного цилиндра. Экспериментальное исследование [7], проведенное при числе Рейнольдса $Re \approx 10^4$, показало, что сопротивление цилиндра с пластиной, расположенной за ним в горизонтальной плоскости симметрии, можно уменьшить на 31 %. Отмечается, что максимальное уменьшение обеспечивает пластина с $\bar{l} = l/D = 1,0$. Этот результат согласуется с результатом работы [5]. Однако в работе [8] показано, что максимальное уменьшение лобового сопротивления цилиндра с расположенной за ним пластиной при числе Рейнольдса $Re = 100$ достигается при относительной длине пластины $\bar{l} = l/D = 4,0 \div 4,5$. Снижение лобового сопротивления цилиндра отмечалось в работе [9] для случая, когда пластина располагалась на некотором расстоянии от задней поверхности цилиндра, а также для случая, когда передняя кромка пластины касалась поверхности цилиндра. Исследование проведено при малых числах Рейнольдса $Re = 100, 160$. В работе [9] также показано, что полученные в ней результаты согласуются с результатами работы [8]. Из краткого обзора работ, посвященных исследованию уменьшения лобового сопротивления цилиндра с пластиной, расположенной за ним, следует, что эта проблема изучена недостаточно, особенно при больших числах Рейнольдса $Re > 10^4$.

Данная работа посвящена изучению метода уменьшения лобового сопротивления цилиндра с пластиной, расположенной в плоскости симметрии позади него, при числе Рейнольдса $Re = 10^5$.

1. Постановка задачи. Рассмотрим процесс обтекания цилиндра плоским вязким потоком с числом Рейнольдса

$$Re = VD/\nu,$$

где D — диаметр цилиндра с круглым сечением, м; V — скорость набегающего потока, м/с; ν — кинематическая вязкость среды, m^2/c . В данной работе выбираются следующие параметры: диаметр цилиндра $D = 0,0625$ м, температура потока $T = 293$ К.

Расчеты проводились для задачи об обтекании изолированного цилиндра, которая решалась теоретически и исследовалась экспериментально [10–13].

2. Обтекание изолированного цилиндра. Моделирование проводилось с использованием вычислительного пакета ANSYS Fluent. Расчетная область имела следующие размеры: расстояние от цилиндра до левой границы — $10D$, до правой границы — $15D$, расстояние от цилиндра до верхней и нижней границ — $5D$. Первая (ближайшая к поверхности цилиндра) ячейка гибридной сетки имела размер $0,1$ мм ($y^+ = 10$). Задавались следующие типы граничных условий: на входе — расход, на выходе — давление, сверху и снизу — условия симметрии потока. Использовалась SST- $(k-\omega)$ -модель турбулентности. Задача решалась в стационарной и нестационарной постановках.

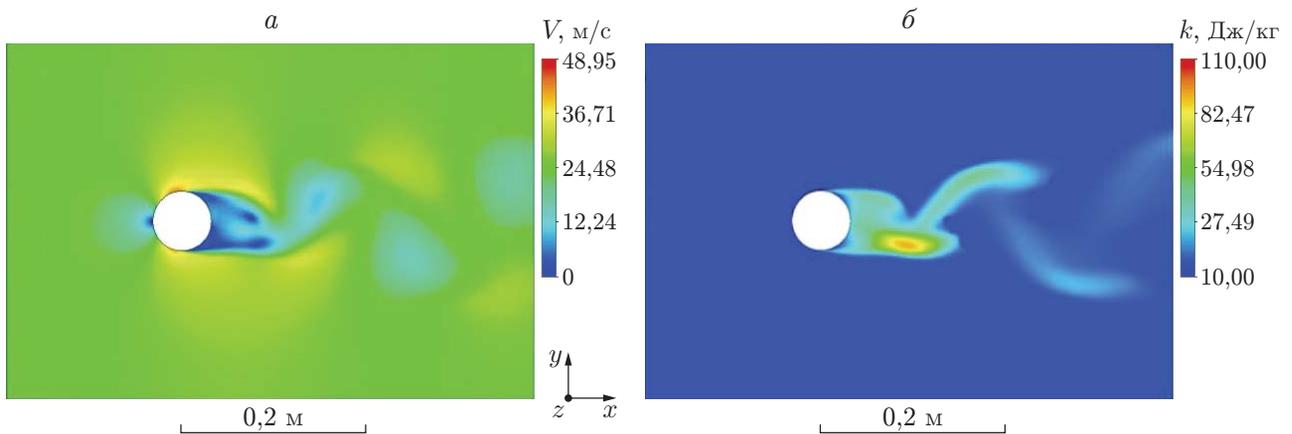


Рис. 1. Поля скорости (а) и турбулентной кинетической энергии (б) в момент времени $t = 0,15$ с при $Re = 10^5$

2.1. *Нестационарное течение.* В работах [10, 11] показано, что в зависимости от значения числа Рейнольдса возможны различные режимы течения от безотрывного до за- критического (для которого пограничный слой вблизи поверхности цилиндра является полностью турбулентным). В зависимости от числа Рейнольдса в следе за цилиндром образуются различные вихри, т. е. течение неустойчиво, картина течения меняется в зависимости от времени. Для решения задачи в нестационарной постановке задавалась скорость набегающего потока $V = 24$ м/с, что соответствует числу Рейнольдса $Re = 10^5$.

При размере расчетной области порядка 1 м характерное время определяется следующим образом: $t = 1 \text{ м} / 24 \text{ м/с} \approx 0,042$ с. Это время, за которое частица перемещается от входа до выхода. Тогда шаг по времени можно выбрать равным $\Delta t = 0,001$ с.

Аэродинамические коэффициенты определяются по формуле

$$C_a = \frac{A}{0,5\rho V_\infty^2 S}, \quad (1)$$

где A — аэродинамическая сила, Н; S — характерная площадь, м^2 (для двумерного случая $S = D \cdot 1$). Если в формуле (1) A — подъемная сила, то C_{ya} — коэффициент подъемной силы, если A — сила лобового сопротивления, то C_{xa} — коэффициент лобового сопротивления.

На рис. 1 показаны поля скорости V и турбулентной кинетической энергии k в момент времени $t = 0,15$ с.

Период отрыва вихрей, образующих вихревую дорожку, а также периоды сил и пульсаций скоростей в следе характеризуются числом Струхала [11]

$$Sh = fD/V_\infty.$$

Здесь $f = 1/T$ — частота отрыва вихрей, Гц; T — период колебаний; $D = 0,0625$ м — характерный размер (диаметр цилиндра); $V_\infty = 24$ м/с. Период колебаний можно определить с использованием графика для аэродинамических коэффициентов (рис. 2).

Частота колебаний определяется числом пиков в некотором интервале времени. Из рис. 2 следует, что $f = 90$ Гц, $T = 0,011$ с. Тогда число Струхала равно $Sh = 90 \cdot 0,0625 / 24 = 0,23$. Полученное значение числа Струхала хорошо согласуется с теоретическим значением $Sh = 0,2$ [12], а осредненное по времени значение коэффициента лобового сопротивления $C_{xa} = 1,12$ (см. рис. 2, б) близко к значению, полученному в эксперименте [13], что подтверждает правильность выбора шага по времени в частности и метода вычисления в целом.

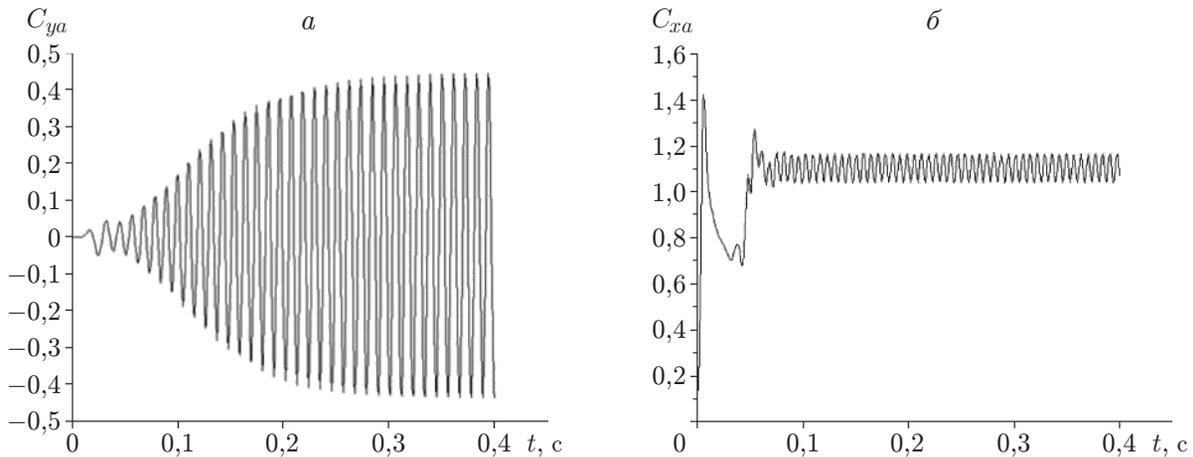


Рис. 2. Зависимости коэффициентов подъемной силы (а) и лобового сопротивления (б) при $Re = 10^5$

2.2. *Стационарное течение.* В данном случае варьируется число Рейнольдса за счет изменения скорости набегающего потока. На рис. 3 показан результат моделирования для 2000 итераций.

В таблице приведены осредненные по итерациям значения коэффициента лобового сопротивления, полученные в настоящей работе, а также экспериментальные данные [13] при различных значениях числа Рейнольдса Re (δ — относительная погрешность). Заметим, что при $Re = 10^5$ значение C_{xa} , полученное в нестационарной постановке задачи, хорошо согласуется с расчетным значением, полученным в стационарной постановке, и с экспериментальным значением [13]. Следовательно, для определения значения коэффициента лобового сопротивления достаточно решить задачу в стационарной постановке. Это позволяет уменьшить время вычисления.

3. Обтекание цилиндра с плоской пластиной, расположенной за ним. Полученные выше параметры математической модели используются для решения задачи об обтекании системы цилиндр — пластина. Пластина, имеющая толщину 2 мм и разную длину, устанавливается позади цилиндра в горизонтальной плоскости симметрии (рис. 4). Передняя кромка пластины касается поверхности цилиндра, т. е. между пластиной и поверхностью цилиндра отсутствует зазор.

Для пластины, установленной за цилиндром, размеры расчетной области увеличены: расстояние от цилиндра до левой границы — $15D$, до правой границы — $30D$, остальные размеры такие же, как в случае изолированного цилиндра. Вблизи поверхностей цилиндра и пластины ячейки сетки более мелкие (размер первой ячейки равен 0,1 мм). Задача решалась в стационарной постановке.

На рис. 5 показаны линии тока при различных значениях относительной длины пластины. Заметим, что при значениях $\bar{l} < 1$ наблюдается периодический отрыв вихрей от поверхности цилиндра (см. рис. 5,а), а при значениях $\bar{l} > 1$ поток почти симметрично разделен (см. рис. 5,б). Этот вывод хорошо согласуется с результатом, полученным в работе [5].

Для определения положения точки отрыва потока использовалась формула Ньютона для касательного напряжения на поверхности тела

$$\tau_w = \mu \frac{\partial u}{\partial n},$$

где μ — динамическая вязкость, $H \cdot c/m^2$; u — касательная составляющая вектора ско-

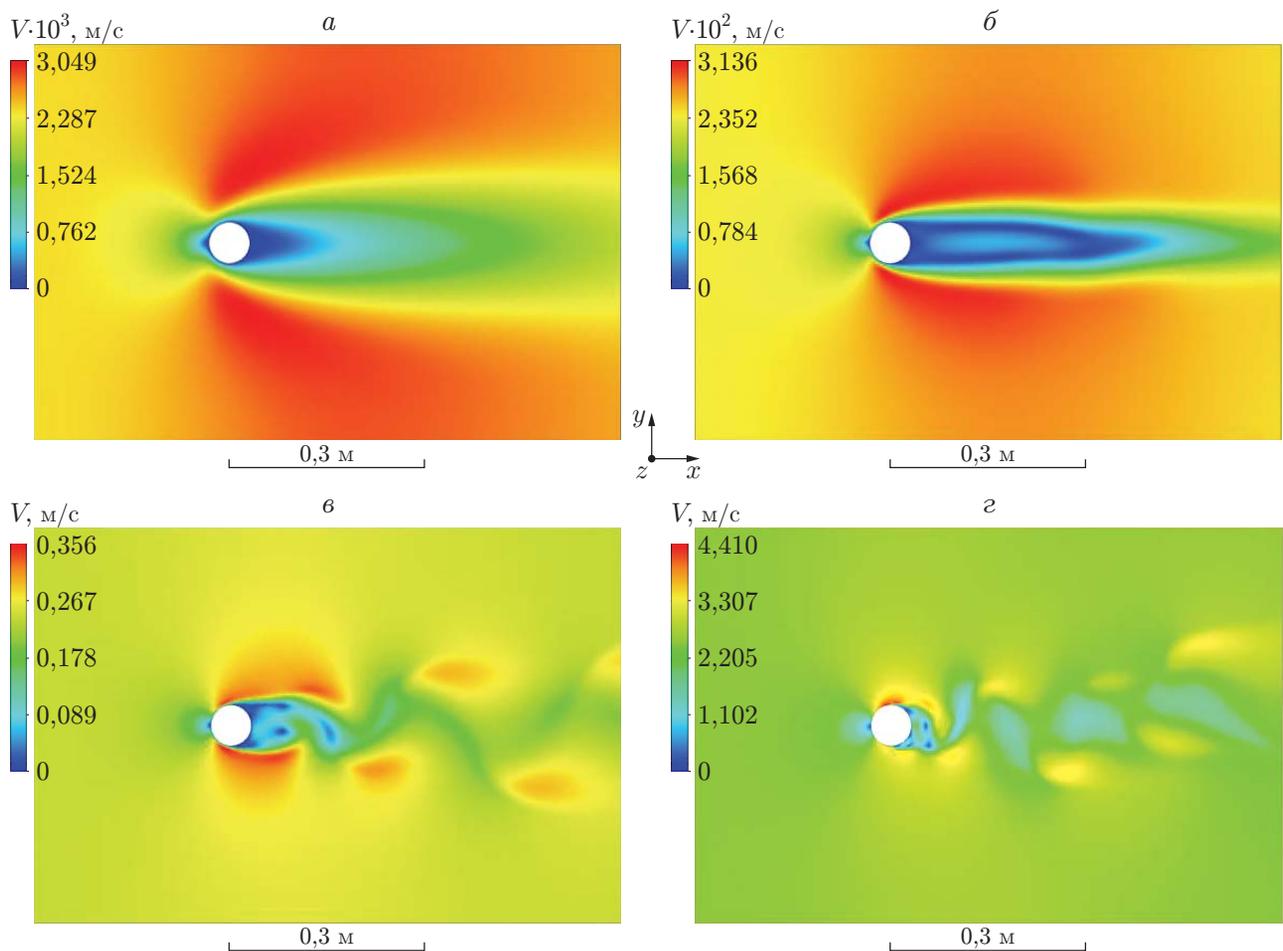


Рис. 3. Поля скорости при различных значениях числа Рейнольдса:
 а — $Re = 10$, б — $Re = 10^2$, в — $Re = 10^3$, г — $Re = 10^5$

Результаты моделирования при различных значениях числа Рейнольдса Re

Re	V, м/с	C_{xa}		δ , %
		Модель	Эксперимент [13]	
10	0,0024	3,45	3,22	7,1
100	0,0240	1,40	1,40	0
1000	0,2400	0,95	1,00	5,0
10 000	2,4000	1,10	1,15	4,4
100 000	24,0000	1,23	1,20	2,5

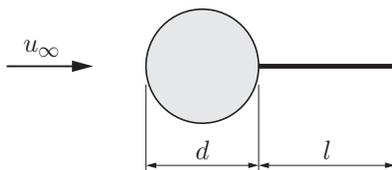


Рис. 4. Система цилиндр — пластина

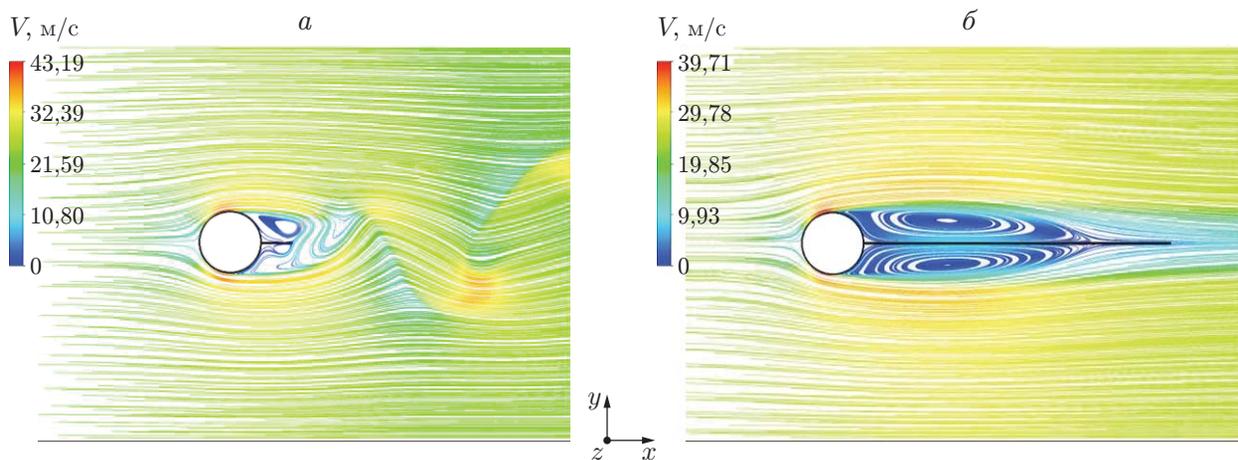


Рис. 5. Линии тока вблизи цилиндра с расположенной за ним пластиной:
 а — $\bar{l} = 0,5$, б — $\bar{l} = 5$

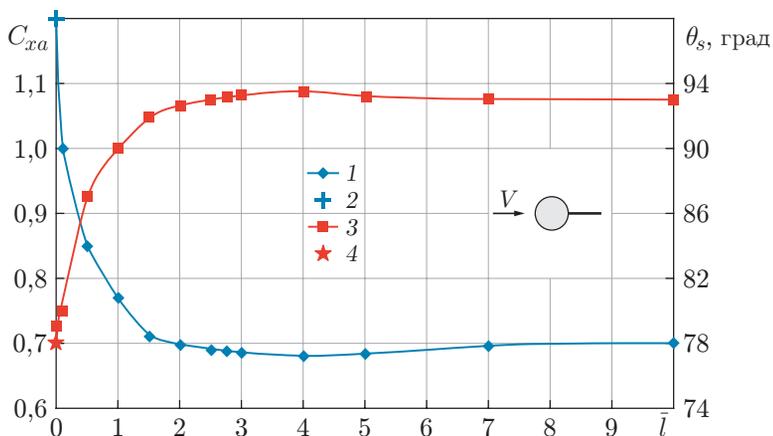


Рис. 6. Зависимости коэффициента лобового сопротивления C_{xa} (1, 2) и меридионального угла θ_s , соответствующего точке отрыва (3, 4), от безразмерной длины пластины ($Re = 10^5$):

1, 3 — расчет, 2, 4 — эксперимент (2 — данные [14], 4 — данные [15])

рости к поверхности цилиндра, м/с; n — нормаль к поверхности тела, м. Полагаем, что в точке отрыва потока $\tau_w = 0$ [12]. Зная распределение касательного напряжения τ_w на поверхности цилиндра, можно определить положение точки отрыва потока.

На рис. 6 показана зависимость меридионального угла θ_s , соответствующего точке отрыва, и коэффициента лобового сопротивления C_{xa} от безразмерной длины пластины \bar{l} , а также экспериментальные данные работ [14, 15]. Видно, что с увеличением длины пластины точка отрыва смещается вниз по потоку, а коэффициент лобового сопротивления C_{xa} уменьшается. Таким образом, максимальное значение координаты угла отрыва соответствует минимальному значению коэффициента лобового сопротивления. Установлено, что при дальнейшем увеличении длины пластины картина течения практически не меняется, а коэффициент лобового сопротивления сохраняет постоянное значение. Минимальное значение коэффициента лобового сопротивления $C_{xa} = 0,683$ достигается при $\bar{l} \approx 4$ или $l = 4D$, что соответствует уменьшению лобового сопротивления на 42 % по сравнению со случаем изолированного цилиндра.

Заключение. В работе исследовано течение воздуха вокруг изолированного цилиндра и системы цилиндр — пластина. Результаты моделирования показывают, что при расчете коэффициента лобового сопротивления цилиндра при числе Рейнольдса $Re = 10^5$ допустимо для уменьшения времени вычисления использовать стационарную постановку задачи. Установлено, что длина пластины за цилиндром, равная $l = 4D$, обеспечивает наименьшее значение лобового сопротивления системы цилиндр — пластина. Показано, что коэффициент лобового сопротивления этой системы может быть уменьшен приблизительно на 42 % по сравнению со случаем изолированного цилиндра. Полученные результаты могут быть использованы при аэродинамическом проектировании цилиндрических тел с круглым поперечным сечением с целью уменьшения лобового сопротивления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Довгаль А. В., Сорокин А. М. Применение отсоса потока для управления сходом крупномасштабных вихрей при отрыве пограничного слоя // ПМТФ. 2006. Т. 47, № 4. С. 60–65.
2. Воеводин А. В., Корняков А. А., Петров А. С. и др. Управление бафтингом крыла с помощью устройства эжекторного типа // ПМТФ. 2021. Т. 62, № 2. С. 150–159.
3. Choi H., Jeon W. P., Kim J. Control of flow over a bluff body // Annual Rev. Fluid Mech. 2008. V. 40. P. 113–139.
4. Eydi F., Mojra A., Abdi R. Comparative analysis of the flow control over a circular cylinder with detached flexible and rigid splitter plates // Phys. Fluids. 2022. V. 34. 113604.
5. Anderson E., Szewczyk A. Effects of a splitter plate on the near wake of a circular cylinder in 2- and 3-dimensional flow configurations // Experiments Fluids. 1997. V. 23. P. 161–174.
6. Frolov V. A., Kozlova A. S. Influence of flat plate in front of circular cylinder on drag // AIP Conf. Proc. 2018. V. 2027. 030088.
7. Apelt C. J., West G. S., Szewczyk A. A. The effects of wake splitter plates on the flow past a circular cylinder in the range $10^4 < Re < 5 \times 10^4$ // J. Fluid Mech. 1973. V. 61. P. 187–198.
8. Kwon K., Choi H. Control of laminar vortex shedding behind a circular cylinder using splitter plates // Phys. Fluids. 1997. V. 8. 479.
9. Hwang J.-Y., Yang K.-S., Sun S.-H. Reduction of flow-induced forces on a circular cylinder using a detached splitter plate // Phys. Fluids. 2003. V. 15. 2433.
10. Multu Sumer B. Hydrodynamics around cylindrical structures / B. Multu Sumer, J. Fredsoe. S. 1.: World Sci., 1997.

11. **Zdravkovich M. M.** Flow around circular cylinders. V. 1. Fundamentals. Oxford: Oxford Univ. Press, 2002.
12. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1972.
13. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
14. **Wieselsberger C.** Neuere Feststellungen über die Gesetze des flüssigkeits und Luftwiderstands // Phys. Z. 1921. Bd 22. S. 321–328.
15. **Achenbach E.** Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to $Re = 5 \times 10^6$ // J. Fluid Mech. 1968. V. 34, N 4. P. 625–639.

*Поступила в редакцию 9/І 2023 г.,
после доработки — 5/V 2023 г.
Принята к публикации 29/V 2023 г.*
