

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБА СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА ПОСРЕДСТВОМ УСТАНОВКИ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ

© 2017

**В. А. Фролов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [frolov\\_va\\_ssau@mail.ru](mailto:frolov_va_ssau@mail.ru)

**А. С. Козлова** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [gaguka@mail.ru](mailto:gaguka@mail.ru)

В работе представлено экспериментальное исследование способа снижения лобового сопротивления круглого цилиндра. Для снижения лобового сопротивления рассматривается установка плоской пластины параллельно потоку перед цилиндром. Приведены результаты по коэффициенту лобового сопротивления цилиндра в зависимости от различных расположений плоской пластины относительно цилиндра. Исследуются следующие геометрические характеристики: относительная хорда пластины и угол расположения пластины относительно цилиндра. Приведены экспериментальные результаты, полученные в аэродинамической трубе Самарского университета. Выявлены расположения пластины относительно цилиндра, дающие наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления.

*Круговой цилиндр; пластина; обтекание; метод импульсов; коэффициент лобового сопротивления.*

---

*Цитирование:* Фролов В.А., Козлова А.С. Экспериментальное исследование способа снижения сопротивления круглого цилиндра посредством установки плоской пластины // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 165-172.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-165-172

Одной из задач аэро- и гидродинамики является задача снижения лобового сопротивления плохообтекаемых тел. Уменьшение величины лобового сопротивления обычно сопровождается смещением точки отрыва к задней кромке на поверхности тела. Ещё Л. Прандтль [1] в 1904 г. в своей первой работе о пограничном слое указал, что смещение точки отрыва потока к задней кромке тела приводит к уменьшению лобового сопротивления. Со времён Л. Прандтля прошло больше века, но этот способ до сих пор активно применяется в авиационной технике. К другим способам, позволяющим изменить значение коэффициента лобового сопротивления, можно отнести: вдув газа [2], приведение поверхности тела в движение [3], охлаждение обтекаемой стенки [4] и один из самых распространённых способов – придание стенке или всему телу более удобообтекаемой формы. Однако если тело неудобообтекаемое или по тем или иным причинам невозможно изменить его конфигурацию, то для снижения лобового сопротивления можно использовать другое тело. Данный вариант снижения сопротивления использовал Эйфель, который показал [1], что два связанных между собой диска при прочих равных условиях дают значительное снижение полного лобового сопротивления. Таким образом, можно говорить о комбинации тел (системе тел), которая находится в потоке жидкости или газа, и коэффициент лобового сопротивления этой системы будет ниже, чем у единичного неудобообтекаемого тела.

В данной работе в качестве объекта исследования выбран цилиндр кругового поперечного сечения. Для достижения эффекта снижения лобового сопротивления перед

круговым цилиндром параллельно потоку устанавливалась плоская пластина. Снижение сопротивления достигается благодаря наличию между цилиндром и пластиной конфузурного эффекта, в результате которого нарастает скорость и происходит затягивание срыва потока с поверхности тела.

На рис. 1 представлены геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины, где  $r = 31,25$  мм – радиус круглого цилиндра;  $c = 2$  мм – толщина пластины;  $b$  – хорда пластины, мм;  $d = 2r = 62,5$  мм – диаметр цилиндра;  $h = 2r / 10 = 62,5 / 10 = 0,625$  мм – ширина щели между пластиной и цилиндром;  $\theta$  – меридиональный угол расположения пластины, град.

Исследование проводилось при различных значениях относительной хорды пластины  $\bar{b} = b / d$  и меридионального угла  $\theta$ . Относительная хорда пластины принимала значения в 0,25, 0,3 и 0,5, а значения меридионального угла расположения пластины выбирались в 40, 60 и 80 град.

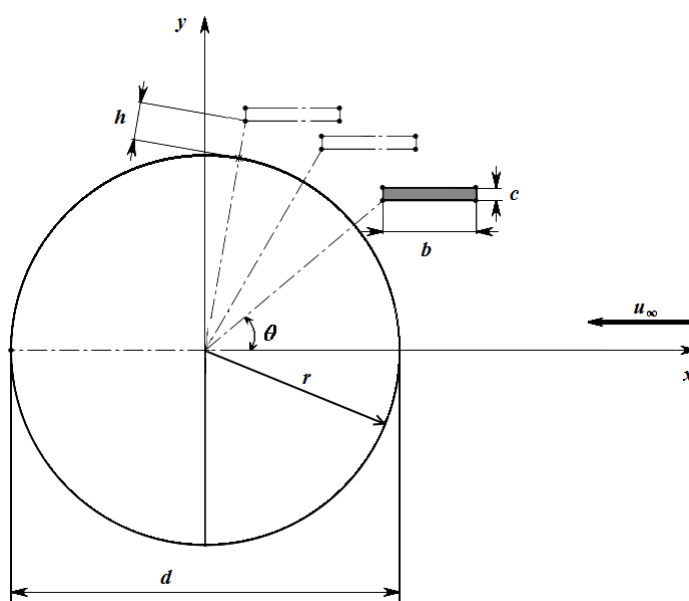


Рис. 1. Геометрические характеристики системы тел

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

Расчёт коэффициента лобового сопротивления проводится на основе метода импульсов, основанного на теореме импульсов, согласно которой изменение количества движения равно импульсу силы, действующему на обтекаемое тело [1]. Коэффициент сопротивления на основании этой теоремы определяется формулой

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

где  $p_i$  – полное давление в потоке, воспринимаемое  $i$ -трубкой гребёнки, Па;  $p_{st}$  – статическое давление, Па;  $p_{\infty}$  – статическое давление невозмущённого потока, Па;  $q$  – скоростной напор, Па;  $a_1, b_1$  – границы следа вдоль оси  $y$ , мм.

Метод импульсов широко использовался преимущественно при определении коэффициента сопротивления профилей [1]. Для того чтобы выяснить, будет ли данный метод работать при исследовании неудобообтекаемого тела, были проведены дополни-

тельные исследования в аэродинамической трубе по продувке изолированного цилиндра без пластины. На рис. 2 показан изолированный цилиндр, установленный в рабочей части аэродинамической трубы.

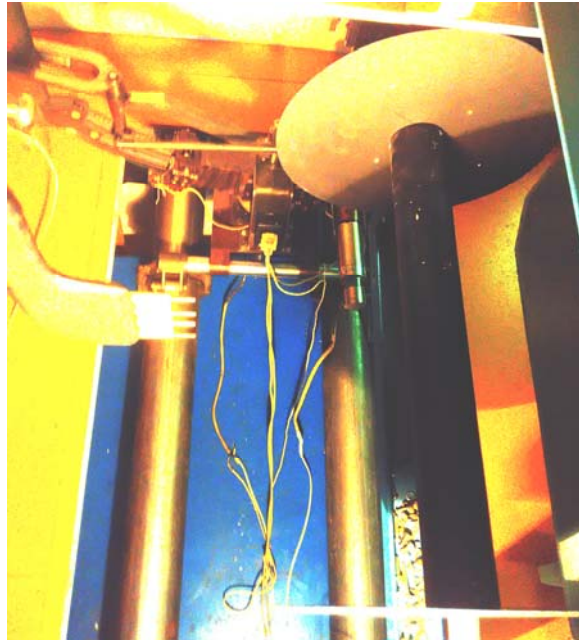


Рис. 2. Экспериментальная модель изолированного цилиндра в рабочей части аэродинамической трубы

Измерение давления в потоке проводилось при помощи гребёнки, расположенной позади цилиндра. Приёмники давления передавали сигнал на цифровой манометр, который выводил на рабочий экран компьютера полученные данные.

Полученные подынтегральные значения функции  $\varphi_i, i = \overline{1, n}$  согласно формуле

$$\varphi = \sqrt{\frac{p_i - p_{st}}{q}} \left( 1 - \sqrt{\frac{p_i - p_{\infty}}{q}} \right) \quad (2)$$

представлены на рис. 3. Точками показаны экспериментальные данные, а кривая представляет собой аппроксимацию этих данных по методу наименьших квадратов.

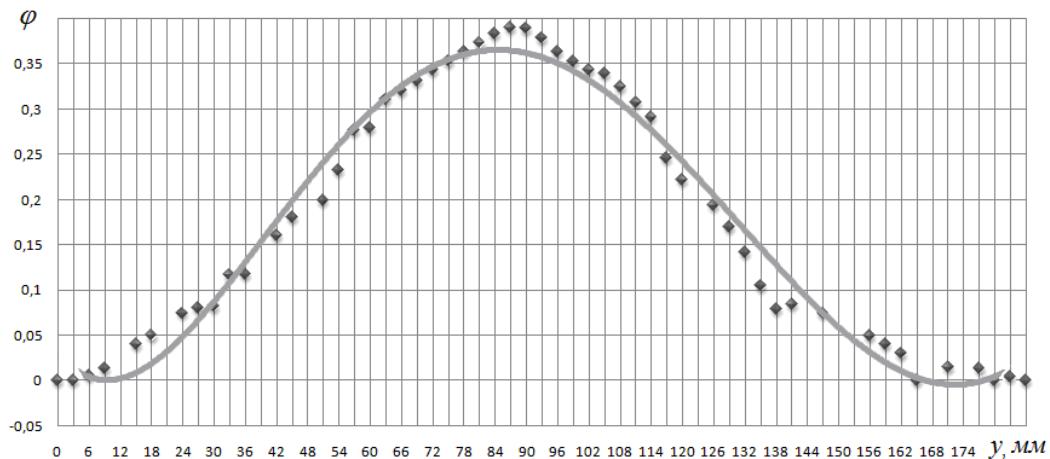


Рис. 3. Зависимость изменения подынтегральной функции от координаты приёмника полного давления

Коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$  вычислялся интегрированием функции  $\varphi$  методом Симпсона. В табл. 1 приведено расчётное значение коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  для изолированного цилиндра, а также сравнение с известными экспериментальными данными.

Таблица 1. Сравнение коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$

Представители	Значение коэффициента сопротивления изолированного цилиндра $C_{xa}$ , полученное по результатам эксперимента
Горлин [5]	1,0
Девнин [6]	1,0
Katz [7]	1,097
Авторы	1,089

Можно отметить, что коэффициент сопротивления, полученный по методу импульсов в результате эксперимента, хорошо согласуется с известными экспериментальными данными. Таким образом, применение метода импульсов для определения коэффициента лобового сопротивления при обтекании неудобообтекаемого тела даёт хорошие результаты.

На рис. 4 представлена экспериментальная модель цилиндра в присутствии пластины.

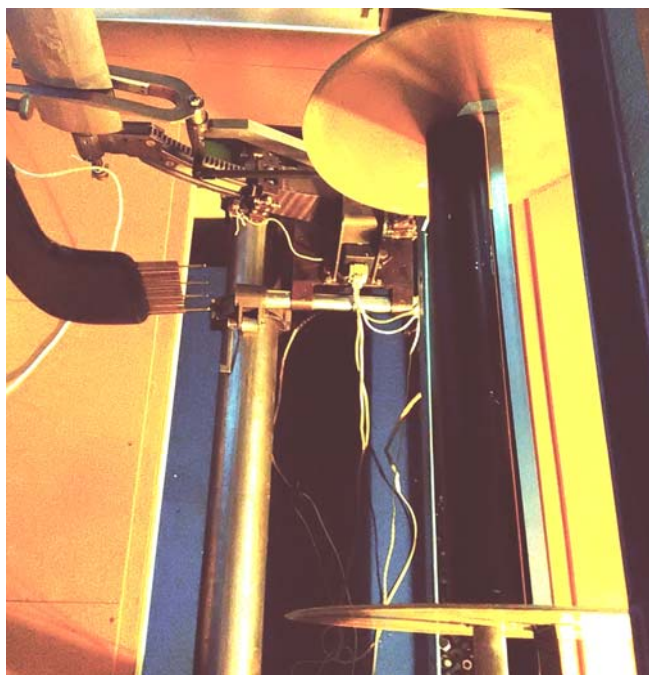


Рис. 4. Экспериментальная модель цилиндра с пластиной в рабочей части аэродинамической трубы

Позади тела на расстоянии пяти диаметров  $d$  установлена гребёнка приёмников давления. Гребёнка представляет собой набор из 32 трубок, 4 из которых являются приёмниками статического давления, остальные – приёмниками полного давления в потоке, расстояние между трубками (шаг гребёнки) – 3 мм. Для того чтобы полностью захватить аэродинамический след, после каждой продувки гребёнка смещалась вдоль вертикальной оси и таким образом крайние трубки гребёнки захватывали давление невозмущённого потока. На рис. 5 представлены эпюры полного давления в потоке за цилиндром с пластиной, где относительная хорда пластины  $\bar{b} = 0,5$ .

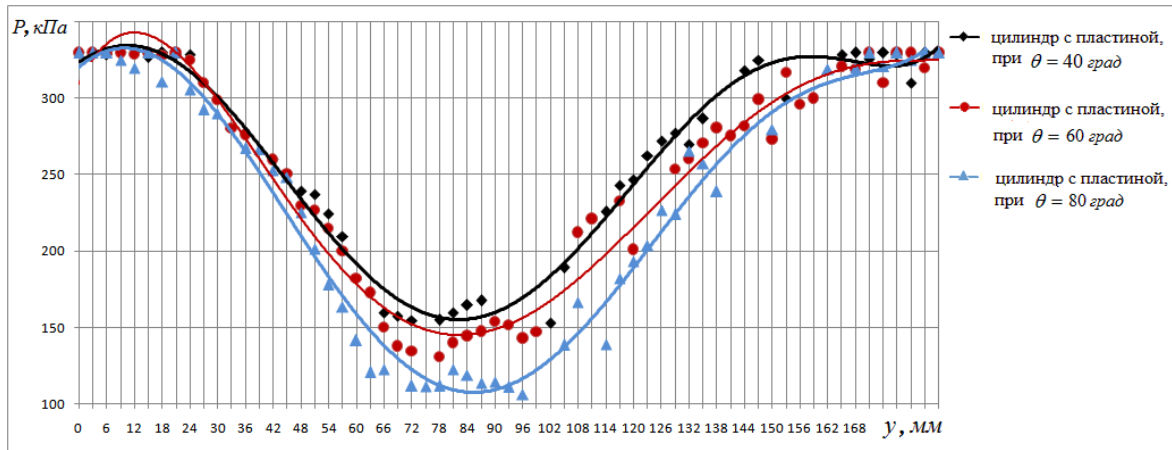


Рис. 5. Эюры давления в следе за обтекаемой системой тел при относительной хорде пластины  $\bar{b} = 0,5$

Точками представлены экспериментальные значения, кривыми – аппроксимации по методу наименьших квадратов.

На рис. 6 показаны распределения подинтегральной функции  $\varphi$  по высоте аэродинамического следа при относительной хорде  $\bar{b} = 0,5$ .

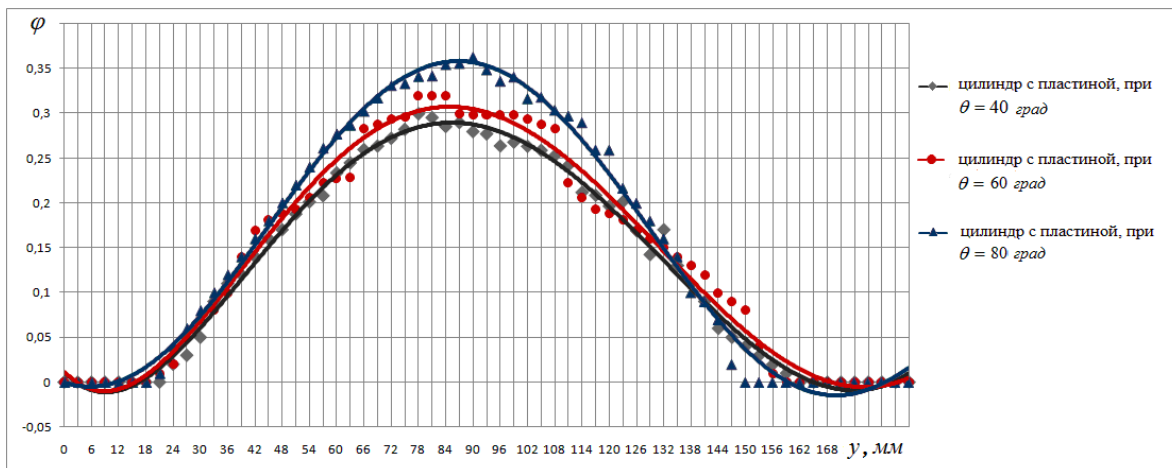


Рис. 6. Зависимость изменения подинтегральной функции от координаты приёмника полного давления для системы тел (цилиндра с пластиной) при относительной хорде пластины  $\bar{b} = 0,5$

В табл. 2 приведены значения коэффициентов лобового сопротивления  $C_{xa}$ , рассчитанные по методу импульсов в результате эксперимента для системы тел при различной хорде пластин  $\bar{b}$  и исследуемых положениях меридионального угла  $\theta$ .

Таблица 2. Значения коэффициентов лобового сопротивления  $C_{xa}$  для различных относительных хорд пластины  $\bar{b}$  и меридиональных углов расположения пластины  $\theta$

$\theta$ , 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

Как можно видеть из табл. 2, полученные в результате эксперимента значения коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  для системы тел ниже, чем значение  $C_{xa}$  для изолированного цилиндра.

На рис. 7 представлены значения  $C_{xa}$ , найденные в результате эксперимента, а также данные по коэффициенту лобового сопротивления  $C_{xa}$  изолированного цилиндра.

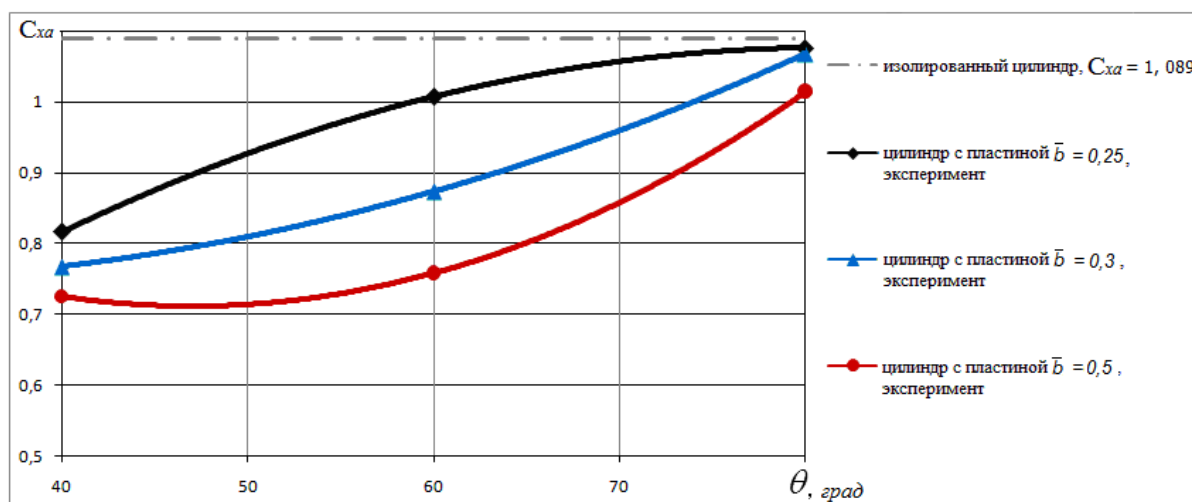


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления системы тел от меридионального угла расположения пластины  $\theta$

Из рис. 7 следует, что коэффициент сопротивления  $C_{xa}$  для системы тел ниже, чем для отдельного изолированного цилиндра. Наилучшей хордой пластины можно считать хорду, равную радиусу цилиндра. При данной хорде наблюдаются наиболее низкие значения коэффициента сопротивления  $C_{xa}$  из всех рассмотренных углов положения пластины. Меньшее значение  $C_{xa}$ , согласно экспериментальным данным, соответствует меридиональному углу  $\theta = 40$  град.

В табл. 3 приведены сравнительные данные по коэффициенту лобового сопротивления  $C_{xa}$  для изолированного цилиндра и цилиндра с пластиной.

Таблица 3. Сравнение значений коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  для изолированного цилиндра и цилиндра с пластиной

Конфигурация	Значение коэффициента лобового сопротивления $C_{xa}$
Круговой цилиндр	1,089
Круговой цилиндр с пластиной (при $\bar{b} = 0,5$ и $\theta = 40$ град)	0,725

Таким образом, за счёт определённого расположения плоской пластины перед круговым цилиндром можно добиться снижения лобового сопротивления на 30%.

Предложенный способ снижения лобового сопротивления можно рекомендовать при использовании конструкций круговых сечений, таких как: круглые трубы или мачты, наземные, висячие и подводные трубопроводы, наземные круговые сооружения и башни.

### Библиографический список

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
2. Корнилов В.И. Турбулентный пограничный слой на теле вращения при периодическом вдуве/отсосе // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 3. С. 368-385.
3. Brungart T.A., Lauchle G.C., Deutsch S., Riggs E.T. Effect a moving wall on fully developed, equilibrium turbulent boundary layer // Experiments in Fluids. 2001. V. 30, Iss. 4. P. 418-425. DOI: 10.1007/s003480000221
4. Захаренков М.Н. Учёт зависимости вязкости от температуры в задачах обтекания цилиндра несжимаемой средой // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 4. С. 563-590.
5. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.
6. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. Л.: Судостроение, 1983. 332 с.
7. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics. New York: McGraw-Hill Book Co., 1991. 638 p.

### EXPERIMENTAL STUDY OF A METHOD OF REDUCING THE DRAG OF A CIRCULAR CYLINDER BY INSTALLING A FLAT PLATE

© 2017

- V. A. Frolov** Candidate of Science ( Engineering), Associate Professor, the Department of Aircraft Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [frolov\\_va\\_ssau@mail.ru](mailto:frolov_va_ssau@mail.ru)
- A. S. Kozlova** Postgraduate Student, the Department of Aircraft Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [gaguka@mail.ru](mailto:gaguka@mail.ru)

The article describes experimental investigation of a method of reducing the drag of a circular cylinder. We consider installation of a flat plate parallel to the flow before the cylinder. The results for the cylinder drag coefficient depending on various locations of the flat plate relative to the cylinder are presented. The following geometric characteristics are studied: the reference chord of the plate and the angle of the plate's position with respect to the cylinder. It was found that the drag coefficient depends on the location of the plate relative to the cylinder. The article presents experimental results that were obtained in the wind tunnel of Samara University. The locations of the plate relative to the cylinder that provide the lowest value of the drag coefficient are identified.

*Circular cylinder; plate; pulse method; drag coefficient; decrease of the drag force.*

**Citation:** Frolov V.A., Kozlova A.S. Experimental study of a method of reducing the drag of a circular cylinder by installing a flat plate. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 165-172. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-165-172

### References

1. Schlichting H. Grenzschicht-Theorie. Karlsruhe: Verlag G. Braun, 1969.
2. Kornilov V.I. Turbulent boundary layer on a body of revolution with periodic blowing/suction. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2006. V. 13, Iss. 3. P. 343-357. DOI: 10.1134/s0869864306030048
3. Brungart T.A., Lauchle G.C., Deutsch S., Riggs E.T. Effect a moving wall on fully developed, equilibrium turbulent boundary layer. *Experiments in Fluids*. 2001. V. 30, Iss. 4. P. 418-425. DOI: 10.1007/s003480000221

4. Zakharenkov M.N. Handling of temperature dependence of viscosity in problems of incompressible medium flow around a cylinder. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2007. V. 14, Iss. 4. P. 533-559. DOI: 10.1134/s0869864307040063

5. Gorlin S.M. *Experimentalnaya aeromekhanika* [Experimental aeromechanics]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1970. 423 p.

6. Devnin S.I. *Aerogidromekhanika plokhoobtekaemykh konstruksiy* [Aerohydrodynamics of bluff bodies]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1983. 332 p.

7. Katz J., Plotkin A. *Low-speed aerodynamics*. New York: McGraw-Hill Book Co., 1991. 638 p.