

Научная статья
УДК 533.6.011.32:532.582.33
533.6.071.08
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178468>

КОЭФФИЦИЕНТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГОВЫХ ЦИЛИНДРОВ КОНЕЧНОГО УДЛИНЕНИЯ ПРИ МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

**Михаил Алексеевич Головкин^{1✉}, Максим Викторович Грудинин²,
Андрей Александрович Ефремов³, Руслан Миннхатович Миргазов⁴**

^{1,2,3,4}Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.
Жуковского, ЦАГИ,
Жуковский, Московская область, Россия

¹spintest@tsagi.ru✉

Аннотация. Приведенные в работе [1] результаты экспериментов с круговыми цилиндрами достаточно большого относительного удлинения дополнены опытами с цилиндром меньшего удлинения. Подтверждено, что при сравнительно малых удлинениях обтекание с ламинарным отрывом затягивается до бóльших значений чисел Рейнольдса, чем у цилиндра бесконечного удлинения. В области чисел Рейнольдса, соответствующих переходу от ламинарного отрыва к турбулентному, как и в [1], обнаружен гистерезис в величине коэффициента сопротивления при «прямом» и «обратном» ходе эксперимента по скорости.

Ключевые слова: круговой цилиндр, относительное удлинение, коэффициент сопротивления, малые дозвуковые скорости, число Рейнольдса

Для цитирования: Головкин М.А., Грудинин М.В., Ефремов А.А., Миргазов Р.М.

Коэффициенты аэродинамического сопротивления круговых цилиндров конечного удлинения при малых дозвуковых скоростях // Труды МАИ. 2024. № 134. URL:

<https://trudymai.ru/published.php?ID=178468>

Original article

AERODYNAMIC DRAG COEFFICIENTS OF CIRCULAR CYLINDERS OF FINITE ELONGATION AT LOW SUBSONIC SPEEDS

Mikhail A. Golovkin^{1✉}, Maksim V. Grudinin²,

Andrey A. Efremov³, Ruslan M. Mirgazov⁴

^{1,2,3,4}Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, TsAGI, Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹spintest@tsagi.ru✉

Abstract. The introduction presents a review of the literature on the considered subject. It is noted that in accordance with the previously obtained data for the $c_x(\text{Re})$, namely the dependence of the drag coefficient of a circular cylinder of relatively large aspect ratio $\lambda = 17.8$ ($\lambda = L/d$, L – cylinder length, d – its diameter) on the Reynolds number ($\text{Re} = V \cdot d/\nu$, V – flow velocity, ν – coefficient of kinematic viscosity of air), the transition mode from the laminar separation to the turbulent one is close to that of cylinder with infinite aspect ratio, and for the cylinder with $\lambda = 9.2$ it is noticeably lagged by the speed value, or Re number.

This is of practical importance, in particular for the spin simulation in a wind tunnel (WT) with aircraft models, to know whether this trend holds for the cylinders of lower aspect ratio, which are usually used in typical fuselages of modern long-haul aircraft ($\lambda = 6 \div 8$). In this regard, this study considered the aspect ratio of $\lambda = 6.15$.

The tests were conducted in a vertical WT with a sufficiently low degree of the flow turbulence, within the speed range of $V = 3 \div 33$ m/s by increasing and decelerating speed with a pitch of 2 m/s.

This presented study confirmed a significant lag by the Re number for the laminar separation mode of relatively low aspect ratio, compared to an infinite cylinder.

The article demonstrates that transition to the turbulent separation at the cylinders of relatively low aspect ratio occurs in a much narrower range of the Re numbers than with an infinite cylinder.

A hysteresis in the drag coefficient while increasing and decelerating speed exists in the region of Re numbers corresponding to the transition mode from laminar separation to the turbulent one.

The drag coefficients values of the finite aspect ratio circular cylinders in the ranges of Re numbers corresponding to laminar separation obtained in the vertical WT agree satisfactorily with the data available in the known literature.

The detected effects and the presented results should be accounted for when developing and conducting studies with aircraft models in the WTs.

Keywords: circular cylinder, relative elongation, drag coefficient, small subsonic speeds, Reynolds number

For citation: Golovkin M.A., Grudin M.V., Efremov A.A., Mirgazov R.M. Aerodynamic drag coefficients of circular cylinders of finite elongation at low subsonic speeds. Trudy MAI, 2024, no. 134. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178468>

Введение

Для решения ряда задач аэродинамики летательных аппаратов (ЛА), в частности, оценок коэффициентов сил и моментов на больших углах атаки [2 – 4], зачастую используются данные по коэффициентам сопротивления круговых цилиндров бесконечного удлинения.

Задача исследования аэродинамических характеристик кругового цилиндра является одной из старейших в гидродинамике. Ее экспериментальному решению в несжимаемой жидкости **посвящено** множество публикаций, содержащихся в статьях и книгах (см., например, [5 – 20]). В работе [21] приведены результаты исследований аэродинамических характеристик круговых цилиндров сжимаемым потоком, а в [22] построена математическая модель течения вблизи цилиндра с пластинами при наличии отрывных зон.

В настоящей работе используются данные по коэффициентам сопротивления круговых цилиндров бесконечного удлинения, основанные на опытах десятков авторов и выполненные в разные годы в различных аэродинамических трубах (АДТ), которые представлены в [19]. Опыты, результаты которых приведены в [19], проводились в АДТ, имеющих закрытые рабочие части, при этом для моделирования бесконечного удлинения цилиндры имели «размах» от стенки до стенки рабочей

части. В [1] был выполнен линейный пересчет коэффициентов сопротивления при числах Рейнольдса (Re), соответствующих ламинарному отрыву, с цилиндров конечного удлинения $\lambda=17.8$ и 9.2 ($\lambda=L/d$, L – длина цилиндра, d – его диаметр) на цилиндр бесконечного удлинения, показавший удовлетворительные схождения с результатами, представленными в [19].

Ранее в работе авторов [1] было получено, что для цилиндра большого удлинения ($\lambda=17.8$) режим перехода от обтекания с ламинарным отрывом к обтеканию с турбулентным отрывом близок к данным в [19] по цилиндру бесконечного удлинения, а для цилиндра конечного удлинения ($\lambda=9.2$) заметно затягивается по величине скорости или числа Re .

Практически важно для моделирования штопора в АДТ знать, сохраняется ли эта тенденция для цилиндров еще меньших удлинений, которые обычно имеют типовые фюзеляжи современных магистральных самолетов ($\lambda=6 \div 8$).

В связи с этим и была поставлена данная работа, подтвердившая, что и для цилиндра с $\lambda=6.15$ также имеет место заметное по числу Re затягивание перехода к режиму обтекания с турбулентным отрывом. Показано, что на режимах обтекания цилиндра при ламинарном отрыве результаты, полученные в данной работе и ранее в [1], удовлетворительно коррелируют с коэффициентами сопротивления цилиндров конечного удлинения, приведенными в [20] и полученными в других АДТ.

1. Экспериментальное оборудование и методика проведения исследований

Испытания проводились в вертикальной АДТ в диапазоне скоростей $V=3 \div 33$ м/с на установке, схема которой представлена в [1]. Хотя известно, что качественный поток в данной АДТ имеет место при $V \geq 7$ м/с, здесь, как и в [1], было также решено включить в программу исследований режимы скорости 3 и 5 м/с. Степень турбулентности в ядре потока этой АДТ при $V > 10$ м/с по продольной составляющей скорости не превышает 0.5% [23].

Цилиндрическая часть испытанного тела представляла собой тонкостенную трубу, в торцах которой имелись скругленные заглушки, геометрически подобные представленным в [1]. Диаметр цилиндрической части тела составлял $d=0.31$ мм, а общая длина с заглушками $L=1.91$ мм. В дальнейшем округленно считается, что его удлинение $\lambda=6.15$. В отличие от [1], лонжерон внутри цилиндрического тела, к которому крепилась пара однокомпонентных тензометрических весов, выполненных в виде колец, находился не в нижней, а в его верхней части. Чистота внешних поверхностей, как и в [1], имела класс $Ra 15$. Цилиндрическое тело во время эксперимента находилось в фиксированном положении – поперек потока АДТ.

Эксперименты по определению силы сопротивления цилиндрического тела, как и в [1], велись при «прямом» ходе по скорости, начиная с $V=3$ м/с, с шагом $\Delta V=2$ м/с до $V=33$ м/с, а затем – при «обратном» ходе по скорости, начиная с $V=33$ м/с. Каждый режим выдерживался в течение ≈ 20 с, и на нем проводились измерения силы сопротивления в течение 1 с с частотой 1024 измерения в 1 с. Выше изложенный эксперимент, как и в [1], проводился 10 раз. Погрешность определения силы

сопротивления в требуемом диапазоне изменения нагрузок тензовесами, как показали 10-кратные повторные нагружения, как и в [1], не превышала 0.16 Н.

При вычислении коэффициентов силы сопротивления в качестве характерной площади бралась величина $L \cdot d$.

2. Основные результаты исследований

Коэффициенты сопротивления $c_x(\text{Re})$ цилиндрических тел удлинением $\lambda=17.8$ и 9.7, полученные ранее в [1], и $\lambda=6.15$ – в данной работе, с помощью 10-кратных измерений на тензометрических весах, где $\text{Re}=V \cdot d/\nu$ – число Рейнольдса, ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха, представлены на рис.1.

Можно видеть, что для тела с удлинением $\lambda=6.15$, как отмечалось в [1] для $\lambda=17.8$ и 9.7, при очень малых значениях чисел Re , соответствующих скоростям 3÷5 м/с (левые группы точек на графиках рис.1), имеются значительные расхождения в величинах c_x при «прямом» и «обратном» ходе по скорости, или числу Re . Это объясняется, в первую очередь, весьма малыми скоростными напорами, имеющими место при столь малых скоростях потока, а также особенностями работы данной АДТ и её системы измерений скоростей на этих режимах. Эти вопросы были более подробно изложены в [1]. Следует отметить, что эти расхождения в величинах c_x при «прямом» и «обратном» ходе для тела удлинением $\lambda=6.15$ являются существенно меньшими, чем полученные ранее в [1], что обусловлено бóльшими величинами сил, действующих на него, а также тем обстоятельством, что с целью снижения вибраций, обнаруженных в данном эксперименте, установке, на которой проводились опыты (см. [1]), с помощью растяжек была придана бóльшая жесткость.

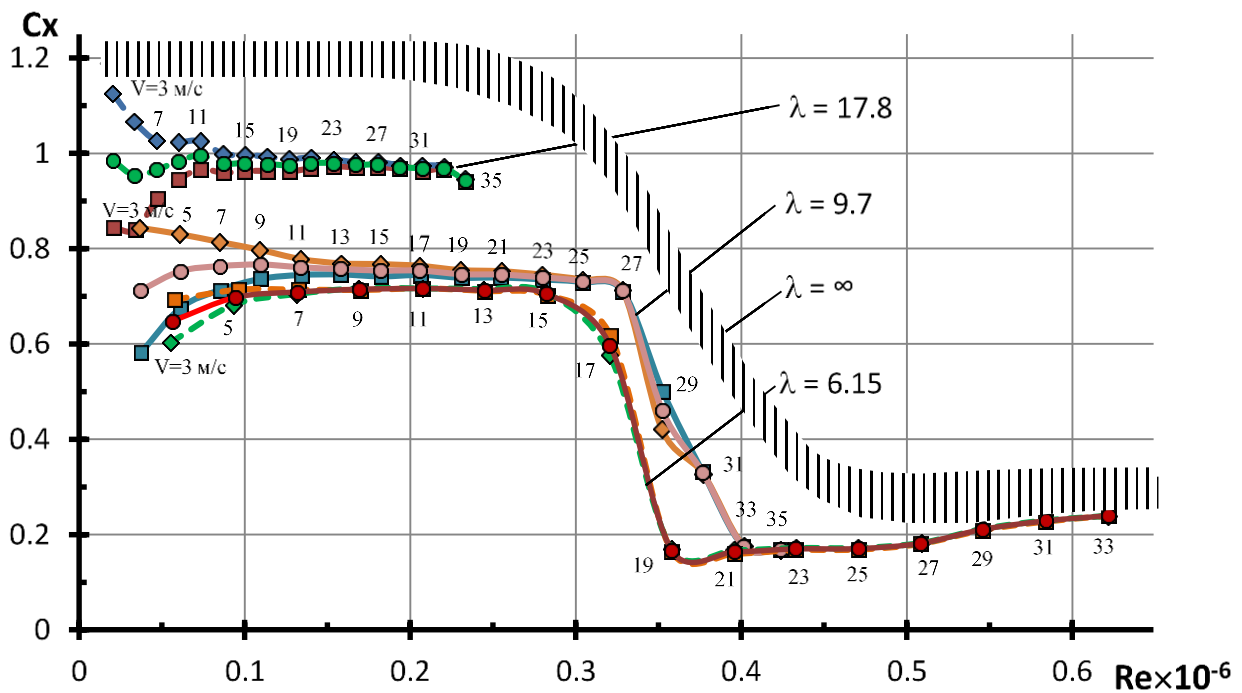


Рис. 1. Коэффициенты сопротивления цилиндрических тел различного удлинения:

$\lambda=17.8$, $\lambda=9.7$ – по работе [1]; $\lambda=\infty$ – по работе [19]; $\lambda=6.15$ – данный эксперимент;

□ – «прямой» ход по скорости ; ◇ – «обратный» ход по скорости; ○ – среднее значение

В диапазоне чисел $Re \approx (0.13 \div 0.28) \cdot 10^6$, что соответствует скорости $7 \div 15$ м/с, коэффициент сопротивления цилиндра с удлинением $\lambda=6.15$ практически постоянен и составляет величину 0.71. Небольшое увеличение скорости приводит к резкому падению c_x , так что при $V \approx 19$ м/с величина коэффициента сопротивления достигает своего минимума ($c_x \approx 0.15$), а при дальнейшем возрастании скорости, или числа Re , величина c_x почти линейно увеличивается и достигает значения 0.25 при $V=33$ м/с ($Re=0.64 \cdot 10^6$). На ниспадающей ветви $c_x(Re)$ при $V \approx 17$ м/с для цилиндра $\lambda=6.15$ имеет

место гистерезис при «прямом» и «обратном» ходе по скорости, что было обнаружено ранее в [1] для цилиндра $\lambda=9.7$.

Следует подчеркнуть, что и для цилиндра с удлинением $\lambda=6.15$ имеет место затягивание по величине Re режима обтекания с ламинарным отрывом, хотя оно происходит до несколько меньших значений чисел $Re \approx 0.28 \cdot 10^6$, чем для цилиндра $\lambda=9.7$, у которого эта величина $Re \approx (0.31 \div 0.32) \cdot 10^6$, что видно из рис.1. На рис.1 нанесена также для наглядности сравнения зависимость $c_x(Re)$ для цилиндра бесконечного удлинения, взятая из [19]. Из сравнения этой зависимости с опытами, представленными в [1] и полученными в данной работе, можно видеть затягивание перехода к режиму обтекания цилиндра с турбулентным отрывом для круговых цилиндров малого удлинения. Кроме того, переход к режиму обтекания с турбулентным отрывом у цилиндров малого удлинения происходит в гораздо более узком диапазоне чисел Re , чем у цилиндра бесконечного удлинения.

Для получения стабильных результатов экспериментальные исследования моделей в АДТ, в том числе свободно летающих штопорных, проводятся, как правило, на режимах, соответствующих по числу Re ламинарному отрыву с их основных элементов, например, с фюзеляжа. Это позволяет получать достоверные данные по моделям ЛА, которые с определенными поправками пересчитываются на натурный ЛА.

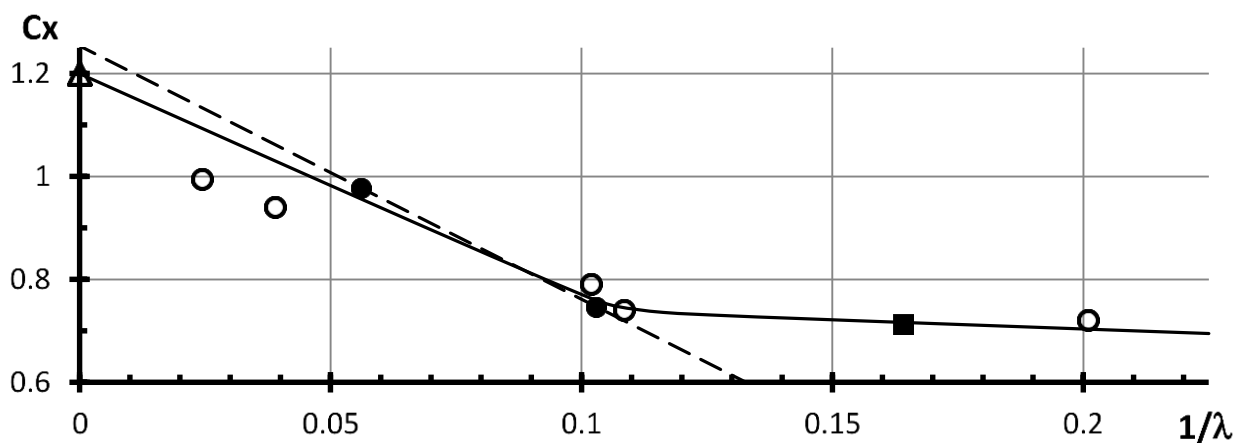


Рис. 2. Коэффициенты сопротивления цилиндрических тел различного удлинения при докризисном обтекании:

● – по работе [1]; \triangle – по работе [19]; \circ – по работе [20]; ■ – данный эксперимент

Поскольку режим обтекания цилиндра с ламинарным отрывом весьма важен для получения стабильных и достоверных результатов, то на рис.2 проведено сравнение результатов определения c_x цилиндров различного удлинения, полученных в условиях вертикальной АДТ в [1], в данной работе и в [19], [20]. Можно видеть, что линейная аппроксимация $c_x(1/\lambda)$ (штриховая линия) по цилиндрам удлинения $\lambda=19.8$ и 9.7 дает величину $c_x \approx 1.25$ для коэффициента сопротивления цилиндра бесконечного удлинения, что и отмечалось в [1]. Это несколько выше, чем указывается в [19] – $c_x \approx 1.2$ и нанесено на рис. 2. Линейная зависимость $c_x(1/\lambda)$ для меньшего удлинения ($\lambda=6.15$) существенно нарушается. В целом, полученные в вертикальной АДТ данные по c_x цилиндров удовлетворительно коррелируют с результатами, приведенными в работе [20], хотя взятые из нее точки, соответствующие $1/\lambda \approx 0.025$ и 0.04 , дают

несколько заниженную величину c_x , что возможно обусловлено низкой точностью их нанесения в [20] и весьма мелким масштабом приведенного там графика зависимости $c_x(1/\lambda)$.

Заключение

В условиях вертикальной аэродинамической трубы, имеющей достаточно низкую степень турбулентности потока, подтверждено затягивание по числу Рейнольдса режима обтекания цилиндров относительно малого удлинения с ламинарным отрывом по сравнению с цилиндром бесконечного удлинения.

Показано, что переход к режиму обтекания с турбулентным отрывом на цилиндрах сравнительно малого удлинения происходит в существенно более узком диапазоне чисел Рейнольдса, чем у цилиндра бесконечного удлинения.

В области чисел Рейнольдса, соответствующих переходу от ламинарного отрыва к турбулентному, имеет место гистерезис в величине коэффициента сопротивления при «прямом» и «обратном» ходе эксперимента по скорости.

Величины коэффициентов сопротивления круговых цилиндров конечного удлинения в диапазонах чисел Рейнольдса, соответствующих ламинарному отрыву, полученные в вертикальной аэродинамической трубе, удовлетворительно сходятся с имеющимися в известной литературе данными.

Обнаруженные эффекты и представленные результаты следует учитывать при постановке и проведении исследований на моделях летательных аппаратов в аэродинамических трубах.

Список источников

1. Головкин М.А., Грудинин М.В., Ефремов А.А., Миргазов Р.М. Исследование аэродинамического сопротивления круговых цилиндров в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV. № 3. С. 3–9.
2. Головкин М.А., Ефремов А.А., Крицкий Б.С., Павленко О.В., Ципенко В.Г. К оценке коэффициентов сил и моментов тангажа, действующих на больших углах атаки и в штопоре на модель, натурный самолет и их элементы // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 79–86.
3. Головкин М.А., Ефремов А.А., Махнев М.С. Методика оценок вращательных производных сил и моментов, действующих на модель самолета // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=87338>
4. Головкин М.А., Ефремов А.А., Махнев М.С. Оценка производных сил и моментов по компонентам угловой скорости модели самолета в широком диапазоне углов атаки // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 1. С. 39–58.
5. Кузнецов Б.Я. Лобовое сопротивление тросов, проволок, тандеров и авиационных лент. Труды ЦАГИ № 97. – М.: Огиз, 1931. – 42 с.
6. Кузнецов Б.Я. Аэродинамические исследования цилиндров. Труды ЦАГИ № 98. – М.: Огиз, 1931. – 39 с.
7. Fage A., Warsap J.H. The effects of turbulence and surface roughness on the drag of circular cylinders // Aeronautical Research Council. URI: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/1414>

8. Roshko A. Experiments on the Flow Past a Circular Cylinder at Very High Reynolds Number // Journal of Fluid Mechanics, 1961, vol. 10, no. 3, pp. 345–356. DOI: [10.1017/S0022112061000950](https://doi.org/10.1017/S0022112061000950)
9. Szechenyi E. Simulation de Nombres de Reynolds Eleres sur Cilindre en Soufflerie // Le Recherche Aerospatiale, 1974, no. 3, pp. 155–164.
10. Современное состояние гидроаэродинамики вязкой жидкости / Под ред. С. Гольдштейна. – М.: Иностранная литература, 1948. Т. I. - 378 с.; Т. II. - 408 с.
11. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. - 271 с.
12. Петров К.П. Аэродинамика ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 136 с.
13. Петров К.П., Столяров Е.П., Леутин П.Г., Жирников Б.Л., Кожевникова Г.Л. Аэродинамические характеристики тел вращения малого удлинения. - М.: ЦАГИ, 1972. - 180 с.
14. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. – М.: ФАКТОРИАЛ, 1998. - 432 с.
15. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. Коэффициенты сопротивлений и сопротивления трения. – М.-Л.: Госэнергоиздат, 1960. - 464 с.
16. Шлихтинг. Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. - 390 с.
17. Чжен П. Отрывные течения. – М.: Мир, 1972: Т. I. - 210 с.; 1973: Т. II. – 280 с.; 1973: Т. III. - 334 с.
18. Чжен П. Управление отрывом потока. Экономичность, эффективность, безопасность. – М.: Мир, 1979. - 552 с.

19. Hoerner S.F. Fluid-dynamic drag. Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance, USA: Brick Town, 1965, 455 p.
20. Девнин С.Н. Аэрогидродинамический расчет плохообтекаемых судовых конструкций. – Л.: Судостроение, 1967. - 224 с.
21. Башкин В.А., Егоров И.В., Ежов И.В., Утюжников С.В. Поперечное обтекание кругового цилиндра трансзвуковым ($M_\infty=0.8$) потоком при больших числах Рейнольдса // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. № 5. С. 27–45.
22. Редькина К.В. Математическая модель течения около цилиндра с плоскими пластинами при наличии стационарных отрывных зон // Труды МАИ. 2011. № 45.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25554>
23. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов / Под ред. В.Г. Микеладзе. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2001. - 299 с.

References

1. Golovkin M.A., Grudin M.V., Efremov A.A., Mirgazov R.M. TsAGI Science Journal, 2023, vol. LIV, no. 3, pp. 3–9.
2. Golovkin M.A., Efremov A.A., Kritskii B.S., Pavlenko O.V., Tsipenko V.G. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika, 2020, no. 4, pp. 79–86.
3. Golovkin M.A., Efremov A.A., Makhnev M.S. Proceedings of MAI, 2017, no. 97. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=87338>
4. Golovkin M.A., Efremov A.A., Makhnev M.S. TsAGI Science Journal, 2018, vol. XLIX, no. 1, pp. 39–58.

5. Kuznetsov B.Ya. Drag of cables, wires, turnbuckles and tapes. Proceedings of TsAGI No. 97. - Moscow: Ogiz, 1931. - 42 p.
6. Kuznetsov B.Ya. Aerodynamic studies on cylinders. Proceedings of TsAGI No. 98. – Moscow: Ogiz, 1931. – 39 p.
7. Fage A., Warsap J.H. The effects of turbulence and surface roughness on the drag of circular cylinders, Aeronautical Research Council. URI: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/1414>
8. Roshko A. Experiments on the Flow Past a Circular Cylinder at Very High Reynolds Number, Journal of Fluid Mechanics, 1961, vol. 10, no. 3, pp. 345–356. DOI: [10.1017/S0022112061000950](https://doi.org/10.1017/S0022112061000950)
9. Szechenyi E. Simulation de nombres de Reynolds élevés sur un cylindre en soufflerie, Le Recherche Aerospatiale, 1974, no. 3, pp. 155–164.
10. State-of-the-art in viscous fluid hydroaerodynamics / Edited by S. Goldstein. - Moscow: Foreign Literature, 1948. Vol. I. - 378 p.; Vol. II. - 408 p.
11. Petrov K.P. Aerodynamics of aircraft components. - Moscow: Mashinostroenie, 1985. - 271 p.
12. Petrov K.P. Aerodynamics of missiles. - M.: Mashinostroenie, 1977. - 136 p.
13. Petrov K.P., Stoliarov E.P., Leutin P.G., Zhirnikov B.L., Kozhevnikova G.L. Aerodynamic characteristics of axially symmetric low aspect ratio bodies. - Moscow: TsAGI, 1972. - 180 p.
14. Petrov K.P. Aerodynamics of simplest bodies. - M.: FACTORIAL, 1998. - 432 p.

15. Idelchik I.E. Reference book on hydraulic drag. Drag coefficients and drag friction. - M.-L.: Gosenergoizdat, 1960. - 464 p.
16. Schlichting H. Boundary layer theory. - Moscow: Nauka, 1974. - 390 p.
17. Chang P. Separation of Flow. - Moscow: Mir, 1972: Vol. I. - 210 p.; 1973: Vol. II. - 280 p.; 1973: Vol. III. - 334 p.
18. Chang P. Control of Flow Separation: Energy Conservation, Operational Efficiency, and Safety. – Moscow: Mir, 1979. - 552 p.
19. Hoerner S.F. Fluid-dynamic drag. Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance, USA: Brick Town, 1965, 455 p.
20. Devnin S.N. Aerohydrodynamic analysis for high-drag ship structures. - L.: Sudostroenie, 1967. - 224 p.
21. Bashkin V.A., Egorov I.V., Ezhov I.V., Utiuzhnikov S.V. TsAGI Science Journal. 2012, vol. XLIII, no. 5, pp. 27–45.
22. Redkina K.V. Proceedings of MAI, 2011, no. 45. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25554>
23. General Aviation. Recommendations for designers / Edited by V.G. Mikeladze. - Moscow: TsAGI, 2001. - 299 p.

Статья поступила в редакцию 14.12.2023

Одобрена после рецензирования 20.12.2023

Принята к публикации 27.02.2024

The article was submitted on 14.12.2023; approved after reviewing on 20.12.2023; accepted for publication on 27.02.2024