

На правах рукописи

Ле Ван Ха

**МЕТОД СНИЖЕНИЯ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРА
ПРИ НАЛИЧИИ ПЛАСТИН ВБЛИЗИ ЕГО ПОВЕРХНОСТИ**

1.1.9. Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат диссертации
на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара - 2024

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет) на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

Научный руководитель: **Фролов Владимир Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета.

Официальные оппоненты:

Марчевский Илья Константинович, доктор физико-математических наук, доцент, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», доцент кафедры «Прикладная математика»;

Молочников Валерий Михайлович, доктор технических наук, профессор, федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Федеральный исследовательский центр «Казанский научный центр Российской академии наук» (ФИЦ КазНЦ РАН), ведущий научный сотрудник лаборатории гидродинамики и теплообмена.

Ведущая организация: федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Новосибирский государственный технический университет», г. Новосибирск.

Защита диссертации состоится 4 апреля 2025 г. в 10.00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.01, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте Самарского университета: https://ssau.ru/storage/pages/6659/file_678f3e2be03ba9.22290516.pdf.

Автореферат разослан « ___ » _____

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.379.01
кандидат физико-математических наук, доцент

А.М. Телегин

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Снижение лобового сопротивления является одним из самых популярных требований в разных областях техники, например, в авиации, в строительстве зданий, мостов, газо- и нефтеперегонных труб и стоек ветрогенераторов. Объекты в этих областях часто имеют цилиндрический вид и относятся к плохообтекаемым конструкциям. Снижение лобового сопротивления позволяет увеличить аэродинамическое качество летательных аппаратов, снизить нагрузки на тела, заменить старые материалы новыми более лёгкими, но более эффективными, и увеличить срок эксплуатации конструкций. Для самолётов, относящихся к лёгкому классу (типа АН-28, АН-38, Cessna-172, Cirrus-SR22, Robinson-R44 и др.), которые имеют длинные стойки шасси и подкосы крыльев, снижение лобового сопротивления таких элементов конструкции имеет большое значение и является *актуальной задачей современной аэродинамики самолётов*.

В настоящее время существуют активные и пассивные методы по снижению лобового сопротивления. В список активных методов входят: отсос или вдув газа с поверхности, изменение температуры стенки, применение подвижной стенки. Эти методы характерны тем, что они требуют подвода энергии извне. К пассивным методам относятся: добавление дополнительных объектов вблизи основного тела, изменение геометрии его поверхности. Эти методы, в отличие от активных методов, не требуют подвода энергии. В данной диссертации выполнено исследование одного *пассивного метода снижения лобового сопротивления* за счёт установки плоских пластин вблизи цилиндра спереди (дефлекторов) и сзади по течению (задняя разделительная пластина).

Степень разработанности темы. Проблема снижения лобового сопротивления тел, в том числе плохо обтекаемых, была исследована во многих работах российских учёных, таких, как: С.И. Девнин, М.А. Головкин, М.В. Грудинин, Г.И. Петров, Р.Н. Штейнберг, О.В. Яковлевский, Н.В. Семенчиков, М.А. Березин и зарубежных учёных: М. Van Dyke, G. Birkhoff, P.K. Chang, M.M. Zdravkovich, A. Roshko, R.C. Baird, N.K. Delany и другие.

Активным методам посвящены работы Догваля А.В., Петрова А.С., Воеводина А.В., Корнякова А.А., Судакова Д.А. и других авторов из ЦАГИ, в которых одновременно исследовалось снижение сопротивления и бафтинг крыла самолёта. Пассивные методы разрабатываются разными путями: созданием ямочек вблизи точки отрыва на поверхности сферы, которые снижают её сопротивление более чем на 50 % (Choi, H.), установление дефлекторов в виде плоских пластин, расположенных вблизи поверхности цилиндра (Козлова А.С., Фролов В.А.). Методы снижения сопротивления квадратных цилиндров с расположением перед ним пластин разных хорд представлены в работах Rathakrishnan E., Yavuz T.A, Prasenjit Dey, Ajoy Kr. Das, Mustafa Sarioglu. В работе Y. Qiu, Y. Sun, Y. Wu, Y. Tamura проведены экспериментальные исследования обтекания трёхмерного цилиндра с пластинами различных хорд и толщин.

Несмотря на большое количество исследований в данной области существует потребность в изучении влияния длин и количества пластин на снижение

сопротивления круглого цилиндра, что позволяло бы определить закон этой зависимости и оптимальный вариант выбора пластин.

Цели диссертационной работы – разработка нового метода снижения лобового сопротивления круглого цилиндра за счёт определения рациональных значений параметров пластин и их размещения вблизи цилиндра.

Задачи исследования:

1. Разработка пассивного метода снижения лобового сопротивления цилиндра за счёт применения жёстко связанных между собой дефлекторов перед цилиндром и задней разделительной пластины, имеющих возможность поворачиваться вокруг цилиндра.

2. Создание численных моделей обтекания потоком изолированного конечной и бесконечной длины цилиндра.

3. Расчётное исследование влияния на коэффициент лобового сопротивления количества дефлекторов, их расположения около поверхности цилиндров конечной и бесконечной длины, хорды дефлекторов и длины разделительной пластины.

4. Разработка рекомендаций для системы «цилиндр-пластины» по выбору расположения дефлекторов относительно цилиндра, значений относительных хорд дефлекторов и задней разделительной пластины.

Научная новизна работы.

1. Предложен новый пассивный метод снижения сопротивления цилиндра, отличающийся применением разделительной пластины сзади цилиндра, которая обеспечивает ориентацию системы дефлекторов по отношению к направлению набегающего потока (системы «цилиндр-пластины») и снижает пульсации в донном следе, что приводит к значительному (до 60 %) снижению лобового сопротивления цилиндрического тела.

2. Впервые установлены закономерности изменения коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от количества пластин и их расположения около поверхности цилиндра, хорды дефлекторов и задней разделительной пластины.

3. Впервые разработаны рекомендации для системы «цилиндр-пластины» по выбору расположения дефлекторов относительно цилиндра, значений относительной хорды дефлекторов и относительной длины задней разделительной пластины.

Теоретическая значимость работы заключается в дальнейшем развитии методов снижения лобового сопротивления конструктивных элементов цилиндрической формы различных устройств при обдуве их воздушным потоком.

Практическая значимость диссертации состоит в возможности расчётной оценки значения коэффициента лобового сопротивления, а также рекомендаций по его уменьшению за счёт как рационального расположения пластин у обтекаемых цилиндрических элементов конструкций, так и выбора значений геометрических параметров этих пластин.

Методы исследований. В диссертации применены два метода исследования, как теоретический, так и экспериментальный. Теоретический метод основан

на применении широко известного вычислительного пакета математического моделирования ANSYS Fluent. Экспериментальный метод основан на тензометрическом измерении сил в аэродинамической трубе (АДТ) малых дозвуковых скоростей АДТ Т-3 Самарского университета.

Область исследования соответствует следующим пунктам направлений исследований паспорта научной специальности 1.1.9. Механика жидкости, газа и плазмы: 4. Ламинарные и турбулентные течения; 10. Аэродинамика и теплообмен летательных аппаратов; 12. Пограничные слои, слои смешения, течения в следе; 18) Экспериментальные методы исследования динамических процессов в жидкостях и газах.

Положения, выносимые на защиту:

1. Пассивный метод снижения сопротивления цилиндра с применением разделительной пластины сзади, которая обеспечивает ориентацию системы дефлекторов по отношению к направлению набегающего потока.

2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от количества пластин и их расположения около поверхности цилиндра, хорд дефлекторов и задней разделительной пластины.

3. Рекомендации для системы «цилиндр-пластины» по выбору расположения дефлекторов относительно цилиндра, значений относительной хорд дефлекторов и задней разделительной пластины.

Достоверность научных результатов обусловлены:

1. Применением сертифицированного коммерческого программного продукта ANSYS Fluent, верифицированных разработчиками и апробированными исследователями на типовых задачах расчёта обтекания потоков тел различной формы;

2. Применением метрологически аттестованного и поверенного измерительного оборудования;

3. Высоким уровнем соответствия результатов моделирования и экспериментальных данных, полученных с помощью аэродинамической трубы АДТ-3 Самарского университета, а также соответствия известным результатам других авторов.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы обсуждались на следующих научных конференциях: XXV, XXVI, XXVII Всероссийском семинаре по управлению движением и навигацией летательных аппаратов (г. Самара, Самарский университет, 2022-2024); XXI, XXII Международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR) (Россия, г. Новосибирск, Академгородок, 2022, 2024); Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Россия, Москва, 2023); LXXIII Молодёжной научной конференции, посвященной 35-летию со дня первого полёта МТКС "Энергия-Буран" (Россия, Самара, 2023); LXXIV Молодёжной научной конференции, посвящённой 90-летию со дня рождения первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина (Россия, Самара, 2024); LXXIV Самарской областной студенческой научной конференции, Россия, Самара, 2024).

Личный вклад автора. Все научные результаты, вынесенные на защиту, получены автором самостоятельно. Автором лично проведены теоретические исследования и физические эксперименты. Все публикации подготовлены автором самостоятельно или при его определяющем участии.

Публикации автора по теме диссертации. Основные результаты исследования опубликованы автором в 9 научных работах, из них одна работа опубликована в издании, входящем в базу данных Scopus, одна работа опубликована в рецензируемом научном издании, рекомендованном ВАК Минобрнауки России, две статьи опубликованы в издании «Труды МАИ». По теме диссертации опубликовано пять тезисов докладов на научно-технических конференциях всероссийского и международного уровня.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы и двух приложений. Общий объём диссертации составляет 128 страниц, включая 111 рисунков, 15 таблиц; список литературы содержит 87 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы цель и задачи исследования, описаны методы решения задачи, дана её краткая характеристика, теоретическая и практическая значимости работы, изложены научные новизны, приведены основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе представлена классификация тел на удобообтекаемые и плохо обтекаемые на основе вклада составляющих компонент в суммарное сопротивление. Проанализировано отличие в реализации метода снижения сопротивления для каждого типа тел.

Представлены различные активные (отсос или вдув газа с поверхности, изменение температуры стенки, подвижные стенки) и пассивные методы (добавление дополнительных тел вблизи цилиндра или изменение геометрии поверхности цилиндра) по снижению лобового сопротивления тел с цилиндрическими поперечными сечениями, их достоинства и недостатки. На основе ранее полученных данных разными авторами, подведен обобщённый итог по эффективности методов снижения сопротивления. Установлено, что метод на основе установки плоских пластин, как наиболее простой представляется наиболее перспективным и эффективным по снижению лобового сопротивления, поэтому этот метод выбран для настоящего исследования.

Во второй главе проведено численное моделирование для решения задачи обтекания изолированного цилиндра. В АДТ Т-3 Самарского университета скорость потока ограничена примерно 50 м/с . Для дальнейших исследований в АДТ выбрано число Рейнольдса $Re=10^5$, которое соответствует докритическому режиму течения. Размер цилиндра и параметры потока задавались следующими: диаметр $D=0,0625 \text{ м}$; скорость потока $V_\infty=24 \text{ м/с}$; плотность воздуха $\rho=1,21 \text{ кг/м}^3$, коэффициент динамической вязкости воздуха $\mu = 1,81 \cdot 10^{-5} \text{ Н.с/м}^2$.

Тогда число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру цилиндра, равно

$$\text{Re} = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{1,205 [\text{кг/м}^3] \cdot 24 [\text{м/с}] \cdot 0,0625 [\text{м}]}{1,81 \cdot 10^{-5} [\text{Па} \cdot \text{с}]} \approx 9,9862 \cdot 10^4 \approx 10^5. \quad (1)$$

Во второй главе также проанализированы разные постановки задачи: стационарная и нестационарная. В стационарной постановке число Рейнольдса меняется путём изменения скорости набегающего потока V_∞ . Коэффициент лобового сопротивления вычислялся как

$$C_{xa} = \frac{X_a}{0,5 \cdot \rho V_\infty^2 S'} \quad (2)$$

где X_a – сила лобового сопротивления, H ; S' – характерная площадь, для $2D$ случая $S = D \cdot 1$, м^2 .

В программе Ansys Fluent применились следующие настройки:

- Размер расчётной области: $10D \cdot 30D$;
- типы граничных условий: на входе – *velocity_inlet* с скоростью 24 м/с , на выходе – *pressure_outlet* с избыточным давлением 0 атм , на верхней и нижней границах – условие симметрии *symmetry*;
- относительное давление в расчётной области 1 атм , модель турбулентности *k- ω SST*.
- использована гибридная сетка, которая вблизи поверхности цилиндра структурированная с 20 слоями, а вдали от поверхности – неструктурированная сетка. В соответствии со значением числа Рейнольдса $\text{Re} = 10^5$ размер первой ячейки составлял $0,01 \text{ мм}$ ($y^+ = 1$). Гибридная сетка строилась в редакторе ANSYS MESHING с использованием стандартных инструментов *Sizing* и *Inflation*. Общее количество ячеек – $2,5 \times 10^5$.
- в моделировании выполнялись 1000 итераций, все полученные результаты относятся к осреднению по последним 100 итерациям.

Коэффициент лобового сопротивления, рассчитанный по формуле (2) для каждого числа Re показан в таблице 1. Относительная разница коэффициента лобового сопротивления в таблице 1 вычислялась по следующей формуле:

$$\delta_{C_{xa}} = \frac{|C_{xa}(\text{моде}) - C_{xa}(\text{эксп})|}{C_{xa}(\text{эксп})} \times 100 \% \quad (3)$$

Можно отметить, что для всех чисел Рейнольдса разница между значениями не более 7 %, что говорит о хорошем согласовании расчётных и экспериментальных результатов, что подтверждает достоверность математического моделирования для задачи в стационарной постановке.

Таблица 1 – Результаты моделирования для разных чисел Re

Re	V, м/с	C_{xa} (расчёт)	C_{xa} (эксп.)	δ %
10^1	0,0024	3,45	3,22	7
10^2	0,024	1,40	1,40	0
10^3	0,24	0,95	1,00	5
10^4	2,4	1,10	1,15	4
10^5	24	1,23	1,20	2,5

В нестационарной постановке важно понятие характерного времени. Поскольку размер расчётной области вдоль течения составляет $1,25\text{ м}$ ($20D$), тогда характерное время определяется как

$$t_{\text{хар}} = \frac{1,25\text{ м}}{24\text{ м/с}} \approx 0,0521\text{ с} \approx 0,05\text{ с} \quad (4)$$

Это время, за которое частица двигается от входа (*inlet*) до выхода (*outlet*). Нужно выбрать шаг по времени для нестационарной задачи так, чтобы через каждый шаг можно следить за изменением поля течения. Если шаг большой, визуализация поля течения невозможна. В данной работе выбран шаг $\Delta t = 0,001\text{ с}$. Результат моделирования задачи в нестационарной постановке показан на рисунке 1, где представлена эволюция развития течения вокруг изолированного цилиндра, изображены изменения полей скорости и турбулентной кинетической энергии по времени. Так как задача нестационарная, то и её решение тоже зависит от времени.

Проведено сравнение значений числа Струхала, углового положения точки отрыва и коэффициента лобового сопротивления, полученных путём математического моделирования с ранее известными теоретическими и экспериментальными значениями для изолированного цилиндра при числе Рейнольдса $Re = 10^5$. Результаты решения задачи численным моделированием с стационарной и нестационарной постановками для величины коэффициента лобового сопротивления совершенно совпадают друг с другом. Показано, что для определения коэффициента лобового сопротивления при числе $Re = 10^5$ достаточно решить стационарную задачу.

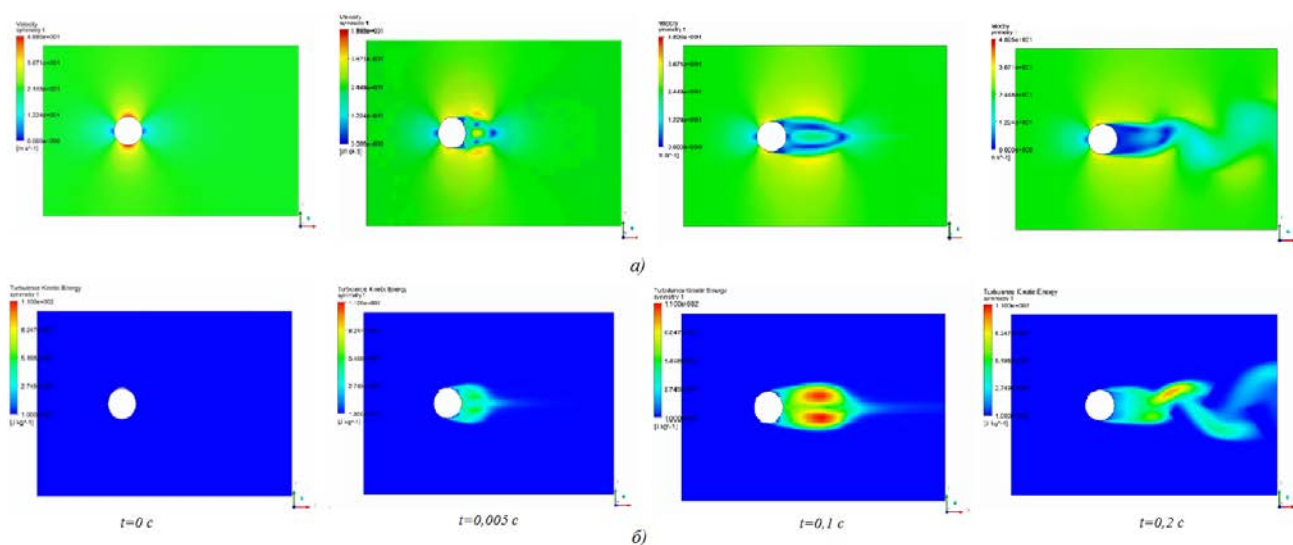


Рисунок 1 – Поля скорости (а) и турбулентной кинетической энергии (б) в разные моменты времени при числе Рейнольдса $Re = 10^5$

В третьей главе рассмотрены различные варианты задачи обтекания цилиндра с пластинами. Пластина расположена в горизонтальной плоскости симметрии. Она имеет постоянную толщину 2 мм или относительная толщина $\bar{c} = \frac{c}{D} = 3,2\%$, а её относительная хорда $\bar{l} = \frac{l}{D}$ варьировалась дискретными значениями от 0 до 10.

Чтобы учесть все характеристики течения, особенно, в области аэродинамического следа за пластиной, расчётная область в данном случае расширена больше, чем в случае изолированного цилиндра, она имела вид прямоугольника с размерами $30D \cdot 45D$, а остальные параметры для моделирования оставались неизменными, как в случае изолированного цилиндра. Сетка построена гибридной с повышенным разбиением вблизи поверхностей цилиндра и пластины (размер первой ячейки $0,01 \text{ мм}$). В результате чего, количество ячеек возросло до 5×10^5 .

При малых значениях \bar{l} наблюдается периодическое отбрасывание вихрей в виде дорожки Кармана с поверхности цилиндра, что говорит о нестационарности процесса. Поэтому расчёт в основном проводился в стационарной постановке для всех значений хорд \bar{l} , а при малых значениях \bar{l} проводился дополнительный расчёт в нестационарной постановке. Расчётная зависимость

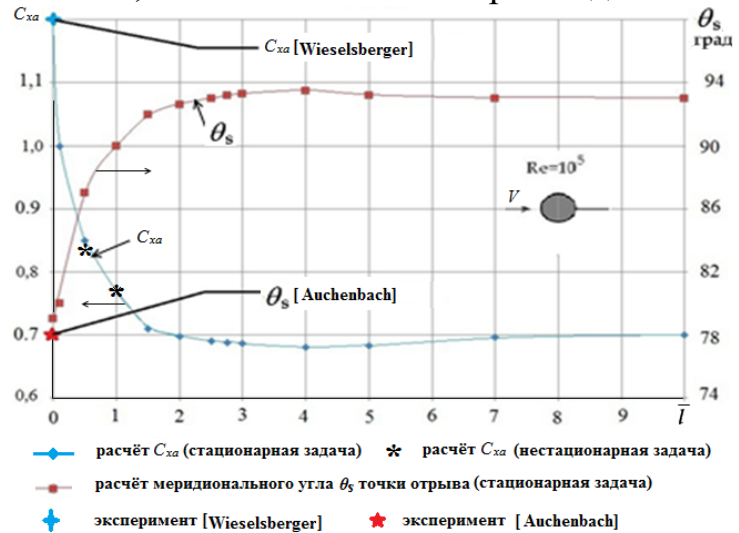


Рисунок 2 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной длины задней пластины

коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины показана на рисунке 2.

Получено, что комбинация цилиндра с задней пластиной может снизить сопротивление комбинации цилиндра и пластины максимально до значения $C_{xa}=0,68$, что соответствует снижению лобового сопротивления на 42% по сравнению с изолированным цилиндром.

Рассмотрена задача обтекания системы цилиндра с задней разделительной пластиной и передними дефлекторами. Дефлекторы имеют следующие геометрические размеры: хорда $\bar{b}=b/D=0,5$, толщина $c=2 \text{ мм}$, а хорда задней разделительной пластины для всех вариантов расчёта равнялась $\bar{l}=3$. Моделирование проведено с такими же настройками, как и для случая с цилиндром с задней пластиной. В случае одного дефлектора коэффициент сопротивления системы «цилиндр-пластины» может достичь до минимального значения $C_{xa}=0,45$ при угле отклонения дефлектора $\delta=-20^0$. В случае двух дефлекторов, минимальный коэффициент сопротивления системы равен $C_{xa}=0,50$ для углов симметричного отклонения дефлекторов $\delta=\pm 20^0$. Результат моделирования показывает, что коэффициент лобового сопротивления так же зависит от хорды дефлекторов, существует рациональное (оптимальное) значение относительной хорды дефлекторов $\bar{b}=0,25$, при котором минимальный коэффициент сопротивления системы равен $C_{xa}=0,48$. В результате моделирования была выявлена связь между коэффициентом лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» и количеством, хордами пластин и их расположением.

Причина снижения лобового сопротивления системы цилиндра с одним и двумя дефлекторами хорошо объяснена при рассмотрении распределения касательного напряжения τ_w на верхней поверхности цилиндра, которое представлено на рисунке 3. В случае изолированного цилиндра, точка пересечения касательного напряжения с осью абсцисс, которое определяет положение точки отрыва потока, находится при меридиональном угле $\theta \approx 80^\circ$. С добавлением дефлекторов, из-за конфузторного эффекта, возникающего в щели между цилиндром и дефлекторами, частицы получают дополнительную кинетическую энергию, они ускоряются, позже отрываются с поверхности цилиндра. Конфузорный эффект соответствует отрезку возрастания касательного

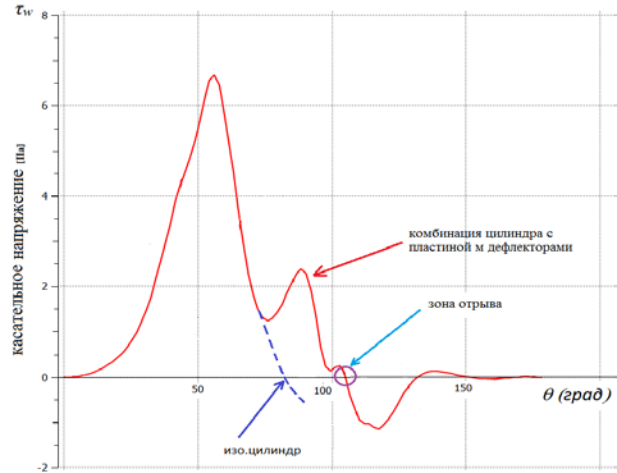


Рисунок 3 – Касательное напряжение на верхней поверхности цилиндра

напряжения на рисунке 3, вследствие чего линия касательного напряжения позже пересекается с осью абсцисс при меридиональном угле $\theta \approx (100-105)^\circ$ (зона отрыва изображена в виде небольшого эллипса). В итоге точка отрыва смещается назад по течению, высота следа за цилиндром снижается и, в конце концов, уменьшается лобовое сопротивление системы.

В четвёртой главе проведено экспериментальное исследование по определению лобового сопротивления изолированного трёхмерного (конечной длины) цилиндра для верификации результатов расчёта в Ansys Fluent и для системы «цилиндр-пластины», а также для оценки величины снижения сопротивления по сравнению с двумерным случаем. Эксперимент выполнен в АДТ-3 Самарского университета тензометрическим методом. Основные элементы деталей показаны на рисунке 4.

Модель для эксперимента представляет собой металлическую трубу цилиндрического сечения с диаметром $D=50$ мм и длиной $L=450$ мм. Внешняя поверхность трубы была полированной. Задняя разделительная пластина представляет собой одну из набора пластиковых пластин толщиной 2 мм, шириной 450 мм (что соответствует длине цилиндра) с разными относительными хордами $\bar{l}=b/D \in [1; 1,5; 2; 2,5; 3; 3,5; 4; 4,5; 5]$.

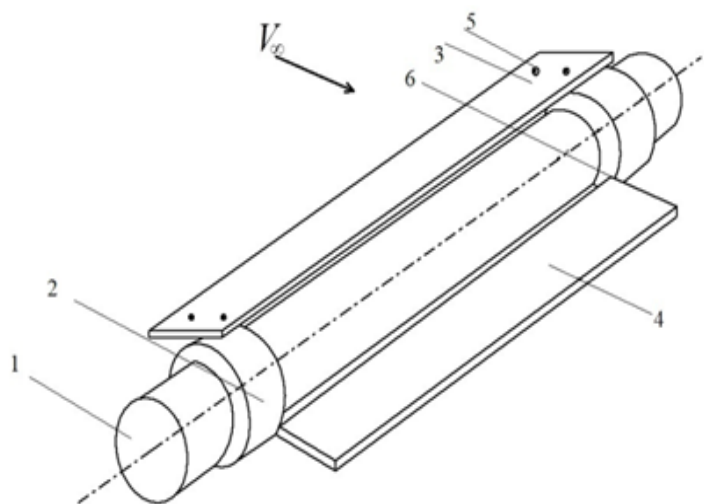


Рисунок 4 – Схема цилиндра с пластинами (1 – цилиндр, 2 – муфты, 3 – передний дефлектор, 4 – задняя пластина, 5 – крепёж дефлектора к муфте, 6 – пазы для закрепления задней пластины)

Передние дефлекторы представляют собой металлические полоски толщиной 2 мм, шириной 450 мм и хордой равной 25 мм. Система «цилиндр-пластины» подключена к сенсорной головке тензовесов с помощью втулки конусообразного вида, охватывающая конусообразную головку тензовесов.

Во время проведения эксперимента фиксировалась температура и атмосферное давление, скоростной напор поддерживался для всех опытов постоянным и равным $q=395 \text{ Па}$. Число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру цилиндра равно

$$\text{Re} = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{1,205 [\text{кг/м}^3] \cdot 25 [\text{м/с}] \cdot 0,05 [\text{м}]}{1,81 \cdot 10^{-5} [\text{Па} \cdot \text{с}]} = 8,4 \cdot 10^4 \quad (5)$$

Для изолированного цилиндра, закреплённого на державке, сила сопротивления равна $X_a=7,75 \text{ Н}$. Вычитая из этого суммарного сопротивления значение сопротивления державки 0,2 Н, получается, что сила сопротивления изолированного цилиндра равна $X_a=7,55 \text{ Н}$. Тогда коэффициент сопротивления равен

$$C_{xa0} = \frac{X}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \frac{X}{qLD} = \frac{7,55 [\text{Н}]}{395 [\text{Па}] \cdot 0,0225 [\text{м}^2]} \approx 0,850 \quad (6)$$

На рисунке 5 показаны результаты эксперимента и вычислительного моделирования, сделанные автором диссертации, и сравнение с экспериментальными данными других авторов для коэффициента лобового сопротивления конечного цилиндра в зависимости от обратного удлинения $1/\lambda = D/L$.

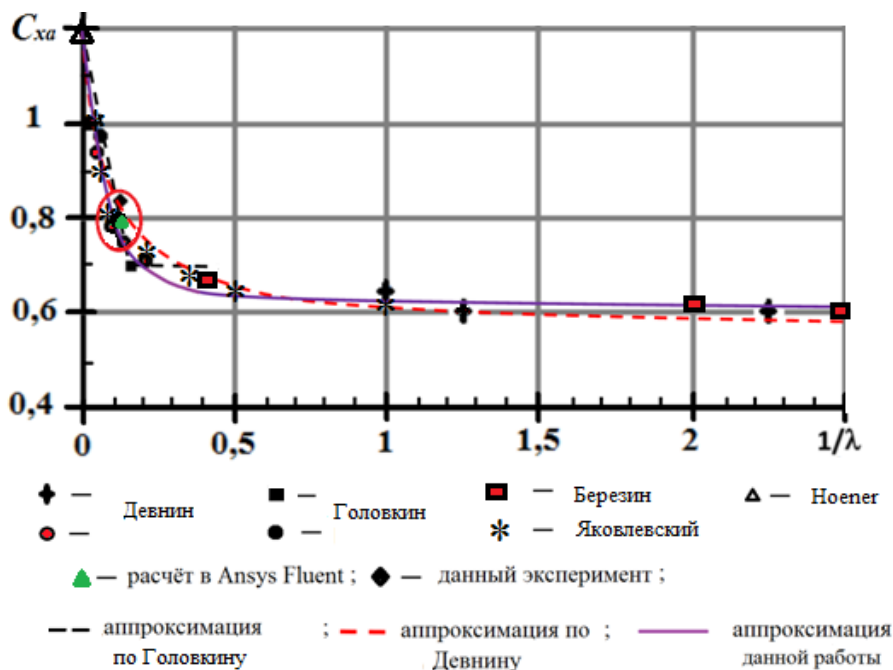


Рисунок 5 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления конечного цилиндра от обратного удлинения $1/\lambda$

Коэффициент лобового сопротивления изображена в виде функции от обратного удлинения $C_{xa}(\frac{1}{\lambda})$ формулой

$$C_{xa} \left(\frac{1}{\lambda} \right) = 0,60 + \frac{0,60}{0,60 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^2 + 20,96 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right) + 1,0} \quad (7)$$

Продувалась ещё комбинация цилиндра с задней пластиной и передними дефлекторами. На рисунке 6 изображена зависимость коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от относительной хорды задней пластины для дефлекторов с расположением под разными меридиональными углами $\theta = \{\pm 20^\circ; \pm 40^\circ; \pm 60^\circ\}$. Получено, что наилучшая относительная хорда задней пластины примерно равна $\bar{l} \approx 2,6$, в то время как в двумерном случае эта величина равнялась $\bar{l} = 4$.

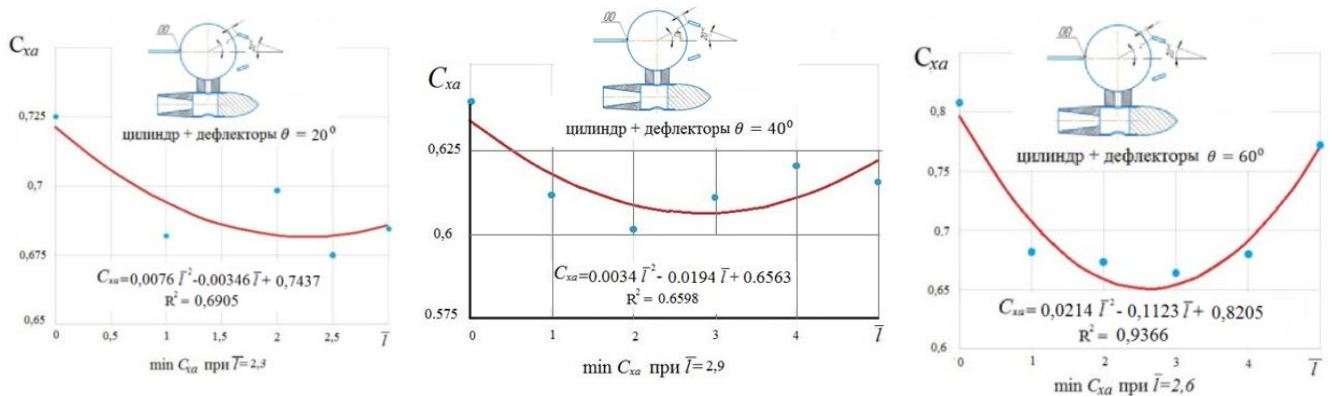


Рисунок 6 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины при расположении передних дефлекторов $\theta = \{\pm 20^\circ; \pm 40^\circ; \pm 60^\circ\}$

На рисунке 7 приведена зависимость отношения коэффициентов сопротивления конечного цилиндра с дефлекторами к сопротивлению изолированного цилиндра от относительной хорды задней пластины.

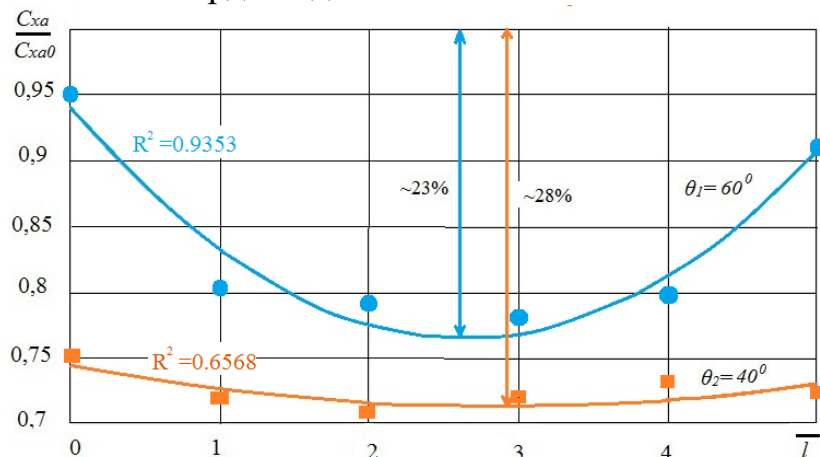


Рисунок 7 – Зависимость отношения сопротивления цилиндра $\frac{C_{xa}}{C_{xa0}}$ от относительной хорды задней пластины

Обнаружено, что в трёхмерном случае для цилиндра с задней пластиной и передними дефлекторами сопротивление системы «цилиндр-пластины» может снизить лишь до 28 %, в то время как в двумерном случае оно составляет 60 %. Эффект снижения сопротивления для конечного цилиндра оказался слабее, чем на

бесконечном цилиндре. Данный факт объясняется тем, что сами величины коэффициентов сопротивления изолированных цилиндров в $2D$ и $3D$ случаях отличаются друг от друга. Очевидно, что конфузорный эффект, который лежит в основе сдвига назад точки отрыва потока, ослабевает на концах цилиндра из-за наличия концевых эффектов, связанных с образованием вихревых структур.

В пятой главе приведена схема алгоритма разработанного метода снижения лобового сопротивления цилиндра, отличающегося применением разделительной пластины сзади цилиндра, которая обеспечивает ориентацию системы дефлекторов по отношению к направлению набегающего потока (системы «цилиндр-пластины») и обеспечивает значительное снижение лобового сопротивления цилиндрического тела (рисунок 8).

Разработанный метод включает последовательно следующие шаги:

- сбор исходных данных;
- выбор рациональных геометрических параметров системы «цилиндр-пластины»;
- формирование геометрической модели системы «цилиндр-пластины»;
- построение численной модели потока, обтекающего систему «цилиндр-пластины»;
- определение коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины».



Рисунок 8 – Схема алгоритма метода снижения лобового сопротивления

Решена модельная задача на примере применения метода снижения лобового сопротивления для самолёта Cessna-172. Модельная задача заключалась в замене всех подкосов и стоек шасси самолёта Cessna-172 на цилиндрические элементы и моделирование обтекания полной компоновки самолёта Cessna-172 для двух случаев: без установки и с установкой дополнительных пластин согласно проведённому исследованию в диссертации. Получено, что установкой пластин вокруг элементов цилиндрических сечений всех подкосов и стоек шасси самолёта Cessna-172 можно снизить полное сопротивление самолёта приблизительно на 2,6 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Решена важная научно-техническая задача понижения лобового сопротивления цилиндра за счёт определения рациональных значений геометрических параметров пластин и их размещения вблизи поверхности цилиндра.

1. Разработан новый пассивный метод снижения сопротивления цилиндра с применением жёстко связанных между собой системы дефлекторов перед цилин-

дром и задней разделительной пластины, имеющих возможность поворачиваться вокруг оси цилиндра. Разделительная пластина обеспечивает ориентацию системы дефлекторов по направлению набегающего потока и снижение пульсаций в донном следе. В случае бесконечного цилиндра это обеспечивает значительное, до 60%, снижение лобового сопротивления цилиндрического тела.

2. Расчетным и экспериментальными путями выявлена зависимость между коэффициентом лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» и количеством, величиной хорды пластин и их расположением. Получено рациональное значение относительной хорды дефлекторов $\bar{b}=0,25$, при котором минимальный коэффициент сопротивления равен $C_{xa}=0,48$.

3. Проведено экспериментальное исследование изменения лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» тензометрическим методом. Подтверждён эффект снижения сопротивления цилиндра конечной величины за счёт установки дефлекторов с задней пластиной. Установлено, что сопротивление системы «цилиндр-пластины» в этом случае уменьшается всего лишь на 28 % по сравнению с изолированным цилиндром, в то время как для бесконечного цилиндра это снижение составляет 60 %.

4. Приведённые результаты можно рекомендовать для аэродинамического проектирования тел с цилиндрическим поперечным сечением с целью снижения лобового сопротивления. В частности, на примере лёгкого самолёта для модельной задачи с цилиндрическими подкосами и передней стойкой шасси получено общее снижение коэффициента лобового сопротивления самолёта на 2,6 %.

5. Результаты исследования пассивного метода снижения сопротивления цилиндра с применением разделительной пластины сзади, которая обеспечивает ориентацию системы дефлекторов по отношению к направлению набегающего потока внедрены на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов в учебный процесс по курсу «Аэрогидродинамика».

6. Перспективы дальнейшей разработки темы состоят в исследовании криволинейных дефлекторов, например дуг окружностей, оптимизации геометрических параметров дефлекторов и их положения вблизи цилиндра, исследовании течения, когда цилиндр одним торцом установлен на поверхности земли или на какой-либо другой поверхности.

Список научных работ, опубликованных автором по теме диссертации

Научные труды в рецензируемых изданиях, рекомендуемых ВАК Минобрнауки России:

1. Frolov, V.A., Le V.H. Drag coefficient of a cylinder with a flat plate placed behind it /V.A. Frolov, V.H. Le //Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. – 2023. – Vol. 64, Issue 6. – P. 993-999.

2. Ван Ха Ле. О возможности применения пассивного метода снижения сопротивления лёгких самолётов // Труды МФТИ. — 2024. — Т. 16, № 4. — С. 135–143.

Научные труды в рецензируемых изданиях:

3. Ле, В.Х., Фролов, В.А. О влиянии дефлекторов, расположенных вблизи поверхности цилиндра, на сопротивление системы «цилиндр-пластины» /В. Х. Ле, В.А. Фролов //Тр. МАИ. – 2024. – № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178469>.

4. Ле, В.Х., Фролов, В.А., Гермамо А.Й. Коэффициент лобового сопротивления круглого цилиндра конечного удлинения с пластинами /В.Х. Ле, В.А. Фролов, А.Й. Гермамо //Тр. МАИ. — 2024. — № 137. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181878>.

*Тезисы докладов на научно-технических конференциях
всероссийского и международного уровня*

5. Ле, В.Х. О влиянии размеров дефлекторов, расположенных вблизи поверхности цилиндра на его сопротивление /В.Х. Ле, В.А. Фролов // 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 20-24 ноября 2023года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2023. - С.32-33. URL: <https://aik.mai.ru/files/abstracts2023.pdf>.

6. Ле, В.Х. Влияние плоских пластин, расположенных в горизонтальной плоскости симметрии цилиндра на сопротивление системы «цилиндр–пластины» при поперечном обтекании /В.Х. Ле, В.А. Фролов //Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XXV Всерос. семинара по упр. движением и навигации летат. аппаратов. 15-17 июня 2022 г., Самара. - Самара: Изд-во Самар. ун-та. – 2022. – С. 118–122.

7. Ле, В.Х., Фролов, В.А. Вязкое обтекание цилиндра с пластинами /В.Х. Ле, В.А. Фролов //Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XXVI Всерос. семинара по управлению движением и навигации летат. аппаратов. 14 - 16 июня 2023 г., Самара. - Самара: Изд-во Самар. ун-та. – 2023. – С. 159–165.

8. Frolov, V.A., Le, V.H. Reducing Drag of Cylinder by Positioning Flat Plate Back /Frolov V.A., Le.V.H //International Conference on the Methods of Aerophysical Research (Novosibirsk, Russia, August 8 – 14, 2022): Abstracts. Pt. I / Ed. A.N. Shiplyuk; Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation [et al.]. – Novosibirsk: SB RAS, 2022. – Pt. II. — P. 51-52.

9. Ле, В.Х. Эффект снижения сопротивления цилиндра конечного удлинения за счёт установки плоских пластин /В.Х. Ле //Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XXVII Всерос. семинара по управлению движением и навигации летат. аппаратов. 11 - 14 июня 2024 г., Самара. - Самара: Изд-во Самар. ун-та. – 2024. – С. 212–218.