

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»

*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

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:  
кандидат технических наук, доцент  
Фролов Владимир Алексеевич

Самара - 2024

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
Глава 1: Аналитический обзор методов снижения лобового сопротивления цилиндрических тел.....	8
1.1. Удобно обтекаемые и плохо обтекаемые тела .....	8
1.2. Методы снижения сопротивления плохообтекаемых тел.....	10
1.2.1. Активные методы снижения сопротивления.....	11
1.2.2. Пассивные методы снижения сопротивления.....	13
1.3. Общие сведения о методах решения задач по определению аэродинамических характеристик объектов.....	26
1.4. Выводы по главе 1 .....	27
Глава 2: Формулирование и постановка задачи обтекания изолированного цилиндра.....	28
2.1. Физические процессы и уравнения .....	28
2.2. Построение математической модели .....	35
2.3. Выводы о выборе параметров задачи моделирования в Ansys Fluent .....	38
2.4. Сравнение стационарной и нестационарной постановок задачи .....	44
2.4.1. Стационарная постановка (steady).....	44
2.4.2. Нестационарная постановка (transient) .....	48
2.5. Выводы по главе 2.....	53
Глава 3: Моделирование течений около системы цилиндра с пластинами .....	54
3.1. Обтекание системы цилиндра с задней пластиной.....	54
3.2. Обтекание системы цилиндра с одним и двумя дефлекторами.....	66
3.3. Исследование влияние хорды дефлекторов на сопротивление системы.....	71
3.4. Пространственное обтекание цилиндра.....	74
3.5. Выводы по главе 3.....	79
Глава 4: Экспериментальные исследования лобового сопротивления системы цилиндра с пластинами в аэродинамической трубе .....	81
4.1. Аэродинамическая модель и оборудование .....	81
4.2. Подготовка и сбор деталей.....	88
4.3. Результаты эксперимента .....	90
4.4. Сравнение результатов расчётов и эксперимента.....	91
4.5. Оценка погрешности полученных результатов.....	97
4.6. Выводы по главе 4.....	99
Глава 5: Оценка эффективности метода снижения сопротивления на практике.....	101
5.1. Введение о применении метода.....	101

5.2. Характеристики самолёта Цессна-172 .....	103
5.3. Моделирование в Ansys Fluent.....	105
5.4. Выводы к главе 5 .....	112
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	113
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	115
ПРИЛОЖЕНИЕ А ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ.....	121
ПРИЛОЖЕНИЕ Б АКТ ВРЕДРЕНИЯ.....	129

## ВВЕДЕНИЕ

### *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 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. Современная тенденция уменьшения лобового сопротивления самолёта связана с увеличением удлинения крыла для снижения индуктивного сопротивления. Для обеспечения прочности крыльев большого удлинения часто применяют подкосы. Снижение лобового сопротивления подкосов является *актуальной задачей современной аэродинамики самолётов*.

Методы по снижению лобового сопротивления цилиндрических тел делятся на активные и пассивные. К активным методам относятся: отсос или вдув газа с поверхности, изменение температуры стенки, применение подвижной стенки. Все эти методы требуют подвода энергии извне. Пассивные методы основаны на добавлении дополнительных объектов вблизи основного тела или изменении геометрии его поверхности, поэтому они не требуют подвода энергии.

В работе выполнено исследование *пассивного метода снижения лобового сопротивления* за счёт установки плоских пластин вблизи цилиндра спереди (дефлекторов) и сзади по течению (хвостовая разделительная пластина).

### *Степень разработанности темы*

Снижение лобового сопротивления особенно неудобнообтекаемых или плохообтекаемых тел было исследовано во многих работах российских учёных, таких, как: С.И. Девнин, С.М. Горлин, Г.А. Савицкий, К.К. Федяевский, Г.И. Петров, Р.Н. Штейнберг, О.В. Яковлевский, Н.В. Семенчиков, М.А. Березин и зарубежных учёных: G. Birkhoff, P.K. Chang, M.M. Zdravkovich, A. Roshko, R.C. Baird, N.K. Delany и другие.

Активным методам посвящены работы Довгаля А.В [1], Петрова А.С, Воеводина А.В., Корнякова А.А., Судакова Д.А и других авторов из ЦАГИ [2, 3], 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 Н. [4]), установление дефлекторов в

виде плоских пластин, расположенных вблизи поверхности цилиндра (Козлова А.С., Фролов В.А [5]). Методы снижения сопротивления квадратных цилиндров с расположением перед ним пластин разных длин представлены в работах Rathakrishnan E. [6], Yavuz T.A, Prasenjit Dey, Ajoy Kr. Das [7], Mustafa Sarioglu [8]. В работе Y Qiu, Y. Sun, Y. Wu, Y. Tamura [9] проведены экспериментальные исследования обтекания трёхмерного цилиндра с пластинами различных хорд и толщин.

Несмотря на большое количество исследований в данной области существует потребность в исследовании влияния длин и количества пластин на снижение сопротивления круглого цилиндра, которое позволяло бы определять закон этой зависимости и оптимальный вариант выбора пластин.

**Цели диссертационной работы** – Снижение лобового сопротивления круглого цилиндра за счёт определения рациональных значений параметров пластин и их размещения вблизи поверхности 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 относительной хорды 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 [10]. Экспериментальный метод основан на тензометрическом измерении сил в аэродинамической трубе 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. Закономерности изменения коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от количества пластин и их расположения около поверхности цилиндра, хорды дефлекторов и задней разделительной пластины.

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

***Достоверность научных результатов обусловлены:***

1. Применением сертифицированного коммерческого программного продукта ANSYS Flu-ent, 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 известными результатами других авторов.

***Апробация работы***

Основные результаты диссертационной работы докладывались и 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).
- LXXIV Самарской областной студенческой научной конференции, Россия, Самара, 2024).

***Публикации автора по теме диссертации***

По теме исследования автором опубликовано 10 работ, в том числе 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 шесть тезисов докладов на научно-технических конференциях всероссийского и международного уровня.

## ГЛАВА 1 АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ СНИЖЕНИЯ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ТЕЛ

### 1.1. Удобно обтекаемые и плохо обтекаемые тела

Как известно, на любое тело, движущее в жидкости или газе, действует сила, которая препятствует его движению. Эта сила называется силой лобового сопротивления. Лобовое сопротивление при нулевом угле атаки обычно разделяют на две составляющие: сопротивление трения, являющееся суммарной проекцией всех касательных сил, действующих вдоль поверхности тела, и сопротивление давления, являющееся суммарной проекцией всех нормальных сил, действующих по нормали к поверхности.

Сопротивление трения возникает в результате трения между частицами жидкости и поверхностями, по которым они двигаются. Это трение связано с развитием пограничных слоев и масштабируется в зависимости от числа Рейнольдса. Сопротивление давления возникает из-за кривизны поверхности, вдоль которой движется жидкость.

Можно увидеть роль сопротивления трения (иногда называемого вязким сопротивлением) и сопротивления давления (иногда называемого сопротивлением формы или сопротивлением профиля), рассматривая профиль крыла под разными углами атаки. При малых углах атаки пограничные слои на верхней и нижней поверхностях испытывают лишь небольшие градиенты давления и остаются постоянными почти по всей длине хорды. Аэродинамический след за телом очень мал, а сопротивление определяется вязким трением внутри пограничных. Однако по мере увеличения угла атаки градиенты давления на аэродинамическом профиле увеличиваются по величине. В частности, неблагоприятный градиент давления на верхней поверхности аэродинамического профиля может стать достаточно сильным, чтобы вызвать отрыв потока. Это разделение приведёт к увеличению размера следа и потерям давления в следе из-за образования вихрей. Поэтому сопротивление давления увеличивается. При большом угле атаки большая часть потока на верхней поверхности профиля может оторваться, и, как говорят, наступает отрывной режим обтекания. На этом этапе сопротивление давления намного превышает сопротивление трения.

Что доминирует в суммарном сопротивлении – сопротивление трения или сопротивление давления, полностью зависит от формы тела. Таким образом, все тела разделяются на хорошо обтекаемые (или удобообтекаемые) и плохо обтекаемые (неудобообтекаемые). Для удобообтекаемых тел сопротивление трения является основным источником сопротивления. Для неудобообтекаемого тела доминирующим источником сопротивления является сопротивление давления. Роль этой составляющей особенно велика у тел с малым удлинением: баржи, понто-



ны, цилиндры, пластины, расположенные поперек потока и т. д. У плохо обтекаемых тел происходит отрыв пограничного слоя с их поверхности, а образующийся за телом след состоит из сложных вихревых образований, что приводит к высокому сопротивлению, как показано на рисунке 1. При одинаковой площади миделя и скорости удобообтекаемое тело всегда будет иметь меньшее сопротивление, чем неудобообтекаемое.

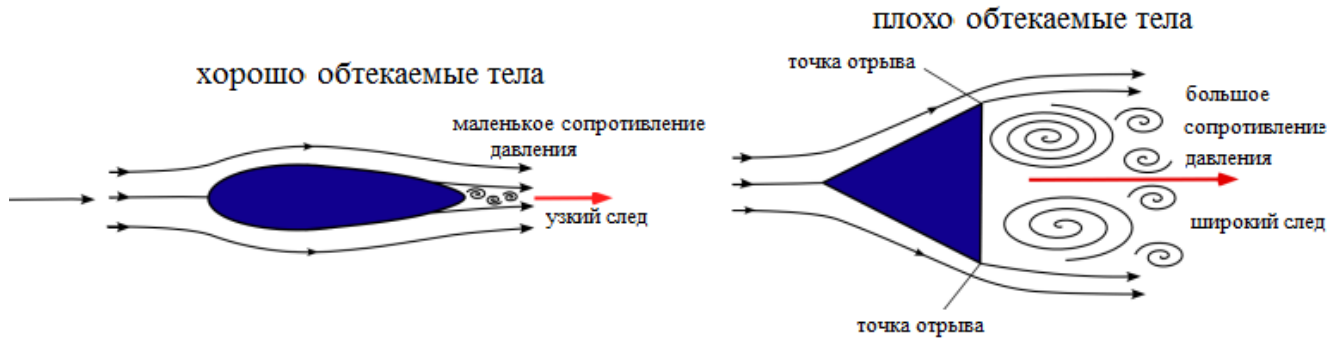
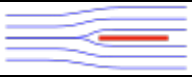
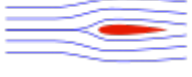


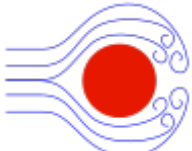
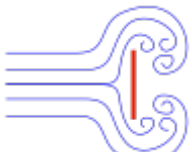
Рисунок 1 – Хорошо обтекаемые и плохо обтекаемые тела

Примерами хорошо обтекаемых тел может служить профиль или плоская пластина, расположенные параллельно потоку, а плохо обтекаемых тел – цилиндрические или сферические тела. В таблице 1 введена оценка влияния каждой составляющей компоненты на суммарные лобовые сопротивления для различных тел.

Как показано в таблице 1 [11], плоская пластина может относиться к хорошо обтекаемым или плохо обтекаемым телам в зависимости от её расположения по потоку. При её расположении параллельно потоку жидкость или газа обтекает её без отрыва, а при её расположении перпендикулярно потоку отрыв появляется сразу и её сопротивления становятся существенно больше. Из всего предыдущего ясно, что, во всяком случае, необходимо достичь по возможности более позднего отрыва, отрыв должен произойти поближе к заднему концу тела так, чтобы аэродинамический след за телом имел бы как можно меньшую высоту.

Таблица 1 – Оценка каждой составляющей компоненты на суммарные лобовые сопротивления [11]

Название объекта	Форма объекта	Сопротивление трения	Сопротивление давления
Пластина вдоль потока		100%	0%
Аэродинамический профиль под нулевым углом атаки		90%	10%

Цилиндр при поперечном обтекании		5%	95%
Пластина поперек потока		0%	100%

## 1.2. Методы снижения сопротивления плохо обтекаемых тел

С целью увеличения аэродинамического качества летательного аппарата, можно либо увеличивать подъёмную силу, либо уменьшать силу лобового сопротивления. Уменьшение лобового сопротивления является одной из основных и самых популярных требований в разных областях жизни, например, в авиации, в строительстве зданий, мостов, газо- и нефтеперегонных труб или стойки ветрогенераторов и т.д. (рисунок 2).

Для удобообтекаемых тел снижение лобового сопротивления достигается удерживанием ламинарного режима пограничного слоя (ЛПС) на поверхности тела. Чем дольше сохраняется ламинарное течение на поверхности, чем меньше профильное сопротивление. Однако для плохо обтекаемых тел (цилиндр, сфера...) метод реализации снижения сопротивления является иным. Турбулентное течение хорошо смещает частицы, даёт им большой импульс, в результате чего частицы на нижних слоях пограничного слоя продвигаются дальше, не отрываясь от поверхности тела. В турбулентном пограничном слое (ТПС) отрыв происходит позже, поэтому след за телом имеет меньшую высоту, в результате чего его сопротивление снижается. Это основной принцип методов снижения лобового сопротивления плохообтекаемых тел. Такое основное отличие в реализации метода снижения сопротивления описано в работах [11, 12].

В большинстве случаев технические объекты (подкосы крыльев, стойки шасси, трубы, столбы, башни колонного типа) имеют вид круглого цилиндра. Для снижения лобового сопротивления цилиндрических тел при их поперечном обтекании применяются, как пассивные, так и активные методы. Основная цель этих методов заключается в смещении точки отрыва потока назад по течению, поскольку более поздний отрыв течения приводит к снижению силы сопротивления.



Ветрогенератор



Cessna-172



АН-28

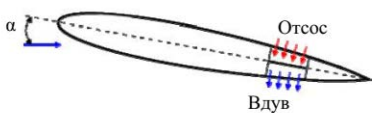


Boeing Transonic Truss-Braced Wing (Boeing X-66, начало эксплуатации – 2028 г.)

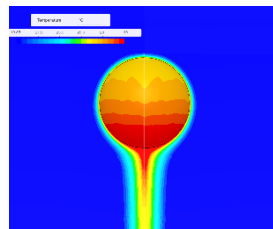
Рисунок 2 – Области применения методов снижения лобового сопротивления

### 1.2.1. Активные методы снижения сопротивления

Активные методы характеризуются своей эффективностью и тем, что они требуют подвода энергии извне. К активным методам относятся: отсос или вдув газа с поверхности [1, 13-16], изменение температуры стенки [17, 18] и прочее [19-25] (рисунок 3).



а) отсос или вдув газа [1, 13-16], снижение сопротивления до 50%



б) изменение температуры поверхности [17, 18], снижение сопротивления до 9%



в) подвижные стенки [19-25], снижение сопротивления до 23%

Рисунок 3 – Методы снижения лобового сопротивления

В работе [1] проведено экспериментальное исследование влияния отсоса газа на структуру следа за телом. Эффективность метода отсоса газа в виде струи Коанда был исследован в

работе [13]. Активный метод с использованием струи Коанда со скоростью вдува в 1,5 раза превышающей скорость набегающего потока был исследован численно и результаты показывают снижение сопротивления до 50%. Однако в этом эксперименте не анализируется энергия, необходимая для генерации струи Коанда. С другой стороны, проведённые аналогичные исследования показывают, что для применимости этой методики на реальных объектах требуется большая величина массового расхода газа или жидкости, и, следовательно, большая энергия [14-16].

В работе [18] проведено численное моделирование в Ansys Fluent влияния нагрева поверхности профиля НАСА0012 на его сопротивление. Получено, что при нагреве одного участка  $[0,2 \cdot c; 0,5 \cdot c]$  ( $c$  – длина хорды) на верхней части профиля крыла до температуры  $T=800$  К, его сопротивление снижается приблизительно на 2,4 %, а при нагреве до температуры  $T=2000$ (К), снижение сопротивления составляет 9 %, что на практике может иметь место при полёте с очень большими скоростями.

Метод подвижной поверхности, по сути, является методом управления пограничным слоем, который используется для задержки отрыва пограничного слоя [19-25]. Применение вращающегося цилиндра в качестве предкрылка крыла самолёта относится к началу 30-х годов прошлого века. Известен положительный опыт применения вращающегося цилиндра на передней кромке крыла и закрылков. Так в 1972 году на самолёте OU-10А фирмы Rockwell (США) была установлена система вращающихся цилиндров на передних кромках закрылков. Система прошла успешные лётные испытания [19].

В работах [20-22] авторами из Самарского университета (Шаховым В.Г., Клементьевым В.А., Куркиным Е.И.) исследовано влияние вращающегося переднего ротора на структуру пограничного слоя профиля крыла самолёта. Визуализация течений в окрестности аэродинамических моделей и их следа производилась модифицированными методами дымящихся проволок и лазерного ножа. Исследуемая модель помещалась в трёх местах: за нитью, перед нитью и между двумя нитями. Это позволило выявить структуру потока в рециркуляционной зоне за телом (рисунок 4). Основным выводом, который сделан авторами: вращение роторного предкрылка может устранить отрыв потока на профиле полностью вплоть до углов атаки равных 90 градусам, что позволяет существенно уменьшить его сопротивление.

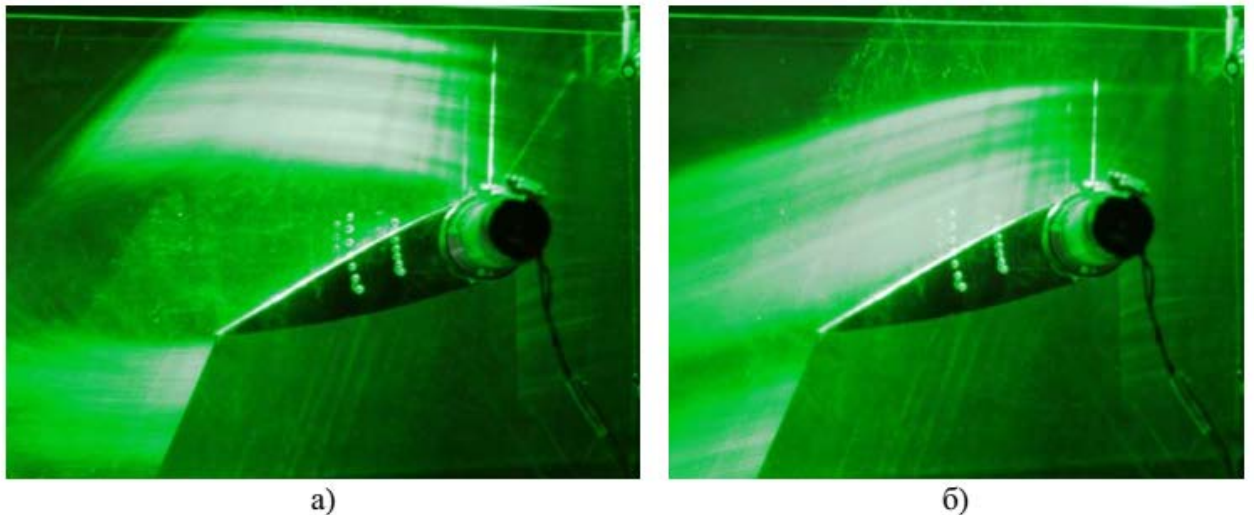


Рисунок 4 – Визуализация обтекания крыла с неподвижным, а) и движущимся б) роторным предкрылком при скорости набегающего потока  $V = 7,1 \text{ м/с}$  и угле атаки  $\alpha = 15^\circ$ . Освещение – луч модулированного излучения DPSS-лазера KLM-532-300 [22]

В работах [23-25] предложена схема применения метода подвижной поверхности. Подвижная поверхность представляет собой, например, вращающийся цилиндр, который вращается в направлении воздушного потока (рисунок 5).

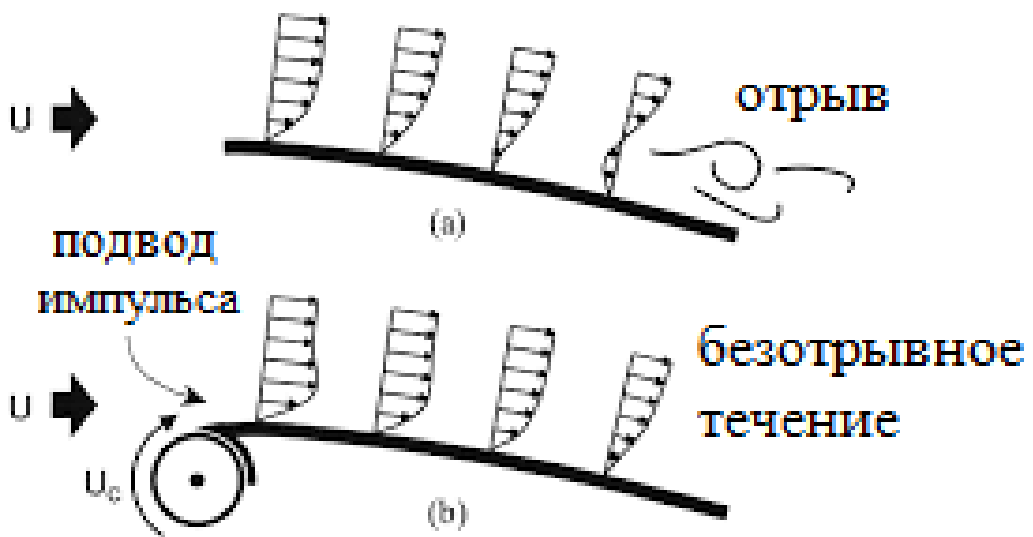


Рисунок 5 – Смещение точки отрыва при применении подвижной поверхности [25]

Скорость вращающегося цилиндра играет большую роль в передаче импульса воздушному потоку для снабжения энергии пограничному слою и, таким образом, смещения положения точки отрыва потока назад и, следовательно, снижения лобового сопротивления тел [23]. Одним из основных параметров, влияющим на эффективность снижения лобового сопротивления, является соотношение скоростей, которое представляет собой отношение скорости вращающегося цилиндра  $U_c$  к скорости набегающего потока  $U$  [23-25]. Modi и др. [24] обнаружили,

что шероховатость цилиндра также оказывает существенное влияние на эффективность снижения лобового сопротивления. Проведены экспериментальные исследования с использованием гладкой поверхности и поверхностей с шероховатостями классов 40 и 80 для вращающегося цилиндра с целью снижения коэффициента сопротивления. Модель оснащена вращающимся цилиндром, как на передней, так и на задней кромке; измерения проводилось для соотношения скоростей  $U_C/U$  в диапазоне от 0 до 2,6. Результат показывает, что коэффициент аэродинамического сопротивления снижается на 23% с  $C_x=0,810$  до  $C_x=0,625$  при  $U_C/U=1,5$  для цилиндров класса шероховатости 40 по сравнению со случаем без вращающегося цилиндра [24].

Получено, что максимальное достижение для активного способа снижения сопротивления составляет 50% при применении вдува или отсоса газа с поверхности тела. Причём эффективность применения всех таких активных методов зависит от величины подводимой энергии.

### 1.2.2. Пассивные методы снижения сопротивления

Пассивные методы основаны на добавлении дополнительных тел вблизи цилиндра или изменении геометрии поверхности цилиндра, поэтому в отличие от активных методов, они не требуют подвода энергии [4, 26-31]. В свою очередь они делятся на установки дополнительных тел вблизи основного тела [26-31] и использование тел с изменённой геометрией поверхности тела [4, 32]. В качестве примера пассивного метода с изменённой геометрией поверхности тела можно привести мяч гольфа [32] (рисунок 6), где его поверхность полностью покрыта углублениями в виде выемок.

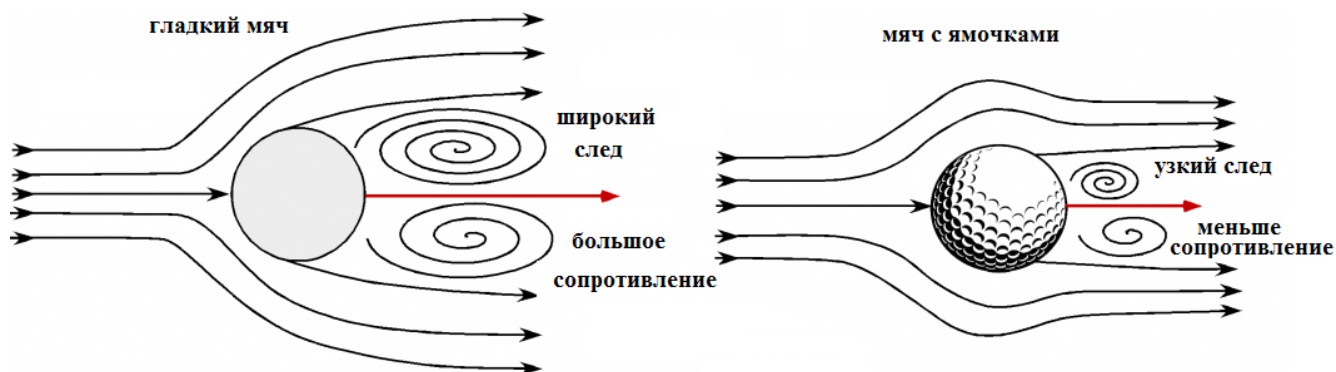


Рисунок 6 – Изменение геометрии поверхности тела в примере мяча гольфа [32]

Вначале игроки гольфа обнаружили любопытный результат: старые, изношенные и грубые мячи летают дальше, чем новые. Игрокам гольфа, использующим грубые мячи, требовалось меньше ударов по мячу. Вскоре аэродинамика шаров была изучена в аэродинамических трубах, и выяснилось, что шероховатые сферы при определенных условиях могут иметь меньшее аэродинамическое сопротивление, чем гладкие сферы. Современный мяч для гольфа пред-

ставляет собой сферу с выемками, которые действуют как шероховатость поверхности, намеренно изменяя её аэродинамику. Ямочки, которые представляют собой стандартизированную форму шероховатостей, переводят течение из ламинарного в турбулентное, задерживая отрыв потока, и, тем самым, уменьшая его сопротивление, как показано на рисунке 6. При числах Рейнольдса  $3 \cdot 10^5$ , соответствующих полёту мяча, на гладком шаре пограничный слой обычно будет ламинарным, и поток легко отрывается вблизи экватора и вызовет более высокое сопротивление давления. Однако ТПС, вызванный шероховатостью поверхности, будет оставаться присоединённым к поверхности шара гораздо дольше, чем ЛПС, прежде чем оторваться. Такое поведение создаёт более узкий аэродинамический след низкого давления и меньшее сопротивление давления, что приводит к уменьшению лобового сопротивления тела в целом. Добавление ямок на поверхности мяча для гольфа снижает сопротивление вдвое (!). Ямочки также увеличивают подъёмную силу мяча, обеспечивая более высокий и длительный полёт.

ЛПС характеризуется тем, что он тонкий и короткий, т.е. течение газа или жидкости быстро отрывается с поверхности тел. У ТПС всё наоборот. Это объясняется тем, что ЛПС имеет меньший импульс вблизи стенки, чем ТПС, как показано на рисунке 7.

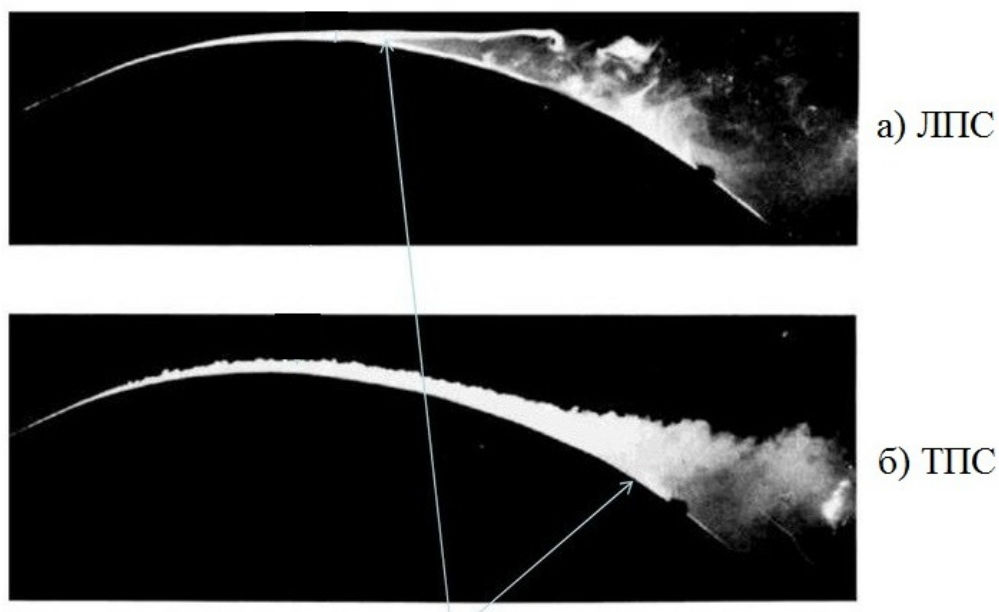


Рисунок 7 – Сравнение ламинарного (а) и турбулентного (б) пограничных слоёв

Что ещё более важно, турбулентный перенос импульса очень эффективен для пополнения импульса вблизи стенки. Кинетическая энергия частиц может сохраняться на большом расстоянии, поскольку импульс у стенки изначально выше, и он постоянно и быстро пополняется за счёт турбулентного перемешивания. В результате чего, точка отрыва ТПС находится ниже по потоку, чем точка отрыва ЛПС (рисунок 7). Таким образом, все поверхности мяча типа гольфа, футбола, волейбола и т.д. сделаны не гладкими, а с шероховатостями или ямочками, чтобы течение как можно раньше стало турбулентным, отрыв произошёл позже, а след за телом имел

меньший размер. Всё это увеличивает устойчивость безотрывного течения и уменьшает сопротивление обтекаемых тел.

Пассивные методы снижения сопротивления частично исследованы в разных работах [12, 33, 34] при изучении влияния шероховатости на поверхности тела. Тела с острыми кромками, как, например, пластина, обтекаемая в направлении, перпендикулярном к её плоскости, нечувствительны к шероховатости поверхности, так как в этом случае положение точки отрыва определяется только острыми кромками. Напротив, сопротивление неудобнообтекаемых тел без острых кромок, например, круглого цилиндра, заметно зависит от шероховатости. Зависимость коэффициента сопротивления круглого цилиндра от шероховатости его поверхности, полученная экспериментальным путём авторами из Англии [33] и Швейцарии [34], представлена на рисунке 8.

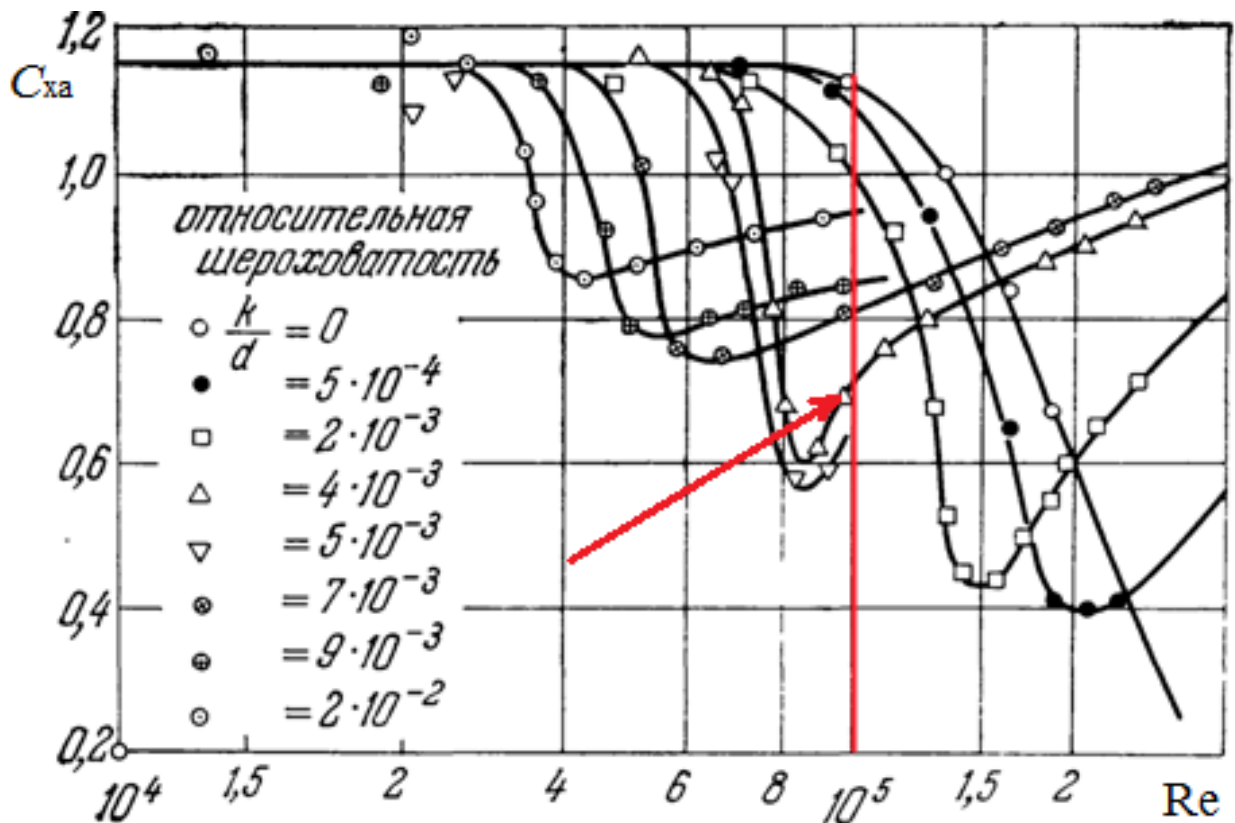


Рисунок 8 – Снижение лобового сопротивления цилиндра в зависимости от числа Рейнольдса при различной шероховатости поверхности [12, стр.598]

Как показано на рисунке 8, в докритической области шероховатость уменьшает сопротивление цилиндра. Это можно объяснить таким образом: шероховатость на поверхности цилиндра способствует более раннему переходу ЛПС в ТПС. В образовавшемся ТПС точка отрыва смещается назад по потоку, размер области следа за цилиндром уменьшается, его лобовое сопротивление снижается. В частности, при докритическом числе Рейнольдса  $Re=10^5$  коэффициент лобового сопротивления снижается с 1,15 до значения 0,7, т.е. максимально примерно на



40%, при относительной шероховатости  $k/d=4 \cdot 10^{-3}$  ( $k$  – средняя высота бугорков шероховатости, мм, а  $d=2R$  — диаметр цилиндра).

В работе [4] рассмотрен метод снижения коэффициента лобового сопротивления за счёт создания ямочки вблизи точки отрыва на поверхности сферы (рисунок 9), который снижает её сопротивление при числе Рейнольдса  $Re=10^5$  более чем на 50%. При создании ямочки, ТПС на поверхности сфера образуется раньше, процесс смешивания частиц происходит эффективнее, точка отрыва смещается вверх по потоку, что приводит к уменьшению размера следа за сферой и снижает её сопротивление в целом.

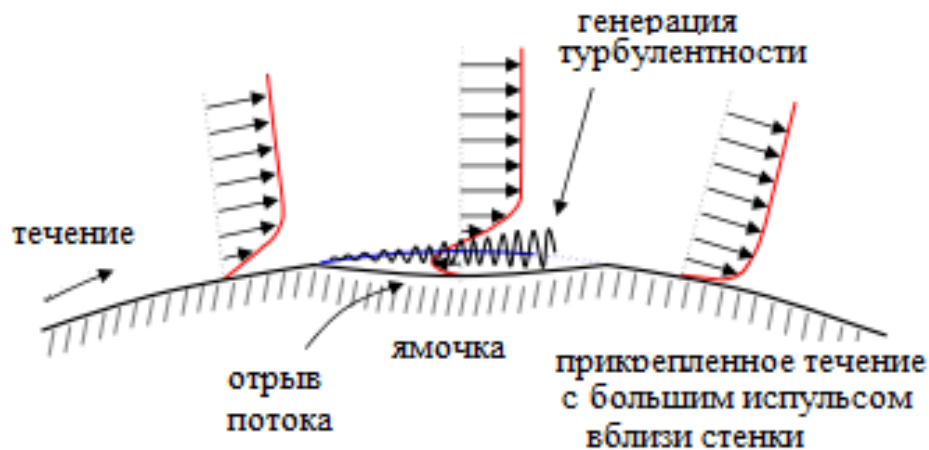
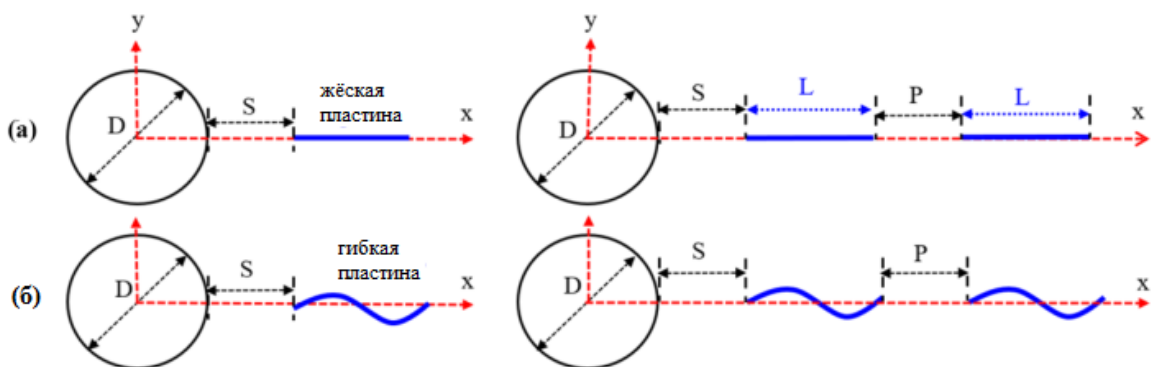


Рисунок 9 – Схема механизма снижения сопротивления сферы ямочками [4]

В работе [26] приведено численное моделирование комбинации круглого цилиндра с двумя гибкими или жёсткими пластинами, расположенными за цилиндром в горизонтальной плоскости симметрии (рисунок 10) в программе Ansys Fluent. Получено, что поле течения в следе за цилиндром, а, следовательно, и сопротивление системы цилиндр-пластина зависит от относительной длины пластины. Исследование проведено только при одном значении числа Рейнольдса  $Re=100$ .



а – с жёсткими пластинами; б – с гибкими пластинами

Рисунок 10 – Схема установки задних пластин [26]

В экспериментальной работе [27] (рисунок 11) получено, что минимальное значение коэффициента лобового сопротивления цилиндра с задней разделительной пластиной достигается при безразмерной величине относительной длины пластины  $\bar{l} = \frac{l}{D} = 1$  (где  $l$  – расстояние от поверхности цилиндра до задней кромки пластины, т.е. хорда пластины) и меньше коэффициента лобового сопротивления изолированного цилиндра приблизительно на 30%. Полученные результаты относятся к условиям течения при числах Рейнольдса  $2,7 \cdot 10^3 < Re < 4,6 \cdot 10^4$ .

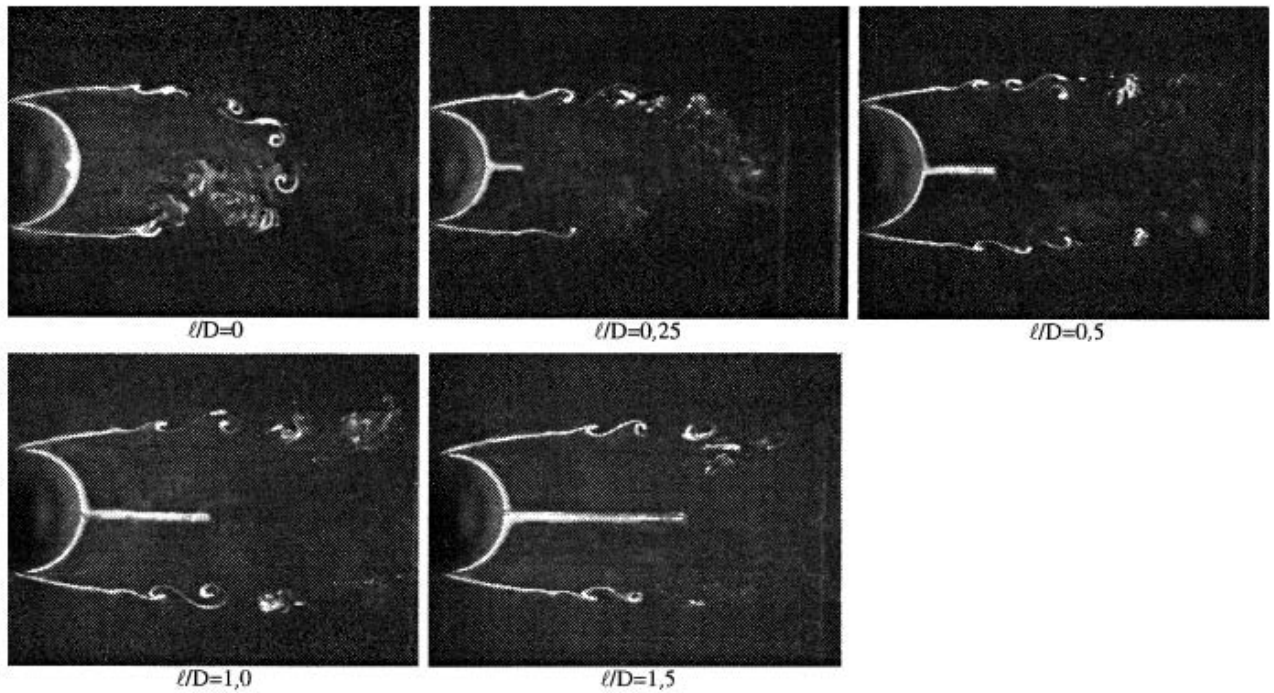
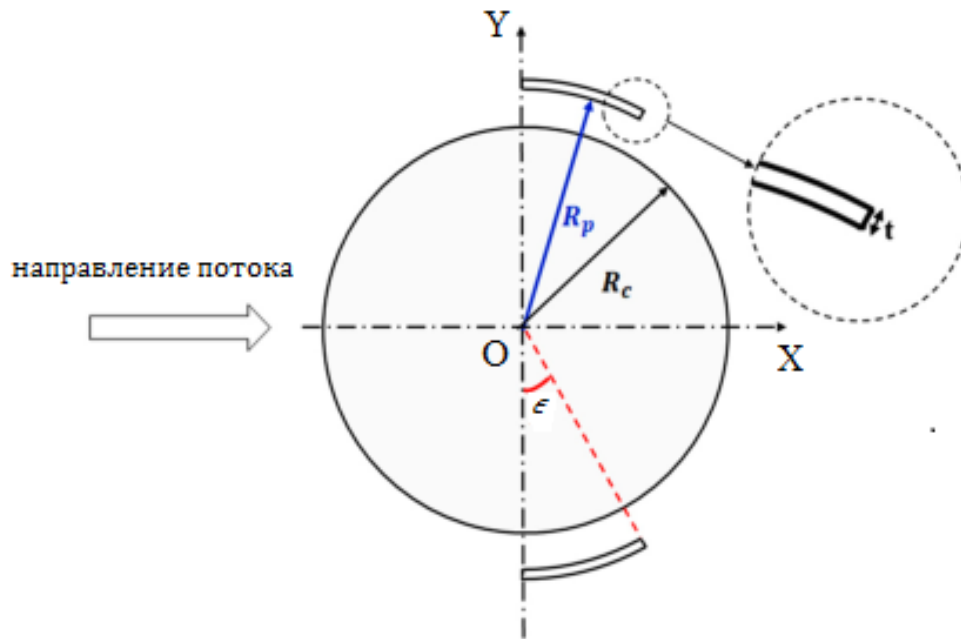


Рисунок 11 – Визуализация течения около системы цилиндр-задняя пластина при числе  $Re=5700$  [27]

В работе [28] выполнено численное исследование обтекания системы цилиндра с пластинами, расположенными вблизи поверхности цилиндра в программе Flow Vision. За счёт установки пластин перед цилиндром достигнуто снижение лобового сопротивления приблизительно на 30% по сравнению с изолированным цилиндром. Экспериментальное исследование в работе [29] при числе Рейнольдса  $Re \approx 10^4$  показало, что система цилиндра с задней разделительной пластиной, расположенной в горизонтальной плоскости симметрии, может снизить сопротивление цилиндра на 31%. Отмечается, что максимальное снижение обеспечивает пластина с  $\bar{l} = \frac{l}{D} = 1$ , что согласуется с результатом работы [27]. Однако в работе [30] показано, что максимальное снижение лобового сопротивления системы цилиндра и задней разделительной пластины при числе Рейнольдса  $Re=100$  достигается для пластины с относительной длиной  $\bar{l} = \frac{l}{D} = 4 \div 4,5$ . Снижение лобового сопротивления цилиндра при расположении задней разделительной пластины тоже отмечается в работе [31], в которой пластина располагалась на некотором расстоянии от задней поверхности цилиндра, а также для случая касания своей передней

кромкой поверхность цилиндра. Исследование проведено при малых числах Рейнольдса  $Re=100$  и  $Re=160$ .

В работе [35] представлен метод снижения лобового сопротивления цилиндра за счёт установки дуговых пластин при числе Рейнольдса  $Re = 2,2 \cdot 10^4$ . Положение дуговых пластин, начинающихся от вертикальной оси симметрии цилиндра, определяется двумя параметрами: радиусом дуги и углом азимута, подсчитанный между осью ординат  $OY$  и линией, соединяющей центр цилиндра с задней кромкой дуговой пластины (рисунок 12).



$R_c$  – радиус цилиндра;  $R_p$  – радиус дуги;  $R_d = R_p / R_c$  – относительный радиус;

$\epsilon$  – угол азимута задней кромки дуговой пластины

Рисунок 12 – Геометрические параметры, определяющие относительное положение дуговых пластин [35]

Поле давления вблизи системы цилиндра с дугами в зависимости от относительного радиуса  $R_d$  и угла азимута  $\epsilon$  показано на рисунке 13. Видно, что с увеличением размера дуг (а значит увеличением угла азимута  $\epsilon$ ) эффект диффузора сильнее, за цилиндром образуется большая область повышения давления. Как показано на рисунке 14, за счёт установки дуг можно снизить лобовое сопротивление до 84% (!) по сравнению с изолированным цилиндром. Этот пассивный метод снижения сопротивления за счёт установки дуг может являться самым эффективным методом снижения лобового сопротивления цилиндрических тел.

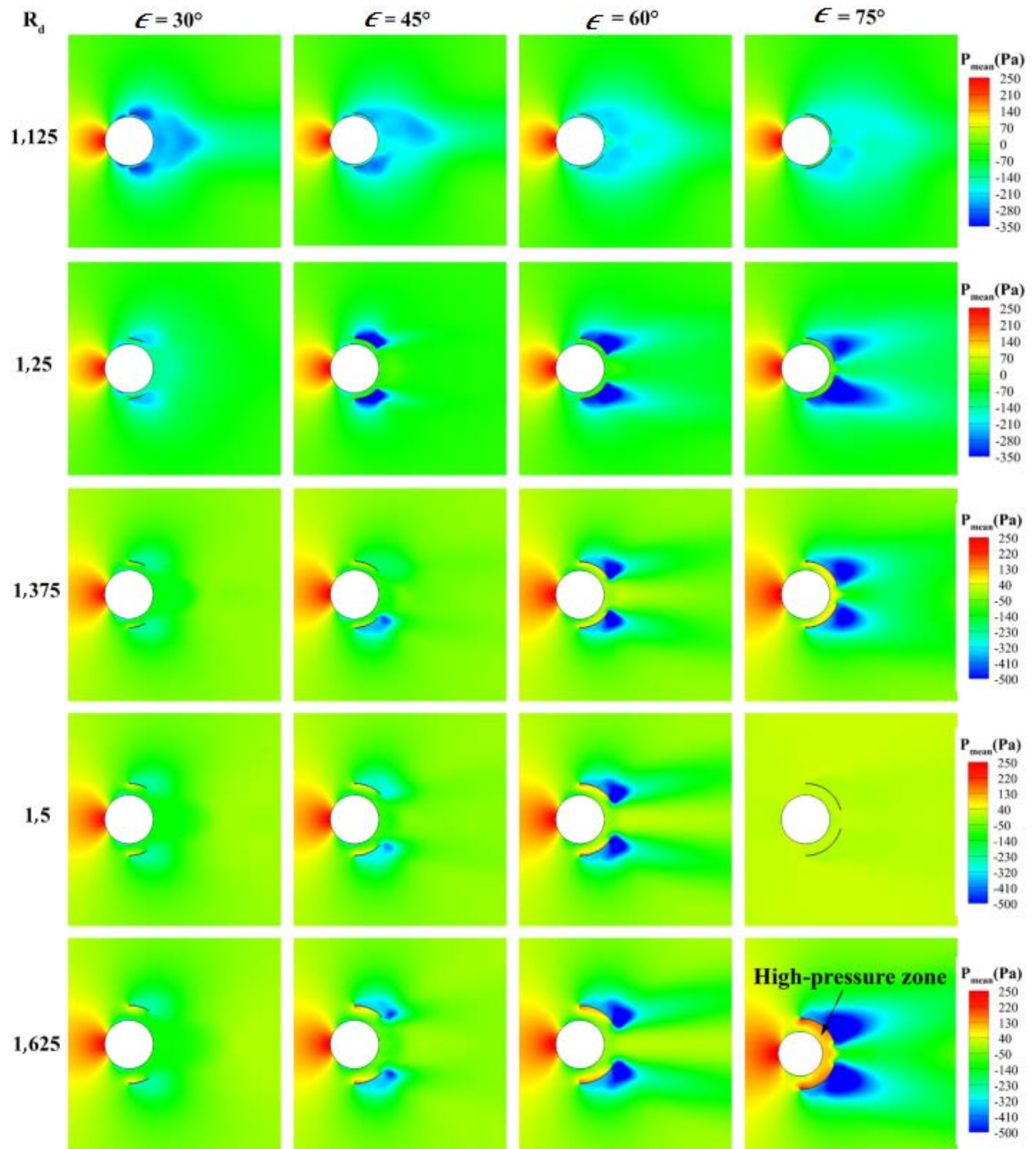


Рисунок 13 – Поля давлений вблизи системы цилиндра с дугами в зависимости от относительного радиуса и угла азимута [35]

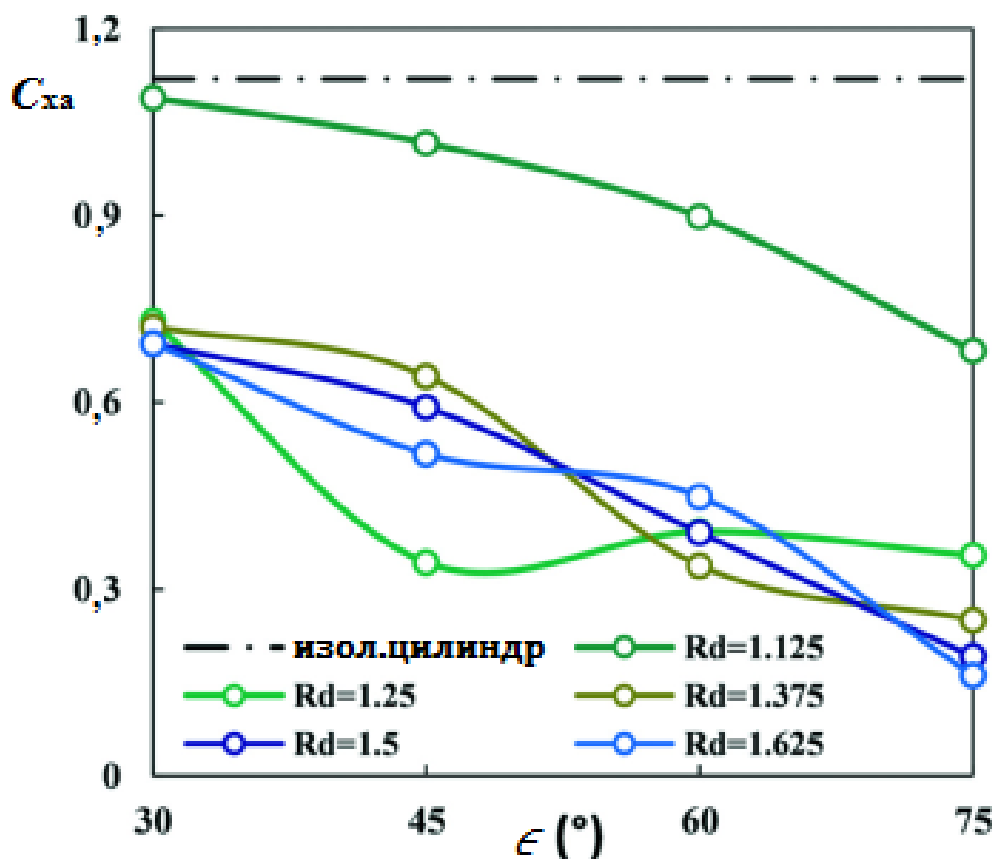


Рисунок 14 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительного радиуса дуг  $R_d$  и угла азимута  $\epsilon$  [35]

В пассивном методе снижения лобового сопротивления вместо установки пластин вблизи поверхности цилиндра можно установить маленькие цилиндры. Течение между этими цилиндрами и главным цилиндром (корпусом) ускоряется, т.е. вблизи главного цилиндра создаётся конфузурный эффект, который ускоряет поток, передаёт кинетическую энергию нижним слоям, в результате чего снижается сопротивление в целом. Эта идея разработана коллективом авторов из Бразилии [36] на основе эксперимента. Эксперимент проведен с 2, 4 и 8 цилиндриками (или управляющими цилиндрами). На рисунке 15 представлены основные геометрические параметры цилиндриков:  $G$  – ширина щели между главным цилиндром и цилиндриками,  $D$  – диаметр главного цилиндра,  $d$  – диаметр малых цилиндриков.

Основные выводы заключаются следующие:

- лобовое сопротивление системы (главного цилиндра с цилиндриками) сильно зависит от относительного положения цилиндриков. Система с 4 и 8 цилиндриками работали лучше, т.е. даёт больше снижение сопротивления;
- система с 4 цилиндриками с  $G/D = 0,05$  и  $d/D = 0,06$  обеспечила снижение лобового сопротивления на 50% (рисунок 16).

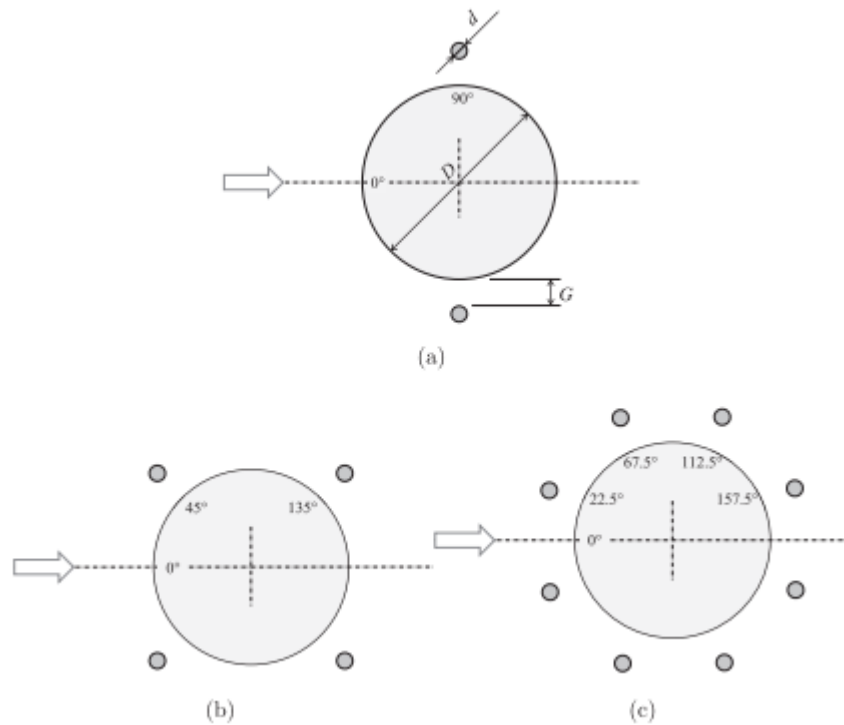
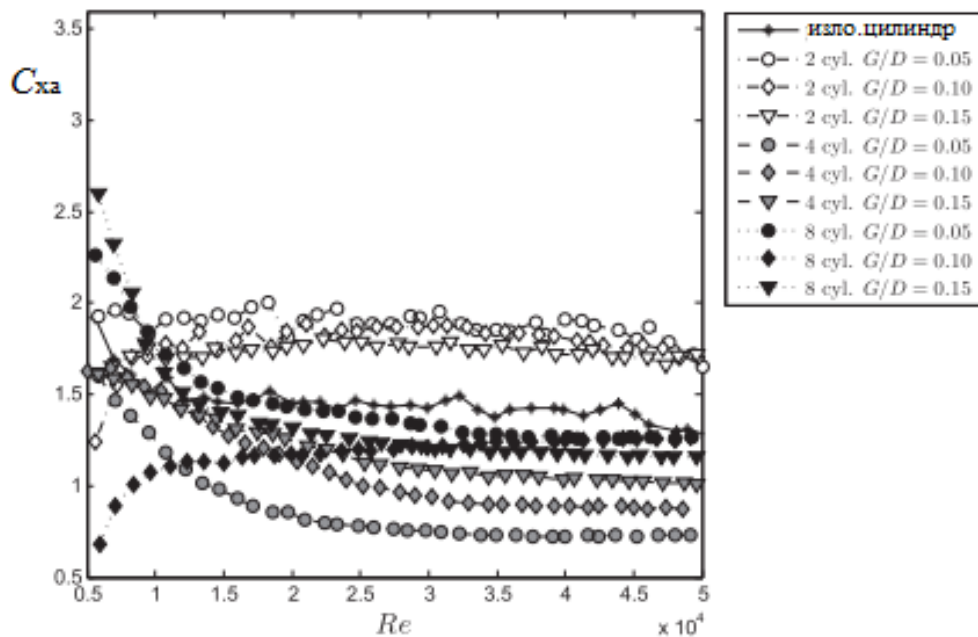


Рисунок 15 – Относительное расположение цилиндров [36]

Рисунок 16 – Коэффициент лобового сопротивления системы с 2, 4 и 6 цилиндриками при  $d/D=0,06$  [36]

Пассивный метод снижения лобового сопротивления квадратичного цилиндра за счёт установки пластины сзади исследован в работе [37]. Относительная длина пластины  $L=l/a$  ( $a$  – длина ребра квадрата) меняется в диапазоне от 0,1 до 8,5, моделирование проводилось при числе Рейнольдса  $Re=150$  (рисунок 17).

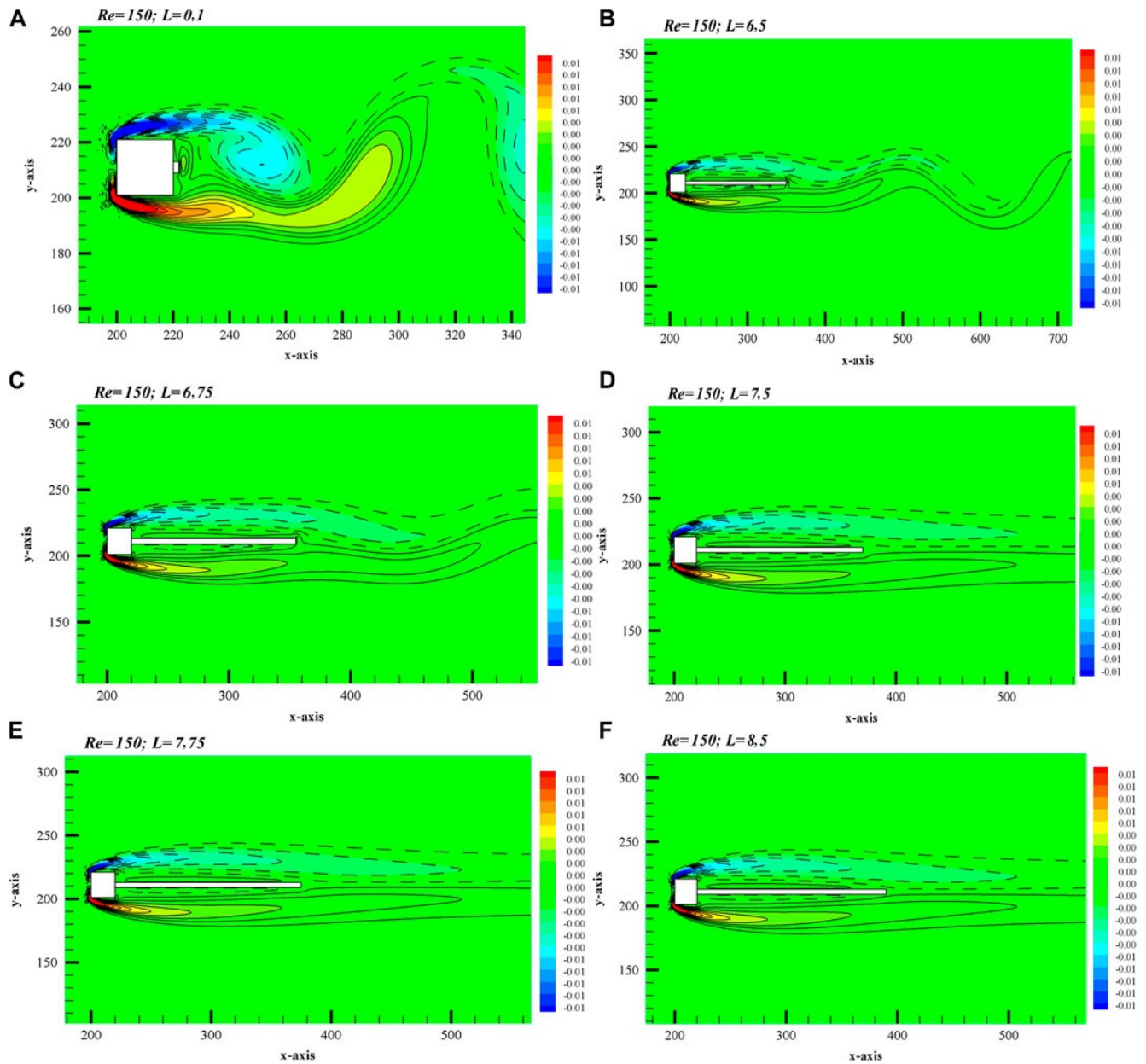


Рисунок 17 – Обтекание системы квадратного цилиндра с задней пластиной [37]

Результат вычисления показывает, что в зависимости от длины пластины наблюдались три различных режима течения: нестационарное ( $L=0,1-6,5$ ), переходное ( $L=6,75-7,5$ ) и установившееся течение ( $L=7,75-8,5$ ). В нестационарном режиме течения вихри появлялись в виде дорожки Кармана в следе за цилиндром, начиная с задней кромки пластины. Для переходного режима течения за квадратом наблюдались незначительные поперечные колебания следа. Однако в установившемся режиме течения полностью исчезло вихреобразование в области следа. Было обнаружено, что коэффициент лобового сопротивления системы значительно уменьшается по мере постепенного увеличения длины задней пластины и в конечном итоге становится постоянным в режиме установившегося течения.

По мере увеличения длины пластины такие параметры потока, как коэффициент лобового сопротивления  $C_{x\alpha}$  снижается примерно на 24% по сравнению с изолированным цилиндром.

Модернизированный метод, который является самым эффективным, показан на рисунке 18. Основная идея заключается в добавлении хвостового и/или носового обтекателя. Этот метод позволяет задержать отрыв потока и, следовательно, уменьшить лобовое сопротивление. Однако для самолёта следует учитывать, что обтекатель добавляет дополнительный вес и может уменьшить устойчивость летательного аппарата, поэтому этот метод не всегда является приемлемым вариантом в конструкции и проектировании летательного аппарата.

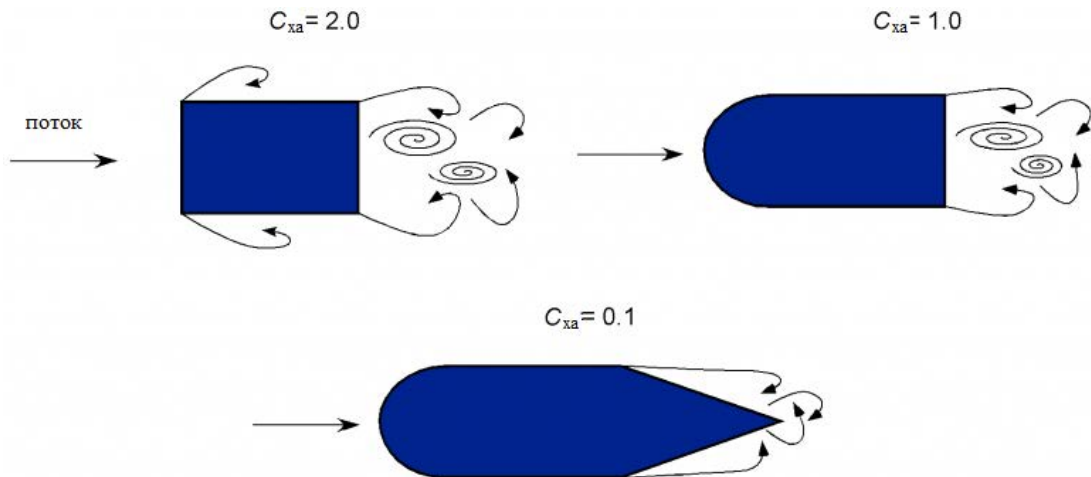


Рисунок 18 – Вариант снижения лобового сопротивления с добавлением хвостового и носового обтекателя

Другой модернизированный метод рассмотрен в работе [38], где применимо снижение сопротивления за счёт установки затупленного тела перед изолированным цилиндром. Схема проведения эксперимента представлена на рисунке 19.

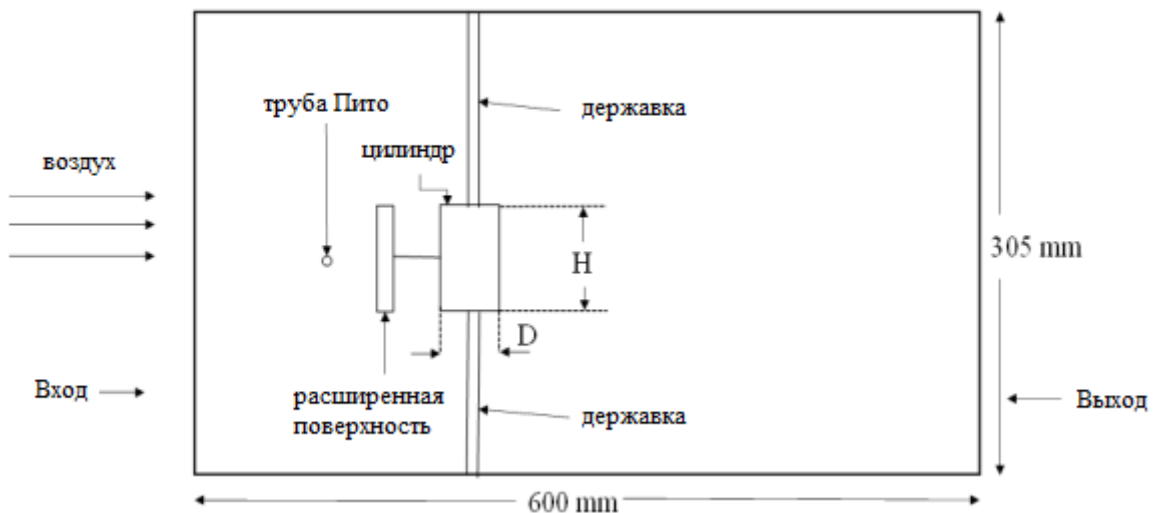


Рисунок 19 – Схема проведения эксперимента в аэродинамической трубе

В этой работе, для сравнения с экспериментом проведено численное моделирование в Ansys Fluent с применением модели турбулентности  $k-\omega$  SST (рисунок 20). Получено, что в двумерном случае, при числе Рейнольдса  $Re=8,85 \cdot 10^4$ , эта конструкция может снизить сопротивление на 60% по сравнению с изолированным цилиндром.



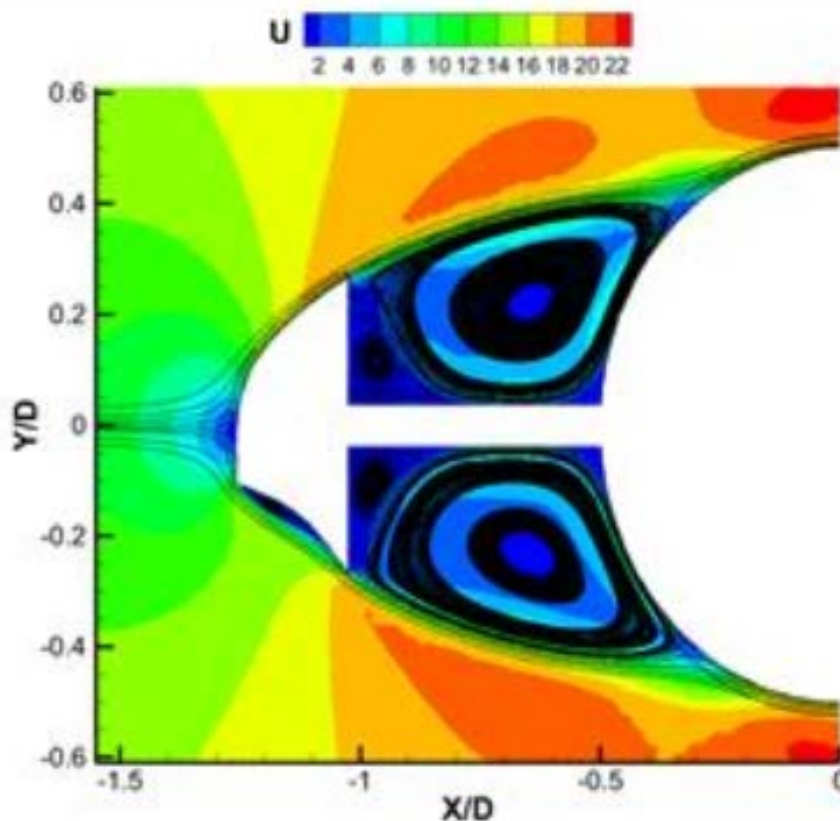


Рисунок 20 – Поле течения около цилиндра с передней поверхностью типа кузовковых рыб (boxfish-like extended surface) [38]

Из краткого обзора работ, посвящённых исследованию снижения лобового сопротивления цилиндрических объектов можно сделать вывод о максимально достигнутой величине снижения лобового сопротивления различными способами. В таблице 2 представлена максимальная эффективность снижения сопротивления для всех сказанных выше методов.

Таблица 2 – Эффективность снижения сопротивления для разных методов

Тип метода	Название метода	Максимальная эффективность по снижению сопротивления, %
Активные	Отсос или вдув газа	50% [1]
	Изменение температуры стенки	9% [18]
	Подвижные стенки	23% [24]
Пассивные	Изменение геометрии поверхности тела (ямочка, шероховатость)	50% [4, 12]
	Установка плоских пластин вблизи цилиндра	≈40% [28]
	Установка дуговых пластин вблизи цилиндра	≈80% [35]
	Установка маленьких цилиндров вблизи цилиндра	50% [36]
	Установка плоской пластины сзади	≈24% [37]

Из таблицы 2 следует, что максимальные эффективности снижения сопротивления у активных и пассивных методов почти одинаковы, но активный метод требует подвода энергии, а пассивный метод на основе плоских пластин, как наиболее простой, представляется наиболее

перспективным и по снижению лобового сопротивления, поэтому он выбран для дальнейшего исследования. Данная работа посвящена снижению лобового сопротивления цилиндра за счёт установки пластин вблизи его поверхности. Численное моделирование в пакете Ansys Fluent и тензометрический метод использованы для изучения характеристик потока обтекания около цилиндра. В диссертации основное внимание уделяется подтверждению эффекта снижения сопротивления и исследованию структуре потока математическим моделированием.

### **1.3. Общие сведения о методах решения задач по определению аэродинамических характеристик объектов**

В области аэродинамики для решения любых задач, в частности, задачи обтекания системы цилиндр-пластины, и определения характеристик и параметров течений существуют следующие методы:

- аналитический (или теоретический) метод основан на применение математических вычислений, особенно теории функции комплексного переменного, теорий дифференциальных уравнений. Эти методы дают точные решения, но их можно применить только для конкретных задач с большим количеством допущений. Для решения задач с турбулентными течениями, эти методы применить практически невозможно;
- экспериментальный метод широко применяется для всех типов задач с преимуществом проверить на практике все теории и почти без всяких допущений. Но применение этого метода является затратным, поскольку он требует экспериментального оборудования: аэродинамической трубы, изготовления аэродинамической модели и наличия информационной системы измерений;
- полуэмпирический метод, как совмещённый метод, основан на применении уже известных теоретических или экспериментальных результатов, с использованием аналитических преобразований. Этот метод даёт быстрое решение, его недостаток заключается в том, что его решение не является точным.

В последнее время с развитием компьютеров и вычислительных систем, бурно развивается четвёртый метод решение аэродинамических задач – численный метод и численное моделирование. Численный метод основан на решение задачи в дискретном пространстве, с применением разных численных схем и численных процедур. С развитием компьютерной графики, численное моделирование всё более и более активной внедряется в инженерные исследования, проводимые в авиационной промышленности при разработке летательных аппаратов. Можно перечислить следующие преимущества такого метода: быстрота, экономичность (не нужна аэродинамическая труба, нет потребности в изготовлении модели), нет ограничений в применении для различных вариантов задачи. С помощью компьютерной графики можно визуализиро-

вать течение, анализировать результаты для выяснения причины, сущности явлений. Задачи, решаемые численным моделированием, могут быть сколь угодно сложными. Другими методами невозможно решить или при этом возникают серьезные трудности, например, при решении задач, связанных с нестационарными характеристиками турбулентных течений. Однако, нужно понимать, что для верификации численного метода необходим эксперимент. Такова основная концепция современных исследований в области механики жидкости и газа. Вот почему в диссертации наряду с математическим моделированием применяется экспериментальный метод с использованием аэродинамической трубы.

#### **1.4. Выводы по главе 1**

В главе 1 проанализированы сила лобового сопротивления и её составляющие компоненты. Указано, что тела в зависимости от доминирующей компоненты, разделены на удобообтекаемые (или хорошо обтекаемые) и неудобообтекаемые (или плохо обтекаемые). Проанализированы возможности и методы по снижению лобового сопротивления плохо обтекаемых тел: активные (отсос или вдув газа с поверхности, изменение температуры стенки, подвижные стенки) и пассивные (добавление пластин или изменение геометрии поверхности тела). Активные методы требуют подвода энергии извне, а пассивные методы на основе изменения внешнего вида объекта, не требуют энергии извне.

В главе 1 так же подведен обобщённый итог по эффективности методов снижения сопротивления. Установлено, что пассивный метод на основе плоских пластин, как наиболее простой, представляется наиболее перспективным и эффективным по снижению лобового сопротивления, поэтому этот метод выбран для настоящего исследования.

На основе вышесказанных выводов, данная диссертация посвящена исследованию пассивного метода по снижению лобового сопротивления цилиндра за счёт установки пластин вблизи его поверхности при числе Рейнольдса  $Re=10^5$ . Выбор конкретного числа Рейнольдса объясняется возможностями реализации подобия по такому числу Рейнольдса в аэродинамической трубе Самарского университета.

## ГЛАВА 2 ФОРМУЛИРОВАНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ ИЗОЛИРОВАННОГО ЦИЛИНДРА

### 2.1. Физические процессы и уравнения

Рассматривается задача обтекания тела вязким несжимаемым потоком. Система уравнений Навье-Стокса (Н-С) в дивергентной форме имеет вид [12, 39-41]

$$\begin{cases} \operatorname{div} \vec{V} = 0, \\ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V}, \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \operatorname{grad} p + \nu \Delta \vec{V}. \end{cases} \quad (1)$$

В безразмерной координатной форме (для  $i, j=x, y, z$ ) система (1) записывается в виде

$$\begin{cases} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{\operatorname{Re}} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right), \end{cases} \quad (2)$$

здесь  $u_i$  — составляющая скорости жидкости в  $i$ -ом направлении,  $p$  — давление. В уравнения (2) входит число Рейнольдса, характеризующее отношение силы инерции к силе вязкости и определяется следующим образом:

$$\operatorname{Re} = \frac{\rho V_\infty L}{\mu} \quad (3)$$

В формуле (3)  $\rho$ ,  $V_\infty$ ,  $L$  и  $\mu$  — плотность, скорость жидкости, характерный размер и коэффициент вязкости, соответственно. Чем больше число Рейнольдса, тем меньше влияние сил вязкости. Число Рейнольдса играет огромную роль, так как характеризует ламинарное или турбулентное движение жидкости.

В двумерном стационарном случае, система уравнений (1) упрощается и её можно записать в более простой форме

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \\ u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\operatorname{Re}} \cdot \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right), \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{\operatorname{Re}} \cdot \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \end{cases} \quad (4)$$

где  $u$ ,  $v$  — две компоненты вектора скорости в  $x$ -ом и  $y$ -ом направлении декартовой системы координат. В пограничном слое (слой вблизи стенки), учитывается факт, что градиент по  $x$ -ому направлению мал по сравнению с градиентом по  $y$ -ому направлению, с учётом этого можно

пренебречь первыми членами в скобках правой части системы (4) и записать ещё более простую систему уравнений, так называемую систему уравнений пограничного слоя (или систему уравнений Прандтля [12, 42, 43])

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \\ u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}, \\ 0 = -\frac{\partial p}{\partial y} \end{cases} \quad (5)$$

Практический способ избежать огромного количества вычислений является реализация уравнений RANS (уравнения Рейнольдса, усредненные Н-С по времени) с использованием моделей турбулентности. Метод осреднения по Рейнольдсу заключается в том, что все гидродинамические переменные такие, как давление, компоненты вектора скорости и т. д. разбиваются на две составляющие: осредненную (постоянную во времени) и пульсационную (изменяющуюся во времени). Любую переменную  $f$  можно представить в следующем виде:

$$f = \bar{f} + f', \quad \bar{f} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} f dt, \quad \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} f' dt = 0, \quad (6)$$

например,

$$u = \bar{u} + u', \quad v = \bar{v} + v', \quad p = \bar{p} + p'. \quad (7)$$

При этом следует отметить, что в принципе осредненное течение также может быть нестационарным, но изменение параметров осредненного течения во времени происходит на существенно больших временных интервалах по сравнению с пульсационным течением. В результате этой операции получаются уравнения, которые называются уравнениями Рейнольдса [44]

$$\begin{cases} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \overline{u_i u_j}}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \nabla^2 \bar{u}_i - \frac{\partial \rho \overline{u_i' u_j'}}{\partial x_j} \\ -\rho \overline{u_i' u_j'} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \end{cases} \quad (8)$$

Здесь  $\bar{u}_i, \bar{u}_j$  — усредненные по времени компоненты скорости по направлениям  $i$  и  $j$ , соответственно,  $u_i', u_j'$  — представляют собой пульсации компонентов вектора скорости,  $\mu_t$  — коэффициент турбулентной вязкости,  $k$  — турбулентная кинетическая энергия,  $\delta_{ij}$  — символ Кронекера

ра. Система RANS не является замкнутой, поэтому для её решения необходима модель турбулентности, например,  $k-\varepsilon$ ,  $k-\omega$ , SST и др.

Как уже было сказано выше, цилиндр представляет собой плохо обтекаемое тело, сопротивление которого, вообще говоря, сильно зависит от числа Рейнольдса. Исследованию структуры течения около цилиндра посвящено множество работ. Работы [11, 12, 45] посвящены образованию вихревых элементов в следе за цилиндром и определению аэродинамических сил. В зависимости от числа Рейнольдса структура течения около цилиндра представлена на рисунке 21.

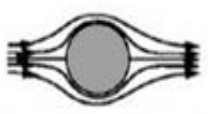
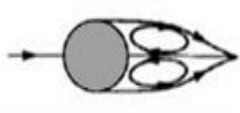




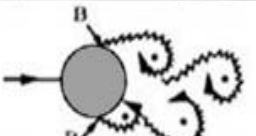

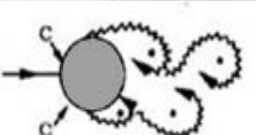
	Ползучее течение, линии тока за цилиндром параллельны и симметричны почти так же, как и перед ним.	$Re < 5$
	Пара вихрей параллельны и симметричны	$5 < Re < 40$
	Ламинарное течение в следе	$40 < Re < 200$
	Турбулентное течение в следе	$200 < Re < 300$
	Полностью турбулентная струя с отрывом ламинарного пограничного слоя	$300 < Re < 3 \times 10^5$ Докритический режим
	А: отрыв ламинарного пограничного слоя В: отрыв турбулентного пограничного слоя	$3 \times 10^5 < Re < 3.5 \times 10^6$ Критический режим
	Отрыв турбулентного пограничного слоя	$3.5 \times 10^5 < Re < 1.5 \times 10^6$ Сверхкритический режим
	Пограничный слой полностью турбулентный на верхней поверхности	$1.5 \times 10^5 < Re < 4 \times 10^6$ Дотранскритический режим
	Пограничный слой полностью турбулентный с обеих сторон	$4 \times 10^6 < Re$ Транскритический режим

Рисунок 21 – Структура течения вокруг цилиндра при разных числах  $Re$  [12]

Опишем каждый диапазон по числу Рейнольдса подробно:

- $Re < 5$ : ползучее течение, в котором доминируют вязкие силы. Для диапазона характерно преобладание сопротивления трения. В этом вязком течении линии тока за цилиндром параллельны и симметричны почти так же, как и перед ним.

- $5 \leq Re < 40$ . За цилиндром начинает отделяться пограничный слой, а в зоне между двумя симметричными точками отрыва появляются два парных вихря противоположных направлений вращения. За двумя вихрями линии тока, стекающие с боковых сторон цилиндра, смыкаются симметрично на горизонтальной оси. Коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$  сопоставимо зависит как от сопротивления давления, так и от сопротивления трения. Коэффициент лобового сопротивления уменьшается при увеличении  $Re$ .

- $40 \leq Re < 200$ . Периодическое отбрасывание вихрей в следе за цилиндром, образование дорожки Кармана. Ламинарное течение в следе. Как и для предыдущего диапазона  $C_{xa}$  сопоставимо зависит как от сопротивления формы, так и от сопротивления трения.  $C_{xa}$  уменьшается при увеличении  $Re$ .

- $200 \leq Re < 300$ . Турбулентное течение в следе. Как и для предыдущих двух диапазонов  $C_{xa}$  сопоставимо зависит как от сопротивления формы, так и от сопротивления трения.  $C_{xa}$  продолжает уменьшаться при увеличении  $Re$ .

- $300 \leq Re < 3 \cdot 10^5$ . Реализуется докритический режим обтекания. Начинается отрыв в точке примерно в 80 градусов от передней точки торможения. Коэффициент лобового сопротивления практически постоянный и равен  $C_{xa} = 1,0-1,2$ . Это связано с тем, что в этом диапазоне сопротивление давлению (сопротивление формы) является доминирующим в общем сопротивлении. Такая же ситуация и с числом Струхала, которое остаётся почти постоянным около значения 0,2. Эта область практически не зависит от числа Рейнольдса.

- $3 \cdot 10^5 < Re < 3,5 \cdot 10^5$ . Критическое течение. При  $Re = 3 \cdot 10^5$  прикреплённый ЛПС начинает переходить в ТПС, происходит значительное падение коэффициента сопротивления. Этот эффект называется кризисом сопротивления. ТПС более способен противостоять неблагоприятному градиенту давления вокруг цилиндра, поэтому он будет отделяться позже и идти дальше в задней части цилиндра и на этой поверхности ТПС способен поддерживать давление, уменьшающее общее сопротивление. След будет тоньше, он создаёт вихри меньшего размера и определяет меньшую зону низкого давления на поверхности ниже по потоку, что способствует снижению сопротивления. При  $Re = 3 \cdot 10^5$  пограничный слой становится турбулентным, точка отрыва двигается назад до 120 градусов от передней точки торможения, коэффициент сопротивления резко уменьшается до значения  $C_{xa} \approx 0,3$ .

- $3,5 \cdot 10^5 < Re < 4 \cdot 10^6$ . Сверхкритическое течение с медленным увеличением коэффициента лобового сопротивления.

•  $Re > 4 \cdot 10^6$ . Постсверхкритическое течение, где коэффициент сопротивления близок к установившимся постоянным значениям приблизительно равным 0,67.

В диссертации исследуется режим докритический, поскольку данное число Рейнольдса характерно для большинства технических устройств. Немаловажной причиной выбрать докритический режим обтекания цилиндра ( $Re=10^5$ ) является возможность реализовать течение с таким числом Рейнольдса в аэродинамической трубе Самарского университета. Картина течения вблизи стенки цилиндра будет иметь вид, как показано на рисунке 22 [46, 47].

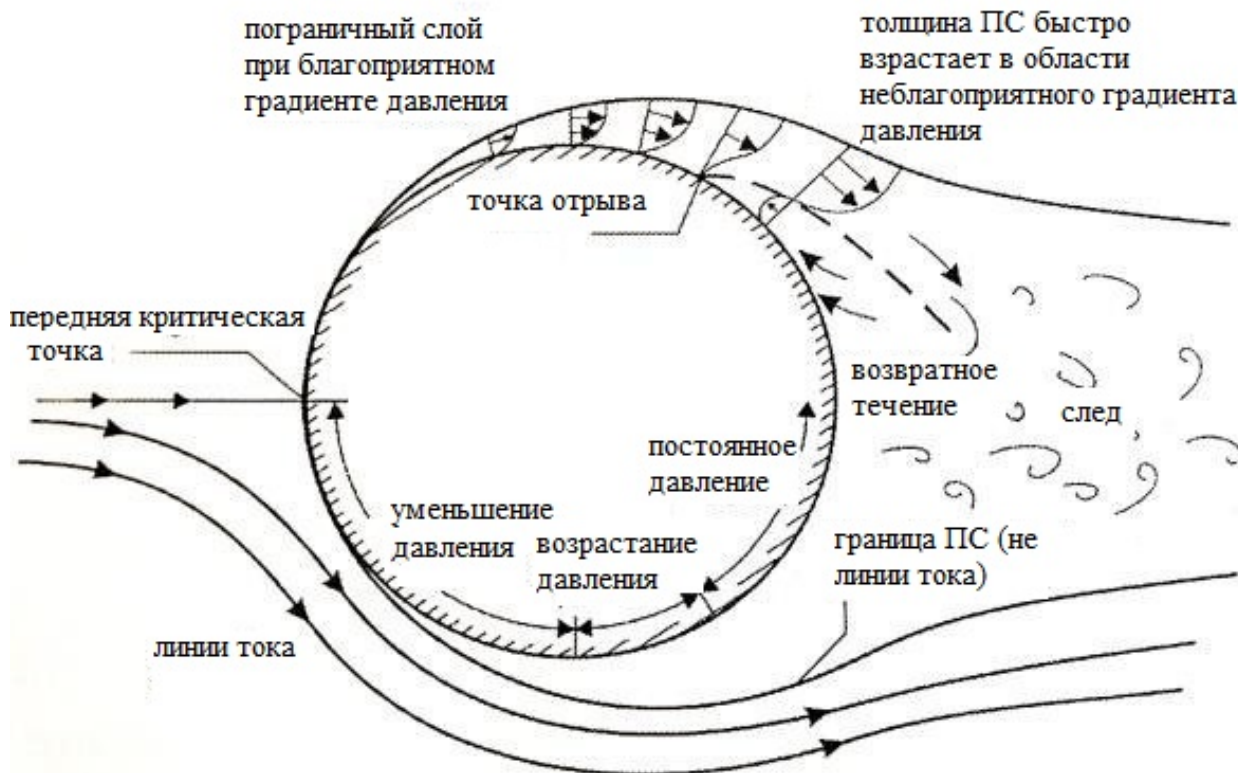


Рисунок 22 – Течение вблизи стенки цилиндра при  $Re=10^5$ [46]

Жидкость встречается с цилиндром в критической точке, обходя его поверхность. В начальном отрезке, из-за вязкости, вблизи поверхности цилиндра образуется ЛПС. По мере движения потока, толщина этого слоя возрастает, начиная с какого-то положения, жидкость полностью отрывается с поверхности и образуется хаотическая область за цилиндром (турбулентный след).

Точка отрыва  $x_s$  (от английского слова separation point) – граница между прямым и возвратным течениями в прилегающем к стенке слое (рисунок 23)

$$\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} = 0 \quad (9)$$



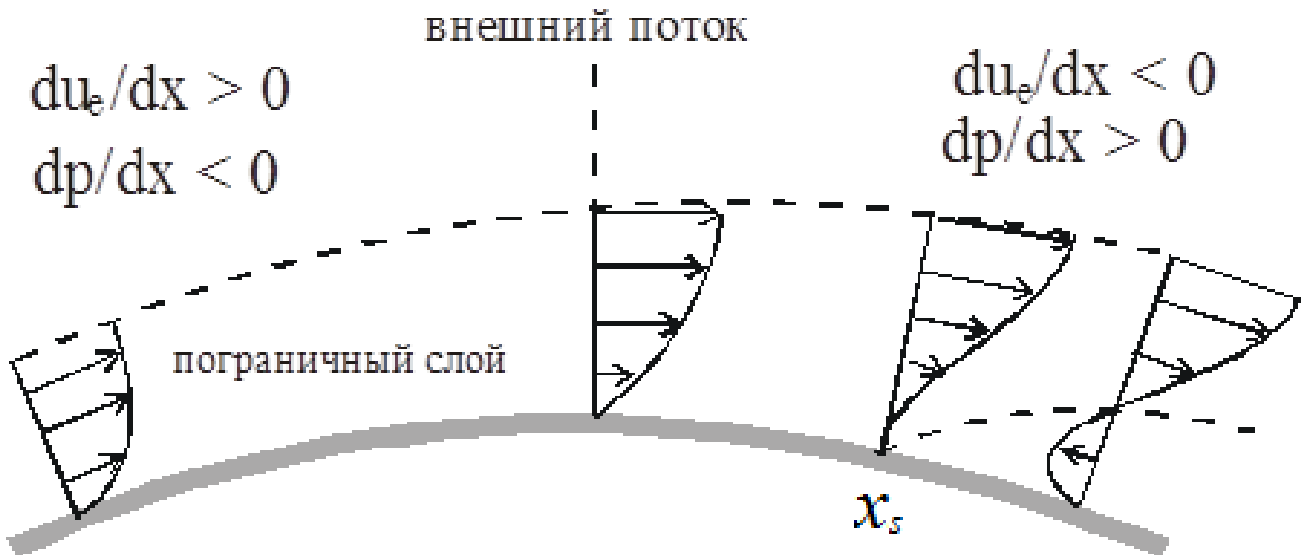


Рисунок 23 – Развитие течения в пограничном слое на поверхности плоского затупленного тела

Касательное напряжение на стенке тела выражается формулой [12]

$$\tau_w = \mu \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_w, \quad (10)$$

где  $\mu$  – динамический коэффициент вязкости,  $H \cdot c/m^2$ ;  $u$  – касательная составляющая скорости к поверхности цилиндра,  $m/c$ .

Из формул (9) и (10) следует, что в точке отрыва выполняется равенство [11, 12, 45]

$$\tau_w = 0 \quad (11)$$

Явление отрыва было исследовано во многих работах теоретически и экспериментально, например в [12, 48, 49]. Положение отрыва во всех источниках часто определяется полярным углом на поверхности цилиндра. Обозначим  $\theta_s$  – полярный (или меридиональный) угол расположения точки отрыва потока, отсчитываемый от передней критической точки, *град*, тогда

$$\theta_s = \frac{x_s}{r}, \quad (12)$$

где  $S$  – нижний индекс, обозначающий точку отрыва потока на поверхности цилиндра;  $x_s$  – длина дуги по поверхности цилиндра от передней критической точки до точки отрыва,  $m$ ;  $r$  – радиус цилиндра,  $m$ . В качестве примера для произвольного течения на рисунке 24 показаны геометрические характеристики точки отрыва, где  $A$ ,  $B$  – критические точки, в которых скорость обращается в нуль.

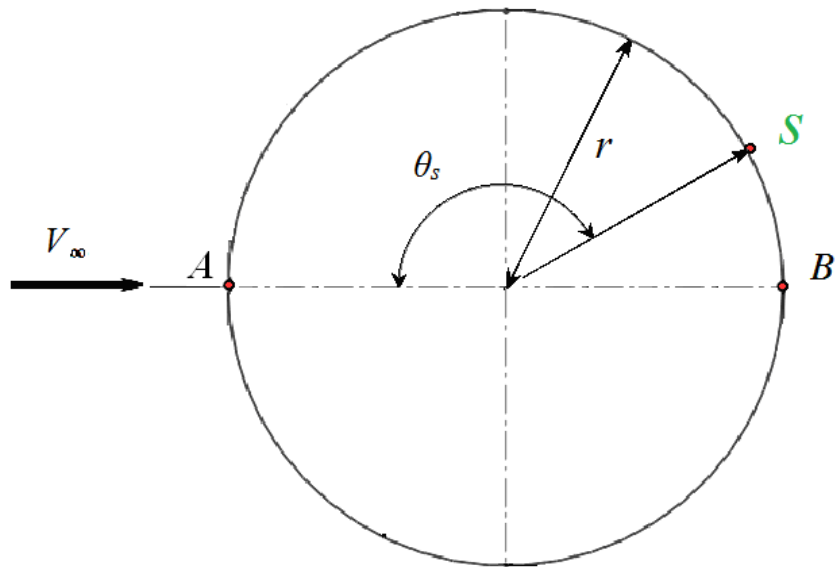


Рисунок 24 – Угловые положения точки отрыва

В работе [48] представлены результаты экспериментальных исследований по нахождению точек отрыва потока в зависимости от числа Рейнольдса для круглого цилиндра в диапазоне чисел Рейнольдса  $Re=10^4 \div 10^6$ , эти данные представлены на рисунке 25. Как видно из рисунка 25, в области докритического режима, положение точки отрыва почти неизменно  $\theta_s \approx 78 \div 80$  град, оно только резко меняется при наступлении критического режима обтекания  $\theta_s \approx 135$  град. Смещение точки отрыва назад по течению является одной из главных причин снижения сопротивления цилиндра в этом диапазоне чисел Рейнольдса (кризис сопротивления). Согласно данным, представленным в [48], при числе Рейнольдса  $Re=10^5$  точка отрыва потока на верхней поверхности круглого цилиндра наблюдается при значениях угла  $\theta_s \approx 78$  град.

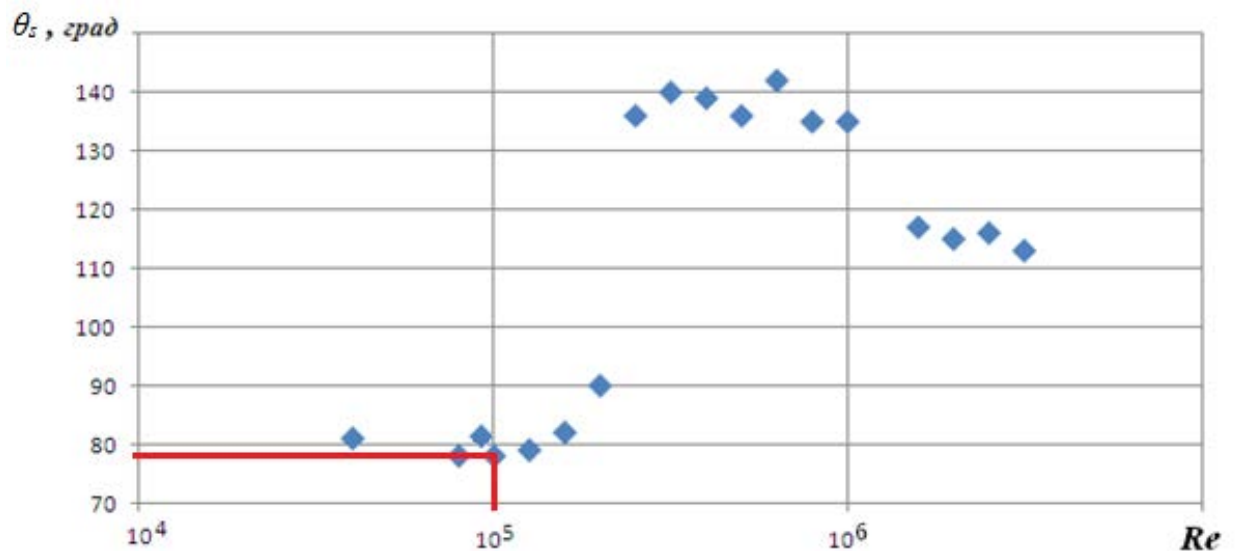


Рисунок 25 – Зависимость расположения точки отрыва потока на круглых цилиндрах от чисел Рейнольдса [48]

Во многих работах [11, 12, 45, 47, 49-51] доказано, что коэффициент лобового сопротивления цилиндра зависит от режима течения или от числа Рейнольдса. Эта зависимость обобщена в работе [12] для большого диапазона чисел Рейнольдса и изображена на рисунке 26. Из этого графика видно, что в диапазоне  $10^4 \leq Re \leq 10^5$  коэффициент лобового сопротивления равен  $C_{xa}=1,2$ .

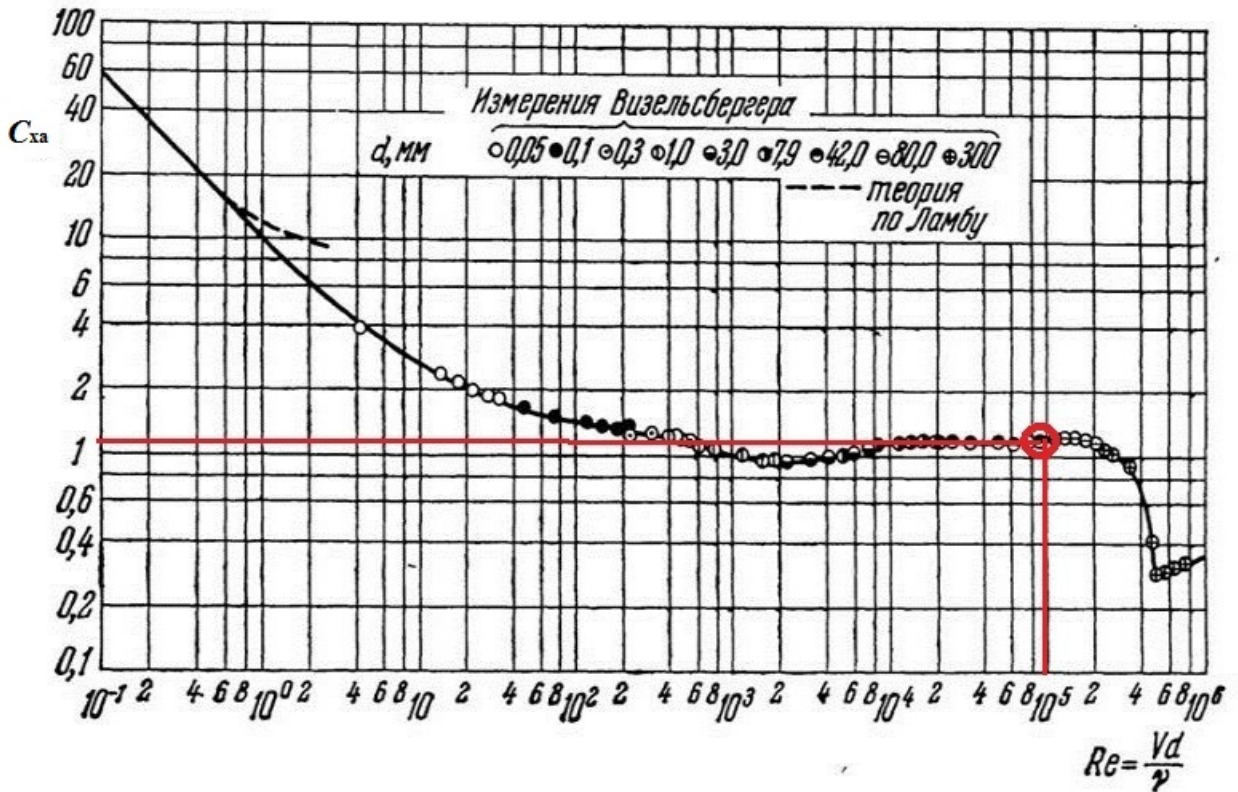


Рисунок 26 – Зависимость коэффициента сопротивления от числа Рейнольдса для изолированного цилиндра [12]

## 2.2. Построение математической модели

Вычислительная гидродинамика (CFD) является полезным инструментом для демонстрации поля течения с помощью таких аспектов, как линии тока, изолинии, векторы скорости и профили скорости для различных условий течения. Коэффициент сопротивления, коэффициент давления и силы, воздействующие на конструкции, также можно определить с помощью методов CFD.

В данной задаче моделирования двумерного обтекания цилиндра будем предполагать, что:

- поверхность цилиндра и пластин является гладкой, т.е. не будем учитывать эффекты шероховатости поверхности;
- течение считается плоским;

- не будем учитывать влияние температуры на картину течения и, следовательно, на лобовое сопротивление цилиндра. Т.е. температура цилиндра постоянная по его длине и остаётся постоянной в каждом сечении (равна стандартной температуре). Задача считается изотермической;
- входными и выходными параметрами в основном являются скорость и давление;
- будем считать, что течение вдоль цилиндра устойчиво, все параметры остаются неизменными и равными их значениям в бесконечности;
- течение дозвуковое с постоянной скоростью 25 м/с.

В расчётной модели использовались следующие граничные условия:

- условие прилипания на всех поверхностях цилиндра и пластин  $u|_{wall} = v|_{wall} = 0$ ;
- условия невозмущённого потока на бесконечности:  $u \rightarrow V_\infty$ ,  $v \rightarrow 0$ ,  $p \rightarrow p_\infty$  при  $x^2 + y^2 \rightarrow \infty$ .

Поскольку исследование носит комплексный характер, то необходимо учитывать возможности экспериментального оборудования. В АДТ Т-3 Самарского университета скорость потока ограничена примерно 50 м/с. Для дальнейших исследований в аэродинамической трубе университета выбираем число Рейнольдса  $Re=10^5$ , которое соответствует докритическому режиму течения. Для обеспечения такого значения числа  $Re$ , задаются следующие геометрические параметры цилиндра и кинематические параметры потока:

- диаметр цилиндра  $D=0,0625$  м;
- скорость потока  $V_\infty = 24$  м/с;
- остальные параметры (плотность  $\rho$ , динамический коэффициент вязкости  $\mu$ ) при температуре  $T=293$  К.

Тогда число Рейнольдса, рассчитанное по формуле (3) равно

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{1,205 \text{ [кг/м}^3] \cdot 24 \text{ [м/с]} \cdot 0,0625 \text{ [м]}}{1,81 \cdot 10^{-5} \text{ [Па} \cdot \text{с]}} \approx 9,9862 \cdot 10^4 \approx 10^5. \quad (13)$$

Решаем задачу моделирования обтекания цилиндра в двумерном случае со стационарной постановкой при числе Рейнольдса  $Re=10^5$  в вычислительном пакете ANSYS Fluent [10]. В пакете для данной задачи использовались следующие настройки:

- типы границ: на входе – **velocity\_inlet** с величиной скорости 24 м/с; на выходе – **pressure\_outlet** с заданием избыточного давления 0 атм, относительное давление в расчётной области 1 атм; на верхней и нижней границах – условие симметрии **symmetry**. Такие настройки граничных условий применялись различными авторами [52-54];
- согласно исследованиям [52-55] по моделированию обтекания цилиндров, особенно в работе Sarker [55], расстояние от правой границы поля течения до центра цилиндра должно быть не менее  $12D$ , что обеспечит исчезновение влияния цилиндра на жид-

кость. Чтобы лучше наблюдать обратный поток около цилиндра, расстояние от правой границы до центра цилиндра было установлено равным  $15D$ . Расстояние между входом и центром цилиндра, а также между центром цилиндра и двумя верхней и нижней границами составляло  $5D$ . Наконец, для двумерного численного моделирования была принята прямоугольная расчётная область размером  $20D$  (в продольном направлении)  $\times 10D$  (в поперечном направлении) (рисунок 27).

- для выбора параметров задачи моделирования установлена сначала стационарная постановка (режим независим от времени).

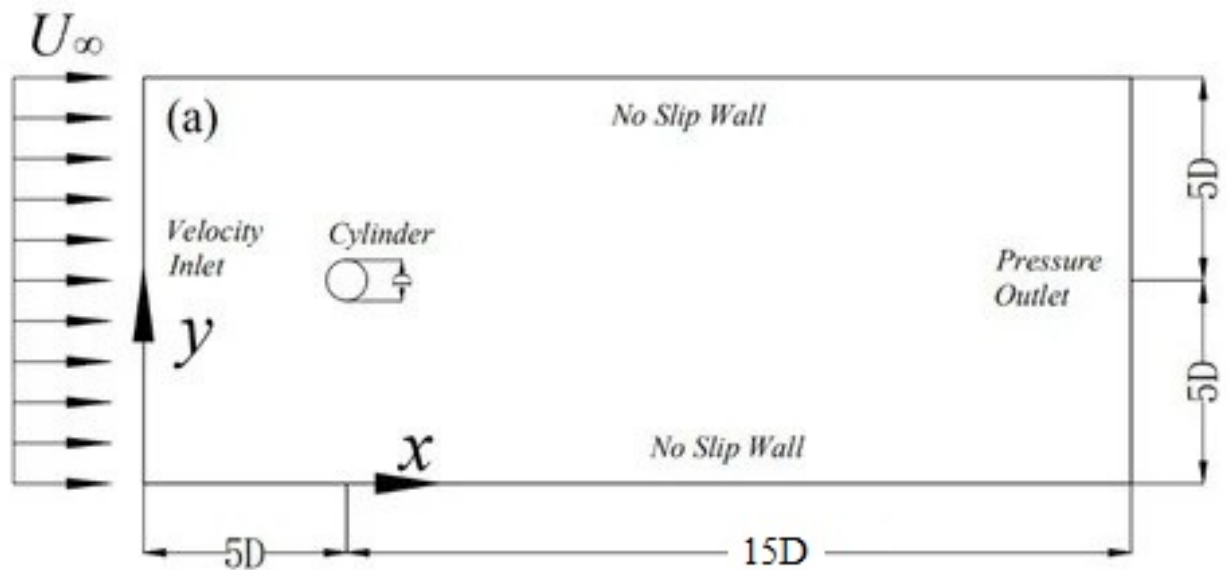


Рисунок 27 – Размеры расчётной области и типы граничных условий [52]

Порядок решения задачи моделирования течения показан на рисунке 28 [10].

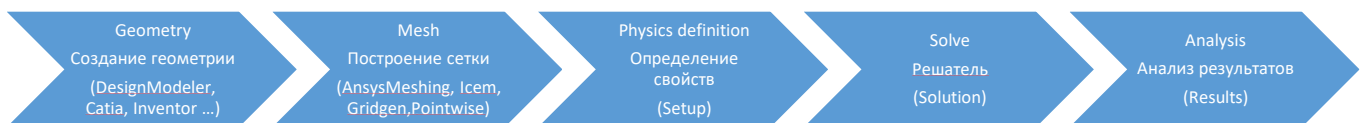


Рисунок 28 – Порядок решения задачи моделирования

В вычислительном пакете ANSYS Fluent сначала нужно создать геометрию (цилиндр, пластины) и расчётную область в модуле Geometry (рисунок 29), где координаты  $x$ ,  $y$ ,  $z$  точек сохраняются в виде шести цифр после запятой, т.е. точность будет  $10^{-6}$ . Можно создать геометрию в других пакетах системы автоматизированного проектирования (САПР), например, Inventor, Autocad. и др. и потом её импортировать в ANSYS.

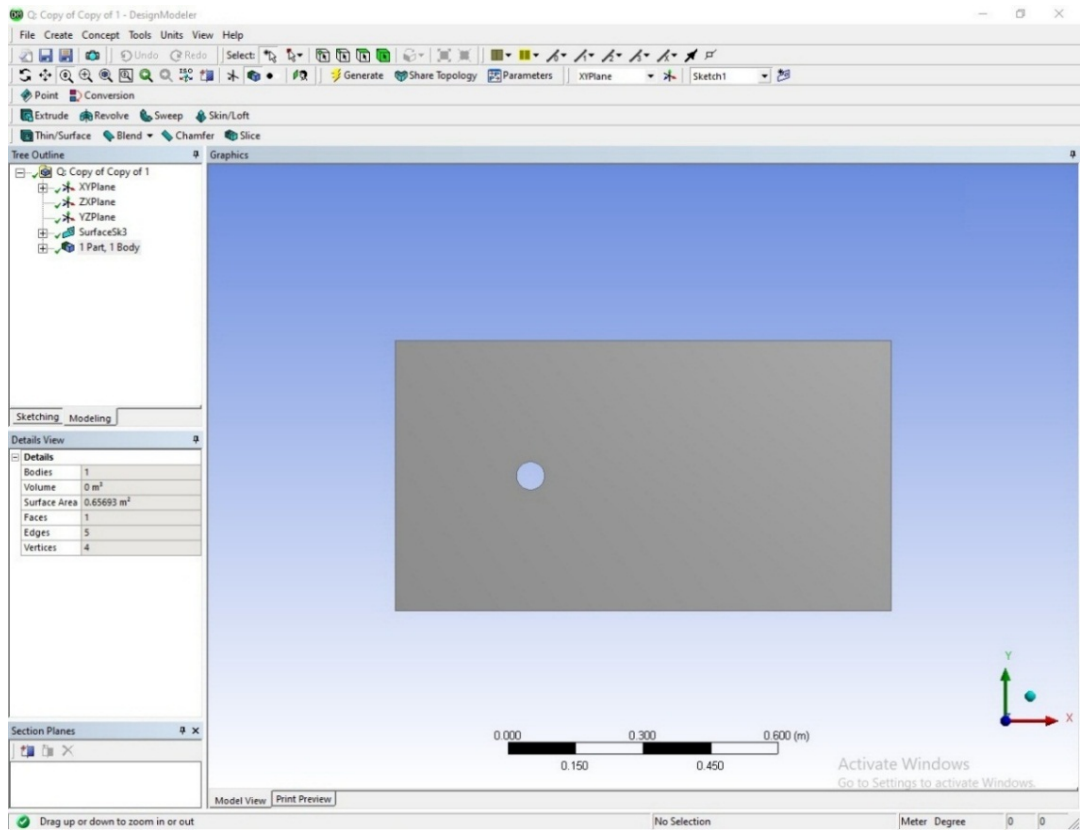
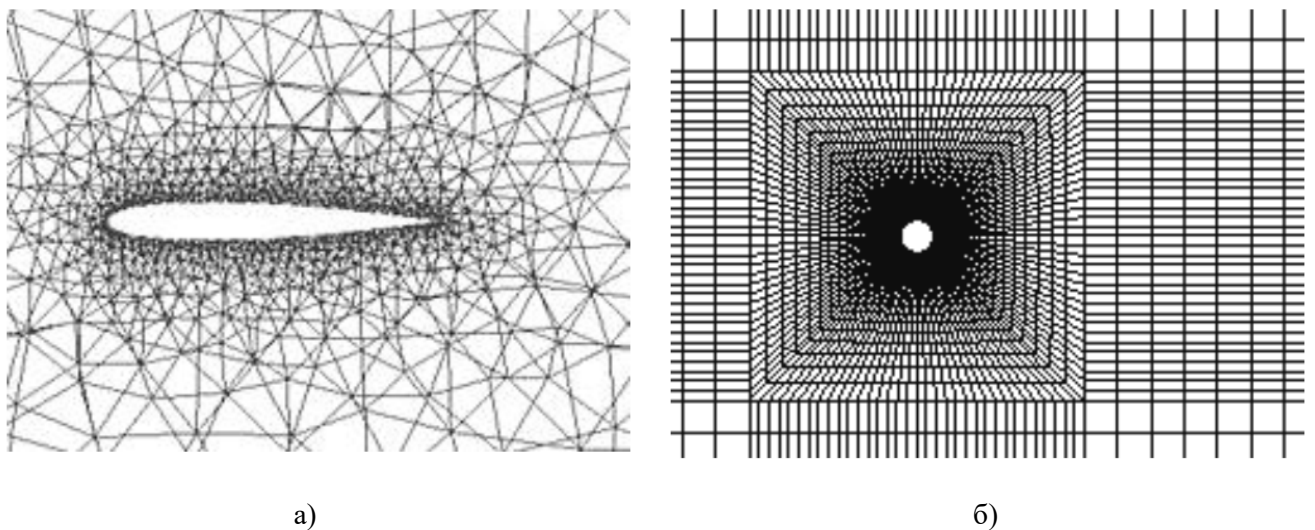


Рисунок 29 – Создание геометрии в Ansys DesignModeller

### 2.3. Выводы о выборе параметров задачи моделирования в Ansys Fluent

После создания геометрии модели, нужно построить сетку (дискретизация пространства). Если в природе пространство непрерывно, то в компьютере, оно дискретно и разделено на отдельные ячейки. Разбивка нашей расчётной области на ячейки выполнена в ANSYS Meshing. При этом, сетка может быть структурированной, неструктурированной, смешанной или гибридной (рисунок 30).



а)

б)

Рисунок 30 – Основные типы сеток: а) неструктурированная, б) структурированная

Структурированная сетка обладает повышенной точностью, особенно при исследовании сложных явлений, так как пространство разбивается на отдельные ячейки с малой погрешностью. Однако построение такой сетки требует большого времени. Неструктурированная сетка не требует много времени на её построение, даже её можно автоматически генерировать в ANSYS Meshing, но из-за неупорядоченного расположения ячеек, процесс вычислений для этого типа сетки является более долгим, чем для структурированной сетки, т.е. требует большего компьютерного времени. В диссертации, с целью оптимального использования достоинств двух вышесказанных типов сеток использовалась гибридная сетка: вблизи цилиндра построена структурированная сетка, а вдали от его поверхности – сетка неструктурированная (рисунок 31).

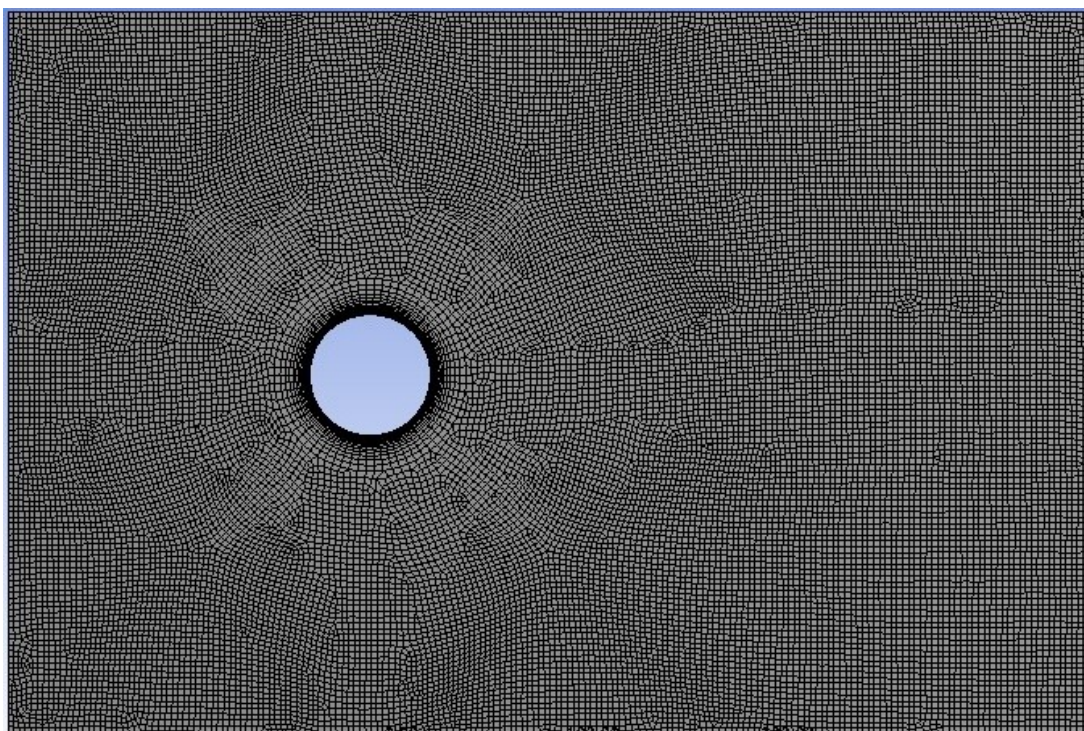


Рисунок 31 – Построенная гибридная сетка вблизи цилиндра

Сетка не должна быть слишком грубой, так как она не будет учитывать все детали тела и течения. Но сетка слишком детальная или более мелкая тоже не нужна, так как при увеличении количества ячеек, требуется больше памяти и ресурсов компьютера, процесс вычисления продолжается дольше. С другой стороны, погрешность в каждой ячейке может быть мала, но из-за большого количества ячеек, суммарная погрешность может быть большой.

В области вблизи стенки градиент скорости значителен. На очень небольшом расстоянии от стенки относительно большое значение скорости внезапно уменьшается до нуля (условия прилипания). Из-за таких явлений моделирование обтекания цилиндра требует рассмотрения пристеночной области [56, 57]. В задаче моделировании часто принято требование [39, 58] что-

бы параметр  $y^+ \approx 1$ . Связь между  $y^+$  и высотой сетки первого слоя может быть выражена, как показано в [59]

$$y^+ = 0,172 \frac{\Delta y}{D} \text{Re}^{0,9}. \quad (14)$$

Здесь  $\Delta y$  — высота первой ячейки;  $D$  — диаметр цилиндра. Рассчитанный по формуле (14),  $\Delta y$  (размер первой ячейки) в данной работе равен 0,01 мм.

В диссертации использована гибридная сетка, которая вблизи поверхности цилиндра структурированная с 20 слоями, а вдали от поверхности — неструктурированная сетка. В соответствии со значением числа Рейнольдса  $\text{Re}=10^5$  [59] размер первой ячейки составлял 0,01 мм ( $y^+=1$ ). Гибридная сетка строилась в редакторе ANSYS MESHING с использованием стандартных инструментов Sizing и Inflation. Общее количество ячеек –  $2,5 \times 10^5$ .

Коэффициент лобового сопротивления вычислялся как [10, 12, 39]

$$C_{xa} = \frac{X_a}{0,5 \cdot \rho V_\infty^2 S}, \quad (15)$$

В этой формуле  $X_a$  – сила лобового сопротивления,  $H$ ;  $S$  – характерная площадь, для  $2D$  случая  $S=D \cdot 1, \text{ м}^2$  ( $D$  – диаметр цилиндра);  $\rho$  – плотность воздуха,  $\text{кг/м}^3$ .

В каждом элементе пространства решаются дифференциальные уравнения. Здесь нужно заметить, что в Ansys не решается сама система уравнения Навье-Стокса для описания течения, а упрощённая система, осреднённая по Рейнольдсу. Ниже показаны результаты моделирования в Ansys для поля скорости и давления (рисунок 32, 33) вблизи цилиндра.

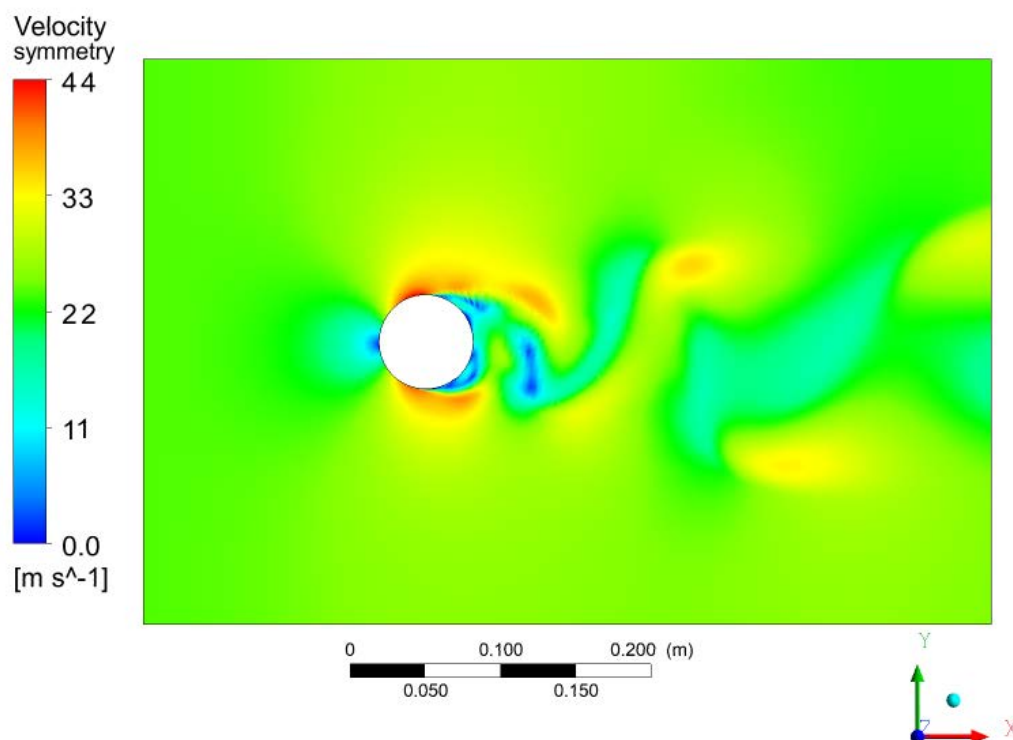


Рисунок 32 – Поле скорости около цилиндра



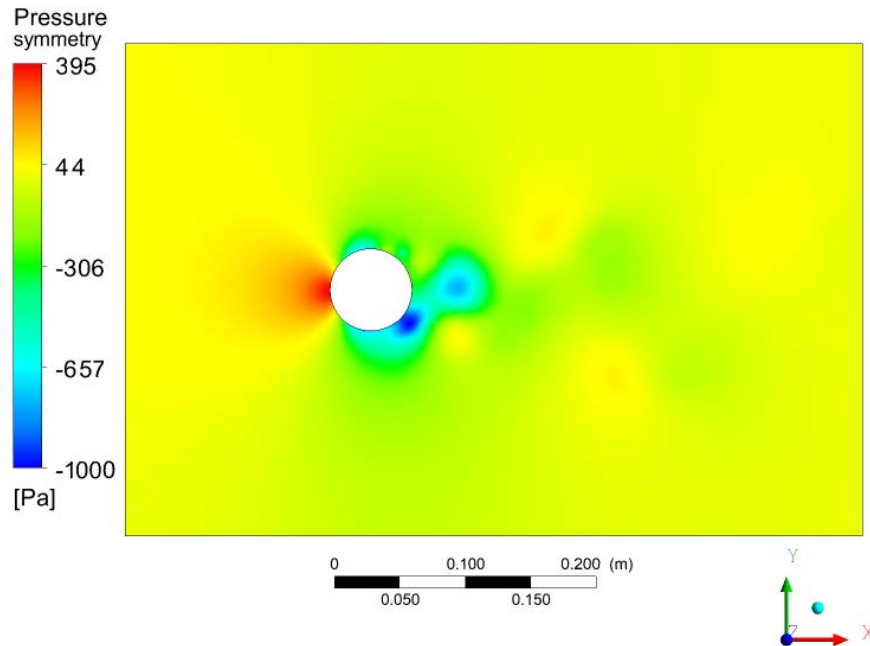


Рисунок 33 – Поле давления около цилиндра

Зависимости коэффициентов лобового сопротивления  $C_{xa}$  и подъёмной силы  $C_{ya}$  от количества итераций показаны на рисунках 34 и 35. Видно, что, значения этих аэродинамических коэффициентов колеблются в некотором диапазоне, например,  $C_{xa}$  от 1-1,4, в среднем  $C_{xa}=1,17$ , а  $C_{ya}$  от -1,5-1,5, в среднем  $C_{ya}=0$ .

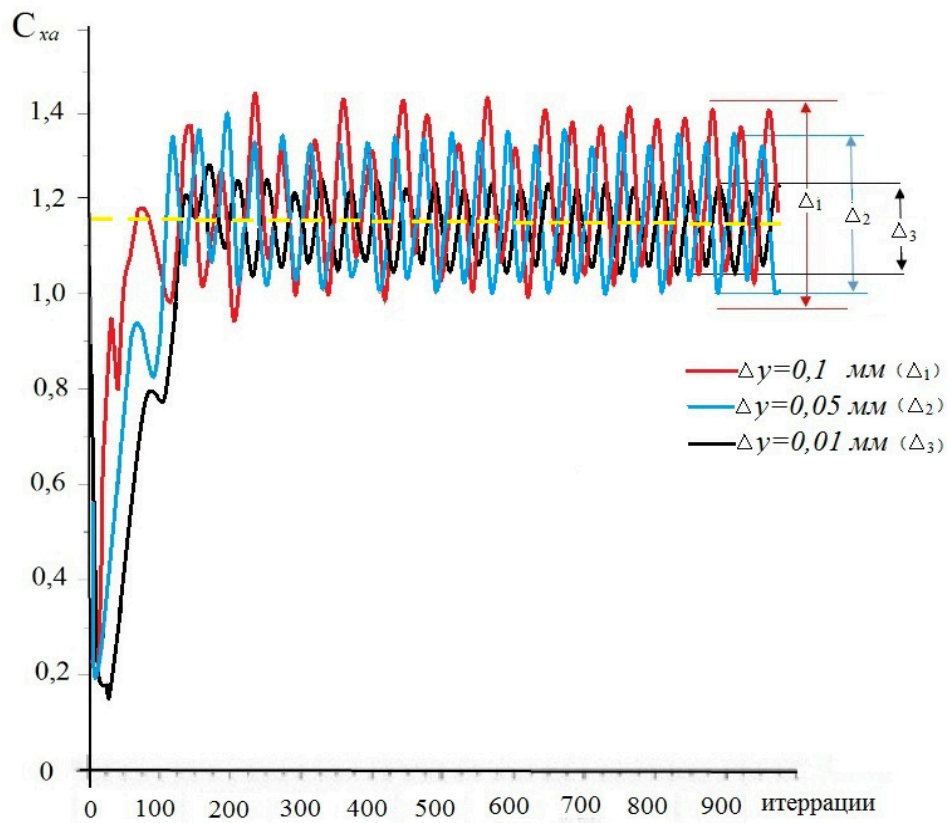


Рисунок 34 – Зависимость коэффициента сопротивления  $C_{xa}$  от количества итераций

Однако, значения амплитуд колебаний этих коэффициентов зависят от размера первой ячейки  $\Delta y$  (или количества ячеек): чем меньше  $\Delta y$  (больше количества ячеек), тем слабее эти колебания (рисунок 34), и при ещё уменьшении  $\Delta y$ , решение стремится к асимптотике. Но это требует большое количество вычислений, в данном случае требуется только нужно определить средние значения этих коэффициентов, поэтому выбор размера первой ячейки  $\Delta y=0,01$  мм является достаточным для решения задачи численным моделированием в пакете Ansys Fluent.

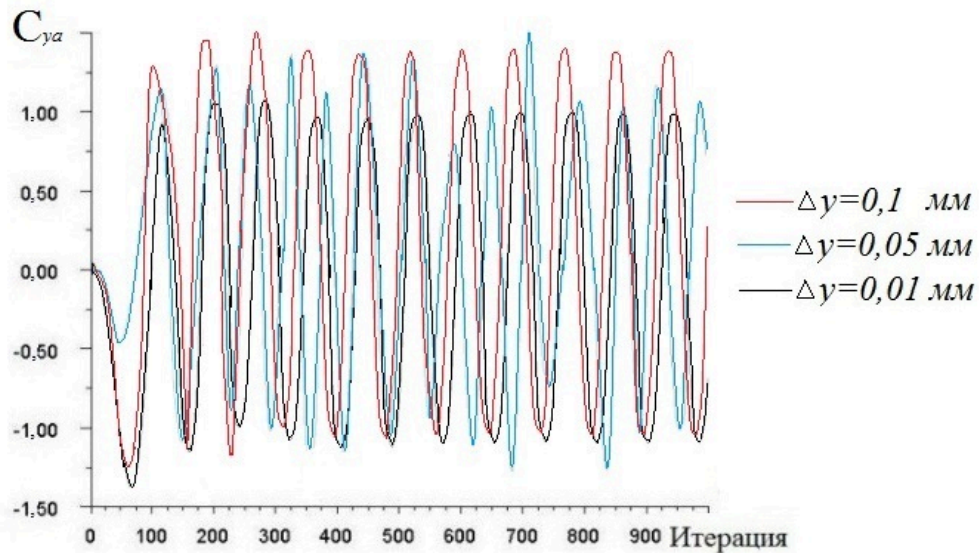


Рисунок 35 – Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от количества итераций

Кроме того, результат моделирования зависит также и от модели турбулентности, которая применялась в задаче. В настоящее время в вычислительной гидродинамике существует ряд моделей турбулентности: Спаларта-Аллмареса (SA),  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  (Ментера SST, Wilcox), SST, LES, DNS и другие. Эти модели построены на разных предположениях о турбулентной вязкости и пополняют систему уравнений Рейнольдса (RANS). Все модели имеют свои преимущества и недостатки. Подробное описание моделей турбулентности можно найти в разных источниках [11, 12, 39, 40, 60]. В данной работе применялись различные модели турбулентностей в программе Ansys Fluent для решения задачи моделирования течения вокруг изолированного цилиндра. Значения коэффициента лобового сопротивления цилиндра для каждого варианта модели турбулентности показаны в таблице 3.

Таблица 3 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  от модели турбулентности

Модель турбулентности	$C_{xa}$
$k-\epsilon$	0,73
$k-\omega$	1,07
$k-\omega$ SST	1,18

Получено, что модель турбулентности  $k-\omega$  SST даёт самый лучший результат, который близок к ранее известным результатам [12, 60]. Можно сделать вывод, что в задаче моделирования двумерного обтекания цилиндра при числе Рейнольдса  $Re=10^5$  лучше использовать модель турбулентности  $k-\omega$  SST. Подобный вывод по выбору модели турбулентности так же сделан в работах [38, 61-64].

В диссертации положение точки отрыва определялось условием (11) ( $\tau_w=0$ ). В Ansys построена кривая, характеризующая изменение касательного напряжения на поверхности цилиндра. Пересечение этой кривой с осью абсцисс определяет положение точки отрыва (рисунок 36).

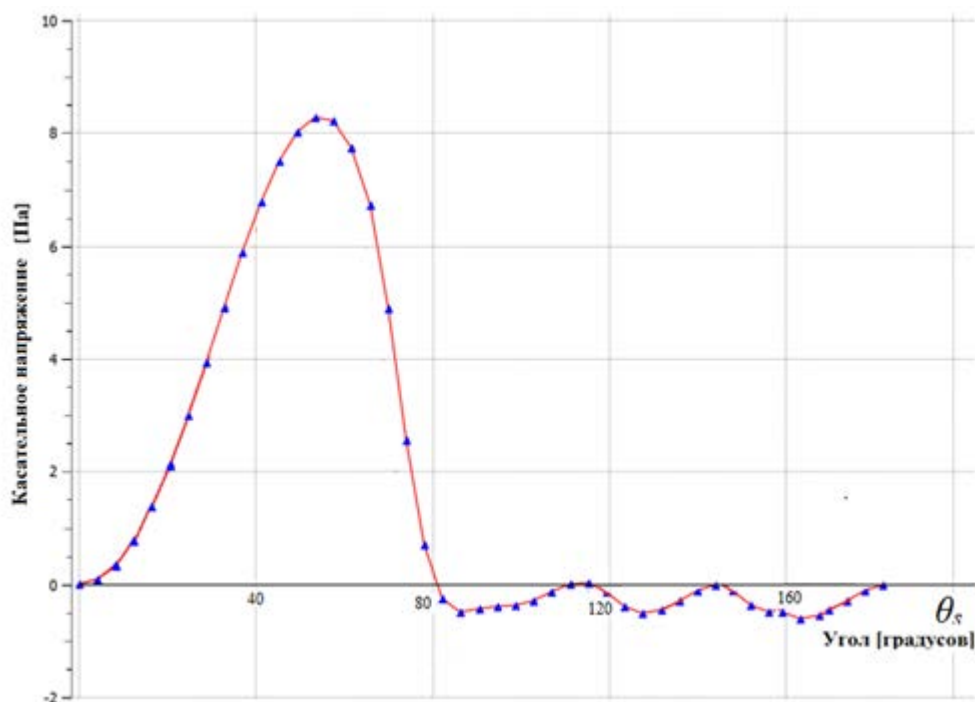


Рисунок 36 – Угловое положение точки отрыва

Получено, что точка отрыва находится при  $\theta_s \approx 80$  град. В работе [50] авторы из Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева, применяя метод математического моделирования в Ansys Fluent, получили подобную зависимость касательного напряжения от меридионального угла  $\theta$  при разных числах Рейнольдса. Получено, что при  $Re \approx 2,7 \cdot 10^5$  угловое положение точки отрыва  $\theta_s \approx 80$  град [50] (рисунок 37). Однако, на рисунке 37 так же видно, что с увеличением числа Рейнольдса, угловое положение точки отрыва возрастает, это означает, что точка отрыва смещается назад по потоку и лобовое сопротивление уменьшается (известное явление как кризис сопротивления).

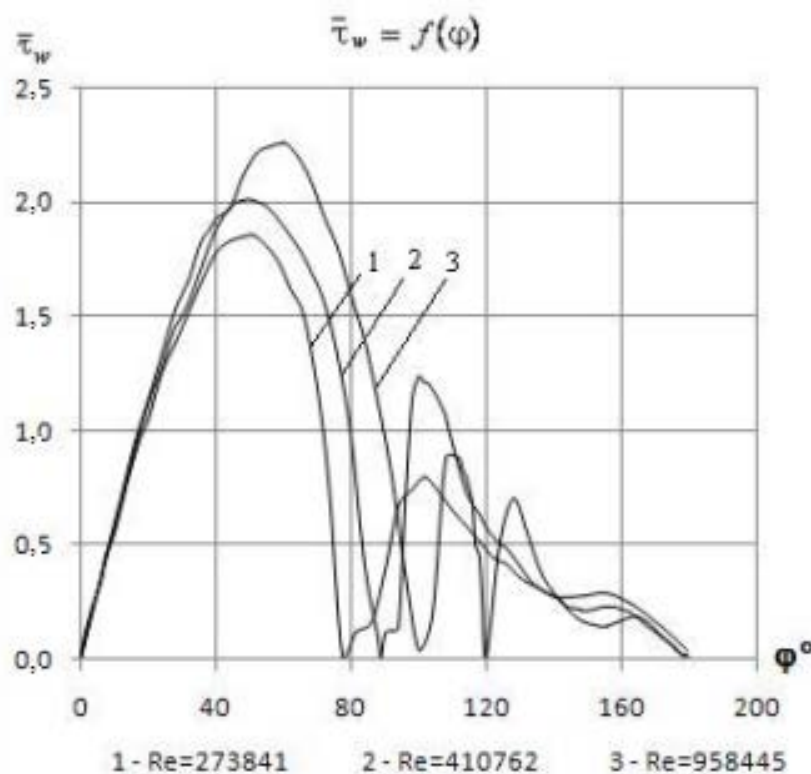


Рисунок 37 – Угловое положение точки отрыва при разных числах Рейнольдса [50]

В работе [49] проведено экспериментальное исследование по определению положения точки отрыва. Получено, что  $\theta_s \approx 78$  град. Можно утверждать, что полученный в диссертации результат хорошо согласуется с ранее известными результатами, установленными разными авторами [12, 48-50].

## 2.4. Сравнение стационарной и нестационарной постановок задачи

Приведённые выше результаты относятся к численному моделированию двумерной задачи обтекания цилиндра при числе Рейнольдса  $Re=10^5$ . Коэффициент лобового сопротивления при ламинарном обтекании цилиндра, вообще говоря, зависит от числа Рейнольдса [12, 45]. По этой причине для верификации достоверности результатов и предлагаемой методики численного решения выполнено сравнение зависимости осредненного коэффициента лобового сопротивления от числа Рейнольдса, которая получена экспериментально (рисунок 26).

### 2.4.1. Стационарная постановка (steady)

Для решения стационарной задачи в Ansys Fluent выбираются настройки, показанные на рисунке 38.

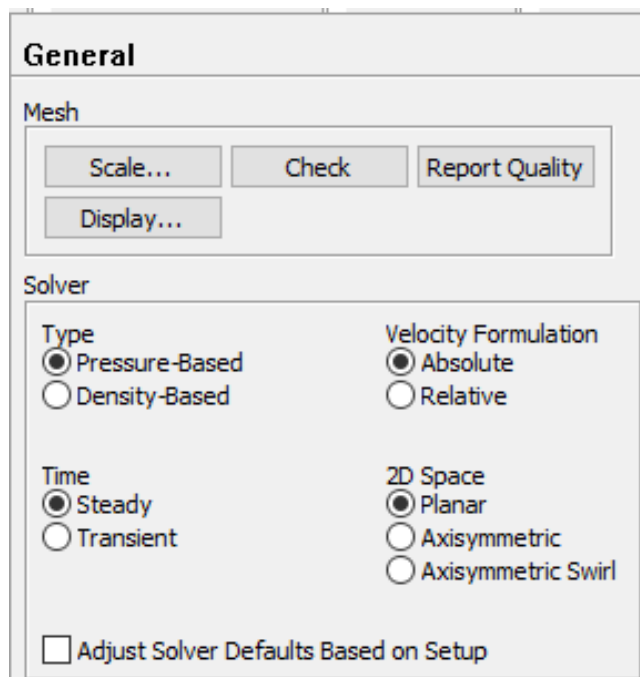


Рисунок 38 – Условия задачи в стационарной постановке [10]

Число Рейнольдса варьировалось за счёт изменения скорости набегающего потока  $V_\infty$ . (таблица 4).

Таблица 4 – Значение числа Рейнольдса  $Re$  от скорости набегающего потока  $V_\infty$ 

$V_\infty, \text{ м/с}$	$Re$
24	$10^5$
2,4	$10^4$
0,24	$10^3$
0,024	$10^2$
0,0024	$10^1$

На основании выбора параметров задачи (п.2.3) при числе  $Re=10^5$ , для других чисел Рейнольдса настроены такие же параметры для решателя, а именно:

- на входе – *velocity\_inlet*,  $V=24 \text{ м/с}$ , интенсивность турбулентности – 0,8%;
- на выходе – *pressure\_outlet*,  $p=0 \text{ атм}$ ;
- на верхней и нижней границах – *symmetry*;
- тип анализа: Steady State (статический)
- свойства домена (расчётной области):
  - + тип домена: **Fluid Domain**;
  - + материалы для домена: **Air at 25<sup>0</sup>C**;
  - + свойства материала: **Continuous Fluid**;

- + относительное давление: 1 атм;
- + сдвиг домена: **Stationary**;
- + свойство теплопередачи: **None**;
- + модель турбулентного потока: ***k- $\omega$  SST***.

Результат моделирования показан на рисунках 39 и 40 для поля скорости и давления при числах  $Re=10^1 \div 10^4$  (при  $Re=10^5$  уже был показан на рисунках 32, 33). Видно, что когда число Рейнольдса мало ( $Re < 10^2$ ), влияние вязкости велико, и течение около цилиндра как потенциальное. А при большом числе Рейнольдса мало ( $Re > 10^3$ ) за цилиндром образуется след в виде турбулентных вихрей. Поле течения хорошо соответствует теоретическим моделям для каждого значения числа Рейнольдса, которые были показаны на рисунке 21.

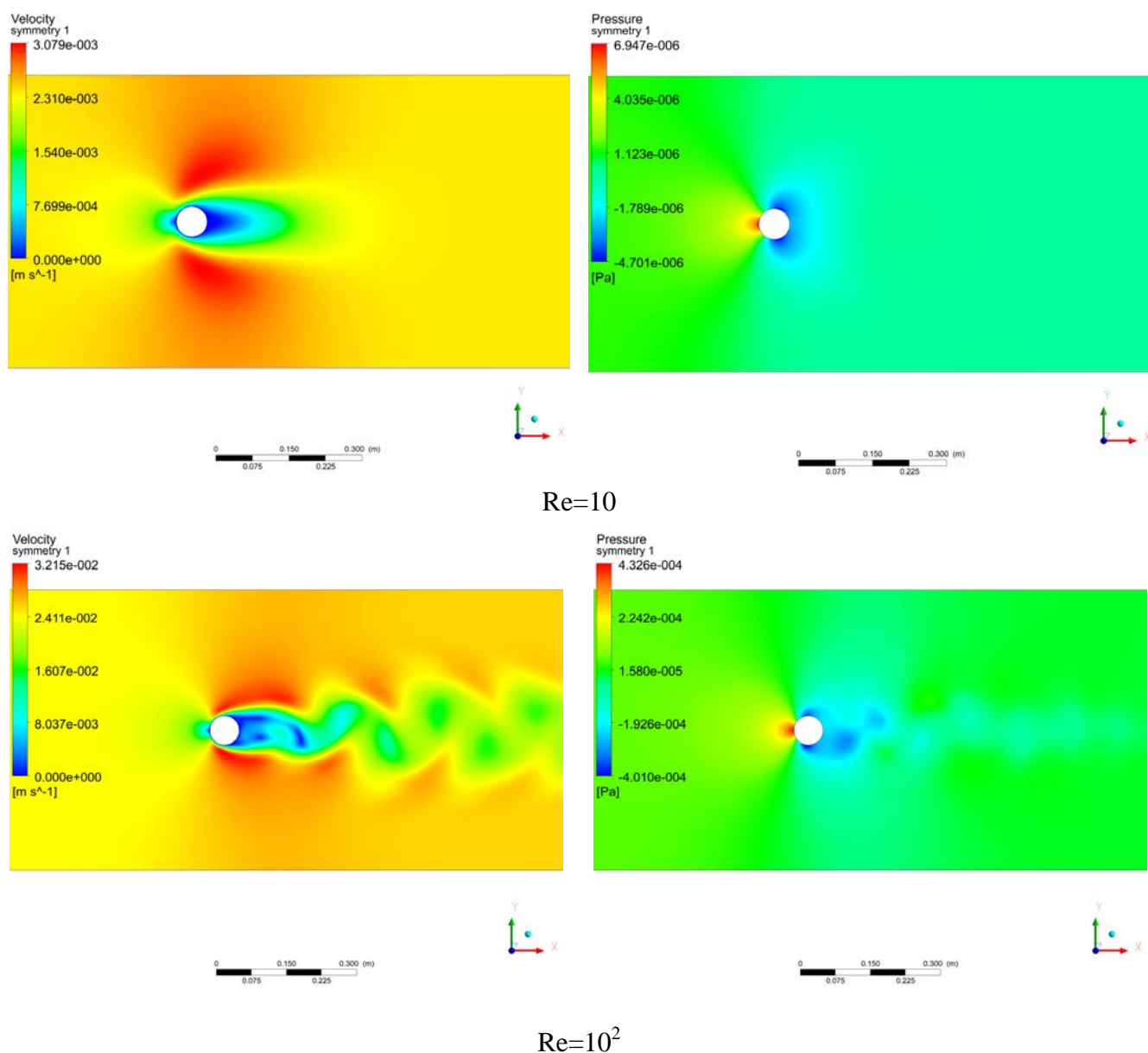


Рисунок 39 –Поля скорости и давления при малых числах Рейнольдса  $Re$

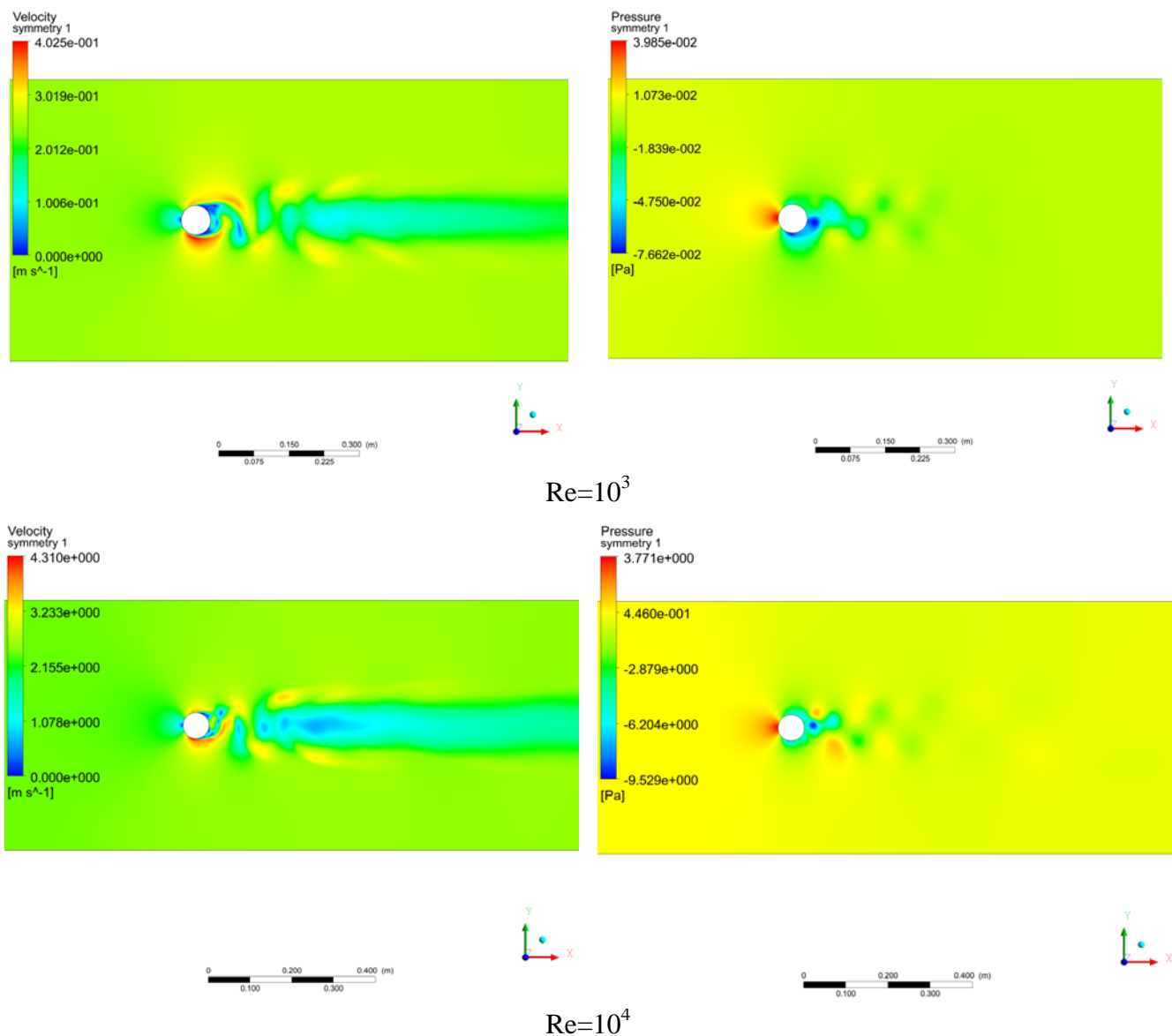


Рисунок 40 – Поля скорости и давления при больших числах Рейнольдса  $Re$

Коэффициент лобового сопротивления цилиндра вычисляется по формуле (15) для каждого значения числа  $Re$ . Полученный результат показан в таблице 4, где проведено сравнение осреднённого по 100 последним итерациям значения коэффициента лобового сопротивления с данными эксперимента [12] при разных числах Рейнольдса  $Re$ . Относительная погрешность коэффициента лобового сопротивления в таблице 5 вычислялась по следующей формуле:

$$\delta C_{xa} = \frac{|C_{xa}(\text{расчёт}) - C_{xa}(\text{эксп})|}{C_{xa}(\text{эксп})} \quad (16)$$

Можно отметить, что во всех случаях, для разных чисел Рейнольдса погрешность не более 7%, что говорит о хорошем согласовании расчётных и экспериментальных результатов, что подтверждает достоверность математического моделирования для задачи в стационарной постановке. Очевидно, что коэффициент лобового сопротивления является интегральной характеристикой течения около цилиндра и его значение, полученное в результате 100 последних ите-

раций, хорошо усредняет эту характеристику по времени, хотя постановка задачи является стационарной. Подобный результат был получен А.С. Козловой в своей диссертации [28].

Таблица 5 – Результаты моделирования для разных чисел Re

Re	V, м/с	$C_{xa}$ (расчёт)	$C_{xa}$ (эксп.) [22]	$\delta$ %
$10^1$	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

#### 2.4.2. Нестационарная постановка (transient)

Нестационарная задача рассматривалась авторами из Казанского национального исследовательского технического университета Батраковым А.С. и Кусюмовым А.Н. [50]. Для нестационарной постановки нужно задать как граничные, так и начальные условия [47], начальными условиями в момент времени  $t=0$  являлись:  $u_i=u_i^0(x, y)$ ,  $p=p^0(x, y)$ , где  $u_i$  – компоненты вектора скорости, а  $u_i^0$ ,  $p^0$  – заданные функции от координат в момент времени  $t=0$ .

Применимы следующие параметры для решателя [50] (рисунок 41):

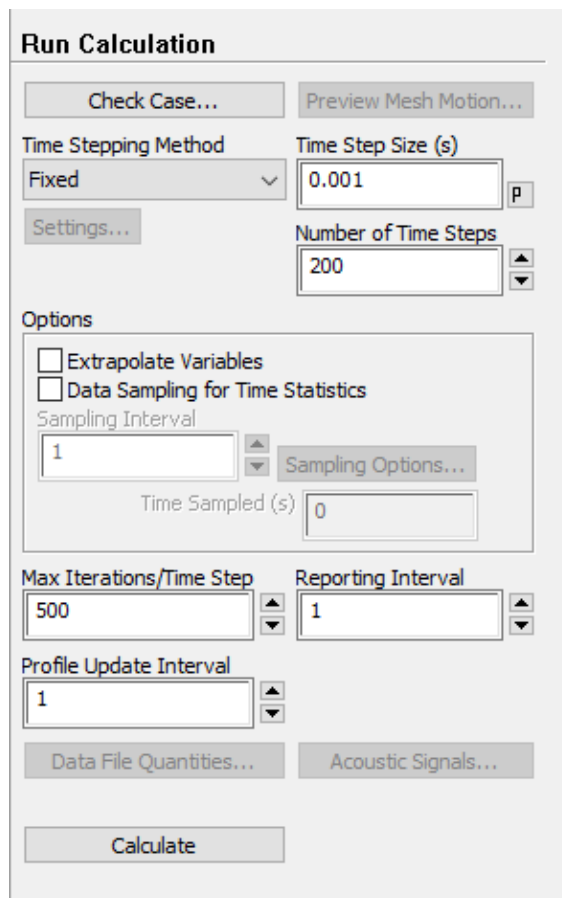


Рисунок 41 – Настройки решателя для нестационарной постановки задачи [10]



- на входе – *velocity\_inlet*,  $V = 24 \text{ м/с}$ , интенсивность турбулентности  $\varepsilon=0,8\%$ ;
- на выходе – *pressure\_outlet*,  $p = 0 \text{ атм}$ ;
- на верхней и нижней границах – *symmetry*;
- тип анализа: **Transient** (нестационарный);
- свойства домена (расчётной области):
  - + тип домена: **Fluid Domain**;
  - + материалы для домена: **Air at 25<sup>0</sup>C**;
  - + свойства материала: **Continuous Fluid**;
  - + относительное давление:  $1 \text{ атм}$ ;
  - + сдвиг домена: **Stationary**;
  - + свойство теплопередачи: **None**;
  - + модель турбулентного потока: ***k- $\omega$  SST***.

В нестационарной постановке важно понятие характерного времени. Предположим, что размер расчётной области порядка  $2 \text{ м}$  ( $30D$ ), тогда характерное время определяется как

$$t = \frac{2 \text{ м}}{24 \text{ м/с}} \approx 0,0833 \text{ с} \approx 0,08 \text{ с} \quad (17)$$

Это время, за которое частица перемещается 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  $\Delta t=0,001 \text{ с}$ , количество шагов — 200. В каждом шаге совершается 500 итераций (рисунок 41). Такой шаг по времени и количество итераций достаточны для сходимости результата и визуализации течения, так как сказано выше, значение коэффициентов уже сходилось при 400 итерациях, и через 80 шагов частица переместилась от входа (*inlet*) до выхода (*outlet*). Для сравнения результатов, проведено моделирование на такой же сетке, которая была использована в задаче со стационарной постановкой. На каждом шаге по времени, условие остановки цикла – либо 500 итераций, либо равенство невязки  $10^{-4}$ .

На рисунке 42 представлена эволюция развития течения вокруг изолированного цилиндра, изображено изменение поля скорости и турбулентной кинетической энергии по времени. Так как задача нестационарная, то и её решение тоже зависит от времени.

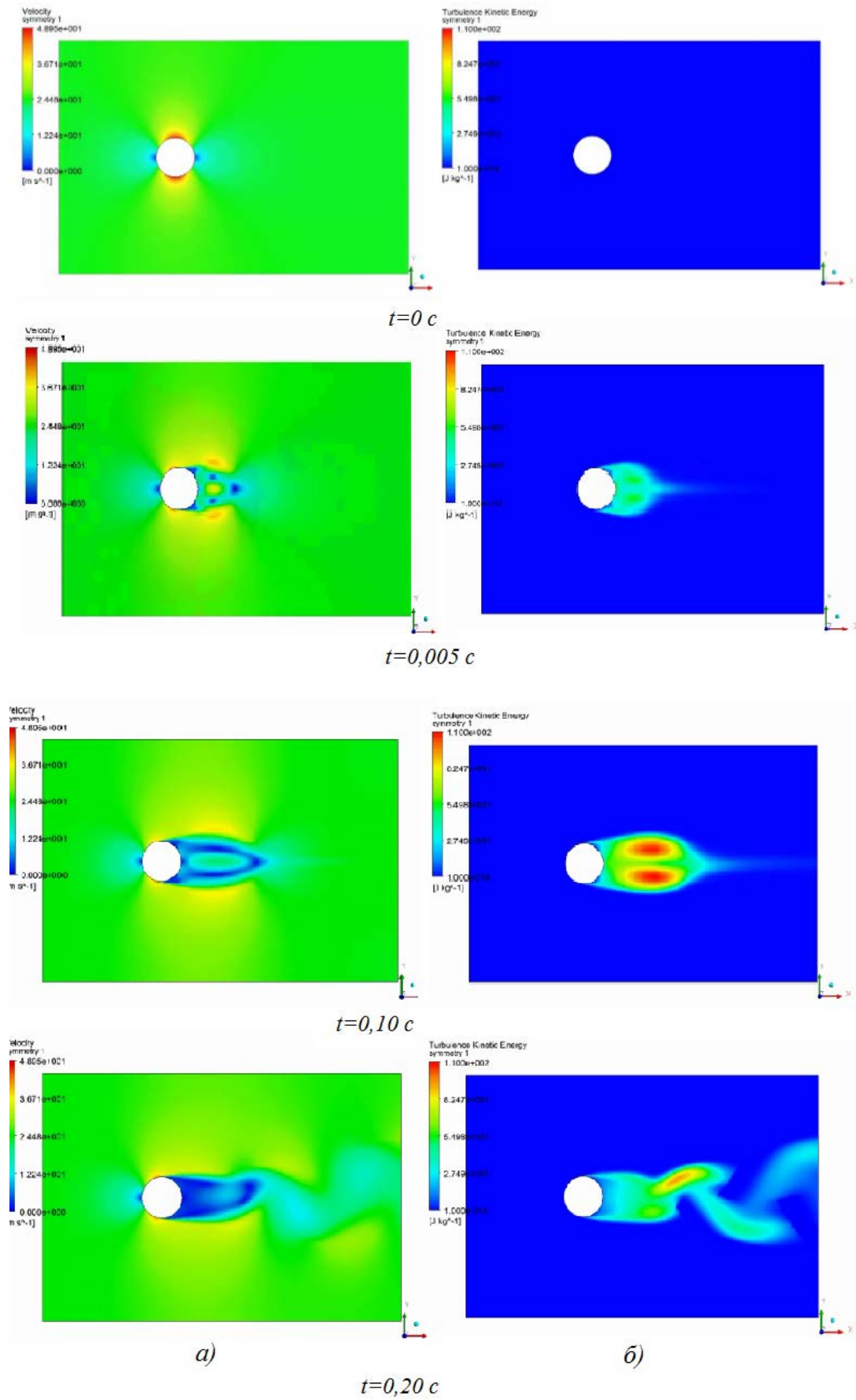


Рисунок 42 – Поля скорости (а) и турбулентной кинетической энергии (б) в разные моменты времени при числе Рейнольдса  $Re=10^5$

На рисунках 43 и 44 изображены графики зависимостей коэффициентов подъёмной силы и силы лобового сопротивления от времени. Из рисунка 43 можно определить значение числа Струхаля ( $Sh$ ) и осреднённого по времени значения коэффициента лобового сопротивления. Из рисунка 44 получено среднее по времени значение  $C_{xa}=1,15$ . Это значение  $C_{xa}$  хорошо согласуется с известными экспериментальными результатами [12, 38, 64] и с ранее полученным результатом той же задачи в стационарной постановке  $C_{xa}=1,2$  (п.2.4.2).

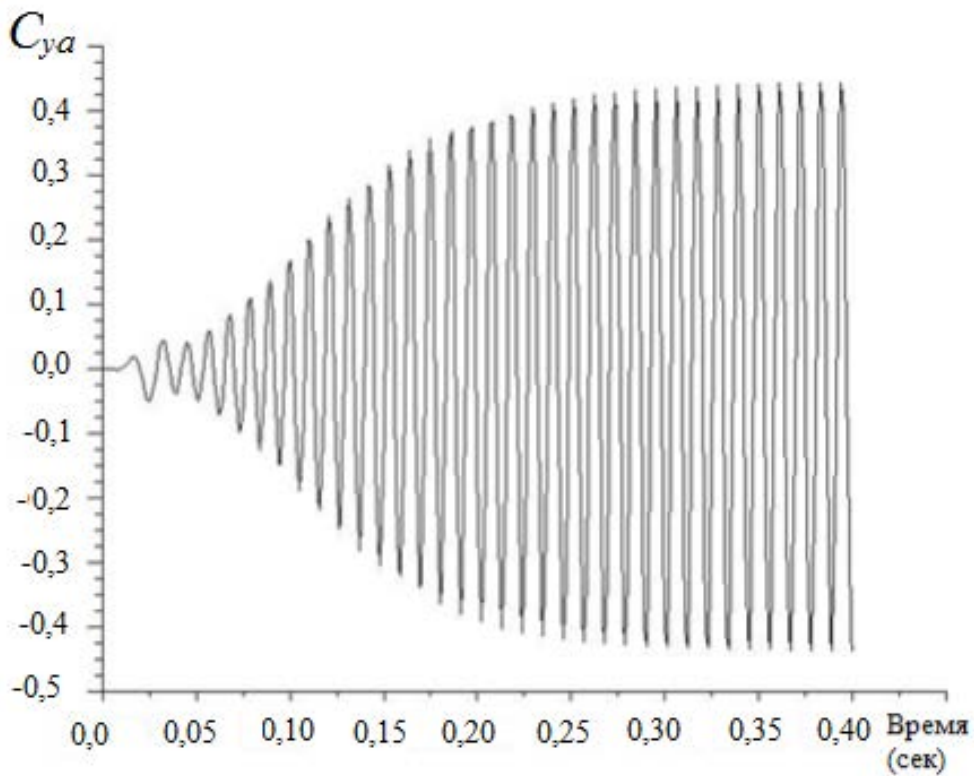


Рисунок 43 – Зависимость коэффициента подъёмной силы от времени

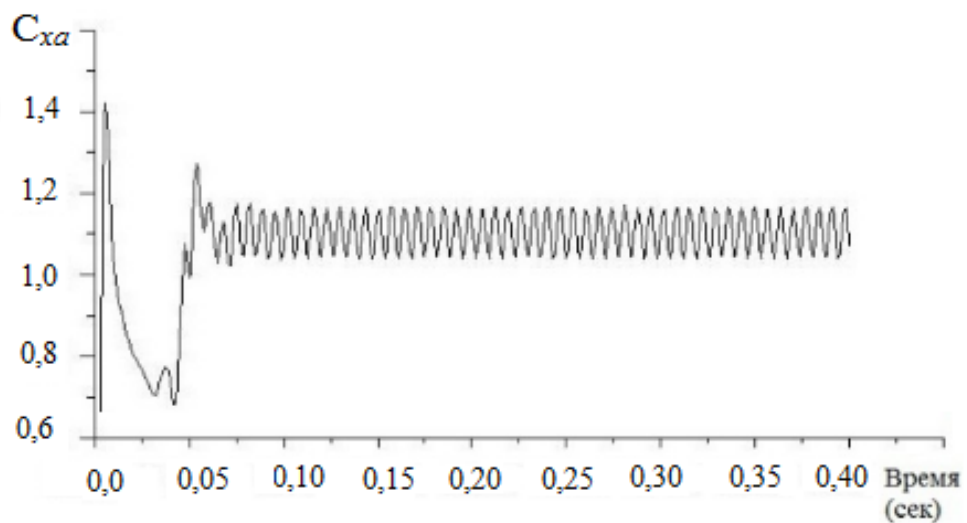


Рисунок 44 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от времени

Число Струхалия характеризует периодичность отрыва вихрей, периодичность пульсаций сил и скоростей в следе, образующих вихревую дорожку, определяется следующим образом:

$$Sh = \frac{fD}{V_{\infty}}, \quad (18)$$

где  $f=1/T$  – частота отрыва вихрей, Гц;  $T$  – период колебания, с,  $D$  – характерный размер диаметр цилиндра, м,  $V_{\infty}$  – скорость набегающего потока, м/с. На рисунке 45 представлена зависимость числа Струхалия от числа Рейнольдса для круглого цилиндра [61]. При  $10^3 < Re < 10^5$ . Число Струхалия почти не зависит от числа Рейнольдса, и оно равно  $Sh \approx 0,18$ , причём при  $Re=10^5$  число Струхалия равно  $Sh \approx 0,2$ , а в области  $10^5 < Re < 10^6$  оно сильно меняется, так как в этой области чисел Рейнольдса происходит процесс перехода течения от ламинарного к турбулентному и частота отбрасывания вихрей возрастает.

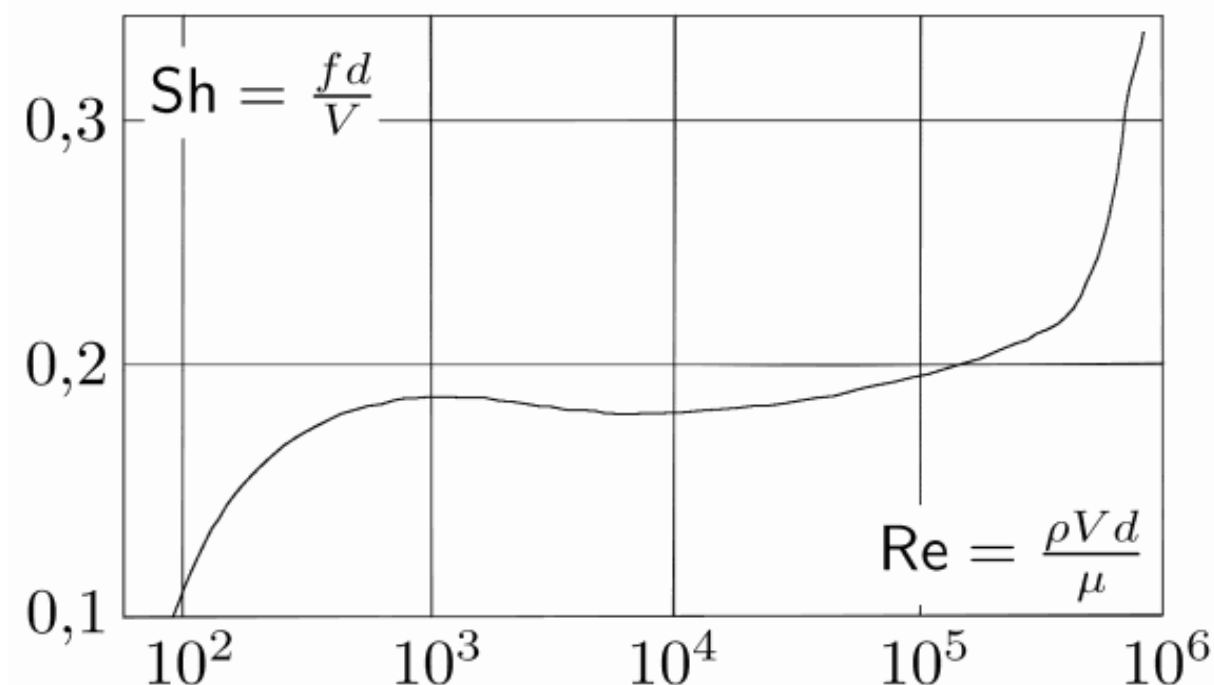


Рисунок 45 – Зависимость числа Струхалия  $Sh$  от числа Рейнольдса при обтекании цилиндра [65]

В данной работе из рисунка 43 получено, что частота колебания аэродинамических коэффициентов или частота схода вихрей  $f=90$  Гц, период соответственно равен  $T=0,011$  с. Подставим значения скорости набегающего потока, диаметра цилиндра и частоты отрыва вихрей  $f$  в формулу (18), тогда получим

$$Sh = \frac{fD}{V_{\infty}} = \frac{90 \cdot 0,0625}{24} = 0,23, \quad (19)$$

Полученное значение числа Струхалия хорошо согласуется с теоретическим значением  $Sh \approx 0,2$  из рисунка 45, что показывает правильность выбора шага по времени, в частности, и метода вычислений в целом.

В данной работе решена как стационарная, так и нестационарная задачи. Замечено, что в случае числа Рейнольдса  $Re=10^5$ , полученное значение  $C_{xa}$  в нестационарной постановке задачи хорошо согласуется с расчётным значением, полученным в стационарной постановке и с экспериментальным значением [12]. Отсюда можно сделать вывод о том, что для определения значения коэффициента лобового сопротивления цилиндра при числе Рейнольдса  $Re=10^5$  достаточно решить задачу в стационарной постановке, чтобы сэкономить ресурс и время вычисления. Напомним, что к аналогичному заключению пришла А.С. Козлова в своей диссертации [28].

## 2.5. Выводы по главе 2

В данной главе разработан метод численного моделирования в ANSYS Fluent задачи обтекания цилиндра, проанализированы разные постановки задачи: стационарная и нестационарная. В каждой постановке были выбраны параметры для расчётной области, расчётные сетки, модели турбулентности, заданы граничные условия. Проведено сравнение значений числа Рейнольдса, Струхала и коэффициента лобового сопротивления, полученных путём математического моделирования с известными заранее теоретическими и экспериментальными результатами для изолированного цилиндра при числе Рейнольдса  $Re=10^5$ . Получено хорошее согласование. Результаты решения задачи в стационарной и нестационарной постановках для коэффициента сопротивления практически одинаковы. Показано, что для определения коэффициента лобового сопротивления при числе  $Re=10^5$  достаточно решить стационарную задачу.

### ГЛАВА 3 МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ ОКОЛО СИСТЕМЫ ЦИЛИНДРА С ПЛАСТИНАМИ

#### 3.1. Обтекание системы цилиндра с задней пластиной

Автором диссертации рассматривалась задача обтекания вокруг системы «цилиндр-пластина» [66] в двумерном случае. Цилиндр диаметром 62,5 мм соединен с плоской пластиной, расположенной сзади цилиндра. Пластина, имеющая постоянную одинаковую толщину 2 мм, но разные хорды  $l$ , устанавливается сзади цилиндра в горизонтальной плоскости симметрии (рисунок 46). Передняя кромка пластины касается поверхности цилиндра, другими словами между пластиной и поверхностью цилиндра отсутствует щель. Используемые выше в главе 2 настройки и граничные условия задачи применимы для решения заданной задачи.

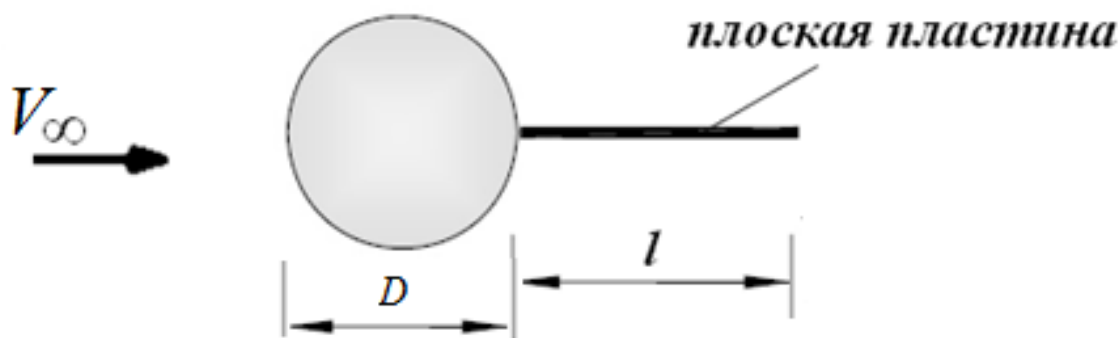


Рисунок 46 – Схема комбинации цилиндр-задняя пластина

Относительная толщина пластины равнялась  $\bar{c} = \frac{c}{D} = \frac{2}{62,5} = 3,2\%$ . Относительные хорды задней разделительной пластины варьировались конкретными значениями  $\bar{l} = \frac{l}{D} \in [0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 3,0; 4,0; 5,0; 7,0; 10,0]$ .

С добавлением пластины за цилиндром, расчётная область расширена больше чем в случае изолированного цилиндра, как спереди  $15 \cdot D$ , так и сзади  $30 \cdot D$ , чтобы более точно учесть характеристики течения и, особенно, в аэродинамическом следе за пластиной, а остальные размеры оставались неизменными, как для случая изолированного цилиндра. Сетка построена с повышенным разбиением вблизи поверхностей, как для цилиндра, так и для пластины (размер первой ячейки 0,01 мм) (рисунок 47). В результате чего, количество ячеек возросло до  $5 \times 10^4$ .

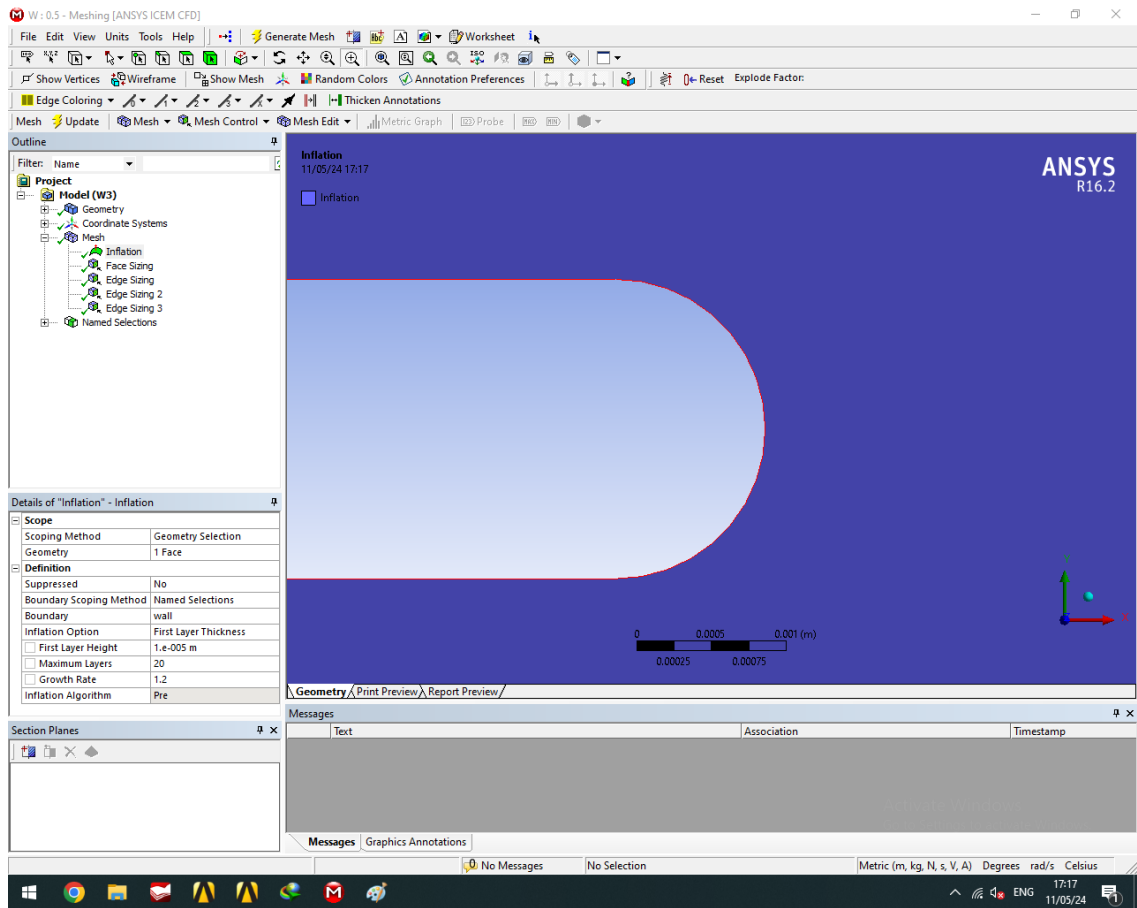


Рисунок 47 – Настройки сетки

Для повышения качества сетки, особенно в конце пластины, плоский срез пластины заменён на скруглённую по окружности заднюю кромку с радиусом скругления равным половине толщины пластины (рисунок 48).

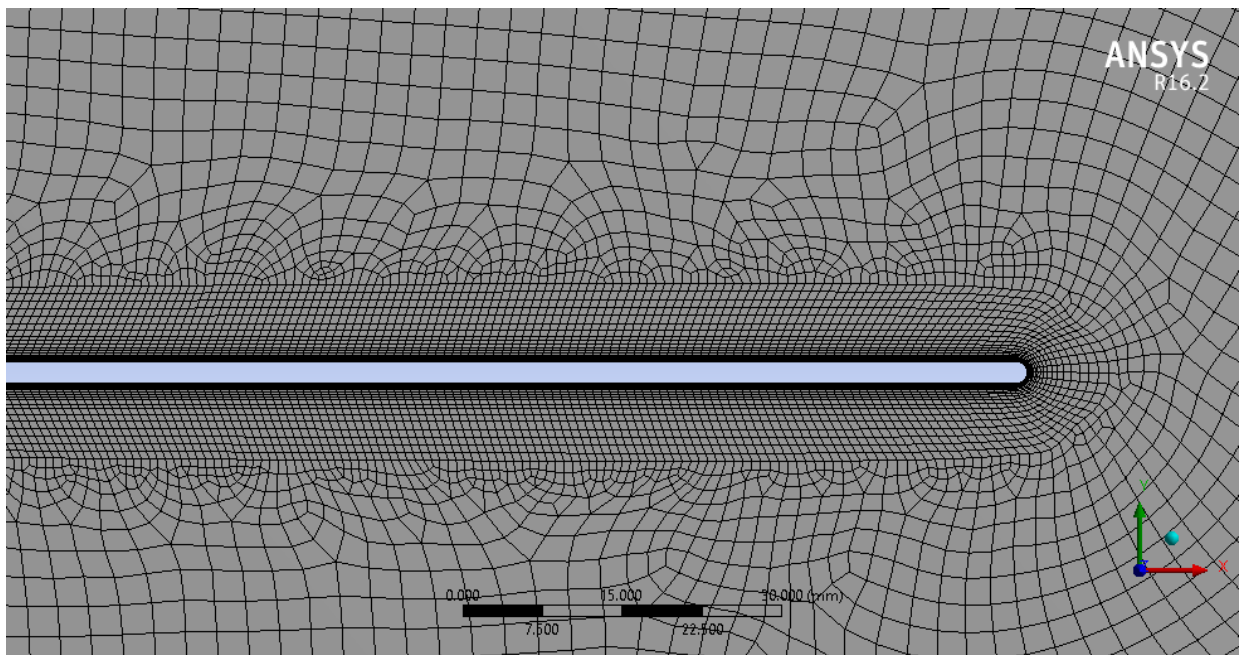


Рисунок 48 – Сетка вблизи задней кромки пластины

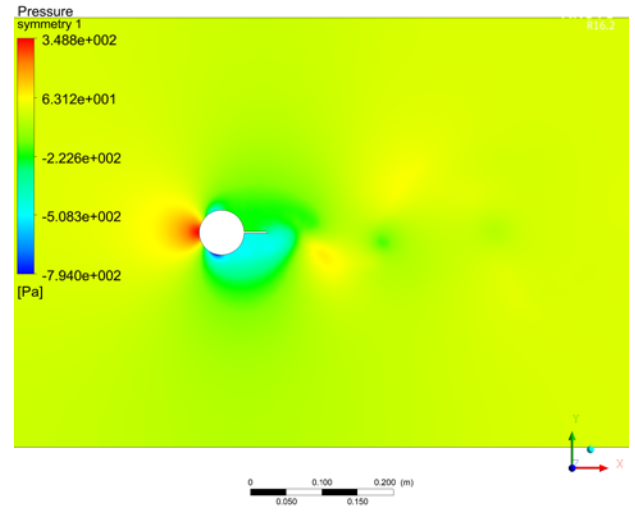
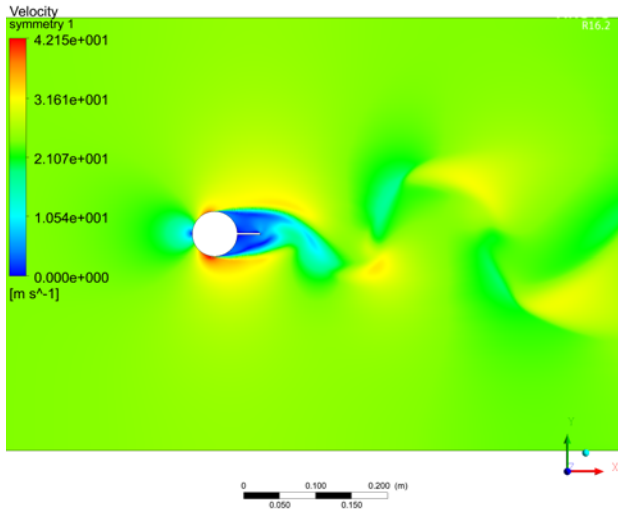
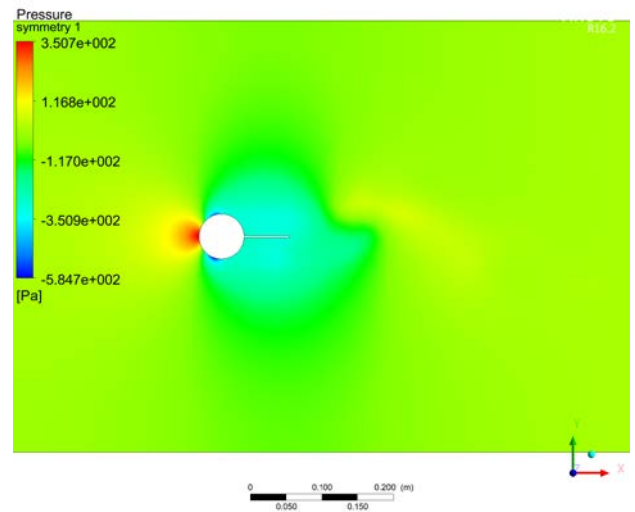
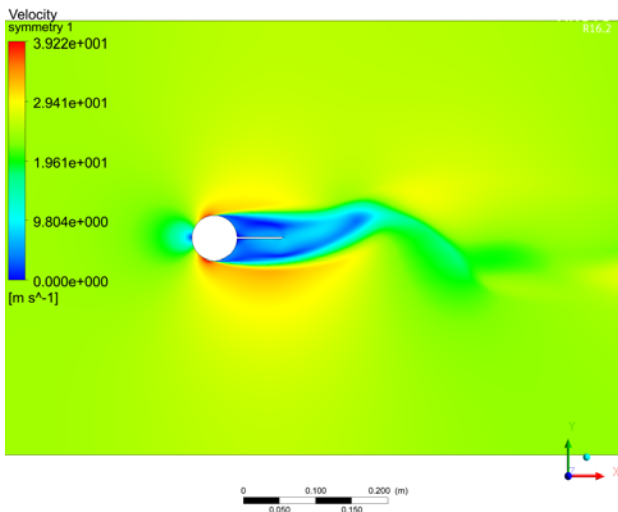
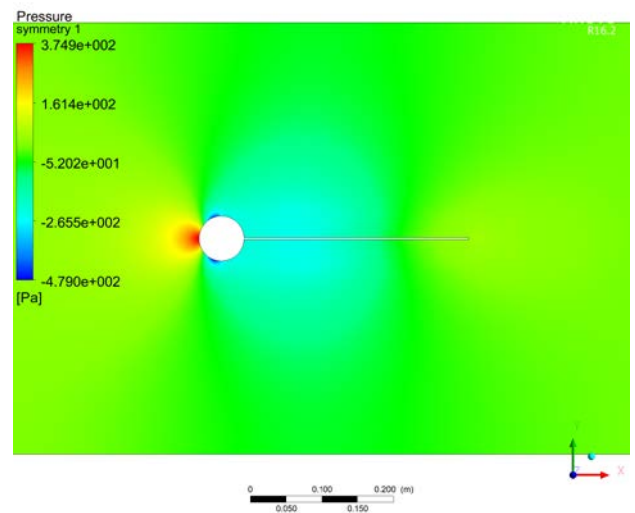
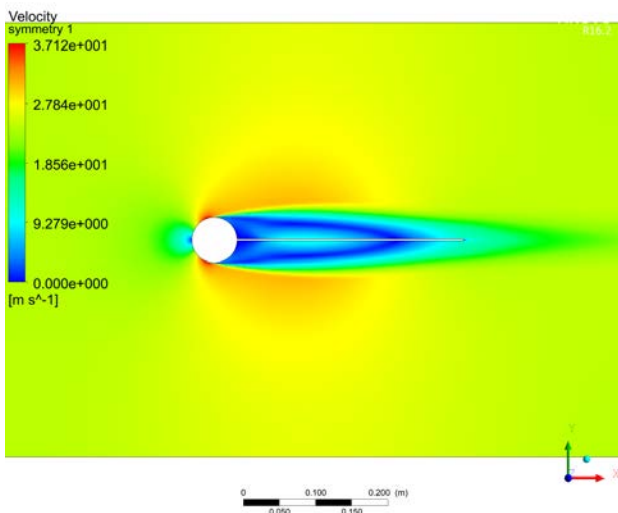
Принятые параметры для солвера:

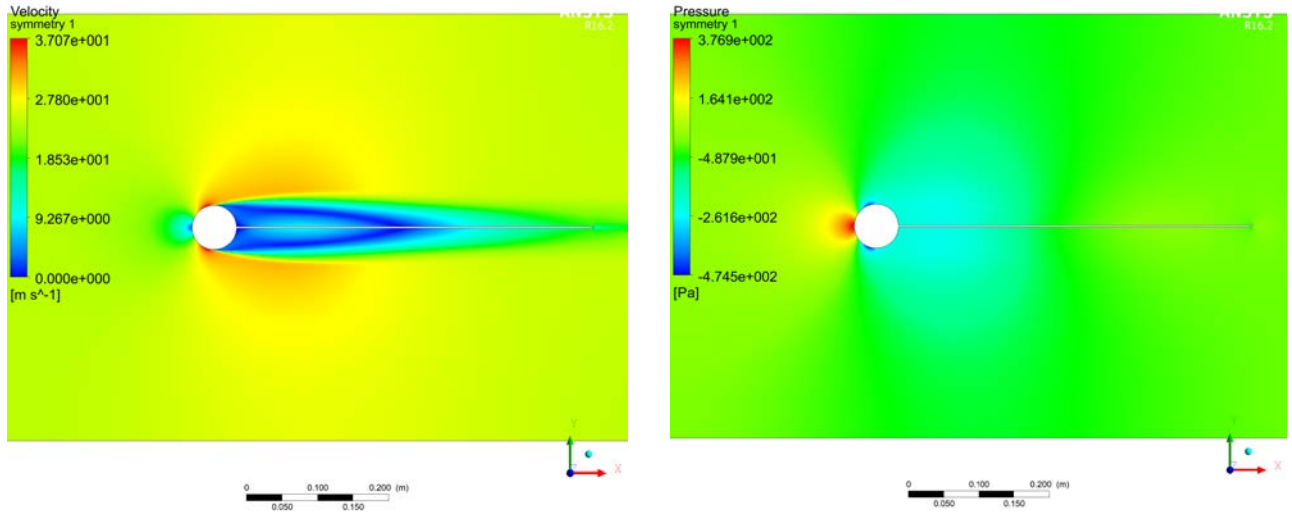
- на входе – *velocity\_inlet*, скорость потока  $V=24$  м/с, степень турбулентности  $\epsilon=0,8\%$ ;
- на выходе – *pressure\_outlet*, давление  $p=0$  атм;
- на верхней и нижней границах – *symmetry*;
- установлено общее название для цилиндра с задней пластины – *wall* и коэффициент лобового сопротивления цилиндра  $C_{xa}$  стал коэффициентом лобового сопротивления системы «цилиндр-задняя» пластина.
- на поверхности цилиндра – *wall* с условием прилипания (*no slip wall*)  $V_{\text{wall}}=0$  м/с;
- тип анализа: *Steady State* (статический)
- свойства домена (расчётной области):
  - + тип домена: *Fluid Domain*;
  - + материалы для домена: *Air at 25<sup>0</sup>C*;
  - + свойства материала: *Continuous Fluid*;
  - + относительное давление:  $1$  атм;
  - + сдвиг домена: *Stationary*;
  - + свойство теплопередачи: *Total energy*;
  - + модель турбулентного потока: *k- $\omega$  SST*.

Для определения среднего значения коэффициента лобового сопротивления системы тел решалась задача обтекания в стационарной постановке. Замена нестационарной постановки задачи на стационарную применено на основании вывода по сравнению результатов моделирование течения около изолированного цилиндра в стационарной и нестационарной постановках, который сделан в главе 2. Для комбинаций цилиндра с пластинами для подтверждения использования стационарной постановки задачи выполнялось сравнение результатов контрольных расчётов той же комбинации в нестационарной постановке, которое сделано автором в работе [67].

Результат моделирования задачи в стационарной постановке показан на рисунке 49 для полей скорости и давления при разных относительных хордах задней пластины. Получено, что при малых значениях относительной длины задней пластины  $\bar{l} < 1,0$  образуется большая область следа за цилиндром, вследствие чего профильное сопротивление увеличивается, а при больших значениях  $\bar{l}$ , течение подобно стационарному, след за цилиндром мал, что приводит к малому значению сопротивления системы «цилиндр-пластина». Такой вывод сделан автором в работах [68, 69].



a) –  $\bar{l}=0,5$ b) –  $\bar{l}=1,0$ B) –  $\bar{l}=5,0$



г) –  $\bar{l}=10$

Рисунок 49 – Поле скорости и давления вблизи цилиндра с задней пластиной

На рисунке 50 показаны линии тока при различных относительных хордах задней пластины. Заметим, что картинка течения меняется в зависимости от относительной хорды задней пластины  $\bar{l}$  [68]. При малых значениях  $\bar{l} = 0,5$  и  $\bar{l} = 1,0$  наблюдается периодическое отбрасывание вихрей в виде дорожки Кармана с поверхности цилиндра (рисунок 50 а, б), а при больших значениях  $\bar{l} = 5,0$  и  $\bar{l} = 10$  поток почти симметрично разделён (рисунок 50 в, г) и наблюдается стационарное течение. Этот вывод хорошо согласуется с результатом, полученным в работе [27].

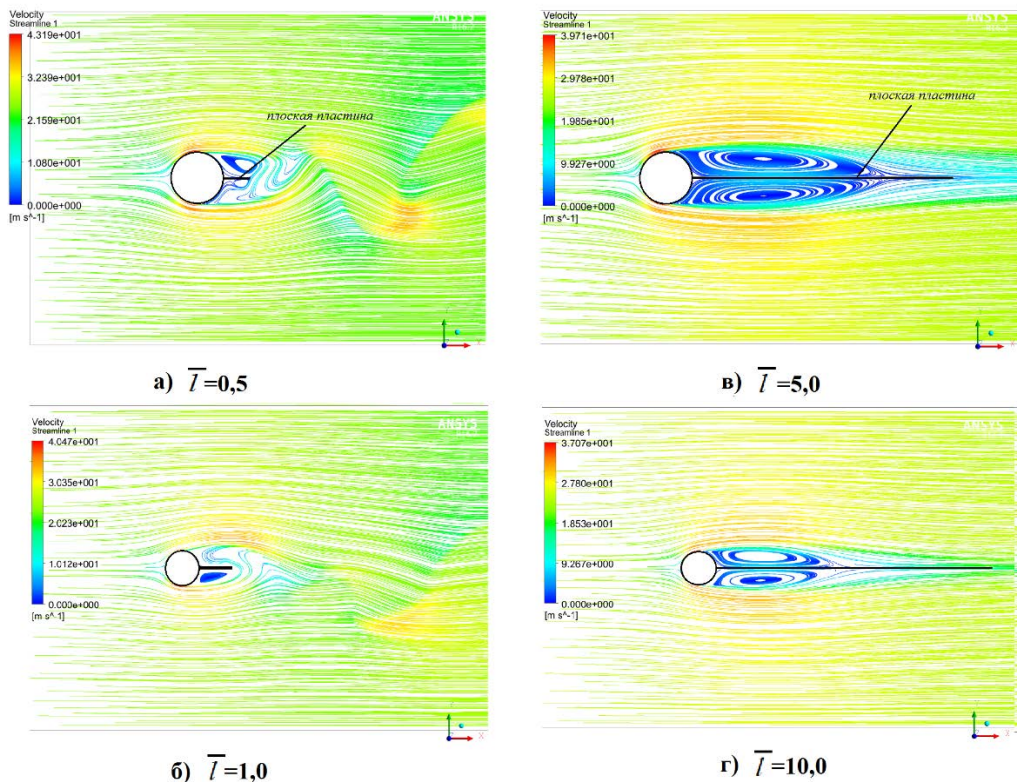


Рисунок 50 – Линии тока вблизи цилиндра с задней пластиной

Однако, если посмотреть на рисунок 51 (зависимость касательного напряжения на поверхности цилиндра от меридионального угла  $\theta$ ), мы видим, что две линии, которые соответствуют касательным напряжениям на верхней и нижней частях цилиндра, приблизительно совпадают при увеличении хорды пластины за цилиндром  $\bar{l}$  (при  $\bar{l} > 2$ ), это доказательство того, что при больших  $\bar{l}$ , поток после цилиндра полностью разделен на две симметричные области течения, которые себя ведут одинаково.

На рисунке 51, касательное напряжение на верхней поверхности цилиндра обозначено красным цветом, на нижней поверхности цилиндра синим цветом, а горизонтальная линия  $\tau_w=0$  – фиолетовым цветом. Замечено, что угол расположения точки отрыва  $\theta_s$  для цилиндра с задней пластиной для всех относительных хорд пластин больше, чем такой же угол для изолированного цилиндра, что предполагает меньшее значение коэффициента сопротивления.

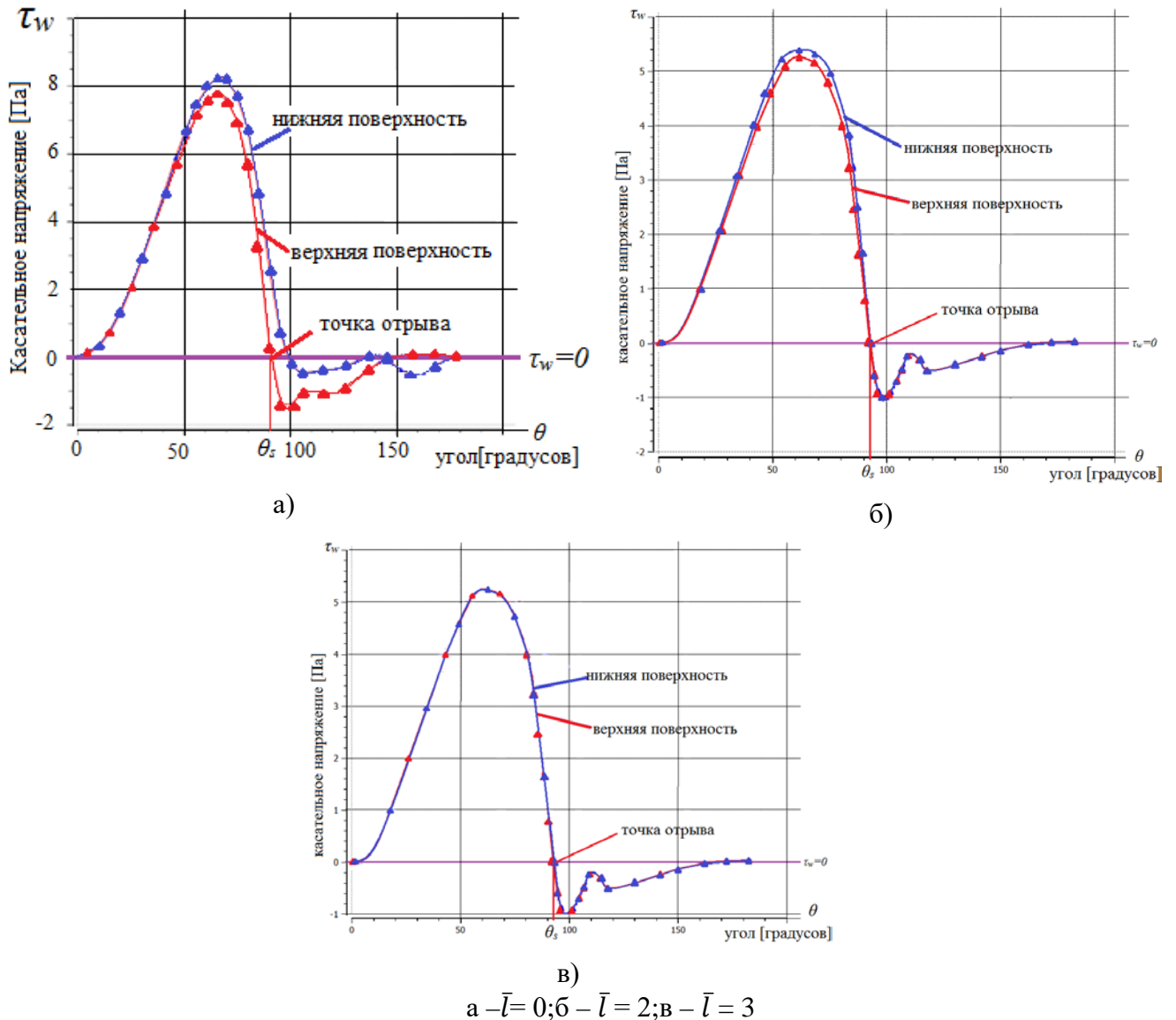
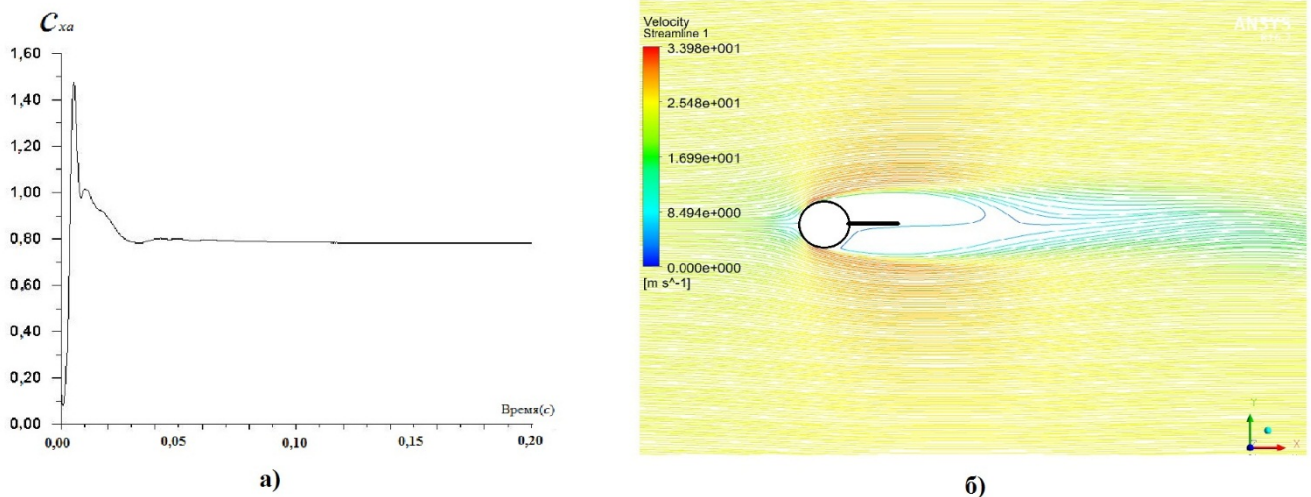


Рисунок 51 – Распределение касательного напряжения на поверхности цилиндра

Картины линий тока (рисунок 50 а, б) говорят о нестационарном процессе обтекания, поэтому для проверки справедливости результата вычисления при стационарной постановке, для малых значений  $\bar{l} < 1,5$  были проведены дополнительные расчёты в нестационарной постановке задачи [67]. Характерное время  $t_{\text{хар}}$  – это время, за которое жидкая частица перемещается от входа до выхода расчётной области. Оно определяется размером расчётной области и скоростью частицы:

$$t_{\text{хар}} = \frac{45 \cdot D}{U_{\infty}} = \frac{45 \cdot 0,0625}{24} = 0,1171875 \approx 0,12 \text{ с.} \quad (20)$$

Таким образом, шаг по времени нужно выбрать на 2-3 порядка меньше чем характерное время, чтобы учитывать все характеристики течения, в том числе и образующие за цилиндром вихри. Основными параметрами нестационарной задачи являются: шаг по времени  $\Delta t = 0,0002 \text{ с}$ ; суммарное количество шагов по времени равно 1000; максимальное количество итераций на каждом временном шаге равно 500. Результат моделирования для нестационарной задачи для момента времени  $t = 0,2 \text{ с}$  показан на рисунке 52.



а) зависимость коэффициента лобового сопротивления от времени; б) поле скорости для момента времени  $t = 0,2 \text{ с}$

Рисунок 52 – Результаты нестационарного решения для цилиндра с задней пластиной  $\bar{l} = 1,0$

Также было определено расположение точки отрыва на поверхности цилиндра в случае обтекания системы цилиндра с пластиной. Как известно из формулы (11), в точке отрыва  $\tau_w = 0$ . В пакете Ansys Fluent построен график распределения касательного напряжения  $\tau_w$  по поверхности цилиндра, точка отрыва тогда определяется пересечением этой линии с осью абсцисс  $Ox$  в декартовой системе координат. На рисунке 53 показаны зависимости меридионального угла точки отрыва  $\theta_s$  и коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ , которые являются решениями стационарной и нестационарной задач, в зависимости от безразмерной хорды задней пластины. Показано, что с увеличением хорды пластины точка отрыва  $\theta_s$  смещается назад по потоку, а ко-

эффицент лобового сопротивления  $C_{xa}$  уменьшается. Минимум коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}=0,683$  достигается при  $\bar{l} \approx 4$ , что соответствует снижению лобового сопротивления на 42% (!) по сравнению с изолированным цилиндром [70]. Более подробный анализ течений и сравнение результатов можно найти в работах [66-69] автора данной диссертации.

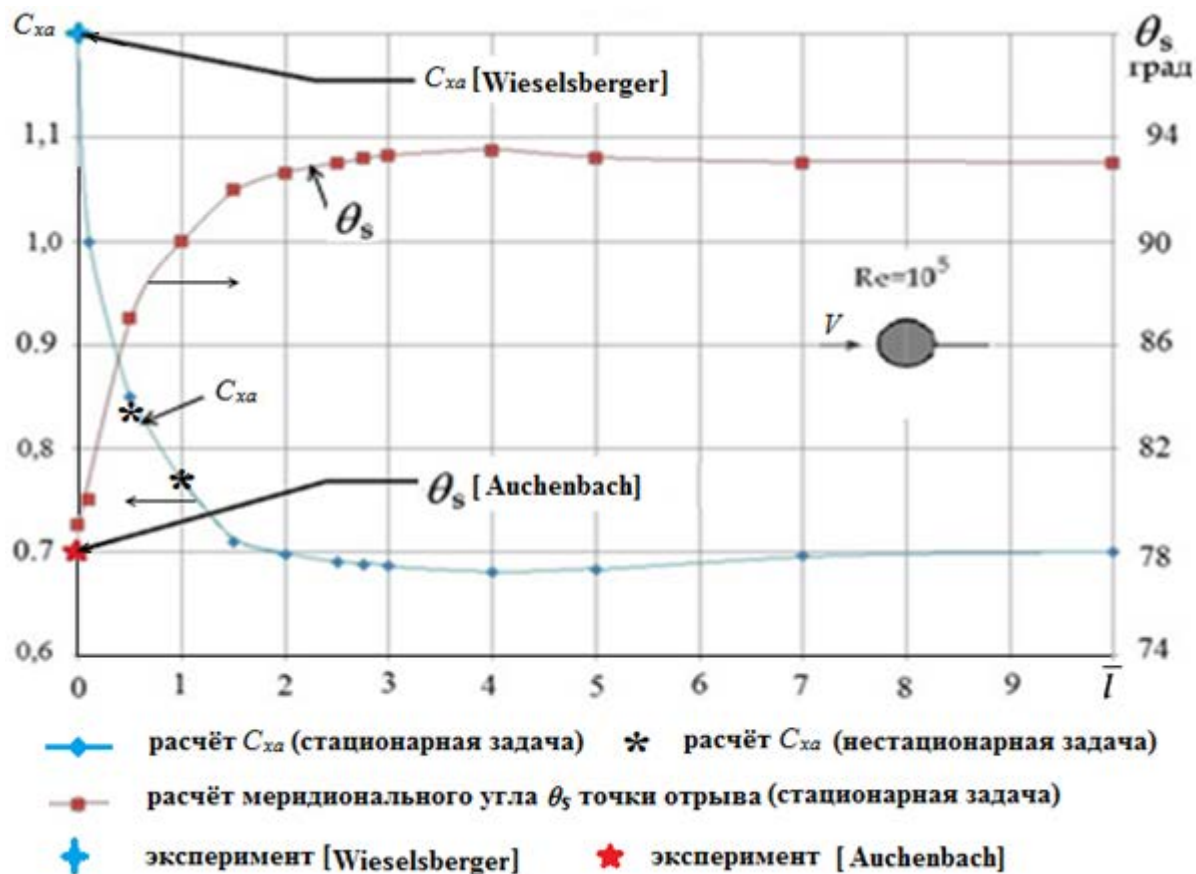
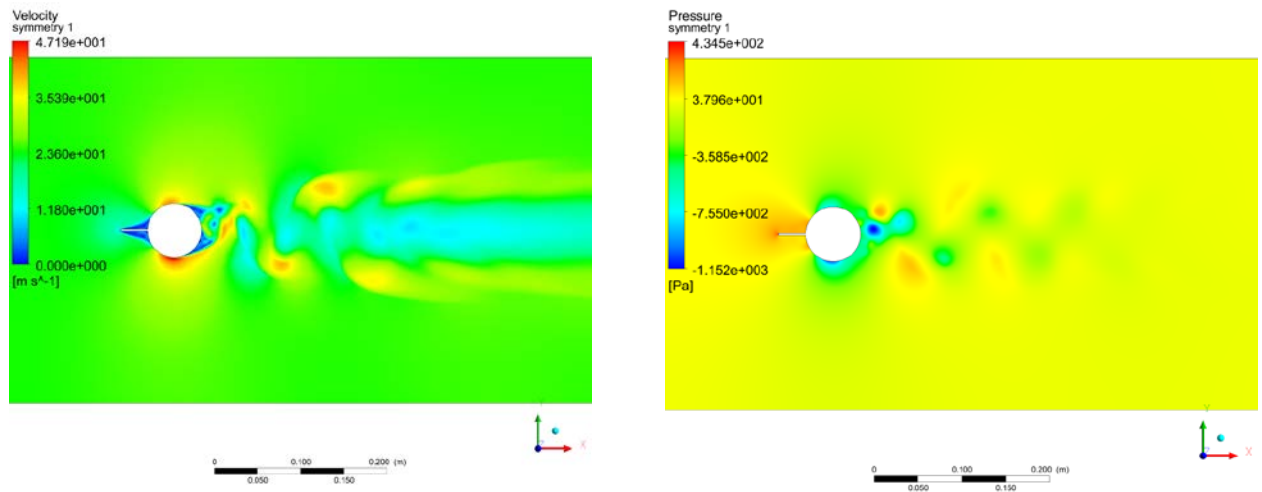


Рисунок 53 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления и меридионального угла расположения точки отрыва от безразмерной хорды пластины  $\bar{l}$  [66]

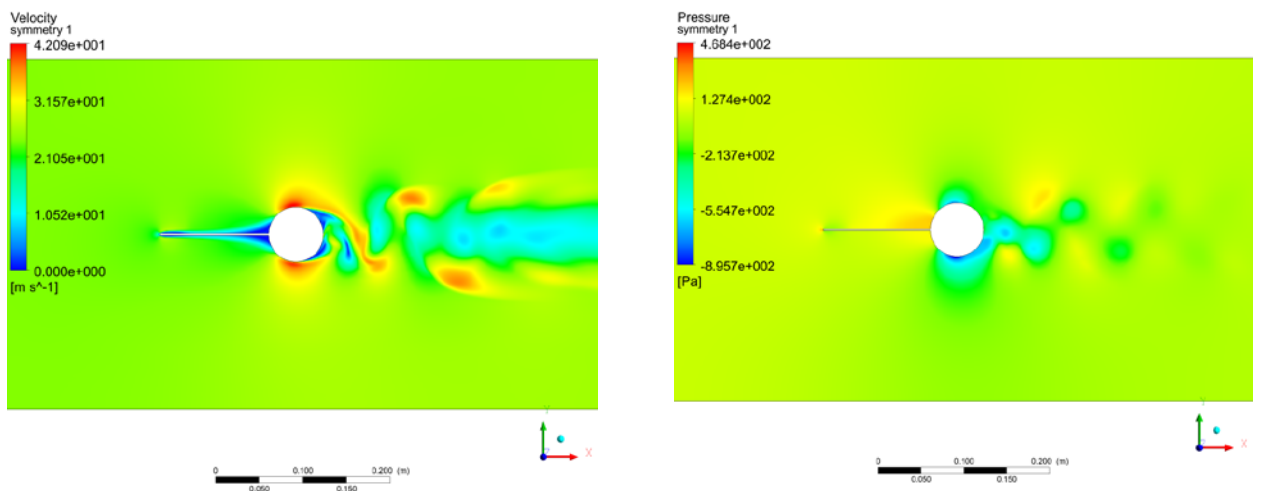
Подобный вывод о связи между положением точки отрыва и коэффициентом лобового сопротивления также сделан в работах Козловой А.С. [28] и Батракова А.С., Кусюмова А.Н. [50]. В работе [50], число Рейнольдса варьируется в диапазоне  $Re=10^5 \div 10^6$ . Получено, что с возрастанием числа  $Re$ , угловое положение точки отрыва тоже возрастает от  $76^\circ$  ( $Re=2,3 \cdot 10^5$ ) до значения  $99^\circ$  (при  $Re=10^6$ ), т.е. в этом диапазоне, смещение точки отрыва назад по течению сопровождается снижением лобового сопротивления цилиндра (кризис сопротивления). Это явление можно объяснить тем, что сдвиг точки отрыва назад уменьшает размер области следа за цилиндром, в результате чего снижается и профильное сопротивление цилиндра. Как изложено в главе 1, для плохообтекаемых тел типа цилиндра, профильное сопротивление составляет значительную часть от общего сопротивления, поскольку сопротивление трения пренебрежимо мало (менее 1%) [12, 49], поэтому уменьшается и суммарное сопротивление.

Второй случай — плоская пластина устанавливается спереди цилиндра в горизонтальной плоскости симметрии. Как и в прошлом случае, варьировалась относительная хорда пластины для значений  $\bar{l} = l/D \in [0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 3,0; 4,0; 5,0; 7,0; 10,0]$ . Все настройки для сетки и решателя сохранились неизменными, как в первом случае.

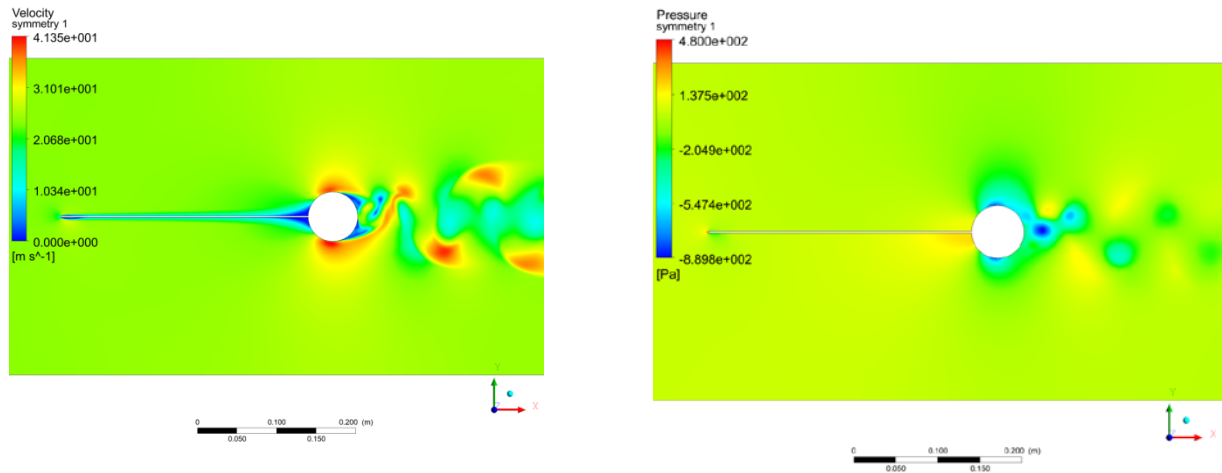
Результат моделирования показан на рисунке 54. Как видно из рисунка 54, поля скорости в обоих случаях почти одинаковы: перед цилиндром течение разделено, а потом, за цилиндром вихри периодически отбрасываются от цилиндра, и коэффициент лобового сопротивления тоже колеблется как в случае изолированного цилиндра. Поля течений за цилиндром в обоих случаях одинаковы, положение точек отрыва примерно одно и то же, следовательно, и коэффициент лобового сопротивления тоже не меняется. Установлено, что коэффициент лобового сопротивления от длины передней пластины не зависит [66].



a)  $\bar{l}=0,5$



b)  $\bar{l}=2$



$$Re = \bar{v} = 5$$

Рисунок 54 – Распределение скорости и давления вблизи системы цилиндр-передняя пластина

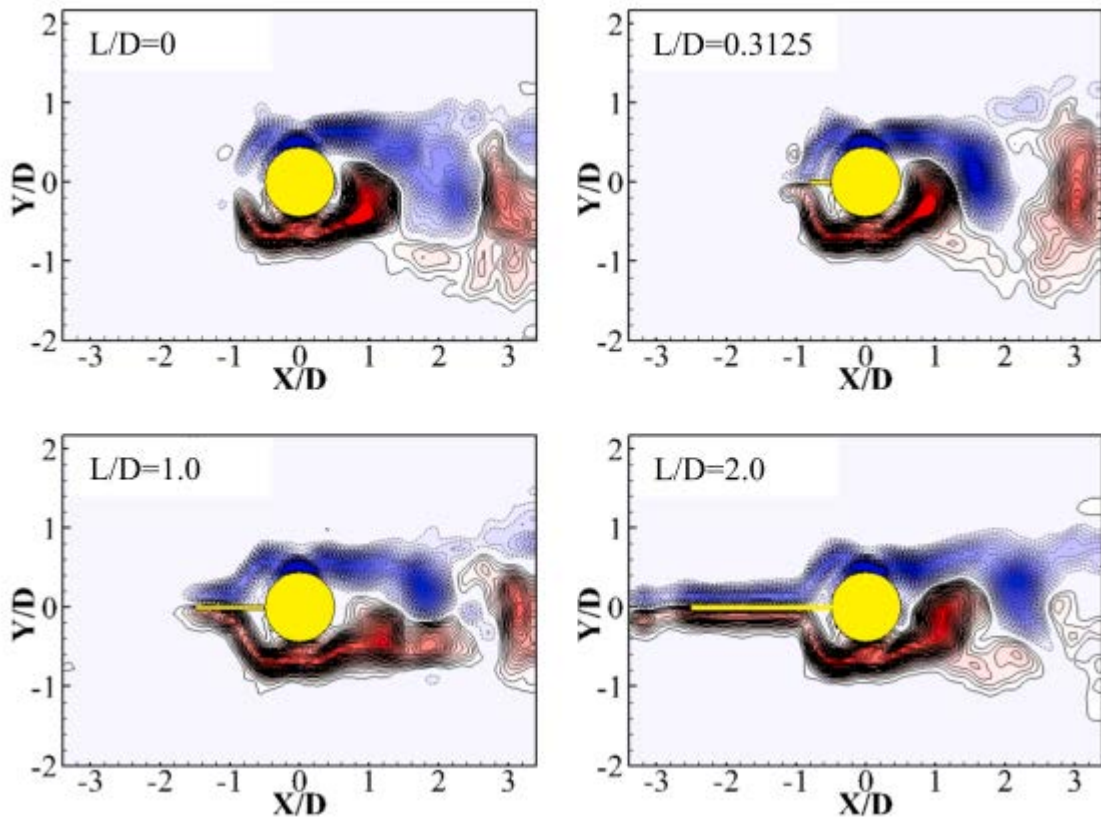


Рисунок 55 – Контур завихренности вблизи цилиндра с передней пластиной [71]

Подобную картину течения (рисунок 55) можно наблюдать в работе [71]. В итоге получается следующая зависимость значения коэффициента лобового сопротивления от хорды пластин (рисунок 56), расположенных либо спереди, либо сзади цилиндра.

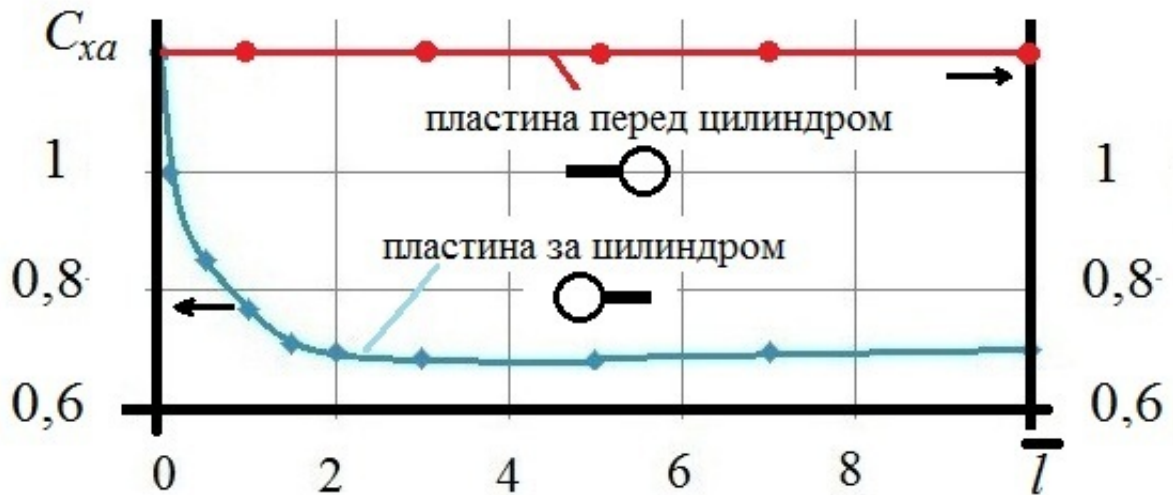


Рисунок 56 – Зависимость значения коэффициента лобового сопротивления от хорды пластин

Третий случай — это когда пластины одновременно прикреплены к цилиндру: одна спереди, а другая за цилиндром, как показано на рисунке 57. Результат моделирования показан на рисунке 58.



Рисунок 57 – Цилиндр с двумя пластинами, расположенными спереди и сзади

В случае течения вокруг цилиндра с двумя пластинами, у которых относительная хорда одинакова, для малых относительных хорд пластин, вихри периодически отбрасываются от поверхности цилиндра (рисунок 58а) и коэффициент лобового сопротивления тоже колеблется как в случае изолированного цилиндра. Если относительная хорда задней пластины велика, то течение за цилиндром разделено, и коэффициент лобового сопротивления почти не изменяется и стремится к постоянному значению (рисунок 58б).



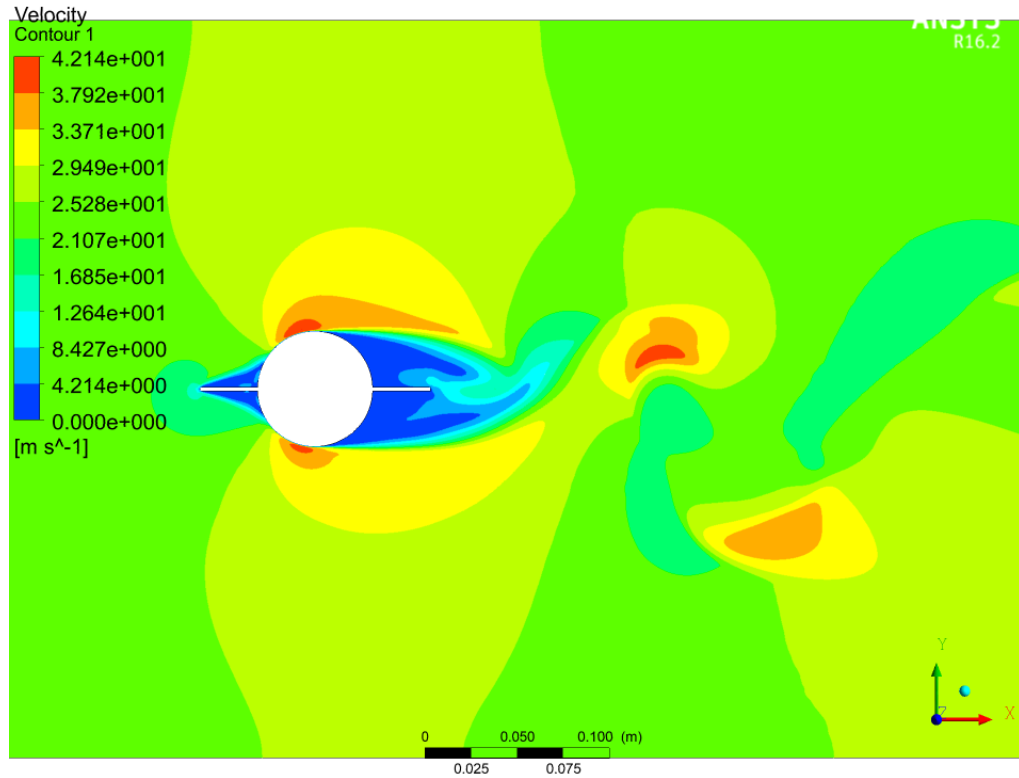
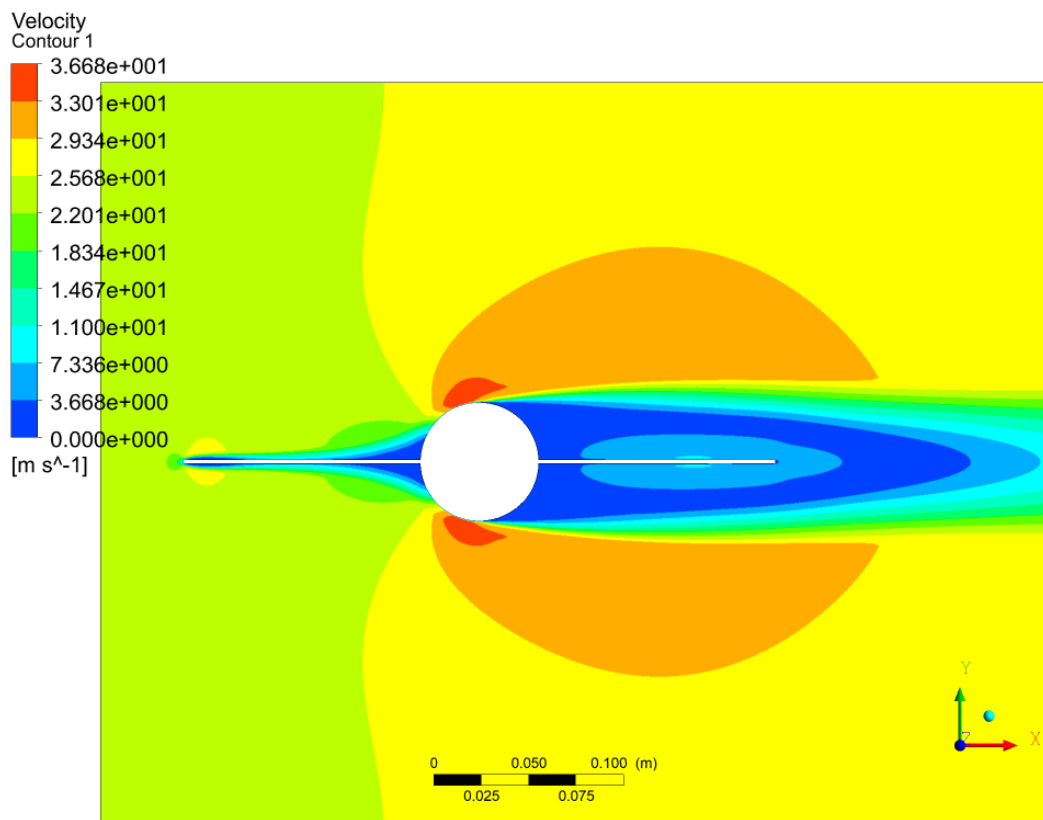
а) –  $\bar{l}=0,5$ б) –  $\bar{l}=2$ 

Рисунок 58 – Поле скорости вблизи цилиндра с двумя пластинами, расположенными в плоскости симметрии

В таблице 6 приведено сравнение полученных значений коэффициента лобового сопротивления для разных комбинаций цилиндра с пластинами.

Таблица 6 – Коэффициент сопротивления для разных комбинаций цилиндра с пластинами

Относительная хорда пластины $\bar{l}$	1 пластина перед цилиндром	1 пластина за цилиндром	2 пластины спереди и одна сзади
$\bar{l}=0,5$	1,2	0,85	0,83
$\bar{l}=1$		0,77	0,71
$\bar{l}=2$		0,69	0,70

Из таблицы 6 следует, что коэффициент лобового сопротивления системы зависит только от длины задней пластины и совсем не зависит наличия передней пластины. Система цилиндра с двумя пластинами не даёт существенного снижения сопротивления по сравнению с вариантом одной пластины при одинаковых хордах обеих пластин.

### 3.2. Обтекание системы цилиндра с одним и двумя передними дефлекторами

Рассматривалась задача обтекания системы цилиндр с задней разделительной пластиной и передними дефлекторами (рисунок 59). Использовалась модель со следующими относительными геометрическими размерами: хорда дефлекторов  $\bar{b}=0,5$ ; толщина  $c=2$  мм или относительная толщина  $\bar{c} = c/D = 3\%$ ; хорда задней разделительной пластины для всех вариантов расчёта равнялась  $\bar{l}=3$ .

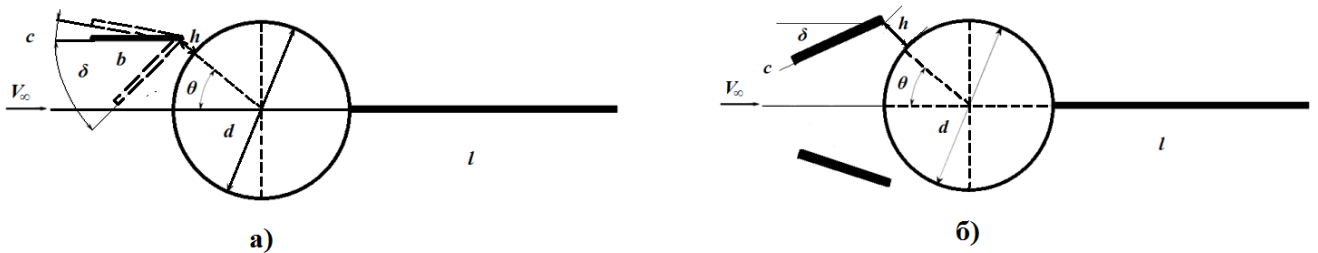


Рисунок 59 – Схема системы цилиндра с задней пластиной и одним (а) и двумя (б) дефлекторами спереди

Расположение дефлекторов определялись щелью между дефлекторами и поверхностью цилиндра, углом установки  $\delta$  и меридиональным углом задней кромки дефлектора. Воспользуемся результатом предыдущего исследования [5] о выборе оптимального расположения передних дефлекторов для обеспечения минимального лобового сопротивления. В диссертации используется меридиональный угол равный  $\theta=40^0$  и относительная щель между дефлекторами и поверхностью цилиндра  $\bar{h} = h/D=0,1$  (рисунок 59). Все безразмерные величины отнесены к диаметру цилиндра. Исследуется влияние изменения угла установки пластины  $\delta$  в диапазоне  $[0^0;40^0]$  (рисунок 60).

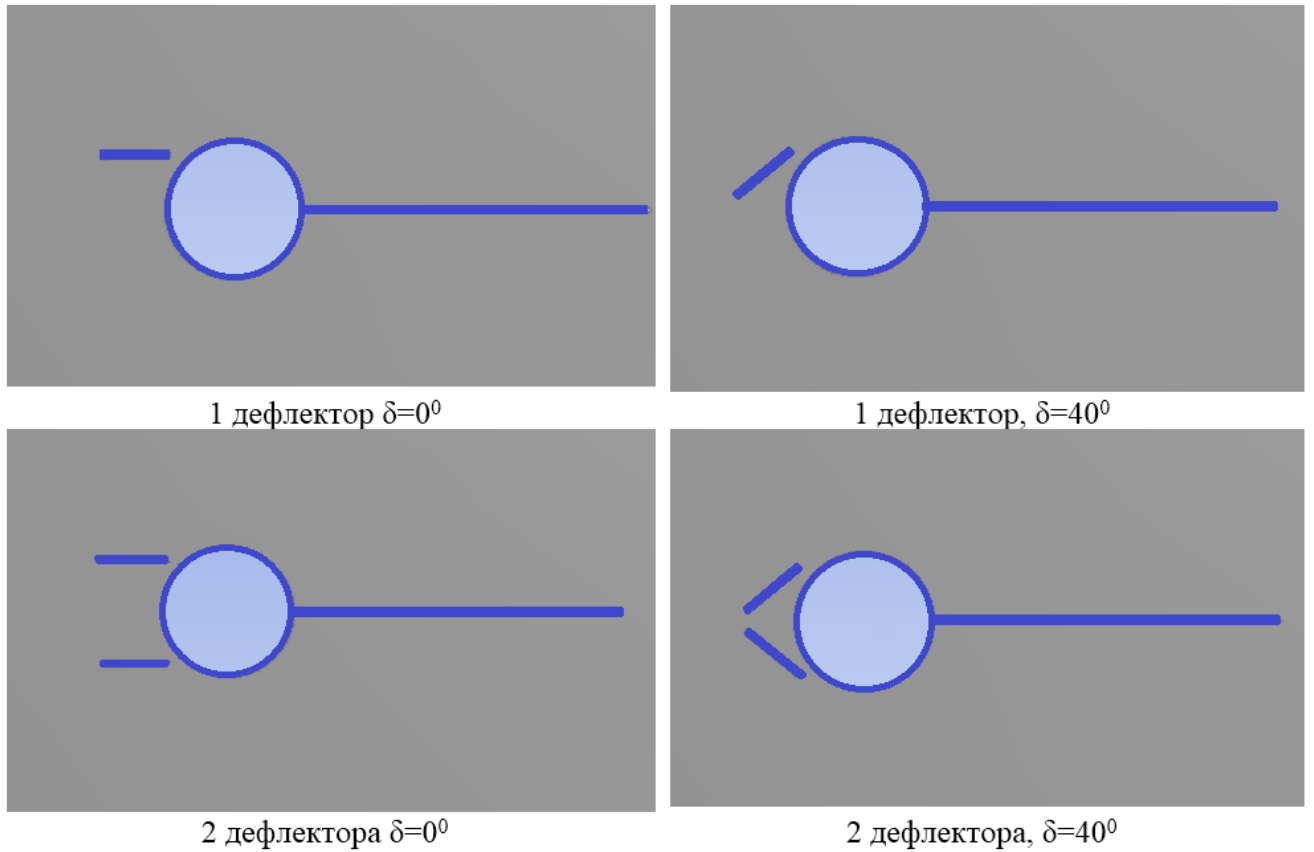


Рисунок 60 – Схема установки дефлекторов

Для повышения качества сетки и точности вычислений, как и в случае моделирования течения, вокруг системы «цилиндр-задняя» пластина, для дефлекторов тоже сделаны скруглённые передняя и задняя кромки (рисунок 61). Настройка сетка в области вблизи поверхности дефлекторов принята такая же, как и для поверхностей цилиндра и задней пластины.

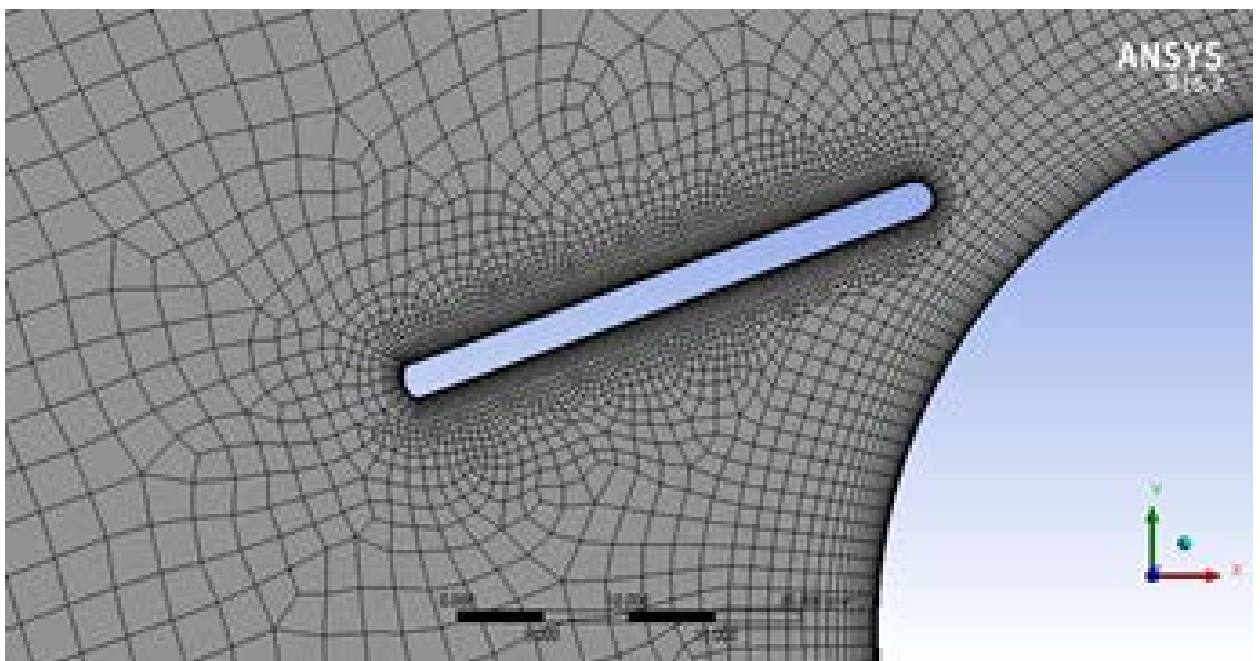
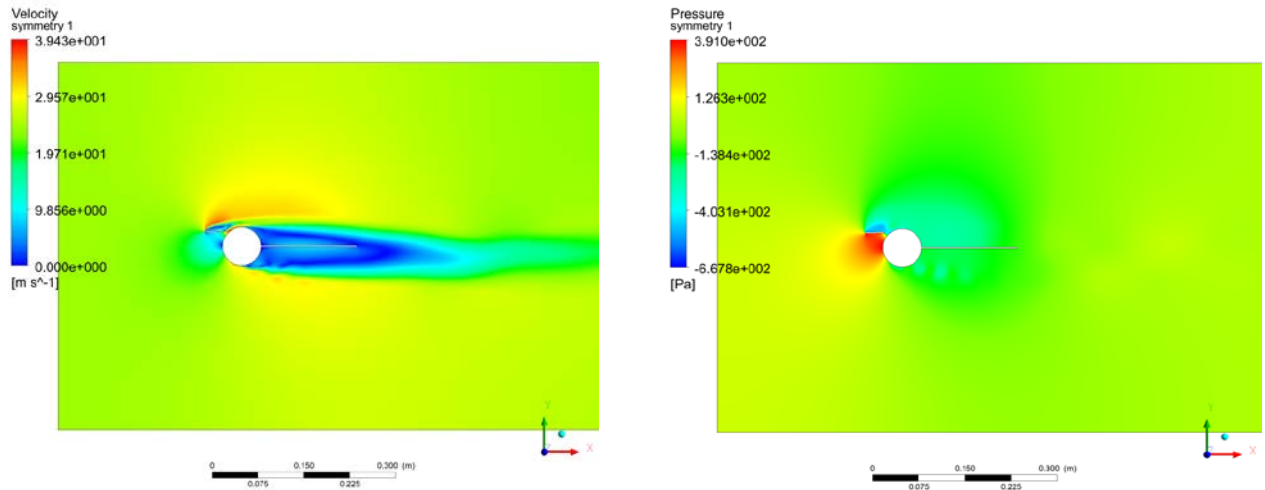


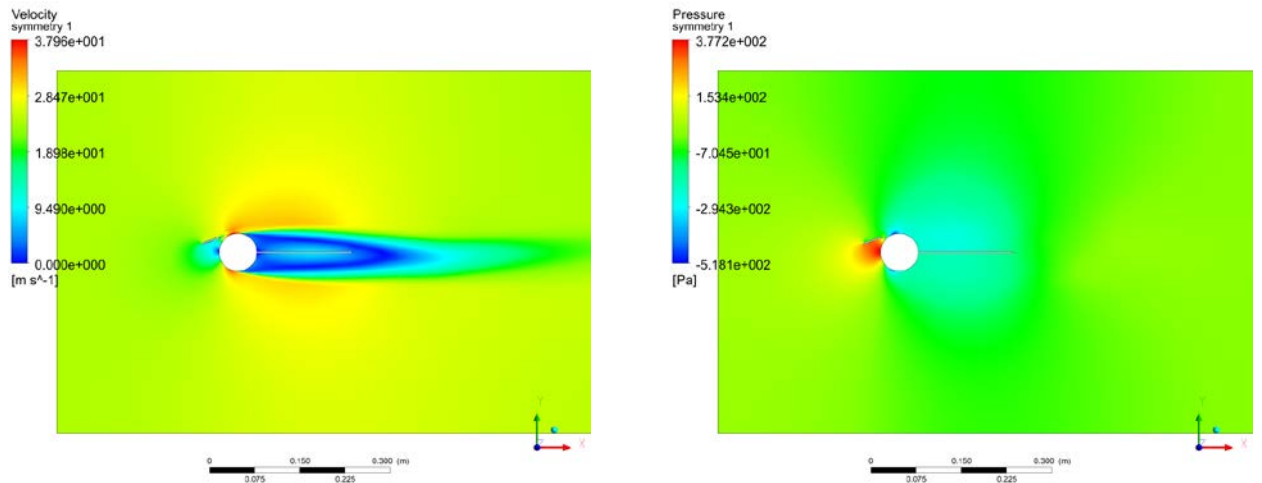
Рисунок 61 – Сетка вблизи цилиндра

Использовалась гибридная сетка, которая вблизи поверхности цилиндра, пластины и дефлекторов была структурированная, а вдали от поверхности – не структурированная. В соответствии со значением числа Рейнольдса  $Re=10^5$  [63] размер первой ячейки составлял 0,01 мм ( $y^+=1$ ). Гибридная сетка строилась в редакторе ANSYS MESHING с использованием стандартных инструментов *Sizing* и *Inflation*. Установлен максимальный размер высоты ячейки 1 мм, число структурированных слоев вблизи стенки – 20.

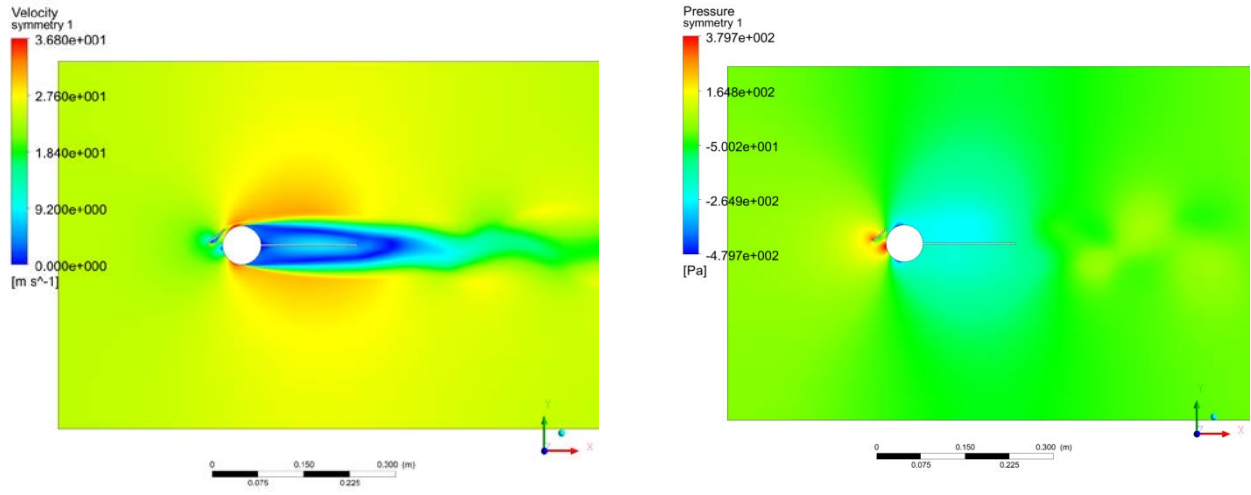
Результат моделирования представлен на рисунке 62 для поля скорости и давления.



а) –  $\delta=0^0$



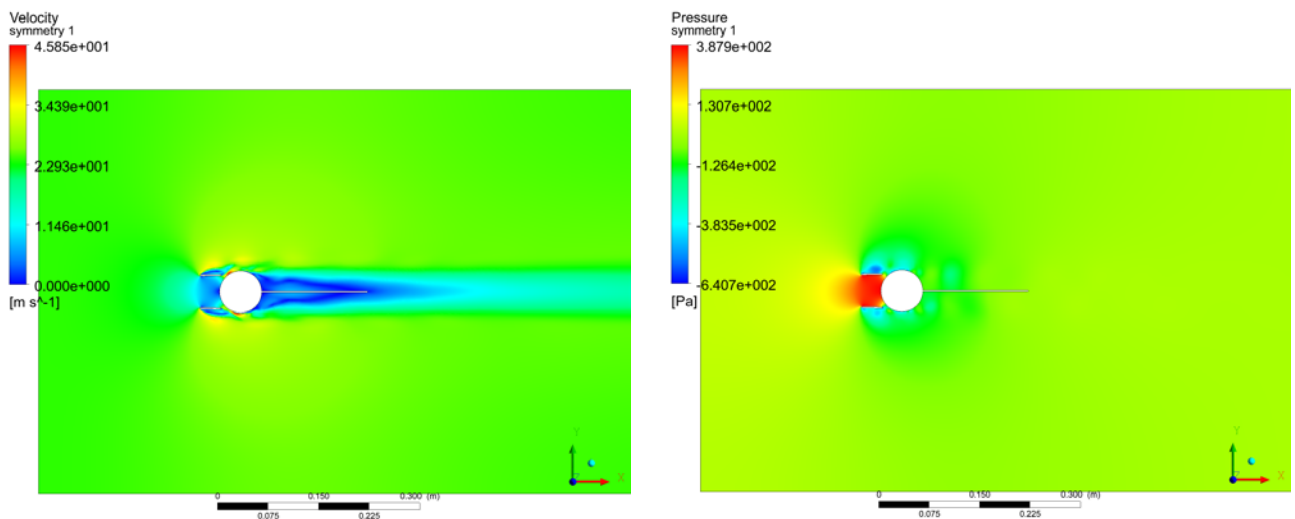
б) –  $\delta=20^0$



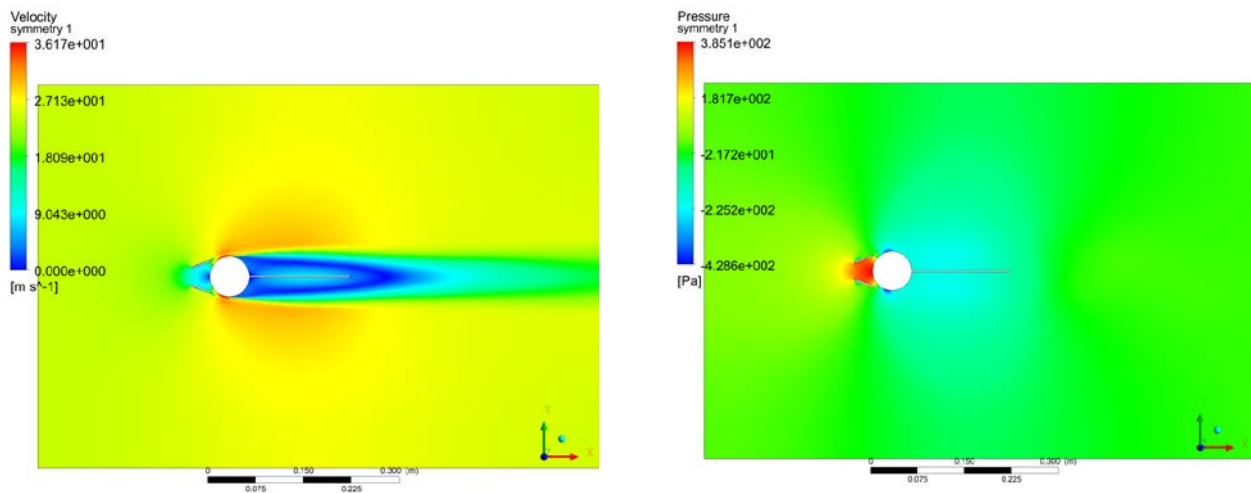
в) –  $\delta=40^0$

Рисунок 62 – Распределение скорости и давления вблизи цилиндра с одним дефлектором

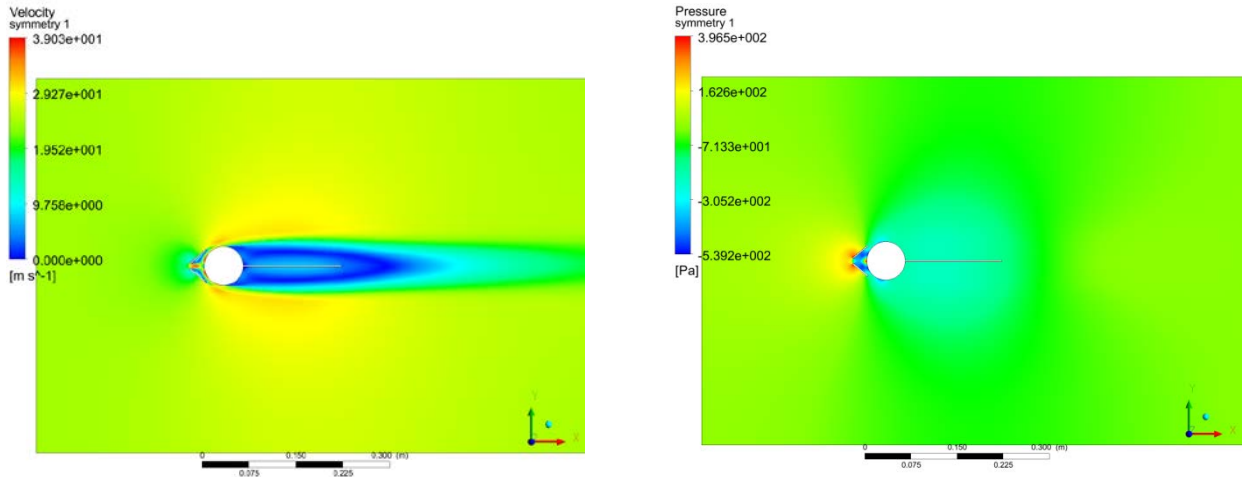
В случае цилиндра с задней пластиной и двумя дефлекторами спереди распределение скорости и давления показано на рисунке 63.



а) –  $\delta=0^0$



б) –  $\delta=20^0$



в) –  $\delta=40^{\circ}$

Рисунок 63 – Распределение скорости и давления вблизи системы цилиндра с двумя дефлекторами, расположенными спереди

Установлено общее название для цилиндра с пластины и дефлекторами – *wall*. Коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$  стал коэффициентом лобового сопротивления системы цилиндр с пластиной и дефлекторами. Условие стенки – *wall* на поверхностях цилиндра и пластин одинаково:  $V_{wall}=0$  м/с (*no slip wall*).

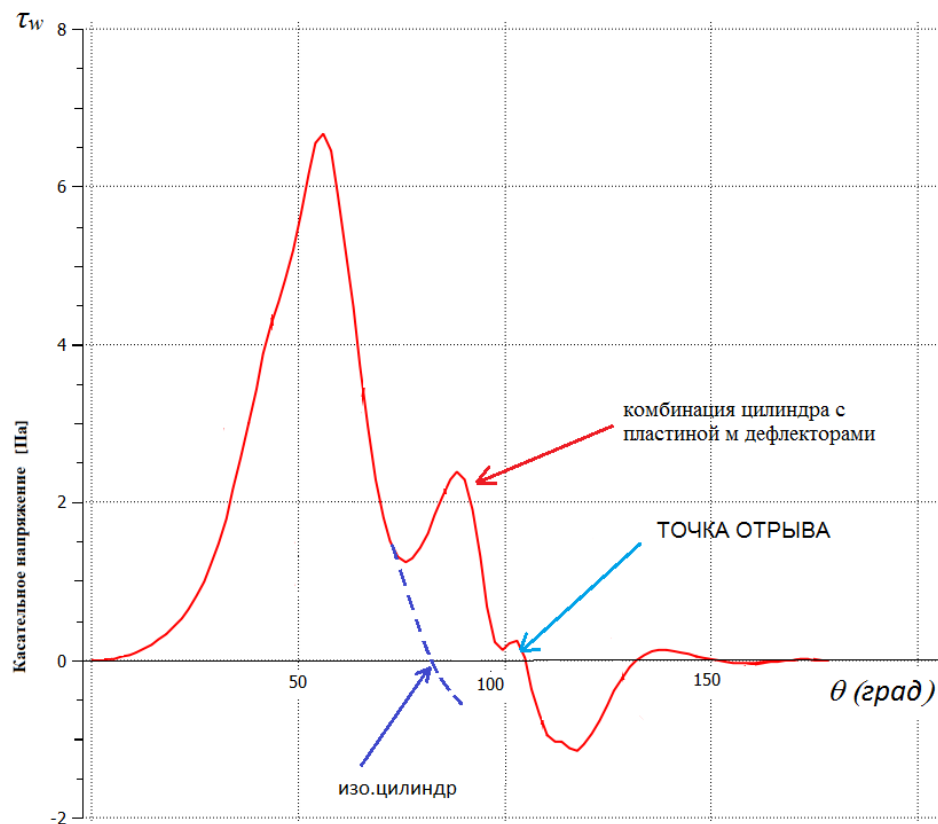
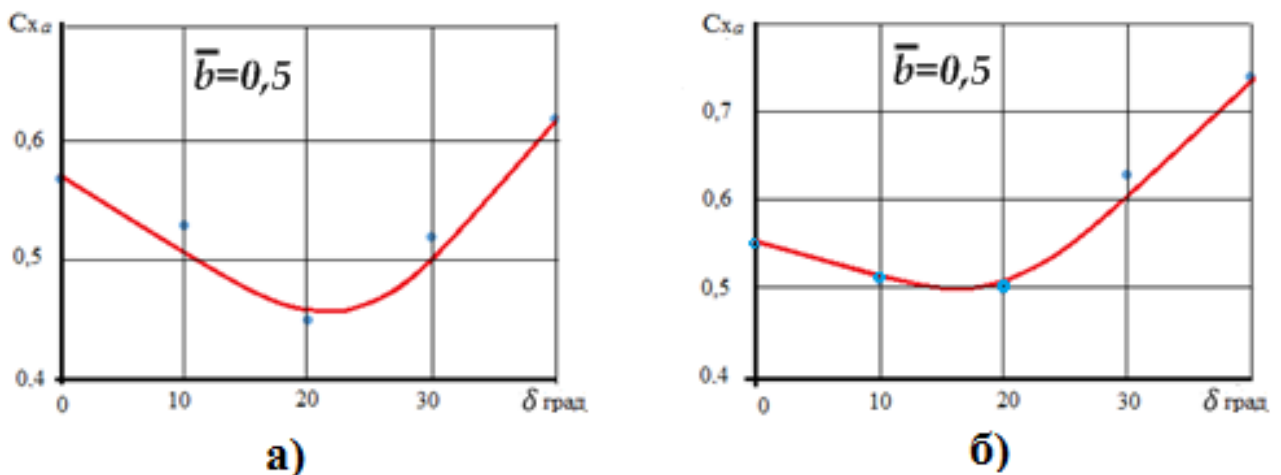


Рисунок 64 – Касательное напряжение на верхней поверхности цилиндра

Причина снижения лобового сопротивления системы цилиндра с одним и двумя дефлекторами хорошо объяснена при рассмотрении распределения касательного напряжения  $\tau_w$  на

верхней поверхности цилиндра. Собственно, на рисунке 64 изображено касательное напряжение в случае системы цилиндра с двумя дефлекторами. Видно, что в случае изолированного цилиндра, точка пересечения касательного напряжения с осью абсцисс, которое определяет положение точки отрыва потока, находится при меридиональном угле  $\theta \approx 80^\circ$  (п.3.1). С добавлением дефлекторов, из-за конфузрного эффекта, возникающего в щели между цилиндром и дефлекторами, частицы получают дополнительную кинетическую энергию, они ускоряются, позже отрываются с поверхности цилиндра. Конфузрный эффект соответствует отрезку возрастания касательного напряжения на рисунке, вследствие чего линия касательного напряжения позже пересекает с осью абсцисс при меридиональном угле  $\theta \approx 100^\circ$ . В итоге точка отрыва смещается назад по течению, высота следа за цилиндром снижается и в конце концов снижается лобовое сопротивление системы.

Значение коэффициента лобового сопротивления системы цилиндра с пластинами в зависимости от угла установки передних дефлекторов показано на рисунке 65. Получено, что в случае одного дефлектора минимальный коэффициент сопротивления системы может снижаться до значения  $C_{xa} = 0,45$  (при угле расположения дефлектора  $\delta = -20^\circ$ , рисунок 65а). В случае двух дефлекторов минимальный коэффициент сопротивления системы при углах симметричного расположения дефлекторов  $\delta = \pm 20^\circ$  равен  $C_{xa} = 0,50$  (рисунок 65б).



а) один дефлектор; б) два дефлектора

Рисунок 65 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от угла установки дефлекторов

### 3.3. Исследование влияние хорды дефлекторов на сопротивление системы

Рассматривалось влияние размера дефлекторов на лобовые сопротивления цилиндра (рисунок 66). Относительная хорда дефлекторов  $\bar{b}$  варьировалась в диапазоне  $[0,01; 0,75]$ . Использовалась модель со следующими относительными геометрическими размерами: толщина пластины и дефлекторов  $c = 2$  мм или относительная толщина  $\bar{c} = c/D \cdot 100\% = 3\%$ ; относительная

щель между дефлекторами и поверхностью цилиндра равнялась  $\bar{h}=0,1$ ; углы установки дефлекторов равны  $\delta=\pm 20^\circ$ , меридиональные углы задних кромок дефлекторов равны  $\theta=\pm 40^\circ$ , относительная хорда задней разделительной пластины для всех вариантов расчёта равнялась  $\bar{l}=3$ .

В этом случае, как и раньше, установлено общее название для цилиндра с пластины и дефлекторами – *wall* и коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$  стал коэффициентом лобового сопротивления системы цилиндра с пластинами. Условие стенки соответствовало опции *no slip wall*, на поверхностях цилиндра и пластин принималось условие прилипания потока  $V_{wall}=0$  м/с.

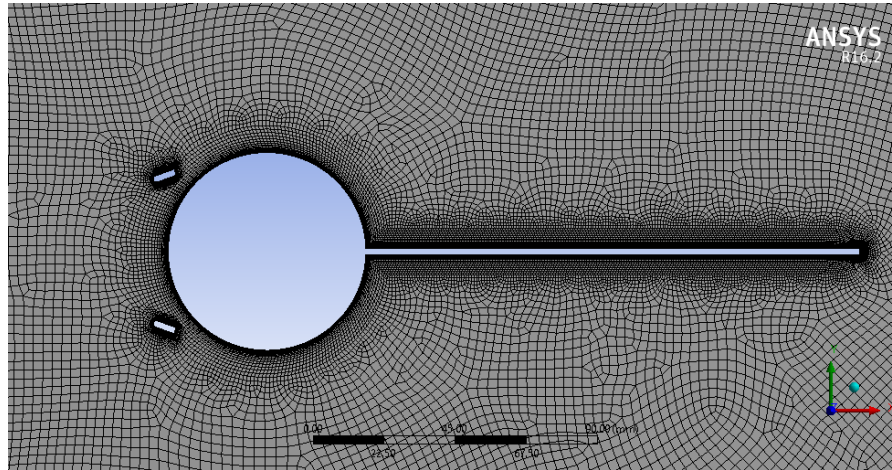


Рисунок 6б – Сетка вблизи системы цилиндра с задней пластиной и передними дефлекторами

На рисунках 67а и б представлен результат моделирования распределения скорости и давления для системы цилиндра с дефлекторами разных длин и относительной хорды задней пластины равной  $\bar{l}=3$ .

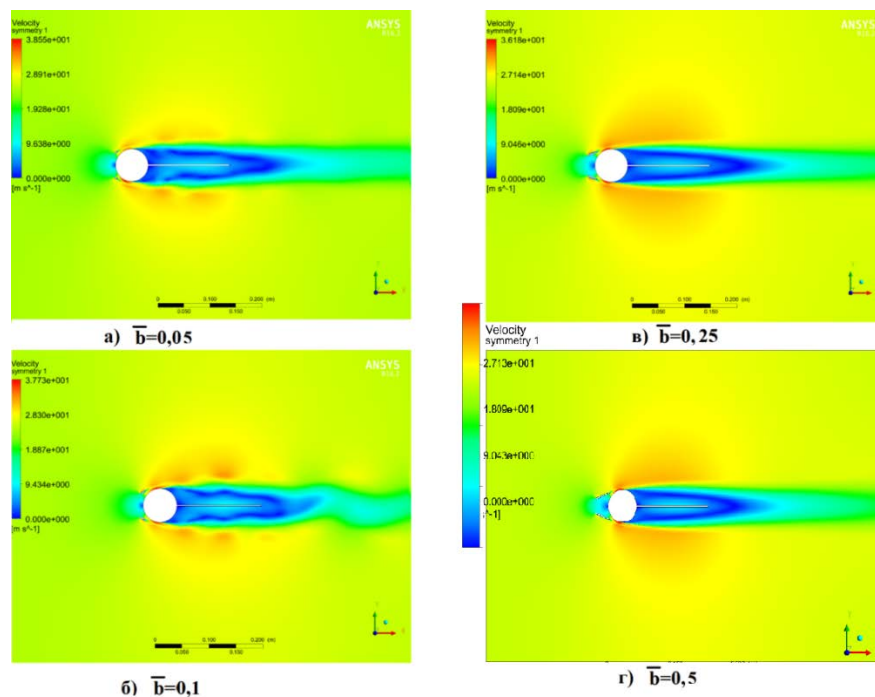


Рисунок 67а – Поле скорости при разных хордах передних дефлекторов



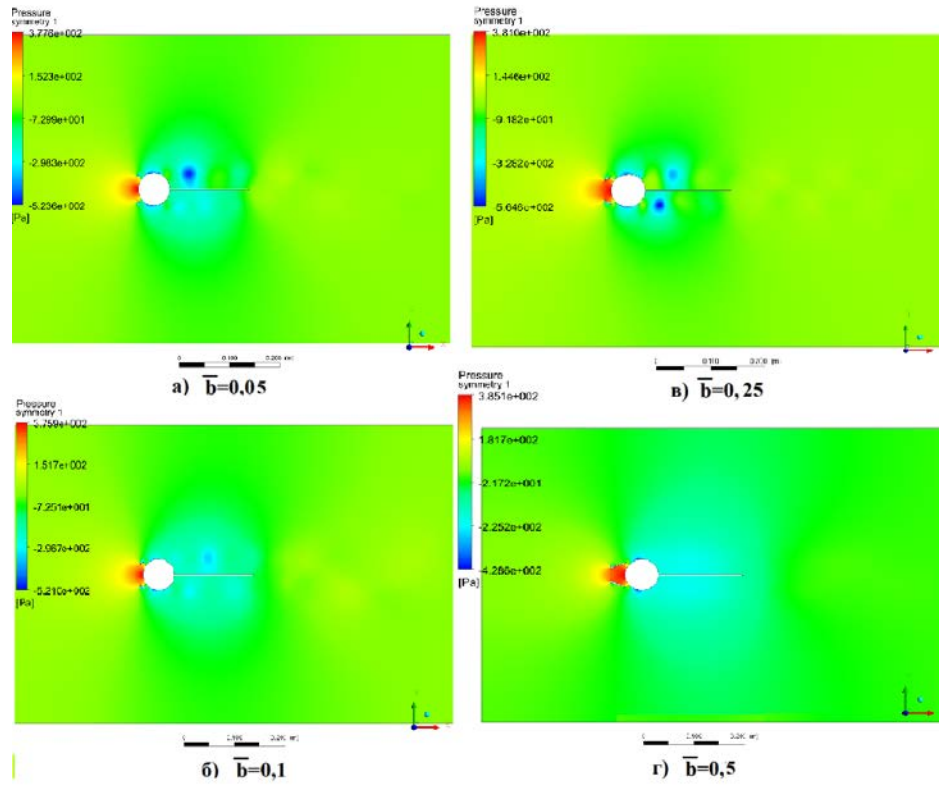


Рисунок 676 – Поле давления при разных хордах передних дефлекторов

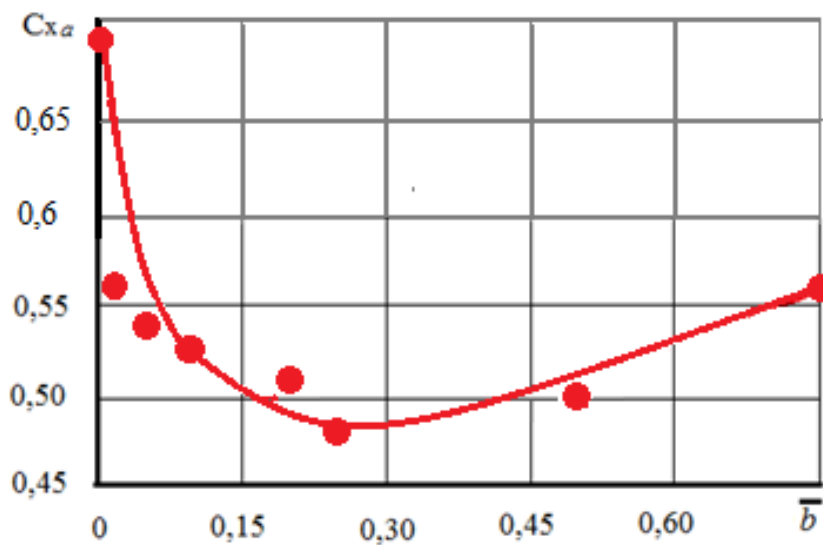


Рисунок 68 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от хорды дефлекторов при  $\theta = \pm 40^\circ$ ,  $\delta = \pm 20^\circ$

Таблица 7 – Коэффициент сопротивления системы «цилиндр-дефлекторы» для разных относительных хорд передних дефлекторов

$\bar{b}$	$C_{x\alpha}$
0	0,69
0,01	0,56

0,05	0,54
0,10	0,53
0,20	0,51
0,25	0,48
0,50	0,50
0,75	0,56

Из таблицы 7 следует, что наблюдается минимум коэффициента лобового сопротивления в зависимости от относительной хорды дефлекторов. Это объясняется тем, что с небольшим увеличением хорды конфузторный эффект возрастает и лобовое сопротивление цилиндра снижается, однако, при дальнейшем увеличении хорды растёт лобовое сопротивление самих дефлекторов, что приводит к возрастанию сопротивления всей системы, поэтому существует рациональное значение  $\bar{b}=0,25$ , при котором минимальный коэффициент сопротивления равен  $C_{xд}=0,48$  (рисунок 68).

### 3.4. Пространственное обтекание изолированного цилиндра

Задача обтекания изолированного цилиндра и цилиндра с пластинами была изучена в двумерном случае методом математического моделирования и экспериментально [72, 73]. Расчёт показывает, что эффект снижения коэффициента лобового сопротивления может достигать до 60%. Представляет интерес исследовать трёхмерный случай, поскольку такой случай чаще встречается в практических приложениях. Математическое моделирование сначала проводилось для изолированного цилиндра.

Пространственное течение вокруг изолированного цилиндра экспериментально исследовано во многих работах [4, 36, 47, 74-80]. Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что характеристики течения зависят не только от удлинения цилиндра, но и от режима течения (чисел Рейнольдса). Значение коэффициента сопротивления цилиндрических тел различного удлинения, полученное экспериментально авторами из ЦАГИ (Головкин М.А., Грудинин М.В., Ефремов А.А. и Миргазов Р.М.) [74, 75] показано на рисунке 69.

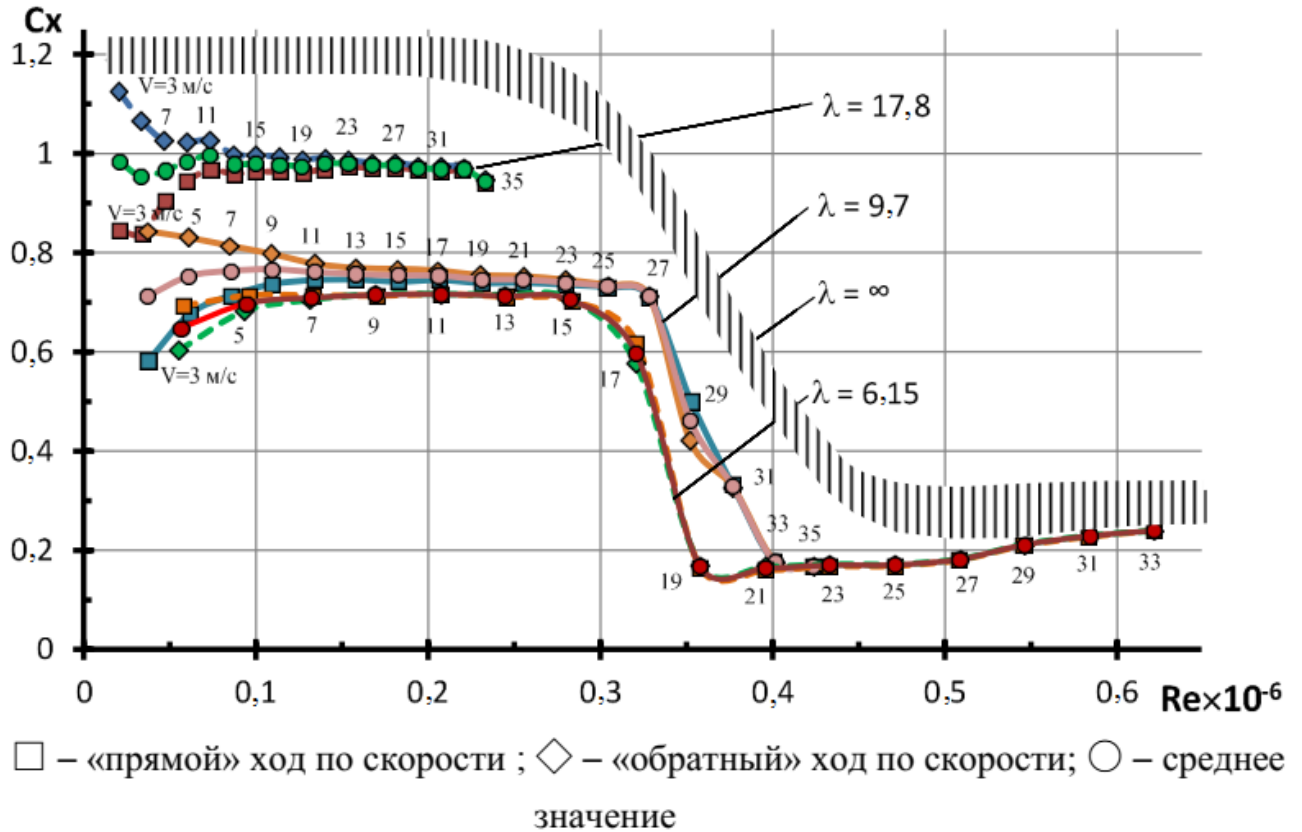


Рисунок 69 – Коэффициенты сопротивления цилиндров различного удлинения [74]

Эксперименты по определению силы сопротивления цилиндрического тела 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. Результаты эксперимента для цилиндра с разными удлинениями  $\lambda = 17,8; 9,7$  и  $6,15$  показаны на рисунке 69. Для каждого значения удлинения проводились 3 линии с разными цветами: прямой ход по скорости, обратный ход и среднее значения. Получено, что коэффициенты сопротивления у цилиндра малого удлинения для ламинарного течения меньше, чем у цилиндра большого удлинения. В области чисел Рейнольдса, соответствующих турбулентному течению, коэффициенты сопротивления цилиндра почти не меняются и не зависят от удлинения.

Удлинение цилиндра определяется по формуле

$$\lambda = \frac{L}{D} \text{ или } \frac{1}{\lambda} = \frac{D}{L} \quad (21)$$

где  $L$  – длина цилиндра. Тело считается малого удлинения, если  $\lambda < 10$ . Коэффициент лобового сопротивления в случае конечного цилиндра обычно определяют формулой

$$C_{x_a \lambda} = \frac{x}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S'} \quad (22)$$

где характерная площадь  $S=L \cdot D$ . Для конечного цилиндра часто вводят отношение  $\frac{C_{x_a \lambda}}{C_{x_a}}$ , где  $C_{x_a \lambda}$  – коэффициент лобового сопротивления конечного цилиндра, а  $C_{x_a}$  – коэффициент лобового

сопротивления при  $\lambda \rightarrow \infty$ , или коэффициент лобового сопротивления ,бесконечного цилиндра. Как уже было выше сказано при  $Re=10^5$  коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}=1,2$  [12, 66-70, 74, 75]. Экспериментальная зависимость  $\frac{C_{xa}\lambda}{C_{xa}} = f\left(\frac{1}{\lambda}\right)$  для трёхмерных объектов разных сечений, полученная Г.В. Перегудовым показана на рисунке 70 [47].

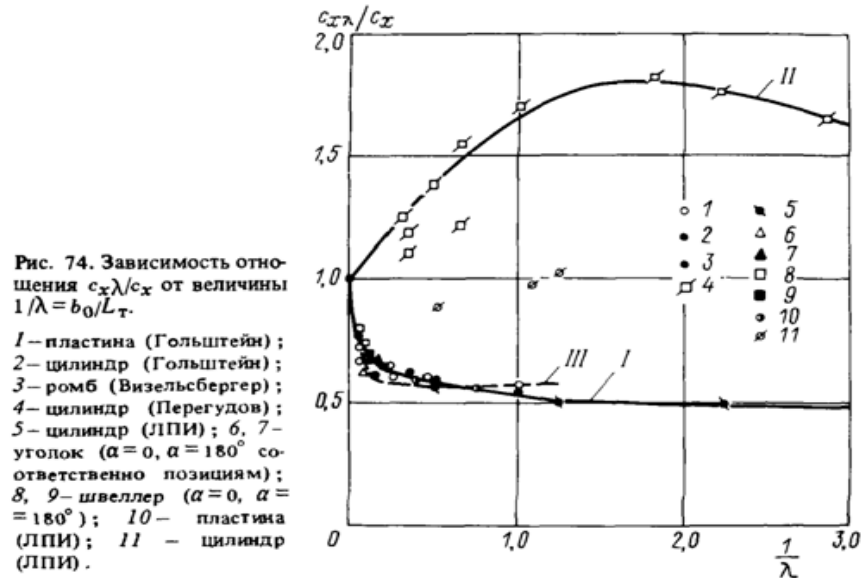


Рисунок 70 – Экспериментальная зависимость  $\frac{C_{xa}\lambda}{C_{xa}} = f\left(\frac{1}{\lambda}\right)$  [47] (оригинал)

Potts и др. в своей работе [80] проводили эксперименты по исследованию влияния удлинения на коэффициент сопротивления цилиндра при числе Рейнольдса  $Re=8,8 \cdot 10^4$ . Полученная зависимость коэффициента лобового сопротивления от удлинения  $\lambda$  показана на рисунке 71, которая очень хорошо согласуется с результатами эксперимента, представленными в [47].

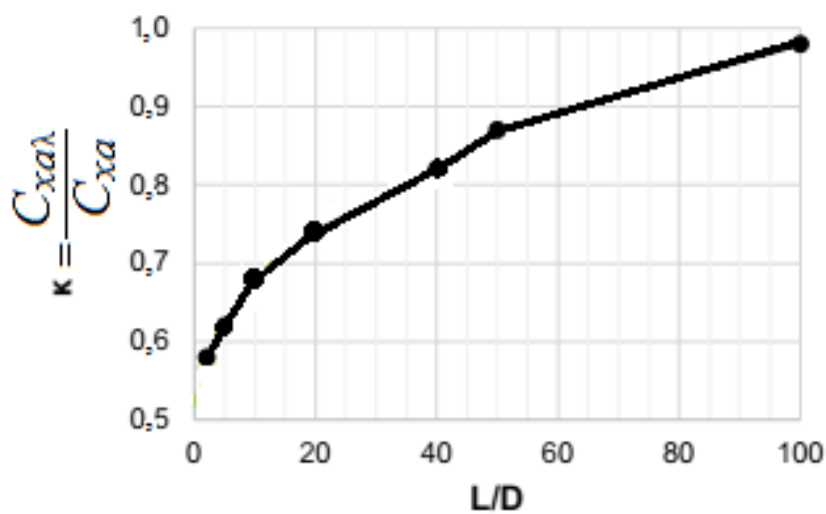


Рисунок 71 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от удлинения  $\lambda$  цилиндра [80]

Модель трёхмерного цилиндра построена в DesignModeller (рисунок 72) со следующими параметрами:

- диаметр цилиндра  $D=50$  мм;
- скорость потока  $V_{\infty}=24$  м/с;
- степень турбулентности  $\varepsilon=0,8\%$ ;
- остальные настройки сохранены как для двумерного случая.

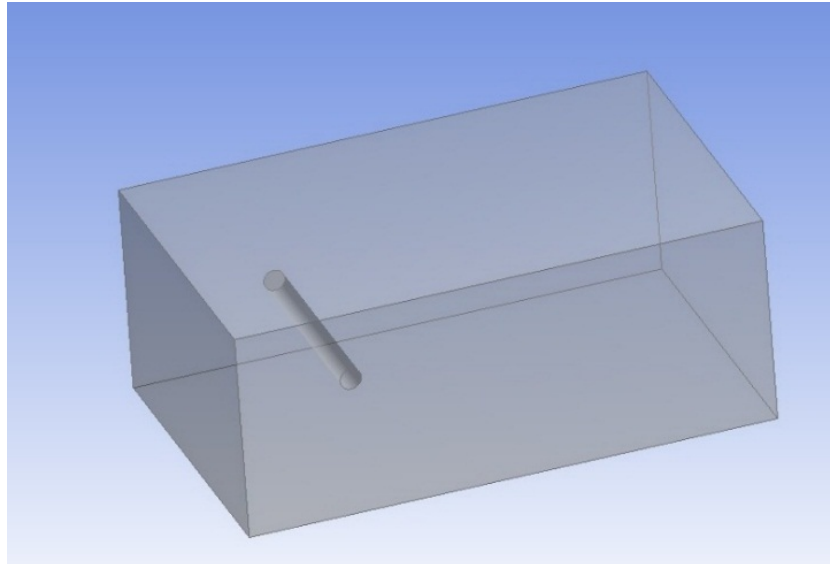


Рисунок 72 – Построенная геометрическая модель цилиндра в трёхмерном случае

Число Рейнольдса, вычисленное по формуле (3), равно:

$$\text{Re} = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{1,205 [\text{кг}/\text{м}^3] \cdot 24 [\text{м}/\text{с}] \cdot 0,05 [\text{м}]}{1,81 \cdot 10^{-5} [\text{Па} \cdot \text{с}]} = 8,4 \cdot 10^4. \quad (23)$$

Удлинения цилиндра менялись с помощью изменения длины цилиндра и принимали значения из диапазона  $\lambda = L/D \in [1,5; 2,0; 3,0; 5,0; 10,0]$ .

Сетка сгенерирована автоматически с помощью приложения Ansys Meshing (рисунок 73), только в трёхмерной задаче, в связи с ограничениями памяти и мощности компьютера, сетка была более грубая, чем в двумерном случае (размер первой ячейки равен 0,1 мм, в то время как в двумерном случае он соответствовал 0,01 мм). Количество ячеек от  $(1 - 1,5) \cdot 10^6$  в зависимости от значения удлинения цилиндра.

На рисунке 74 показан результат моделирования распределения скорости и давления трёхмерного обтекания изолированного цилиндра в разных сечениях  $y=0$  и  $z=0$ . На рисунке 74, а) видно образование вихрей в следе за цилиндром.

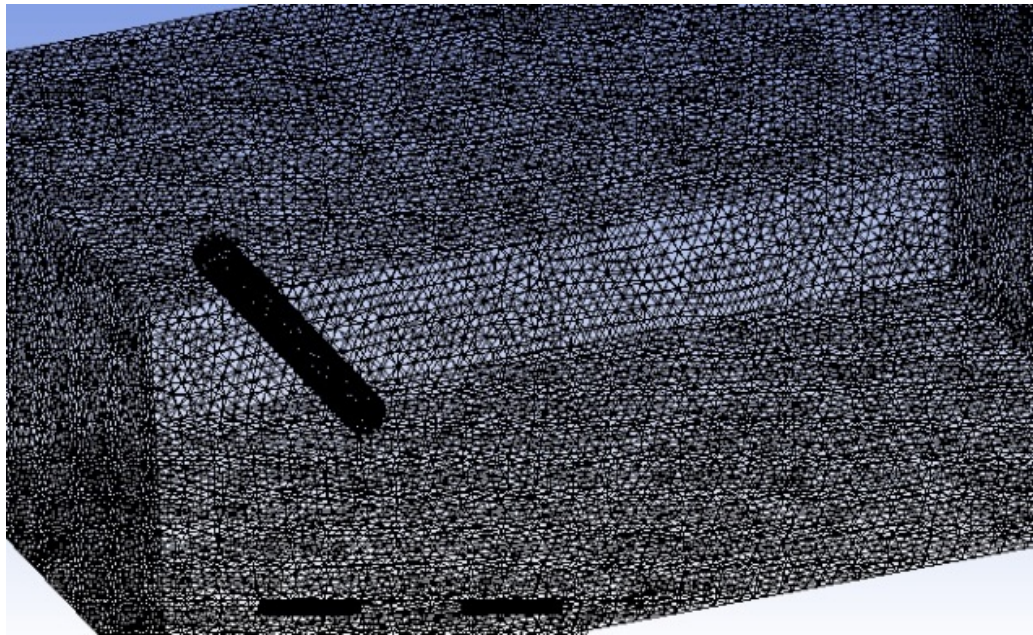


Рисунок 73 – Сетка для трёхмерного случая обтекания цилиндра

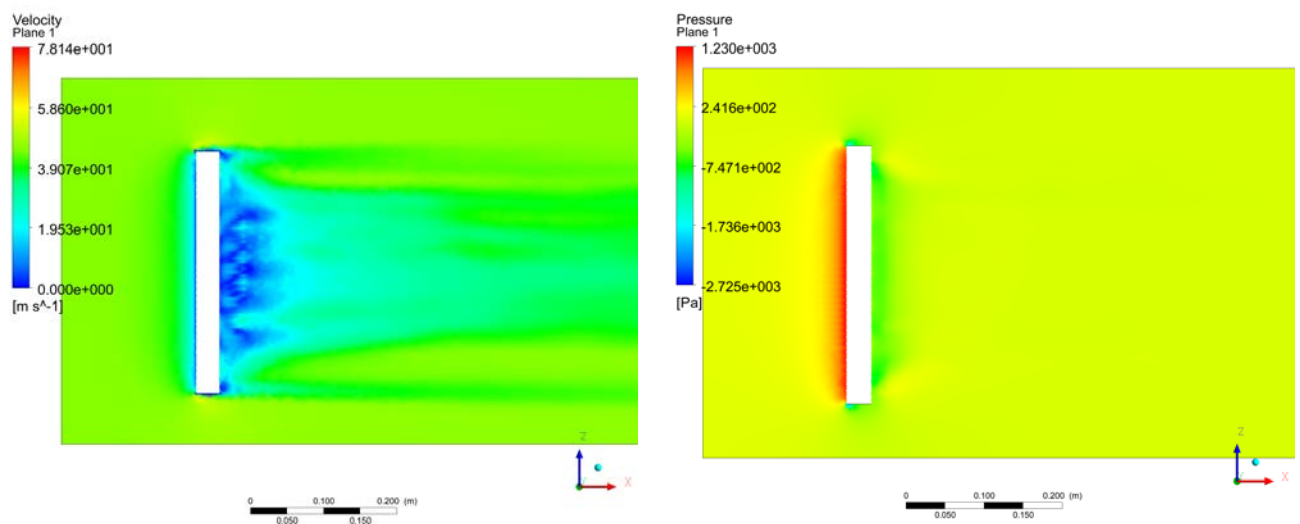
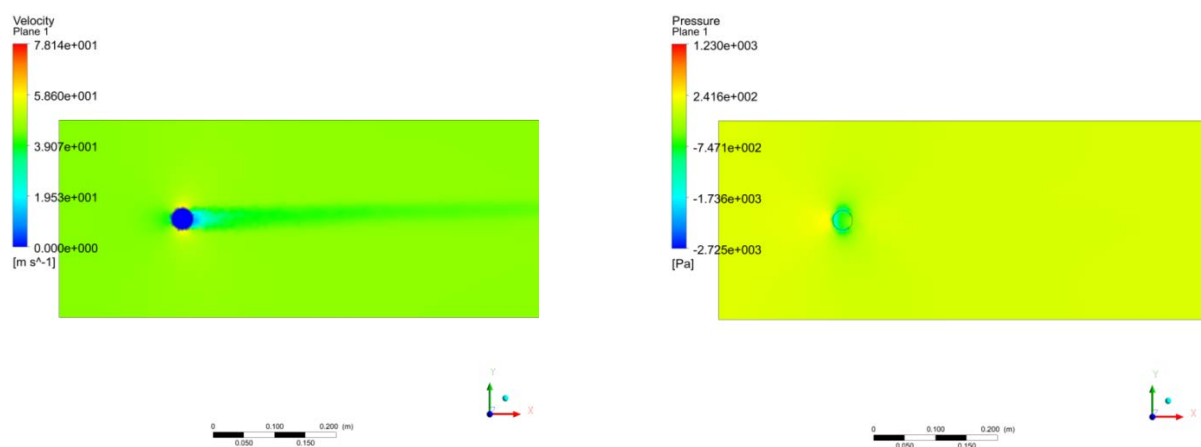
а) сечение  $y=0$ б) сечение  $z=0$ 

Рисунок 74 – Поле скорости и давления трёхмерного обтекания изолированного цилиндра

Коэффициент лобового сопротивления посчитан по формуле (22). На рисунке 75 показано сравнение отношения  $\frac{C_{xa\lambda}}{C_{xa}} \left(\frac{1}{\lambda}\right)$ , полученное расчётным методом в Ansys Fluent с экспериментальным результатом Г.В. Перегудова [47] и Potts D. [80]. Получено хорошее согласование. Небольшое отличие объясняется тем, что в разных источниках коэффициент лобового сопротивления бесконечного цилиндра (при  $\lambda \rightarrow \infty$ ), который стоит в знаменателе, варьируется в диапазоне  $C_{xa}=1,15 \div 1,2$ .

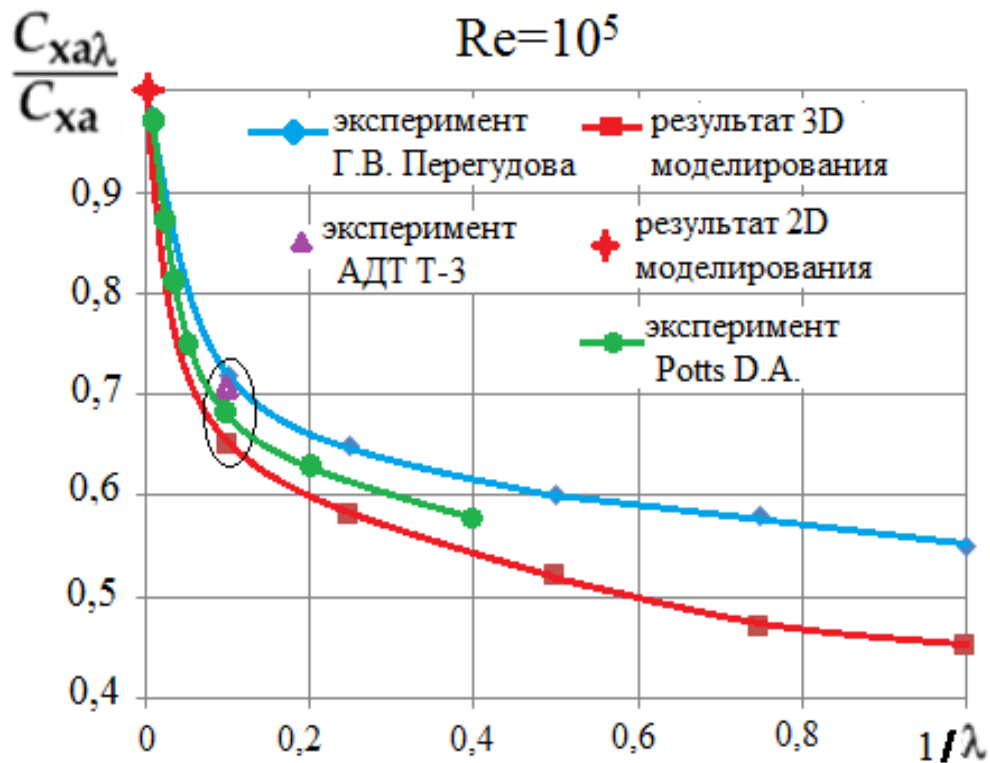


Рисунок 75 – Сравнение отношения  $\frac{C_{xa\lambda}}{C_{xa}} = f\left(\frac{1}{\lambda}\right)$ , полученного расчётом с экспериментальными данными [47, 80] для изолированного цилиндра

### 3.5. Выводы по главе 3

В главе 3 представлены результаты математического моделирования различных вариантов системы «цилиндр-пластины». Установлено, что коэффициент сопротивления цилиндра с задней пластиной может снизить сопротивление до значения  $C_{xa}=0,683$ , что соответствует снижению лобового сопротивления примерно на 42% по сравнению с изолированным цилиндром.

В результате моделирования выявлена закономерность зависимости коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины» от количества, хорды пластин и их расположения.

Показано, что в случае одного дефлектора минимальный коэффициент сопротивления системы может снижаться до значения  $C_{xa}=0,45$  (при угле отклонения дефлектора  $\delta = -20^\circ$ ). В случае двух дефлекторов минимальный коэффициент сопротивления системы равен  $C_{xa}=0,50$

для углов симметричного отклонения дефлекторов  $\delta = \pm 20^\circ$ . Коэффициент лобового сопротивления зависит от хорды дефлекторов, так как при увеличении хорды, эффект диффузора возрастает, лобовое сопротивление снижается, но в тоже время сопротивление самих дефлекторов возрастают, что приводит к возрастанию суммарного сопротивления всей системы. Существует рациональное (оптимальное) значение относительной хорды дефлекторов  $\bar{b} = 0,25$ , при котором минимальный коэффициент сопротивления равен  $C_{xa} = 0,48$ .

Характеристики течения цилиндра в трёхмерном случае сильно зависят от его удлинения. Результат, полученный расчётным методом в Ansys Fluent, хорошо согласуется с экспериментальными данными Г.В. Перегудова, что показывает высокую достоверность полученных результатов.



## ГЛАВА 4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КОМБИНАЦИИ ЦИЛИНДРА С ПЛАСТИНАМИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

### 4.1. Аэродинамическая модель и оборудование

Задачей эксперимента является определение коэффициента лобового сопротивления изолированного цилиндра и системы «цилиндр-пластины» для верификации расчёта для трёхмерного случая.

К испытательному комплексу относятся:

- дозвуковая аэродинамическая труба (АДТ) открытого типа Т-3 Самарского университета (рисунок 76). Подробное описание АДТ можно найти в работе [81];
- объект испытания – комбинация круглого цилиндра и плоских пластин;
- информационно-измерительная система.

Основные параметры экспериментального исследования и характеристики трубы АДТ-3:

- размер рабочей части  $0,6 \text{ м} \times 0,45 \text{ м} \times 1 \text{ м}$
- скоростной напор  $q \approx 390 \text{ Па}$ , скорость потока  $V \approx 24 \text{ м/с}$ ;
- размеры цилиндра: диаметр  $50 \text{ мм}$ , длина  $450 \text{ мм}$  (ограничена размером рабочей части трубы);
- задние пластины с толщиной  $2 \text{ мм}$ , длиной  $450 \text{ мм}$  и с разными хордами;
- передние дефлекторы имеют толщину  $2 \text{ мм}$ , длину  $450 \text{ мм}$  и хорду  $20 \text{ мм}$ .



Рисунок 76 – АДТ Т-3 Самарского университета

Удлинение конечного цилиндра с такими размерами определяется как

$$\lambda = \frac{L}{D} = 9 \text{ или } \frac{1}{\lambda} = 0,111 \quad (24)$$

Геометрические характеристики модели показаны на рисунках 77, 78:

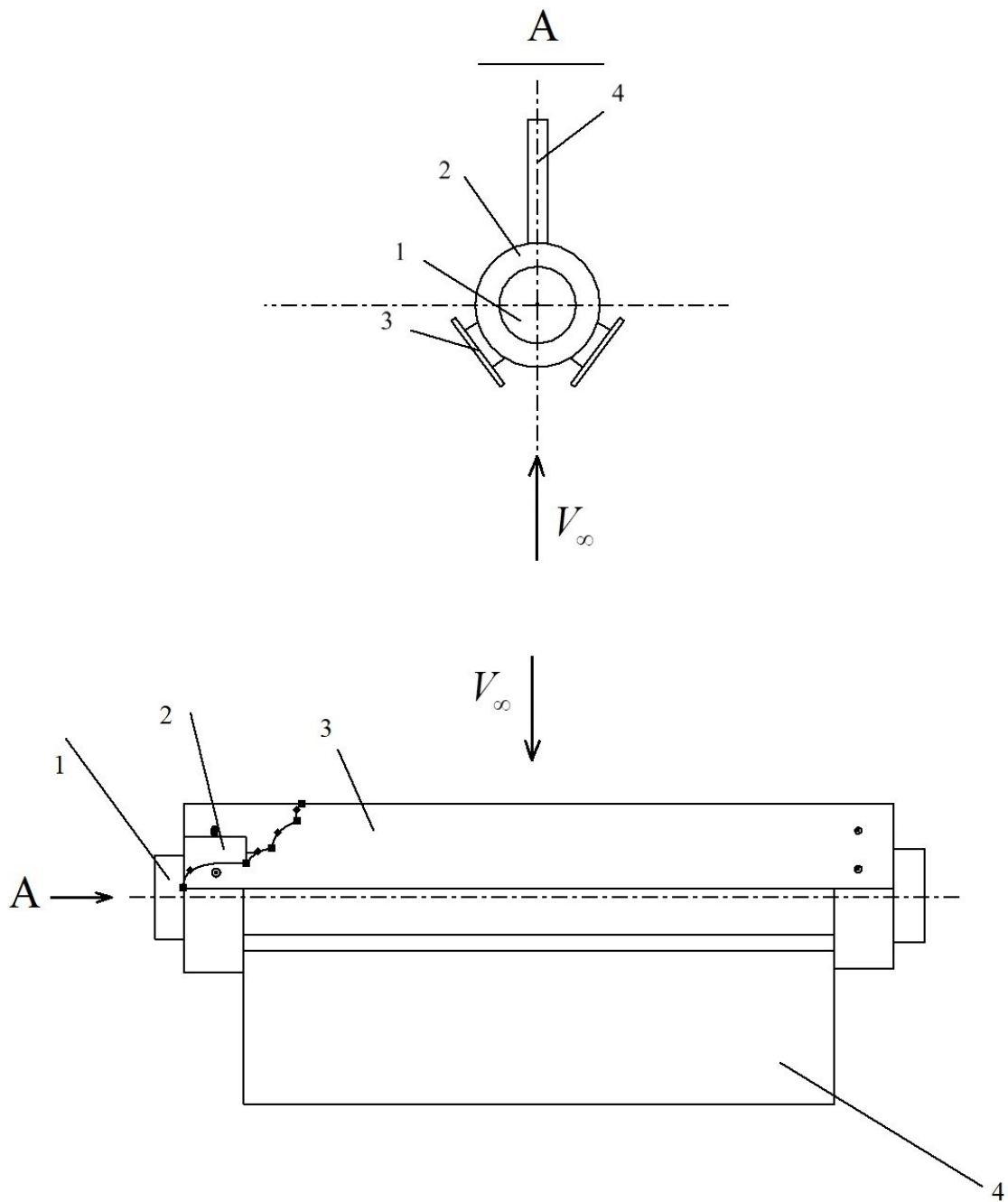


Рисунок 77 – Схема модели в разных сечениях

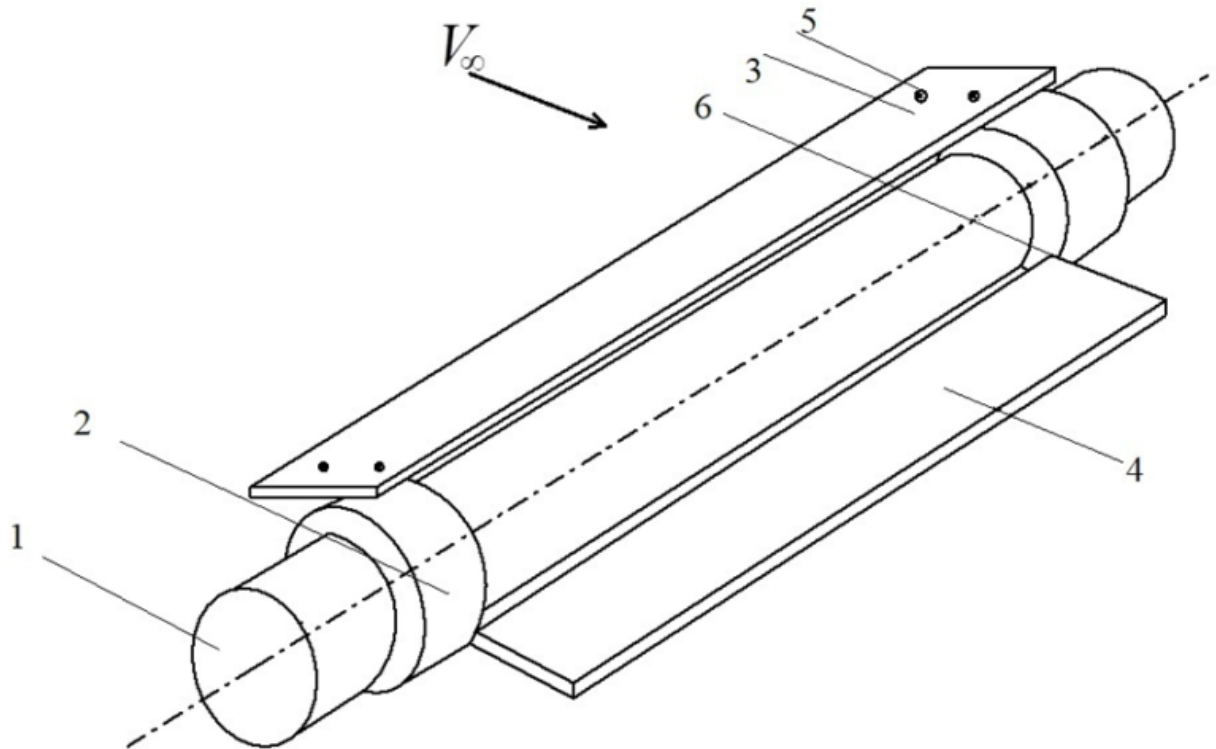


Рисунок 78 – Схема цилиндра с пластинами. (1 – цилиндр, 2 – муфты, 3 – передний дефлектор, 4 – задняя пластина, 5 – крепёж дефлектора к муфте, 6 – пазы для закрепления задней пластины)

На цилиндрическое тело 1 (рисунки 77, 78) устанавливаются цилиндрические концевые муфты 2, с возможностью скольжения-поворота их вокруг оси цилиндра и жёсткого крепления к ним передних по потоку дефлекторов 3 и разделительной пластины 4. Набегающий поток, проходя в конфузоре, между дефлекторами 3, установленными с отрицательным углом установки для верхнего и положительным углом установки для нижнего дефлектора и цилиндрическим телом 1, в пространстве между концевыми муфтами 2, ускоряется и сдвигает линию отрыва потока дальше к тыльной части цилиндрического тела 1, снижая тем самым лобовое сопротивление всей конструкции. Поток среды, обтекая дефлекторы 3 и цилиндрическое тело 1, воздействует на разделительную пластину 4. В случае отклонения вектора скорости потока от направления хорды разделительной пластины 4, поток среды генерирует на ней момент силы, разворачивающий разделительную пластину 4 параллельно вектору скорости. Дефлекторы 3, жёстко связанные концевыми муфтами 2 с разделительной пластиной 4, разворачиваются вместе с ней в положение навстречу потоку, таким образом, чтобы обеспечивать максимальное снижение лобового сопротивления всей конструкции. Таким образом, задняя разделительная пластина играет роль флюгера. Дефлекторы 3 закреплены на концевых муфтах 2 с помощью любого стандартного соединения 5, а разделительная пластина с помощью любого стандартного соединения 6 (рисунок 78).

Формирование на цилиндрических конструкциях различного применения, системы дефлекторов, жёстко связанных с помощью поворотных цилиндрических концевых муфт, с разделительной пластиной позволяет обеспечивать необходимую непрерывную ориентацию дефлекторов относительно направления набегающего потока среды, в случае динамично меняющегося его направления, с целью снижения лобового сопротивления цилиндрических конструкций и снижения действующих на них нагрузок.

Проведенная серия экспериментов с моделями цилиндра с пластинами (рисунки 77, 78) в АДТ Т-3 Самарского университета показала достоверность и высокую эффективность предложенного способа снижения сопротивления.

АДТ Т-3 [81] представляет собой трубу малых дозвуковых скоростей постоянного действия с замкнутым аэродинамическим контуром и открытой рабочей частью, одним обратным каналом, расположенным в вертикальной плоскости. Схема и подробное описание технических характеристик АДТ Т-3 и измерительного комплекса представлены в работе [81] (рисунок 79).

Основные технические характеристики АДТ и модели:

- скорость потока – 25 м/с;
- рабочая часть открытая;
- длина рабочей части 1000 мм;
- выходное сечение сопла 600×400 мм;
- длина модели до 400 мм;
- Площадь миделевого сечения модели до 1800 мм<sup>2</sup>;
- Степень турбулентности  $\varepsilon=0,8\%$ .

Схема АДТ Т-3 приведена на рисунке 79.

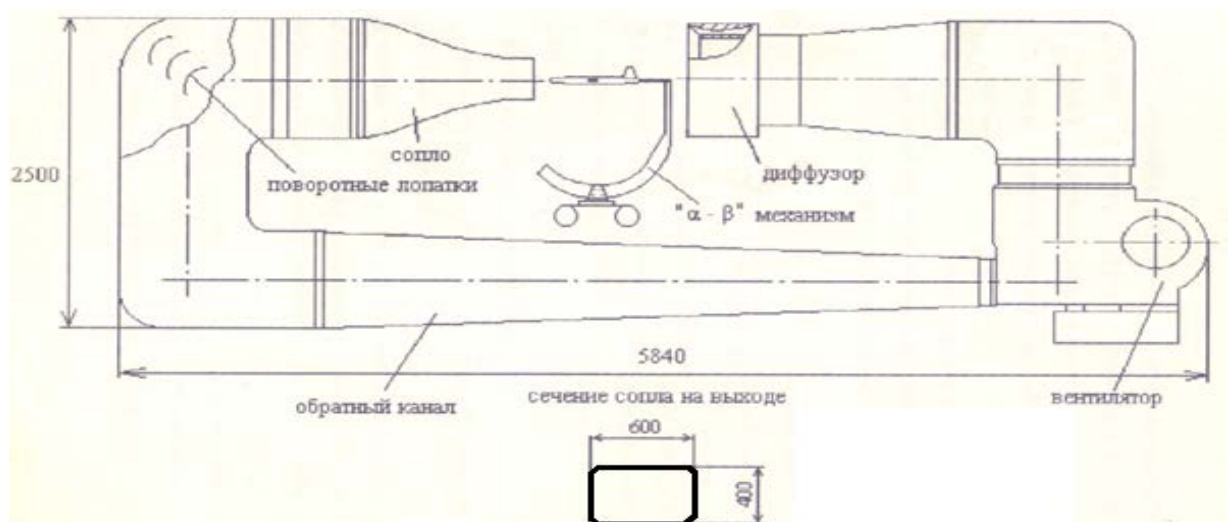


Рисунок 79 – Схема АДТ Т-3 Самарского университета [81]

Эксперимент проводился в аэродинамической трубе АДТ Т-3 с использованием автоматизированной информационно-измерительной системы (АИИС), представляющей собой многоканальную измерительную структуру, основой которой является плата сбора информации L-1250 [82], которая является универсальной платой ввода/вывода аналоговых и цифровых сигналов в ПК через интерфейс PCI Express с возможностью их цифровой обработки в реальном времени. Программное обеспечение (ПО) «PowerGraph» (рисунок 80), установленное на ПК предназначено для регистрации, визуализации, обработки и хранения аналоговых сигналов, записанных с помощью АЦП (аналого-цифровой преобразователь), и позволяет использовать персональный компьютер в качестве стандартных измерительных и регистрирующих приборов.

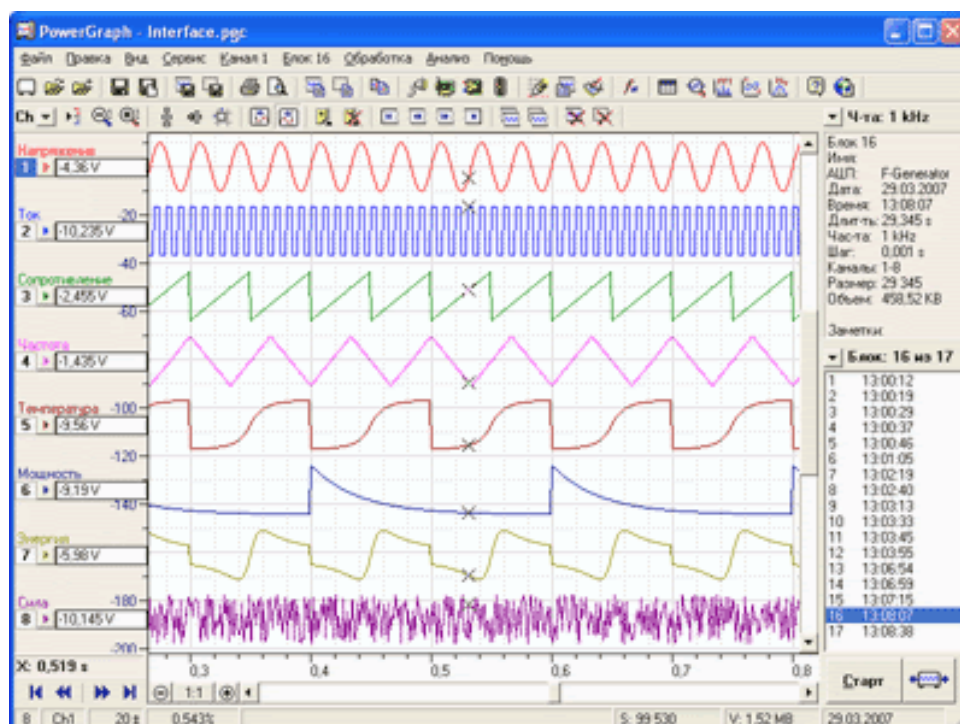


Рисунок 80 – Программное обеспечение «PowerGraph»

Модель устанавливается на аэродинамических тензовесах. Возможный диапазон перемещения модели по углу атаки  $\alpha$  от  $-10^\circ$  до  $20^\circ$ , по углу скольжения  $\beta$  от  $-20^\circ$  до  $20^\circ$ . Тензометрические весы являются шести компонентными, позволяющие измерять нагрузки по компонентам  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  в системе координат, связанной с моделью. Схема регистрации, набора, визуализации и обработки данных в АДТ Т-3 представлена на рисунке 81.

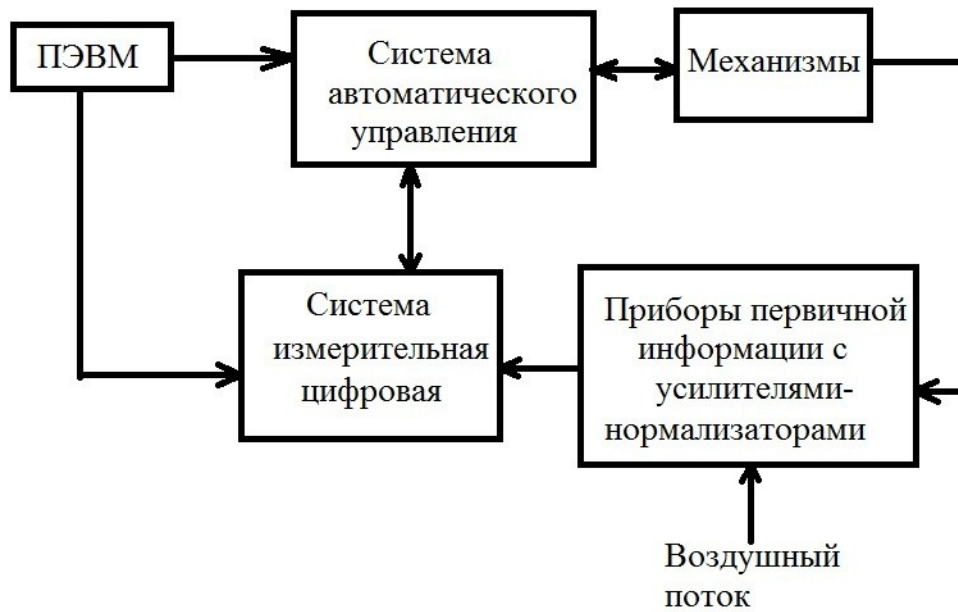
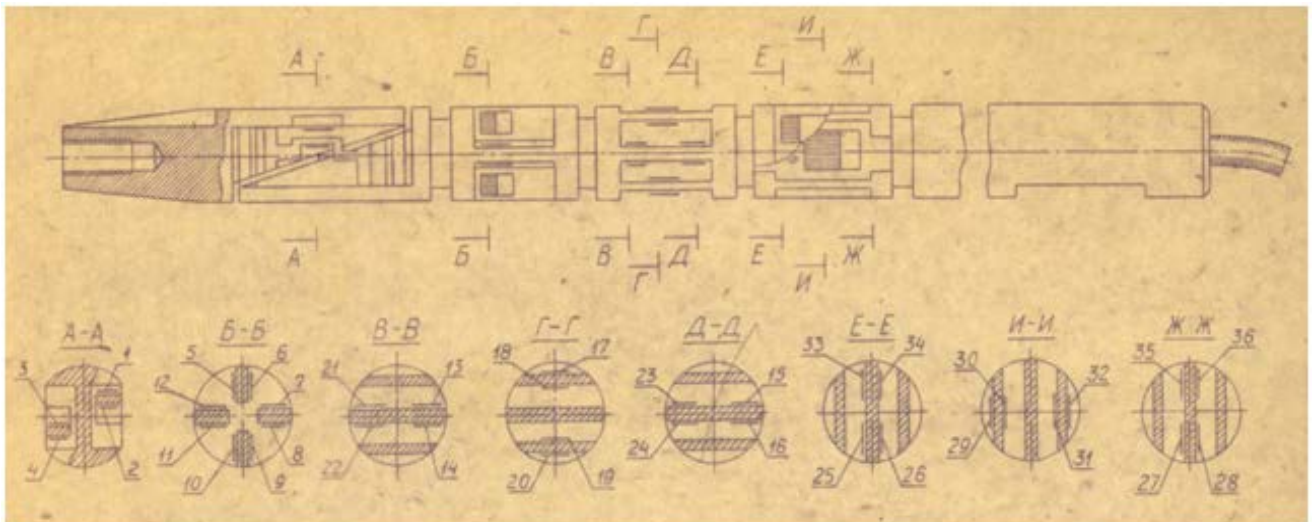


Рисунок 81 – Схема функциональная информационно-измерительной и управляющей системы [81]

Главным элементом измерительной системы являются тензovesы, которые определяют силы и моменты, действующие на испытываемые объекты. Тензovesы преобразуют физические величины (упругие деформации) в электрические сигналы с помощью тензорезисторных преобразователей. Подробная схема тензovesов представлена на рисунке 82.

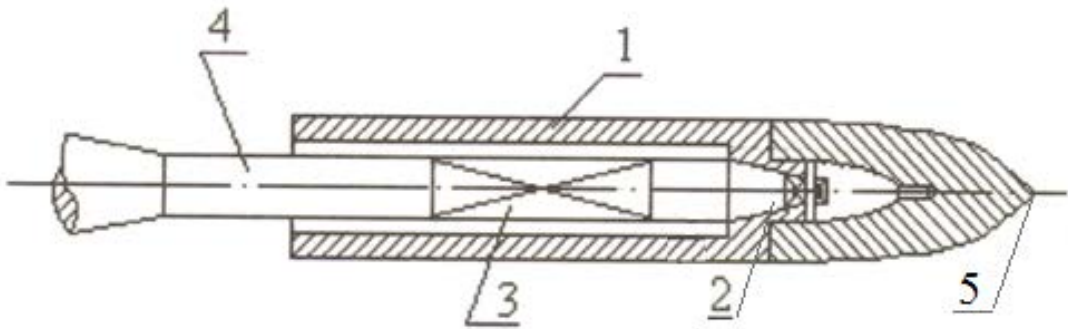


- 1...4 – тензордатчики КФ5П1-3-400; 5...12, 25...28, 33...36 – тензордатчики КФ5П1-3-200;  
 13...16, 21...24 – тензордатчики КФ5П1-3-200; 17...20, 29...32 – тензордатчики КФ5П1-3-400;

Рисунок 82 – Аэродинамические тензovesы [81]

Следует подчеркнуть, что тензovesы – внутримodelьные весы, т.е. размещаемые непосредственно внутри модели. Такое расположение позволяет отказаться от поддерживающих

устройств и тем самым исключить силы, действующие на подвесную систему. На рисунке 83 представлена схема крепления модели летательного аппарата на тензовесах.



1 – модель; 2 – конусная втулка; 3 – упругий контур; 4 – державка весов; 5 – носовая часть модели

Рисунок 83 – Схема крепления модели летательного аппарата на тензовесах [81]

#### 4.2. Подготовка и сбор деталей

Плоские пластины жёстко закреплены на цилиндре через 4 стойки, соединяющие поверхность цилиндра и дефлекторы. Система «цилиндр-пластины» подключена к сенсорной головке тензовесов с помощью специальной державки. Схема державки показана на рисунке 84.

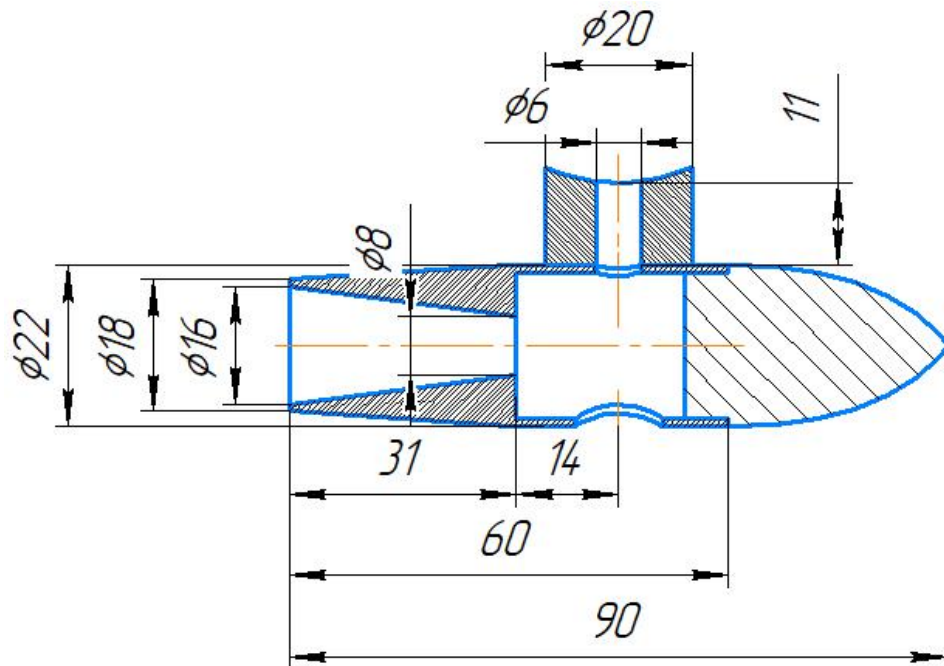


Рисунок 84 – Геометрические характеристики державки модели

Задние пластины представляют собой набор пластин с одинаковой длиной 450 мм и с разными относительными хордами  $\bar{l} = l/D \in [0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0]$ .

Схема установки плоских разделительных пластин сзади цилиндра показана на рисунке 85.

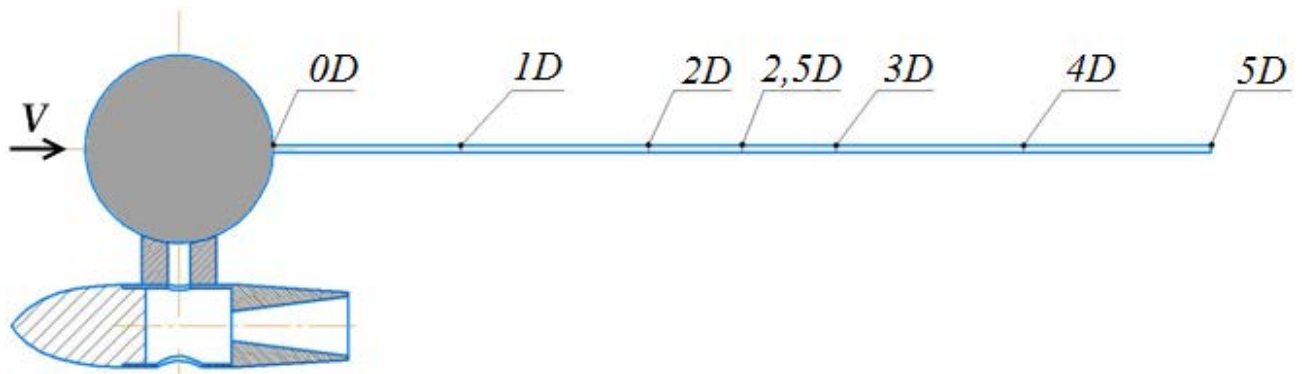


Рисунок 85 – Схема обтекания цилиндра с задними пластинами

В эксперименте исследовано не только сопротивление системы цилиндра с задней пластиной, но и с передними дефлекторами, которые расположены симметрично под разными меридиональными углами к горизонтальной плоскости. Схемы установки плоских пластин вокруг цилиндра показаны на рисунке 86.

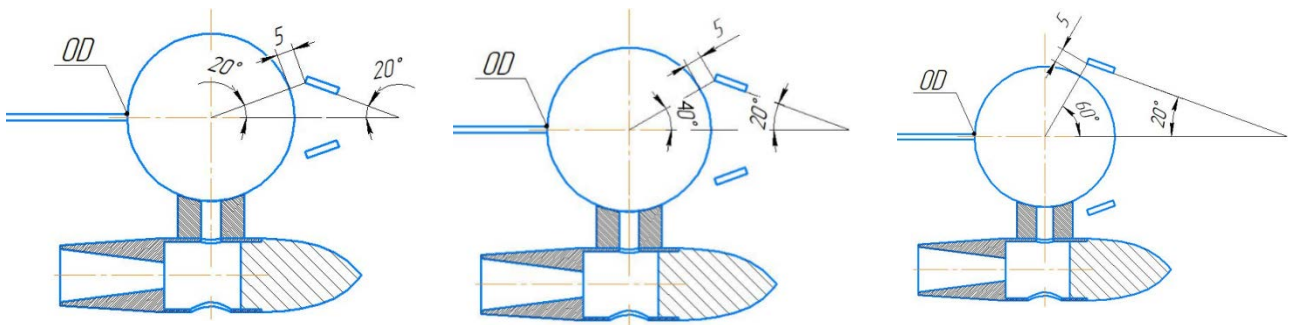


Рисунок 86 – Схемы моделей с разными меридиональными углами положения дефлекторов

Основные геометрические характеристики деталей (цилиндра, пластин, дефлекторов, втулки):

- относительная хорда дефлекторов  $\bar{b} = b/D = 0,5$ ;
- толщина дефлекторов  $c = 2$  мм;
- относительная ширина щели  $\bar{h} = h/D = 0,1$ ;
- относительная длина пластин  $\bar{l} = l/D$ ;
- меридиональный угол  $\theta = [20^\circ; 60^\circ]$ ;
- угол расположения дефлекторов  $\delta_{\pm} = 20^\circ$  (знак «+» для нижнего дефлектора, знак «-» для верхнего дефлектора);
- диаметр державки 22 мм, длина 90 мм.

Порядок проведения эксперимента.

1. Сначала продувалась державка (рисунок 87а) для определения её сопротивления  $X_{\text{державки}}$ ;





Рисунок 87а – Продувка державки

2. После чего продувался изолированный цилиндр (рисунок 87б).

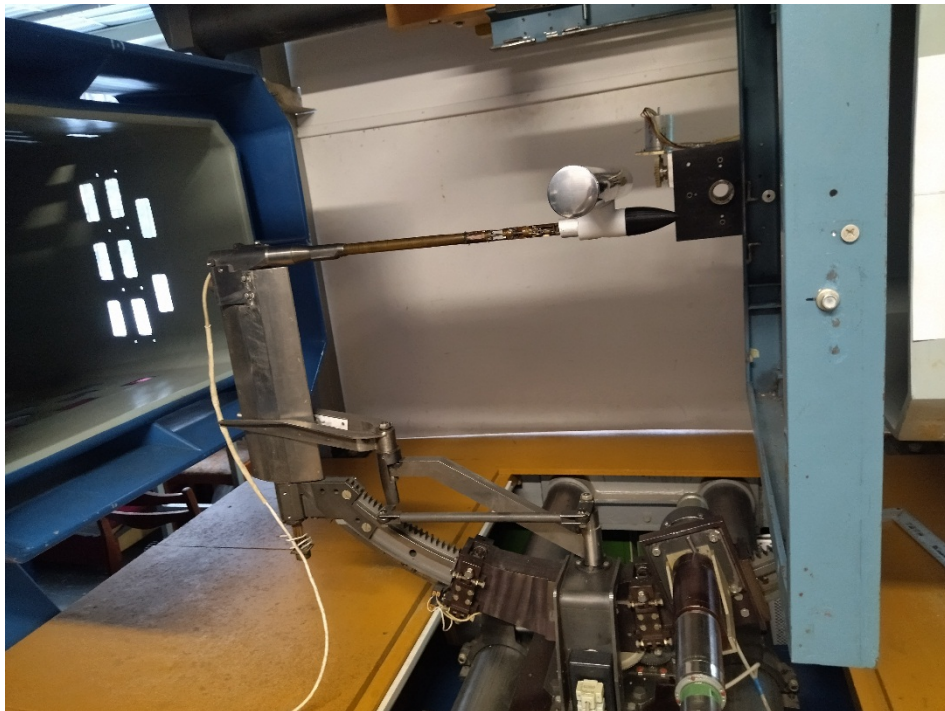


Рисунок 87б – Продувка изолированного цилиндра

3. Далее продувалась комбинация цилиндра с передними дефлекторами (рисунок 87в) для разных углов установки. Для каждой системы «цилиндр-дефлекторы» проводилась продувка с добавлением задней пластины с разными относительными хордами.

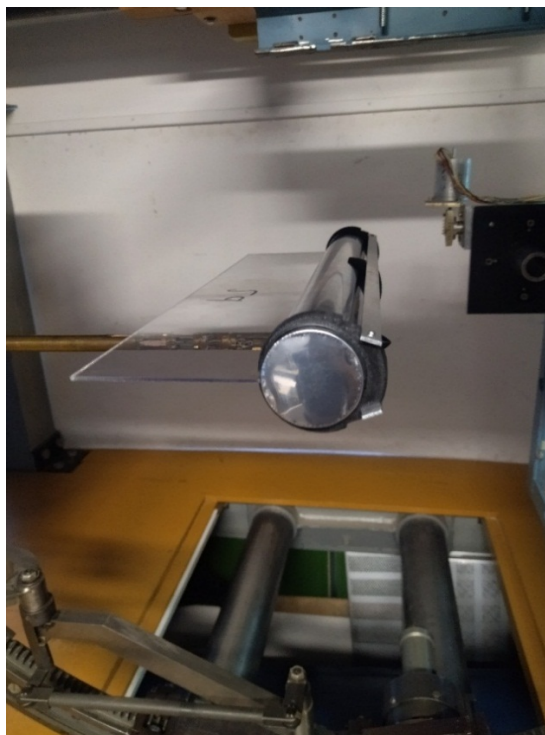


Рисунок 87в– Продувка системы «цилиндр-пластины»

#### 4.3. Результаты эксперимента

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 формуле (3) равнялось

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

В случае продувки державки, получено значение силы сопротивления  $X_{\text{державка}}=0,2 \text{ Н}$  (приложение А, протокол 1). Полученные результаты эксперимента представлены на рисунке 88 (для изолированного цилиндра) и в протоколах из приложения (для комбинации цилиндра с пластинами) в конце данной диссертации. Поскольку сила сопротивления державки мала (она составляет всего лишь 3% от суммарной силы сопротивления системы цилиндра с державкой, см.п.4.4 и протокол 1), то можно использовать следующую формулу для определения силы сопротивления изолированного цилиндра

$$X_{\text{изол.цилиндр}} = X_{\text{цилиндр+державка}} - X_{\text{державка}} \quad (26)$$

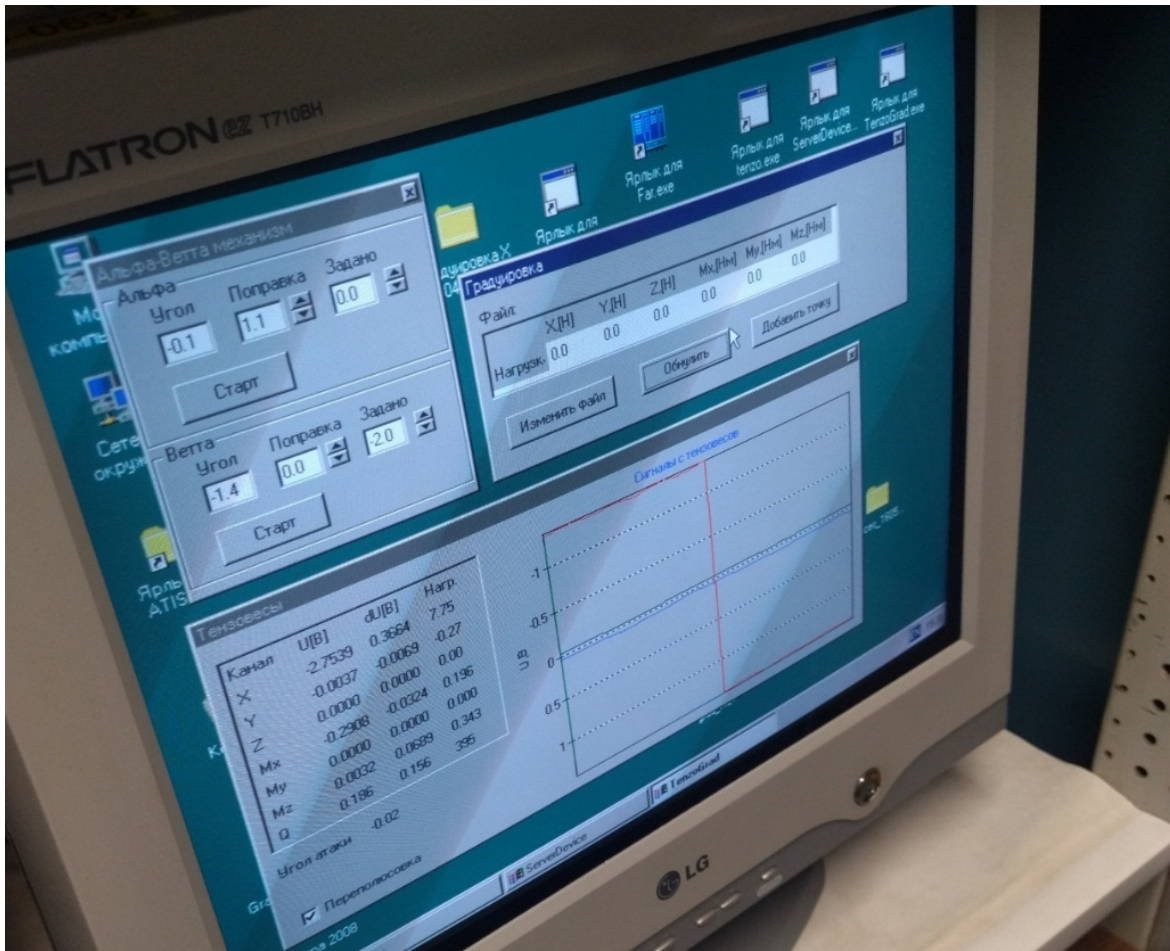


Рисунок 88 – Компьютерный интерфейс

#### 4.4. Сравнение результатов расчётов и эксперимента

Для изолированного цилиндра, закреплённого на державке, сила сопротивления равна  $X_a=7,75 \text{ Н}$  (приложение А, протокол 2). Вычитая из этого суммарного сопротивления значение сопротивления державки –  $0,2 \text{ Н}$ , получается, что сила сопротивления изолированного цилиндра равна  $X=7,55 \text{ Н}$  (формула (26)). Тогда коэффициент сопротивления равен

$$C_{xa0} = \frac{X}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{X}{qLD} = \frac{7,55 [\text{Н}]}{395 [\text{Па}] \cdot 0,0225 [\text{м}^2]} \approx 0,850 \quad (27)$$

а отношение коэффициента конечного цилиндра к коэффициенту бесконечного цилиндра будет равно

$$\frac{C_{xa\lambda}}{C_{xa}} = \frac{0,85}{1,2} = 0,708 \quad (28)$$

В таблице 8 проведено сравнение полученного результата (28) для изолированного цилиндра с данными эксперимента Перегудова (см. [47]) и величины, полученной расчётным пу-

тём моделирования в пакете ANSYS Fluent. Замечено, что полученные результаты хорошо согласуются друг с другом.

Таблица 8 – Сравнение относительного значения коэффициента сопротивления для изолированного цилиндра

Значение	Эксперимент Перегудова [47]	Расчёт (ANSYS Fluent)	Данный эксперимент
$\frac{C_{xa} \lambda}{C_{xa}}$	0,72	0,65	0,71

На рисунке 89 показано сравнение результата данного эксперимента с результатами вычислительного эксперимента и данными других авторов.

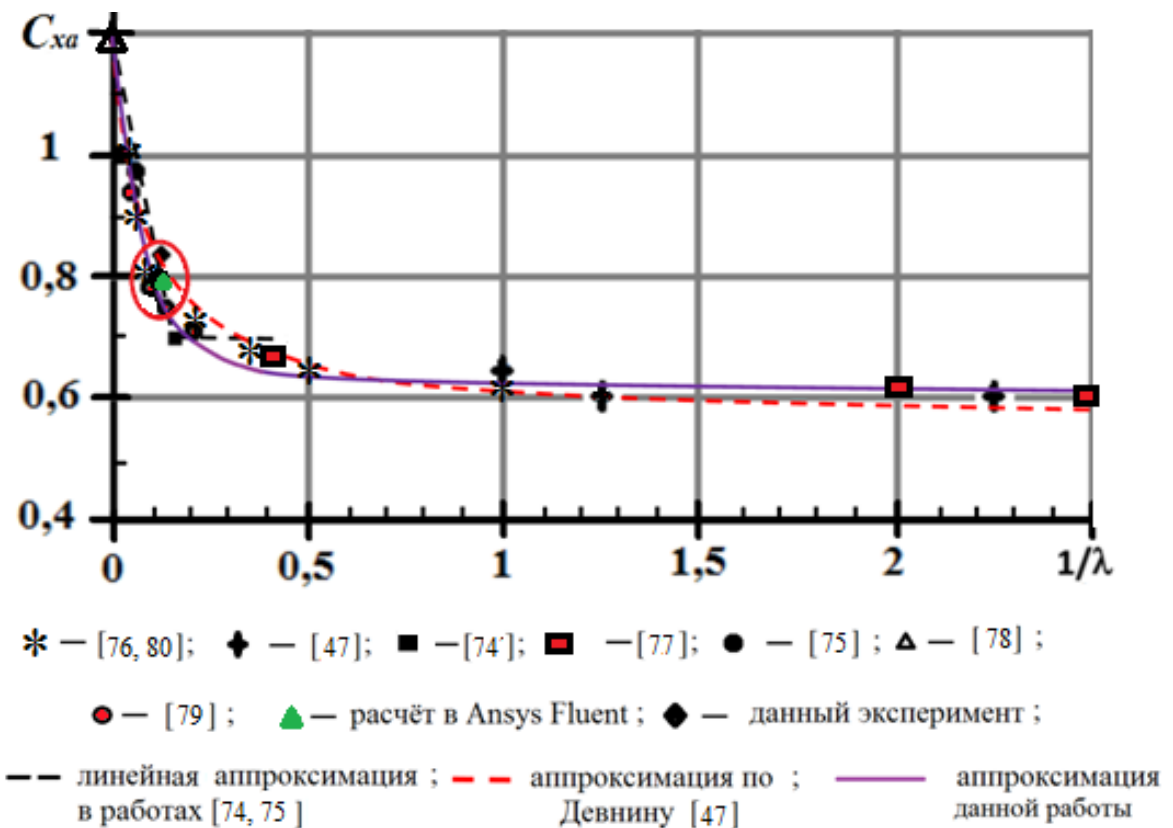


Рисунок 89 – Сравнение коэффициента лобового сопротивления цилиндра при докритическом обтекании от обратного удлинения  $1/\lambda$

В случае обтекания цилиндра бесконечного удлинения  $\lambda \rightarrow \infty$  (что эквивалентно двумерному течению  $1/\lambda \rightarrow 0$ ) при докритическом числе Рейнольдса  $Re=10^5$ , значение коэффициента лобового сопротивления равно  $C_{xa} \approx 1,2$ , что и отмечалось в разных работах [12, 66-70, 73-78]. Штриховой чёрной линией на рисунке 89 обозначена аппроксимация экспериментальных результатов для изолированных цилиндров разных удлинений в диапазоне  $[0; 0,4]$  в виде двух линий, выполненная в работах [74, 75]; штриховая красная линия — это аппроксимация экспериментальных результатов Перегудова (см. [47]), а фиолетовая сплошная линия — это аппрокси-

мация автора диссертации для всех результатов, включая экспериментальные и расчётные данные, полученная по методу наименьших квадратов. Данная зависимость  $C_{xa}\left(\frac{1}{\lambda}\right)$  хорошо аппроксимируется формулой

$$C_{xa}\left(\frac{1}{\lambda}\right) = 0,60 + \frac{0,60}{0,60 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 20,96 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right) + 1,0}. \quad (29)$$

Рассмотрим некоторые асимптотики данной функции аппроксимации:

- при  $1/\lambda \rightarrow 0$  или  $\lambda \rightarrow \infty$ , что соответствует обтеканию цилиндра бесконечного удлинения, в котором отсутствуют эффекты отрыва потока на двух боковых торцах цилиндра, поэтому течение можно считать двумерным, согласно работам [12, 66-70, 73-78]  $C_{xa} \approx 1,2$ ;
- при  $1/\lambda = 0,2$ , согласно работе [77]  $C_{xa} \approx 0,71$ ;
- при  $1/\lambda = 1,25$  и  $1/\lambda = 2,25$ , согласно работе [76]  $C_{xa} \approx 0,61$ .

Таким образом, полученная аппроксимационная функция (29) хорошо описывает изменение коэффициента сопротивления в диапазоне обратных удлинений  $1/\lambda \in [0; 2,5]$ .

Можно также отметить хорошее согласование результатов эксперимента, полученного тензометрическим методом  $C_{xa} \approx 0,85$  и данными расчёта в Ansys Fluent  $C_{xa} \approx 0,80$ , полученных автором данной работы для изолированного цилиндра с удлинением равным 9,0 ( $1/\lambda \approx 0,111$ , красный эллипс на рисунке 89) с величиной коэффициента лобового сопротивления из эксперимента  $C_{xa} \approx 0,8$  [74, 75, 80], что говорит о высокой достоверности, представленных автором данных на рисунке 89.

Продувалась система цилиндра с пластинами (задней пластиной и передними дефлекторами). Все эксперименты проведены в плоскости симметрии при нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Полученные результаты представлены в таблицах 9-13 (приложение А, протокол 3-7).

Таблица 9 – Коэффициент сопротивления цилиндра с задней пластиной и без передних дефлекторов

Хорда задней пластины в диаметрах цилиндра	Относительная длина пластины	Сопротивление [Н]	Скоростной напор [Па]	$C_{xa}$
Без пластин	0	7,55	395	0,85
1·D	1	7,55	394	0,85
2·D	2	7,42	396	0,83
3·D	3	7,4	396	0,83
4·D	4	7,38	391	0,84
5·D	5	7,7	390	0,88

Таблица 10 – Коэффициент сопротивления цилиндра с дефлекторами ( $\theta = \pm 60^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ )

Хорда задней пластины в диаметрах цилиндра	Относительная длина	Сопротивление [Н]	Скоростной напор [Па]	$C_{xa}$
Без пластин	0	7,2	396	0,81
1·D	1	6,01	392	0,68
2·D	2	6	396	0,67
3·D	3	5,93	397	0,66
4·D	4	5,9	386	0,68
5·D	5	6,75	388	0,77

Таблица 11 – Коэффициент сопротивления цилиндра с дефлекторами ( $\theta = \pm 40^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ )

Хорда задней пластины в диаметрах цилиндра	Относительная длина пластины	Сопротивление [Н]	Скоростной напор [Па]	$C_{xa}$
Без пластин	0	5,65	393	0,64
1·D	1	5,45	396	0,61
2·D	2	5,36	396	0,60
3·D	3	5,43	395	0,61
4·D	4	5,5	394	0,62
5·D	5	5,4	390	0,61

Таблица 12 – Коэффициент сопротивления цилиндра с дефлекторами ( $\theta = \pm 30^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ )

Хорда задней пластины в диаметрах цилиндра	Относительная длина пластины	Сопротивление [Н]	Скоростной напор [Па]	$C_{xa}$
Без пластин	0	6,56	389	0,75
1·D	1	6,04	386	0,70
2·D	2	6,16	387	0,71
2,5·D	2,5	5,9	387	0,68
3·D	3	5,9	386	0,68

Таблица 13 – Коэффициент сопротивления цилиндра с дефлекторами ( $\theta = \pm 20^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ )

Хорда задней пластины в диаметрах цилиндра	Относительная длина	Сопротивление [Н]	Скоростной напор [Па]	$C_{xa}$
Без пластин	0	6,46	396	0,72
1·D	1	6	391	0,68
2·D	2	6,05	385	0,70
2,5·D	2,5	5,88	387	0,67
3·D	3	5,93	385	0,68

В таблицах 9-13 выделены строки с наименьшим значением коэффициента лобового сопротивления. Из таблиц 9-13 можно заключить, что наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления отмечается при относительной хорде задней разделительной пластины равной  $2D \div 3D$ . На рисунках 90-92 показана зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины для дефлекторов с расположением под разными мери-

диональными углами  $\theta = \{20^0; 40^0; 60^0\}$ . Зависимости аппроксимированы кривой второго порядка, которая получена методом наименьших квадратов.

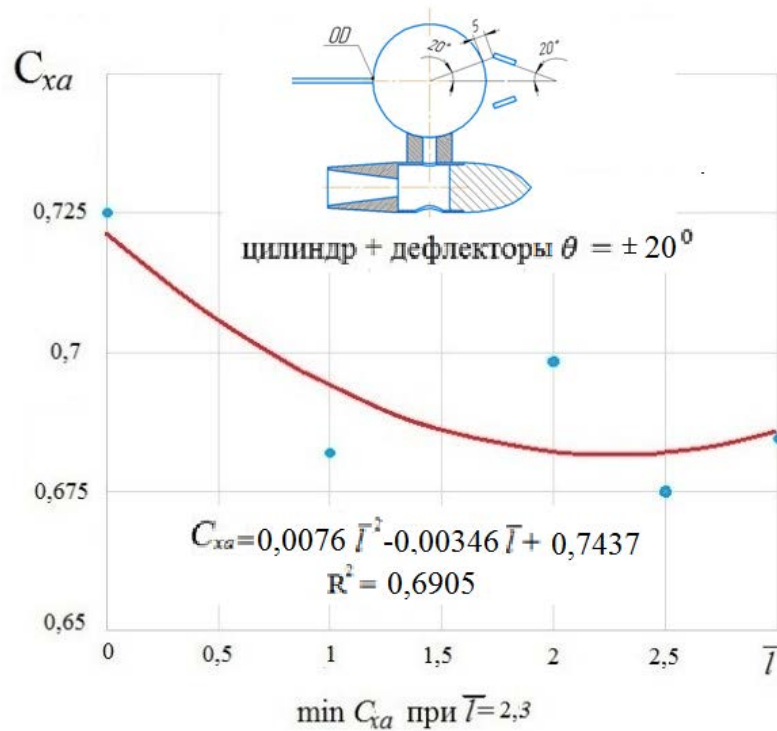


Рисунок 90 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины при расположении передних дефлекторов  $\theta = \pm 20^0$

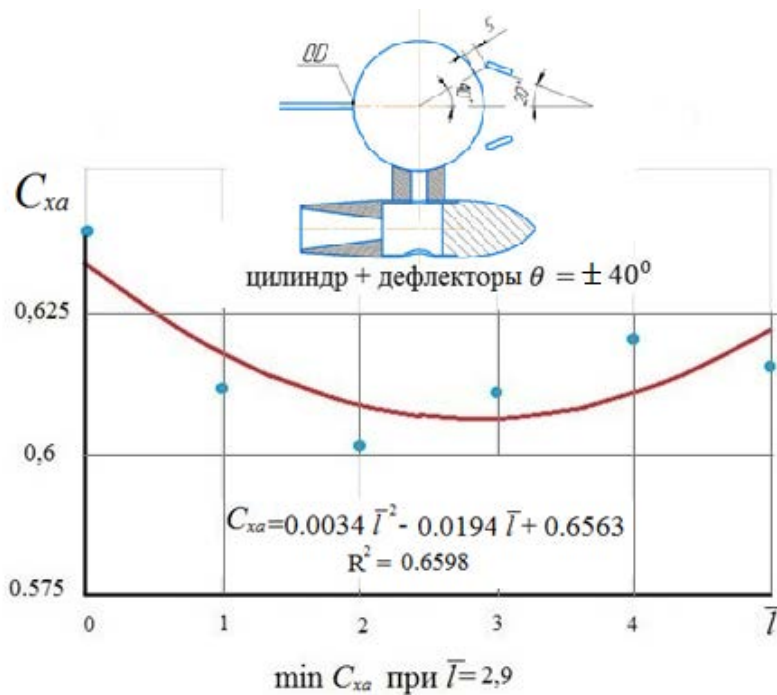


Рисунок 91 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины при расположении передних дефлекторов  $\theta = \pm 40^0$

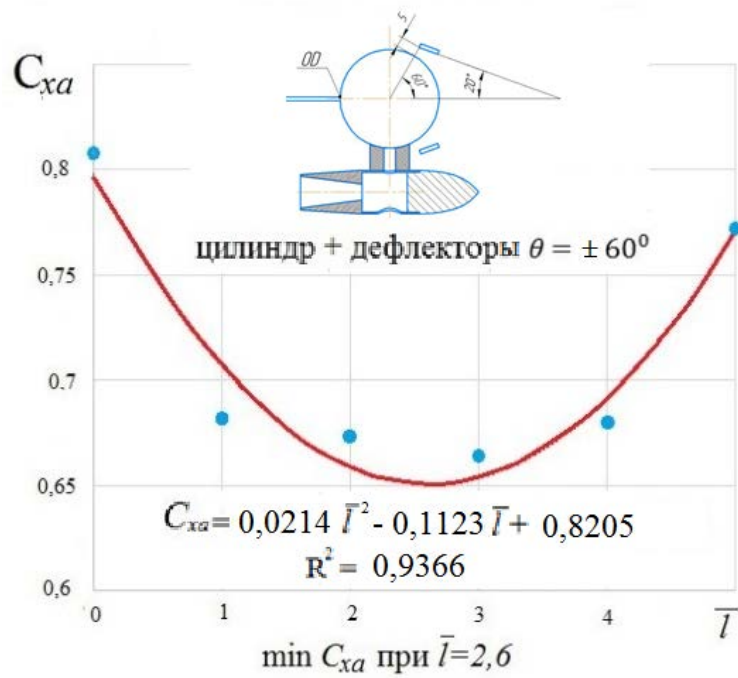


Рисунок 92 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной хорды задней пластины при расположении передних дефлекторов  $\theta = \pm 60^\circ$

Если приравнять нулю производные от полиномов второй степени, а затем решить полученное уравнение, то можно найти минимум коэффициента лобового сопротивления. Получается, что наилучшая относительная хорда задней пластины примерно равна  $\bar{l} = 2,6$ , в то время как в двумерном случае эта величина равнялась  $\bar{l} = 4$  [66-69].

На рисунке 93 проведена зависимость коэффициента лобового сопротивления от меридиональных углов  $\theta$  расположения передних дефлекторов при разных хордах задней пластины. Получено, что минимум сопротивления достигается при меридиональном угле дефлекторов  $\theta \approx 40^\circ$ .

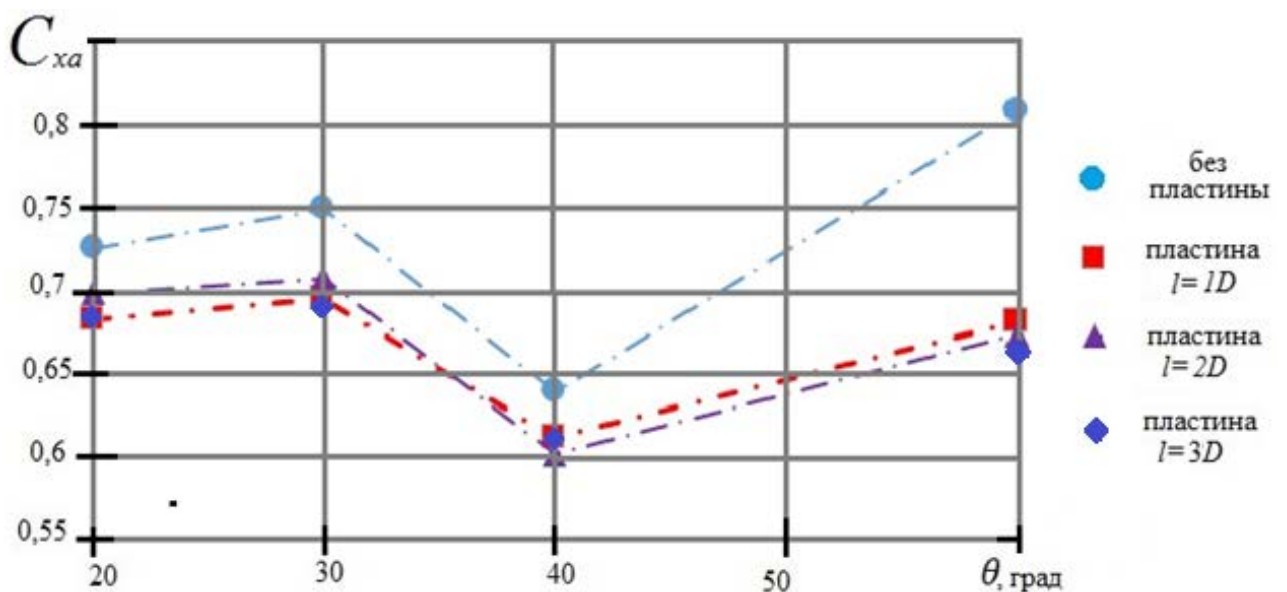


Рисунок 93 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от меридиональных углов  $\theta$



На рисунке 94 проведена зависимость отношения коэффициентов сопротивления цилиндра с дефлекторами к сопротивлению изолированного цилиндра от относительной хорды задней пластины ( $C_{xa0}$  – сопротивление изолированного конечного цилиндра, полученного экспериментально  $C_{xa0}=0,85$ ).

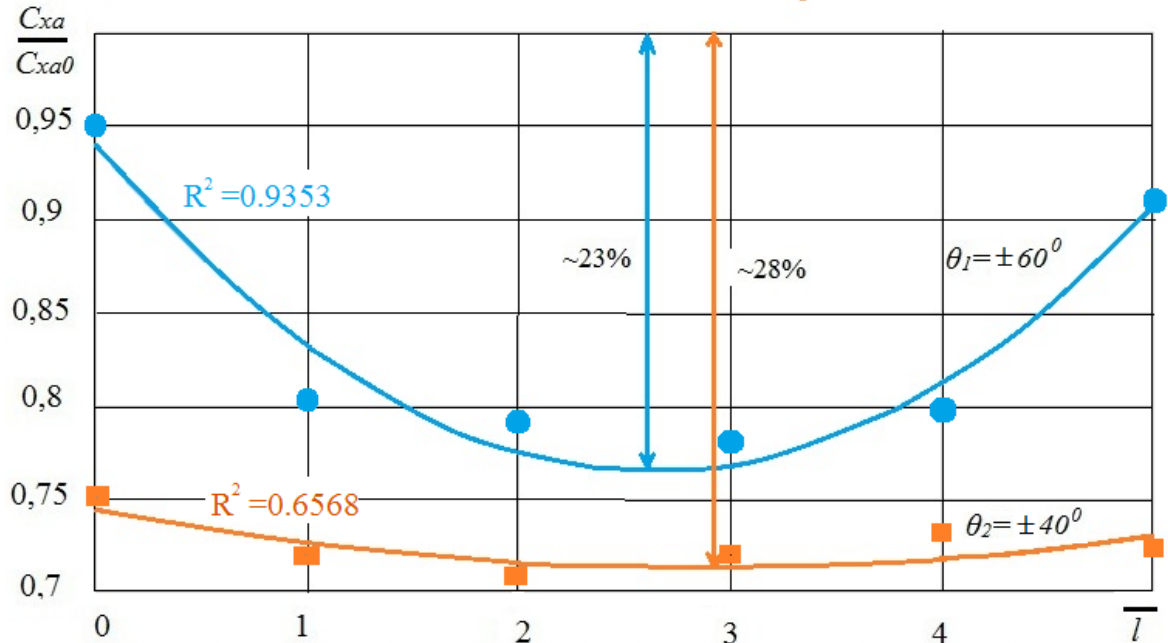


Рисунок 94 – Зависимость отношения сопротивления цилиндра  $\frac{C_{xa}}{C_{xa0}}$  от относительной хорды задней пластины

Установлено, что в трёхмерном случае для цилиндра с задней пластиной и передними дефлекторами сопротивление системы снижается примерно на 23% и 28% в зависимости от меридионального угла установки передних дефлекторов, в то время как в двумерном случае снижение составляет 60% [66-69], эффект снижения сопротивления на конечном цилиндре 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 конфузурный эффект, который лежит в основе сдвига назад точки отрыва потока, ослабевает на концах цилиндра из-за наличия концевых эффектов, связанных с образованием вихревых структур.

#### 4.5. Оценка погрешности полученных результатов

Полученные результаты исследования всегда сопровождается погрешность. Погрешность окончательного результата состоит из погрешности задачи (допущений, которые мы предполагали), погрешности метода и погрешности вычислений (округлений). Погрешности задачи являются неустранимыми. Погрешность метода можно рассмотреть на примере экспериментального исследования. Погрешность экспериментального метода вызвана, например:

- несовершенством измерительного прибора (разрешимостью измерительных инструментов, которые использованы в эксперименте, флуктуацией нулевого положения);
- невнимательность исследователя, неточность процесс проведения эксперимента – так называемая погрешность измерений (случайные погрешности),

Следует отдавать себе отчёт, что в условиях эксперимента нужно делать как можно больше измерений, тем точнее будет результат ( $n=3\div 10$  для каждого случая), потом проводить усреднение результатов после каждого измерения.

В данной работе использованы лабораторные приборы с обычными погрешностями, например, для измерения длин цилиндра и пластин применялась металлическая линейка с миллиметровой шкалой с погрешностью 0,5 мм, для измерения диаметра цилиндра – цифровой штангенциркуль марки WIEDERKRAFT WDK-MD15001 с погрешностью 0,01 мм (рисунок 95).



Рисунок 95 – Штангенциркуль марки WIEDERKRAFT WDK-MD15001

Абсолютные погрешности измерений принимаем равным инструментальным, они имеют следующие значения:

- для продольной силы  $\Delta X=0,1$  Н. Поскольку эксперимент проводился в 2 этапа: отдельно для державки и для системы в целом, поэтому абсолютная погрешность измерения продольной силы складывается, отсюда  $\Delta X=0,2$  Н;
- для скоростного напора  $\Delta q_{\infty}=5$  Па;
- для линейного размера  $\Delta l = 0,0005$  м;
- для диаметра, измеряемого штангенциркулем  $\Delta d = 0,00001$  м.

Как известно, коэффициент лобового сопротивления изолированного цилиндра, вычисляемый по формуле (15) и (26), представляет собой функцию от трёх переменных  $C_{xa}=f(X_a, q_{\infty}, S)$ . Его относительная погрешность выражается формулой

$$\delta_{C_{xa}} = \frac{\Delta C_{xa}}{C_{xa \text{ ист}}} \times 100 \% \quad (30)$$

где  $C_{xa \text{ ист}}$  – истинное значение коэффициента лобового сопротивления, а  $\Delta C_{xa}$  – абсолютная погрешность  $\Delta C_{xa} = |C_{xa \text{ изм}} - C_{xa \text{ ист}}|$ .

По теории погрешностей [83-86], для функции многих переменных, относительная погрешность функции коэффициента лобового сопротивления (15) является суммой трёх относительных погрешностей переменных, поэтому

$$\delta_{C_{xa}} = \delta_{x_a} + \delta_{q_{\infty}} + \delta_S \quad (31)$$

Относительные погрешности вычисляются по следующим формулам:

$$\delta_{x_a} = \frac{\Delta x_a}{x_a} \cdot 100\% = \frac{0,2}{7,55} \cdot 100\% = 2,64\% \approx 2,6\%; \quad (32)$$

$$\delta_{q_{\infty}} = \frac{\Delta q_{\infty}}{q_{\infty}} \cdot 100\% = \frac{5}{395} \cdot 100\% = 1,27\% \approx 1,3\%; \quad (33)$$

$$\delta_l = \frac{\Delta l}{l} \cdot 100\% = \frac{0,0005}{0,450} \cdot 100\% = 0,111\% \approx 0,11\%; \quad (34)$$

$$\delta_d = \frac{\Delta d}{d} \cdot 100\% = \frac{0,00001}{0,050} \cdot 100\% = 0,020\%; \quad (35)$$

$$\delta_S = \delta_l + \delta_d = 0,13\%. \quad (36)$$

Суммарная относительная погрешность для коэффициента лобового сопротивления изолированного цилиндра конечного удлинения равна

$$\delta_{C_{xa}} = \delta_{x_a} + \delta_{q_{\infty}} + \delta_S = 3,03\% \approx 3,0\%. \quad (37)$$

Поскольку экспериментальные значения коэффициента лобового сопротивления находятся в диапазоне [1,2; 0,6], то оценка относительной погрешности в 3,0 % позволяет записывать полученные экспериментальные данные с соответствующими абсолютными погрешностями, например, для изолированного цилиндра  $C_{xa}=1,2\pm 0,036$ ; для цилиндра с передними дефлекторами и задней пластиной  $C_{xa}=0,6\pm 0,036$ . Таким образом, экспериментальные результаты, полученные в диссертации можно записывать максимум с двумя значащими цифрами после запятой. Анализ относительных погрешностей (формулы (32)-(36)) показывает, что для повышения точности экспериментальных результатов необходимо повысить в первую очередь точность измерительной системы: точность измерения продольной силы и скоростного напора.

#### 4.6. Вывод по главе 4

В главе 4 проведено экспериментальное исследование для расчёта сопротивления для изолированного цилиндра, чтобы проверить результат расчёта в Ansys Fluent и для системы «цилиндр-пластины» для оценки достоверности факта снижения сопротивления по сравнению с двумерным случаем в АДТ-3 Самарского университета тензометрическим методом. Эффект

снижения сопротивления системы «цилиндр-пластины» подтверждён теоретически и экспериментально в трёхмерном случае. Получено, что в трёхмерном случае цилиндр с пластинами и дефлекторами снижает сопротивление системы на 23 % и 28 % в зависимости от меридионального угла установки передних дефлекторов, в то время как в двумерном случае снижение составляет 60 % [66-69]. Таким образом эффект снижения сопротивления цилиндра конечного удлинения за счёт установки пластин слабее, чем на бесконечном цилиндре.

## ГЛАВА 5 ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДА СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ПРИЛОЖЕНИЯ

### 5.1. Введение о применении метода

В диссертации 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 снижение пульсаций в аэродинамическом следе за цилиндром. Установлено, что сопротивление системы «конечный цилиндр-пластины» уменьшается на 23...28 % в зависимости от меридионального угла установки передних дефлекторов, в то время как для бесконечного цилиндра это снижение составляет 60 %. Рассматривается возможность применения этого метода на практике. Для этого, сначала построен алгоритм данного метода в виде схемы, представленной на рисунке 96.



Рисунок 96 – Схема алгоритма метода снижения лобового сопротивления цилиндра при наличии пластин вблизи его поверхности

Как представлено на рисунке 96, разработанный метод включает последовательно следующие шаги:

- Исходные данные. Обобщённая информация об условиях решения задачи; геометрические характеристики объекта; необходимая величина снижения лобового сопротивления, например:
  - Диаметр, длина цилиндра  $D_{ц}$ ,  $L_{ц}$ .
  - Скорость потока  $V_{\infty}$ , его температура  $T$  и давление  $p$ , коэффициент изоэнтропы и удельная газовая постоянная  $R$ .
  - Кинематическая вязкость и число  $Re$ .
- Выбор рациональных геометрических параметров системы «цилиндр-пластины». Определение геометрических параметров задней разделительной пластины и дефлекторов, таких как хорд  $L_{пл}$ ,  $L_{дефл}$ , ширины щели  $h_{дефл}$ ; значения параметров, определяющих расположение пластин относительно цилиндра: угла расположения  $\theta_{дефл}$  и угла установки  $\delta_{дефл}$ .
- Формирование геометрической модели системы «цилиндр-пластины». Построение геометрической модели в Inventor, Autocad ... и импорт в ANSYS Geometry.
- Построения численной модели потока, обтекающего систему «цилиндр-пластины».

В ANSYS Fluent настраиваются следующие характеристики:

- Задача стационарная *Steady State*.
- Расчётная область, гибридная сетка со сгущением вблизи поверхности цилиндра, задней разделительной пластины и дефлекторов с размером первой ячейки 1 мм.
- Скорость набегающего потока, температура воздуха, степень турбулентности ...
- Типы граничных условий: на входе – *velocity\_inlet*, на выходе – *pressure\_outlet*, на верхней и нижней границах – условие симметрии *symmetry*.
- Модель турбулентного потока: *k- $\omega$  SST*.
- Определение коэффициента лобового сопротивления системы «цилиндр-пластины». В результате моделирования в ANSYS Fluent определяются аэродинамические параметры, такие как: коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$ , коэффициент подъёмной силы  $C_{ya}$ , поля скоростей и давлений.

Описанный выше алгоритм метода снижения лобового сопротивления апробирован в области авиации. Для самолётов, относящихся к лёгкому классу (типа АН-28, АН-38, зарубежные самолёты Cessna 172, Cirrus SR22, Robinson R44) или пассажирского самолёта будущего поколения, которые используют электрические двигатели, аэродинамическое качество летательных аппарат играет очень важную роль. Так как мощность электрических двигателей мала, то для увеличения дальности полёта самолёта, нужно либо увеличить подъёмную силу, либо снизить лобовое сопротивление. Чтобы увеличить подъёмную силу, кроме изменения профиля

крыла, можно увеличить удлинение крыла самолёта. Но увеличение удлинения крыла приводит к понижению прочности конструкции, поэтому для таких самолётов часто используют подкосы крыла. Некоторые примеры самолётов с подкосами были приведены на рисунке 3.

Для снижения лобового сопротивления подкосов или цилиндрических стоек шасси, или любых элементов цилиндрических сечений на самолёте может быть использована установка пластин в виде дефлекторов вблизи этих элементов. Для самолёта с неубирающимся шасси можно снизить лобовое сопротивление путём добавления дефлекторов для цилиндрических стоек шасси. Конечно, полное убирание шасси – это единственный способ практически устранить сопротивление от таких элементов. Однако дополнительный вес и более высокая стоимость механической системы уборки шасси обычно не подходят для лёгких самолётов, например, самолётов авиации общего назначения.

Другие летательные аппараты, которые могут выиграть от применения дефлекторов, это вертолёты с их относительно плохо обтекаемыми элементами конструкции. Использование дефлекторов для стоек шасси, в элементах подвести вооружения вертолёта может дать существенное снижение сопротивления, что позволит вертолёту летать быстрее и иметь бóльшую дальность полёта.

## 5.2. Характеристики самолёта Cessna-172 Skyhawk

Cessna-172 Skyhawk представляет собой американский лёгкий самолёт, который выпускается компанией Cessna (рисунок 97). Данный самолёт является самым массовым самолётом в истории авиации. С 1956 по 2017 год было построено свыше 44 000 самолётов в более чем 25 модификациях. Производство было остановлено в середине 1980-х годов, но было возобновлено в 1998 году с более мощным двигателем.



Рисунок 97 – Внешний вид самолёта Cessna-172 [87]

Описание геометрических и полётных характеристик самолёта Cessna-172 Skyhawk (рисунок 98) можно найти в источнике [87] (таблица 14).

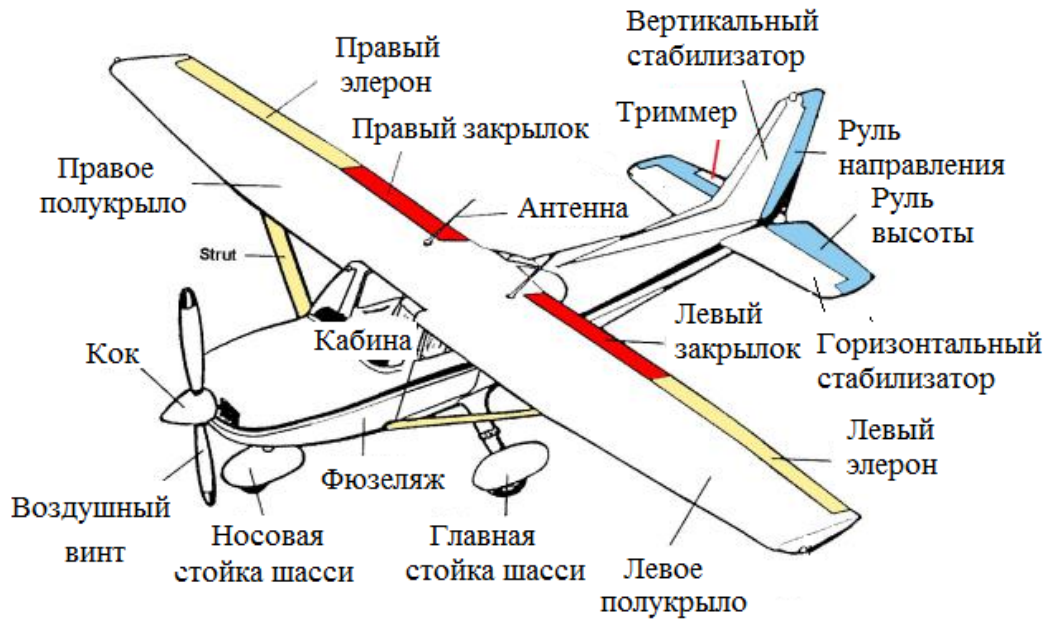


Рисунок 98 – Геометрические характеристики самолёта Cessna-172 [87]

Таблица 14 – Геометрические лётно-технические характеристики самолёта Cessna-172 [87]

Название элемента самолёта	Величина	Размерность
Длина	8,2	<i>м</i>
Размах крыла	11	<i>м</i>
Высота	2,72	<i>м</i>
Площадь крыла	16,2 м <sup>2</sup>	<i>м</i> <sup>2</sup>
Крейсерская скорость	200 (54)	<i>км/ч (м/с)</i>
Толщина крыла, ГО, ВО	0,05	<i>м</i>
САХ крыла	1,5	<i>м</i>
Диаметр фюзеляжа	0,9	<i>м</i>
Диаметр стойки шасси	0,05	<i>м</i>
Диаметр колёс шасси	0,3	<i>м</i>
Диаметр подкосов крыла	0,05	<i>м</i>
Длина подкосов крыла	3	<i>м</i>
Длина стоек шасси	0,3	<i>м</i>

### 5.3. Моделирование в Ansys Fluent обтекания самолёта Cessna-172

В диссертации решается модельная задача, суть которой состоит в том, что цилиндры, которые использованы в подкосах крыла и элементах шасси заменены цилиндрами с круглым поперечным сечением. Это сделано специально, чтобы наглядно показать эффект снижения лобового сопротивления самолёта за счёт использования дефлекторов и пластины сзади цилиндров. Модель самолёта Cessna-172 построена по заданным размерам таблицы 13 в программе *Inventor* (рисунок 99).



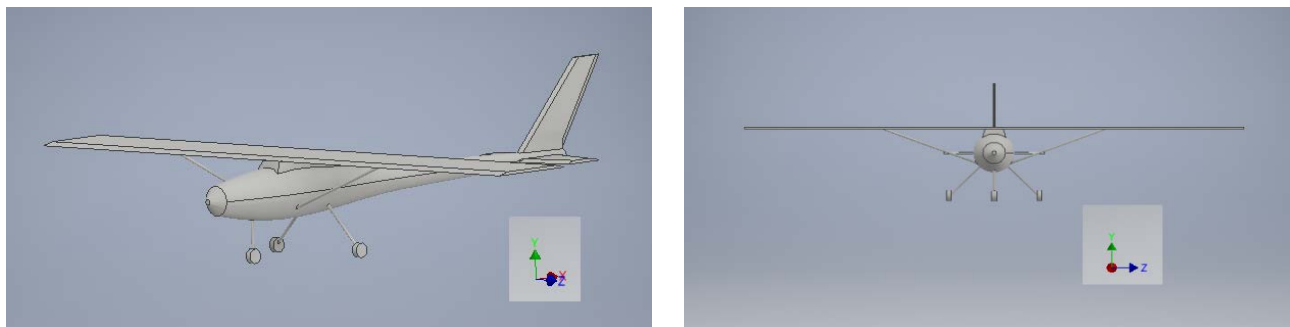


Рисунок 99 – Общий вид и вид спереди самолёта Cessna-172

После построения геометрической модели в *Inventor*, объект был импортирован в Ansys DesignModeller. Расчётная область представляла собой полуэллипсоид с малой полуосью 15 м и большой полуосью 30 м (рисунок 100).

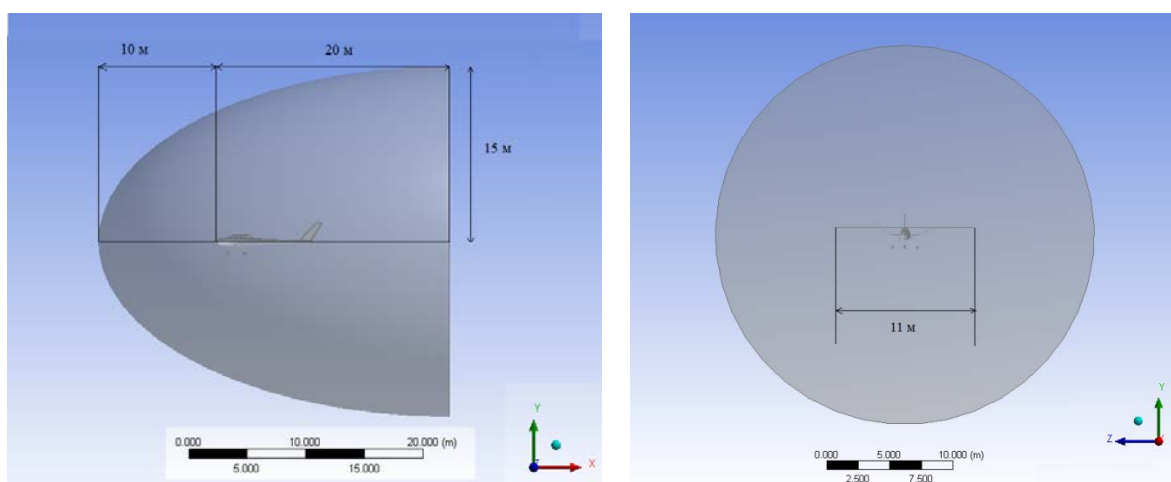


Рисунок 100 – Модель самолёта Cessna 172 и размер расчётной области

Сетка в расчётной области с 3D моделью была создана автоматически с помощью программного обеспечения ANSYS Meshing на основе баланса между вычислительными возможностями компьютера и требуемой точностью. Использовались следующие некоторые настройки для расчётной сетки с использованием программного пакета ANSYS (рисунки 101, 102):

- выбрана функция размера «*Proximity and Curvature*», это функция предназначена специально для моделирования в Ansys. С помощью этой функции сетка будет более мелко построена на линии или поверхности меньшего размера и более грубо на больших поверхностях или далеко от поверхностей объекта с коэффициентом роста 1,2. При CFD-моделировании уделялось большое внимание к области вблизи поверхности объекта, поэтому сетка в этой области должна была иметь необходимую гладкость;

- наименьший размер расчётной сетки вблизи обтекающей поверхности самолёта равен 1 мм;

- наибольший размер расчётной сетки равен 10 мм;

- устанавливается 5 структурированных слоев вблизи поверхности самолёта.

В результате получается сетка с  $5 \times 10^5$  узлов и  $2,2 \times 10^6$  элементов.

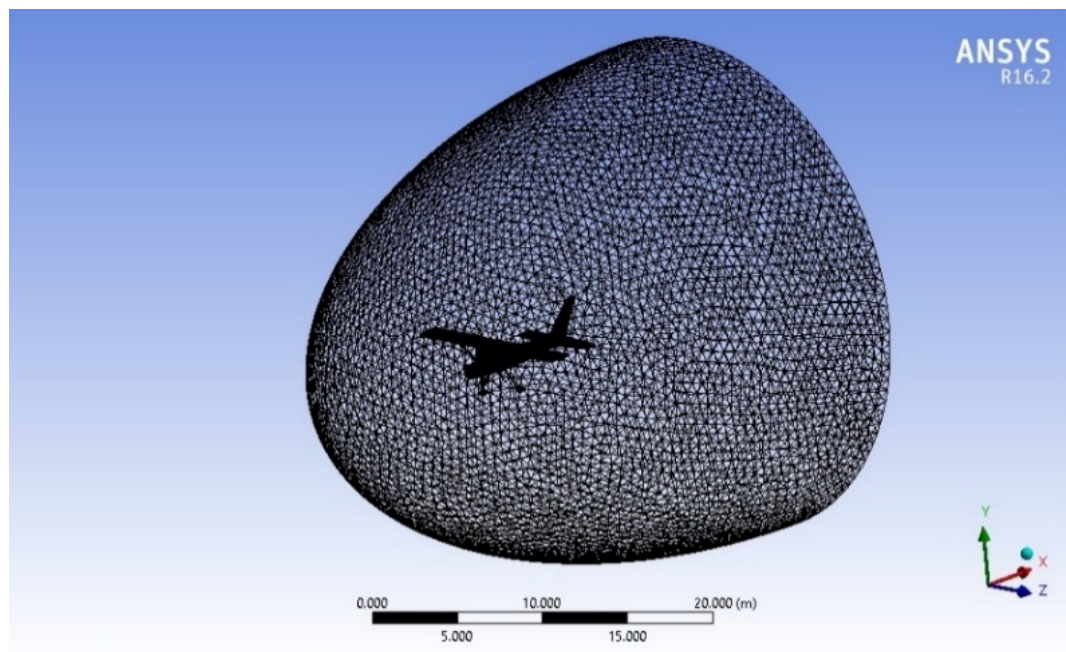


Рисунок 101 – Сетка в расчётной области для самолёта Cessna-172

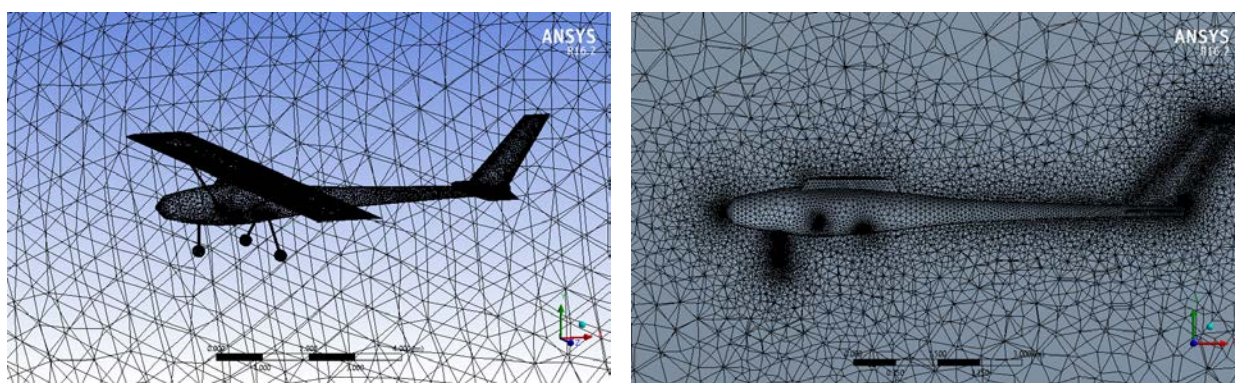


Рисунок 102 – Сетка вблизи поверхности самолёта Cessna 172

После построения расчётной сетки необходимо было проверить её качество по оценочным показателям. Важным показателем качества расчётной сетки является индекс *Aspect Ratio* (соотношения сторон). Этот показатель, чем меньше, тем лучше сетка, что обеспечивает хорошую сходимость задачи. У созданной расчётной сетки максимальный индекс качества сетки *Aspect Ratio*=18,9. Максимально допустимое значение этого показателя в задачах моделирования составляет 100. Таким образом, можно утверждать, что сетка по индексу *Aspect Ratio* вполне удовлетворяет требованиям по данному индексу. Кроме того, индекс *Skewness* (асимметрии) должен быть меньше 1, и чем меньше, тем лучше. Для разработанной расчётной сетки максимальный индекс асимметрии равен 0,94. Таким образом, расчётная сетка полностью соответствует требованиям моделирования.

Для решателя принимались следующие настройки:

- компоненты скорости потока на входе равны  $u = V \times \cos \alpha$ ;  $v = V \times \sin \alpha$ , где  $V=54$  м/с;

- на выходе давление равно  $p=0$  атм:

- на поверхности тела – **wall** с условием прилипания (**no slip wall**)  $V_{\text{wall}}=0$  м/с;

- тип анализа: **Steady State** (статический)

- свойства домена (расчётной области):

+ тип домена: **Fluid Domain**;

+ материалы для домена: **Air at 25<sup>0</sup>C**;

+ свойства материала: **Continuous Fluid**;

+ относительное давление: **1**;

+ сдвиг домена: **Stationary**;

Результат моделирования показан на рисунках 103-106.

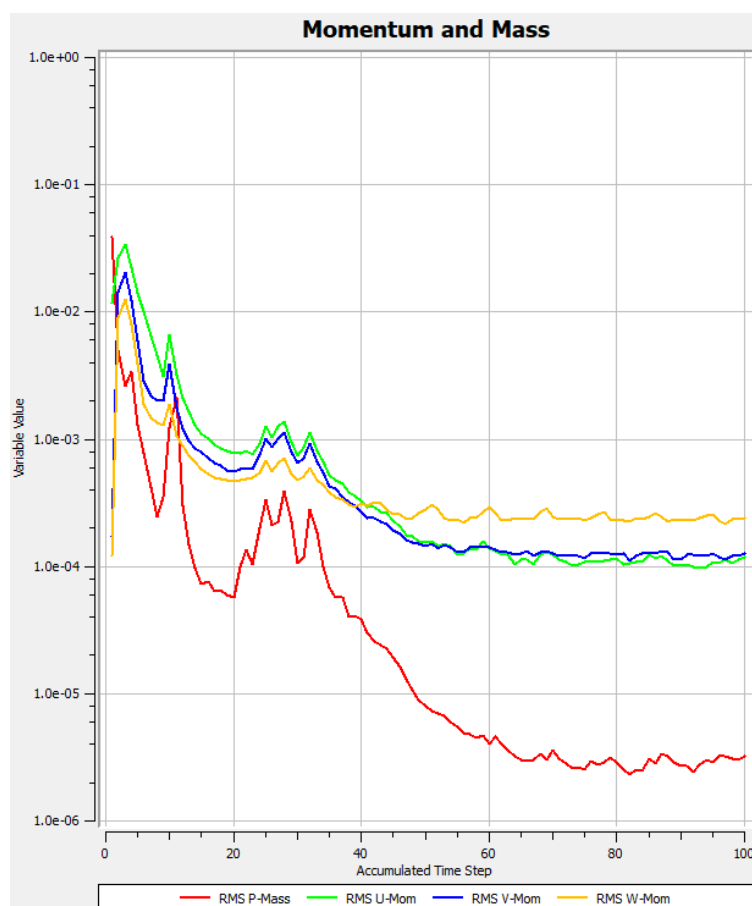
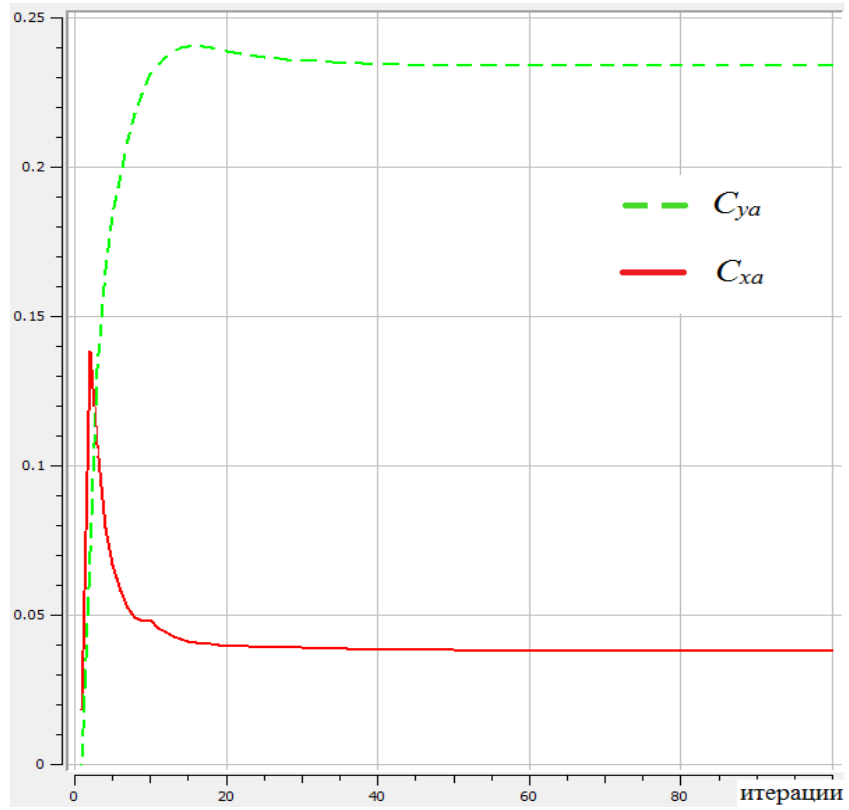
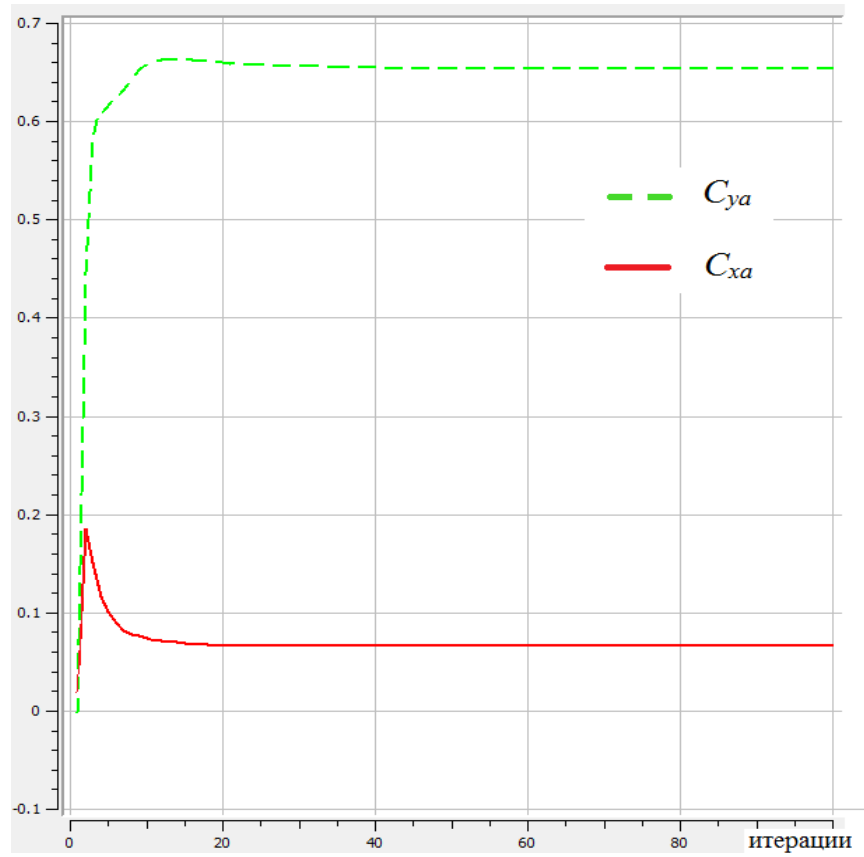


Рисунок 103 – Невязка (RMS) моментов

Рисунок 104 – Коэффициенты аэродинамических сил при  $\alpha=0^\circ$ Рисунок 105 – Коэффициенты аэродинамических сил при  $\alpha=5^\circ$

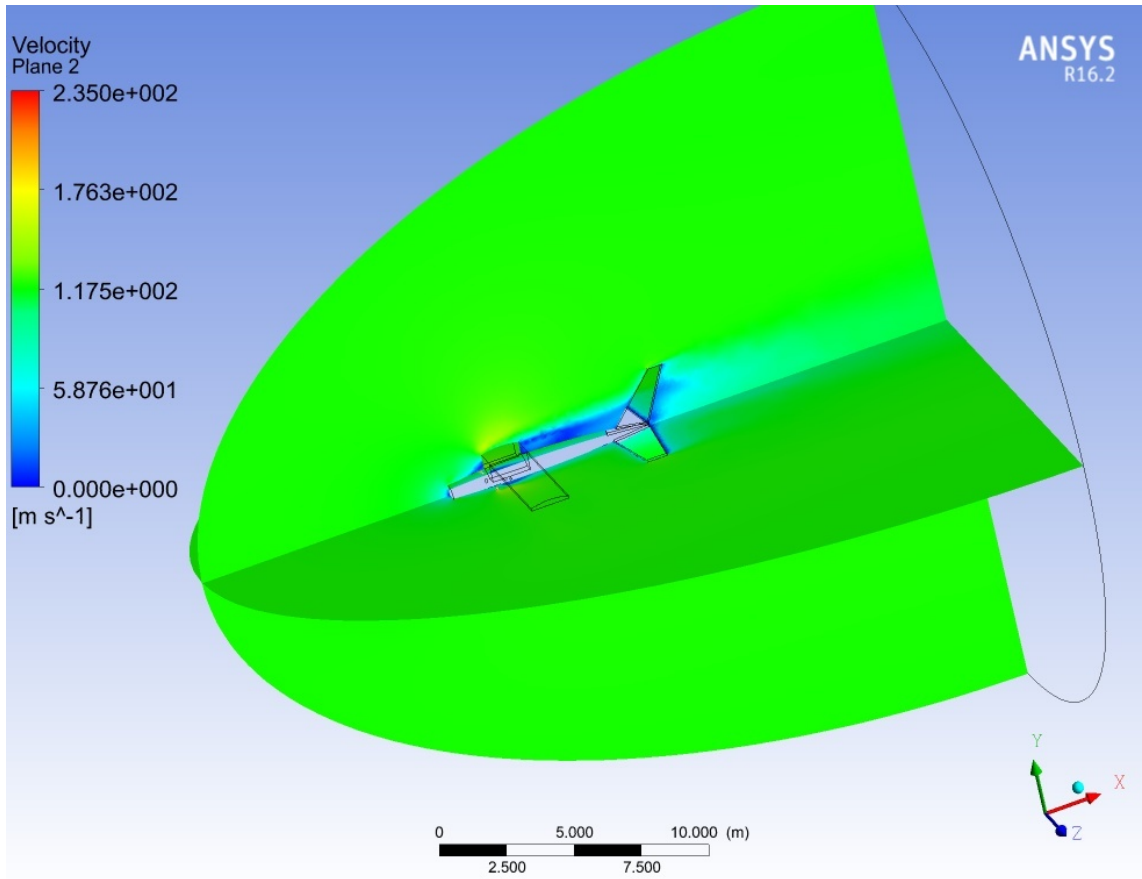


Рисунок 106 – Поле скорости вблизи самолёта Cessna-172

Коэффициенты аэродинамических сил вычислялись по формуле

$$C_R = \frac{R}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad (38)$$

где  $S$  – характерная площадь, в данном случае площадь крыла равная  $S = 16,2 \text{ м}^2$ .

Число Рейнольдса крыла, вычисленное по хорде крыла равно

$$Re_{CAH} = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{1,21 \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right] \cdot 54 \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right] \cdot 1,5 \text{ м}}{1,81 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}} \right]} = 5 \cdot 10^6 \quad (39)$$

Число Рейнольдса для подкоса, рассчитанное по диаметру подкоса равно

$$Re_D = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{1,21 \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right] \cdot 54 \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right] \cdot 0,05 \text{ м}}{1,81 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}} \right]} = 1,8 \cdot 10^5 \quad (40)$$

Полученные результаты (из рисунков 103, 104) представлены в таблице 15.

Таблица 15 – Коэффициенты аэродинамических сил

Угол атаки $\alpha$ , град	Коэффициент сопротивления $C_{xa}$	Коэффициент подъёмной силы $C_y$
0	0,0391	0,238
5	0,0661	0,654

Экспериментальные характеристики самолёта Cessna-172 опубликованы в работе [83]. Основные результаты отражены на рисунках 107, 108.

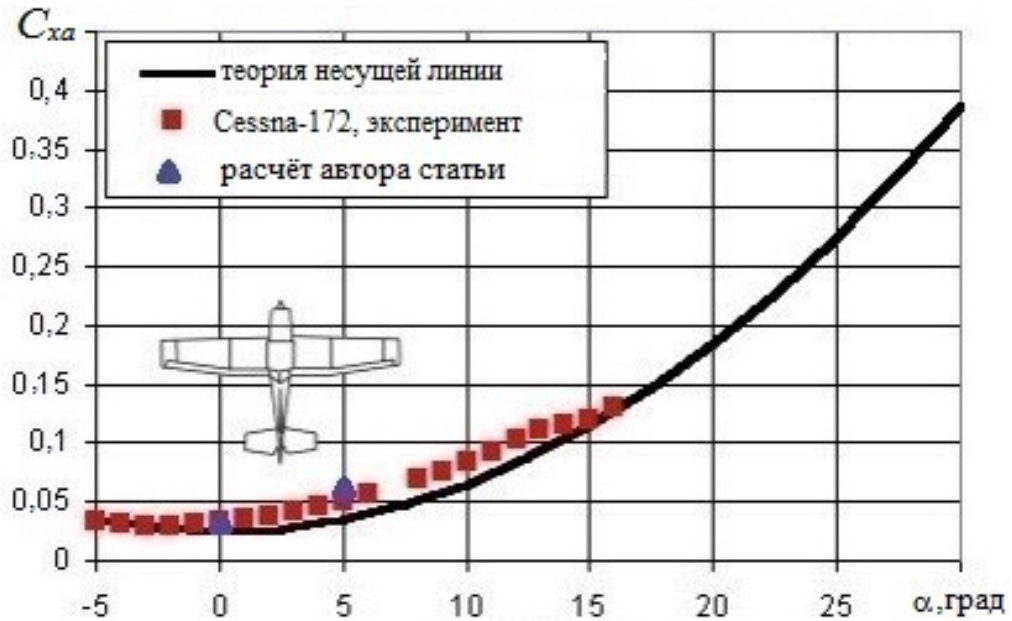


Рисунок 107 – Сравнение расчётных и экспериментальных данных для коэффициента лобового сопротивления [87]

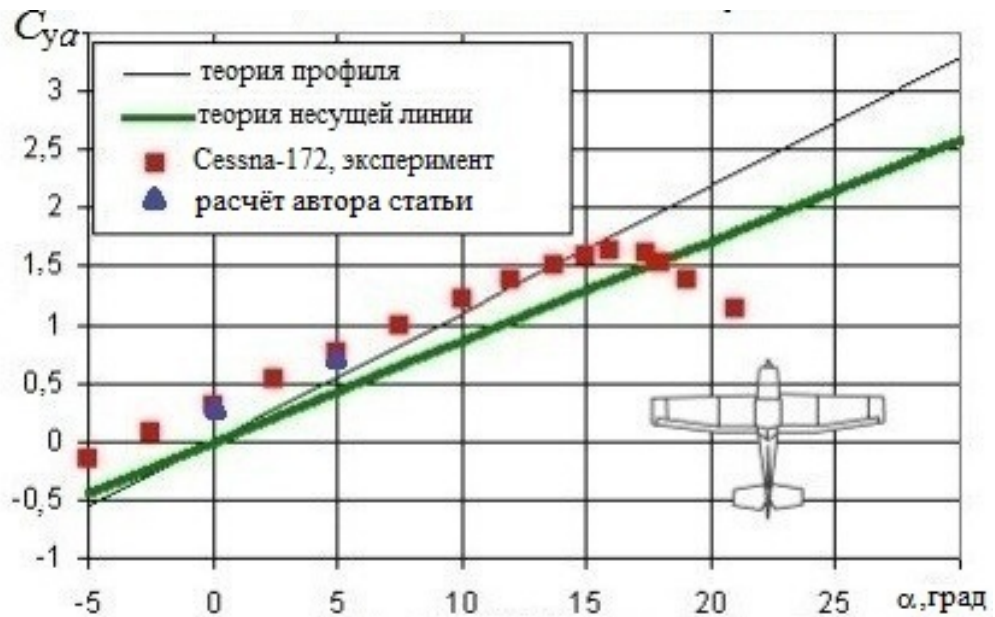


Рисунок 108 – Сравнение расчётных и экспериментальных данных для коэффициента подъёмной силы [87]

Полученные коэффициенты  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  в расчёте хорошо согласуются с экспериментом [87].

Решена модельная задача на примере применения пассивного метода снижения лобового сопротивления для самолёта Cessna-172. Модельная задача заключалась в замене всех подкосов и стоек шасси самолёта Cessna-172 на цилиндрические элементы. На подкосах и стойках шасси самолёта закреплены пластины длиной  $L = 4 \cdot D = 0,2$  м (рисунки 109, 110) и дефлекторы с хор-

дой  $b_{\text{деф}} = 0,5 \cdot D = 0,025$  м, углами расположения  $\theta = \pm 40^\circ$ ,  $\delta = \pm 20^\circ$ . Выбор параметров дефлекторов и задней разделительной пластины исследован автором данной диссертации в работах [66-69].

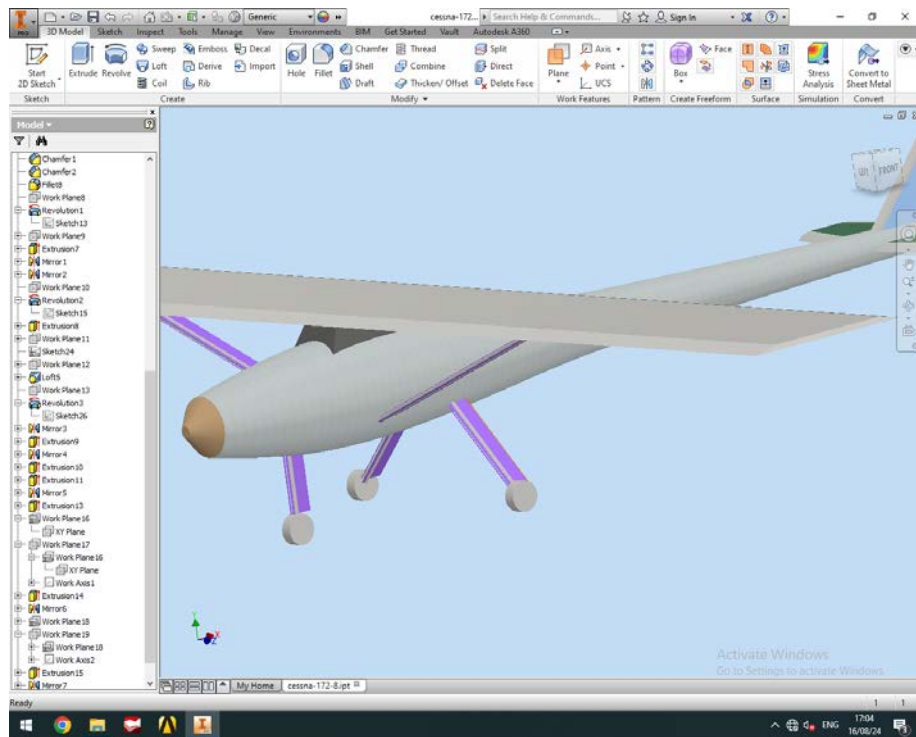


Рисунок 109 – Элементы самолёта с системой «цилиндр-пластины»

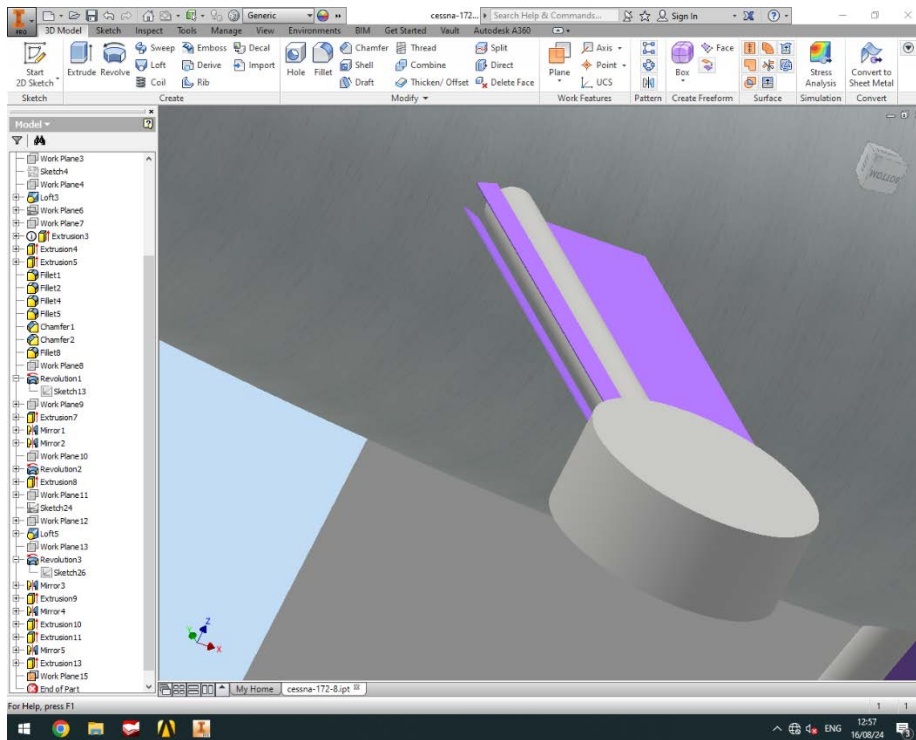


Рисунок 110 – Комбинация цилиндр с пластинами у стойки шасси

Применены такие же основные настройки для расчётной сетки и решателя, как в предыдущем случае. Но для более детального моделирования течения в области пластин и дефлекто-

ров, при построении сетки (рисунок 111) в этой области использовалось сгущение с размером первой ячейки 0,1 мм.

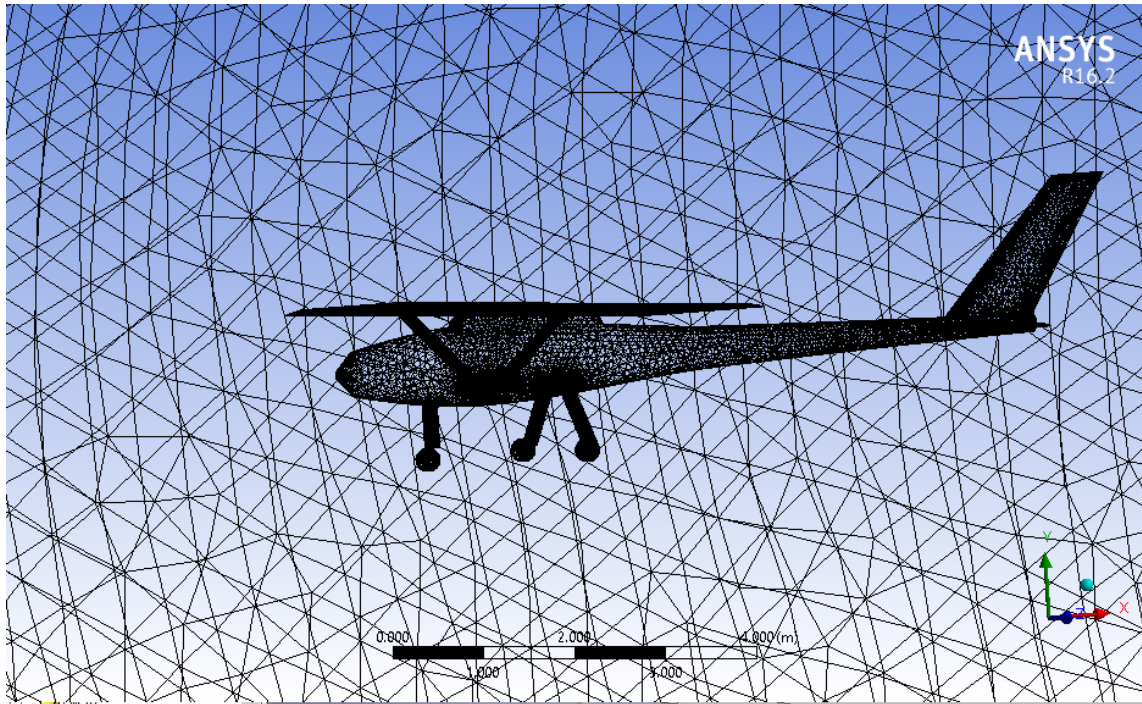


Рисунок 111 – Сетка вблизи самолёта Cessna 172

В результате моделирования получено, что коэффициент лобового сопротивления самолёта с системой «цилиндр-пластины»  $C_{xa\text{ комб.}}=0,0381$ . Относительное снижение коэффициента лобового сопротивления всего самолёта по сравнению со случаем отсутствия пластин вблизи подкосов и стоек шасси составило

$$\frac{C_{xa}-C_{x\text{комб.}}}{C_{xa}} = \frac{0,0391-0,0381}{0,0391} = 2,55\% \approx 2,6\% \quad (41)$$

Такое на первый взгляд небольшое снижение коэффициента лобового сопротивления всего самолёта может при длительной эксплуатации самолёта привести к существенной экономии топлива.

#### 5.4. Выводы по главе 5

В главе выполнено численное моделирование для расчёта аэродинамических коэффициентов самолёта Cessna-172. Отмечается хорошее согласование данных расчёта и экспериментальных данных других авторов. Результат показывает, что с установкой пластин вокруг элементов цилиндрических сечений самолёта, таких как подкосы крыла и стойки шасси можно снизить полное сопротивление примерно на 2,6 %, что при длительной эксплуатации самолёта приведёт к существенной экономии топлива или к увеличению дальности полёта.



## 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 цилиндром 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. Расчётным путём для цилиндров бесконечной и конечной длины установлен эффект снижения лобового сопротивления круглого цилиндра при рациональных значениях размеров пластин и их ориентации относительно поверхности цилиндра. Показано, что для определения коэффициента лобового сопротивления при числе  $Re = 10^5$  достаточно решить задачу обтекания цилиндра в стационарной постановке. Установлено, что коэффициент сопротивления бесконечного цилиндра за счёт установки задней пластины можно снизить до значения  $C_{xa}=0,68$ , что соответствует снижению лобового сопротивления на 42 % по сравнению с изолированным цилиндром.

3. 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  $C_{xa}=0,48$ .

4. 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 на 23 ... 28 % в зависимости от меридионального угла установки передних дефлекторов, в то время как для бесконечного цилиндра это снижение составляет 60 %.

5. 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 %.

6. 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».

7. 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 ЛИТЕРАТУРЫ

1. Довгаль, А. В. Применение отсоса потока для управления сходом крупномасштабных вихрей при отрыве пограничного слоя /А. В. Довгаль, А. М. Сорокин //Прикладная механика и техническая физика. – 2006. – Том 47, № 4 (278) – С. 60-65.
2. Воеводин, А.В. Управление бафтингом крыла с помощью устройства эжекторного типа /А.В. Воеводин, А.А. Корняков, А.С. Петров //Прикладная механика и техническая физика. – 2021. – Том 62, № 2 – С. 150-159.
3. Абрамова, К.А. Оптимизация управления течением с помощью тангенциального выдува на трансзвуковом профиле крыла /К.А. Абрамова, В.Г. Судаков //Тр. МАИ. – 2019. № 105. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=104133>.
4. Choi, H., Jeon, W.P., Kim, J. Control of flow over a bluff body /H. Choi, W.P. Jeon, J. Kim //Annu. Rev. Fluid Mech. – 2008. – Vol. 40. – P. 113–139.
5. Frolov, V.A. Influence of Flat Plate in Front of Circular Cylinder on Drag /V.A. Frolov, A.S. Kozlova //AIP Conference Proceeding, U.S.A. – 2018. – Vol. 2027, Issue 4. – P. 030088.
6. Rathakrishnan, E. Effect of splitter plate on bluff body drag /E. Rathakrishnan //AIAA Journal. – 1999. – Vol. 37. – P. 1125–1126.
7. Dey, P. Numerical analysis of drag and lift reduction of square cylinder /P. Dey, Kr. Das. Ajoy. //Engineering Science and Technology. – 2015. – Vol. 18, Issue 4. – P. 758-768.
8. Mustafa, S. Control of flow around a square cylinder at incidence by using a splitter plate /S. Mustafa //Flow Measurement and Instrumentation. – 2017. – Vol. 53, Part B. – P. 221-229.
9. Qiu, Y. et al. Effects of splitter plates and Reynolds number on the aerodynamic loads acting on a circular cylinder /Y.Qiu //Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. – 2014. – Vol. 127. – P. 40-50.
10. ANSYS FLUENT, Theory Guide. Release 16.2 – ANSYS, Inc., 2015.
11. Лойцянский, Л.Г. Ламинарный пограничный слой /Л.Г. Лойцянский. — М.: Физматлит, 1962. — 480 с.
12. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя /Г. Шлихтинг. — М.: Наука, 1974. — 712 с.
13. Khalighi, B. Experimental investigation of aerodynamic flow over a bluff body in ground proximity with drag reduction devices /B. Khalighi, S. R. Balkanyi, L. P. Bernal //International Journal of Aerodynamics. – 2013. – Vol.3(4). – P.217-233.
14. Englar, R. Advanced aerodynamic devices to improve the performance, economics, handling and safety of heavy vehicles /R. Englar //SAE Technical Paper. – 2001. Vol. 01-2072.
15. Howell, J. Aerodynamic drag reduction for a simple bluff body using base bleed /J. Howell, A. Sheppard, A. Blakemore //SAE Technical Paper. – 2003. – Vol. 01-0995.

16. Littlewood, R.P. Aerodynamic drag reduction of a simplified square back vehicle using steady blowing /R.P. Littlewood, M.A. Passmore //Experiments in Fluids. – 2012. – Vol. 53(2). – P. 519-529.
17. Mabey, D.G. Effects of heat transfer in aerodynamics and possible implications for wind tunnel tests /D.G. Mabey //Progress in Aerospace Sciences. – 1991. – Vol. 27(4). – P. 267-303.
18. Липатов, И.И. Численное моделирование процессов возникновения бафтинга /И.И. Липатов, Фам Туан Винь, А.А. Приходько //Тр. МФТИ. – 2014. – Т. 6. № 2. – С. 122–132.
19. Modi, V.J. et al. Moving surface boundary layer control for aircraft operation at high incidence /V.J. Modi //AIAA Atmos. Flight Mech. Conf., Collect. Techn. Pap. – 1980. – P. 515–522.
20. Kurkin, E.I. Algebraic and  $k$ - $\epsilon$  turbulence model comparison in the problem of the boundary layer on the walls of a rotating axisymmetric diffuser /E.I. Kurkin, V.G. Shakhov //Procedia Computer Science. — 2015. — Vol. 65. — P. 133-139.
21. Шахов В.Г., Клементьев В.А., Куркин Е.И. и др. Аэродинамика профиля с роторным предкрылком // XV Всероссийский научно-технический семинар Управление движением и навигация летательных аппаратов. — 2012. — С. 197-200.
22. Ивченко А.В., Клементьев В.А. Визуализация обтекания неподвижного и вращающегося цилиндра, а также крыла с роторным предкрылком в дозвуковой аэродинамической трубе // Труды XI междуна. науч.-техн. конференции «Оптические методы исследования потоков» - М.: Изд. дом МЭИ, 2011. – 6 с.
23. Modi, V.J. Moving surface boundary-layer control: A review /V.J. Modi //J. of Fluid and Structure. – 1997. – Vol.11(6). – P. 627-663.
24. Modi, V.J. Moving surface boundary-layer control as applied to two and three dimensional bodies /V.J. Modi, MSUK Fernando, T. Yokimizo //J. of Aircraft. – 1991. – Vol.28(1). – P. 104-112.
25. Seifert, J. A review of the Magnus effect in aeronautics /J. Seifert //Progress in Aerospace Sciences. – 2012. – Vol. 55. – P. 17-45.
26. Faezeh, E., Afsaneh, M., Rezvan, A. Comparative analysis of the flow control over a circular cylinder with detached flexible and rigid splitter plates /E. Faezeh, M. Afsaneh, A. Rezvan //Physics of Fluids. – 2022. – Vol. 34 – 113604 (20).
27. Anderson, E. Effects of a splitter plate on the near wake of a circular cylinder in 2 and 3-dimensional flow configurations /E. Anderson, A. Szewczyk //Exp. Fluids. – 1997. – Vol. 23 – P. 161–174.
28. Козлова, А.С. Снижение сопротивления круглого цилиндра применением плоских дефлекторов при обтекании поперечным дозвуковым потоком газа: диссертация канд. тех. наук 01.02.05 / Козлова А.С. – Самара, 2020. – 117 с.

29. Apelt, C.J. The effects of wake splitter plates on the flow past a circular cylinder in the range  $10^4 < Re < 5 \times 10^4$  /C.J. Apelt, G.S. West, A.A. Szewczyk //Journal of Fluid Mechanics. – 1973. – Vol. 61(01) – P. 187–198.
30. Kiyoungh, K. Control of laminar vortex shedding behind a circular cylinder using splitter plates /K. Kiyoungh, H. Choi //Physics of Fluids. – 1997. – Vol. 8. – P. 479.
31. Hwang, J.Y. Reduction of flow-induced forces on a circular cylinder using a detached splitter plate /J.Y. Hwang, K.S. Yang, S.H. Sun //Physics of Fluids. – 2003. – Vol. 15 – P. 2433.
32. Shabir, G. Analysis on Drag Reduction of Bluff Body using Dimples /G. Shabir // International Journal of Advanced Production and Industrial Engineering IJAPIE, Sp. Issue. – 2017. – P. 4-11.
33. Ackeret, J. der Luftwiderstand bei sehr großen Geschwindigkeiten /J. Ackeret //Schweizerische Bauzeitung. – 1929. – P. 179–184.
34. Fage, A. The Effects of Turbulence and Surface Roughness on the Drag of a CircularCylinder / A. Fage, J.H. Warsap. – Brit. Aeronautical Research Council, 1929. – 1283 p.
35. Faezeh, E. A numerical study on the benefits of passive-arc plates on drag and noise reductions of a cylinder in turbulent flow /E. Faezeh, M. Afsaneh //Physics of Fluids. – 2023. – Vol. 35(8): 085102. <https://doi.org/10.1063/5.0156197>.
36. Silva-Ortega, M. Hydrodynamic loads on a circular cylinder surrounded by two, four and eight wake-control cylinders /M. Silva-Ortega, G.R.S. Assi //Ocean Engineering. – 2018. – Vol. 153. – P. 345-352, ISSN 0029-8018, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2018.01.116>.
37. Abbasi, W. S. et al. Passive control of wake flow behind a square cylinder using a flat plate /W. S. Abbasi // Frontiers in Physics. –2023. Vol. 11, <https://doi.org/10.3389/fphy.2023.1132926>.
38. Bhuiyan, S.A. et al. Drag Reduction of a Finite Circular Cylinder with A Boxfish-Like Extended Surface /S.A. Bhuiyan //Acta Mechanica Malaysia. – 2024. – Vol.7(1). – P. 28-39, ISSN: 2616-4302 (Online).
39. Wilcox, D.C. Turbulence modeling for CFD. Second Edition /D.C. Wilcox. – DCW Industries Inc., 2004. – 540 p.
40. Menter, F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications /F.R. Menter //AIAA Journal. – 1994. – Vol.32, № 8. – P. 269–289.
41. Hirsch, C. Numerical Computation of Internal and External Flows.The Fundamentals of Computational Fluid Dynamics /C. Hirsch. – 2nd Edition. – Elsevier, 2007. – 696 p.
42. Прандтль, Л. Теория несущего крыла Часть I /Л. Прандтль. – М.-Л.: ГНТИ, 1931. – 32 с.
43. Седов, Л.И. Механика сплошной среды Т. 1 /Л.И. Седов. — М.: Наука, 1970. – 492 с.
44. Рейнольдс, О. Динамическая теория движения несжимаемой вязкой жидкости и определение критерия /О. Рейнольдс //Проблемы турбулентности: Сб. переводных статей под ред. М.А.Великанова и Н.Т.Швейковского. — М.—Л.: ОНТИ НКТП СССР, – 1936. — С. 185-227

45. Чжен, П. Отрывные течения Т. 1 /П. Чжен. – М.: Мир, 1972. – 298 с.
46. Eisner, F. Pressure measurements on cylinder surrounded by flowing fluid /F. Eisner //Zeitschrift fur angewandte Mathematik und Mechanik. – 1925. – № 5. – P. 486-489.
47. Девнин, С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций /С.И. Девнин. – Л: Судостроение, 1983. – 320 с.
48. Summer, B.M, Fredsoe, J. Hydrodynamics around cylindrical structures /B.M. Summer, J. Fredsoe. – Singapore: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd. – 1997. – 530 p.
49. Zdravkovich, M. M. Flow around Circular Cylinders. Fundamentals Vol. 1 /M.M. Zdravkovich. – London: Oxford University Press, – 2002. – 520 p.
50. Кусюмов, А. Н. Моделирование обтекания неподвижного кругового цилиндра с учетом ламинарно-турбулентного перехода /А. Н. Кусюмов, Е. В. Романова, А. С. Батраков, Р. Р. Нурмухаметов, Дж. Баракос // Изв. вузов. Авиационная техника. - 2012. - №3. - С. 31-34.
51. Ван-Дайк, М. Альбом течений жидкости и газа /М. Ван-Дайк. – М.: Мир, 1986. – 184 p.
52. Kusyumov, S.A., Kusyumov, A.N., Romanova, E.V. Spectral Characteristics of Three-Dimensional Flow around a Circular Cylinder /S.A. Kusyumov, A.N. Kusyumov, E.V. Romanova //Russ. Aeronaut. – 2023. – Vol. 66. – P. 276–282. <https://doi.org/10.3103/S1068799823020113>.
53. Sen, S., Mittal, S., Biswas, G. Steady separated flow past a circular cylinder at low Reynolds numbers /S. Sen //Journal of Fluid Mechanics. –2009. Vol. 620. – P. 89-119.
54. Sowoud, K. M. Numerical investigation of 2d turbulent flow past a circular cylinder at lower sub-critical Reynolds number /K. M. Sowoud, A. A. AL-Filfily, B. Abed //IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. –2016. Vol. 881(1). – P. 012160.
55. Sarker, M.A. Flow measurement around scoured bridge piers using Acoustic-Doppler Velocimeter (ADV) /M.A. Sarker //Flow Meas. Instrum. – 1998. – Vol. 9. – P. 217–227.
56. Гилева, Л.В., Аксенов, А.А. и др. Исследование влияния пристеночного параметра  $y^+$  на результаты численного моделирования конфузорного течения во входном устройстве центробежного компрессора /Л.В. Гилева, А.А. Аксенов //Вестник Международной академии холода. – 2020. – № 1. – С. 27–33.
57. Knopp, T. On grid-independence of RANS predictions for aerodynamic flows using model consistent universal wall functions /T. Knopp //European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD. – 2006.
58. Петров В.Н. Анализ чувствительности аэродинамических характеристик структуры течения спутных струй в канале к параметрам ANSYS Fluent /В.Н. Петров, А.С. Шабалин //Вестник технологического университета. – 2016. – Т. 19, В. 19. – С.16-20.
59. Чен, Дж. Т. 2D численное моделирование и анализ следа обтекания круглого цилиндра /Дж. Чен //Вычислить. Помощь англ. – 2013. – Vol. 22. – P. 1–6.

60. Редчиц, Д.А. Математическое моделирование отрывных течений на основе нестационарных уравнений Навье-Стокса /Д.А. Редчиц //Научные ведомости БелГУ (13). –2009. – С.118-146.
61. Li, J. A. P. Modelling high Re flow around a 2D cylindrical bluff body using the k- $\omega$  (SST) turbulence model /J. A. P. Li // Progr. Comput. Fluid Dyn. Int. J. – 2016. – Vol. 16, Issue 1. – P. 48.
62. Malakonda, R. L. et al. Recent advances in understanding the flow over bluff bodies with different geometries at moderate Reynolds numbers /R. L. Malakonda //Ocean Engineering. – 2022. – Vol. 261. – P. 111611. ISSN 0029-8018, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.111611>
63. Zhang, D. Comparison of various turbulence models for unsteady flow around a finite circular cylinder at Re=20000 /D. Zhang //Journal of Physics: Conference Series. – 2017. – Vol. 910(1): 012027.
64. Shishang, Z. et al. Aerodynamics effects of rear-mounted porous plate in cylindrical flow at different Reynold numbers /Z. Shishang //Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics. – 2024. – Vol. 18:1. 2390026, DOI: 10.1080/19942060.2024.2390026.
65. Гольдштейн, С. Современное состояние гидроаэродинамики вязкой жидкости. Т. 2. /Под ред. С. Гольдштейн. — М.: ИЛ, 1948. — 408 с.
66. Фролов, В.А. Исследование коэффициента лобового сопротивления цилиндра с установленной за ним пластиной /В. А. Фролов, В. Х. Ле //Прикладная механика и техническая физика. — 2023. — Т. 64. № 6 (382). — С. 60-67.
67. Ле, В.Х. 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>.
68. Ле, В.Х. 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>.
69. Ван Ха Ле. О возможности применения пассивного метода снижения сопротивления лёгких самолётов // Труды МФТИ. — 2024. — Т. 16, № 4. — С. 135–143.
70. Wieselsberger, C. Neuere Feststellungen über die Gesetze der Flüssigkeit und Luftwiderstands /C. Wieselsberger //Phys. Z. – 1921. – Vol. 22 – P. 321–328.
71. Dong-Lai, G., Guan-Bin, C. et al. Flow characteristics of a fixed circular cylinder with an upstream splitter plate: On the plate-length sensitivity /G. Dong-Lai, C. Guan-Bin //Experimental Thermal and Fluid Science. – 2020. – Vol. 117. ISSN 0894-1777, <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2020.110135>.
72. Фролов, В.А. Теоретическое и экспериментальное обоснование снижения лобового сопротивления круглого цилиндра посредством расположения перед ним плоской пластины /В.А.

- Фролов, А.С. Козлова //XIV Королевские чтения. – Самара: Изд-во Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 2017. – С. 200-215.
73. Ван Ха Ле. О возможности применения пассивного метода снижения сопротивления лёгких самолётов // Труды МФТИ. - 2024. - Т. 16, № 4. - С. 135–143.
74. Головкин, М.А. Коэффициенты аэродинамического сопротивления круговых цилиндров конечного удлинения при малых дозвуковых скоростях /М.А. Головкин, М.В. Грудинин //Тр. МАИ. – 2024. – № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178468>.
75. Головкин М.А. Исследование аэродинамического сопротивления круговых цилиндров в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью /М.А. Головкин, М.В. Грудинин //Ученые записки ЦАГИ. – 2023. – Т. LIV, № 3. – С. 3–9.
76. Яковлевский, О.В. Аэродинамика плохообтекаемых тел: Учебное пособие /О.В. Яковлевский, Н.В. Семенчиков – М.: МАИ, 1986. – 82 с.
77. Березин, М.А Атлас аэродинамических характеристик строительных конструкций /М.А, Березин, В.В. Катюшин – Новосибирск: ООО Олден-полиграфия, 2003. – 130 с.
78. Hoerner, S.F. Fluid-dynamic drag. Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance /S.F. Hoerner. – Hoerner Fluid Dynamics, Brick Town, 1965. – 455 p.
79. Девнин, С.Н. Аэрогидродинамический расчет плохообтекаемых судовых конструкций /С.Н. Девнин – Л.: Судостроение, 1967. – 224 с.
80. Potts, D. A. et al. The Effect of Aspect Ratio on the Drag of Bare Cylinders /D. A. Potts //Proceedings of the 38th OMAEConference, OMAE2019-96341: Glasgow, Scotland. 2019.
81. Комаров, В.А.. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба /В.А. Комаров, В.В. Тарасов //Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». – 2006. – № 10. – С. 23–40.
82. Борисов, А. В. L-502/E-502. Руководство программиста./А.В.Борисов – L-Card, 2013.– 144 p.URL: <http://www.lcard.ru/download/x502api.pdf>.
83. Ефимова, А.И. Общий физический практикум физического факультета МГУ. Погрешности эксперимента: Учебно-методическое пособие /А.И. Ефимова, А.В. Зотеев, А.А. Склянки. – М.: МГУ, Физический факультет, 2012. – 39 с.
84. Новицкий, П.В. Оценка погрешностей результатов измерений /П.В. Новицкий, И.А. Зограф – 2-е издание — Л.: Энергоатомиздат, 1991. — 304 с.
85. Рабинович, С.Г. Погрешности измерения /С.Г. Рабинович – Л.: Энергия, 1978. — 262 с.
86. Жуков, В.К. Теория погрешностей технических измерений: учебное пособие /В.К. Жуков – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2009. – 180 с.
87. Овчаренко В.Н. Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным /В.Н. Овчаренко – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 182 с.



## ПРИЛОЖЕНИЕ А ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

### Протокол А.1. Определение силы сопротивления, действующей на державку

Объект испытания модель: Державка.

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=764$  мм рт. ст.;  $T=22^0$  С

$\alpha$	Сопротивление $X_a$	Скоростной напор $q_\infty$
<i>град</i>	<i>H</i>	<i>Па</i>
0	0,02	390

**Протокол А.2. Определение силы сопротивления, действующей на цилиндр конечного удлинения**

Объект испытания модель: Изолированный цилиндр.

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=764$  мм рт. ст.;  $T=22^0$  С

$\alpha$	Сопротивление $X_a$	Скоростной напор $q_\infty$
<i>град</i>	<i>Н</i>	<i>Па</i>
0	7,75	390

**Протокол А.3. Определение силы сопротивления, действующей на комбинацию цилиндра с задней пластиной**

Объект испытания модель: Цилиндр с задней пластиной и без дефлекторов.

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=764$  мм рт. ст.;  $T=22^0$  С

	Относительная длина пластины	Сопротивление $X_a$ [Н]	Скоростной напор $q_\infty$ [Па]
Без пластин	0	7,55	395
1·D	1	7,55	394
2·D	2	7,42	396
3·D	3	7,4	396
4·D	4	7,38	391
5·D	5	7,70	390

**Протокол А.4. Определение силы сопротивления, действующей на комбинацию цилиндра с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 60^\circ, \delta = \pm 20^\circ$**

Объект испытания модель: Цилиндр с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 60^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ .

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=764$  мм рт. ст.;  $T=22^\circ$  С

	Относительная длина пластины	Сопротивление $X_a$ [Н]	Скоростной напор $q_\infty$ [Па]
Без пластин	0	7,20	396
1·D	1	6,01	392
2·D	2	6,00	396
3·D	3	5,93	397
4·D	4	5,90	386
5·D	5	6,75	388

**Протокол А.5. Определение силы сопротивления, действующей на комбинацию цилиндра с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 40^\circ, \delta = \pm 20^\circ$**

Объект испытания модель: Цилиндр с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 40^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ .

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=764$  мм рт. ст.;  $T=22^\circ$  С

	Относительная длина пластины	Сопротивление $X_a$ [Н]	Скоростной напор $q_\infty$ [Па]
Без пластин	0	5,65	393
1·D	1	5,45	396
2·D	2	5,36	396
3·D	3	5,43	395
4·D	4	5,50	394
5·D	5	5,40	390

**Протокол А.6. Определение силы сопротивления, действующей на комбинацию цилиндра с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 30^\circ, \delta = \pm 20^\circ$**

Объект испытания модель: Цилиндр с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 30^\circ, \delta = \pm 20^\circ$ .

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=752$  мм рт. ст.;  $T=22^\circ$  С

	Относительная длина пластины	Сопротивление $X_a$ [Н]	Скоростной напор $q_\infty$ [Па]
Без пластин	0	6,56	389
1·D	1	6,04	386
2·D	2	6,16	387
2,5·D	2,5	5,90	387
3·D	3	5,90	386

**Протокол А.7. Определение силы сопротивления, действующей на комбинацию цилиндра с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 20^\circ$ ,  $\delta = \pm 20^\circ$**

Объект испытания модель: Цилиндр с задней пластиной и двумя дефлекторами  $\theta = \pm 20^\circ$ ,  $\delta = \pm 20^\circ$ .

Тип: ВЕСОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ.

Плоскость тангажа

Оператор: Тарасова Е. В.

Руководитель испытаний: Фролов В. А.

Исполнитель эксперимента: Ле Ван Ха

Условия эксперимента:  $p_a=752$  мм рт. ст.;  $T=22^\circ$  С

	Относительная длина пластины	Сопротивление $X_a$ [Н]	Скоростной напор $q_\infty$ [Па]
Без пластин	0	6,46	396
1·D	1	6,00	391
2·D	2	6,05	385
2,5·D	2,5	5,88	387
3·D	3	5,93	385

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б АКТ ВНЕДРЕНИЯ



УТВЕРЖДАЮ

Проректор по учебной работе

/Гаврилов А.В.

« 28 » 12 2024 г.

## АКТ

о внедрении (использовании) результатов  
диссертационного исследования в учебный процесс

Результаты диссертационного исследования по теме «Метод снижения лобового сопротивления цилиндра при наличии пластин вблизи его поверхности», выполненного на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов,

внедрены в учебном процессе на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов на основании решения кафедры (протокол № 5 от « 24 » 12 2024 г.).

Указанные результаты включены в курс «Аэрогидродинамика», направления подготовки 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика (Перспективные ракетно-космические комплексы)» (ФГОС3++), а также в курс «Аэродинамика», направления подготовки 24.05.01 «Самолёто- и вертолётостроение» (Самолётостроение) (ФГОС3++).

Заведующий кафедрой  
КиПЛА

[Signature] / Болдырев А.В.  
« 24 » 12 2024 г.

Начальник методического отдела  
учебно-методического управления  
к.т.н., доцент

[Signature] /Вдовин Р.А.  
« 25 » 12 2024 г.

Руководитель проекта  
(Соискатель учёной степени)

[Signature] /Ле Ван Ха  
« 24 » декабрь 2024 г.

Начальник отдела сопровождения  
научных исследований  
к.т.н., доцент

[Signature] /Родионов Л.В.  
« 26 » 12 2024 г.