

ЛАБОРАТОРНАЯ
ТЕХНИКА

УДК 533

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОТОКА, ГЕНЕРИРУЕМОГО
МУЛЬТИВЕНТИЛЯТОРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2025 г. Г. А. Беркон^{а,*}, П. А. Поливанов^а

^аИнститут теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича

Сибирского отделения Российской академии наук

Россия, 630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

e-mail: berkon@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию 15.04.2025 г.

После доработки 28.04.2025 г.

Принята к публикации 19.06.2025 г.

Исследования аэродинамики беспилотных воздушных судов требуют моделирование атмосферных течений в лабораторных условиях с учетом нестационарных возмущений. Традиционные аэродинамические трубы не обеспечивают широкого диапазона пространственно-временной неравномерности потока, которая встречается в реальной атмосфере. В настоящей работе рассматривается мультивентиляторный аэродинамический стенд, разработанный в ИТПМ СО РАН, как перспективный инструмент для моделирования атмосферной турбулентности. Проведены измерения характеристик воздушного потока с использованием термоанемометрии и PIV. Были получены данные о турбулентности и неравномерности потока по пространству, а также проанализировано влияние качества потока на аэродинамические характеристики беспилотных воздушных судов. Площадь сечения рабочей части мультивентиляторной установки составляет около 0.7 м^2 , максимальная скорость генерируемого потока равна 10 м/с .

1. ВВЕДЕНИЕ

Современные исследования в области аэродинамики и динамики полета беспилотных воздушных судов (БВС) требуют создания контролируемых лабораторных условий, максимально приближенных к реальным атмосферным течениям. Одним из ключевых факторов, влияющих на поведение летательных аппаратов в полете, являются нестационарные ветровые возмущения, возникающие из-за атмосферной турбулентности, для моделирования которой необходимо иметь возможность создавать порывы ветра и неравномерность скорости потока по пространству. Для исследования аэродинамических характеристик БВС традиционно используются классические

аэродинамические трубы [1], которые проектируют, в основном, для создания равномерных течений с низкой величиной турбулентности набегающего потока. В таких установках для создания пространственно-временных неоднородностей в набегающем потоке используются специализированные дополнительные устройства, которые обладают рядом ограничений.

Рассмотрим различные подходы к моделированию атмосферной турбулентности в лабораторных условиях. В работе [2] выделяются три принципиальных подхода к моделированию турбулентности в приземном пограничном слое, первый из которых подразумевает использование статичных элементов заграждения потока перед объектом исследования в рабочей части классической аэродинамической трубы. В рамках первого подхода в работах [3, 4] описываются вихрегенераторы и элементы дискретной шероховатости. Вихрегенераторы представляют собой трапеции, которые располагаются вдоль потока. В качестве элементов дискретной шероховатости используются призмы разного диаметра. Изменяя размеры, положение и количество вихрегенераторов и призм, можно регулировать степень заграждения потока, тем самым меняя профиль скорости. Недостаток данного подхода заключается в невозможности создания контролируемых пульсаций потока по времени. Кроме того, в случае, если необходимо изменить профиль скорости набегающего потока, необходимо вносить существенные изменения в конструкцию устройства загромождения течения.

Использование активной решетки (или механизированных элементов) заграждения в рабочей части аэродинамической трубы является вторым методом моделирования. В работах [5, 6] в качестве механизированных элементов используются шторки жалюзи и ромбовидные лопатки, перекрывающие поток в разных точках пространства. Степень перекрытия потока регулируется положением лопатки поперек потока. Данный подход позволяет не только быстро вносить изменения в профиль скорости, но и создавать временные неоднородности набегающего потока, но основным его недостатком является сложность создания контролируемой неоднородности течения. Это связано с тем, что при изменении сопротивления около одного из механизированных элементов загромождения течения (например, путем вращения ромбовидной лопатки) будет происходить перестройка течения не только около самого элемента, но и вдали от него. Более того, в случае использования аэродинамических труб замкнутого типа необходимо учитывать, что скорость потока зависит от общего сопротивления тракта и варьирование этого сопротивления во времени существенно затруднит контролирование средней скорости течения.

Третий подход основан на взаимодействии потоков от нескольких источников, которые генерируют воздушный поток набором малоразмерных винтомоторных групп, обособленное управление которыми позволяет моделировать сложные атмосферные течения. При таком подходе гораздо проще контролировать заданную неравномерность течения во времени и пространстве с широким диапазоном параметров, что объясняет рост популярности использования установок на

основе массивов управляемых вентиляторов [7–14]. В частности, мультивентиляторные аэродинамические стенды позволяют с высокой точностью моделировать различные сценарии турбулентных воздействий, что делает их перспективным инструментом для исследования аэродинамики БВС. Управляемый воздушный поток, создаваемый мультивентиляторным стендом, может быть использован для корректной настройки полетного контроллера и оптимизации алгоритмов управления БВС, а также для оценки их аэродинамических характеристик в сложных атмосферных условиях. Таким образом, разработка и экспериментальное исследование характеристик мультивентиляторного стенда являются актуальными задачами для дальнейшего развития аэродинамических методов исследования. Основные недостатки таких установок следуют из их же преимуществ. Поскольку назначением мультивентиляторного стенда изначально является создание неравномерного набегающего потока, для таких установок появляется сложность в создании равномерного течения с малым уровнем набегающей турбулентности. При этом при исследовании динамики полета БВС может возникнуть необходимость, чтобы одна часть консоли крыла обтекалась равномерным течением, а на другую консоль крыла приходил возмущенный поток.

Характеристики воздушного потока, генерируемого массивом вентиляторов, описываются в работе [7]. Исследования качества потока проводились с помощью термоанемометрии и метода цифровой трассерной визуализации (Particle Image Velocimetry, PIV) на разных удалениях от плоскости выдува при различных скоростях вращения вентиляторов в случае равномерного выдува. Было выявлено [7], что в ближней зоне воздушного потока преобладает процесс смешивания течений от различных вентиляторов, однако на определенном удалении потоки от различных вентиляторов объединяются в общее течение, и существенные неравномерности набегающего потока не наблюдаются. При движении вниз по потоку процесс перемешивания ослабевает, что сопровождается уменьшением среднеквадратичных пульсаций скорости. Работа [7] проясняет некоторые аспекты работы мультивентиляторных стендов, но многие вопросы остаются нерассмотренными, например, не исследован вопрос о генерации пространственных и временных неоднородностей потока.

Можно отметить, что поскольку мультивентиляторные стенды являются относительно новым вариантом аэродинамических установок, на настоящий момент отсутствуют работы, в которых были бы систематически рассмотрены все их основные характеристики. Основной целью настоящей работы является проведение таких систематических измерений качества воздушного потока, генерируемого мультивентиляторным аэродинамическим стендом при различных режимах функционирования. Мультивентиляторный аэродинамический стенд был разработан и создан в институте теоретической и прикладной механики (ИТПМ СО РАН), он предназначен для моделирования атмосферной турбулентности в контролируемых лабораторных условиях.

2. ОПИСАНИЕ УСТАНОВКИ И СХЕМА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Для обеспечения малого времени отклика вентиляторов мультивентиляторная аэродинамическая установка (Аэростена) была сделана из набора малогабаритных серверных вентиляторов (GFB0812). Данные вентиляторы обладают высокой стабильностью частоты вращения вентилятора, которая не зависит от скачков напряжения питания, они позволяют генерировать поток с высоким массовым расходом воздуха. Основным преимуществом малогабаритных вентиляторов является малый момент инерции, что делает возможным быстро менять частоту вращения вентилятора. Скорость вращения вентиляторов регулируется при помощи управляющего сигнала широтно-импульсной модуляцией (ШИМ). Для генерации управляющих сигналов на вентиляторах используется микроконтроллер Arduino NANO, который имеет шесть выходов с ШИМ-сигналом. Благодаря библиотеке SoftPWM в среде разработки Arduino IDE, в микроконтроллере можно настроить три дополнительных цифровых выхода с ШИМ-сигналом для управления скоростью вращения вентиляторов. Вентиляторы собираются в ячейки по 9 штук, которые имеют компоновку 3×3 вентилятора, для обеспечения необходимого количества управляющих сигналов от одной платы Arduino. Корпус вентилятора имеет квадратное сечение габаритами $80 \times 80 \text{ мм}^2$, следовательно, одна ячейка с вентиляторами имеет габариты $240 \times 240 \text{ мм}^2$.

Поток, генерируемый вентиляторами, имеет высокий уровень турбулентных пульсаций. На выходе из вентилятора среднеквадратичные пульсации скорости потока составляют около 35%. Для уменьшения уровня возмущений на выдуве из ячейки установлена ячеистая структура (хонейкомб), благодаря которой достигнуто уменьшение среднеквадратичных пульсаций в диапазоне 4–7% в зависимости от режима работы стенда.

Мультивентиляторный стенд, исследованный в данной работе, состоял из 12 ячеек в компоновке 4×3 , что соответствует размеру сечения на выходе $960 \times 720 \text{ мм}^2$ (рис. 1). Модульная конструкция стенда позволяет в случае необходимости быстро изменить размер выходного сечения путем изменения количества и расположения ячеек. Относительно небольшая масса установки, которая для исследуемого стенда составляла около 100 кг, позволяет транспортировать стенд к требуемому месту проведения эксперимента. В частности, становится возможным проведение экспериментов вне помещений для исследований со свободно летающими мультироторными аппаратами.

Рис. 1. Схема и фотография мультивентиляторного стенда.

Поскольку принцип действия данного аэродинамического стенда не позволяет рассчитывать на малый уровень турбулентных пульсаций в набегающем потоке, было необходимо проверить

влияние повышенного уровня возмущений на аэродинамические характеристики малых летательных аппаратов. Для решения этой задачи использовалась модель квадрокоптера с каплевидным фюзеляжем (рис. 2). Конструкция квадрокоптера разработана в ИТПМ СО РАН [15]. Лучи квадрокоптера изготовлены из карбоновых труб диаметром 8 мм. Элементы корпуса и крепления двигателя изготавливались методами 3D-печати. Диаметр шарообразной носовой части обтекателя равен 98 мм, размах лучей составлял 268 мм, диаметр пропеллеров – 102 мм. Для измерения сил и моментов, действующих на квадрокоптер, использовался 6-компонентный весовой элемент FTD-MINI40, который устанавливался внутри модели.

Рис. 2. Эскизный чертеж погодного дрона

Параметры потока, создаваемого стендом, измерялись односточным термоанемометрическим датчиком и методом PIV. Термоанемометрический датчик, расположенный на удалении одного метра от плоскости выдува, подключался к термоанемометру постоянного сопротивления, изготовленному в ИТПМ СО РАН. Перегрев датчика был равен $a_w = R_h/R_c = 1.7$ (R_h и R_c – сопротивления соответственно горячего и холодного датчиков). Термоанемометрическая система позволяла измерять пульсации с частотами не менее 20 кГц. Оцифровка сигнала осуществлялась АЦП Picoscope 5443D при частоте сбора информации 0.5 МГц. При исследовании характеристик стенда в режимах генерирования стационарного течения сбор данных в каждой точке по пространству осуществлялся в течение 2 с. При нестационарном режиме работы стенда (моделировании порыва ветра) время сбора данных увеличивалось до 10 с. Калибровка датчика осуществлялась непосредственно в потоке, генерируемом стендом, на основе показаний анемометра АТЕ-1033, расположенного на удалении около 2 см от термоанемометрического датчика. Для реализации двухмерного PIV использовался NdYAG-лазер Vilite-Hi-100 с максимальной частотой генерации сдвоенных импульсов 100 Гц и скоростная камера FASTCAM MINI WX с максимальным разрешением 2048×2048 .

Используемые в эксперименте две методики дополняли друг друга. Так, термоанемометрический датчик позволял получать данные с высокой частотой опроса, что делало возможным частотный анализ нестационарных характеристик потока. PIV-метод позволял проводить пространственный анализ нестационарных структур, распространяющихся в потоке. Большинство исследований было выполнено на расстоянии одного метра от выходного сечения стенда (рис. 1). Термоанемометрический датчик располагался на координатном устройстве, которое позволял сканировать поток вдоль оси Z. PIV-измерения выполнялись в сечении XY приблизительно в плоскости симметрии стенда.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СТЕНДА

В отличие от классических аэродинамических труб, где винтомоторная группа расположена за рабочей частью установки, в исследуемом аэродинамическом стенде рабочая область расположена непосредственно за вентиляторами стенда. В связи с этим возникают проблемы с обеспечением равномерности потока и величиной неконтролируемых набегающих возмущений, возникающих из-за работы вентиляторов. Как уже было отмечено выше, для решения этих проблем были использованы вентиляторы с высокой стабильностью вращения и структуры хонейкомб для минимизации неконтролируемых возмущений.

На рис. 3–7 демонстрируются параметры потока, генерируемые при равномерной работе всех вентиляторов, полученные при различных оборотах, которые контролировались величиной ШИМ-сигнала, подаваемого на вентиляторы. На рис. 3 представлены результаты измерений средней скорости поперек потока вдоль оси Z , полученные с помощью термоанемометра. Разные линии соответствуют разным частотам вращения вентиляторов (уровню ШИМ-сигнала). Вертикальные штриховые линии ($Z = 320, 400$ мм) обозначают место стыка вентиляторов, расположенных внутри ячейки, сплошная вертикальная линия ($Z = 480$ мм) соответствует месту соединения ячеек между собой. Полученные данные свидетельствуют о наличии неравномерности в набегающем потоке, которая не коррелирует с расположением границ вентиляторов и ячеек. Это позволяет утверждать, что конструкционные особенности стенда не оказывают существенного влияния на равномерность течения. Степень неравномерности потока, найденная как среднеквадратичное отклонение в распределении средней скорости потока, видна на рис. 4, она не превышает 3.2% и слабо изменяется в диапазоне скоростей 4–10 м/с. Наиболее вероятной причиной неравномерности генерируемого потока является разница в работе вентиляторов, которая может быть вызвана, например, различиями в геометрии лопаток вентиляторов. В дальнейшем эту неравномерность можно уменьшить, если выполнить специализированную калибровку стенда, в рамках которой будут подобраны режимы каждого вентилятора в отдельности.

Рис. 3. Распределение средней скорости потока вдоль оси Z .

Рис. 4. Степень равномерности среднего течения, генерируемого стендом, в зависимости от скорости потока.

Рис. 5. Распределение пульсаций скорости потока, нормированных на среднюю скорость вдоль оси Z .

Рис. 6. Уровень турбулентности набегающего потока.

Для анализа пульсаций потока во времени можно использовать данные рис. 5, где демонстрируется распределение среднеквадратичных пульсаций скорости потока, нормированных на локальную среднюю скорость течения вдоль координаты Z . Разные кривые соответствуют разным режимам равномерной работы вентиляторов. На рис. 5 видно отсутствие взаимосвязи в распределении пульсаций со стыками ячеек и вентиляторов. Это означает, что выбранная конструкция стенда, по крайней мере на расстоянии 1 м, не оказывает существенного влияния на качество потока. С ростом скорости вращения вентиляторов (средней скорости течения) наблюдается постепенное общее увеличение уровня турбулентности набегающего потока. Интегральное изменение уровня пульсаций скорости потока в зависимости от скорости генерируемого среднего течения демонстрируется на рис. 6. Хорошо видно, что уровень пульсаций составляет 4% на малых скоростях течения, он резко возрастает примерно до 6.8% при скоростях течения 6–10 м/с. На рис. 7 показан пример спектров мощности пульсаций скорости, полученных в исследуемом аэродинамическом стенде, в сравнении с другими аэродинамическими трубами ИТПМ СО РАН и НГТУ. Хорошо видно, что амплитуда пульсаций монотонно уменьшается с ростом частоты без выделенных пиков. Хотя величина турбулентности набегающего потока для исследуемого аэродинамического стенда существенно выше по сравнению с другими аэродинамическими трубами, можно отметить, что большая часть пульсаций сосредоточена в низкочастотной области (менее примерно 1000 Гц). В высокочастотной части спектра (более примерно 1000 Гц) величина пульсаций быстро уменьшается. На рис. 6 видно, что величина интегральных пульсаций с частотами выше 1 кГц составляет уже не более 2%. Заметим также, что высокочастотная часть пульсаций равномерно растет с ростом скорости, в отличие от суммарных пульсаций ($f > 0$). Известно, что уровень набегающих флуктуаций потока может оказывать существенное значение на аэродинамические силы, действующие на экспериментальные модели [16], особенно при числах Рейнольдса $Re < 100000$. Стоит ожидать, что основное влияние будет оказывать высокочастотная часть спектра, поскольку этот частотный диапазон является ответственным за процесс турбулизации пограничного слоя на моделях летательных аппаратов [17].

Рис. 7. Сравнение спектров мощности пульсаций скорости, полученных на мультивентиляторном стенде, со спектрами, полученными в дозвуковых аэродинамических трубах, при скорости потока 10 м/с.

Поскольку основное назначение стенда заключается в тестировании динамических характеристик малоразмерных летательных аппаратов мультироторного типа, было решено выполнить сравнительное исследование аэродинамических сил, действующих на тестовую модель квадрокоптера (рис. 2), на исследуемом стенде и малошумной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН [18, 19], среднеквадратичный уровень пульсаций скорости в которой не превышает 0.1%.

На рис. 8 демонстрируется пример распределения коэффициента сопротивления и коэффициента боковой силы в зависимости от угла скольжения квадрокоптера с фюзеляжем каплевидной формы при отсутствии винтов. Сплошная линия соответствует экспериментам, выполненным в мультивентиляторном аэродинамическом стенде, штриховая – тестам, выполненным в аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. В основном величина сопротивления на установке Т-324 выше, чем на исследуемом стенде. Это можно объяснить тем, что при меньшем уровне набегающих возмущений ламинарно-турбулентный переход наступает ниже по потоку. Поскольку ламинарный слой хуже сопротивляется отрыву потока (по сравнению с турбулентным), отрыв потока на установке с меньшим уровнем набегающих флуктуаций скорости будет более существенным. Соответственно, это приводит к тому, что коэффициент сопротивления в Т-324 выше, но разница между данными на рис. 8 невелика. Это позволяет утверждать, что мультивентиляторный стенд пригоден для исследования статических и динамических характеристик малоразмерных летальных аппаратов. Тем не менее перед проведением исследований на стенде рекомендуется выполнять дополнительные измерения в классических аэродинамических трубах, поскольку для определенных моделей летательных аппаратов влияние набегающих флуктуаций скорости может оказаться более критичным.

Рис. 8. Зависимость коэффициента сопротивления силы от угла скольжения.

На рис. 9 демонстрируется пример работы стенда в режиме, когда большинство вентиляторов генерировало скорость потока около 10 м/с, а одна вертикальная линейка вентиляторов в одной из ячеек работала на пониженных оборотах, соответствующих скорости потока на выходе из вентиляторов составляющей 1 м/с. Штриховые линии показывают экспериментальные данные. Хорошо видно наличие дефекта в распределении скорости. С ростом продольной координаты амплитуда дефекта уменьшается. Сплошной линией нанесена теоретическая оценка, полученная в предположении о том, что угол смещения равен 10° . Видно, что данная оценка хорошо совпадает с экспериментальными данными. С помощью данных рис. 9 можно оценить максимально возможный градиент скорости по пространству, который может создать данный стенд. Для дистанции от стенда, равной 1 м, максимальный градиент приблизительно равен $\Delta V/\Delta L = 30\text{--}40 \text{ с}^{-1}$. Пример реализации постоянного линейного градиента скорости $\Delta V/\Delta L = 12.5 \text{ с}^{-1}$, это демонстрируется на рис. 10.

Рис. 9. Сравнение расчетных и экспериментальных профилей скорости, полученных при разном удалении от стенки.

Рис. 10. Распределение скорости вдоль координаты Z при ступенчатом распределении мощности вентиляторов, демонстрируемых в виде вертикальных столбиков.

На рис. 11 показан пример изменения скорости во времени при ступенчатом изменении сигнала, управляющего всеми вентиляторами (режим “порыв ветра”). На представленном рисунке режим работы вентиляторов изменялся в диапазоне 40–70% от максимальных оборотов. Данные получены путем усреднения десяти реализаций по 10 с. Хорошо видно, что на большей части графика изменения скорости подчинены линейному закону. Основываясь на серии экспериментов, выполненных при разгоне или торможения течения и различных начальных и конечных параметрах управляющего сигнала, можно заключить, что максимальный разгон потока происходит с ускорением 1.4 м/с^2 , а торможение – с ускорением 1.2 м/с^2 . Таким образом, максимальный частотный диапазон, реализуемый на этом стенде, будет зависеть от амплитуды генерируемых пульсаций. Например, для амплитуды пульсаций около 1 м/с можно будет реализовать частоты приблизительно до 0.7 Гц .

Рис. 11. Графики изменения скорости потока от времени в режиме “порыв ветра”.

На рис. 12 показаны данные, полученные при генерировании нестационарного неравномерного потока. Три сплошные линии соответствуют данным, полученным в статическом режиме работы стенда, когда скорость потока была постоянна во времени. Синяя и оранжевая линии соответствуют равномерной работе всех вентиляторов при скоростях генерируемого потока 7 и 4 м/с соответственно. Зеленая линия соответствует режиму течения, когда в потоке реализовывалось линейное изменения скорости в области $Z = 350\text{--}470 \text{ мм}$ от 4 до 7 м/с . Вертикальные линии соответствуют динамическому режиму работы стенда, в ходе которого управляющий сигнал ступенчато изменялся, так что работа вентиляторов переходила из режима генерации потока, соответствующего желтой линии (обозначено крестиками), в режим генерации потока, соответствующего зеленой линии (обозначено точками). Измерения в динамическом режиме были выполнены в пяти положениях вдоль оси Z . Хорошо видно совпадение диапазонов изменения скорости потока в динамическом режиме (вертикальные линии) и ограничения динамических диапазонов статическими режимами работы стенда. С учетом дополнительного анализа полученных данных было найдено, что при существующих частотных ограничениях стенда динамическую картину изменения течения можно определять на основании статических распределений скорости. Иными словами, нет необходимости учитывать задержку в распространении изменения скорости вдоль продольной координаты в динамическом режиме.

Рис. 12. График скорости потока вдоль трансверсальной координаты для различных режимов работы стенда.

Для определения характерных масштабов турбулентных структур, существующих в случае реализации статических режимов стенда, был использован метод PIV. Область измерений приблизительно соответствовала диапазонам $X = 850\text{--}1200$ мм и $Y = 200\text{--}550$ мм. Измерения осуществлялись вблизи плоскости симметрии стенда. Для каждого исследуемого режима было получено не менее 1000 мгновенных полей скорости. Первоначально были рассчитаны пространственные коэффициенты корреляции продольной и вертикальной компонент скорости, которые определялись следующим образом (для продольной скорости):

$$CU_{X,Y}(x, y) = \frac{\sum_{n=0}^N U(X, Y, n)U(x, y, n)}{\sqrt{\sum_{n=0}^N U(X, Y, n)^2 \sum_{n=0}^N U(x, y, n)^2}},$$

где n – индекс мгновенного поля скоростей (или время измерений); X, Y – продольная и нормальная координаты, относительно которых определяется распределение коэффициента корреляции; x, y – продольная и нормальная координаты.

При анализе изолиний коэффициента корреляции в пространстве мы обнаружили, что они близки к окружности, поэтому было решено определять характерный масштаб турбулентных структур на основании следующей формулы:

$$\lambda_x(X, Y) = 2 \sqrt{\left(\sum_{x=x_{\min}}^{x_{\max}} \sum_{y=y_{\min}}^{y_{\max}} CU_{X,Y}(x, y) \right) dx dy / \pi}.$$

На рис. 13 демонстрируется пример распределения характерных масштабов турбулентности, определенных для продольной λ_x и нормальной λ_y компонент скорости, полученных в случае равномерной работы всех вентиляторов. Нормировка масштабов турбулентности осуществляется на характерный масштаб вентиляторов $h = 80$ мм. Хорошо видно, что продольный (λ_x/h) и нормальный (λ_y/h) масштабы турбулентности близки друг к другу, они равняются приблизительно 0.5, что позволяет предположить, что причиной возникновения данных когерентных структур являются нестационарные течения, генерируемые вентилятором.

Рис. 13. Распределение характерных масштабов турбулентности течения для случая генерации равномерного потока при $U_0 = 10$ м/с.

На рис. 14 показан пример распределения характерных масштабов турбулентности при реализации неравномерного выдува из стенда. Интересно заметить, что в этом случае величина λ_y слабо варьируется вдоль области измерений, при этом в распределении λ_x возникает явный дефект, и в области повышенной скорости характерный масштаб λ_x увеличивается примерно с 0.5 до 1.5. Возможной причиной этого является формирование новых когерентных структур в области возникающего слоя смешения.

Рис. 14. Распределение характерных масштабов турбулентности течения для случая генерации сдвига скорости потока вдоль оси Y от 4 до 7 м/с.

4. ВЫВОДЫ

В работе были исследованы основные характеристики мультивентиляторной аэродинамической установки (Аэростена), разработанной в ИТПМ СО РАН. Установка состоит из 108 вентиляторов, каждый из которых имеет независимое управление, площадь сечения рабочей части установки порядка 0.7 м^2 , максимальная скорость генерируемого потока составляет 10 м/с.

По результатам исследований воздушного потока, создаваемого стендом, было показано, что мультивентиляторная установка позволяет генерировать нестационарные во времени возмущения с ускорением/торможением потока, равным 1.4 м/с^2 и 1.2 м/с^2 . Соответственно, максимальный частотный диапазон зависит от амплитуды генерируемых пульсаций, и для возмущения 1 м/с можно добиться частоты до 0.7 Гц, что сопоставимо с характерными временами реакции летательных аппаратов с характерным размером более 0.5–0.8 м. Максимальная пространственная неоднородность, реализуемая на удалении от стенда 1 м, равняется $\Delta V/\Delta L = 30\text{--}40 \text{ с}^{-1}$, что позволяет сформировать существенную неоднородность течения для летательного аппарата с характерным размером более 0.3–0.5 м.

Было найдено, что основным недостатком аэродинамического стенда Аэростена является повышенный уровень турбулентности набегающего потока, который существенно превышает величины, достигаемые в классических аэродинамических трубах. В случае максимальных оборотов вентиляторов среднеквадратичное значение уровня пульсаций достигало значения около 7%. Тем не менее было показано, что поскольку существенная часть возмущений лежит в низкочастотной части (которые не оказывают существенного влияния на процесс ламинарно-турбулентного перехода), повышенный уровень возмущений может не приводить к существенному изменению аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов по сравнению с данными, получаемыми в малотурбулентных аэродинамических трубах.

В ходе анализа турбулентности набегающего потока было найдено, что характерный масштаб возмущений имеет величину, схожую с размером вентилятора, что позволяет утверждать, что когерентные структуры потока связаны с вращением вентилятора. Поэтому в дальнейшем планируется реализовать специализированные дополнительные устройства, предназначенные для подавления крупномасштабных структур, генерируемых вентилятором, что должно уменьшить уровень турбулентного потока, генерируемого Аэростеной в режиме равномерного течения. Полученные в работе результаты будут в дальнейшем использованы при подготовке, проведении и анализе данных, получаемых при исследовании динамики полета малых летательных аппаратов.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы благодарны Центру коллективного пользования «Механика» (ИТПМ СО РАН). за предоставленное оборудование с помощью которого было выполнено исследование.

ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН (№ 124021500012-0).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Alpatskii N.S., Zanin B.Yu., Pavlenko A.M., Melnik E.A.* // Thermophys. Aeromech. 2024. V. 31. P. 285. <https://doi.org/10.1134/S0869864324020082>
2. *Соловьев С. Ю.* Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы. Дис. ...докт. техн. наук. Санкт-Петербург: КГНЦ, 2020. 386 с.
3. *Alinejad N., Kakareko G., Fernandez-Cabán P. L., Sungmoon J.* // Boundary-Layer Meteorology. V. 188. P. 463.
<https://doi.org/10.1007/s10546-023-00822-0>
4. *Саленко С.Д., Кураев А.А.* // Изв. СО АН СССР. Серия технических наук. 1985. № 3. С. 110.
5. *Greenblatt D.* // AIAAJ. V. 54. № 6. P. 1817. <https://doi.org/10.2514/1.J054590>
6. *Nagle T., Quinn D. B.* // Royal Society Open Science. 2017. V. 4. № 3. P. 1054. <https://doi.org/10.1098/rsos.160960>
7. *Songqi Li, Yutong Liu, Zhutao Jiang, Gang Hu, Bernd R. Noack.* // Appl. Phys. 2023. № 9. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2309.00458>
8. *Shigehira Ozono, Hiroshi Ikeda.* // Exp. Fluids. 2018.V. 59. P. 187.
<https://doi.org/10.1007/s00348-018-2647-4>
9. *Catry G., Thurling A., Bosson N., Dzodic A.* // AIAA SciTech. 2022. № 1. <https://doi.org/10.2514/6.2022-2052>
10. *Bujard T., Noca F., Visvaratnam G.* // AIAA AVIATION. 2021. № 8. <https://doi.org/10.2514/6.2021-2577>
11. *Catry G., Bosson N., Bardazzi L.J., Marquez S., Gros A.* // AIAA AVIATION. 2019. № 6. <https://doi.org/10.2514/6.2019-2861>
12. *Ozono S., Nishi A., Miyagi H.* // J. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2006. V. 94. № 4. P. 225. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2006.01.010>
13. *Johnson E., Jacob J.* // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, Florida. 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-64>
14. *Хворов И.В.* Разработка аэродинамической трубы мультивентиляторного типа. Магистр. дисс. Новосибирск: НГТУ. 2022. 36 с.

15. *Markin V.V., Polivanov P.A., Berkon G.A.* // XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR– 2024). Novosibirsk. 2024. P. 130.
16. *Polivanov P.A., Akimov M.A.* // Thermophys. Aeromech. 2021. V. 28. P. 805.
<https://doi.org/10.1134/S0869864321060044>
17. *Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Akimov M.A.* // J. Appl. Mech. Tech. Phys. 2024. V. 65. P. 233.
<https://doi.org/10.1134/S0021894424020056>
18. *Berkon G.A., Markin V.V., Polivanov P.A.* // Thermophys. Aeromech. 2023. V. 30. P. 43.
<https://doi.org/10.1134/S0869864323010067>
19. *Kozlov V.V., Pavlenko A.M., Katasonov M.M., Kaprilevskaya V.S.* // Thermophys. Aeromech. V. 28. P. 463. <https://doi.org/10.1134/S0869864321040016>

ПОДПИСИ К РИСУНКАМ

Рис. 1. Схема и фотография мультивентиляторного стенда.

Рис. 2. Эскизный чертеж погодного дрона.

Рис. 3. Распределение средней скорости потока вдоль оси Z .

Рис. 4. Степень равномерности среднего течения, генерируемого стендом, в зависимости от скорости потока.

Рис. 5. Распределение пульсаций скорости потока, нормированных на среднюю скорость вдоль оси Z .

Рис. 6. Уровень турбулентности набегающего потока.

Рис. 7. Сравнение спектров мощности пульсаций скорости, полученных на мультивентиляторном стенде, со спектрами, полученными в дозвуковых аэродинамических трубах, при скорости потока 10 м/с.

Рис. 8. Зависимость коэффициента сопротивления силы от угла скольжения.

Рис. 9. Сравнение расчетных и экспериментальных профилей скорости, полученных при разном удалении от стенки.

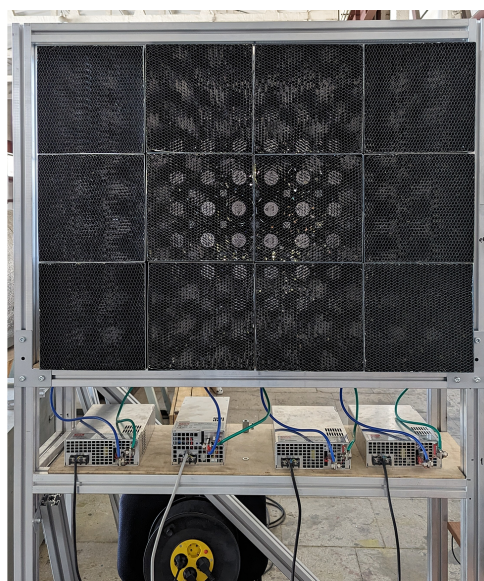
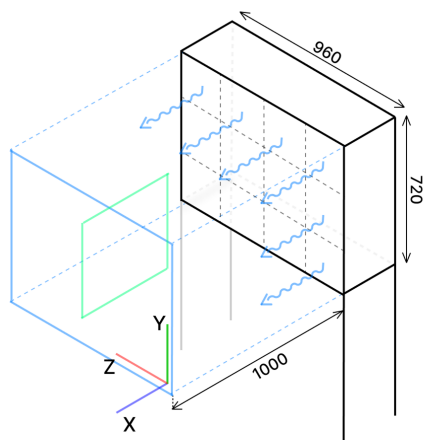
Рис. 10. Распределение скорости вдоль координаты Z при ступенчатом распределении мощности вентиляторов, демонстрируемых в виде вертикальных столбиков.

Рис. 11. Графики изменения скорости потока от времени в режиме “порыв ветра”.

Рис. 12. График скорости потока вдоль трансверсальной координаты для различных режимов работы стенда.

Рис. 13. Распределение характерных масштабов турбулентности течения для случая генерации равномерного потока при $U_0 = 10$ м/с.

Рис. 14. Распределение характерных масштабов турбулентности течения для случая генерации сдвига скорости потока вдоль оси Y от 4 до 7 м/с.



Puc. 1

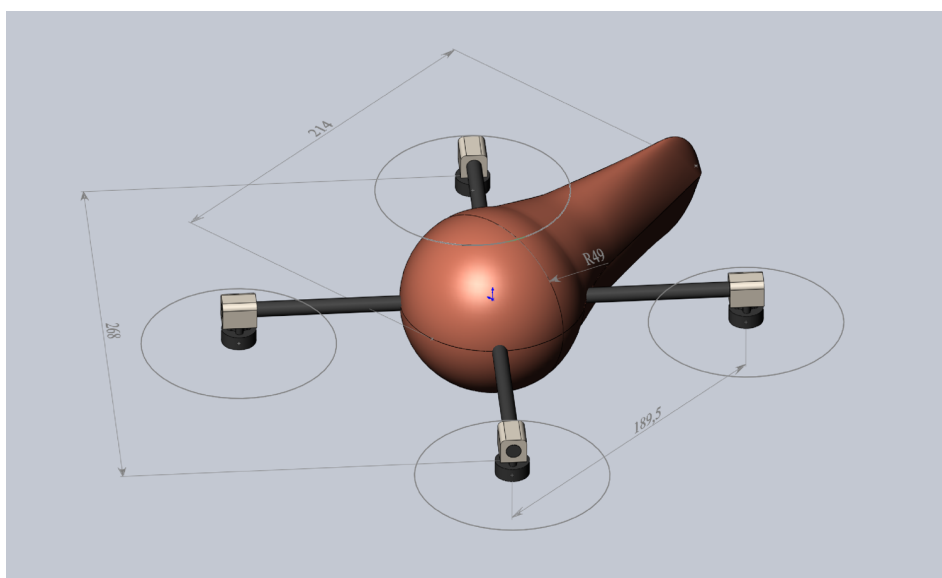


Рис. 2.

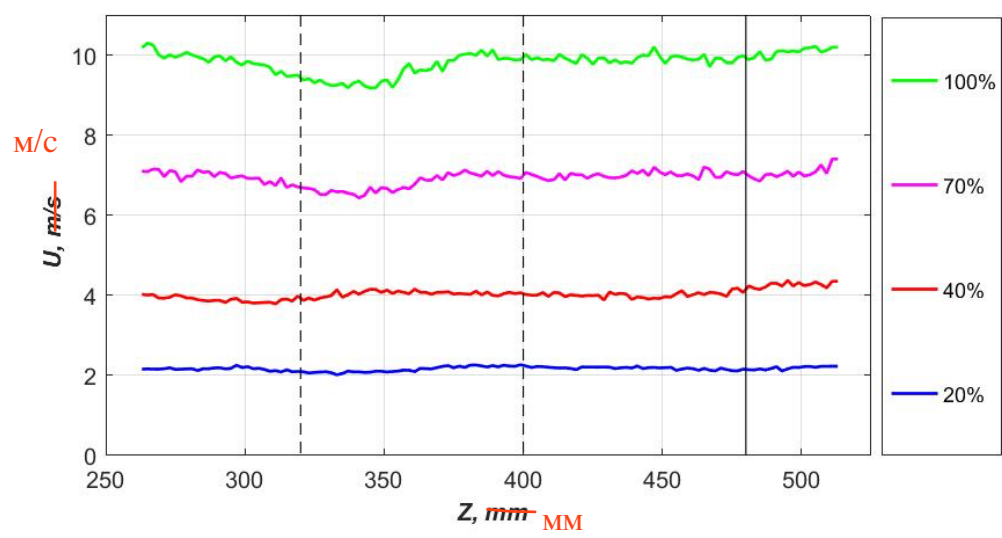
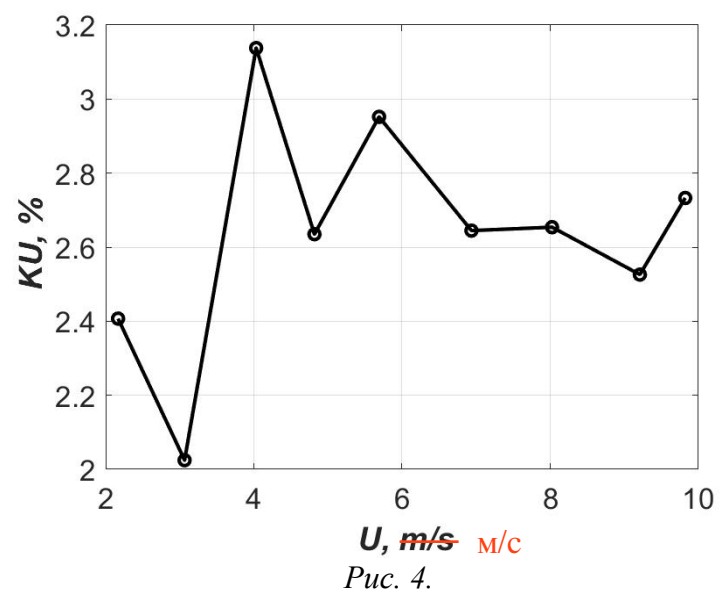
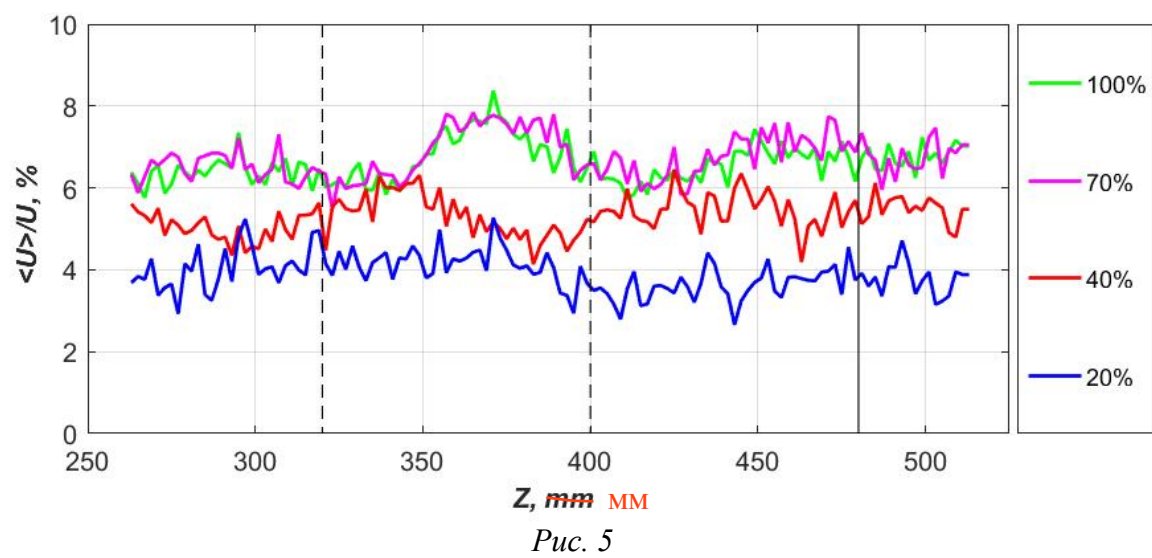
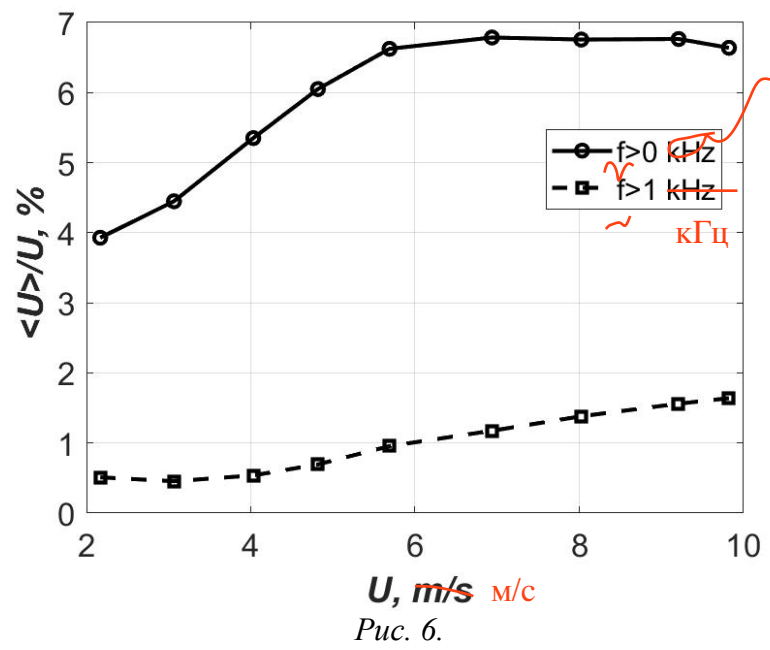
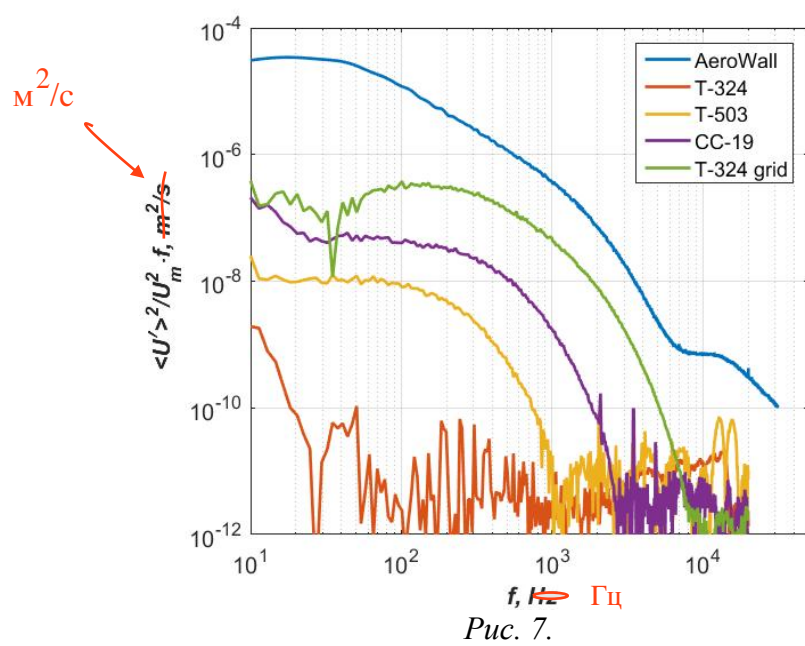


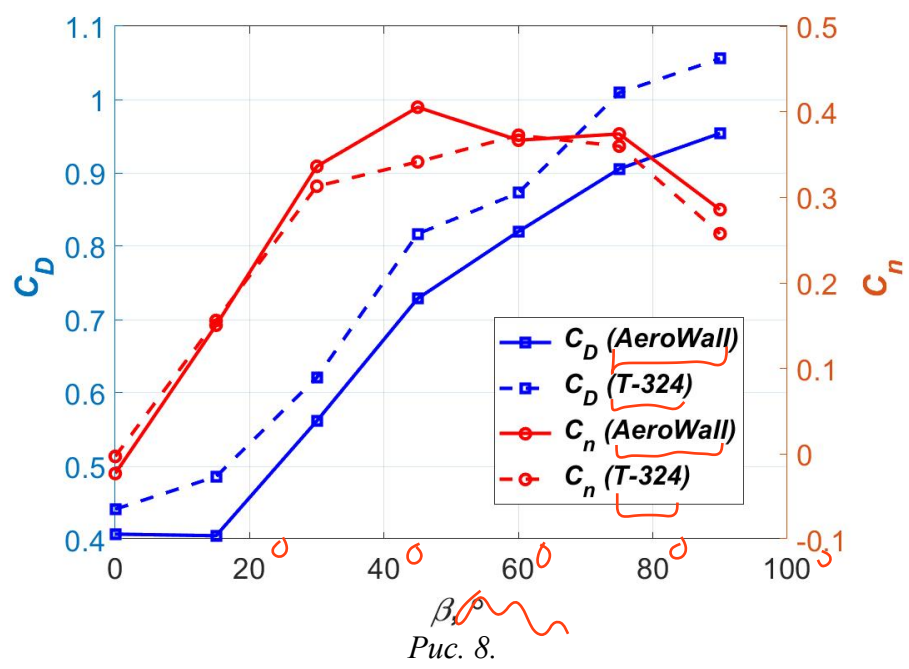
Рис. 3.











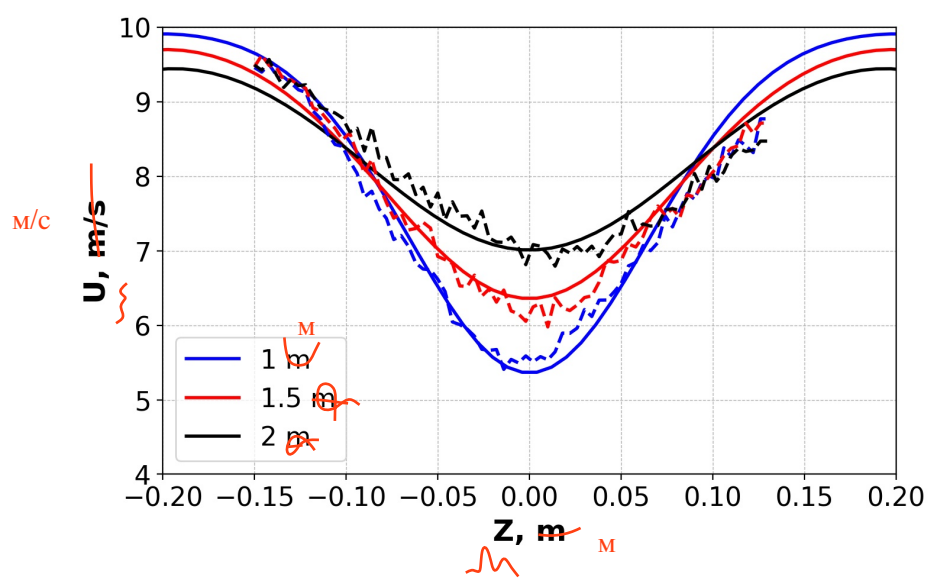
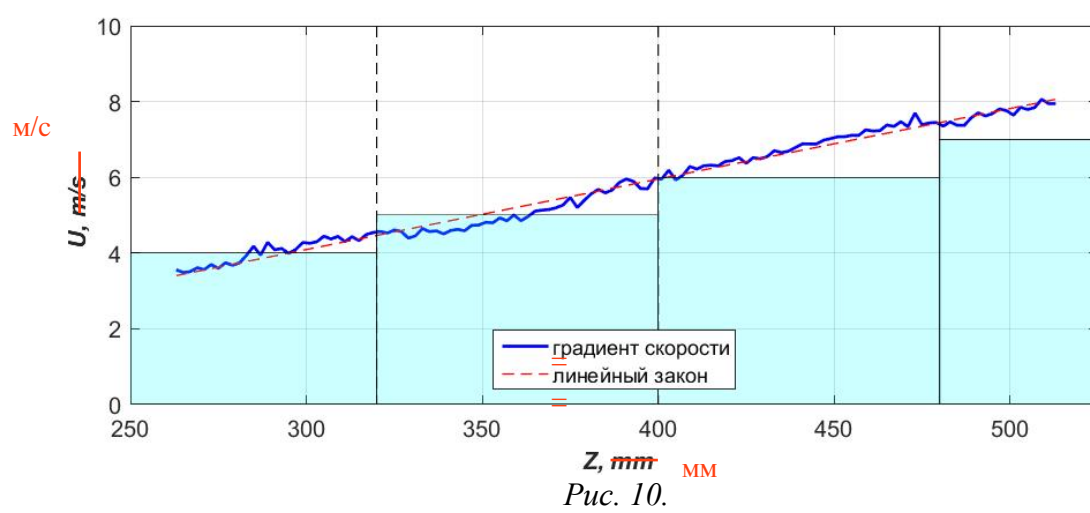


Рис. 9



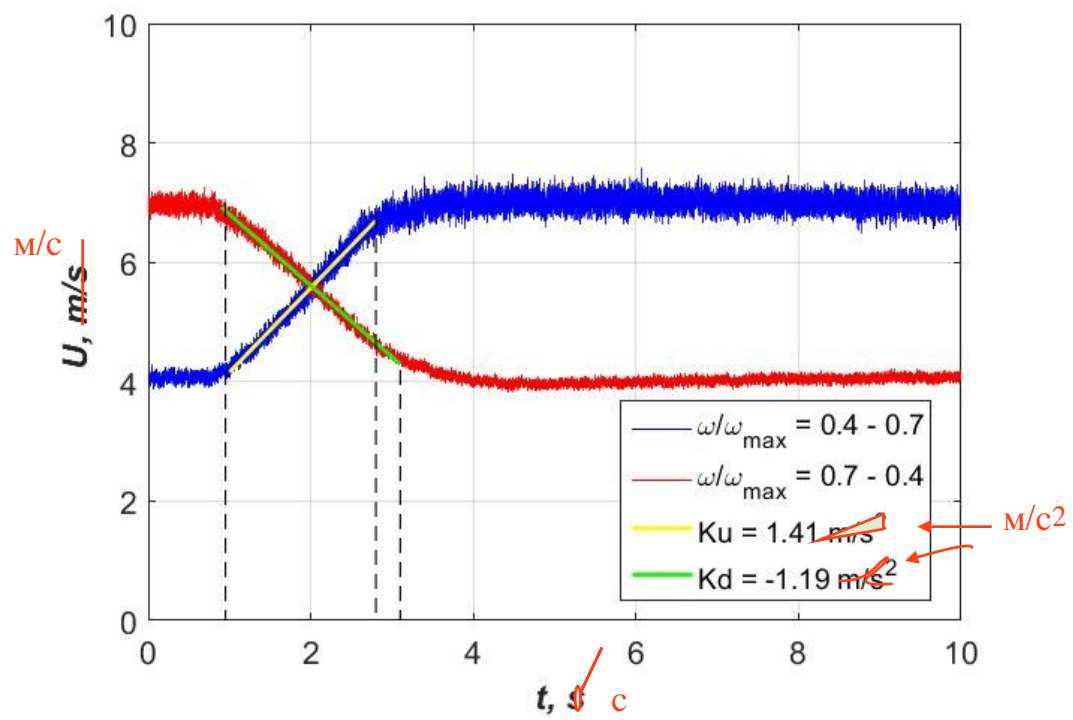
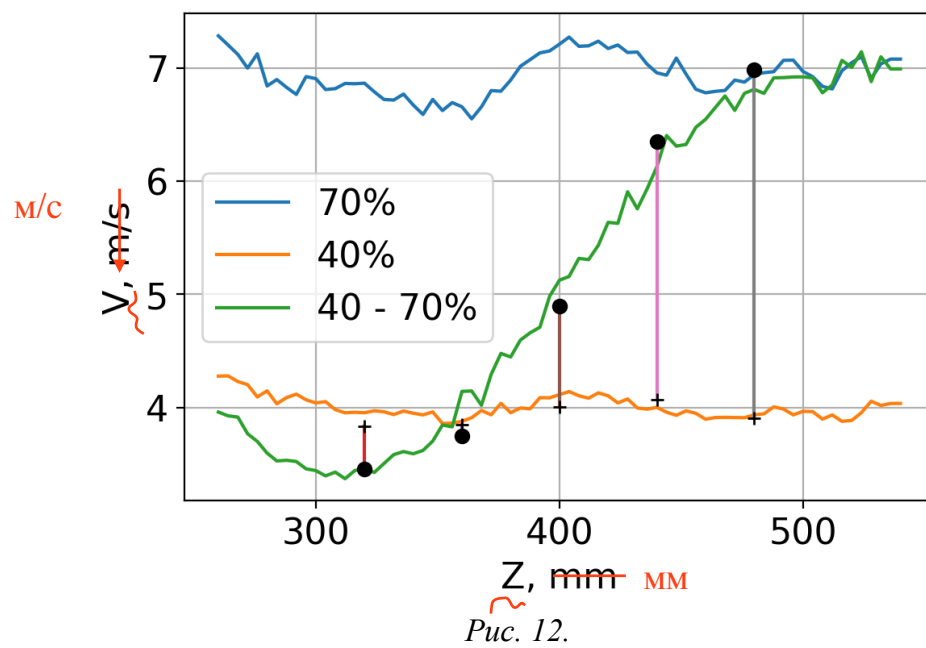


Рис. 11



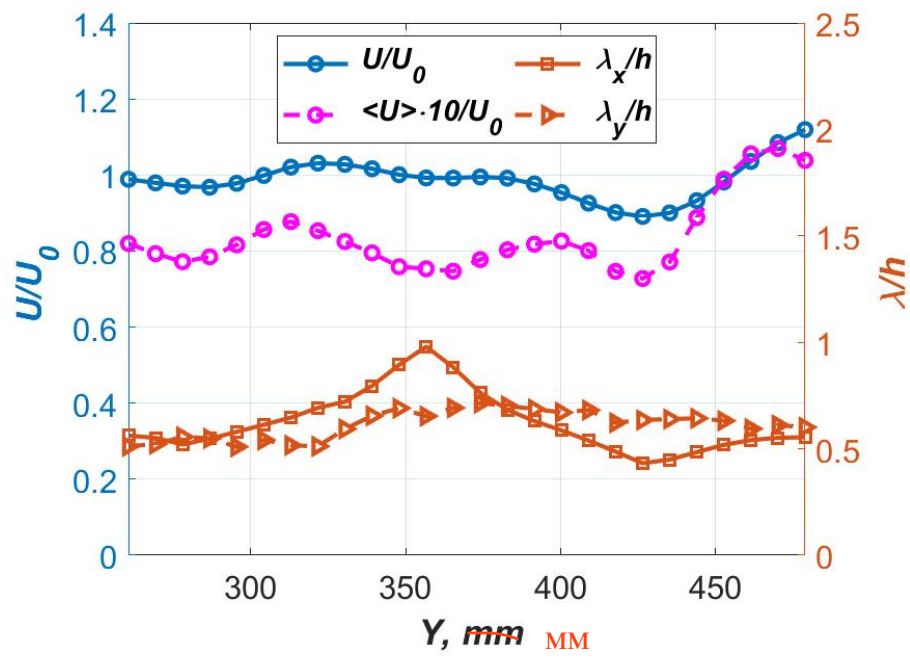


Рис. 13.

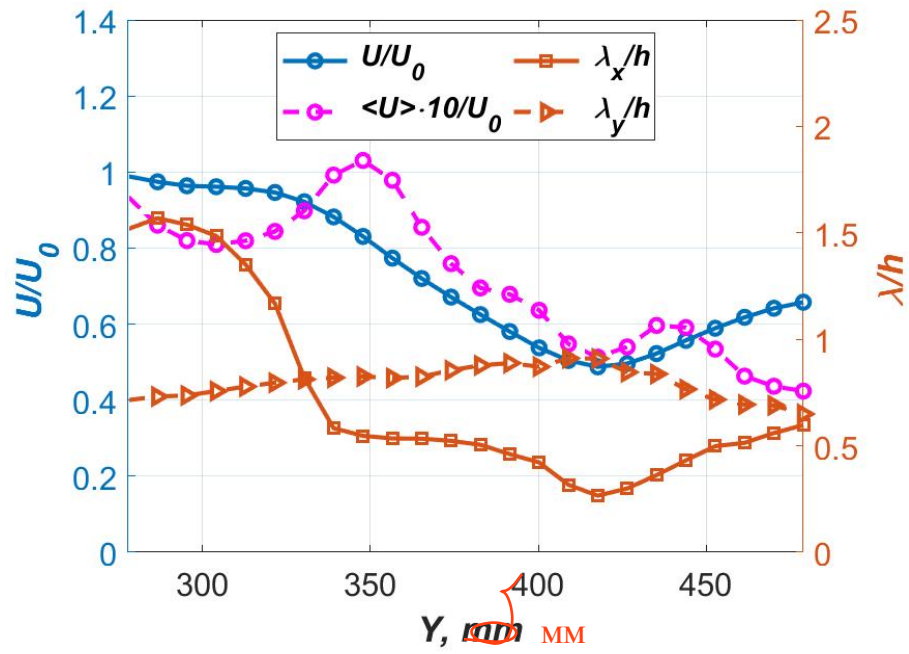


Рис. 14.