

УДК: 533.6.011.32

Котвицкий Александр Янович

**Активное управление ламинарно-турбулентным
переходом на скользящем крыле с помощью
плазменных актуаторов**

Специальность 1.1.9 —
«Механика жидкости, газа и плазмы»

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Объединенном институте высоких температур Российской академии наук (ОИВТ РАН).

Научный руководитель: **Моралев Иван Александрович**, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией плазменной аэродинамики и стимулированного горения ОИВТ РАН

Официальные оппоненты: **Козлов Виктор Владимирович**, доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией аэрофизических исследований ИТПМ СО РАН

Сбоев Дмитрий Сергеевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник ФГУП ЦАГИ

Ведущая организация: Научно-исследовательский институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Защита состоится _____ в ____ часов ____ минут на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте по адресу: 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального Аэрогидродинамического института и на сайте www.tsagi.ru.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1., к. 30, ученому секретарю диссертационного совета 31.1.006.01.

Автореферат разослан _____ 2026 года.

Телефон для справок: +7 (495) 556-43-38.

Ученый секретарь
диссертационного совета
31.1.006.01,
д-р физ.-мат. наук, доцент

Брутян Мурад Абрамович

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Ведущими авиакомпаниями мира прогнозируется ежегодный рост пассажирооборота воздушного транспорта. В этой связи развитие методов, направленных на снижение расхода потребляемого самолётом топлива, становится оправданным как с экономической, так и с экологической точки зрения. Сопротивление трения при обтекании несущих частей самолета составляет 40–48 % от полного сопротивления на крейсерском режиме полета. Этот факт указывает на потенциальный запас улучшения аэродинамических характеристик авиационной техники путем снижения сопротивления трения.

Степень разработанности темы. Существует две стратегии снижения сопротивления трения. Первая связана с управлением ламинарно-турбулентным переходом (ЛТП) в пограничном слое с целью увеличить область ламинарного обтекания. Вторая предполагает управление турбулентным течением в пограничном слое, а именно модификацию структуры пристенной турбулентности.

Управление переходом к турбулентности в пограничном слое предполагает реализацию ламинарного режима течения на существенной части обтекаемой поверхности. Прежде всего, о ламинаризации говорят применительно к несущим и управляющим поверхностям самолета – крыльям и рулям. Крейсерский режим современных пассажирских самолетов находится в области высоких чисел Рейнольдса, где различие между коэффициентами трения ламинарного и турбулентного течения оказывается существенным. В этой связи турбулентное обтекание является неблагоприятным с точки зрения топливной эффективности. Ламинаризация обтекаемой поверхности уже позволила достичь снижения сопротивления на планерах и самолетах малой авиации [1], однако примеры её реализации хотя бы на среднемагистральных самолетах редки.

В современных турбореактивных самолетах для снижения высокого лобового сопротивления при скоростях близких или выше критического числа Маха используются стреловидные крылья. При обтекании такого крыла на поверхности развивается трёхмерное течение, связанное с формированием в пограничном слое поперечного течения (ПТ) в направлении, перпендикулярном внешним линиям тока. Вторичное течение образуется в результате нарушения баланса между силами давления и инерции вблизи стенки. Профиль скорости ПТ имеет точку перегиба, приводящую к невязкой неустойчивости поперечного течения (НПТ). Результатом развития неустойчивости являются стационарные вихри, созданные шероховатостью обтекаемой поверхности, и бегущие возмущения, порождаемые турбулентностью набегающего потока [2]. В условиях крейсерского полета уровень турбулентности достаточно низкий ($Tu < 0,02\%$), и к ЛТП, как правило, приводит развитие стационарных вихрей (мод).

В общем случае сценарий ЛТП пограничного слоя, вызванного НПТ, можно условно разделить на три этапа [3]. Сначала имеет место процесс восприимчивости, когда внешние возмущения, вызванные турбулентностью набегающего потока и шероховатостью поверхности, возбуждают первичные моды НПТ. Затем следует стадия экспоненциального роста и нелинейное насыщение амплитуды первичных возмущений. И наконец, первичные моды в результате нелинейного взаимодействия порождают вторичную высокочастотную неустойчивость, приводящую к возникновению турбулентных клиньев и пятен, и турбулизации течения. Все методы контроля эволюционным ЛТП на стреловидном крыле связаны с управлением развитием неустойчивости на одной из перечисленных стадий развития перехода.

В задаче затягивания перехода к турбулентности ЛТП выделяются несколько стратегий, которые могут быть реализованы как пассивными, так и активными методами воздействия на поток. Первая из них основана на модификации среднего течения (BFM), которая заключается в прямом подавлении причины, вызывающей неустойчивость, а именно, ПТ в пограничном слое. Здесь следует отметить, что обычный при разработке ламинаризованных профилей подход, заключающийся в управлении профилем продольной скорости в пограничном слое путем модификации формы крыла, оказывается нерезультативным при управлении переходом на стреловидных крыльях, так как благоприятный градиент давления лишь усиливает развитие НПТ.

Из активных методов следует выделить отсос пограничного слоя, модификацию профиля скорости с помощью объемной силы, выдува, рельефа, а также внесение в пограничный слой искусственных возмущений. Было показано, что отсос пограничного слоя может приводить к снижению скорости ПТ [4], а значит и инкрементов нарастания стационарной и бегущей моды, вследствие чего наблюдается затягивание перехода. Практическая реализация данной стратегии управления осложняется необходимостью сопряжения отсоса с механизацией несущей части крыла самолета, а также необходимостью обеспечивать очень однородный расход через пористую стенку. Скорость ПТ может быть также снижена с помощью пристенной объемной силы. Использование поверхностного диэлектрического барьерного разряда (пДБР) в качестве источника объемной силы экспериментально показало свою работоспособность в рамках данной стратегии, приводя к затягиванию перехода до 5 % [5]. Ограничивающим фактором в управлении переходом с помощью пДБР является относительно слабая тяга [6], а также генерация низкочастотного шума в результате блуждания микроразряда вдоль кромки электрода [7], который возбуждает нестационарные моды НПТ.

Вторая стратегия управления переходом основана на внесении в поток “контролирующего” возмущения, которое деформирует профиль скорости в пограничном слое (UFD). Такая деформация может быть, в частно-

сти, выполнена путем возбуждения стационарных короткопериодических мод с помощью элементов дискретной шероховатости (DRE) [8], а также периодически локализованного пДБР [9]. Рост коротковолновой моды на начальном этапе происходит быстрее и, следовательно, она успевает исказить основное течение, которое становится более устойчивым по отношению к критической моде. Первоначальные эксперименты в аэродинамических трубах [10] и численное моделирование [11] показали затягивание ЛТП, однако поздние летные испытания [12] показали значимую эффективность лишь на окрашенных профилях с высокой степенью шероховатости поверхности. Это указывает на сильное влияние внешних факторов, определяющих ЛТП (шероховатость поверхности, турбулентность набегающего потока, распределение давления), на успех управления в рамках данного подхода.

Стратегия противофазного управления подразумевает внесение в поток контролируемых возмущений заданной амплитуды и фазы, которые деструктивно интерферируют с естественными возмущениями, что приводит к снижению результирующей амплитуды. Такое управление модовыми возмущениями в пограничных и сдвиговых слоях позволяет воздействовать на эволюционный ЛТП [13] и акустический шум турбулентных течений [14]. Данный метод требует, чтобы источник возмущений обладал полосой воздействия, сопоставимой с частотой естественных возмущений, а также сравнительно низким шумом. Газоразрядные устройства на основе (пДБР) обладают тягой порядка $2,5 \text{ мН/м}$, широким частотным диапазоном воздействия $100 \text{ Гц} - 1 \text{ МГц}$ и могут рассматриваться в роли таких источников. Плазменные актуаторы на основе пДБР рассматривались в различных задачах управления потоком, таких как управление переходом [15], управление отрывом потока [16] и структурой аэродинамического следа [17]. Собственно, реализация противофазного подавления вихрей НПТ была продемонстрирована для перехода за массивом неровностей с заданной длиной волны [18]. Посредством подбора фазы генерируемых вихрей от неровностей было показано снижение амплитуды критической стационарной моды и затягивание перехода на 8 %.

Несмотря на в целом понятный алгоритм управления и некоторые успехи в демонстрации методов противофазного управления применительно к вихрям НПТ, возможность построения такой системы управления для произвольных возмущений не доказана. Также не ясны требования, которые предъявляются к элементам системы управления. Эффективность метода противофазного подавления мод неустойчивости определяется возможностью воспроизведения спектра возмущений, присутствующих в потоке, с помощью исполнительного устройства. В контексте данного подхода высокое пространственное и временное разрешение плазменных актуаторов делает их перспективными устройствами в задачах управления. В настоящее время особенности использования актуаторов на основе пДБР для возбуждения мод неустойчивости в пограничном слое исследованы недостаточно.

Наконец, развитие панорамных методов диагностики потока ставит вопрос о методах детектирования перехода к турбулентности на основе этих данных. Решению данных вопросов и посвящена настоящая диссертационная работа.

Целью работы является создание метода затягивания перехода к турбулентности в пограничном слое скользящего крыла, основанного на подавлении естественных вихрей НПТ с помощью искусственных возмущений, вносимых плазменным пДБР актуатором, а также оценка пределов применимости подобной технологии.

Для достижения поставленной цели были решены следующие **задачи**:

1. Исследовать процесс возбуждения стационарных и бегущих вихрей НПТ с помощью пДБР и выполнить измерение их характеристик в дозвуковом пограничном слое на скользящем крыле.
2. Разработать методы детектирования положения ЛТП в пограничном слое при доминировании НПТ по результатам панорамных измерений скорости методом PIV.
3. Выполнить моделирование управления амплитудой стационарных вихрей в рамках линейного подхода.
4. Реализовать многоканальную систему управления с обратной связью и выполнить эксперименты по затягиванию перехода при доминировании стационарных вихрей с помощью плазменного актуатора на основе пДБР.

Научная новизна. В работе впервые экспериментально выполнено затягивание ЛТП на скользящем крыле при доминировании стационарных вихрей НПТ с помощью активной системы с обратной связью. Для этого реализован метод внесения контролируемых возмущений в поток с помощью плазменного пДБР актуатора, выполнено моделирование снижения амплитуды естественных вихрей НПТ с помощью метода противофазного подавления возмущений, а также создана многоканальная система управления переходом к турбулентности.

Впервые исследован механизм широкополосного возбуждения трехмерного пограничного слоя, вызванного стохастическим блужданием микроразрядов по кромке координирующего электрода плазменного пДБР актуатора, оценена амплитуда этих возмущений и влияние такого возбуждения на работу системы затягивания перехода.

Разработаны алгоритмы расчета перемежаемости течения при доминировании НПТ по панорамным PIV измерениям. Разработана и обучена на экспериментальных данных модель свёрточной нейросети для сегментации

мгновенных полей скорости в пограничном слое на области локализации первичных мод НПТ, турбулентных клиньев и пятен.

Практическая значимость. Полученные результаты затягивания ЛТП в условиях низкой турбулентности потока представляют практический интерес для развития активных систем ламинаризации течения с целью снижения сопротивления вязкого трения и управления конвективным теплообменом.

Результаты исследования механизма возбуждения мод НПТ с помощью плазменного пДБР актуатора и характеристик этих возмущений представляют фундаментальный интерес для использования актуаторов на основе барьерного разряда в качестве источников возмущений в аэродинамических задачах.

Использование нейронных сетей для обработки данных, совместно с панорамным PIV позволяет существенно сократить время, необходимое для оценки положения ЛТП.

Методология и методы исследования. Течение, моделирующее пограничный слой на скользящем крыле, было организовано на пластине с углом стреловидности 40° , градиент давления создавался профилированием верхней стенки аэродинамической трубы. Экспериментальное исследование неустойчивого пограничного слоя и вносимых разрядом возмущений выполнялось несколькими методиками. Разрешенные по времени измерения производились ниточным термоанемометром. Пространственно разрешенные измерения производились низкочастотным PIV в панорамной конфигурации. Исследование влияния нестационарных процессов в разряде на течение выполнялось методом кросс-корреляционной термоанемометрии с опорным фотометрическим сигналом. Возбуждение пограничного слоя выполнялось с помощью специально сконструированного многоканального плазменного актуатора. Оптимальное распределение напряжений на каналах актуатора вычислялось на основе линейной модели и измеренных откликов пограничного слоя, либо в режиме с замкнутой петлей обратной связи методом градиентного спуска. Сдвиг положения перехода регистрировался независимо по измерениям PIV и термоанемометрии, обработка панорамных данных выполнялась с помощью статистического анализа отфильтрованных полей скорости, либо с помощью моделей глубокого машинного обучения.

Положения, выносимые на защиту:

1. Метод определения линии перехода к турбулентности пограничного слоя скользящего крыла основан на панорамных измерениях скорости. Разделение областей ламинарного и турбулентного течения на мгновенных полях осуществляется одним из двух методов: 1) максимального правдоподобия для статистики короткопериодических возмущений; 2)

машинного зрения, с использованием свёрточной нейросети, обученной по аннотированным данным. Методы обладают лучшей устойчивостью к шуму по сравнению с кластеризацией k -средних. Производительность метода глубокого машинного обучения выше статистического метода на 2 порядка. Расхождение в определении точки перехода для панорамных методов и термоанемометрических измерений не превышает 3 % хорды модели.

2. Плазменный актуатор на основе поверхностного диэлектрического барьерного разряда выступает линейным источником стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения. В диапазоне напряжений между зажиганием и контракцией разряда амплитуда стационарных вихрей линейно зависит от частоты и квадратично от перенапряжения. Стохастическое блуждание микроразрядов вдоль кромки внешнего электрода дополнительно возбуждает нестационарные вихри неустойчивости с амплитудой примерно в 15 раз ниже амплитуды вносимых стационарных возмущений. В дальнейшем поле источника происходит слабонелинейное взаимодействие вносимых разрядом вихрей, связанное с распространением стохастических возмущений в промодулированном поле скорости стационарной составляющей пакета.
3. Управление стационарными вихрями неустойчивости поперечного течения с помощью источника искусственных возмущений и петли обратной связи может быть реализовано, когда пространственное разрешение актуатора и сенсора выше $1/4$ длины волны наиболее неустойчивой моды. Снижение амплитуды вихрей можно осуществить методами линейно-квадратичного программирования, теоретический предел снижения составляет до 90 % изначальной амплитуды вихрей. При подавлении стационарных вихрей с помощью плазменного актуатора при скорости потока 25 м/с и $Re \approx 1,86 \cdot 10^6$ достигнуто снижение амплитуды вихрей на 75 %, сдвиг точки перехода составил 6 % длины ламинарного течения в отсутствие управления.

Достоверность результатов исследования определяется использованием нескольких методов измерения течения, сопоставлением экспериментальных данных с численным моделированием, а также разумным соответствием полученных в работе результатов с опубликованными данными.

Соответствие паспорту специальности. Тематика диссертационного исследования соответствует паспорту специальности 1.1.9 «Механика жидкости, газа и плазмы», в частности следующим пунктам:

4 – «Ламинарные и турбулентные течения»

14 – «Гидродинамическая устойчивость»

18 – «Экспериментальные методы исследования динамических процессов в жидкостях и газах»

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 6 печатных изданиях [А1—А6], 6 из которых изданы в журнале, рекомендованном ВАК, 4 — в периодических научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus. В тезисах докладов находится 13 работ.

Апробация работы. По результатам работы было сделано 13 докладов [Б1—Б13]: 6 – на Российских и 7 – на международных конференциях.

Личный вклад. Все исследования, представленные в диссертации, выполнены автором лично или при его непосредственном участии. Численное моделирование развития возмущений в пограничном слое выполнялось сотрудником ЦАГИ, д.ф.-м.н. Устиновым М.В., им же предложена первая версия метода подбора оптимального управления для линейной модели пограничного слоя. Постановка задач и выполнение части экспериментов выполнялась совместно с руководителем, к.ф.-м.н. Моралевым И.А.

Диссертационная работа была выполнена при поддержке грантов:

1. РФФ № 20-79-10372
2. РФФ № 24-19-00627

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения. Полный объем диссертации 204 страниц текста с 150 рисунками и 2 таблицами. Список литературы содержит 150 наименований.

Содержание работы

Во **введении** обосновывается актуальность диссертационного исследования, анализируется научная литература по изучаемой проблеме, формулируется цель, ставятся задачи работы, излагается научная новизна и практическая значимость представляемой работы, формулируются вносимые на защиту положения.

В **главе 1** выполнен литературный обзор проблематики диссертационной работы.

В **разделе 1.1** приводится описание явления неустойчивости ПТ, возникающей на стреловидном крыле. Описаны механизмы восприимчивости трехмерного пограничного слоя и стадии эволюционного ЛТП, включая экспоненциальный рост первичных вихрей, их нелинейное взаимодействие

и образование вторичной неустойчивости. Рассмотрены сценарии перехода при доминировании мод НПТ при различных внешних условиях и влияние мод вторичной неустойчивости на позднюю стадию перехода.

В **разделе 1.2** приводится описание явления пДБР разряда. Рассмотрены механизмы воздействия разряда на поток, основанные на тепловыделении и генерации ионного ветра. Описывается газодинамика индуцированного разрядом течения в поверхностной конфигурации вблизи стенки. Приводятся электрические и газодинамические характеристики пДБР. Рассмотрено применение актуаторов на основе пДБР в задачах управления потоком, включая управление отрывным течением, снижение шума турбулентных струй и затягивание ЛТП.

В **разделе 1.3** приводятся последние результаты по затягиванию ЛТП в условиях доминирования стационарных вихрей НПТ. Рассмотрены различные стратегии управления переходом и приводится их энергетическая эффективность. Рассмотрены результаты по затягиванию перехода с помощью плазменных актуаторов на основе пДБР и механических систем.

Обзор литературы завершается выводами (**раздел 1.4**) по текущему состоянию использования плазменных пДБР актуаторов в задаче управления ЛТП.

Глава 2 посвящается методологии экспериментального исследования. Материалы этой главы частично опубликованы в [А6].

В **разделе 2.1** приводится описание аэродинамической установки и параметров исследуемого течения. Работа проводилась в дозвуковой низкотурбулентной аэродинамической трубе Д-3 (ОИВТ РАН) с разомкнутой криволинейной рабочей частью (рис. 1). Измерения выполнялись при скорости набегающего потока $U_0 = 25$ м/с и уровне турбулентности $Tu = 0,06$ % в полосе частот 20–1000 Гц. Трехмерный пограничный слой создавался на пластине с углом стреловидности 40° . Градиент давления задавался профилем верхней стенки канала (рис. 1). Среднее течение над пластиной разгоняется до $1,84 \cdot U_0$ набегающего потока вдоль хорды модели ($L = 610$ мм) с выполнением условия скольжения (рис. 2а). На расстоянии 300 мм от передней кромки пограничный слой приближенно описывается автомодельным решением Фолкнера-Скэн-Кука с параметром Хартри равным 1 при характерной толщине вытеснения $\delta_1 = 0,4$ мм и скорости поперечного течения $w_{cf}^{max} = 0,08 \cdot U_0$ (рис. 2в). Неустойчивыми собственными модами пограничного слоя оказываются вихри НПТ с наибольшим усилением на длине волны 7,2 мм в диапазоне частот 200–300 Гц. Исследование потока выполнялось двумя методами измерения скорости: цифровой трассерной визуализацией (PIV) в плоскости пластины и однокомпонентной термоанемометрией, ориентированной вдоль линий тока.

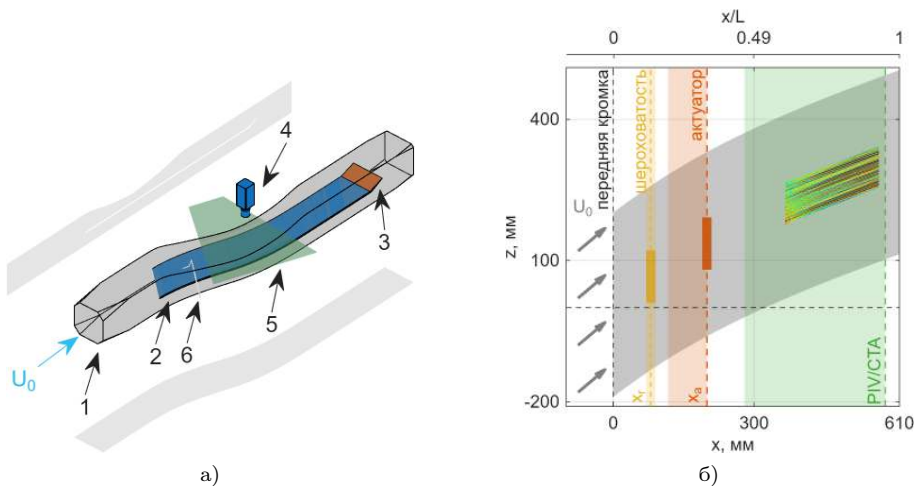


Рисунок 1 – Схеа рабочей части и диагностики потока с помощью PIV и термоанемометрии: (а) – вид сбоку, (б) – вид сверху;

1 – рабочая часть, 2 – стреловидная пластина,
3 – закрылок, 4 – камера, 5 – лазерный лист, 6 – термоанемометр

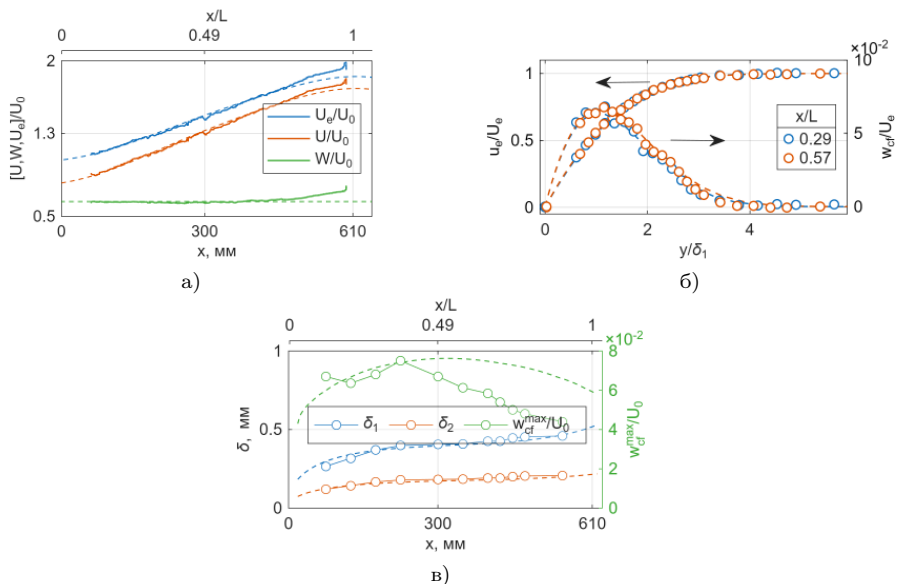


Рисунок 2 – Распределение компонент скорости потенциального течения вдоль хорды модели (а), профили поперечной и продольной компоненты скорости в пограничном слое (б), распределение интегральных параметров пограничного слоя (в)

Также в **разделе 2.1** описывается конструкция плазменных актуаторов, используемых для возбуждения “искусственных” стационарных вихрей

НПТ (рис. 3а). Актуатор состоит из множества отдельных разрядных секций, размещенных параллельно передней кромке. Каждая секция состоит из пары асимметрично расположенных электродов, разделенных корундовой керамикой толщиной 0,5–1 мм. Внешний (заземляющий) электрод из алюминия выполнен в форме полоски толщиной 20 мкм. Поперечный шаг подстилающих электродов варьировался в диапазоне 4,2–7 мм. Питание разряда осуществлялось гармоническим напряжением амплитудой $U_d = 2–4$ кВ и частотой $f_d = 40–200$ кГц, лежащей вне полосы избирательного усиления пограничного слоя. Во всех случаях режим горения разряда оставался диффузным. При управлении переходом использовался актуатор из 16 разрядных секций с независимым питанием (рис. 3б), размещенных в плоскости пластины. Четырехрядная организация позволяет снизить влияние соседних секций. Актуатор с такой конструкцией способен возбуждать вихри неустойчивости с разрешением до 1,7 мм, что соответствует 0,24 длины волны наиболее неустойчивой моды 7,2 мм.

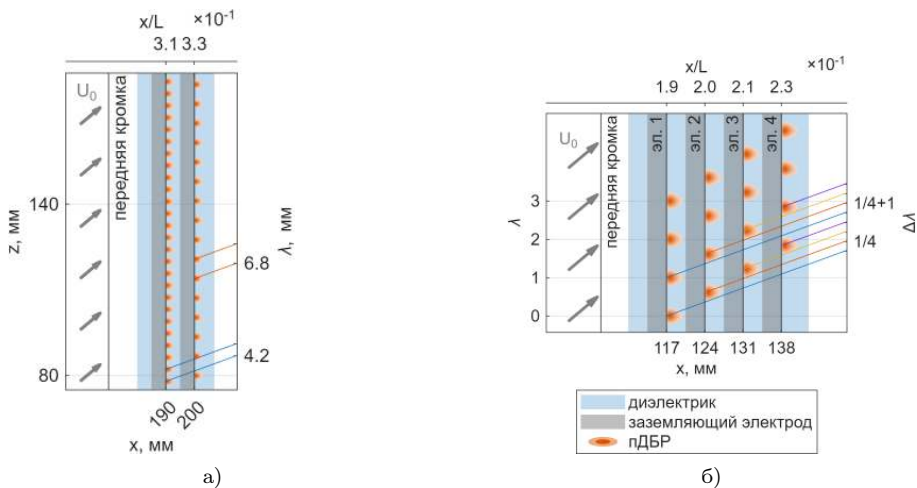


Рисунок 3 – Смеха плазменного актуатора на основе пДБР с 2 монолитными периодическими разрядными секцией (а) и 16 независимыми разрядными секциями (б)

В **разделе 2.2** приводится описание разработанного статистического метода детектирования перехода по панорамных PIV измерениям. Области с преобладанием первичных длинноволновых возмущений и формирования турбулентных клиньев и пятен разделялись с помощью высокочастотной пространственной фильтрации мгновенных полей скорости. Преобразованиями (критериальными функциями), усиливающими маломасштабные структуры, которые отсутствуют в ламинарном течении, выступали дифференцирование вдоль направления первичных вихрей (1) (рис. 4б) и вычисление критерия идентификации вихря λ_2 . Распределение абсолютной величины отфильтрованного сигнала для этих величин C имеет в области

перехода бимодальный вид (рис. 4в). Аппроксимация статистических мод, описывающих ламинарную p_n и турбулентную p_t составляющую течения (2), выполнялось с помощью метода максимального правдоподобия в заданном классе теоретических распределений. Результаты аппроксимации слабо зависят от выбора конкретного распределения и обладают большей устойчивостью к шуму по сравнению с кластеризацией k -средних. Бинаризация мгновенных реализаций сигнала на ламинарные и турбулентные области осуществляется по пороговой амплитуде, определяемой экстремумом приведенной ROC-кривой. Для повышения производительности и робастности метода анализа перехода на панорамных измерениях скорости была разработана и обучена модель свёрточной нейросети, которая сегментирует мгновенные поля скорости на области первичных и вторичных вихрей НПТ. Расчетное время обработки 1000 полей занимает не более 10 с, что ниже затрат статистического метода на 2 порядка.

$$C_1 = \left(\frac{\partial w_1 / \partial x_1}{U_e} \right)^2, \text{ где } \begin{bmatrix} \frac{\partial u_1}{\partial x_1} & \frac{\partial u_1}{\partial z_1} \\ \frac{\partial w_1}{\partial x_1} & \frac{\partial w_1}{\partial z_1} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} & \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix} \text{tr}(T^{-1}), \quad (1)$$

$$T = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix}$$

$$p(C) = (1 - \alpha) p_n(C) + \alpha p_t(C) \quad (2)$$

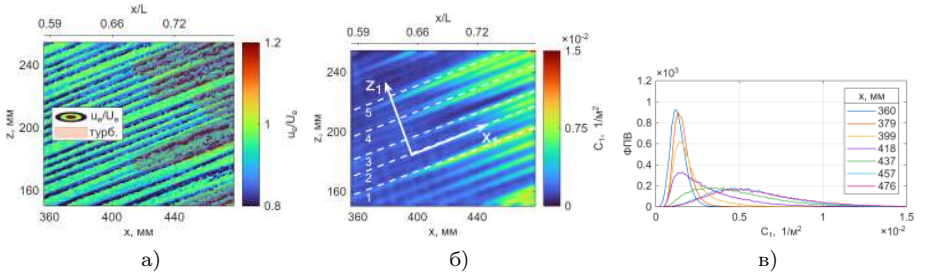


Рисунок 4 – ЛТП переход при доминировании стационарных вихрей НПТ:

- (а) – мгновенное поле скорости, (в) – поле усредненной по мгновенным реализациям критериальной функции C_1 , (в) – статистическое распределение величины C_1

В разделе 2.3 приводится апробация статистического метода расчета перемежаемости течения при различном сценарии ЛТП, когда доминируют стационарные вихри НПТ, возбужденные распределенной случайной шероховатостью среднеквадратичной высотой 40 мкм при $Tu = 0,06 \%$, или бегущие, развиваемые при повышенном уровне турбулентности $Tu = 0,3 \%$ с естественной шероховатостью модели 25 мкм (рис. 5). Результаты расчета перемежаемости течения по панорамным измерениям скорости находятся в согласии с термоанемометрическими измерениями, отличие в определении

положения перехода различными методами не превышает $3\% \cdot L$ хорды модели.

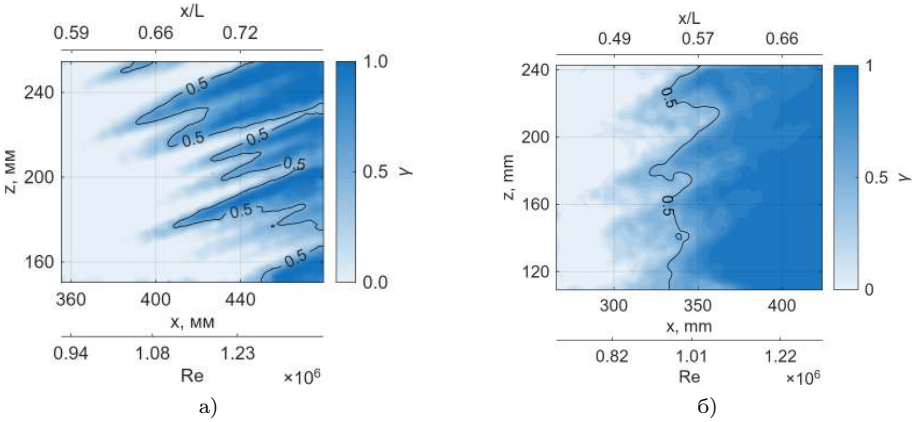


Рисунок 5 – Распределение перемежаемости в плоскости пластины на высоте $y/\delta_1 = 1,3$ при доминировании стационарных вихрей НПТ (а) и бегущих (б)

В **главе 3** приводятся результаты исследования возбуждения мод НПТ с помощью плазменного актуатора. Материалы этой главы изложены в [A2; A4].

В **разделе 3.1** описаны зависимости характеристик возбуждаемых плазменным актуатором на основе пДБР стационарных вихрей НПТ от параметров питающего напряжения. Актуатор располагался на расстоянии 190–200 мм от передней кромки, расстояние между секциями электрода составляло 4,2; 6,8 мм или $2/3$ и 1 длину волны наиболее неустойчивой моды. С помощью PIV проведены измерения нарастания стационарных возмущений в дальнем поле источника (рис. 6а). Установлено, что плазменный актуатор возбуждает стационарные вихри НПТ на заданных длинах волн, и были рассчитаны их инкременты нарастания (рис. 6б). На участке экспоненциального роста $x \approx 200–350$ мм с увеличением амплитуды питающего напряжения растет амплитуда возбуждаемых вихрей. Вихри на длине волны 6,8 мм нарастают с близким инкрементом для естественных согласно ЛТУ. Начальная амплитуда возмущений оценивалась посредством экстраполяции кривых нарастания в точку установок актуатора, и ее среднеквадратичная величина составляет $0,3–0,9\% \cdot U_0$. В точке $x \approx 400$ мм вихри переходят в насыщение с амплитудой до $10\% \cdot U_e$ и после затухают, предположительно, в результате взаимодействия с бегущими возмущениями. На участке экспоненциального роста амплитуда возбуждаемых актуатором стационарных вихрей определяется параметрами питающего напряжения как $A \propto f_d \cdot (U_d - U_{d0})^2$, что совпадает с зависимостью от параметров тяги актуатора (рис. 6в).

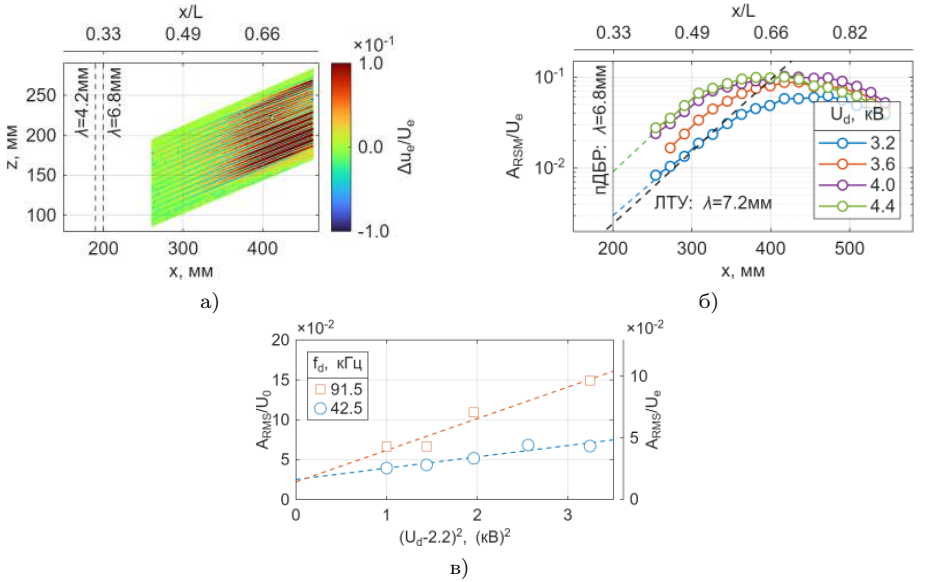


Рисунок 6 – Панорамная визуализация возбужденных плазменным пДБР актуатором стационарных вихрей НПТ на длине волны $\lambda = 6,8$ мм (а), кривые нарастания амплитуды внесенных вихрей (б), зависимость амплитуды вихрей от частоты модуляции и напряжения разряда на $x = 350$ мм от передней кромки (в)

В разделе 3.2 проведено сравнение эволюции стационарных вихрей, вносимых плазменным актуатором и неровностью. Пограничный слой возбуждался одиночной разрядной секцией и цилиндрической неровностью высотой 100 мкм и диаметром 3 мм на одинаковом расстоянии от передней кромки 117 мм. Посредством подстройки напряжения разряда начальная амплитуда пакетов была согласована так, чтобы в точке ($x = 350$ мм) возмущения имели практически равную амплитуду.

Установлено, что стационарные возмущения от таких локализованных источников нарастают вдоль хорды практически с одинаковым инкрементом до среднеквадратичной амплитуды $12\% \cdot U_e$, при которой завершается линейная стадия ($x = 400$ мм). Характерное расстояние между вихрями в центральной части пакета составляет 5 мм, что отличается от длины волны наиболее неустойчивой моды и связано с широкополосным по поперечному волновому числу спектром начальных возмущений.

На больших расстояниях от источников ($x > 320$ мм) на фоне стационарного пакета наблюдается искажение распределения нестационарных возмущений. В спектре выделяется два частотных интервала, для которых наблюдается увеличение амплитуды пульсаций скорости (рис. 8). В области низких частот усиление пульсаций (0–100 Гц) происходит по всей области пакета, преимущественно во “внутренней” части вихря, и связано с нелинейным взаимодействием с естественными бегущими вихрями

НПТ. Среднечастотные (700–1500 Гц) пульсации скорости локализованы во “внешней” части вихря и обусловлены формированием низкочастотной III моды вторичной неустойчивости. При этом течение остается ламинарным вплоть до точки 420 мм, а уровень перемежаемости 0,5 достигается в положении 450 мм. Собственно, за турбулилизацию течения в обоих случаях отвечает нарастание вторичных высокочастотных мод неустойчивости в области выше 3 кГц, которые формируют турбулентный клин за вихрями с более высокой амплитудой. Количественное одинаковое распределение пульсаций скорости в различных частях пакета вихрей и в разных спектральных диапазонах указывает на доминирующую роль естественных нестационарных возмущений в развитии пакета от одиночного источника, независимо от способа его порождения.

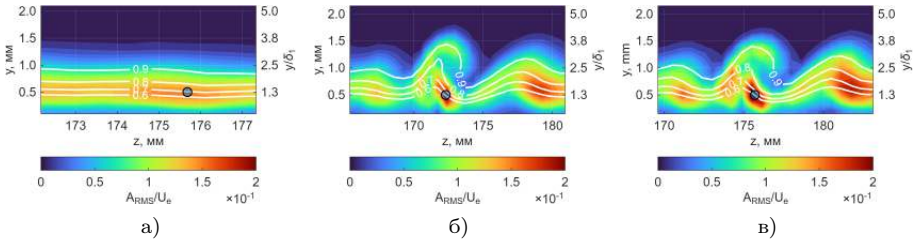


Рисунок 7 – Поля амплитуды пульсаций скорости в частотном диапазоне избирательного усиления $f = 70\text{--}300$ Гц при $x = 320$ мм от передней кромки для невозмущенного пограничного слоя (а) и при возбуждении неровностью (б) и разрядом (в)

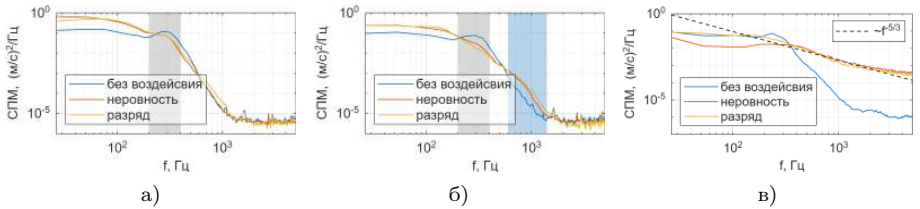


Рисунок 8 – Спектры пульсации скорости в различных частях стационарного пакета при $x = 320$ мм: (а) – внутренняя часть вихря, (б) – внешняя; в области развитой турбулентности при $x = 470$ мм (в)

В разделе 3.3 изучено влияние нестационарности пДБР разряда на возбуждение стохастических бегущих мод НПТ. Несмотря на высокую частоту модуляции напряжения разряда (выше 40 кГц) процесс блуждания микроразрядов вдоль кромки внешнего электрода приводит к широкополосному возбуждению пограничного слоя. Для выделения и визуализации обусловленных разрядом нестационарных возмущений использовался метод кросс-корреляционной термоанемометрии, в котором измерения скорости ниточным датчиком производились одновременно со светимостью разряда, регистрируемой с помощью ФЭУ. Посредством оконного Фурье преобразования рассчитывалась кросс-спектральная функция S_{wp} между сигналами

основного w и опорного датчика p согласно (3). Полученная величина представляет собой меру пульсаций скорости, скоррелированных с эмиссией разряда для заданной частоты. Данным методом исследовано ближнее и дальнее поле локализованного разряда, расположенного на 117 мм от передней кромки (рис. 9). В ближнем поле скоррелированные возмущения ($f < 500$ Гц) похожи на полосчатые структуры, которые распространяются от разряда вдоль локальных линий тока. Поперечный размер структур соответствует 5 мм, продольный размер зависит от частоты. В процессе эволюции возмущения приобретают вид асимметричной лямбда-образных структур, которые в дальнем поле ($x > 160$ мм для частот выше 500 Гц) преобразуются в две косые волны, распространяющиеся по обе стороны от вершины с характерной фазовой скоростью $0,7 \cdot U_e$. На большом расстоянии от источника наблюдаются только волны, которые движутся навстречу поперечному течению.

$$S_{wp}(f) = S_w \cdot S_p^* \quad (3)$$

Распространение стохастических нестационарных возмущений отличается от стационарной составляющей пакета из-за дисперсии вихрей НПТ. В результате область стационарных искажений скорости и максимум индуцированных разрядом пульсаций смещены по размаху пластины. На расстоянии от источника 200 мм происходит перекрытие нестационарных вихрей от разряда со стационарными, что сопровождается их нелинейным взаимодействием (рис. 10). При эволюции “неконтролируемых” бегущих вихрей в промодулированном стационарной составляющей пакета пограничном слое происходит смещение максимума их амплитуды с $y/\delta_1 \approx 1,2$ до 2,5 от стенки. Увеличение *полной* амплитуды нестационарных возмущений происходит в области развития станционнх вихрей, и обусловлено развитием естественных бегущих вихрей НПТ. Характерная амплитуда вносимых разрядом нестационарных вихрей составляет 7 % от уровня естественных. При характерном для установки Д-3 уровне турбулентности набегающего потока ($Tu = 0,06\%$) вклад бегущих вихрей от разряда при развитии возмущений от одиночного источника оказывается незначительным по сравнению с естественными бегущими модами. Разделение максимумов стационарного и нестационарного пакетов позволяет оценить такой важный параметр плазменного пДБР актуатора как сигнал-шум, который определяется отношением амплитуды “управляющих” стационарных вихрей и амплитуды “неконтролируемых” бегущих вихрей. Для рассматриваемого в работе 16-канального актуатора эта оценка составляет 15.

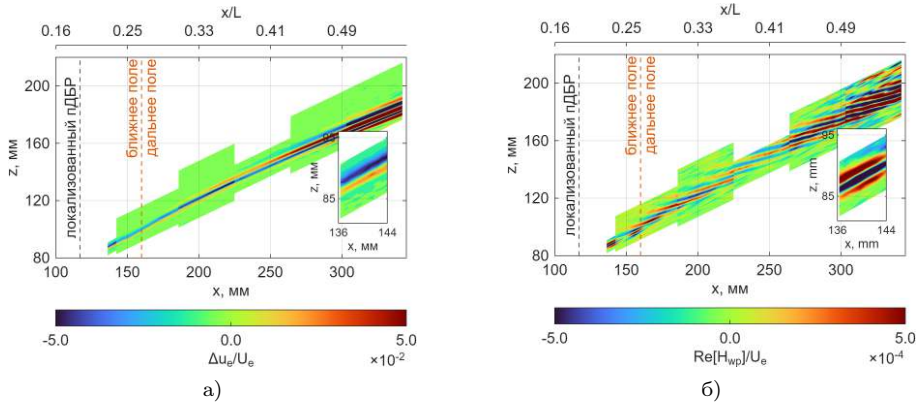


Рисунок 9 – Визуализация возмущений от локализованного разряда в плоскости пластины на высоте $y/\delta_1 = 1,2$:

(а) стационарная составляющая, (б) скоррелированная составляющая при частоте 500 Гц

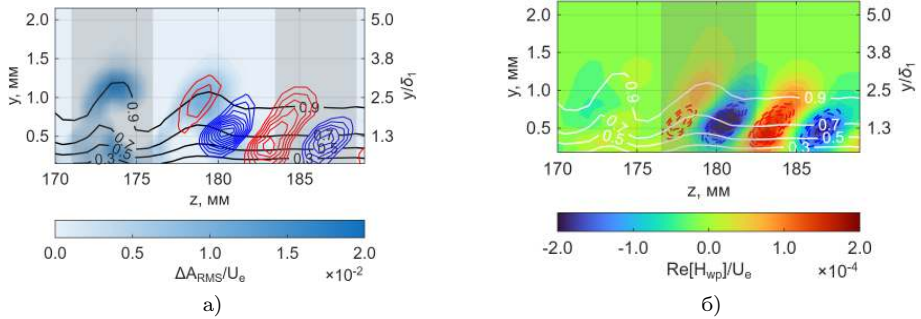


Рисунок 10 – Локализация полных ($f = 70\text{--}300$ Гц) и скоррелированных (для 400 Гц) пульсаций скорости в дальнем поле одиночной разрядной секции при $x = 317$ мм (а), сопоставление результатов эксперимента с моделированием (б)

В **главе 4** приводятся результаты управления амплитудой стационарных вихрей НПТ и затягивания перехода методом внесения в поток контролируемых возмущений с помощью плазменного пДБР актуатора. Материалы этой главы изложены в [A1; A3; A5].

В **разделе 4.1** установлена возможность использования стационарных вихрей, вносимых плазменным пДБР актуатором, для реализации противофазного управления амплитудой естественных вихрей. На измеренных с помощью PIV откликах пограничного слоя на воздействие разряда проверялась линейность порождения и развития возмущений. Закон суперпозиции (рис. 11) проверялся по равенству пакетов при совместном воздействии двух близко расположенных (7 мм) разрядных секций со суммой возмущений от двух каналов в отдельности. Показано, что аддитивность выполняется, когда среднеквадратичная амплитуда на границе пограничного слоя не

превышает $10\% \cdot U_e$. В этом диапазоне структура пакета после нормировки на амплитуду не зависит от напряжения питания разряда 3–4 кВ (рис. 12).

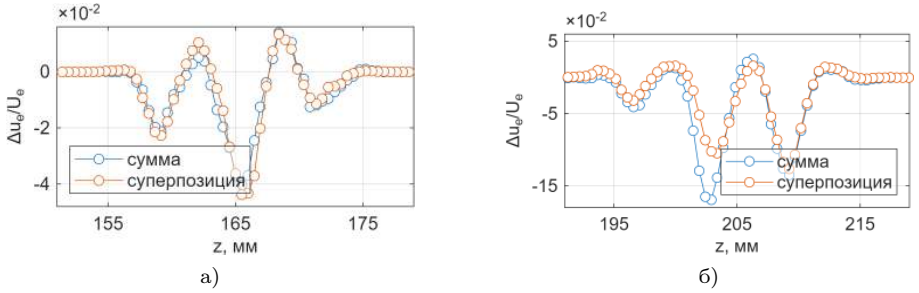


Рисунок 11 – Поперечные профили скорости в области пакетов при $x = 320 \text{ мм}$ (а) и 400 мм (б)

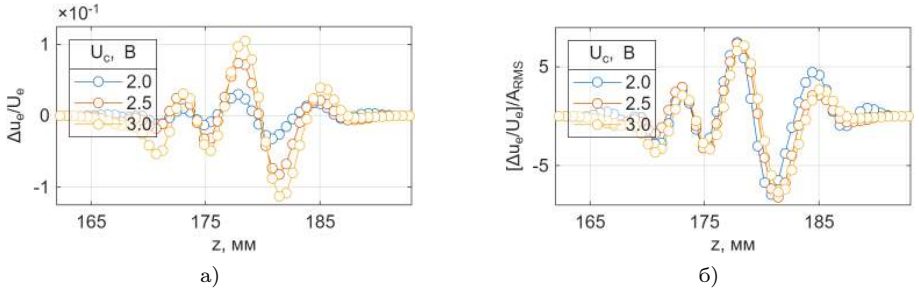


Рисунок 12 – Поперечные профили скорости при $x = 400 \text{ мм}$ до нормировки на среднеквадратичную амплитуду (а) и после (б)

В разделе 4.2 проведено моделирование противофазного снижения амплитуды естественных стационарных вихрей. Структура возбужденного пограничного слоя взята из эксперимента, использованы результаты PIV измерений в плоскости $x - z$ ($y/\delta_1 = 1,7$) вихрей, созданных распределенной случайной шероховатостью. На большом расстоянии от передней кромки возмущения при этом имеют длину волны порядка $7,2 \text{ мм}$ и нарастают до среднеквадратичной амплитуды $4\% \cdot U_e$ в сечении $x_c = 450 \text{ мм}$, в котором и выполнялось управление. В моделировании актуатор состоит из линейного массива независимых разрядных секций, расположенных параллельно к передней кромке с заданным количеством n_a и поперечным шагом s_a (рис. 16). Каждая разрядная секция создает одинаковый пакет стационарных вихрей, амплитуда которого линейно связана с управляющим воздействием u . Задача противофазного подавление вихрей состояла в снижении результирующей амплитуды модуляции средней скорости вдоль размаха пластины $y = \Delta u(z)$ в контрольном сечении x_c за счет линейной суперпозиции возмущений. Проблема сводится к задаче линейно-квадратичного программирования, в которой минимизируется квадратичная норма резуль-

тирующего поперечного профиля скорости (4). Для формулировки задачи используются предварительно измеренные поперечные профили скорости в отсутствие управления $\mathbf{y}$ и возмущения пограничного слоя от каждого канала актуатора в отдельности $\mathbf{P}$ (5). Рассматривались формы управления, в которых управляющее воздействие принимает знакопеременные значения (рис. 13а) или ограничено в некотором интервале положительных значений, что необходимо для учета порога зажигания и контракции пДБР разряда (рис. 13б). В отсутствие ограничения оптимальное управляющее воздействие определяется решением переопределенной СЛАУ. Оптимальное управление в ограниченном диапазоне воздействия находится решением задачи оптимизации с ограничением, основанной на градиентом спуска с логарифмическим барьером. Характерное снижение амплитуды вихрей со знакопеременным воздействием составляет 90 %, а с ограниченным – 60 %. Качество управления определяется точностью воспроизведения актуатором фазы вихрей и их регистрации с помощью сенсора. Эффективность снижения амплитуды вихрей растет, когда пространственное разрешение актуатора и сенсора составляет 0,25 длины волны наиболее неустойчивой моды (рис. 14). При более подробном разрешении вихрей происходит переопределение системы управления (увеличение числа обусловленности κ , показанного пунктирными линиями на рис. 14), сопровождающееся снижением качества управления.

$$\mathbf{u} = \arg \min_{\mathbf{u}} \|\mathbf{y} + \mathbf{P} \mathbf{u}\|_2$$

$$\mathbf{I} \mathbf{u} \geq \mathbf{u}_{\min}$$

$$\mathbf{I} \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max}$$

$$\mathbf{u} = -(\mathbf{P}^T \mathbf{P})^{-1} \mathbf{P}^T \mathbf{y}$$

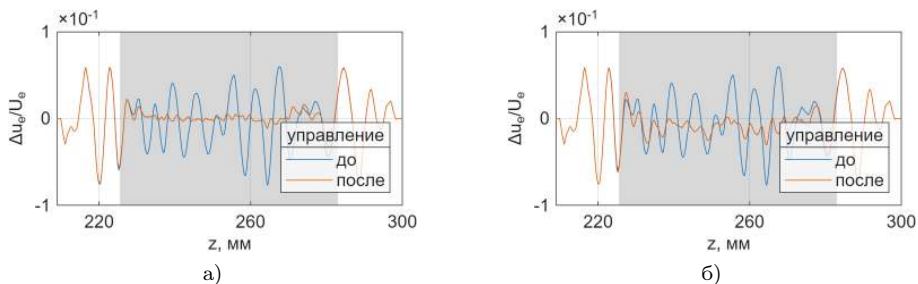


Рисунок 13 – Поперечные профили скорости при моделировании снижения амплитуды стационарных вихрей в сечении $x_c = 450$ мм методом линейной регрессии (а) и оптимизации с ограничением (б)

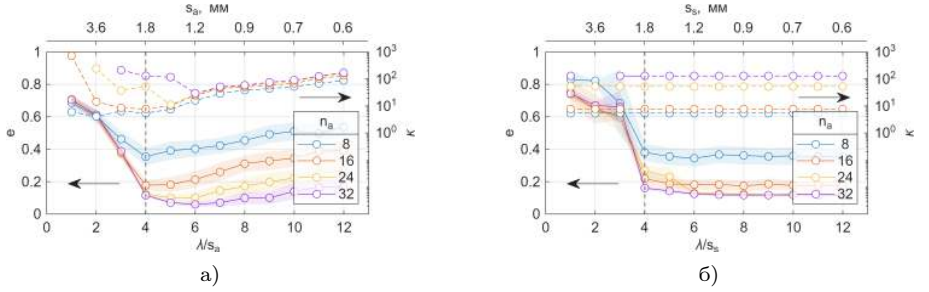
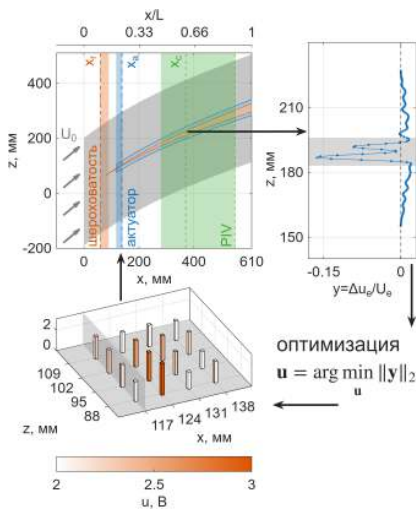
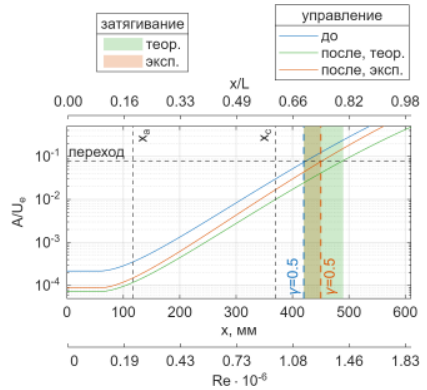


Рисунок 14 – Моделирование подавления вихрей при изменении шага каналов актуатора (а) и сенсора (б)

В **разделе 4.3** описаны результаты экспериментов по затягиванию ЛТП, вызванного стационарными вихрями НПТ, с помощью 16-канального плазменного актуатора и петли обратной связи (рис. 15). Стимулирующие переход вихри создавались с помощью локализованной или распределенной неровности, расположенных на $x_s = 80$ мм и $x_d = 60–90$ мм соответственно. Отношение толщин неровностей к местной толщине вытеснения пограничного слоя составляло $h_s/\delta_1 = 0,77$ и $h_d/\delta_1 = 0,27$ соответственно, что приводило к турбулизации течения на расстоянии $x = 350–400$ мм от передней кромки. Ниже неровности, на $x_a = 117–138$ мм располагался актуатор (рис. 36). На участке совместного развития целевых и управляющих возмущений выполнялись PIV измерения в плоскости $y/\delta_1 = 1,7$, по которым оценивалась результирующая амплитуда вихрей. Определение требуемого управляющего воздействия на каналах актуатора выполнялось решением оптимизационной задачи, в которой в режиме реального времени минимизировалась результирующая амплитуда модуляции средней скорости в пограничном слое в квадратичной норме. В результате управления получено снижение амплитуды вихрей от одиночной неровности в сечении $x_c = 370$ мм на 75 % (рис. 18а). Это сопровождается перестройкой вихрей в области пакета, для которых стадия вторичной неустойчивости наступает значительно ниже по сравнению с исходным случаем. Эффект затягивания перехода составляет 33 мм ($6\% \cdot L$, $\Delta Re \approx 1 \cdot 10^5$) (рис. 16б) и оказывается ниже теоретического предела 80 мм (рис. 15б), что предположительно связано с нарастанием “неконтролируемых” бегущих вихрей, вносимых пДБР разрядом. В случае распределенных по размаху целевых вихрей система управления снижает их амплитуду в центральной части пакета на 60 % (рис. 18б). При этом эффект затягивания перехода оказывается малым – 5 мм ($1\% \cdot L$, $\Delta Re \approx 0,2 \cdot 10^5$), что связано с ограниченной по размаху области управления (28 мм), приводящей к перекрытию интенсивных пакетов на краях области управления на больших расстояниях от источника.

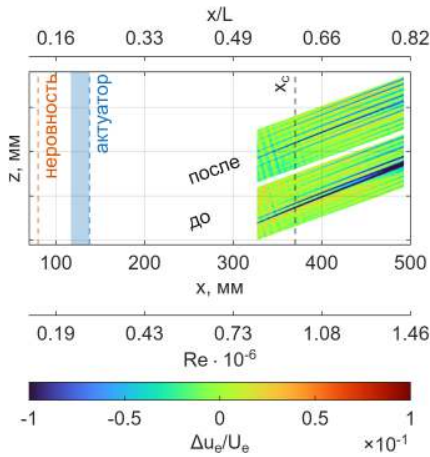


а)

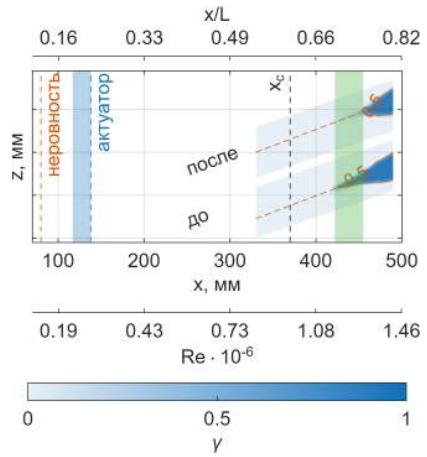


б)

Рисунок 15 – Схема цепи управления с обратной связью (а), теоретическая оценка управления переходом с помощью плазменного пДБР актуатора (б)



а)



б)

Рисунок 16 – Панорамная визуализация результатов управления локализованными по размаху вихрями:

(а) – средняя скорость, (б) – перемежаемость

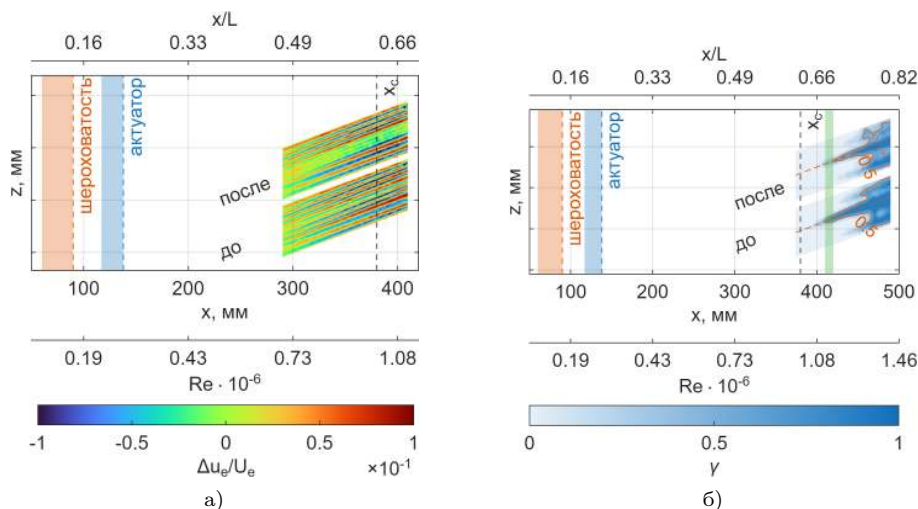


Рисунок 17 – Панорамная визуализация результатов управления распределенными по размаху вихрями:

(а) – средняя скорость, (б) – перемежаемость

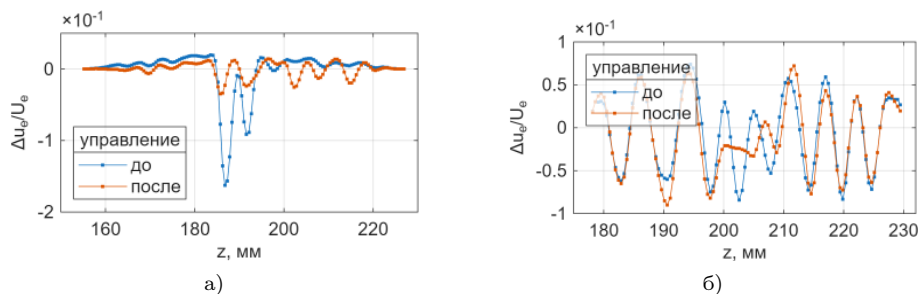


Рисунок 18 – Поперечные профили средней скорости в сечении оптимизации x_c :

(а) – локализованные по размаху вихри, (б) – распределенные по размаху вихри

В **заклучении** приведены основные результаты работы, выполненные в дозвуковом течении ($U_0 = 25 \text{ м/с}$, $Re_L = 1,86 \cdot 10^6$), которые заключаются в следующем:

1. Разработан статистический метод детектирования ЛТП при доминировании НПТ по панорамным измерениям скорости, который требует меньших подготовительных и измерительных временных затрат по сравнению с термоанемометрией и тепловизионной съемкой. Различие между положением перехода, наблюдаемым данным методом и термоанемометрией, не превышает 3 % хорды модели. По результатам обработки статистики перехода была разработана и обучена модель машинного зрения, которая позволяет сегментировать мгновенные поля скорости на ламинарные и турбулентные области. Свёрточная нейросеть демонстрирует результаты

с низким шумом по сравнению со статистическим методом и ускоряет время обработки измерений на 2 порядка.

2. Амплитуда стационарных вихрей НПТ, возбуждаемых плазменным актуатором на основе пДБР определяется параметрами питающего напряжения как $\propto f_d \cdot (U_d - U_{d0})^2$, что совпадает с зависимостью от параметров тяги актуатора. В диапазоне напряжений 3–4 кВ, ограничивающим порог зажигания и контракции разряда, структура пакета возмущений не зависит от амплитуды воздействия. Начальная среднеквадратичная амплитуда возбуждаемых вихрей составляет $0,3\text{--}0,9\% \cdot U_e$ в рабочем интервале напряжений. Линейность плазменного актуатора соблюдается до наступления стадии контракции разряда. Максимальная амплитуда возмущений, для которой пограничный слой остается линейной системой, составляет $10\% \cdot U_e$.
3. Воздействие плазменного пДБР актуатора на пограничный слой сопровождается генерацией широкополосных нестационарных возмущений, обусловленных стохастическим процессом блуждания микроразрядов вдоль кромки внешнего электрода. Амплитуда порождаемых разрядом бегущих вихрей при частоте напряжения 60 кГц в 15 раз ниже амплитуды стационарных вихрей. При распространении этих возмущений в дальнем поле источника, наблюдается слабонелинейное взаимодействие пакетов – распространение стохастических возмущений в поле скорости стационарных вихрей.
4. Теоретический предел противофазного подавления амплитуды стационарных вихрей НПТ составляет 90 %, а при управлении в ограниченном интервале воздействия, характерном для плазменного пДБР актуатора – 60 %. Метод противофазного подавления реализуется при условии, что пространственное разрешение актуатора и сенсора меньше 0,25 длины волны наиболее неустойчивой моды. Полученное в эксперименте снижение амплитуды стационарных вихрей с помощью оптимальных возмущений, вносимых актуатором, составляет до 75 % в квадратичной норме. При подавлении амплитуды вихрей перед точкой перехода реализуется нелинейное управление с эффектом затягивания до 33 мм ($6\% \cdot L$, $\Delta Re \approx 1 \cdot 10^5$). Качество управления переходом зависит от соотношения размера области воздействия актуатора и ширины пакета целевых вихрей.

Публикации соискателя по теме диссертации

- A1. On the Possibility of Cross-Flow Vortex Cancellation by Plasma Actuators / A. Kotvitskii [и др.] // Aerospace. — 2023. — Т. 10, № 5.
- A2. Excitation of Stationary Cross-Flow Instability Modes Using a Plasma Actuator Based on Dielectric Barrier Discharge / A. Y. Kotvitsky [и др.] // High Temperature. — 2023. — Т. 61, № 6. — С. 764–769.

- A3. Experimental study of closed loop control of cross-flow instability driven transition by plasma actuator / A. Kotvitskii [и др.] // *Physics of Fluids*. — 2025. — Т. 37, № 7. — С. 074127.
- A4. *Kotvitsky A. Y.* [и др.]. Stochastic excitation of the crossflow unstable boundary layer by dielectric barrier discharge // *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*. — 2026.
- A5. Затягивание ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле методом подавления стационарных возмущений с помощью плазменного актуатора / А. Я. Котвицкий [и др.] // *Письма в ЖТФ*. — 2025. — Т. 51, вып. 12. — С. 19–23.
- A6. Статистический метод детектирования перехода в условия доминирования неустойчивости поперечного течения / А. Я. Котвицкий [и др.] // *Письма в ЖТФ*. — 2026.

Доклады соискателя на конференциях

- B1. Investigation of cross-flow instability initiated by DBD actuator on a swept model / A. Kotvitskii [и др.] // *XXI International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics (Moscow)*. — 2022.
- B2. Excitation of cross-flow instability modes by a DBD actuator on a swept model / A. Kotvitskii [и др.] // *XXI International Conference on the Methods of Aerophysical Research (Novosibirsk)*. — 2022.
- B3. Моделирование противофазного управления стационарными модами неустойчивости поперечного течения с помощью многоканального плазменного актуатора / А. Котвицкий [и др.] // *XXII Международное Собрание по магнитоплазменной аэродинамике (г. Москва)*. — 2023.
- B4. Developing methods of the intermittency processing at laminar-turbulent transition caused by cross-flow instability by means statistical analysis of planar PIV data / A. Kotvitskii [и др.] // *XXIII International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics. Moscow (Moscow)*. — 2024.
- B5. *Kotvitskii A.* [и др.]. Developing statistical methods of the intermittency processing at laminar-turbulent transition caused by cross-flow instability // *XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (Novosibirsk)*. — 2024.
- B6. Study of stochastic disturbances excited by surface dielectric barrier discharge in a three-dimensional boundary layer / A. Kotvitskii [и др.] // *XXIV International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics. Moscow (Moscow)*. — 2025.
- B7. *Котвицкий А.* [и др.]. Активное затягивание ламинарно-турбулентного перехода при доминировании стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения с помощью многоканального плазменного актуатора // *XXV Международное Собрание по магнитоплазменной аэродинамике (г. Москва)*. — 2026.
- B8. Исследование неустойчивости поперечного течения на стреловидной модели панорамным методом PIV / А. Котвицкий [и др.] // *XVI Всероссийская школа-конференция для молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (г. Новосибирск – пос. Шереметьево)*. — 2022.
- B9. Исследование мод неустойчивости поперечного течения, возбуждаемых ДБР актуатором на стреловидной пластине / А. Котвицкий [и др.] // *Всероссийский научный симпозиум по проблемам аэромеханики и газовой динамики, посвящённого 100-летию со дня рождения академика Горимира Горимировича Чёрного (г. Москва)*. — 2023.

- Б10. Затягивание ламинарно-турбулентного перехода, вызванного стационарной модой неустойчивости поперечного течения, с помощью многоканального плазменного актуатора / А. Котвицкий [и др.] // XVIII Всероссийская школа-конференция для молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (г. Новосибирск – пос. Шеремеш). — 2024.
- Б11. *Котвицкий А.* [и др.]. Активное управление ламинарно-турбулентного перехода, вызванным стационарными вихрями неустойчивости поперечного течения, с помощью многоканального плазменного актуатора // VI Всероссийская конференция молодых учёных-механиков имени академика Г.Г. Чёрного (г. Сочи). — 2024.
- Б12. *Котвицкий А.* [и др.]. Моделирование подавления нестационарных вихрей неустойчивости поперечного течения в пограничном слое // XIX Всероссийская школа-конференция молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (г. Новосибирск – пос. Шеремеш). — 2025.
- Б13. Исследование стохастического возбуждения трехмерного пограничного слоя поверхностным диэлектрическим барьерным разрядом / А. Котвицкий [и др.] // V Всероссийская конференция молодых учёных-механиков имени академика Г.Г. Чёрного (г. Сочи). — 2025.

Список литературы

1. *Joslin R. D.* Aircraft laminar flow control // Annual Review of Fluid Mechanics. — 1998. — Т. 30, Volume 30, 1998. — С. 1—29.
2. *Bippes H.* Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // Progress in Aerospace Sciences. — 1999. — Т. 35, № 4. — С. 363—412.
3. *Устинов М. В.* Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое: основные виды ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле // Жуковский: Ученые записки ЦАГИ. — 2013. — Т. 44, № 1. — С. 3—44.
4. *Messing R.* [и др.]. Investigation of suction for laminar flow control of three-dimensional boundary layers // Journal of Fluid Mechanics. — 2010. — Т. 658. — С. 117—147.
5. Experimental control of swept-wing transition through base-flow modification by plasma actuators / S. V. Yadala [и др.] // Journal of Fluid Mechanics. — 2018. — Т. 844. — R2.
6. Optimization of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Active Aerodynamic Flow Control / F. O. Thomas [и др.] // AIAA Journal. — 2009. — Т. 47, № 9. — С. 2169—2178.
7. *Guo Z.* [и др.]. Effects of Low-Frequency Noise in Crossflow Transition Control // AIAA Journal. — 2020. — Т. 58, № 3. — С. 1068—1078.
8. Leading-edge roughness as a transition control mechanism / W. S. Saric [и др.] // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. — 1998.
9. Swept-Wing Transition Control Using AC-DBD Plasma Actuators / S. V. Yadala [и др.] // 2018 Flow Control Conference. — 2018.
10. *Reed H. L.* [и др.]. Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. — 2002.
11. *Kloker M. J.* Advanced Laminar Flow Control on a Swept Wing - Useful Crossflow Vortices and Suction // 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. — 2008.

12. *Saric W. S.* [и др.]. Passive control of transition in three-dimensional boundary layers, with emphasis on discrete roughness elements // Philosophical Transactions of the Royal Society A. — 2011. — Т. 369, № 1940. — С. 1352–1364.
13. *Milling R. W.* Tollmien–Schlichting wave cancellation // The Physics of Fluids. — 1981. — Т. 24, № 5. — С. 979–981.
14. Active control of jet-plate interaction noise for excited jets by plasma actuators / V. Kopiev [и др.] // Journal of Sound and Vibration. — 2020. — Т. 484. — С. 115515.
15. *Grundmann S.* [и др.]. Experimental damping of boundary-layer oscillations using DBD plasma actuators // International Journal of Heat and Fluid Flow. — 2009. — Т. 30, № 3. — С. 394–402 ; — The Seventh International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, ETMM7.
16. *Post M. L.* [и др.]. Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators // AIAA Journal. — 2004. — Т. 42, № 11. — С. 2177–2184.
17. *Kozlov A. V.* [и др.]. Bluff-Body Flow Control via Two Types of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuation // AIAA Journal. — 2011. — Т. 49, № 9. — С. 1919–1931.
18. Cancellation of crossflow instabilities through multiple discrete roughness elements forcing / G. Zoppini [и др.] // Phys. Rev. Fluids. — 2022. — Т. 7, вып. 12. — С. 123902.

Котвицкий Александр Янович

Активное управление ламинарно-турбулентным переходом на скользящем крыле
с помощью плазменных актуаторов

Автореф. дис. на соискание ученой степени канд. физ.-мат. наук

Подписано в печать _____._____. Заказ № ____

Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж 100 экз.

Типография _____