

УДК 532.526:533.6:538.4

УПРАВЛЕНИЕ ПОПЕРЕЧНЫМ ТЕЧЕНИЕМ В ТРЕХМЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С ПОМОЩЬЮ МНОГОРАЗРЯДНОЙ АКТУАТОРНОЙ СИСТЕМЫ

© 2021 г. С. А. Баранов^{а,*}, А. Ф. Киселев^{а,**}, А. П. Курячий^{а,***}, Д. С. Сбоев^{а,****},
С. Н. Толкачев^{а,*****}, С. Л. Чернышев^{а,*****}

^аЦентральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия

*E-mail: baranov_sa@bk.ru

**E-mail: a-ph-kiselev@ya.ru

***E-mail: aleksandr.kuryachiy@tsagi.ru

****E-mail: t124@inbox.ru

*****E-mail: tolkachevst@gmail.com

*****E-mail: slc@tsagi.ru

Поступила в редакцию 10.02.2020 г.

После доработки 18.03.2020 г.

Принята к публикации 18.03.2020 г.

В аэродинамической трубе выполнены эксперименты по управлению течением в трехмерном пограничном слое с помощью многозарядной актуаторной системы. Пограничный слой создавался на стреловидной пластине с индуцированным продольным отрицательным градиентом давления. В актуаторной системе использовался приповерхностный барьерный разряд для создания однонаправленного объемного силового воздействия над протяженным участком поверхности пластины. Подтверждена возможность существенного уменьшения скорости поперечного течения и ослабления интенсивности стационарных вихрей его неустойчивости при воздействии актуаторной системы.

Ключевые слова: трехмерный пограничный слой, поперечное течение, стационарные вихри неустойчивости, разряд с диэлектрическим барьером, аэродинамический эксперимент, термоанемометр

DOI: 10.31857/S0568528120060031

В последние годы интенсивно исследуются электрогазодинамические исполнительные элементы (плазменные актуаторы), в которых для управления течениями газа используются объемные силы, возникающие в приповерхностных электрических разрядах различных типов [1, 2]. Наибольшее внимание, судя по количеству публикаций, уделяется плазменным актуаторам, функционирующим на основе разряда с диэлектрическим барьером (РДБ) [3–6]. Основные достоинства РДБ-актуаторов заключаются в простоте конструкции, не имеющей движущихся частей, незначительных габаритах и весе, малой инерционности, возможности установки заподлицо с обтекаемой поверхностью. Двумя главными их недостатками являются ограничения на величину создаваемой объемной силы, обусловленные физикой разряда, и низкая эффективность передачи импульса от носителей заряда нейтральным компонентам слабоионизованной среды, возникающей в разряде. Как отмечается в детальном обзоре [7], с учетом указанных достоинств и недостатков РДБ-актуаторов самой перспективной областью их применения в аэродинамике является управление ламинарно-турбулентным переходом в пограничном слое.

Наибольший интерес с прикладной точки зрения представляет управление ламинарным обтеканием стреловидных крыльев и оперения современных самолетов с целью снижения вязкого сопротивления. Трехмерное течение в пограничном слое на начальном участке стреловидного крыла условно можно разложить на основное, которое направлено вдоль линии тока внешнего невязкого течения, и поперечное, направленное перпендикулярно внешней линии тока. Поперечное течение имеет малую устойчивость из-за наличия точки перегиба в его профиле. В условиях крейсерского полета при низком уровне возмущений в набегающем потоке одними из ос-

новых механизмов ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле являются возникновение и нарастание вниз по потоку стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения. При значительном искажении ламинарного течения нарастающими вихрями происходит его разрушение вследствие вторичной высокочастотной неустойчивости и переход к турбулентному режиму течения [8].

Один из известных способов подавления естественных вихрей неустойчивости, приводящих к ламинарно-турбулентному переходу, — создание искусственных стационарных возмущений, которые имеют меньший пространственный период вдоль передней кромки крыла, с помощью расположенных вдоль кромки дискретных неровностей обтекаемой поверхности [9]. Коротковолновые искусственные возмущения, создаваемые неровностями, нарастают значительно быстрее естественных возмущений на начальном участке пограничного слоя, а ниже по течению затухают, не приводя к ламинарно-турбулентному переходу. Начальный рост искусственных возмущений ведет к модулированию течения в пограничном слое с заданным пространственным периодом вдоль кромки крыла, что препятствует возникновению естественных вихрей неустойчивости, имеющих больший период.

Искусственные возмущения могут создаваться и с помощью дискретного вдоль кромки крыла объемного силового и теплового воздействия РДБ-актуаторов [10–12]. При этом появляется возможность управления интенсивностью таких возмущений с помощью параметров разряда (амплитуды, частоты и формы приложенного напряжения). Экспериментальные исследования этого метода управления ламинарно-турбулентным переходом в трехмерном пограничном слое [13, 14] подтвердили эффективность создания искусственных управляющих возмущений с помощью РДБ-актуаторов. Однако наряду с требуемыми стационарными возмущениями актуаторы создавали и неконтролируемые нестационарные возмущения в низкочастотном с точки зрения физики разряда диапазоне 0.3–5 кГц [15]. При низком уровне турбулентности набегающего потока эти нестационарные возмущения приводили к более раннему возникновению вторичной неустойчивости и переходу к турбулентному режиму течения по сравнению с отсутствием воздействия актуаторов. Однако потенциальные возможности этого метода стимулируют его дальнейшие экспериментальные и теоретические исследования [16, 17].

Инкременты пространственного нарастания вихрей неустойчивости поперечного течения примерно пропорциональны максимальным значениям его скорости [18]. Поэтому уменьшение скорости поперечного течения должно способствовать повышению устойчивости пограничного слоя и увеличению протяженности его ламинарного участка. На этом принципе, в частности, основан метод управления ламинарным обтеканием стреловидного крыла с помощью отсоса пограничного слоя [19]. Способ управления устойчивостью трехмерного пограничного слоя, предложенный в статьях [20, 21], основан на ослаблении поперечного течения направленным ему навстречу объемным силовым воздействием, создаваемым с помощью приповерхностных разрядов. Выполнен ряд теоретических исследований некоторых особенностей этого метода [22–27]. В частности, рассмотрены различные варианты ориентации внешних электродов актуаторов — перпендикулярно к передней кромке крыла, вдоль кромки, вдоль линий тока внешнего течения (оптимальный вариант) [26].

По сравнению с созданием искусственных управляющих возмущений ослабление поперечного течения с помощью РДБ-актуаторов является гораздо более энергоемким. Однако в случае реализации этого метода появляется возможность подавления любых возмущений поперечного течения, независимо от их частоты и длины волны.

Первое экспериментальное подтверждение возможности ослабления поперечного течения при силовом воздействии РДБ-актуатора получено в аэродинамической трубе на модели скользящего крыла [28]. В экспериментах использовался один актуатор, изготовленный по классической двухэлектродной схеме [29]. Плоский внешний электрод актуатора был установлен параллельно передней кромке крыла на небольшом расстоянии от нее, т.е. там, где линии тока невязкого течения еще незначительно отклоняются от направления вдоль кромки. В одном из двух исследованных вариантов актуатор создавал объемную силу, направленную перпендикулярно передней кромке навстречу набегающему потоку, т.е. преимущественно против поперечного течения. В этом варианте зафиксировано смещение ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку на несколько процентов хорды крыла. Как отмечается в исследовании [28], для расширения области силового воздействия вниз по потоку с целью более значительного ослабления поперечного течения вместо одного актуатора, установленного вдоль кромки крыла, следует использовать наборы актуаторов, при оптимальном расположении которых их активные электроды должны быть ориентированы вдоль внешних линий тока.

1. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Для расширения области силового воздействия вниз по потоку с целью более значительного ослабления поперечного течения предлагается использовать многоразрядные актуаторные системы (МАС), способные создавать непрерывный, однонаправленный воздушный поток над протяженными участками обтекаемой поверхности [30]. Анализ известных схем МАС [6] показал, что использованные в них технические решения позволили существенно повысить эффективность создания однонаправленного индуцированного потока воздуха над протяженной поверхностью. Однако все они наряду с конструктивной сложностью не позволяют уменьшить разрядные промежутки до размеров, необходимых для управления пограничным слоем, имеющим малую толщину.

Была предложена простая схема МАС [31], в которой использована идея экранирования пассивных кромок внешних электродов, примененная в исследовании [32], но вместо набора внутренних ускоряющих электродов, отдельных для каждого разрядного промежутка, применяется один общий для всех промежутков ускоряющий электрод. Предварительные расчетные оценки [33] показали, что в предложенной схеме вредное влияние соседних разрядных промежутков может быть ослаблено по сравнению с [32] в еще большей степени. Экспериментальные исследования подтвердили высокую эффективность предложенной МАС в создании достаточно однородного течения над протяженными поверхностями [34], а также возможность ее существенной миниатюризации [35].

Схема МАС [31] показана на рис. 1а. Внешние 1 и экранирующие 2 электроды выполнены в виде набора (гребенки) параллельных проводников с постоянным шагом, как показано на рис. 1б, и электрически соединены с помощью металлизированных переходных отверстий. На них подается переменное высокое напряжение. Сплошной ускоряющий электрод 3 заземлен. Электроды разделены слоями диэлектрика 4 и 5. Так как внешние и экранирующие электроды находятся под одинаковым напряжением, напряженность электрического поля вблизи левых (пассивных) кромок внешних электродов ослабляется настолько, что разряд возникает только в окрестности правых (активных) кромок, где влияние экранирующих электродов значительно меньше. Осредненная по времени горизонтальная компонента объемной силы направлена от активных кромок слева направо и разгоняет газ в этом направлении над всей поверхностью МАС.

Для экспериментальных исследований рассматриваемого метода управления пограничным слоем была изготовлена модель МАС с размерами электродов и диэлектрических слоев, указанных на рис. 1а в миллиметрах. В качестве материала диэлектрика использовался стеклотекстолит. Высота внешних медных электродов над поверхностью диэлектрика 50 мкм. Габариты модели приведены на рис. 1б. Здесь же указаны размеры активной области, покрываемой разрядом, которые в данной конструкции совпадают с размерами заземленного ускоряющего электрода, обозначенного темным прямоугольником. С учетом длины активной области, равной 305 мм, модель МАС имела 44 разрядных промежутка.

Экспериментальная проверка возможности ослабления поперечного течения в трехмерном пограничном слое с помощью описанной выше модели МАС выполнялась в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе (АДТ) Т-124 ЦАГИ. Схема эксперимента, основанного на методике [36, 37], показана на рис. 2. Для исследования различных методов управления трехмерным пограничным слоем ранее была разработана универсальная модель стреловидной плоской пластины размахом 1 м с эллиптическим носком и углом стреловидности 35° . Моделирование пограничного слоя на начальном участке стреловидного крыла бесконечного размаха (скользящем крыле) осуществлялось с помощью тела вытеснения, установленного над пластиной и создающего отрицательный продольный градиент давления, а также боковых вкладышей в рабочей части АДТ, которые были профилированы в соответствии с линиями тока невязкого течения, возникающего при заданном продольном распределении давления.

Для описания экспериментов используются две системы координат. В глобальной системе координата X' отсчитывается вдоль поверхности пластины перпендикулярно к ее передней кромке, а координата Z' направлена вдоль кромки и отсчитывается от ее середины. Основные геометрические параметры эксперимента в мм представлены на рис. 2 в координатах X'/Z' . Измерения параметров пограничного слоя выполнялись ниже по течению за моделью МАС. В сечении измерений использовалась локальная система координат XYZ , в которой ось X направлена вдоль внешней линии тока, ось Y — по нормали к поверхности пластины, ось Z — перпендикулярно внешней линии тока в направлении поперечного течения. Компоненты скорости вдоль

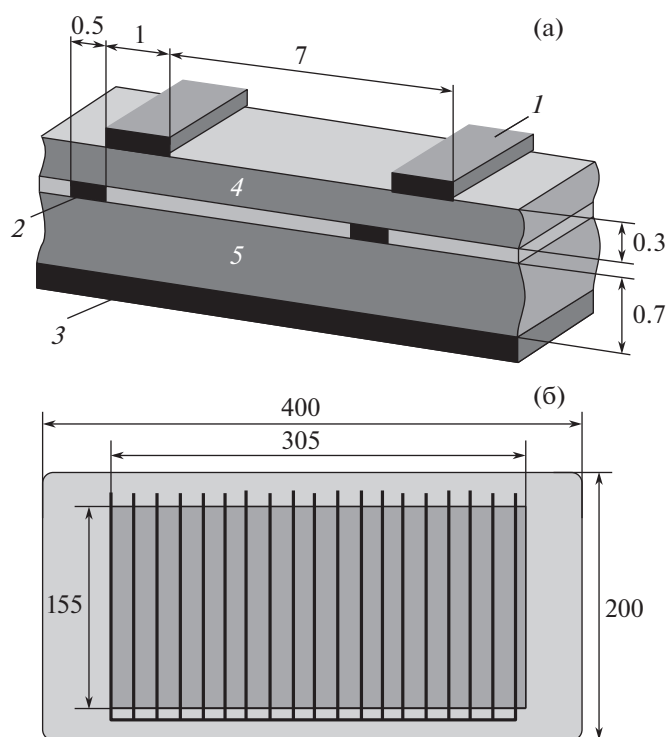


Рис. 1. Схема МАС (а) и габариты модели МАС (б): электроды — 1 — внешний, 2 — экранирующий, 3 — ускоряющий; 4 и 5 — диэлектрик.

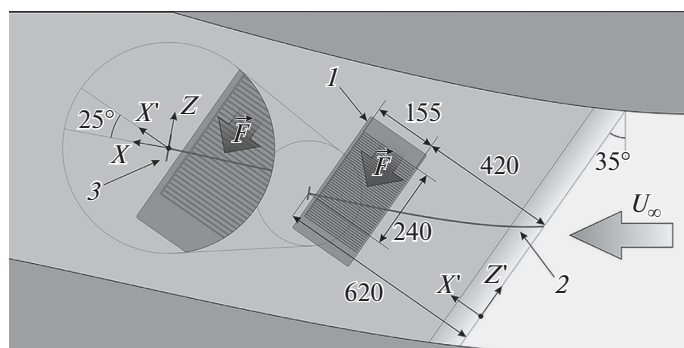


Рис. 2. Схема экспериментов в аэродинамической трубе: 1 — МАС, 2 — внешняя линия тока, 3 — сечение измерений.

осей X и Z в дальнейшем обозначаются соответственно U (продольное течение) и W (поперечное течение). В этой системе координат поперечная скорость положительна.

Место установки МАС на пластине было выбрано на основе расчетов характеристик устойчивости моделируемого трехмерного ламинарного пограничного слоя. Для обеспечения этих расчетов при скорости набегающего потока $U_0 = 22$ м/с с помощью дренирования поверхности пластины были измерены распределения статического давления вдоль координаты X' при нескольких значениях координаты Z' . Три распределения коэффициента давления C_p , рассчитанного по результатам этих измерений, показаны на рис. 3а. Здесь же приведены распределения компоненты скорости невязкого течения U_e' , направленной вдоль оси X' и отнесенной к скорости набегающего потока. Видно, что в центре пластины примерно на половине ее размаха реализуется течение, слабо меняющееся вдоль размаха. На участке $0.1 < X' < 0.8$ м с помощью тела вытеснения

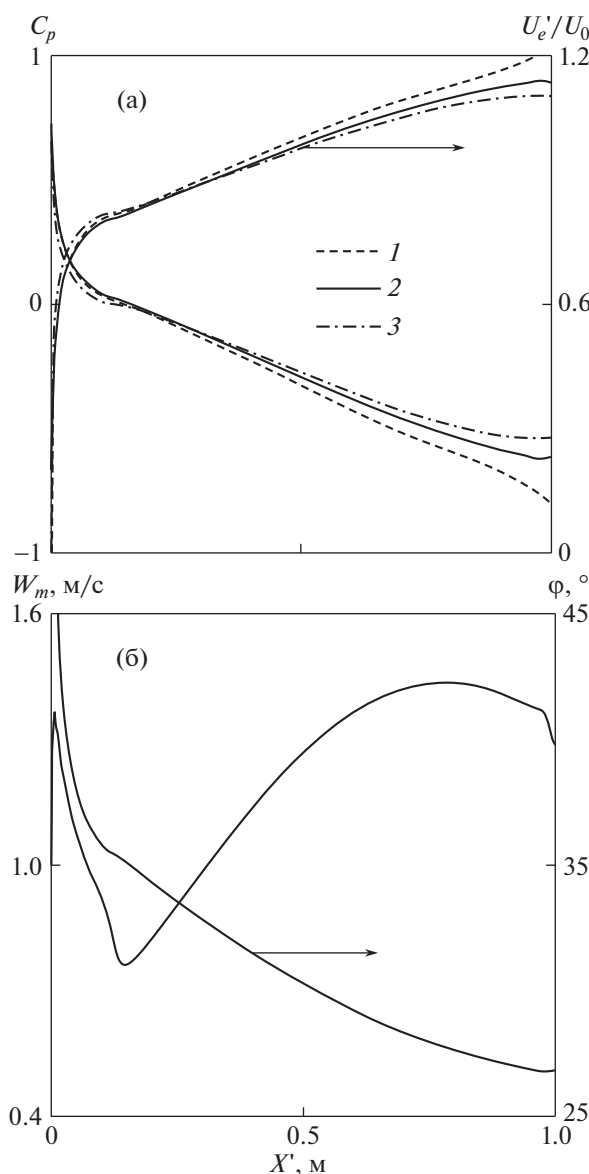


Рис. 3. Продольные распределения коэффициента давления и безразмерной скорости внешнего течения (а) при $Z' = -0.2, 0, 0.2$ м (1–3), максимальной скорости поперечного течения и угла внешней линии тока (б).

создается почти постоянный отрицательный градиент давления, что ведет к монотонному увеличению скорости на внешней границе пограничного слоя.

В расчетах пограничного слоя в качестве внешнего граничного условия использовалось распределение скорости, соответствующее координате $Z' = 0$ на рис. 3а. Рассчитанные продольные распределения максимальной скорости поперечного течения W_m , а также угла ϕ между внешней линией тока и осью X' показаны рис. 3б. Первый максимум W_m , равный 1.37 м/с, достигается вблизи передней кромки на расстоянии $X' \approx 0.008$ м. Затем значение W_m уменьшается до 0.76 м/с при $X' \approx 0.15$ м. Второй локальный максимум, равный 1.44 м/с, достигается при $X' \approx 0.78$ м. Угол внешней линии тока монотонно уменьшается с 90° на передней кромке до 26.8° при $X' = 1$ м.

Оценку приемлемости результатов расчетов дает рис. 4, на котором представлено сравнение рассчитанных и измеренных профилей компонент скорости в одном сечении. Удовлетворительное соответствие между расчетом и экспериментом позволило использовать расчетные оценки

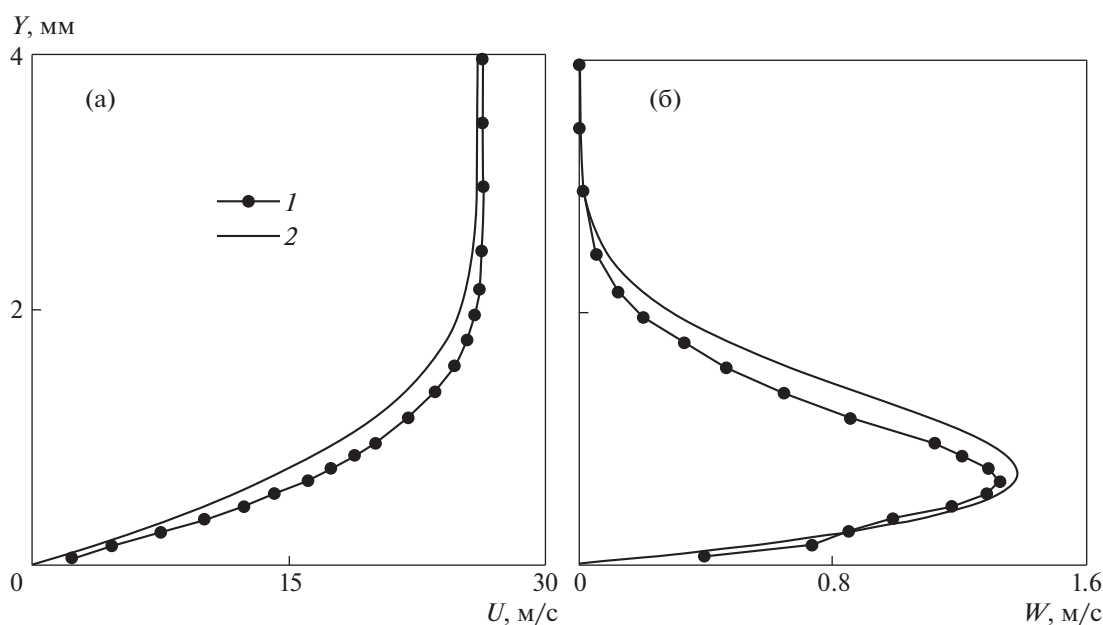


Рис. 4. Вертикальные профили продольной (а) и поперечной (б) скорости в сечении измерений: 1 – эксперимент, 2 – расчет.

характеристик устойчивости пограничного слоя при планировании экспериментальных исследований.

Расчет характеристик устойчивости рассматриваемого пограничного слоя был выполнен в рамках задачи на собственные значения для системы уравнений линейной устойчивости Дана-Линя. Возмущения всех функций течения q и N -фактор, который служит интегральной оценкой влияния рассматриваемых возмущений на ламинарно-турбулентный переход, определены следующим образом:

$$q = q^*(Y) \exp(-\alpha_i X') \exp[i(\alpha_r X' + \beta Z' + \omega t)], \quad N(X') = - \int_{X'_0}^{X'} \alpha_i dX' \quad (1.1)$$

Здесь q^* – комплексная собственная функция, $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ – комплексное собственное значение, α_r и $\beta = 2\pi/\lambda$ – компоненты волнового числа по нормали и вдоль кромки пластины, λ – пространственный период (длина волны) возмущения вдоль кромки, α_i – инкремент пространственного нарастания ($\alpha_i < 0$) или декремент затухания ($\alpha_i > 0$), ω – частота, X'_0 – значение координаты, где α_i становится отрицательным, т.е. возмущение становится нарастающим.

При расчете N -фактора применялась стратегия фиксированного β [8], согласно которой продольные распределения N -фактора рассчитываются по формулам (1.1) для набора фиксированных значений волнового числа β (или длины волны λ). Использование известного e^N -метода оценки положения ламинарно-турбулентного перехода подразумевает, что последний начинается на таком расстоянии от передней кромки, на котором N -фактор, рассчитанный при каком-либо волновом числе β , достигает некоторого порогового значения N_T . Для стратегии фиксированного β положение перехода, вызываемого стационарными модами неустойчивости поперечного течения, оценивается значениями $N_T = 8-10$ [8].

Продольные распределения инкрементов нарастания α_i стационарных возмущений ($\omega = 0$) при различных значениях их длины волны вдоль кромки пластины λ показаны на рис. 5а, а распределения N -фактора для этих возмущений – на рис. 5б. Согласно результатам расчетов, коротковолновые возмущения с длиной волны $\lambda < 7$ мм не могут служить инициаторами перехода. Наибольшие по абсолютной величине инкременты нарастания на участке $X' > 0.2$ м, согласно рис. 5а, имеют возмущения с длиной волны $\lambda = 9-11$ мм. Следовательно, МАС, в которой перпендикулярные к передней кромке электроды расположены с периодом не более 7 мм, не долж-

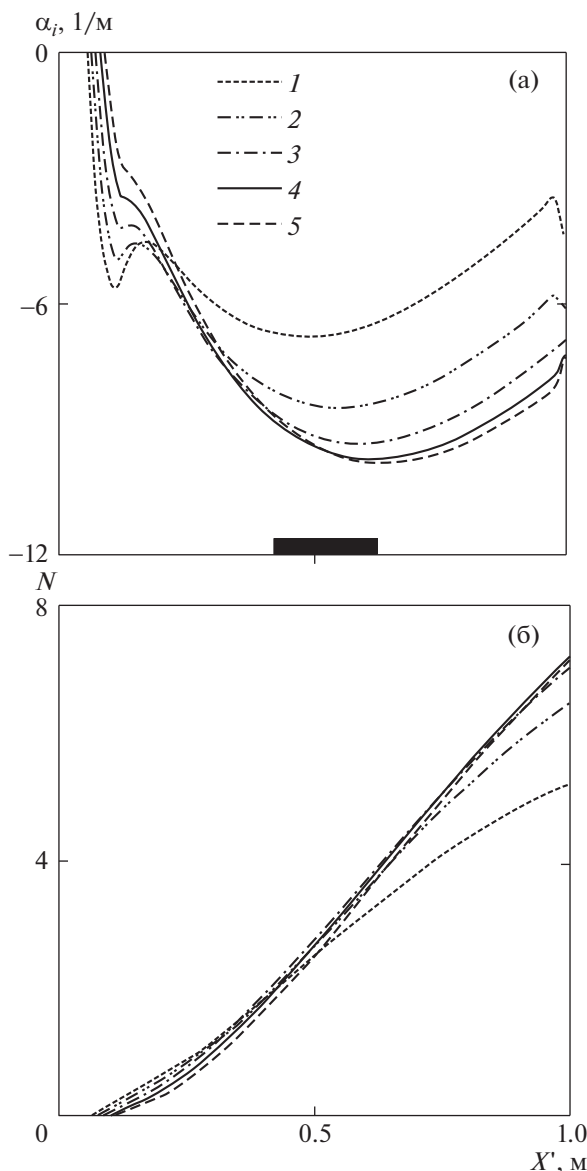


Рис. 5. Инкременты пространственного нарастания (а) и N-фактор (б) при периоде стационарных возмущений $\lambda = 7$ (1), 8 (2), 9 (3), 10 (4), 11 (5) мм.

на создавать опасных стационарных возмущений поперечного течения, даже если она будет являться их источником. Близкие значения максимальных по модулю инкрементов нарастания имеют возмущения с длиной волны $\lambda = 10$ –11 мм. Максимумы достигаются на расстоянии $X' = 0.62$ –0.64 м. Поэтому модель МАС была установлена так, чтобы область разряда предшествовала участку, на котором достигаются максимальные инкременты нарастания естественных стационарных возмущений. Положение области разряда показано на рис. 2 и отмечено прямоугольником на оси абсцисс рис. 5а.

Внешние электроды использованной модели МАС расположены перпендикулярно передней кромке пластины. Поэтому создаваемое МАС силовое воздействие направлено вдоль кромки, как показано на рис. 2 вектором $\mathbf{F}$. Компонента объемной силы $F_U = F \sin \varphi$, направленная вдоль внешней линии тока, способствует ускорению продольного течения в пограничном слое, а компонента $F_W = F \cos \varphi$ тормозит поперечное течение. Такое воздействие не оптимально для ослабления поперечного течения, поэтому применение МАС с электродами, перпендикулярными передней кромке, оправдано лишь при небольших значениях угла внешней линии тока φ . В рас-

считанном течении этот угол на участке $0.42 < X' < 0.62$ м уменьшается с 31° до 29° . Снижение эффективности воздействия МАС на поперечное течение, обусловленное неоптимальным расположением внешних электродов, оценивается коэффициентом $k = \cos\varphi \approx 0.87$.

Измерения параметров течения в трехмерном пограничном слое выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с V-образным двухниточным датчиком в сечении YZ , расположенном на расстоянии 45 мм от края области воздействия МАС ниже по течению ($X' = 0.62$ м), как показано на рис. 2. Методика измерений подробно описана в [38]. С помощью пятиствольного пневмометрического скосомера предварительно был измерен угол внешней линии тока в этом сечении измерений $\varphi = 25^\circ$.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Продольный отрицательный градиент давления, создаваемый телом вытеснения, обеспечил как появление в пограничном слое достаточно интенсивного поперечного течения, так и развитие его неустойчивости. Вместе с тем в течении без воздействия МАС ламинарный режим сохранялся вплоть до $X' = 0.8$ м. Благодаря низкому уровню турбулентности в набегающем потоке, неустойчивость поперечного течения проявлялась в виде стационарных вихрей, вносящих искажения в распределения компонент скорости в сечении измерений YZ . Квазипериодические структуры с расстоянием между максимумами поперечной компоненты скорости $l = 10\text{--}11$ мм фиксировались в диапазоне изменения координаты $0 \leq Z \leq 40$ мм, примерно соответствующем 4 периодам возмущенного течения.

На рис. 6 показаны распределения дефектов продольной $\Delta U = U - \langle U \rangle$ (слева) и поперечной $\Delta W = W - \langle W \rangle$ (справа) компонент скорости для двух пространственных периодов вихрей неустойчивости. Здесь U , W и $\langle U \rangle$, $\langle W \rangle$ — соответственно местные и осредненные по диапазону изменения координаты Z значения компонент скорости. Пунктирной горизонтальной линией нанесена осредненная по размаху толщина вытеснения пограничного слоя, рассчитанная по продольной скорости U в режиме без разряда, равная 2.28 мм.

В верхней части рис. 6 представлены распределения дефектов компонент скорости в пограничном слое без воздействия МАС. С учетом угла $\varphi = 25^\circ$ между осями X и X' длина волны формирующихся естественных вихрей неустойчивости, измеряемая вдоль передней кромки, $\lambda \equiv \lambda \cos\varphi = 9\text{--}10$ мм, что согласуется с представленными выше результатами расчетов. Пиковые значения амплитуды стационарных возмущений продольной компоненты скорости ΔU в естественном пограничном слое достигают $0.1 U_0$, что говорит о начале стадии их нелинейного насыщения, непосредственно предшествующей ламинарно-турбулентному переходу.

Эксперименты с моделью МАС выполнены при заземленном ускоряющем электроде и подаче на внешние и экранирующие электроды переменного напряжения отрицательной пилообразной формы (быстрое нарастание и линейное уменьшение) в двух режимах с амплитудой ± 4 кВ, частотой 10 кГц (режим 1) и ± 4.5 кВ, 12 кГц (режим 2). Отметим, что сечение измерений находится на значительном удалении от модели МАС, что не позволяет оценить ее воздействие на течение непосредственно в области разряда. Однако, как показано в теоретическом исследовании [26], при наличии интенсивной объемной силы в трехмерном пограничном слое поперечное течение в значительной мере определяется не только местным продольным градиентом давления, но и инерцией течения, подвергнутого воздействию выше по потоку. То есть влияние объемной силы, приложенной на ограниченном вдоль потока участке пограничного слоя, может проявиться и ниже по течению за этим участком, что подтверждено в настоящих экспериментах.

Под влиянием МАС картина стационарных вихрей неустойчивости заметно меняется, что демонстрирует рис. 6. Наблюдается смещение всей вихревой системы в направлении силового воздействия (на рис. 6 справа налево). Характерные размеры вихрей уменьшаются. Максимумы отклонений скорости от осредненных по размаху значений смещаются к стенке. Оба этих эффекта усиливаются при увеличении мощности МАС. При включенной МАС исчезает характерный для естественных вихрей наклон изолиний дефектов скорости во внешней части слоя, что объясняется, как показано ниже, уменьшением скорости поперечного течения. Величины дефектов обеих компонент скорости значительно уменьшаются по всей толщине пограничного слоя, за исключением области, непосредственно прилегающей к стенке. В пограничном слое без воздействия МАС с точностью до погрешностей расшифровки показаний двухниточного термоанемометра поперечная компонента местной скорости $W = \langle W \rangle + \Delta W$ положительна во всей области измерений. При воздействии МАС вблизи стенки появляются достаточно значительные местные отрицательные значения W величиной до $0.05 U_0$. Этот эффект обнаружен и в расчетных ис-

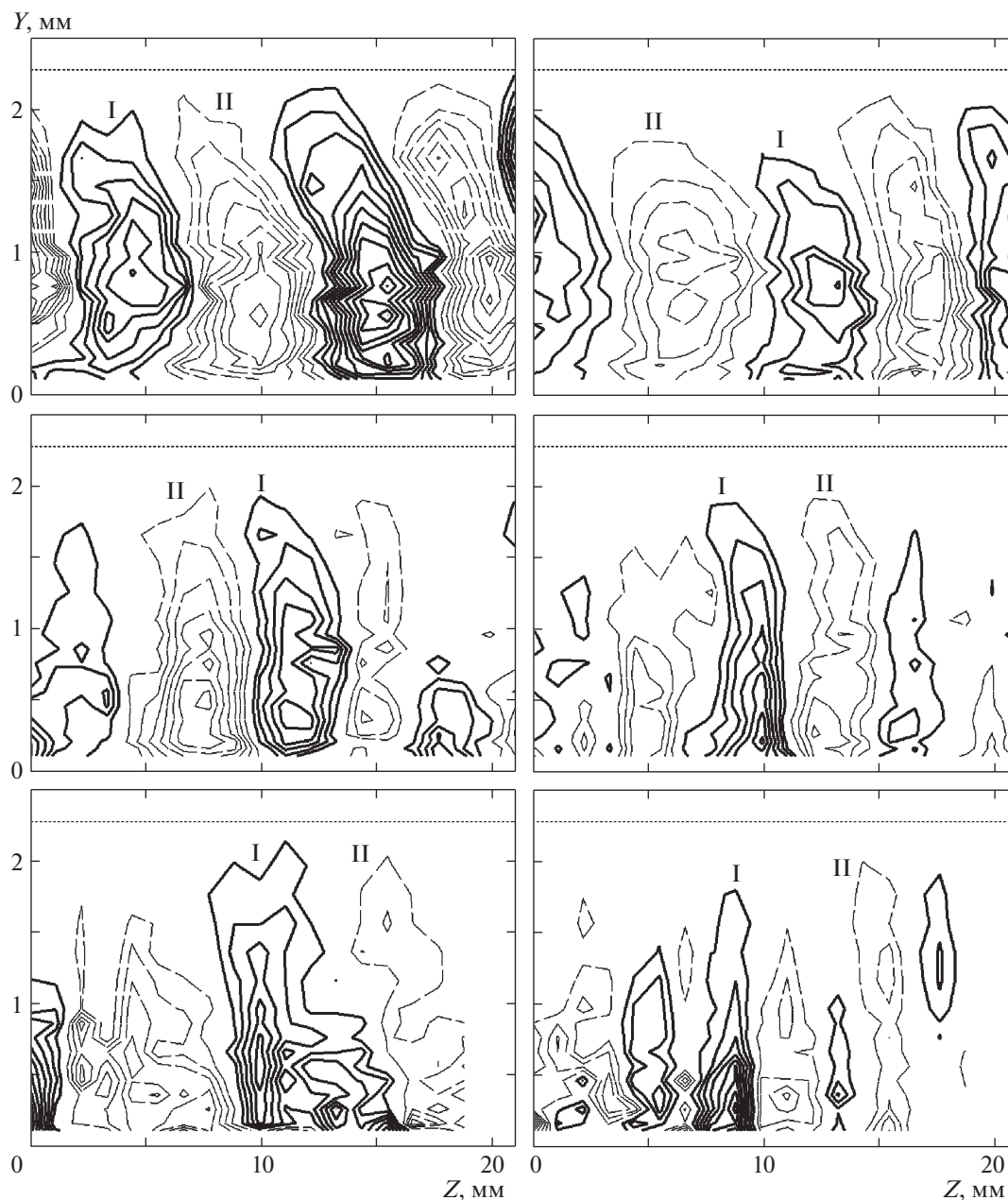


Рис. 6. Изолинии дефектов компонент скорости; слева — ΔU , справа — ΔW ; сверху вниз: без разряда, режим 1, режим 2; I — положительные значения, II — отрицательные; шаг изолиний $0.01 U_0$.

следованиях [23]. При работе МАС в режиме 2 наблюдается появление периодических структур с длиной волны вдоль размаха, равной 4–5 мм. Особенно отчетливо это видно в распределении дефектов поперечной компоненты скорости. Возможно, этот эффект объясняется неоднородностью силового воздействия МАС вдоль размаха и ориентацией внешних электродов. Течение в вихрях, которые ориентированы примерно вдоль внешней линии тока, пересекающей внешние электроды, подвергается периодическому вдоль потока силовому воздействию, которое, возможно, и ведет к изменению структуры вихрей.

Количественную оценку общего снижения интенсивности стационарных вихрей неустойчивости дает рис. 7, где представлены вертикальные распределения среднеквадратичных отклоне-

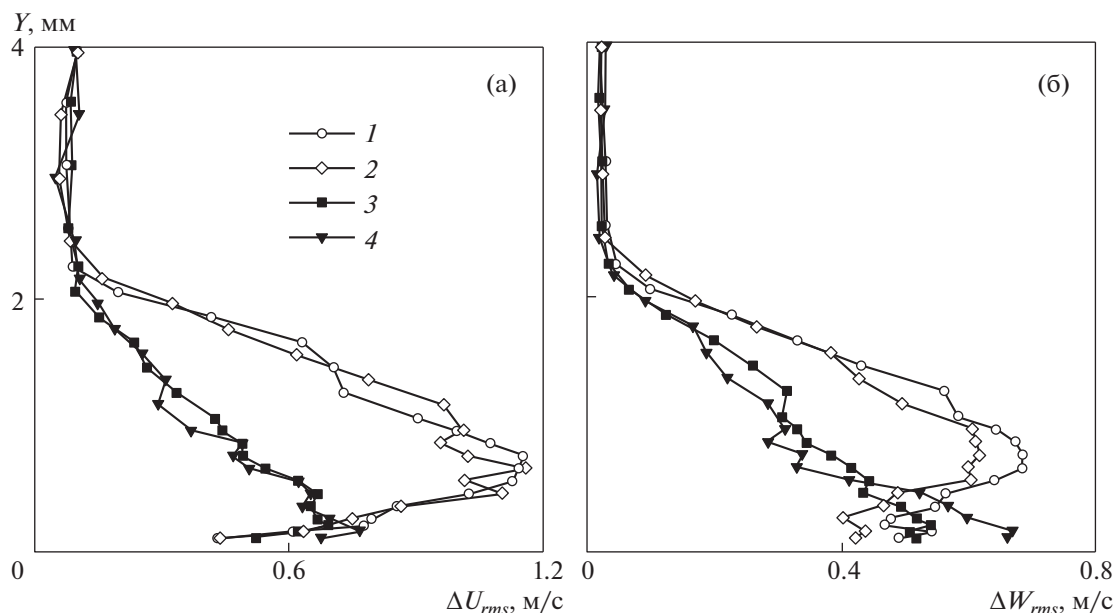


Рис. 7. Профили среднеквадратичных отклонений продольной (а) и поперечной (б) компонент скорости: 1, 2 – без разряда, 3 – режим 1, 4 – режим 2.

ний продольной ΔU_{rms} и поперечной ΔW_{rms} компонент скорости от их средних по размаху значений, которые рассчитывались согласно следующим выражениям (N – количество точек измерений вдоль оси Z):

$$\Delta U_{rms}(Y) = \left\{ \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N [U(Y, Z_n) - \langle U(Y) \rangle]^2 \right\}^{1/2}, \quad \langle U(Y) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N U(Y, Z_n)$$

$$\Delta W_{rms}(Y) = \left\{ \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N [W(Y, Z_n) - \langle W(Y) \rangle]^2 \right\}^{1/2}, \quad \langle W(Y) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N W(Y, Z_n)$$

Результаты, полученные в пограничном слое без разряда в разное время и представленные кривыми 1 и 2, демонстрируют хорошую повторяемость экспериментов. При работе МАС амплитуда возмущений обеих компонент скорости во внешней части слоя уменьшается примерно в два раза. Хорошо видно отмеченное выше смещение максимумов возмущений к стенке. Увеличение мощности МАС, заметно влияя на структуру вихрей, почти не сказывается на возмущениях продольной компоненты скорости, но ведет к усилению возмущений поперечной компоненты в узкой пристеночной области.

Общее уменьшение интенсивности и размеров стационарных вихрей неустойчивости, наблюдаемое в сечении измерений и отражаемое рис. 6, 7, обусловлено ослаблением поперечного течения в области разряда. Результат воздействия МАС проявляется и ниже по течению, как отмечалось выше. На рис. 8а показаны вертикальные распределения безразмерной осредненной по координате Z скорости поперечного течения. Влияние МАС не наблюдается во внешней части пограничного слоя при $Y > 1.5$ мм. Однако максимум поперечной скорости уменьшается на 30 и 55% при работе МАС в режиме 1 и 2 соответственно. Очевидно, что в области разряда ослабление поперечного течения должно быть еще более значительным. Сильное влияние мощности МАС на поперечное течение, отражаемое рис. 8а, как показано выше, почти не проявляется в среднеквадратичных отклонениях компонент скорости. Тем не менее режим 2 можно считать более эффективным, поскольку перестройка структуры стационарных возмущений в этом случае приводит к появлению вихрей с характерной длиной волны 4–5 мм. Согласно результатам

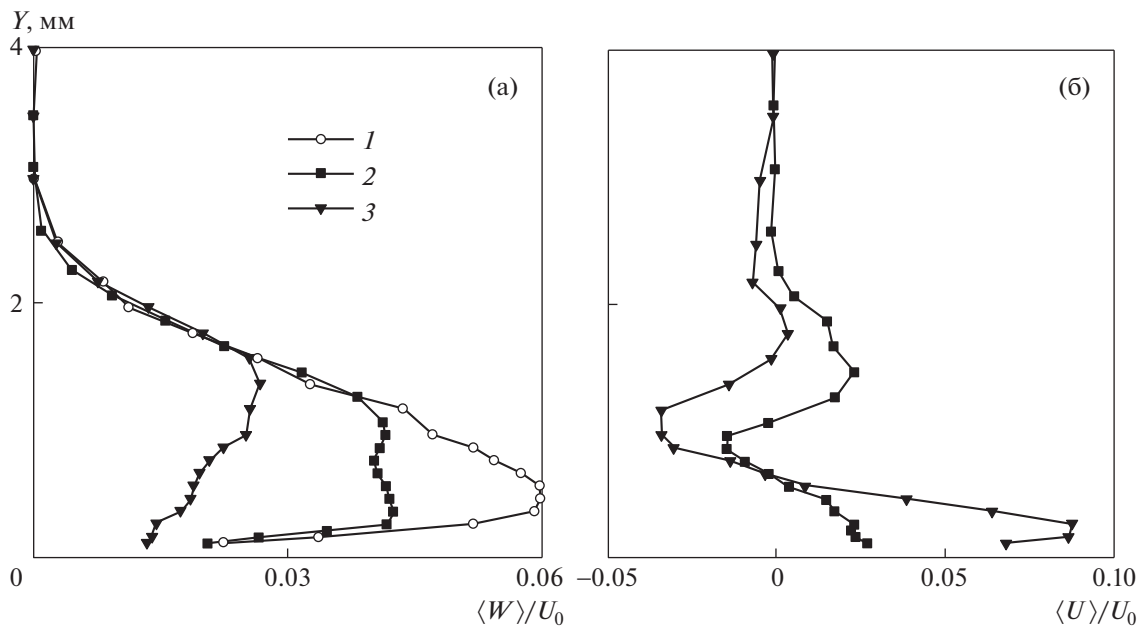


Рис. 8. Профили осредненных по размаху поперечной (а) и изменения продольной (б) компонент скорости: 1 – без разряда, 2 – режим 1, 3 – режим 2.

расчетов устойчивости пограничного слоя, такие возмущения являются затухающими уже на небольшом расстоянии от передней кромки пластины.

Силовое воздействие МАС влияет и на продольную компоненту скорости. На рис. 8б показаны отнесенные к скорости набегающего потока вертикальные профили изменения продольной скорости $\Delta \langle U \rangle = \langle U_{on} \rangle - \langle U_{off} \rangle$, где $\langle U_{on} \rangle$ и $\langle U_{off} \rangle$ – осредненные по размаху значения с разрядом и без него. Изменение продольной компоненты скорости при воздействии МАС немонотонное и знакопеременное. Наполнение профиля $\langle U \rangle$ наблюдается в пристеночной области, а на высоте $Y \approx 1$ мм происходит торможение продольного течения. Экстремальные значения изменения продольной скорости в режиме 2 заметно превышают максимальное изменение поперечной скорости. Таким образом, влияние МАС на продольное течение также является достаточно заметным.

Принципиальным недостатком использованной в экспериментах модели МАС является высокий уровень создаваемых ею неконтролируемых нестационарных возмущений. Эта проблема возникла и в упомянутых ранее исследованиях [13–15]. В настоящих экспериментах положение области ламинарно-турбулентного перехода не фиксировалось, однако вредное влияние создаваемых МАС возмущений проявлялось в значительном увеличении частоты появления турбулентных пятен в сечении измерений. Представленные выше результаты были получены в зоне ламинарного течения, что тщательно контролировалось в процессе экспериментов.

На рис. 9 представлены осредненные по размаху амплитудные спектры пульсаций скорости, полученные по показаниям одной из ниток термоанемометра и измеренные на таком расстоянии от стенки, где скорость продольного течения достигала 0.7 скорости на внешней границе пограничного слоя. Это расстояние соответствует максимуму амплитуды стационарных возмущений и пульсаций скорости, вызванных неустойчивостью поперечного течения. Согласно результатам расчетов устойчивости рассматриваемого пограничного слоя, наибольшие по абсолютной величине инкременты нарастания имеют бегущие возмущения с частотами 150–300 Гц. На рис. 9 видно, что в пограничном слое без воздействия МАС наблюдаются локальные максимумы возмущений в указанном диапазоне частот, но в килогерцовом диапазоне амплитуда возмущений уменьшается почти на 2 порядка. При воздействии МАС эти локальные максимумы усиливаются в несколько раз, а в килогерцовом диапазоне амплитуда возмущений возрастает более чем на порядок, и появляются многочисленные большие пики возмущений. Увеличение частоты пита-

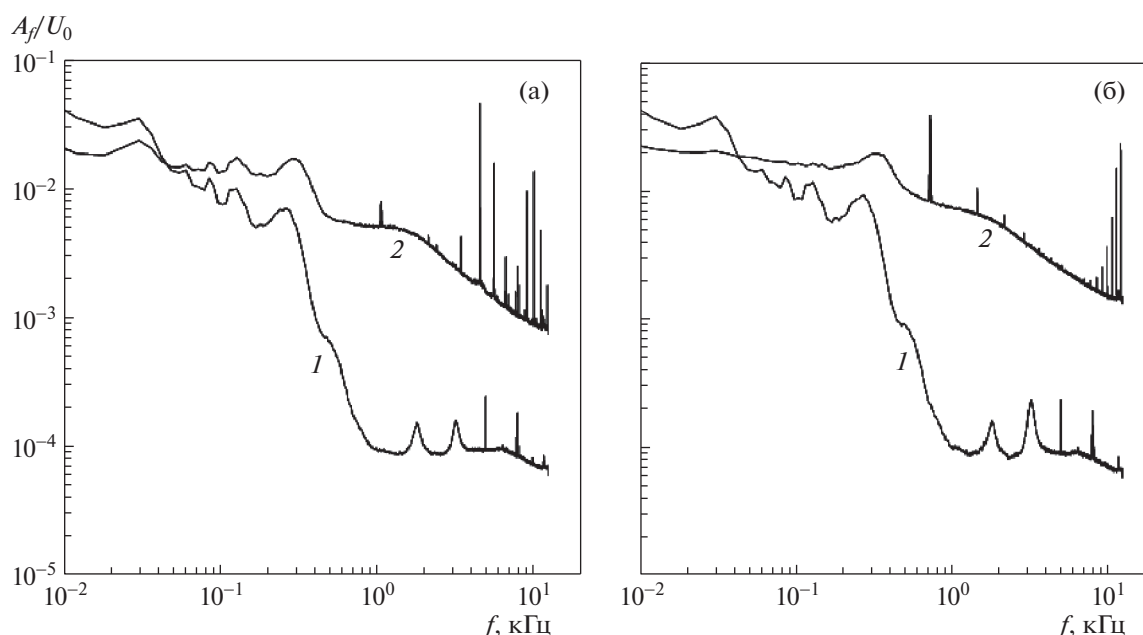


Рис. 9. Амплитудный спектр пульсаций скорости в режимах 1 (а) и 2 (б): 1 – без разряда, 2 – с разрядом.

ющего напряжения заметно сказывается лишь на уменьшении количества и амплитуды пиков при частоте менее 10 кГц.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные эксперименты продемонстрировали эффективность использования объемного силового воздействия, создаваемого разработанной в ЦАГИ МАС, с целью снижения скорости поперечного течения в трехмерном пограничном слое. Следствием ослабления поперечного течения является уменьшение интенсивности стационарных вихрей его неустойчивости. Однако нестационарные возмущения, генерируемые МАС в килогерцовом диапазоне частот, способствуют более раннему развитию вторичной неустойчивости. Дальнейшее развитие рассматриваемого метода управления ламинарным обтеканием стреловидного крыла требует, прежде всего, совершенствования МАС с целью снижения интенсивности создаваемых ею неконтролируемых нестационарных возмущений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators // J. Phys. D: Appl. Phys. 2007. V. 40. P. 605–636.
2. Cattafesta L.N., Sheplak M. Actuators for active flow control // Annu. Rev. Fluid Mech. 2011. V. 43. P. 247–272.
3. Corke T.C., Post M.L., Orlov D.M. SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications // Prog. Aerospace Sci. 2007. V. 43. P. 193–217.
4. Corke T.C., Enloe C.L., Wilkinson S.P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control // Annu. Rev. Fluid Mech. 2010. V. 42. P. 505–529.
5. Wang J.-J., Choi K.-S., Feng L.-H., Jukes T.N., Whalley R.D. Recent developments in DBD plasma flow control // Prog. Aerospace Sci. 2013. V. 62. P. 52–78.
6. Benard N., Moreau E. Electrical and mechanical characteristics of surface AC dielectric barrier discharge plasma actuators applied to airflow control // Exp. Fluids. 2014. V. 55. P. 1846.
7. Krieger J., Simon D., Grundmann S. Towards in-flight applications? A review on dielectric barrier discharge-based boundary-layer control // Trans. of the ASME. Appl. Mech. Rev. 2016. V. 68. P. 020802. 41 p.
8. Arnal D., Casalis G. Laminar-turbulent transition prediction in three-dimensional flows // Prog. Aerospace Sci. 2000. V. 36. P. 173–191.
9. Saric W.S., Carrillo R.B., Reibert M.S. Leading-edge roughness as a transition control mechanism // AIAA Paper. 1998. № 781. 13 p.
10. Dörr P., Kloker M.J. Crossflow transition control by upstream flow deformation using plasma actuators // J. Appl. Phys. 2017. V. 121. P. 063303.
11. Киселев А.Ф., Курячий А.П., Чернышев С.Л. Возбуждение контролируемых возмущений в трехмерном пограничном слое с помощью плазменных актуаторов // Изв. РАН. МЖГ. 2017. № 2. С. 101–113.

12. Choi K.S., Kim J.H. Plasma virtual roughness elements for cross-flow instability control // *Exp. Fluids*. 2018. V. 59. P. 159.
13. Serpieri J., Yadala Venkata S., Kotsonis M. Conditioning of cross-flow instability modes using dielectric barrier discharge plasma actuators // *J. Fluid Mech.* 2017. V. 833. P. 164–205.
14. Баранов С.А., Киселёв А.Ф., Моралев И.А., Сбоев Д.С., Толкачёв С.Н., Чернышев С.Л. Управление ламинарно-турбулентным переходом в трехмерном пограничном слое при повышенной внешней турбулентности с помощью диэлектрического барьерного разряда // *ДАН*. 2019. Т. 486. № 6. С. 668–672.
15. Moralev I., Selivonin I., Ustinov M. On the stochastic forcing of the boundary layer by plasma actuators // *Exp. Fluids*. 2019. V. 60. P. 177.
16. Yadala S., Hehner M.T., Serpieri J., Benard N., Kotsonis M. Swept-wing transition control using AC-DBD plasma actuators // *AIAA Paper*. 2018. № 3215. 15 p.
17. Guo Z., Kloker M.J. Control of crossflow-vortex-induced transition by unsteady control vortices // *Journal Fluid Mech.* 2019. V. 871. P. 427–449.
18. Mack L.M. On the stability of the boundary layer on a transonic swept wing // *AIAA Paper*. 1979. № 264. 11 p.
19. Joslin R.D. Aircraft laminar flow control // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 1998. V. 30. P. 1–29.
20. Курячий А.П. Управление поперечным течением в трехмерном пограничном слое с помощью объемного пространственно-периодического силового воздействия // *Изв. РАН. МЖГ*. 2009. № 2. С. 71–79.
21. Курячий А.П., Мануйлович С.В. Ослабление неустойчивости поперечного течения в трехмерном пограничном слое с помощью объемного силового воздействия // *Уч. зап. ЦАГИ*. 2011. Т. XLII. № 3. С. 41–52.
22. Chernyshev S.L., Kuryachii A.P., Manuilovich S.V., Rusyanov D.A., Skvortsov V.V. Attenuation of cross-flow-type instability in compressible boundary layer by means of plasma actuators // *AIAA Paper*. 2013. № 321. 16 p.
23. Курячий А.П., Мануйлович С.В., Русьянов Д.А., Скворцов В.В., Чернышев С.Л. Оценка возможности управления ламинарно-турбулентным переходом на стреловидном крыле с помощью плазменных актуаторов // *Уч. зап. ЦАГИ*. 2014. Т. XLV. № 4. С. 3–18.
24. Мануйлович С.В., Устинов М.В. Влияние подвода тепла на устойчивость поперечного течения в пространственном пограничном слое // *Изв. РАН. МЖГ*. 2014. № 5. С. 45–51.
25. Устинов М.В. Устранение неустойчивости поперечного течения в пограничном слое на скользящем крыле с помощью диэлектрического барьерного разряда // *Уч. зап. ЦАГИ*. 2015. Т. XLVI. № 8. С. 3–16.
26. Мануйлович С.В. Объемные воздействия, устраняющие поперечное течение в ламинарном пограничном слое // *Изв. РАН. МЖГ*. 2015. № 3. С. 87–98.
27. Dörr P.C., Kloker M.J. Stabilisation of a three-dimensional boundary layer by base-flow manipulation using plasma actuators // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2015. V. 48. P. 285205.
28. Yadala S., Hehner M.T., Serpieri J., Benard N., Dörr P.C., Kloker M.J., Kotsonis M. Experimental control of swept-wing transition through base-flow modification by plasma actuators // *J. Fluid Mech.* 2018. V. 844. R2. 11 p.
29. Roth J.R., Sherman D.M., Wilkinson S.P. Electrohydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma // *AIAA J.* 2000. V. 38. № 7. P. 1166–1172.
30. Алешин Б.С., Хомич В.Ю., Чернышев С.Л. Развитие метода силового электрогидродинамического воздействия на пограничный слой для активного управления аэродинамическими течениями // *ДАН*. 2016. Т. 471. № 6. С. 1–3.
31. Гамируллин М.Д., Курячий А.П., Литвинов В.М., Чернышев С.Л. Исследование упрощенной схемы набора плазменных актуаторов для управления течением в пограничном слое // *Уч. зап. ЦАГИ*. 2014. Т. XLV. № 6. С. 28–35.
32. Benard N., Mizuno A., Moreau E. A large-scale multiple dielectric barrier discharge actuator based on an innovative three-electrode design // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2009. V. 42. P. 235204.
33. Курячий А.П., Русьянов Д.А., Скворцов В.В., Чернышев С.Л. О повышении эффективности системы электрогазодинамических исполнительных элементов для управления пограничным слоем // *Уч. зап. ЦАГИ*. 2013. Т. XLIV. № 3. С. 3–16.
34. Chernyshev S.L., Gamirullin M.D., Khomich V.Yu., Kuryachii A.P., Litvinov V.M., Manuilovich S.V., Moshkunov S.I., Rebrov I.E., Rusyanov D.A., Yamshchikov V.A. Electrogasdynamic laminar flow control on a swept wing // *Aerosp. Sci. Technol.* 2016. V. 56. P. 155–161.
35. Chernyshev S.L., Gamirullin M.D., Kuryachii A.P., Litvinov V.M. Simple design of multiple aerodynamic plasma actuator // *Progress Flight Phys.* 2017. V. 9. P. 253–264.
36. Saric W.S., Yeates L.G. Experiments on the stability of crossflow vortices in swept-wing flows // *AIAA Paper*. 1985. № 493. 13 p.
37. Garonenko V.R., Ivanov A.V., Kachanov Y.S., Crouch J.D. Swept-wing boundary layer receptivity to surface non-uniformities // *J. Fluid Mech.* 2002. V. 461. P. 93–126.
38. Баранов С.А., Сбоев Д.С., Толкачев С.Н. Практика термоанемометрических измерений в аэродинамических трубах Т-124 и Т-03 ЦАГИ / Материалы III Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов, КИМИЛА. ЦАГИ. 2018. С. 433–452.