

УДК 532.526:533.6:538.4

ОСЛАБЛЕНИЕ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ В ТРЁХМЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С ПОМОЩЬЮ МНОГОРАЗРЯДНОЙ АКТУАТОРНОЙ СИСТЕМЫ

С. А. Баранов, М. Д. Гамируллин, А. Ф. Киселев, А. П. Курячий*, Д. С. Сбоев,
С. Н. Толкачев, академик РАН С. Л. Чернышев

Поступило 30.04.2019 г.

Представлены результаты экспериментов в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе, подтверждающие возможность существенного уменьшения скорости поперечного течения и интенсивности стационарных вихрей неустойчивости этого течения в результате объёмного силового воздействия на трёхмерный пограничный слой. Объёмная сила, направленная в одну сторону над значительной площадью обтекаемой поверхности, создавалась с помощью многозарядного исполнительного элемента, работающего на основе приповерхностного разряда с диэлектрическим барьером.

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

DOI: <https://doi.org/10.31857/S0869-56524882147-152>

Уменьшение сопротивления трения стреловидных крыльев и оперения летательных аппаратов (ЛА) остаётся актуальной проблемой прикладной аэродинамики. Увеличение протяжённости ламинарных участков пограничного слоя на поверхности указанных элементов ЛА способствует решению этой проблемы. В условиях крейсерского режима полёта ЛА при малом уровне возмущений в набегающем потоке одним из основных механизмов ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле является возникновение и нарастание вниз по потоку стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения. Разрушение ламинарного течения происходит вследствие их высокочастотной вторичной неустойчивости. Инкременты пространственного нарастания вихрей неустойчивости примерно пропорциональны максимальным значениям скорости поперечного течения. Поэтому ослабление поперечного течения способствует повышению устойчивости трёхмерного пограничного слоя и смещению области ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку.

В ЦАГИ предложен способ повышения устойчивости течения в ламинарном пограничном слое на стреловидном крыле путём ослабления поперечного течения при объёмном силовом воздействии, создаваемом с помощью приповерхностных электрических разрядов [1]. Для практической реализации этого

способа подходящим является приповерхностный разряд с диэлектрическим барьером (РДБ) [2]. Исполнительные элементы, работающие на основе этого разряда (РДБ-актуаторы), интенсивно исследуются для различных аэродинамических приложений, из которых, согласно анализу, выполненному в [3], наиболее перспективным является управление ламинарно-турбулентным переходом в пограничном слое.

Было выполнено значительное количество теоретических исследований указанного способа управления ламинарным обтеканием стреловидного крыла как в ЦАГИ [4–6], так и за рубежом [7]. Первое экспериментальное подтверждение возможности ослабления поперечного течения и смещения перехода вниз по потоку вследствие силового воздействия РДБ-актуатора было получено в аэродинамической трубе на модели скользящего крыла [8]. В экспериментах использовался один актуатор, изготовленный по классической двухэлектродной схеме [2] и установленный вдоль передней кромки крыла. Актуатор создавал объёмную силу, направленную перпендикулярно кромке навстречу набегающему потоку. Достигнуто смещение ламинарно-турбулентного перехода вниз по течению на несколько процентов хорды крыла. В экспериментах [8] область силового воздействия актуатора была ограничена узкой полосой вдоль кромки крыла, в которой линии тока внешнего невязкого течения незначительно отклоняются от направления вдоль кромки. Именно в этом случае объёмная сила, направленная по нормали к кромке, ослабляет поперечное течение. Для расширения вниз по потоку

Центральный аэрогидродинамический институт
им. Н.Е. Жуковского, Жуковский Московской обл.

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

области силового воздействия на пограничный слой необходимо использовать наборы РДБ-актуаторов – многоразрядные актуаторные системы (МАС) [9].

Было разработано несколько вариантов МАС, способных создавать однонаправленный поток на достаточно протяжённых поверхностях [10]. Основными их недостатками являются излишняя сложность конструкции и большие характерные размеры. Эти недостатки устранены в МАС, разработанной в ЦАГИ на основе трёхэлектродной схемы с внутренними экранирующими электродами и одним общим для всей системы ускоряющим электродом [11]. Эксперименты подтвердили возможность существенной миниатюризации этой МАС [12].

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе (АДТ) Т-124 ЦАГИ на плоской пластине размахом 1 м с эллиптическим носком и углом стреловидности 35° . Трёхмерный пограничный слой на скользящем крыле моделировался с помощью профилированного тела вытеснения, установленного над пластиной и обеспечивающего отрицательный градиент давления вдоль потока, а также боковых стенок рабочей части, которые были профилированы в соответствии с линиями тока потенциального течения при заданном продольном распределении давления. В работе принята правая система координат с осью X , направленной вниз по потоку перпендикулярно передней кромке модели, осью Z , направленной вдоль неё, и осью Y , нормальной к стенке. Начало координат расположено на передней кромке.

Для управления течением в пограничном слое была изготовлена МАС по схеме [11], содержащая 44 плоских внешних электрода шириной 1 мм, высотой 50 мкм и расстоянием между активными кромками соседних электродов 7 мм. Два слоя диэлектрика (стеклотекстолита), разделяющие внешние, экранирующие и ускоряющий электроды, имели общую толщину 1 мм. Внешние электроды перпендикулярны передней кромке пластины. Направленное вдоль неё объёмное силовое воздействие МАС обеспечивалось в области с размерами по осям X и Z 155×310 мм. Область воздействия начиналась при $X = 420$ мм. Эксперименты выполнены при заземлённом ускоряющем электроде и подаче на внешние и экранирующие электроды МАС переменного напряжения отрицательной пилообразной формы (быстрое нарастание и линейное уменьшение) в двух режимах с амплитудой 4 кВ, частотой 10 кГц и 4,5 кВ, 12 кГц соответственно.

При скорости потока в контрольном сечении рабочей части АДТ 19,7 м/с скорость у передней кромки составляла $U_0 = 25,2$ м/с. С помощью пятиточечного пневмометрического скосомера была определена форма линии тока на внешней границе пограничного слоя при выбранном режиме обтекания. При созданном на модели распределении давления скорость поперечного течения в пограничном слое направлена в сторону возрастания Z . Угол между направлением объёмного силового воздействия и внешней линией тока составлял около 25° . Измерения горизонтальных компонент средней по времени скорости в пограничном слое выполнялись с помощью двухниточного V-образного датчика термоанемометра в сечении YZ , расположенном ниже по потоку за область воздействия МАС при $X = 616$ мм. Осреднённые по размаху продольная $\langle U \rangle$ и поперечная $\langle W \rangle$ компоненты скорости направлены вдоль внешней линии тока и перпендикулярно ей соответственно. Поле стационарных возмущений характеризовалось дефектами соответствующих компонент ΔU и ΔW , определяемых как разность между местными значениями компонент U , W и их осреднёнными по размаху величинами $\langle U \rangle$, $\langle W \rangle$. Ось Y нормировалась на осреднённую по размаху толщину вытеснения по продольной компоненте δ_1 в пограничном слое без воздействия МАС.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Почти постоянный отрицательный градиент давления на участке пластины от 0,2 до 0,8 м от передней кромки обеспечил возникновение и развитие неустойчивости поперечного течения, которая проявлялась в виде стационарных вихрей, фиксируемых в сечении измерений. Профиль осреднённой по размаху поперечной компоненты скорости показан на рис. 1. Он типичен для неустойчивого трёхмерного пограничного слоя, с максимумом поперечной компоненты около $0,04 U_0$ в районе $Y/\delta_1 = 1$. В пограничном слое без силового воздействия МАС отчетливо наблюдаются стационарные вихри неустойчивости с характерной длиной волны в поперечном направлении около 10 мм (рис. 2), близкой к длине волны наиболее усиливающихся вихрей в этом сечении. Пиковые значения амплитуды возмущений ΔU достигают $0,1 U_0$, что говорит о начале стадии их нелинейного насыщения, непосредственно предшествующей ламинарно-турбулентному переходу.

Принципиальным недостатком МАС, проявившимся в экспериментах, является высокий уровень создаваемых разрядом бегущих возмущений поперечного течения. Эта проблема наблюдалась и в дру-

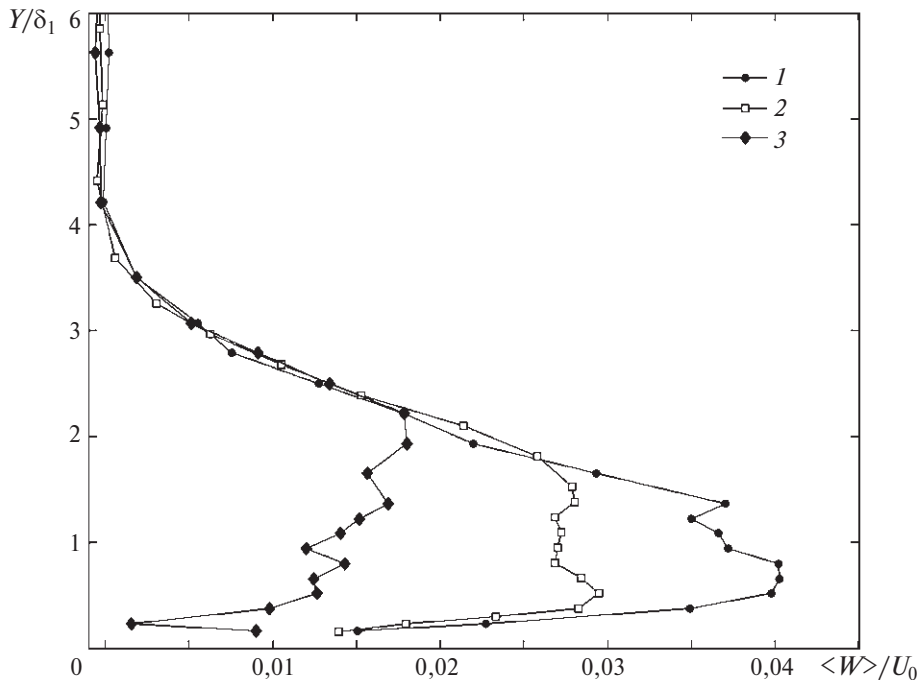


Рис. 1. Профили осреднённой по размаху поперечной скорости: 1 – без разряда, 2 – режим 4 кВ, 10 кГц, 3 – режим 4,5 кВ, 12 кГц.

гих экспериментах с РДБ-актуаторами в трёхмерных пограничных слоях [13]. Из-за генерируемых бегущих возмущений переход сдвигался вверх по потоку. 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. Поэтому дальнейшее развитие рассматриваемого метода управления переходом на стреловидном крыле требует, прежде всего, совершенствования МАС с целью снижения генерируемых нестационарных возмущений. Представленные ниже результаты получены в зоне ламинарного течения, что тщательно контролировалось в процессе экспериментов.

Силовое воздействие МАС вызывает существенное уменьшение скорости поперечного течения (рис. 1). В режиме 4,5 кВ, 12 кГц осреднённая по размаху поперечная скорость $\langle W \rangle$ в середине слоя уменьшается более чем в два раза. Несмотря на наклон электродов к невязкой линии тока, влияние МАС на профили продольной компоненты невелико, в пределах 5% её локальной величины. Учитывая, что в сечении измерений под действием градиента давления течение релаксирует к исходному состоянию, в области разряда следует ожидать ещё большего уменьшения $\langle W \rangle$. По нормальной координате зона влияния МАС простирается до $Y/\delta_1 \approx 2$, высота этой зоны возрастает при увеличении подводимой к актуатору мощности.

Картина стационарных вихрей неустойчивости существенно перестраивается под влиянием МАС (рис. 2). Наблюдается смещение всей вихревой системы в направлении силового воздействия. Характерные размеры волны вихрей уменьшаются. Оба этих эффекта при увеличении мощности МАС усиливаются. В частности, характерная длина волны уменьшается примерно до 7 мм в режиме 4 кВ, 10 кГц, и до 4–5 мм в режиме 4,5 кВ, 12 кГц. Это особенно хорошо заметно по дефектам скорости ΔW . Уменьшение осреднённой по размаху компоненты $\langle W \rangle$ привело к исчезновению характерного для естественных вихрей неустойчивости наклона изолиний дефектов во внешней части слоя. При включенной МАС, изолинии равной скорости возмущений практически параллельны оси Y . Величины дефектов обеих компонент скорости сильно уменьшаются по всей толщине пограничного слоя, за исключением области, непосредственно прилегающей к стенке. На рис. 2 хорошо видно, что максимумы отклонений скорости от осреднённого по размаху значения при включении МАС смещаются к стенке от $Y/\delta_1 \approx 1$ до $Y/\delta_1 \approx 0,5$ и ниже. В естественных условиях с точностью до погрешностей расшифровки показаний двухниточного датчика поперечная компонента местной скорости $W = \langle W \rangle + \Delta W$ положительна во всей области измерений (вихри неустойчивости совращаются в лабораторной системе координат). Эффект воздействия МАС состоит в том, что в пограничном слое вблизи стенки

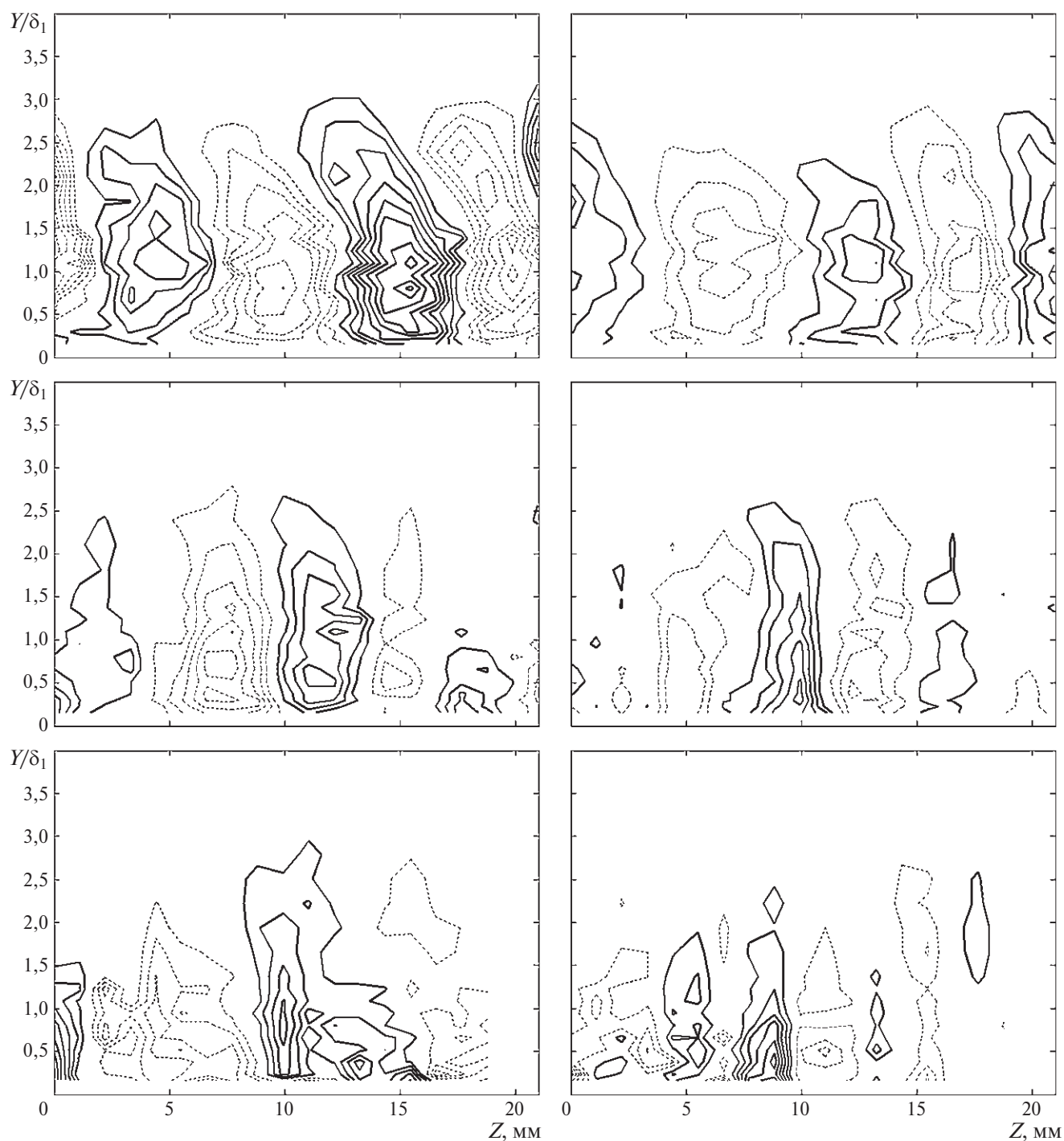


Рис. 2. Изолинии дефектов скорости стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения. Левый столбец – ΔU , правый – ΔW . Сверху вниз: без разряда, режим 4 кВ, 10 кГц, режим 4,5 кВ, 12 кГц. Положительные отклонения – сплошные линии, отрицательные – штриховые линии. Шаг изолиний $0,01 U_0$.

появляются достаточно значительные местные отрицательные значения $\langle W \rangle + \Delta W$ величиной до $0,05 U_0$.

Общее снижение интенсивности стационарных вихрей показано на рис. 3 и 4 в виде профилей по нормальной координате среднеквадратичных по

размаху отклонений компонент ΔU и ΔW . Полученные в естественных условиях профили демонстрируют хорошую повторяемость экспериментов. Во внешней части пограничного слоя амплитуда возмущений обеих компонент скорости при работе МАС уменьшается примерно в два раза. Хорошо

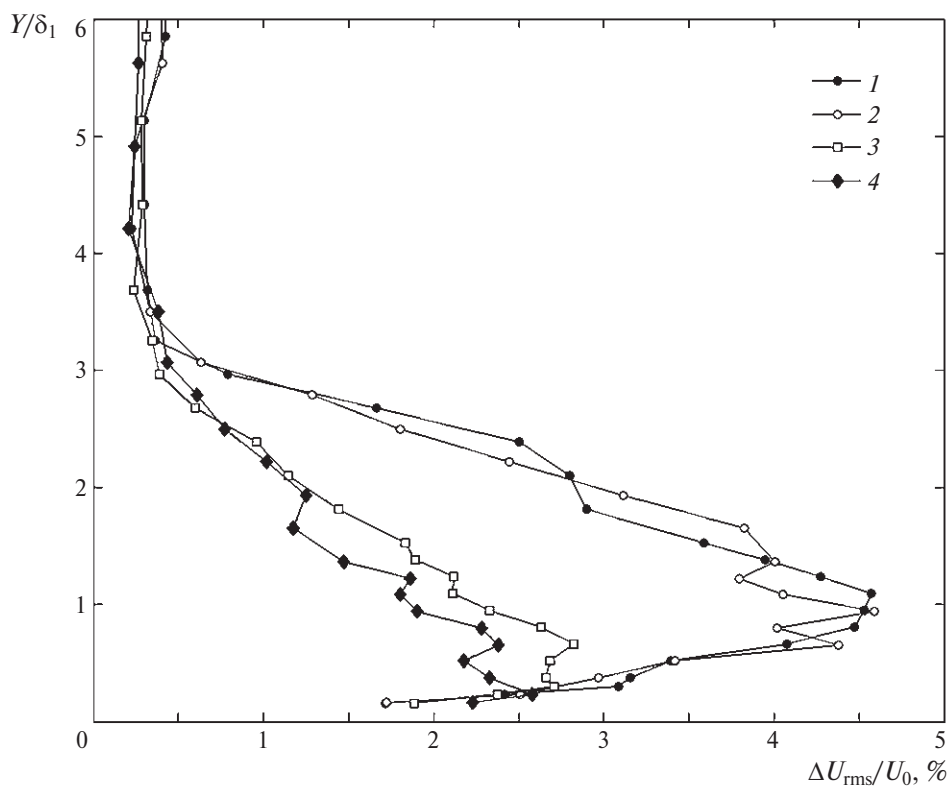


Рис. 3. Распределения по вертикальной координате среднеквадратичных отклонений продольной компоненты скорости: 1, 2 – без разряда, 3 – режим 4 кВ, 10 кГц, 4 – режим 4,5 кВ, 12 кГц.

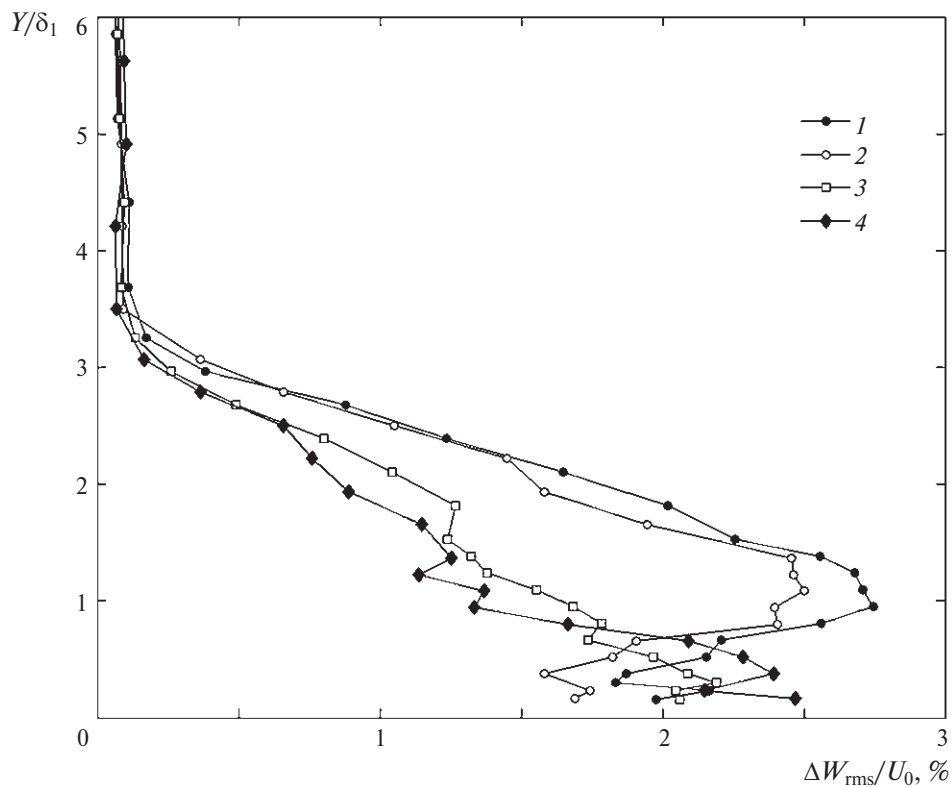


Рис. 4. Распределения по вертикальной координате среднеквадратичных отклонений поперечной компоненты скорости: 1, 2 – без разряда, 3 – режим 4 кВ, 10 кГц, 4 – режим 4,5 кВ, 12 кГц.

видно отмеченное выше смещение максимумов возмущений к стенке. Отметим, что, несмотря на более сильное уменьшение средней поперечной компоненты скорости $\langle W \rangle$ в режиме 4,5 кВ, 12 кГц, падение амплитуды возмущений в этом режиме не столь значительно по сравнению с режимом 4 кВ, 10 кГц. Тем не менее, режим 4,5 кВ, 12 кГц следует признать более эффективным, поскольку перестройка структуры стационарных возмущений в этом случае приводит к появлению вихрей с характерной длиной волны 4–5 мм. Согласно линейной теории гидродинамической устойчивости, в сечении измерений такие вихри являются затухающими, в отличие от вихрей с длинами волн 7 и 10 мм.

Таким образом, проведённые эксперименты продемонстрировали эффективность объёмного силового воздействия, создаваемого разработанной в ЦАГИ МАС с целью снижения скорости поперечного течения в трёхмерном пограничном слое и подавления стационарных вихрей его неустойчивости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Chernyshev S.L., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P.* Laminar Flow Control Research at TsAGI: Past and Present // Progress Aerospace Sci. 2011. V. 47. P. 169–185.
2. *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.
3. *Kriegseis J., Simon B., Grundmann S.* Towards in-flight applications? A review on dielectric barrier discharge-based boundary-layer control // Appl. Mech. Rev. 2016. V. 68. № 2. P. 020802. doi: 10.1115/1.4033570
4. *Курячий А.П.* Управление поперечным течением в трехмерном пограничном слое с помощью объёмного пространственно-периодического силового воздействия // Известия РАН. МЖГ. 2009. № 2. С. 71–79.
5. *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 // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 4. С. 3–18.
6. *Устинов М.В.* Устранение неустойчивости поперечного течения в пограничном слое на скользящем крыле с помощью диэлектрического барьерного разряда // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI. № 8. С. 3–16.
7. *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. doi:10.1088/0022-3727/48/28/285205
8. *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. doi:10.1017/jfm.2018.268
9. *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. 662–664.
10. *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. doi 10.1007/s00348-014-1846-x
11. *Гамируллин М.Д., Курячий А.П., Литвинов В.М., Чернышев С.Л.* Исследование упрощенной схемы набора плазменных актуаторов для управления течением в пограничном слое // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 6. С. 28–35.
12. *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. doi: 10.1051/eucass/201709253
13. *Serpieri J., Venkata S.Y., Kotsonis M.* Conditioning of cross-flow instability modes using dielectric barrier discharge plasma actuators // J. Fluid Mech. 2017. V. 833. P. 164–205. doi:10.1017/jfm.2017.707

ATTENUATION OF CROSS-FLOW INSTABILITY IN THREE-DIMENSIONAL BOUNDARY LAYER BY MEANS OF MULTI-DISCHARGE ACRTUATOR SYSTEM

S. A. Baranov, M. D. Gamirullin, A. Ph. Kiselev, A. P. Kuryachii, D. S. Sboev, S. N. Tolkachev,
Academician of the RAS S. L. Chernyshev

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovskiy, Zhukovskiy, Moscow Region, Russian Federation

Received April 30, 2019

Results of experiments in low-turbulence subsonic wind tunnel sustaining the possibility of significant attenuation of the cross-flow velocity and the intensity of stationary instability vortices due to the body force impact on three-dimensional boundary layer are presented. The unidirectional body force over a significant area of the streamlined surface has been created with the help of dielectric barrier discharge actuator.

Keywords: three-dimensional boundary layer, cross-flow, stationary instability vortices, dielectric barrier discharge, wind tunnel experiment, two-wire probe.