

УДК 533.9.082.5; 537.523.2

ВЛИЯНИЕ ИОННОГО ВЕТРА НА СТРУКТУРУ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ

О. Г. Пенязьков, П. П. Храпцов, М. Ю. Черник, И. Н. Шатан, И. А. Ших

Институт тепло- и массообмена им. А. В. Лыкова НАН Беларуси, Минск, Беларусь

Введение. В последние годы проводятся интенсивные исследования по созданию потока плазмы перед плохообтекаемым телом для снижения аэродинамического сопротивления. Подробный анализ этих экспериментов проведен в работах [1, 2]. Полученные результаты нашли применение в современном самолетостроении и положили начало новым разработкам по использованию приповерхностной плазмы для повышения экономичности и улучшения управляемости летательных аппаратов при полете в атмосфере при помощи изменения его аэродинамических характеристик.

Влияние искровых разрядов на аэродинамическое сопротивление при сверхзвуковых скоростях исследовалось в работах [3, 4]. Наблюдалось обтекание конического цилиндра с углом раскрытия 30° при числе Маха, равном 2. Модели с диаметрами от 40 до 80 мм имели заостренный электрод на вершине для концентрации электрического поля. Использовался источник питания с выходным напряжением 5 кВ, несущей частотой 13–16 МГц и амплитудной модуляцией 100 Гц. Результаты показали снижение аэродинамического сопротивления вплоть до 6 % при тлеющем разряде и незначительные изменения сопротивления при нитевидном. Тем не менее, одновременный поджиг большого количества нитевидных разрядов может быть эффективно применен для снижения сопротивления.

Из числа неоднородных разрядов наибольший интерес вызывает микроволновой разряд, который, в зависимости от давления газа, может быть тлеющим или нитевидным. Наиболее эффективным является нитевидный разряд в центре модели, направленный навстречу потоку [5].

Аномальная динамика ударных волн в слабо ионизированной плазме тлеющего разряда была экспериментально исследована как в случае молекулярных газов (например, воздуха и азота), так и одноатомных газов, таких как аргон и ксенон [3]. В этих экспериментах плазма формировалась в газах при давлении 15–30 торр. Электронная температура плазмы обычно составляла несколько эВ при степени

ионизации порядка 10^{-6} – 10^{-5} . В некоторых случаях для исследования влияния заряженных частиц на динамику ударных волн применялось магнитное поле, как продольное, так и поперечное по отношению к направлению распространения ударной волны. В частности, аномально высокие скорости ее распространения наблюдались в плазменной среде одновременно с существенной дисперсией и ослаблением ударной волны.

В работе [6] для небольшого уменьшения сопротивления (приблизительно на 5 %) в турбулентном пограничном слое при продольных числах Рейнольдса $\sim 10^6$ использовался ионный ветер на плоской пластине. При более низких числах Рейнольдса ($\sim 10^5$) с помощью коронного разряда между разнесенными в пространстве проволочками на плоской поверхности, как в случае постоянного тока, так и для переменного тока низкой частоты (60 Гц) оказалось возможным снижение вязкого сопротивления течения вплоть до 50 % [7]. Применение каждого из этих методов ограничено низкими числами Рейнольдса вследствие трудностей оценки влияния коронного разряда на высокие скорости течения.

Плазменные актюаторы могут создаваться на основе коронного разряда, диэлектрического барьерного разряда и однородного тлеющего разряда при атмосферном давлении. Различные конфигурации электрических разрядов при атмосферном давлении использовались для уменьшения сопротивления [7–9], обратного поджатия потока в турбинах и других внутренних аэродинамических устройствах [10–12], обратного поджатия потока на крыльях, лопастях вертолета и в других внешних аэродинамических устройствах [13–14], а также для модификации фронта ударной волны при переходе через звуковой барьер [15].

Применение плазменных актюаторов позволяет обеспечить чисто электродинамическое сцепление между электрическим полем в плазме и нейтральным газом в пограничном слое [16]. Это сцепление является достаточно сильным для того, чтобы вызвать важные, с точки зрения аэродинамики, эффекты, включая увеличение или уменьшение аэродинамического сопротивления на плоской пластине [17, 18], перегруппировку потока около крыла под высокими углами атаки [19] и перистальтическую индукцию нейтрального газового потока движущейся электростатической волной на обтекаемой поверхности [20]. В данной работе описаны методы получения поверхностного высокочастотного барьерного разряда и приведены результаты исследования влияния этого разряда на характеристики динамического пограничного слоя на плоской поверхности.

Экспериментальное оборудование и методы измерений. В качестве исследуемого объекта была выбрана гладкая пластина, выполненная из изолирующего материала (фторопласта), толщиной 5 мм. По обе стороны пластины были установлены электроды на расстоянии 2 см друг от друга. Один из электродов был выполнен в виде набора соединенных между собой игл, расположенных с шагом 2 мм. Другой электрод устанавливался под пластиной и был выполнен в виде изолированной полосы из проводника (рис. 1).

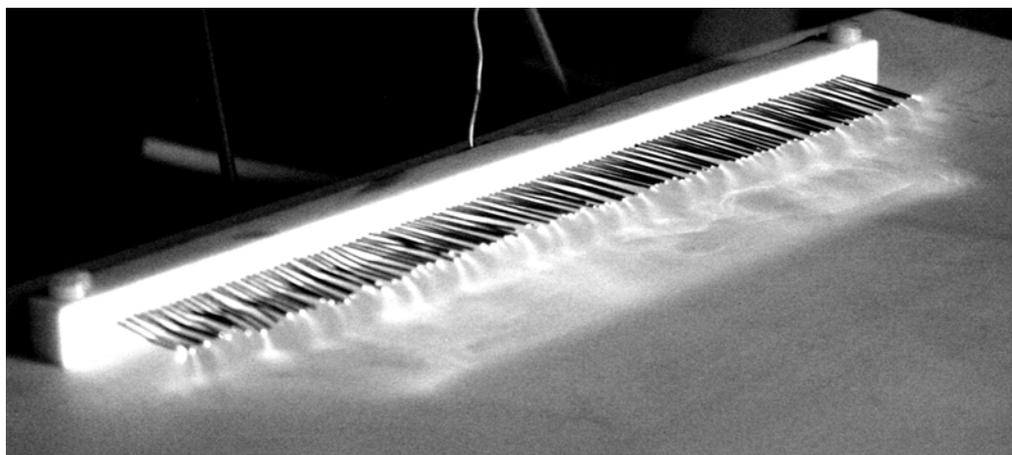


Рис.1 . Фотография верхнего электрода в момент разряда.

Электрическая схема питания, обеспечивающая высокочастотный тлеющий барьерный разряд на электродах, приведена на рис. 2.

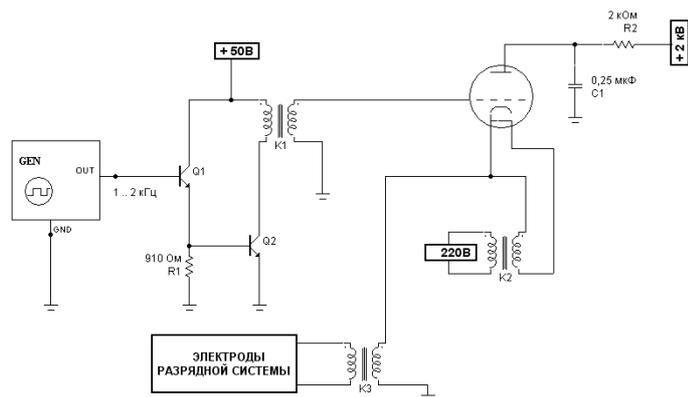


Рис. 2. Схема блока питания.

При подаче высоковольтных импульсов на электродах возникало индуцированное течение ионизированного воздуха, формирующее динамический пограничный слой на пластине.

Скорость ионного ветра измерялась методом математического маятника [21]. Схема измерения скорости и трековой визуализации индуцированного течения приведена на рис. 3.

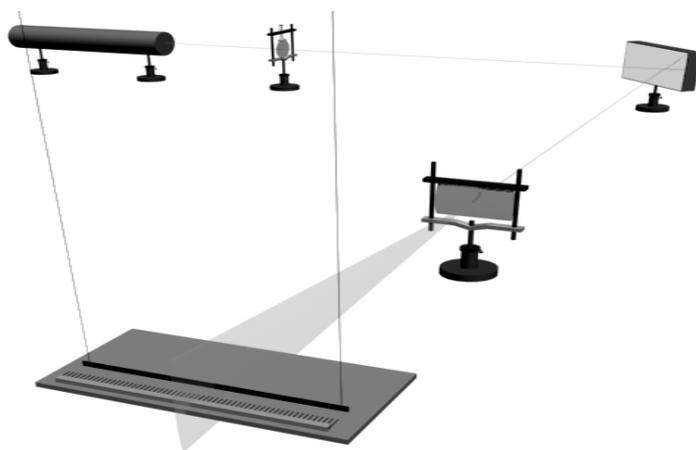


Рис. 3. Схема измерения скорости индуцированного течения.

Скорость потока может быть рассчитана по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2mgl}{\rho LS}}$$

Следует отметить, что данный метод позволяет лишь качественно оценить скорость индуцируемого разрядом течения из-за возмущений, вносимых измерительным телом в поток, поскольку расчетная формула не учитывает реальный характер столкновений и описывает все соударения частиц с измерительной пластинкой, как абсолютно упругие. Кроме того, в процессе измерений происходит осреднение скоростей по всей площади измерительной пластинки.

Исследование структуры динамического пограничного слоя проводилось методами дымовой и трековой визуализации. Оптическая схема лазерного ножа приведена на рис. 3.

Результаты измерений и обсуждение. Напряжение, подаваемое на электроды, контролировалось при помощи резистивного делителя и цифрового осциллографа. В ходе экспериментов амплитудное значение напряжения изменялось в пределах 40–120 кВ. Характерная осциллограмма импульса напряжения приведена на рис. 4. Частота следования импульсов изменялась от 0.4 до 1.6 кГц.

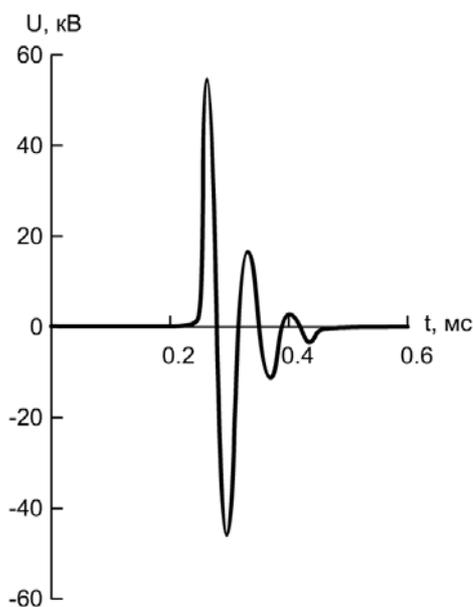


Рис. 4. Осциллограмма электрического импульса, подаваемого на электроды.

Визуализация индуцируемого течения проводилась на теновом приборе ИАБ-451 методом ножа и щели. На рис. 5 приведена теневая фотография индуцированного течения. Как видно из рисунка, пограничный слой поджимается к пластине, что обусловлено наличием расположенного напротив острия игл максимума в поперечном распределении скорости течения.

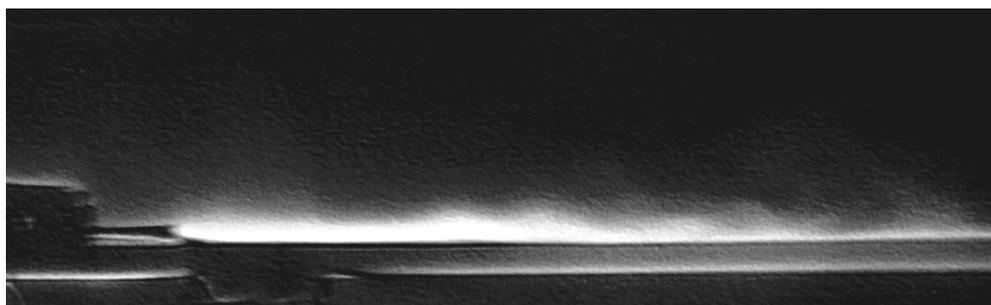


Рис. 5. Теневая фотография индуцируемого разрядом течения.

На рис. 6 приведена теневая фотография индуцированного потока при наличии измерительной площадки. Как следует из рисунка, наличие измерительной площадки вызывает сильное возмущение потока и последующий отрыв пограничного слоя. Таким образом, использование метода математического маятника позволяет лишь качественно оценить величину средней по пограничному слою скорости потока.

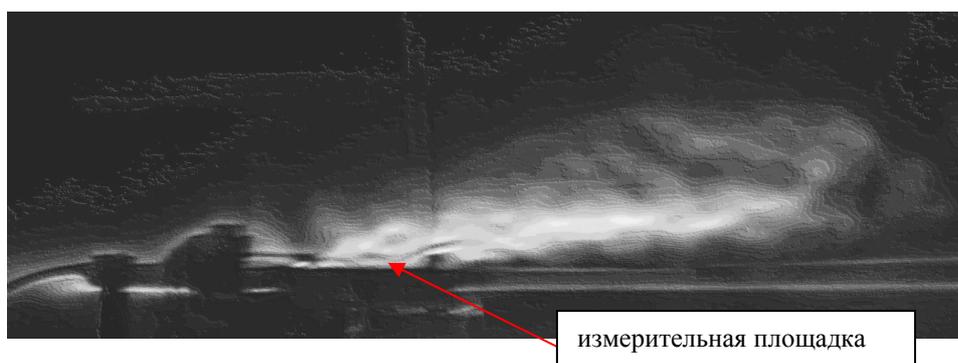


Рис. 6. Теневая фотография индуцируемого течения при измерении скорости методом математического маятника.

Применение теневого прибора не позволяет непосредственно визуализировать структуру динамического пограничного слоя. Видимая при помощи теневого прибора оптическая неоднородность формируется в результате нагрева воздуха электрическим разрядом, наличия в индуцированном потоке свободных электронов, а также радикалов типа NO_x , O_x , и CO_x , образующихся при электрическом разряде в воздухе. Поэтому визуализация структуры течения проводилась также при помощи метода лазерного ножа при введении в поток светоотражающих частиц или небольших порций дыма.

Результаты трековой и дымовой визуализации пограничного слоя приведены на рис. 7 и 8.

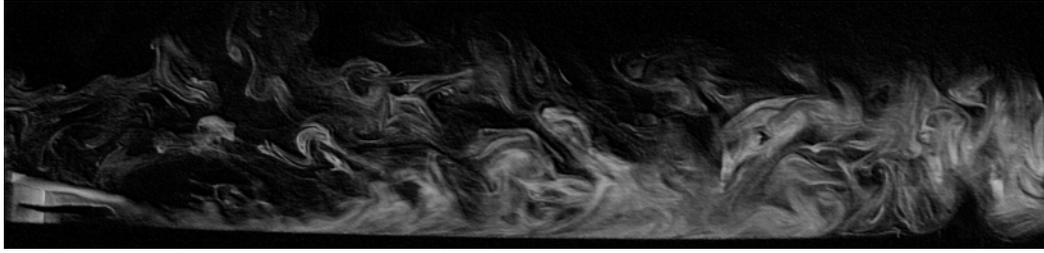


Рис. 7. Дымовая визуализация индуцированного течения.

Как следует из рис. 7, образующийся пограничный слой является турбулентным. В области между двумя электродами наблюдается рециркуляционная зона течения, обусловленная наличием полупериодов обратного напряжения в импульсах питания. В конце рециркуляционной зоны наблюдается выброс ускоренных частиц в пограничный слой.

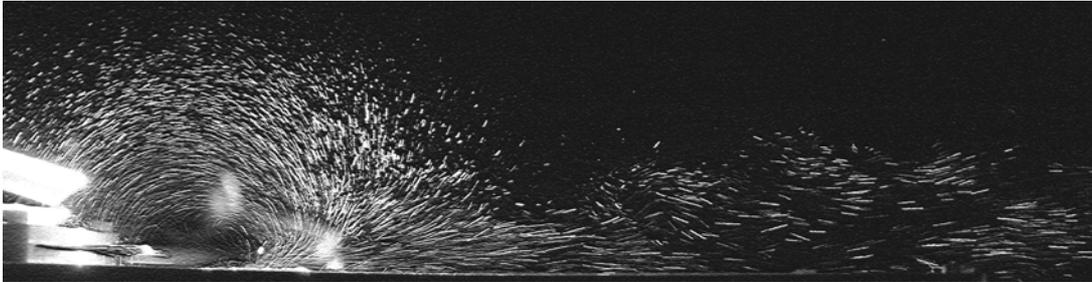


Рис. 8. Визуализация индуцированного течения при введении светоотражающих частиц в поток.

На рис. 9–11 показаны зависимости средней скорости индуцированного течения от амплитуды напряжения, подаваемого на электроды, силы тока в разряде и частоты следования высоковольтных импульсов.

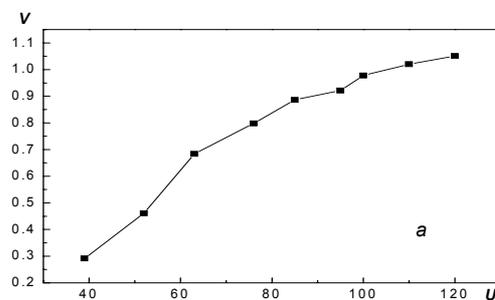


Рис. 9. Зависимость скорости индуцированного разрядом течения от напряжения разряда.

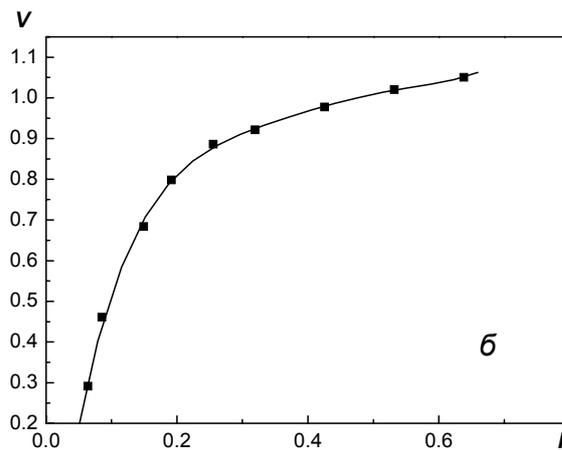


Рис. 10. Зависимость скорости индуцируемого течения от силы тока при частоте $f = 1$ кГц и результат ее аппроксимации (сплошная линия).

Как видно из графиков, скорость индуцированного течения достигает насыщения по мере роста электрических параметров разряда. Кроме того, при возрастании напряжения в разряде наблюдаются нитевидные структуры, имеющие повышенную яркость свечения. Они образуются в результате контракции разряда после достижения некоторой критической величины плотности разрядного тока и представляют собой каналы повышенной электропроводности, которые шунтируют основной разряд. Появление таких структур является препятствием для дальнейшего роста скорости индуцированного течения.

Характер зависимости скорости течения от силы тока в разряде хорошо аппроксимируется полиномом пятой степени

$$V = -0.30831 + 12.65269I - 55.39148I^2 + 126.96621I^3 - 45.36614I^4 + 65.71322I^5$$

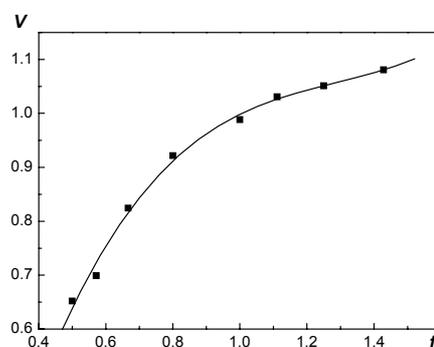


Рис. 11. Зависимость скорости индуцированного разрядом ионного ветра от частоты разряда и результат ее аппроксимации (сплошная линия).

Анализ зависимости скорости индуцированного разрядом ионного ветра от частоты разряда при фиксированных значениях напряжения $U = 100$ кВ и силы тока $I = 0.0319$ А показал, что данная зависимость хорошо аппроксимируется полиномом 3-й степени:

$$V = -0.43982 + 3.18242f - 2.35426f^2 + 0.61012f^3$$

Заключение. Проведенные исследования показали, что барьерный высокочастотный разряд, сформированный вблизи обтекаемой поверхности, может успешно использоваться в технических устройствах, предназначенных для снижения аэродинамического сопротивления летательных аппаратов. Газоразрядная плазма достаточно жестко привязана к электродам и практически не сдувается набегающим потоком. Образование нитевидных структур в разряде ведет к ограничению максимальной скорости индуцированного течения и снижению эффективности работы устройства. Данный эффект можно минимизировать за счет выбора подходящего диэлектрика и величины зазора между электродами. Кроме того, образованию нитевидных структур в разряде препятствует наличие внешнего потока, поэтому в случае обдува разрядного промежутка эффективность его работы значительно повышается.

Обозначения

f – частота следования импульсов, кГц; g – ускорение свободного падения, м/с²; I – сила тока в разряде, А; l – смещение измерительной пластинки под действием набегающего потока, м; L – длина нити, м; m – масса измерительной пластинки, кг; S – площадь измерительной пластинки, м²; V – скорость индуцированного разрядом течения, м/с; U – напряжение между электродами, кВ; ρ – плотность воздуха, кг/м³.
Индексы: x – стехиометрический коэффициент.

Литература

1. **Bletzinger P., Ganguly B. N., VanWie D., Garscadden A.** Plasmas in high speed aerodynamics // J. Phys. D: Appl. Phys. 2005. Vol. 38. R33–R57.
2. **Miles R. B., Macheret S.O., Shneider M. N., Steeves C., Murray R. C., Smith T., Zaidi S. H.** Plasma-Enhanced Hypersonic Performance Enabled by MHD Power Extraction // 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, Nevada, January 10-13. 2005. AIAA 2005-0561.

3. **Appartaim R., Mezonlin E. D., Johnson J. A.** Turbulence in Plasma-Induced Hypersonic Drag Reduction // Laboratory for Modern Fluid Physics Center for Nonlinear and Nonequilibrium Aeroscience Florida A&M University Tallahassee, FL 32310, USA.
4. **Roth J. R., Sherman D. M., Wilkinson S. P.** Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma // AIAA Paper 98-0328, 1998.
5. **Xiujun T., Mo J. D., Chow A. S., He K. X.** Weakly Ionized Gas Characterization And Applications In Shear Flow Control By Microwave // 33rd Plasmadynamics and Lasers Conference, 20-23 May 2002, Maui, Hawaii.
6. **Malik, M. R., Weinstein, L. M., and Hussani, M. Y.** Ion Wind Drag Reduction // AIAA Paper 83-0231, 1983.
7. **El-Khabiry S., Colver G. M.** Drag reduction by dc corona discharge along an electrically conductive flat plate for small Reynolds number flow // *Physics of Fluids*. 1997. Vol. 9, Iss. 3. Pp. 587–599.
8. **Fulgosi M., Soldati A., Banerjee S.** Turbulence Modulation by an Array of Large-Scale Streamwise Structures of EHD Origin // Proc. of FEDSM 99 3rd ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference, July 18-23 1999 San Francisco, CA. Pp. 1–8.
9. **Lacoste D. A.; Pai D., Laux C. O.** Ion Wind Effects in a Positive DC Corona Discharge in Atmospheric Pressure in Air // Paper AIAA 2004 - 0354, Proc. 42nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 5-8 January, 2004.
10. **Rivir R., White L. A., Carter C., Ganguly B., Forelines A, Crafton J.** Turbine Flow Control, Plasma Flows // AIAA Paper 2003-6055, Proc. of the 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, January 6-9, 2003.
11. **Asghar A. and Jumper E. J.** Phase Synchronization of Vortex Shedding from Multiple Cylinders Using Plasma Actuators // AIAA Paper 2003-1028, Proc. of the 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, January 6-9, 2003.
12. **List L., Byerley A. R., McLaughlin T. E., Van Dyken R. D.** Using a Plasma Actuator to Control Laminar Separation on a Linear Cascade Turbine Blade // AIAA Paper 2003-1026, Proc. of the 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, January 6-9, 2003.
13. **Post M. L., Corke T. C.** Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators // AIAA Paper 2003-1024, 2003.

14. **Hultgren L. S., Ashpis D. E.** Demonstration of Separation Delay with Glow-Discharge Plasma Actuators // AIAA Paper 2003-1025, Proc. of the 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, January 6-9, 2003.
15. **Leonov S., Yarantsev D., Kuryachii A., Yuriev A.** Study of Friction and Separation Control by Surface Plasma // Paper AIAA 2004 - 0512, Proc. 42nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 5-8 January, 2004.
16. **Liu C., Roth J. R.** Atmospheric Glow Discharge Plasma for Aerodynamic Boundary Layer Control // Paper 1P-26, Proceedings of the 21st IEEE International Conference on Plasma Science, Santa Fe, NM, June 6-8, 1994. ISBN 7803-2006-9. Pp. 97—98.
17. **Roth J. R., Sherman D. M., Wilkinson S. P.** Electrohydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma // AIAA J., 2000. Vol. 38, No. 7. Pp. 1166 – 1172.
18. **Sin H.** A Polyphase Power Supply and Peristaltic Flow Accelerator Using a One Atmospheric Uniform Glow Discharge Plasma // M. S. in Electrical Engineering Thesis, Department of Electrical and Computer Engineering, University of Tennessee, Knoxville, December, 2002.
19. **Roth J. R., Sin, H., Madhan, R. C. M., Wilkinson S. P.** Flow Re-Attachment and Acceleration by Paraelectric and Peristaltic Electrohydrodynamic (EHD) Effects // AIAA Paper 2003-0351, Proc. of the 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, January 6-9, 2003.
20. **Roth, J. R.** Aerodynamic Flow Acceleration using Paraelectric and Peristaltic Electrohydrodynamic (EHD) Effects of a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Plasma (OAUGDP) // Physics of Plasmas. 2003. Vol. 10, No. 5.
21. **Диагностика плазмы.** Под ред. Хадлстоун Р., Леонард. С. М.: Мир, 1967.