

УДК 532.526:533.6:538.4

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ПЛАЗМЕННОЙ АЭРОДИНАМИКИ

© 2023 г. Академик РАН Б. С. Алешин^{1,*},
академик РАН В. Ю. Хомич^{2,**}, академик РАН С. Л. Чернышев^{3,***}

Поступило 15.11.2022 г.

После доработки 15.11.2022 г.

Принято к публикации 16.11.2022 г.

Предлагаются наиболее перспективные направления исследований в области плазменной аэродинамики. На основе представленных экспериментальных данных, полученных в последнее время, рассматриваются возможности использования объемного силового воздействия на течение газа в аэродинамических приложениях, реализуемого с помощью приповерхностных электрических разрядов. Одним из таких приложений является увеличение протяженности ламинарного участка пограничного слоя на стреловидном крыле с целью уменьшения аэродинамического сопротивления летательного аппарата в крейсерском режиме полета. Второе направление связано с управлением трехмерным отрывом пограничного слоя на элементах механизации стреловидного крыла на режимах взлета и посадки. И третье направление – уменьшение поверхностного трения в турбулентном пограничном слое, который реализуется на большей части поверхности современных около- и сверхзвуковых летательных аппаратов. Предлагаемые исследования имеют не только прикладное, но и фундаментальное значение ввиду физической сложности изучаемых явлений.

Ключевые слова: генератор высоковольтных импульсов, холодная плазма, трехмерный пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, отрыв пограничного слоя, турбулентное трение

DOI: 10.31857/S2686740023010017, **EDN:** TKUXZG

Плазменная аэродинамика как наука зародилась более 50 лет назад, но повышенное внимание исследователей привлекла в конце двадцатого века, когда резервы улучшения аэродинамической эффективности летательных аппаратов (ЛА) традиционными способами были практически исчерпаны. Применение холодной плазмы (слабоионизованной среды) для управления течениями открывает новое направление в развитии авиастроения. Оно связано с решением одной из актуальных задач современного самолетостроения – уменьшение сопротивления трения летательных аппаратов, которое составляет около 50% полного аэродинамического сопротивления современных магистральных лайнеров. При этом более половины сопротивления трения приходится на

крыло и оперение самолета, и снижение этого показателя на 50% за счет увеличения протяженности ламинарных участков пограничного слоя на поверхности указанных элементов ЛА приводит к уменьшению полного сопротивления самолета больше 10%. Такое значительное продвижение по показателю сопротивления равносильно переходу к новому поколению летательных аппаратов с улучшенной аэродинамической и энергетической эффективностью.

К числу наиболее перспективных относится технология, использующая процесс взаимодействия холодной плазмы с воздушной средой, в результате которого образуется электрогазодинамический (ЭГД) поток [1]. Электрогазодинамическое управление обтеканием аэродинамических тел основано на объемном силовом воздействии на течение газа, возникающем в приповерхностных электрических разрядах некоторых типов (коронном, барьерном, скользящем). Устройства, реализующие это воздействие, принято называть плазменными актуаторами (ПА) [2, 3].

Первые экспериментальные исследования в аэродинамической трубе, посвященные управлению отрывом пограничного слоя на модели прямого крыла с отклоняемым закрылком, были выполнены в СССР в 60-х годах прошлого века с использованием барьерного разряда. Внешний

¹ Национальный исследовательский центр “Институт имени Н.Е. Жуковского”, Москва, Россия

² Институт электрофизики и электроэнергетики Российской академии наук, Санкт-Петербург, Россия

³ Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия

*E-mail: aleshin@moscowoffice.group

**E-mail: khomich@ras.ru

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

электрод, на который подавалось высокое переменное напряжение, имел вид гребенки и располагался на основной части диэлектрической модели крыла перед закрылком. Несколько заземленных электродов были установлены внутри закрылка. Барьерный разряд, возникающий на зубцах гребенки, обеспечивал безотрывное обтекание модели крыла при скорости набегающего потока, не превышавшей 10 м/с [4].

Интерес к исследованиям ЭГД-управления обтеканием тел резко возрос в начале этого века, после того как была предложена простая и удобная для установки на аэродинамической поверхности схема ПА, использующего барьерный разряд: два ленточных электрода, расположенных на разных сторонах тонкого слоя диэлектрика (барьера). На узкий внешний (активный) электрод подается высокое переменное напряжение, а внутренний изолированный электрод имеет нулевой потенциал. В зависимости от ширины и расположения внутреннего электрода относительно внешнего барьерный разряд возникает в окрестности одной или обеих кромок внешнего электрода, объемным силовым воздействием индуцируя течение газа, направленное в сторону от кромки [5].

Основные результаты последовавших исследований ЭГД-метода управления обтеканием тел представлены в обзорах [6–8]. Возможности практического использования ПА в разных задачах управления пограничным слоем рассмотрены в обзоре [9]. На основе анализа основных достоинств и недостатков ПА и современного уровня знаний особенностей их функционирования в работе [9] сделан вывод о том, что наиболее перспективным является управление ламинарно-турбулентным переходом в двумерном пограничном слое. Отмечается также, что задачи управления ламинарно-турбулентным переходом, вызванным неустойчивостью поперечного течения в трехмерном пограничном слое, а также процессами, ответственными за повышенное трение в турбулентном пограничном слое, являются гораздо более сложными, но и наиболее актуальными для авиационной науки и техники.

Первое экспериментальное подтверждение возможности управления устойчивостью поперечного течения с помощью ПА получено в аэродинамической трубе на модели скользящего крыла [10]. В экспериментах использовался один актуатор, изготовленный по классической двухэлектродной схеме и установленный параллельно передней кромке крыла на небольшом расстоянии от нее. Силовое воздействие ПА, направленное навстречу потоку, ослабляло поперечное течение в пограничном слое в малой окрестности передней кромки, что вело к смещению ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку на несколько

процентов хорды крыла. Сделан вывод о том, что для расширения области ЭГД-воздействия вниз по потоку с целью более значительного ослабления поперечного течения необходимо использовать наборы актуаторов, установленных вдоль линий тока внешнего невязкого течения.

Для увеличения протяженности области аэродинамической поверхности, над которой создается однонаправленное силовое воздействие, были предложены более сложные схемы многоэлектродных актуаторных систем (МАС), позволивших существенно повысить эффективность создания такого воздействия [11]. В Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) была предложена схема МАС [12], отличающаяся от известных аналогов простотой конструкции при высокой эффективности генерации продольной объемной силы, а также возможностью существенной миниатюризации, что принципиально для управления течением в узких областях, например, в тонком пограничном слое вблизи передней кромки крыла или вязком подслое турбулентного пограничного слоя.

Дальнейшие работы в области плазменной аэродинамики проводились совместно с Институтом электрофизики и электроэнергетики Российской академии наук (ИЭЭ РАН) по трем основным направлениям, таким как: 1) развитие теоретической электрогазодинамики современных трансзвуковых крыльев и созданной на этой основе теории и математических моделей течения и его гидродинамической устойчивости; 2) развитие фундаментальных основ электродинамики для холодной плазмы на основе разряда с диэлектрическим барьером и создание эффективной многоэлектродной актуаторной системы и с источником питания от полностью твердотельного высоковольтного генератора импульсов; 3) решение комплексной задачи по интеграции единой системы управления обтеканием в системе крыло–поток, осуществляющей взаимосвязь между газодинамическими параметрами пограничного слоя и характеристиками холодной плазмы и создание на этой основе цифровой системы управления всеми параметрами.

Составной частью проводимых исследований являются разработанные в ИЭЭ РАН генераторы высоковольтных импульсов полностью на твердотельной элементной базе [13]. В зависимости от схемы генератора форма выходного напряжения может быть прямоугольной, пилообразной или синусоидальной с амплитудой до 20 кВ, частотой повторения до 30 кГц, средней мощностью питания до 2 кВт. Достоинствами таких генераторов являются: высокая надежность и долговечность, управляемое включение и выключение, стабиль-

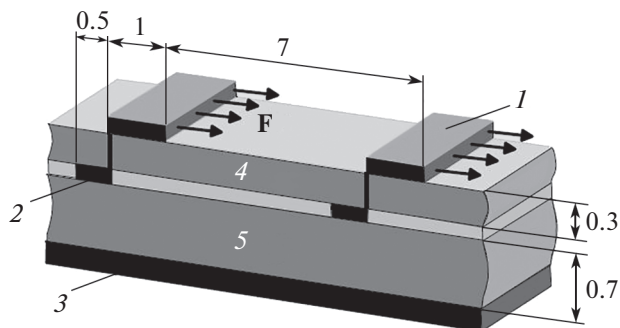


Рис. 1. Схема МАС и размеры в мм. Электроды: 1 – активный, 2 – экранирующий, 3 – ускоряющий, 4, 5 – слои диэлектрика. F – вектор горизонтальной компоненты объемной силы.

ность характеристик, низкие потери, сравнительно малые габариты и вес.

В результате выполненных параметрических экспериментальных исследований газоразрядных электрофизических и аэродинамических характеристик была создана эффективная много-разрядная актуаторная система с площадью поверхности разряда около 1000 см^2 для активного управления ламинарным обтеканием крыла с превосходящими мировые аналоги характеристиками индуцированного воздушного потока [14, 15]. Достоинства и уникальность разработанной МАС заключаются в простоте ее конструкции без движущихся частей, малом весе, возможности электронного управления характеристиками силового воздействия в широком диапазоне, высоком быстродействии при настраивании на изменения режима обтекания, масштабируемости и совместимости со сложной формой аэродинамических поверхностей, устойчивости к изменениям давления и влажности, малом энергопотреблении.

Модель МАС, схема и характерные размеры которой показаны на рис. 1, была использована в экспериментах по управлению устойчивостью поперечного течения в трехмерном пограничном слое на стреловидной пластине с углом скольжения 35° при отрицательном продольном градиенте давления, который создавался установленным над пластиной телом вытеснения [16, 17]. Измерения распределений компонент скорости в пограничном слое показали, что при силовом воздействии МАС, направленном против поперечного течения, его максимальная скорость даже на значительном удалении от МАС вниз по потоку может быть снижена более чем в 2 раза.

На рис. 2 представлены вертикальные распределения безразмерной скорости поперечного течения, измеренные на расстоянии 45 мм ниже по течению от края области воздействия МАС при двух режимах переменного напряжения, подавае-

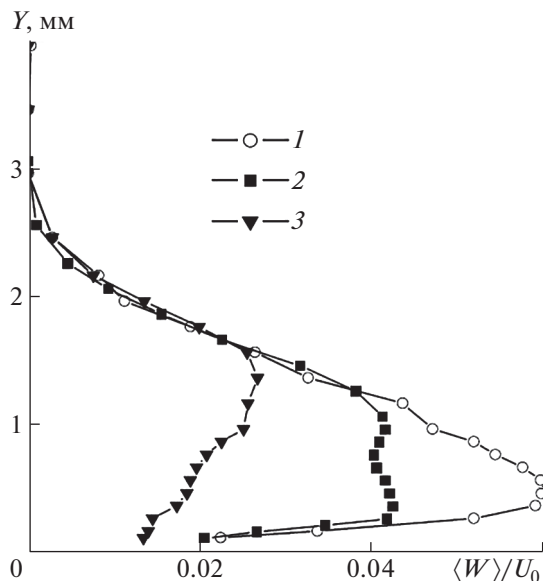


Рис. 2. Профили осредненной по размаху скорости поперечного течения, отнесенной к скорости набегающего потока $U_0 = 22 \text{ м/с}$: 1 – без разряда, 2 – режим 1, 3 – режим 2.

мого на внешние и экранирующие электроды МАС: с амплитудой $\pm 4 \text{ кВ}$, частотой 10 кГц (режим 1) и $\pm 4.5 \text{ кВ}$, 12 кГц (режим 2).

В результате ослабления поперечного течения наблюдалось значительное уменьшение вертикальных размеров и интенсивности стационарных вихрей его неустойчивости. Также было получено экспериментальное подтверждение нескольких эффектов, предсказанных ранее в расчетных исследованиях. Положение ламинарно-турбулентного перехода в этих экспериментах не было зафиксировано ввиду деградации поверхности МАС, обусловленной длительностью проведенных экспериментов. С учетом полученных результатов эксперименты в данном направлении необходимо продолжить с целью определения влияния воздействия МАС на положение области ламинарно-турбулентного перехода.

Как отмечено выше, другой важной фундаментальной и прикладной проблемой плазменной аэродинамики является уменьшение поверхностного трения в турбулентном пограничном слое. Экспериментальные исследования возможности управления течением в турбулентном пограничном слое с помощью набора классических ПА, функционирующих на основе барьерного разряда и расположенных на плоской пластине вдоль потока, были начаты в начале 2000-х годов [18] и продолжаются до настоящего времени [19–22]. Эксперименты показали, что при воздействии набора ПА, индуцирующих поперечное течение в вязком подслое турбулентного погранич-

ного слоя, в зависимости от соотношения толщины слоя и геометрических параметров ПА возможно уменьшение поверхностного трения от 3–10% [20] до 70% [22]. В исследовании [22] показано, что силовое воздействие ПА влияет на генерацию и эволюцию пристеночных продольных вихревых структур, ответственных за увеличение поверхностного трения в турбулентном пограничном слое [23]. Отличительной особенностью экспериментов [22] было использование униполярного импульсного барьерного разряда (УИБР) вместо обычного разряда знакопеременного напряжения. Учитывая противоречивость опубликованных экспериментальных данных о силовом воздействии УИБР [24], исследование возможности существенного улучшения характеристик ПА, использующих разряд этого типа, является важной самостоятельной задачей.

Применение в экспериментах по уменьшению поверхностного трения в турбулентном пограничном слое, аналогичным [22], разработанной в ЦАГИ МАС [12], за счет ее миниатюризации позволит существенно увеличить исследуемый диапазон скорости потока. Кроме этого, в ЦАГИ и ИЭ РАН разрабатываются новые схемы МАС, предназначенные для эффективного воздействия на указанные выше вихревые структуры при существенно меньших затратах электрической мощности по сравнению с ПА, применявшимися в предыдущих исследованиях.

Одной из старейших, но остающейся актуальной, проблем аэродинамики является управление отрывом пограничного слоя. Большинство экспериментальных исследований аэродинамических приложений ПА, судя по обзорам [6–9], было посвящено решению именно этой проблемы. При этом в большинстве этих исследований рассматривался отрыв двумерного пограничного слоя.

Управление отрывом пограничного слоя с помощью ПА на модели стреловидного крыла с трансзвуковым профилем и углом стреловидности 25° исследовалось в малотурбулентной аэродинамической трубе в диапазоне скорости потока 3–50 м/с [25]. В этих условиях глобальному отрыву потока на крыле при больших углах атаки предшествовало появление небольшого отрывного “пузыря” вблизи передней кромки крыла. Заметное уменьшение размеров области отрыва было достигнуто при некоторых режимах работы одиночного ПА классической схемы, установленного вдоль передней кромки крыла перед местом появления отрывного “пузыря”.

Значительный интерес представляет исследование возможности управления непосредственно трехмерным отрывом пограничного слоя на элементах механизации стреловидного крыла (закрылке). Трехмерный отрыв возникает, когда при

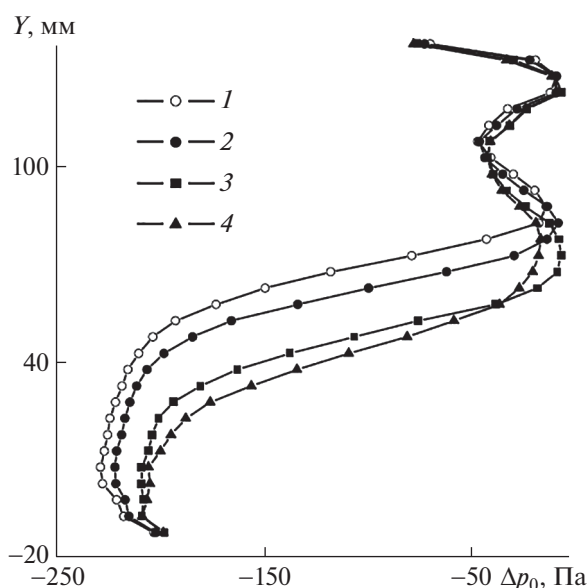


Рис. 3. Потери полного давления в следе при $U_0 = 18$ м/с: 1 – без разряда, 2 – ± 5 кВ, 3 – ± 7 кВ, 4 – ± 8 кВ, частота разряда – 12 кГц.

наличии положительного продольного градиента давления предельная линия тока, направление которой определяется вектором силы поверхностного трения, поворачивается параллельно задней кромке закрылка.

Была проведена первая серия экспериментов по управлению с помощью предложенной МАС трехмерным отрывом на модели скользящего закрылка, обтекаемого развитым турбулентным пограничным слоем. Силовое воздействие МАС распространялось как на предотрывное течение, так и на область отрыва. Была предусмотрена возможность изменения направления силового воздействия относительно вектора скорости набегающего потока. Визуализация течения в вертикальной и горизонтальной плоскостях с помощью PIV-технологии позволяет анализировать структуру течения. Потери импульса потока вследствие отрыва фиксировались с помощью гребенки насадков полного давления, установленной в следе за моделью.

Эксперименты продемонстрировали возможность существенного влияния силового воздействия МАС на положение и размеры области отрыва и структуру течения в ней. Получены следующие новые результаты: 1) при фиксированных скорости внешнего обтекания и интенсивности силового воздействия МАС, определяемого амплитудой и частотой подаваемого на нее напряжения, результат воздействия существенно зависит от его направления, что указывает на наличие оптимального направления воздействия, которое, по-видимому, зависит как от скорости обте-

кания, так и от интенсивности воздействия; 2) даже при незначительном сдвиге вниз по потоку линии отрыва, что наблюдалось при достаточно высокой скорости набегающего потока, в результате силового воздействия МАС потери импульса течения в следе за моделью существенно снижаются, а поперечный размер следа уменьшается.

Данный эффект иллюстрирует рис. 3, где показано распределение потерь полного давления в следе за моделью закрылка при различных амплитудах напряжения на МАС, содержащей 20 внешних электродов, расположенных с периодом 6 мм.

В эксперименте, результаты которого представлены на рис. 3, скорость потока на внешней границе пограничного слоя перед областью отрыва достигала 25 м/с, толщина вытеснения и форм-параметр составляли $\delta^* = 1.72$ мм и $H = 1.57$, соответственно, что соответствует развитому турбулентному пограничному слою. Смещение линии отрыва при амплитуде напряжения на МАС ± 5 кВ было незаметным, а при амплитуде ± 7 и ± 8 кВ линия отрыва смещалась вниз по потоку, соответственно, на $12 \delta^*$ и $16 \delta^*$. Структура течения в области отрыва при ± 8 кВ изменялась качественно.

Полученные результаты очевидно требуют продолжения исследований в этом направлении. К преимуществам предложенной технологии активного плазменного управления аэродинамического обтекания ЛА следует отнести хорошую совместимость системы управления МАС с системами искусственного интеллекта, что приобретает особое важное значение для управления беспилотными ЛА. Таким образом, совместные работы ЦАГИ и ИЭЭ РАН направлены на решение актуальных фундаментальных и прикладных задач плазменной аэродинамики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хомич В.Ю., Ямщиков В.А. Электрогидродинамический поток для активного управления течением газов // Успехи физических наук. 2017. Т. 187. № 6. С. 653–666. <https://doi.org/10.3367/UFN.2017.01.038047>
2. Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators // J. Phys. D: Appl. Phys. 2007. V. 40. P. 605–636. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/40/3/S01>
3. Cattafesta L.N., Sheplak M. Actuators for active flow control // Annu. Rev. Fluid Mech. 2011. V. 43. P. 247–272. <https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-122109-160634>
4. Касьянов В.А., Боярский Г.Н., Фридланд В.Я. Экспериментальное исследование влияния электрогидродинамического эффекта на аэродинамические характеристики профиля // Некоторые вопросы аэродинамики и электрогидродинамики: Сб. науч. тр. К.: КИИГА, 1966. Вып. 2.
5. Roth J.R., Sherman D., Wilkinson S.P. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma // AIAA Paper. 1998. № 1998–328. 28 p. <https://doi.org/10.2514/6.1998-328>
6. 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. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2007.06.001>
7. 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. <https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-121108-145550>
8. 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. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2013.05.003>
9. 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. <https://doi.org/10.1115/1.4033570>
10. 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. <https://doi.org/10.1017/jfm.2018.268>
11. 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. <https://doi.org/10.1007/s00348-014-1846-x>
12. 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.
13. Мошкунов С.И., Хомич В.Ю. Генераторы высоковольтных импульсов на основе составных твердотельных коммутаторов. М.: Физматлит, 2018. 166 с.
14. 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. <https://doi.org/10.7868/S0869565216360081>
15. Khomich V.Yu., Yamshchikov V.A., Chernyshev S.L., Kuryachii A.P. Multi-discharge actuator system for electrogasdynamic flow control // Acta Astronautica. 2021. V. 101. P. 292–300. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.01.032>
16. Баранов С.А., Гамируллин М.Д., Киселев А.Ф., Курячий А.П., Сбоев Д.С., Толкачев С.Н., Чернышев С.Л. Ослабление неустойчивости поперечного течения в трехмерном пограничном слое с помощью многозарядной актуаторной системы // ДАН. 2019. Т. 488. № 2. С. 147–152. <https://doi.org/10.31857/S0869-56524882147-152>

17. *Baranov S.A., Chernyshev S.L., Khomich V.Yu., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P., Moshkunov S.I., Rebrov I.E., Sboev D.S., Tolkachev S.N., Yamshchikov V.A.* Experimental cross-flow control in a 3D boundary layer by multi-discharge plasma actuators // *Aerosp. Sci. Technol.* 2021. V. 112. P. 106643. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106643>
18. *Wilkinson S.P.* Investigation of an oscillating surface plasma for turbulent drag reduction // *AIAA Paper 2003–1023*. 2003. 19 p.
19. *Jukes T.N., Choi K.-S., Johnson G.A., Scott S.J.* Turbulent drag reduction by surface plasma through spanwise flow oscillation // *AIAA Paper 2006-3693*, 2006. 14 p. <https://doi.org/10.2514/6.2006-3693>
20. *Коган М.Н., Литвинов В.М., Пименова Т.А., Успенский А.А.* Исследование возможности уменьшения сопротивления турбулентного пограничного слоя при воздействии диэлектрического барьерного разряда // *Ученые записки ЦАГИ*. 2012. Т. 43. № 5. С. 1–14.
21. *Corke T.C., Thomas F.O.* Active and passive turbulent boundary layer drag reduction // *AIAA Journal*. 2018. V. 56. Issue 10. P. 3835–3847. <https://doi.org/10.2514/1.J056949>
22. *Duong A.H., Corke T.C., Thomas F.O.* Characteristics of drag reduced turbulent boundary layers through pulsed-DC plasma actuation // *AIAA Paper 2020-0098*, 2020. 32 p.
23. *Orlandi P., Jimenez J.* On the generation of turbulent wall friction // *Phys. Fluids*. 1994. V.6. № 2. P. 634–641.
24. *Nakai S., Nishida H., Oshio Y.* Investigation on performance characteristics of dielectric discharge plasma actuator using pulsed-dc waveform // *J. Fluid Sci. Tech.* 2018. V. 13. No. 3. 13 p. <https://doi.org/10.1299/jfst.2018jfst0018>
25. *Maslov A., Sidorenko A.A., Zanin B.Yu., Postnikov B.V., Budovsky A.D., Malmuth N.D.* Plasma control of flow separation on swept wing at high angles of attack // *AIAA 2008-540*. 2008. 14 p.

DEVELOPMENT TRENDS IN PLASMA AERODYNAMICS

**Academician of the RAS B. S. Aleshin^a, Academician of the RAS V. Yu. Khomich^b,
and Academician of the RAS S. L. Chernyshev^c**

^a *Zhukovsky Institute (National Research Center), Moscow, Russia*

^b *Institute for Electrophysics and Electric Power of the Russian Academy of Sciences, Saint Petersburg, Russia*

^c *Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow Region, Russia*

The most promising areas of research in the field of plasma aerodynamics are proposed. On the basis of the presented experimental data obtained recently, the possibilities of using the volumetric force effect on the gas flow in aerodynamic applications, which is realized with the help of near-surface electric discharges, are considered. One of these applications is to increase the length of the laminar section of the boundary layer on the swept wing in order to reduce the aerodynamic drag of the aircraft in the cruise flight mode. The second direction is associated with the control of the three-dimensional separation of the boundary layer on the elements of the mechanization of the swept wing in the take-off and landing modes. And the third direction is the reduction of surface friction in the turbulent boundary layer, which is realized on most of the surface of modern near- and supersonic aircraft. The proposed studies are not only of applied, but also of fundamental importance due to the physical complexity of the studied phenomena.

Keywords: high-voltage pulse generator, cold plasma, three-dimensional boundary layer, laminar-turbulent transition, separation of the boundary layer, turbulent friction