

# Use of Electromagnetic Actuators in Aerodynamics

D. V. Ishin<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>JSC "Tactical Missile Corporation",  
Korolev, Moscow region, 141080, Russian.

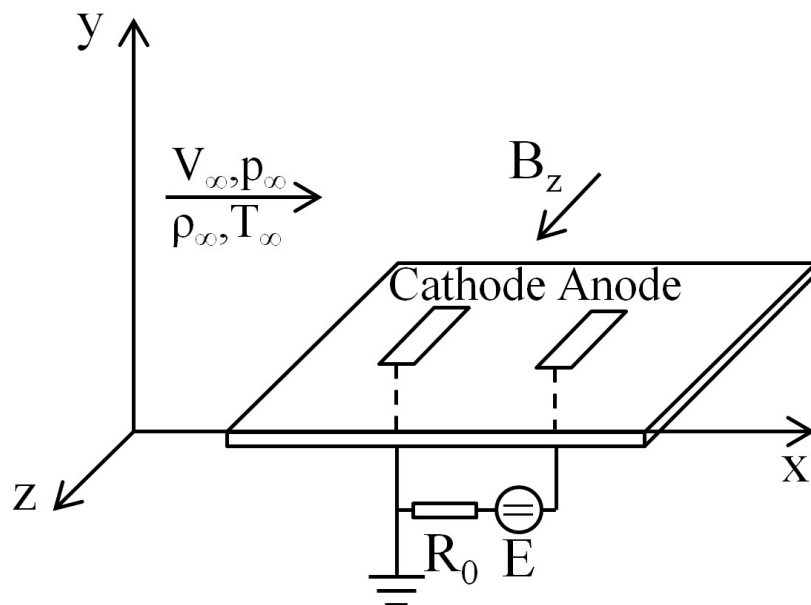
<sup>2</sup>Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences,  
Moscow, 119526, Russian.

[ishin.d.v@mail.ru](mailto:ishin.d.v@mail.ru)

## Abstract

Methods for high-speed flow control near aircraft surface are considered. A classification of existing technologies is given, their advantages and disadvantages are shown. Theoretical foundations and operating principles of electromagnetic drives are considered, as well as a review of scientific and technical literature on their application in aerodynamics and prospects for technology development is given.

Keywords: High speed flow control, electromagnetic actuator, glow discharge, magnetoplasma aerodynamics.



Principle scheme of electromagnetic actuator

УДК 533.6.01

# Использование электромагнитных актюаторов в аэродинамике

Д. В. Ишин<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>АО «Корпорация «Тактического ракетное вооружение»»,  
Россия, г. Королёв, Московская область, 141080, ул. Ильича, 7

<sup>2</sup>Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,  
Россия, г. Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101, корп.1

[ishin.d.v@mail.ru](mailto:ishin.d.v@mail.ru)

## Аннотация

Рассмотрены способы управления высокоскоростным потоком вблизи поверхности летательного аппарата. Приведена классификация существующих технологий, а также представлены их достоинства и недостатки. Рассмотрены теоретические основы и принцип действия электромагнитных актюаторов, а также выполнен обзор научно-технической литературы об их применении в аэродинамике и перспективах развития технологии.

Ключевые слова: управление высокоскоростным потоком, электромагнитный актюатор, тлеющий разряд, магнитоплазменная аэродинамика.

## 1. Введение

Еще в процессе создания теории пограничного слоя Прандтль задумывался о способах разделения набегающего потока и о последующем управлении им [1]. В то же время на примере цилиндра с узкой щелью было продемонстрировано явление отсоса пограничного слоя и изучено его влияние на газовый поток. И хотя это не привело к прорыву в части повышения подъемной силы при высокоскоростном полете, данный эффект нашел применение в вопросах стабилизации пограничного слоя (ПС) и замедления возникновения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) [2]. Практическое применение управления пограничным слоем было продемонстрировано еще в начале прошлого века путем подачи воздуха под высоким давлением через трубы малого диаметра [3].

С конца прошлого века неоднократно предпринимались попытки классификации способов управления потоком. Известна работа [4], в которой предложена «пятислойная» схема для разделения «эффекторов» аэродинамического контроля. Десятилетие спустя в [5] была предложена, а затем в [6] несколько переработана классификация актюаторов для активного управления высокоскоростным потоком. Наконец, наиболее полной (но не исчерпывающей), с точки зрения автора, выглядит классификация, предложенная в [7]. В то же время, по причине особенностей технологии, в отечественной и зарубежной аэродинамике принято обособлять электромагнитные актюаторы для управления высокоскоростным потоком газа [8, 9]. В связи с этим предлагается расширенная классификация технологий управления потоком (рис. 1).

Особенности каждого из типов актюаторов были изучены и описаны неоднократно, а также определены области их предпочтительного применения. Первые работы по изучению технологий пассивного управления потоком были опубликованы еще более полувека назад [10], а своего пика достигли к последнему десятилетию XX века [11, 12]. К их достоинствам стоит отнести простоту, надежность и большой опыт применения. В то же время, главным недостатком можно считать их малую эффективность при больших числах Рейнольдса.

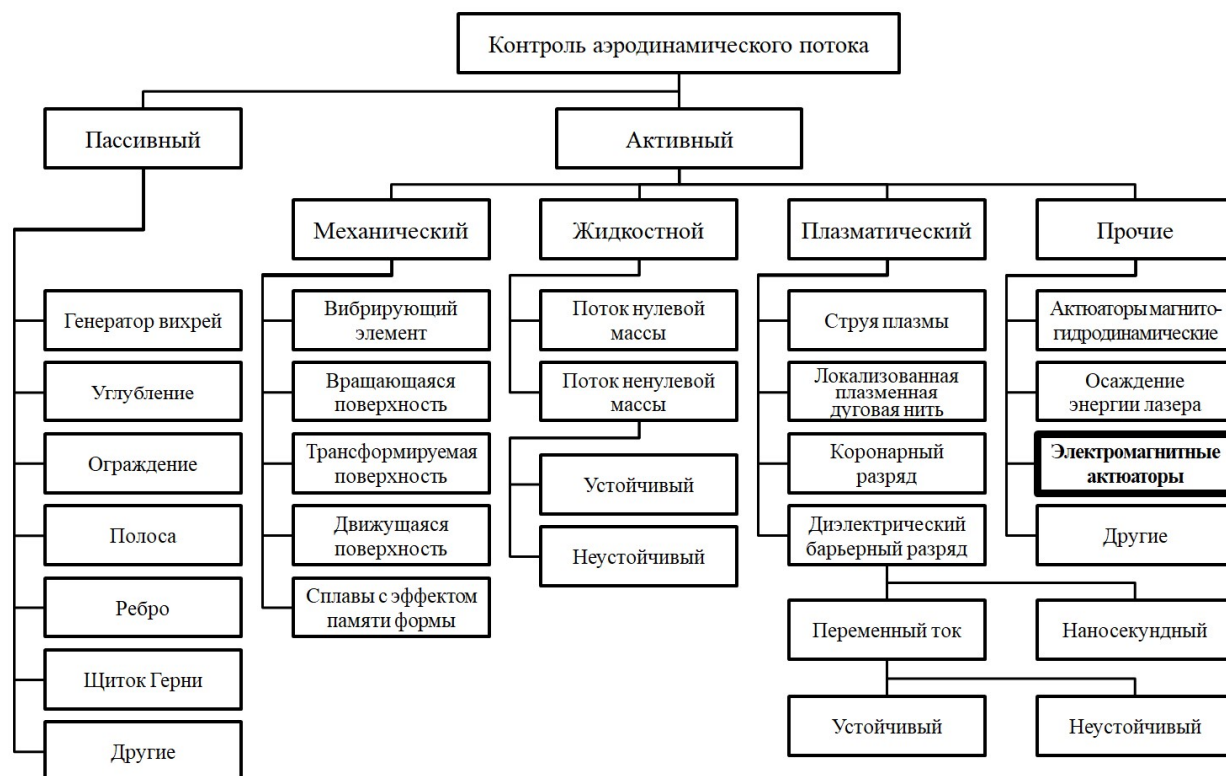


Рис. 1. Классификация актюаторов для управления потоком

Методы активного управления потоком газа, помимо прочего, включают управление взаимодействием с ударным пограничным слоем, управление ламинарно-турбулентным переходом, управление разделением потока, уменьшение акустических колебаний, а также улучшение смешивания [6]. Современные методы могут обеспечить повышение движущей эффективности, а также повысить надежность [13]. В случае высокоскоростных летательных аппаратов от набегающего потока достаточно легко отделить пограничный слой вблизи поверхности, который может стать причиной снижения подъемной силы, неравномерности нагрузки, высоких термических воздействий и снижения возможностей двигательной установки [14]. Таким образом, применение актюаторов позволит предотвратить возникновение неблагоприятных эффектов.

Механические актюаторы могут иметь различный форм-фактор и различаться по основному принципу действия: от вибрационного воздействия на поток до преобразования управляемой поверхности в результате адаптации к изменяющимся во времени рабочим условиям. Основной областью применения механических актюаторов можно считать управление низкоскоростными потоками по причине малой величины реализуемого воздействия [6]. Тем не менее, среди актюаторов данного типа возможно выделить наиболее перспективные технологии для управления именно высокоскоростным потоком газа: пьезоэлектрические щитки [15–17] и сплавы с эффектом памяти [18–22].

Жидкостные актюаторы, в зависимости от потребности во внешнем источнике, могут быть разделены на устройства для формирования потока нулевой массы (так называемые синтетические струи) и ненулевой массы. Актюаторы на основе струй нулевой массы имеют недостатки в виде низкой скорости впрыска, малую пропускную способность и низкую степень контроля. Вследствие этого, большинство используемых для управления высокоскоростным потоком актюаторов используют принцип ненулевой массы. Среди них можно выделить наиболее перспективные технологии: импульсные струйные актюаторы [23–31], осцилляторные жидкостные актюаторы [32, 33], микроактюаторы с высокой пропускной способностью [34], струйные генераторы вихрей [35, 36], актюаторы на основе мелкомасштабного горения [37, 38], актюаторы на основе импульсного горения [39].

История применения плазматических актюаторов началась более шестидесяти лет назад с создания концепта «магнитоаэродинамики» и использования газового разряда для управления высокоскоростным потоком. С того времени было выполнено множество исследований и выпущено колоссальное количество научных статей по данной тематике. В том числе, было опубликовано большое количество обзоров об использовании электрических и электромагнитных полей для управления высокоскоростным потоком, например [40–42]. Исследования в области магнитоаэродинамики показали, что для использования подобных технологий необходимо создание большого объема сильно ионизированного газа и высокой мощности магнитного поля. Огромные значения потребляемой энергии и сложность интеграции при проектировании летательных аппаратов оказались одной из прикладных проблем на пути реализации электромагнитной технологии. В связи с этим, с тех пор как был создан актюатор на основе диэлектрического барьерного разряда [43], основной интерес для управления высокоскоростным потоком газа представляют технологии на базе электрических полей и плазмы, которые основаны на типах газового разряда. Наиболее популярными направлениями на сегодняшний день являются: диэлектрический барьерный разряд [44–48], струйный/дуговой разряд постоянного тока [49] и искровой разряд [50, 51].

Основным механизмом магнитогидродинамических (МГД) актюаторов для управления высокоскоростным потоком является использование силы Лоренца, воздействующей на элементарный объем вследствие взаимодействия электрического тока и внешнего магнитного поля [52]. Изучение и попытки внедрения данной технологии активно проводятся с 90-х годов XX века. Так, например, должного внимания заслуживают работы [53–55], а также [56]. В последней описывается концепт летательного аппарата, использующего магнитогидродинамические генераторы и акселераторы на входе и на выходе воздухозаборного устройства соответственно.

В отечественной аэродинамике исследованиями в области применения актюаторов для управления высокоскоростными потоками газа с конца прошлого века занимались различные научные группы (ИПМех РАН [57–61], ИВТ РАН [62–65], ИТПМ СО РАН [66] и др.), а также некоторые отраслевые институты [67].

В последующие годы в мире было опубликовано значительное количество работ касательно применения актюаторов различного типа для управления потоком, в которых высказанные ранее идеи получили развитие [68–73], а теоретические основы были апробированы численными расчетами и экспериментальными исследованиями [74, 75].

Исследования в области плазматических актюаторов продолжаются и сегодня. Среди наиболее актуальных работ зарубежных авторов можно выделить [76–79], а также фундаментальные исследования в области физической механики, такие как [80, 81].

## **2. Принцип действия и теоретические основы электромагнитных актюаторов**

Принципы действия электрогидродинамических (ЭГД) и магнитогидродинамических актюаторов во многом совпадают: на некоторый объем газа вблизи актюатора оказывается силовое воздействие, позволяющее заданным образом изменять характеристики его движения. Однако, в отличие от МГД-актюаторов, в случае ЭГД-актюаторов имеют место кулоновские силы.

Недостатками самостоятельного применения электрогидродинамических актюаторов считаются ограниченная и достаточно низкая скорость создаваемого потока заряженных частиц, потребность в мощном источнике энергии, абляция электродов и ограничения по скорости набегающего потока. При этом использование исключительно МГД-актюаторов требует приложения очень мощного магнитного поля для обеспечения необходимого значения силы Лоренца в случае слабо ионизированного газа. Таким образом, в основе управления высокоскоростным потоком вблизи поверхности лежит идея о суммарном воздействии электромагнитных сил на пограничный слой.

Концептуально, любой электрогидродинамический актюатор можно трансформировать в электромагнитный путем интеграции в его состав источника магнитного поля. На сегодняшний день большое количество исследований посвящено тлеющему разряду постоянного тока между двумя плоскими электродами. Таким образом, представляется наиболее простым для понимания физики процессов рассмотреть электромагнитный актюатор, принципиальная схема которого показана на рис. 2.

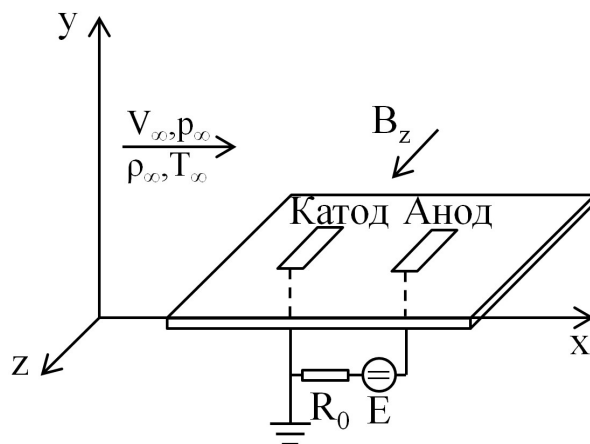


Рис. 2. Принципиальная схема электромагнитного актюатора

Проведенные эксперименты [82] и расчетно-теоретические исследования [54, 68, 83] позволяют утверждать, что существует сильное взаимодействие между электрическим разрядом вблизи поверхности и обтекающим ее высокоскоростным потоком газа. Также в работе [9] показано, что для  $M = 10.5$  электромагнитный актюатор на основе маломощного тлеющего разряда в условиях внешнего магнитного поля позволяет оказать существенное влияние на взаимодействие набегающего потока и поверхности рассматриваемой геометрии.

Однако сегодня главной проблемой в области исследования электромагнитных актюаторов является малая достоверность и низкий уровень развития расчетных моделей для решения задачи об управлении высокоскоростным потоком. В подавляющем большинстве расчетных исследований используются принципиально одинаковые подходы к составлению системы уравнений при численном описании реализующихся на практике взаимодействий. Так классическая система уравнений аэродинамики – уравнения неразрывности, Навье – Стокса, сохранения энергии, уравнения сжимаемости газа и диссипации – дополняется электродинамическими уравнениями (включая закон Джоуля – Ленца), описывающими силовое воздействие электромагнитного поля.

В расчетно-теоретических работах по моделированию взаимодействия электромагнитного поля на набегающий поток, приведенных выше, используется амбиполярное приближение диффузионно-дрейфовой модели поверхностного разряда. Особенность данного подхода состоит в пренебрежении объемным зарядом вблизи электродов. Таким образом, при моделировании взаимодействия высокоскоростного потока с электромагнитным актюатором для конфигурации, представленной на рис. 2, можно использовать следующую математическую модель [9] в двумерной постановке:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \text{div}(\rho V) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div}(\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + S_{\mu,x} + F_{M,x}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div}(\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial y} + S_{\mu,y} + F_{M,y}, \quad (3)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p V \operatorname{grad} T = \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + V \operatorname{grad} p + \Phi_\mu + Q_J, \quad (4)$$

$$\frac{\partial n}{\partial t} + \operatorname{div}(Vn) = \operatorname{div}(D_a \operatorname{grad} n) + \dot{\omega}_e, \quad (5)$$

$$\operatorname{div} j = 0, \quad (6)$$

$$S_{\mu,x} = -\frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} (\mu \operatorname{div} V) + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right), \quad (7)$$

$$S_{\mu,y} = -\frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} (\mu \operatorname{div} V) + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right), \quad (8)$$

$$\Phi_\mu = \mu \left[ 2 \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (9)$$

В работе [84] предложен способ учета влияния внешнего магнитного поля путем модификации амбиполярной модели тлеющего заряда, которая в условиях данной задачи может быть сформулирована следующим образом:

$$\frac{\partial n}{\partial t} + \operatorname{div}(Vn) = \operatorname{div}(\mu_e^* D_a \operatorname{grad} n) + \dot{\omega}_e, \quad (10)$$

$$\operatorname{div}[(\mu_i + \tilde{\mu}_e) + (\tilde{D}_e - D_i) \operatorname{grad} n] = 0 \quad (11)$$

Уравнение (10) используется для расчета концентрации заряженных частиц. Уравнение (11) необходимо для расчета параметров электрического поля. Коэффициенты, используемые в уравнениях (10) и (11), могут быть модифицированы с использованием диффузионно-дрейфовой теории [85]

$$\tilde{\mu}_e = \frac{\mu_e}{1+b_e^2}; \quad \mu_e^* = \frac{\mu_e + \mu_i}{(1+b_e^2)\mu_i + \mu_e} \cong \frac{\mu_e}{(1+b_e^2)\mu_i + \mu_e}; \quad \tilde{D}_e = \frac{D_e}{1+b_e^2}; \quad b_e = \frac{\omega_e}{v_{en}} = \frac{eB}{v_{en} m_e c},$$

где  $\varphi$  – потенциал электрического поля;  $b_e$  – параметр Холла;  $\omega$  – частота вращения электронов в магнитном поле с индукцией  $B$ ;  $e$  – заряд электрона;  $c$  – скорость света.

Слагаемое  $\dot{\omega}_e$  в (10) может быть представлено в виде, предложенном в [41].

Джоулево тепловыделение может быть рассчитано по соотношению

$$Q_J = \eta en \mu_e E^2 = \eta en \mu_e (E_x^2 + E_y^2) = \eta en \mu_e \left[ \left( \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial \varphi}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (12)$$

Компоненты магнитной силы могут быть найдены следующим образом:

$$F_M = \chi [j \cdot B] = \begin{bmatrix} e_x & e_y & e_z \\ j_x & j_y & j_z \\ 0 & 0 & B_z \end{bmatrix} = e_x (\chi j_y B_z) - e_y (\chi j_x B_z), \quad (13)$$

$$F_{M,x} = \chi j_y B_z = \chi B_z n \mu_e \frac{\partial \varphi}{\partial y} = -\chi B_z n \mu_e E_y, \quad (14)$$

$$F_{M,y} = -\chi j_x B_z = -\chi B_z n \mu_e \frac{\partial \varphi}{\partial x} = \chi B_z n \mu_e E_x, \quad (15)$$

где  $\chi$  – коэффициент передачи механического импульса,  $\chi \in [0; 1]$ .

Для решения задачи с использованием представленной математической модели помимо классических «аэродинамических» граничных условий для расчетной области (невозмущенный набегающий поток, свободная выходная граница, прилипание) необходимы также «электродинамические» условия:

- для катода: температура равна температуре поверхности, отсутствует градиент концентрации заряженных частиц по нормали к поверхности, потенциал равен нулю;
- для анода: температура равна температуре поверхности, отсутствует градиент концентрации заряженных частиц по нормали к поверхности, потенциал равен потенциалу анодной секции по отношению к катоду;
- для диэлектрической поверхности: температура равна температуре поверхности, отсутствует градиент электрического потенциала по нормали к поверхности, заданная концентрация заряженных частиц.

Одной из основных сложностей при численном интегрировании приведенной выше системы уравнения с граничными условиями при решении подобной сопряженной задачи является высокая чувствительность источникового слагаемого в (5) и (10) к параметрам набегающего потока и модулю электрического поля, которая имеет экспоненциальный характер.

Представленный подход к моделированию влияния электромагнитного актюатора на пограничный слой, а также сравнение результатов численных расчетов [83] с экспериментами [82], позволяют заявить, что наложение внешнего магнитного поля со значением индукции порядка десятых долей Тесла оказывает значительное влияние на давление газа над электродами.

И хотя применение амбиполярного приближения диффузионно-дрейфовой модели поверхностного разряда при численном моделировании взаимодействия высокоскоростного потока с электромагнитным актюатором является более популярным, существуют и другие подходы к исследованию данного вопроса.

Так, например, в работе [86], предложено применение диффузионно-дрейфовой модели движения электронов и ионов совместно с уравнением Пуассона для определения электрического потенциала и напряженности электрического поля при численном моделировании аномального тлеющего разряда между двумя электродами на поверхности в условиях внешнего магнитного поля. Сравнение результатов численных экспериментов с работой [87] показало принципиальное согласие расчетов при использовании различных моделей тлеющего разряда.

Также известна альтернативная методика при проведении численного моделирования [88,89]. В этих работах численное моделирование взаимодействия высокоскоростного потока и цилиндра с электромагнитными актюаторами проводится с использованием неявных методов (*alternative-direction implicit algorithm*) и быстрого преобразования Фурье для решения системы уравнений, записанной в полярной системе координат. Распределения гидродинамических сил по поверхности, а именно давления на стенку, лобового сопротивления и подъемной силы, вызванное силой Лоренца, получены непосредственно из соответствующих уравнений. Также в данных работах предлагается разделить силу Лоренца на объемную и поверхностную составляющую, а для поля распределения скорости учитывать влияние только объемной составляющей.

В связи с вышесказанным необходимо отметить, что в настоящее время работы по развитию расчетных методов в мире ведутся довольно активно. В первую очередь, как отмечено в [9], отказ от амбиполярного приближения и развитие предложенного в данной работе подхода к численному моделированию физических процессов может помочь обеспечить учет многих дополнительных параметров и как итог привести к повышению достоверности получаемых качественных и количественных характеристик.

### 3. Применение электромагнитных актюаторов на практике

В работе [90] рассмотрены некоторые конструктивно-технологические особенности электромагнитных актюаторов, показан опыт решения различных проблем при их практическом применении, а также приведены некоторые статистические данные и результаты экспериментальных исследований. Кроме того, определены вопросы, которые требуют решения для успешного применения электромагнитных актюаторов.

Во-первых, и самое главное, взаимодействие с открытым потоком, в отличие от течения в канале, на сегодняшний день недостаточно изучено. Так, в работах [91, 92] было исследовано течение в канале с расположенными на стенках электродами. В качестве источника магнитного поля были использованы магниты NdFeB. Было отмечено снижение пульсаций давления за счет влияния силы Лоренца. В работе [93] исследовано влияние магнитного поля на управляющее воздействие плазменного столба в канале. Исследования, проводимые для случая открытого потока, показывают, что реализуемые значения проводимости и давления в рабочей секции оказываются на несколько порядков ниже, чем необходимые, в частности, для концепции двигателя AJAX [56].

Во-вторых, важным вопросом является энергопотребление актюатора, а также способы его интеграции в состав летательного аппарата. В ходе экспериментов достаточно активно применяются электромагниты, поскольку они могут обеспечить постоянное магнитное поле внутри тестовой секции, в отличие от магнитов из редкоземельных металлов [94]. Однако применение непосредственно электромагнитов на практике ограничено ввиду их массы и размеров, сравнимых с размерами летательного аппарата. Сверхпроводимые магниты, как и электромагниты, требуют наличие источника энергии большой мощности. Таким образом, компромиссным решением может быть использование редкоземельных металлов, хотя это и приведет к некоторому снижению напряженности магнитного поля.

В-третьих, в случае низкой ионизации набегающего потока на выбранном режиме полета необходимо проработать вопрос создания необходимого значения проводимости. Этого можно достичь как приложением электрического поля, так и зажиганием плазмы.

### 4. Перспективы развития технологии

Как отмечалось в [90], электромагнитные актюаторы оптимальны в случае очень высоких скоростей набегающего потока, когда ионизация в пограничном слое происходит самостоятельно за счет ведущего скачка уплотнения. В этом заключается отличие от до- и сверхзвуковых скоростей, когда необходима принудительная ионизация. Поскольку на сегодняшний день не представляется возможным выполнять объемную ионизацию термическим способом ввиду ограничений существующих технологий, наилучшими перспективами по созданию частично ионизированного газа для обеспечения требуемого уровня проводимости обладают нетепловые источники.

Среди перспективных нетепловых источников можно выделить такие, как высокочастотные импульсные разряды, электронные пучки, микроволновое воздействие и различные их комбинации.

Выбор источника магнитного поля приводит к необходимости принятия компромиссного решения. Например, магниты из редкоземельных металлов достаточно легко интегрируются в управляющие поверхности, однако требуют активного охлаждения для обеспечения требуемого значения напряженности. Этого недостатка лишены электромагниты. Однако в то же время они обладают большой массой и требуют дополнительное питание, хотя и реализуют более высокие параметры магнитного поля.

Концепция применения электромагнитных актюаторов в качестве органов управления предложена достаточно давно. В работе [95] предложено использование актюаторов в качестве альтернативы аэродинамическим органам управления. Применение этой технологии на высокоскоростных летательных аппаратах приведет к снижению нагрева и сопротивления



управляющих поверхностей. С одной стороны, это также потребует более мощных источников энергии на борту. С другой стороны, применение новейших технологий позволит снизить массу батарей до 5 % от традиционных. В конечном итоге размещение электродов и источников магнитного поля в различных сечениях летательного аппарата может позволить отказаться от использования механических стабилизаторов.

В случае электромагнитного поля существует почти бесконечное множество комбинаций напряженностей электрического и магнитного полей, ограниченное лишь возможностями современных источников. Также известны различные типы плазматических и электрогидродинамических актюаторов, достоинства и недостатки которых достаточно хорошо изучены. Доказанный факт влияния внешней магнитной индукции на изменение давления в пограничном слое вблизи электродов позволяет предположить возможность модификации существующих технологий для повышения управляющего воздействия на поток вблизи поверхности. В связи с вышесказанным можно утверждать о необходимости дальнейшего и более тщательного проведения систематических расчетных исследований с целью определения оптимальных комбинаций параметров электромагнитных актюаторов.

## 5. Заключение

Подводя итог вышесказанному, необходимо отметить принципиальную важность проводимых исследований в области создания актюаторов, в основу которых положено использование принципов электромагнетизма. Согласно данным, приведенным в настоящем обзоре, данное направление на сегодняшний день является актуальным и активно развивающимся. Исследования, проводимые как зарубежными, так и российскими научными группами, в ближайшем будущем позволят перейти на качественно новый уровень управления параметрами пограничного слоя, что особенно важно для высокоскоростных летательных аппаратов.

Особенности технологии и ее недостатки, о которых было сказано выше, вполне могут быть компенсированы благодаря развитию смежных областей науки и техники. На сегодняшний день ключевыми вопросами являются развитие расчетно-теоретических моделей описания физических процессов в области применения электромагнитных актюаторов, необходимость выполнения систематических расчетов, а также потребность в получении новейших экспериментальных данных.

## Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 22-11-00062.

## Литература

1. Tollmien W., Gortler H. Grenzschichtforschung, ihre Entwicklung und Problematik. 50 Jahre Grenzschichtforschung, Braunschweig, 1955. pp. 1–12.
2. Bussmann K., Muenz H. Die stabilitaet der laminaren reibungsschicht mit absaugung. Jb. dt. Luftfahrtforschung, 1942, pp. 36–39.
3. Baumann A. Tragfluegel fur Flugzeugemit Luftraustrittsoffnungen in der Aussenhaut. Deutsches Reichs Patent 400806, 1921.
4. Wood R. M. A discussion of aerodynamic control effectors (ACEs) for unmanned aerial vehicles (UAVs) // 1st AIAA Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles, AIAA Paper 2002-3494, 2002. DOI:10.2514/6.2002-3494
5. Louis N., Cattafesta III, Sheplak M. Actuators for Active Flow Control // Annu. Rev. Fluid Mech, 2011, Vol. 43, pp.247–272. DOI:10.1146/annurev-fluid-122109-160634
6. Lin W., ZhenBing L., ZhiXun X., Bing L., Xiong D. Review of actuators for high speed active flow control // Sci China Tech Sci, August 2012, Vol. 55, No. 8, pp. 2225–2240. DOI:10.1007/s11431-012-4861-2

7. Marqués P., Da Ronch A. *Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control* // John Wiley & Sons Ltd, 2017. DOI:10.1002/9781118928691
8. Surzhikov S. T. Surface electromagnetic actuator in rarefied hypersonic flow // *IOP Conf. Ser.: J. Physics: Conf.Series*, 2017. DOI:10.1088/1742-6596/815/1/012005
9. Суржи́ков С. Т. Гиперзвуковое обтекание острой пластины и двойного клина с электромагнитным актюатором // *Изв. РАН, МЖГ*. 2020. № 6. С. 106–120. DOI:10.31857/S0568528120060110
10. Chang P.K. *Separation of Flow* // Pergamon Press, 1970.
11. Walsh M. J., Anders J. B., Riblet Jr. LEBU research at NASA Langley. – in: Savill A.M. (ed.): *Applied Scientific Research*, 1989, Vol. 46, No. 3, Special issue: Drag Reduction Applications of Riblets and Manipulators, pp. 255–262.
12. van Dam C.P., Yen D.T., Vijgen, P.M.H.W. Gurney flap experiments on airfoil and wings // *J. Aircraft*, 1999, Vol. 36, no. 2, pp. 484–486. DOI:10.2514/2.2461
13. Lin J. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary layer separation // *Prog Aerospace Sci*, 2002, Vol. 38, pp. 389–420. DOI:10.1016/S0376-0421(02)00010-6
14. Dolling D. Fifty years of shock-wave boundary-layer interaction research: what next? // *AIAA J.*, 2001, Vol. 30, pp. 1517–1531. DOI:10.2514/2.1476
15. Couldrick J. S., Gai S., Milthorpe J., et al. Swept shock wave boundary layer interaction control with smart flap actuator // *Australian International Aerospace Conference, Canberra, Australia*, 2001.
16. Couldrick J., Gai S., Milthorpe J., et al. Active control of swept shock wave/turbulent boundary-layer interactions // *Aeronaut J.*, 2004, Vol. 108, pp. 93–101. DOI:10.1017/S0001924000005042
17. Couldrick J., Gai S., Milthorpe J., et al. Normal shock wave/turbulent boundary-layer interaction control using smart piezoelectric actuators // *Aeronaut J.*, 2005, Vol. 109, pp. 577–583. DOI:10.1017/S0001924000000919
18. Jun H.Y., Rediniotis O.K., Lagoudas D.C. Development of a fuel-powered shape memory alloy actuator system: I. Numerical analysis // *Smart Mater Struct.*, 2007, Vol. 16, pp. 81–94. DOI:10.1088/0964-1726/16/1/S09
19. Jun H.Y., Rediniotis O.K., Lagoudas D.C. Development of a fuel-powered shape memory alloy actuator system: II. Fabrication and testing // *Smart Mater Struct.*, 2007, Vol. 16, pp. 95–107. DOI:10.1088/0964-1726/16/1/S10
20. Bandyopadhyay K. *Smart materials and aerospace structures* // SPIE-3903, 1999.
21. Mabe J., Calkins F., Alkislar M. Variable Area Jet Nozzle Using shape memory alloy actuators in an antagonistic design // *SPIE-6930*, 2008. DOI:10.1117/12.776816
22. Travis L., Randolph H., Roberto J., et al. Testing of SMA-enabled active chevron prototypes under representative flow conditions // *SPIE-6928*, 2008. DOI:10.1117/12.776309
23. Selig M., Smits A. Effect of periodic blowing on attached and separated supersonic turbulent boundary layers // *AIAA J.*, 1991, Vol. 29, pp. 1651–1658. DOI:10.2514/3.10787
24. Ibrahim M., Kunimura R., Nakamura Y. Mixing enhancement of compressible jets by using unsteady microjets as actuators // *AIAA J.*, 2002, Vol. 40, pp. 681–688. DOI:10.2514/2.1700
25. Choi J., Wee D., Alvi F. Active noise control of supersonic impinging jets using pulsed microjets // *AIAA 2005-0798*, 2005. DOI:10.2514/6.2005-798
26. Zhuang N., Alvi F., Alkislar M., et al. Supersonic cavity flows and their control // *AIAA J.*, 2006, Vol. 44, pp. 2118–2128. DOI: 10.2514/1.14879
27. Seifert A., Darabi A., Wagnanski I. Delay of airfoil stall by periodic excitation // *Aircraft J.*, 1996, Vol. 33, pp. 691–698. DOI:10.2514/3.47003
28. Choi J., Annaswamy A., Lou H., et al. Active control of supersonic impingement tones using steady and pulsed microjets // *Exp. Fluids*, 2006, Vol. 41, pp. 841–855. DOI:10.1007/s00348-006-0189-7
29. Bons J., Rivir R., Sondergaard R. The fluid dynamic of LPT blade separation control using pulsed jets // *Turbomach J.*, 2002, Vol. 124, pp. 77–85. DOI:10.1115/1.1425392

30. Warsop C., Hucker M., Press A., et al. Pulsed air-jet actuators for flow separation control // *Flow Turbul. Combust.*, 2007, Vol. 78, pp. 255–281. DOI:10.1007/s10494-006-9060-4
31. Williams D., Cornelius D., Rowley C. *Supersonic Cavity Response to Open-loop Forcing*. Springer Link, 2007, pp. 230–243. DOI:10.1007/978-3-540-71439-2\_14
32. Raghu S. Feedback-free fluidic oscillator and method // US Patent No. 6253782, 2001.
33. Gokoglu S., Kuczmarski M., Culley D., et al. Numerical studies of a supersonic fluidic diverter actuator for flow control // *AIAA Paper 2010-4415*, 2010. DOI:10.2514/6.2010-4415
34. Solomon T., Kumar R., Alvi F. High bandwidth micro-actuators for active flow control // *AIAA Paper 2008-3042*, 2008.
35. Selby G., Lin J., Howard F. Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators // *Exp. Fluids*, 1992, Vol. 12, pp. 394–400. DOI:10.1007/BF00193886
36. Khan Z. On vortex generating jets // *Int. J. Heat Fluid Flow*, 2000, Vol. 21, pp. 506–511. DOI:10.1016/S0142-727X(00)00038-2
37. Epstein A. Power MEMS and microengines // *Int. Conf. Solid-State Sens Actuat.*, 1997, Vol. 2, pp. 753–756. DOI:10.1109/SENSOR.1997.635209
38. Crittenden T., Glezer A., Funk R., et al. Combustion-driven jet actuators for flow control // *AIAA Paper 2001-2768*, 2001. DOI:10.2514/6.2001-2768
39. Cutler A., Beck B., Wilkes J., et al. Development of a pulsed combustion actuator for high-speed flow control // *AIAA Paper 2005-1084*, 2005. DOI:10.2514/6.2005-1084
40. Bletzinger P., Ganguly B., Wie D., et al. Plasma in high speed aerodynamics // *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2005, Vol. 38, pp. 33–57. DOI:10.1088/0022-3727/38/4/R01
41. Shang J., Surzhikov S., Kimmel R., et al. Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control // *Prog. Aerospace Sci.*, 2005, Vol. 41, pp. 642–668. DOI:10.1016/j.paerosci.2005.11.001
42. Braun E., Lu F., Wilson D. Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields // *Prog. Aerospace Sci.*, 2009, Vol. 45, pp. 30–49. DOI:10.1016/j.paerosci.2008.10.003
43. Roth J., Sherman D., Wilkinson S. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma // *AIAA Paper 98-0328*, 1998. DOI:10.2514/6.1998-328
44. Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators // *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2007, Vol. 40, pp. 605–636. DOI:10.1088/0022-3727/40/3/S01
45. Corke T.C., Post M.L., Orlov D.M. SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications // *Prog. Aerospace Sci.*, 2007, Vol. 43, pp. 193–217. DOI:10.1016/j.paerosci.2007.06.001
46. Jayaraman B., Shyy W. Modeling of dielectric barrier discharge-induced fluid dynamics and heat transfer // *Prog. Aerospace Sci.*, 2008, Vol. 44, pp. 139–191. DOI:10.1016/j.paerosci.2007.10.004
47. Corke T.C., Enloe C.L., Wilkinson S.P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control // *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 2010, Vol. 42, pp. 505–529. DOI: 10.1146/annurev-fluid-121108-145550
48. Li Y.H., Liang H., Wu Y., et al. Research status of modeling and simulation technology of plasma aerodynamic actuation (in Chinese) // *J. Air Force Eng. Univ. (Nat. Sci. Ed.)*, 2008, Vol. 19, pp. 1–5.
49. Raizer Y. *Gas Discharge Physics*. New York: Springer, 1991.
50. Cybyk B., Wilkerson J., Grossman K., et al. Computational assessment of the sparkjet flow control actuator // *AIAA Paper 2003-3711*, 2003. DOI:10.2514/6.2003-3711
51. Cybyk B., Wilkerson J., Grossman R. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator // *AIAA Paper 2004-2131*, 2004. DOI:10.2514/6.2004-2131
52. Roth J. A study of direct-current surface discharge plasma for a Mach 3 supersonic flow control. Dissertation of Doctor Degree. Austin: The University of Texas at Austin, 2007.
53. Park C., Mehta U.B., Bogdanoff D.W. MHD energy bypass scramjet performance with real gas effects // *J. Propul. Power*, 2001, Vol. 19, No. 5, pp. 1049–1057.
54. Gaitonde D.V. Three-dimensional flow-through scramjet simulation with MGD energy-bypass // *AIAA Paper 2003-0172*, January 2003.

55. Macheret S.O., Shneider M.N., Miles R.B. Magneto-hydrodynamic control of hypersonic flows and scramjet inlets using electron beam ionization // *AIAA J.*, January 2001, Vol. 40, pp. 74–81. DOI:10.2514/2.1616
56. Gurijanov E.P., Harsha P.T. Ajax: new direction in hypersonic technology // *AIAA Paper 96-4609*, November 1996.
57. Surzhikov, S.T., Shang, J.S. Glow Discharge in Magnetic Field with Heating of Neutral Gas // *AIAA Paper 2003-3654*, June 2003.
58. Surzhikov, S.T., Shang, J.S. Supersonic Internal Flows with Gas Discharge and External Magnetic Field // *AIAA Paper 2003-3625*, June 2003.
59. Surzhikov, S.T., Shang, J.S. Numerical Simulation of Subsonic Gas Flows with Gas Discharge and Magnetic Field // *AIAA Paper 2003-3759*, June 2003.
60. Surzhikov S.T., Shang J.S. Two-component plasma model for two-dimensional glow discharge in magnetic field // *J. Comp. Phys.*, 2004, Vol. 199, pp.437–464. DOI: 10.1016/j.jcp.2004.02.019
61. Surzhikov S.T., Shang J.S. Physics of the surface direct current discharge in magnetic field // *AIAA Paper 2004-0176*, 5–8 January 2004.
62. Bituryn V., Klimov A., Leonov S. Assessment of a concept of advanced flow/flight control for hypersonic flights in atmosphere // *AIAA Paper 99-4820*, November 1999. DOI:10.2514/6.1999-4820
63. Leonov S., Bituryn V., Savelkin K., Yarantsev D. Effect of Electrical Discharge on Separation Processes and Shocks Position in Supersonic Airflow // *AIAA Paper 2002-0355*, January 2002. DOI:10.2514/6.2002-355
64. Kolesnichenko Y. Basics in beams MW energy deposition for flow/flight control // *AIAA Paper 2004-0669*, January 2004. DOI:10.2514/6.2004-669
65. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Gromov V.G., Kuriachy A.P. Mechanisms of flow control by near-surface electrical discharge generation // *AIAA Paper 2005-0780*, January 2005. DOI:10.2514/6.2005-780
66. Fomin V., Maslov A., Malmuth N., Formichev V., Shashkin A., Korotaeva T., Shipyuk A., Pozdnyakov G. Influence of a Counterflow Plasma Jet on Supersonic Blunt-Body Pressure // *AIAA Journal*, 2002, Vol. 40, No. 6, pp. 1170–1177. DOI:10.2514/2.1768
67. Ganiev Y., Gordeev V., Krasilnikov A., Lagutin V., Otmennikov V., Panasenko A. Aerodynamic Drag Reduction by Plasma and Hot-Gas Injection // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2000, Vol. 14, No. 1, pp. 10–17. DOI:10.2514/2.6504
68. Shang J.S., Menart J., Surzhikov S.T. Hypersonic flow control using surface plasma actuator // *Journal of propulsion power*, September-October 2008, Vol. 24, No. 5. DOI:10.2514/1.24413
69. Joslin R. D., Miller D. N. Fundamentals and applications of modern flow control // *Progress in astronautics and aeronautics series*, 2009, Vol. 231. DOI:10.2514/4.479892
70. Osmokrovic L.P., Hanson R.E., Lavoie P. Laminar boundary-layer response to spanwise periodic forcing by Dielectric-Barrier-Discharge plasma-actuator arrays // *AIAA Paper 2012-2944*, June 2012. DOI:10.2514/1.J053203.
71. Neretti G. Recent progress in some aircraft technologies. Chapter 3. Active flow control by using plasma actuators. 2016. DOI:10.5772/62720.
72. Chernyshev S.L., Gamirullin M.D., Kuryachii A.P., Litvinov V.M. Simple design of multiple aerodynamic plasma actuator // *Progress in Flight Physics*, 2017, Vol. 9, DOI:10.1051/eucass/201709253
73. Mariette K. Contrôle en boucle fermée pour la réduction active de traînée aérodynamique des véhicules (in Français). Université de Lyon, 2020.
74. Li Y., Wu Y., Song H., Liang H., Jia M. Plasma Flow Control // *Aeronautics and Astronautics*, 2011, ISBN: 978-953-307-473-3.
75. Yokoyama H., Tanimoto I., Iida A. Experimental Tests and Aeroacoustic Simulations of the Control of Cavity Tone by Plasma Actuators // *Appl. Sci.* 2017. DOI:10.3390/app7080790

76. Yan H., Liu F., Xu J., Xue Y. Study of oblique shock wave control by surface arc discharge plasma // AIAA 2016-3776, June 2016, DOI:10.2514/1.J056107
77. Kurelek J.W., Kotsonis M., Yarusevych S. Superposition of AC-DBD plasma actuator outputs for three-dimensional disturbance production in shear flows // Experiments in Fluids, April 2023. DOI:10.1007/s00348-023-03616-9
78. Hehner M.T., Coutinho G., Santos Pereira R.B., Benard N., Kriegseis J. On the interplay of body-force distributions and flow speed for dielectric-barrier discharge plasma actuators // J. Phys. D.: Appl. Phys., May 2023. DOI:10.1088/1361-6463/acdade
79. Meehan K. C. The nanosecond pulsed dielectric barrier discharge plasma actuator for boundary layer separation control. Dissertation for the Degree of Doctor of Philosophy. Princeton University, May 2023.
80. Суржигов С. Т. Сверхзвуковое обтекание заостренной пластины с поверхностным аномальным тлеющим разрядом в магнитном поле // Изв. РАН, МЖГ, 2023, № 6, С. 144–167. DOI: 10.31857/S1024708423600598
81. Суржигов С.Т. Диффузионно-дрейфовая модель поверхностного тлеющего разряда в сверхзвуковом потоке газа // Изв. РАН, МЖГ. 2024. №1.
82. Menart J., Shang J. S., Kimmel R., Hayes J. Effect of Magnetic Fields on Plasma Generated in a Mach 5 Wind Tunnel // AIAA Paper 2003-4165, June 2003. DOI:10.2514/6.2003-4165
83. Shang J.S., Surzhikov S.T. Magnetoaerodynamic Actuator for Hypersonic Flow Control // AIAA J., 2005, Vol. 43, No. 8, pp. 1633–1643. DOI:10.2514/1.6625
84. Surzhikov S. T. Theoretical and Computational Physics of Gas Discharge Phenomena. Walter de Gruyter GmbH, 2020. 549 p.
85. Surzhikov S.T., Shang J.S. Glow discharge in magnetic field // AIAA Paper 2003-1054, 41st Aerospace Science Meeting, 6–9 January 2003.
86. Surzhikov S.T. Abnormal Glow Discharge between Two Electrodes on Plane with Transverse Magnetic Field // IOP Conf. Ser.: J. Physics: Conf. Series 1250, 2019. DOI:10.1088/1742-6596/1250/1/012040
87. Surzhikov S. T., Shang J. S. Viscous interaction on a flat plate with a surface discharge in magnetic field // High Temperature, 2005, Vol. 43, No. 1, pp 19–30. DOI:10.1007/s10740-005-0042-3
88. Zhang H., Fan B.-C., Chen Z.-H., Li H.-Z. Effect of the Lorentz force on cylinder drag reduction and its optimal location // Fluid Dyn. Res., 2011, Vol. 43. DOI:10.1088/0169-5983/43/1/015506
89. Zhang H., Fan B.-C., Chen Z.-H., Chen S., Li H.-Z. Electro-magnetic control of shear flow over a cylinder for drag reduction and lift enhancement // Chinese Phys., 2013. DOI:10.1088/1674-1056/22/10/104701
90. Braun E. M., Lu F. K., Wilson D. R. Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields // AIAA Paper 2008-3788, the 39th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, June 23–26, 2008. DOI:10.1016/j.paerosci.2008.10.003
91. Palm P., Meyer R., Ploenjes E., Bezant A., Adamovich I.V., Rich J.W., et al. MHD effect on a supersonic weakly ionized flow // AIAA Paper 2002-2246, May 2002.
92. Palm P., Meyer R., Bezant A., Adamovich I. V., Rich J. W., Gogineni S. Feasibility study of MHD control of cold supersonic plasma flows // AIAA Paper 2002-0636, January 2002. DOI:10.2514/6.2002-636
93. Zaidi S. H., Smith T., Macheret S., Miles R. B. Snowplow surface discharge in magnetic field for high speed boundary layer control // AIAA Paper 2006-1006, January 2006. DOI:10.2514/6.2006-1006
94. Menart J., Shang J., Atzbach C., Magoteaux S., Slagel M., Bilheimer B. Total drag and lift measurements in a Mach 5 flow affected by a plasma discharge and a magnetic field // AIAA Paper 2005-0947, January 2005. DOI:10.2514/6.2005-947
95. Fleeman E. L. Tactical missile design. 2nd ed. AIAA Ed. Series, 2006.

## References

1. Tollmien W., Gortler H., Grenzschichtforschung, ihre Entwicklung und Problematik, *50 Jahre Grenzschichtforschung, Braunschweig*, 1955, pp. 1–12.
2. Bussmann K., Muenz H., Die stabilitaet der laminaren reibungsschicht mit absaugung, *Jb. dt. Luftfahrtforschung*, 1942, pp. 36–39.
3. Baumann A., Tragflugel fur Flugzeugemit Luftraustrittsoffnungen in der Aussenhaut, *Deutsches Reichs Patent 400806*, 1921.
4. Wood R. M., A discussion of aerodynamic control effectors (ACEs) for unmanned aerial vehicles (UAVs), AIAA Paper 2002-3494. DOI:10.2514/6.2002-3494
5. Cattafesta L., Sheplak M., Actuators for Active Flow Control, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2011, vol. 43, pp.247–272. DOI:10.1146/annurev-fluid-122109-160634
6. Lin W., ZhenBing L., ZhiXun X., Bing L., Xiong D., Review of actuators for high speed active flow control, *Sci China Tech Sci*, 2012, vol. 55, no. 8, pp. 2225–2240. DOI: 10.1007/s11431-012-4861-2
7. Marqués P., Da Ronch A., *Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control*, John Wiley & Sons Ltd, 2017. DOI:10.1002/9781118928691
8. Surzhikov S. T., Surface electromagnetic actuator in rarefied hypersonic flow, *IOP Conf. Ser.: J. Physics: Conf.Series*, 2017. DOI:10.1088/1742-6596/815/1/012005
9. Surzhikov S.T., Hypersonic flow past sharp plate and double wedge with an electromagnetic actuator, *Fluid Dynamics*, 2020, vol. 55, no. 6, pp. 825–839. DOI:10.1134/S0015462820060117
10. Chang P. K., *Separation of Flow*, Pergamon Press, 1970, 777 p.
11. Walsh M. J., Anders J. B., Riblet Jr., LEBU research at NASA Langley, *In: Savill A.M. (ed.): Applied Scientific Research*, 1989, Vol. 46, No. 3, Special issue: Drag Reduction Applications of Riblets and Manipulators, pp. 255–262.
12. van Dam C.P., Yen D.T., Vijgen, P.M.H.W., Gurney flap experiments on airfoil and wings, *J. Aircraft*, 1999, vol. 36, no. 2, pp. 484–486. DOI:10.2514/2.2461
13. Lin J., Review of research on low-profile vortex generators to control boundary layer separation, *Prog. Aerospace Sci.*, 2002, vol. 38, pp. 389–420. DOI:10.1016/S0376-0421(02)00010-6
14. Dolling D., Fifty years of shock-wave boundary-layer interaction research: what next? *AIAA J.*, 2001, vol. 39, no. 8, pp. 1517–1531. DOI:10.2514/2.1476
15. Couldrick J.S., Gai S., Milthorpe J., et al., Swept shock wave boundary layer interaction control with smart flap actuator, *Australian International Aerospace Conference, Canberra, Australia*, 2001.
16. Couldrick J., Gai S., Milthorpe J., et al., Active control of swept shock wave/turbulent boundary-layer interactions, *Aeronautical J.*, 2004, vol. 108, no. 1080, pp. 93–101. DOI:10.1017/S0001924000005042
17. Couldrick J., Gai S., Milthorpe J., et al., Normal shock wave/turbulent boundary-layer interaction control using smart piezoelectric actuators, *Aeronautical J.*, 2005, vol. 109, no. 1101, pp. 577–583. DOI:10.1017/S0001924000000919
18. Jun H. Y., Rediniotis O. K., Lagoudas D. C., Development of a fuel-powered shape memory alloy actuator system: I. Numerical analysis, *Smart Mater. Struct.*, 2007, vol. 16, no. 1pp. 81–94. DOI:10.1088/0964-1726/16/1/S09
19. Jun H.Y., Rediniotis O.K., Lagoudas D.C. Development of a fuel-powered shape memory alloy actuator system: II. Fabrication and testing. *Smart Mater. Struct.*, 2007, vol. 16, no. 1, pp. 95–107. DOI:10.1088/0964-1726/16/1/S10
20. Bandyopadhyay K., Smart materials and aerospace structures, *SPIE-3903*, 1999.
21. Mabe J., Calkins F., Alkislar M., Variable Area Jet Nozzle Using shape memory alloy actuators in an antagonistic design, *SPIE-6930*, 2008. DOI:10.1117/12.776816
22. Turner T., Cabell R., Cano R., et al., Testing of SMA-enabled active chevron prototypes under representative flow conditions, *SPIE-6928*, 2008. DOI:10.1117/12.776309

23. Selig M., Smits A., Effect of periodic blowing on attached and separated supersonic turbulent boundary layers, *AIAA J.*, 1991, vol. 29, no. 10, pp. 1651–1658. DOI:10.2514/3.10787
24. Ibrahim M., Kunimura R., Nakamura Y., Mixing enhancement of compressible jets by using unsteady microjets as actuators, *AIAA J.*, 2002, vol. 40, no. 4, pp. 681–688. DOI:10.2514/2.1700
25. Choi J., Wee D., Alvi F., Active noise control of supersonic impinging jets using pulsed microjets, *AIAA Paper 2005-0798*, 2005. DOI:10.2514/6.2005-798
26. Zhuang N., Alvi F., Alkisar M., et al., Supersonic cavity flows and their control, *AIAA J.*, 2006, vol. 44, no. 9, pp. 2118–2128. DOI: 10.2514/1.14879
27. Seifert A., Darabi A., Wygnanski I., Delay of airfoil stall by periodic excitation, *Aircraft J.*, 1996, vol. 33, no. 4, pp. 691–698. DOI:10.2514/3.47003
28. Choi J., Annaswamy A., Lou H., et al., Active control of supersonic impingement tones using steady and pulsed microjets, *Exp. Fluids*, 2006, vol. 41, no. 6, pp. 841–855. DOI:10.1007/s00348-006-0189-7
29. Bons J., Rivir R., Sondergaard R., The fluid dynamic of LPT blade separation control using pulsed jets, *Turbomach. J.*, 2002, vol. 124, no. 1, pp. 77–85. DOI:10.1115/1.1425392
30. Warsop C., Hucker M., Press A., et al., Pulsed air-jet actuators for flow separation control, *Flow Turbul. Combust.*, 2007, vol. 78, no. 3, pp. 255–281. DOI:10.1007/s10494-006-9060-4
31. Williams D., Cornelius D., Rowley C., Supersonic Cavity Response to Open-loop Forcing, *Springer Link*, Active Flow Control, 2007, pp. 230–243. DOI:10.1007/978-3-540-71439-2\_14
32. Raghu S., Feedback-free fluidic oscillator and method, *US Patent 6253782*, 2001.
33. Gokoglu S., Kuczmariski M., Culley D., et al., Numerical studies of a supersonic fluidic diverter actuator for flow control, *AIAA Paper 2010-4415*, 2010. DOI:10.2514/6.2010-4415
34. Solomon T., Kumar R., Alvi F., High bandwidth micro-actuators for active flow control, *AIAA Paper 2008-3042*, 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-3042>
35. Selby G., Lin J., Howard F., Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators, *Exp. Fluids*, 1992, vol. 12, pp. 394–400. DOI:10.1007/BF00193886
36. Khan Z., On vortex generating jets, *Int. J. Heat Fluid Flow*, 2000, vol. 21, pp. 506–511. DOI:10.1016/S0142-727X(00)00038-2
37. Epstein A., Power MEMS and microengines, *Int. Conf. Solid-State Sens Actuat.*, 1997, vol. 2, pp. 753–756. DOI:10.1109/SENSOR.1997.635209
38. Crittenden T., Glezer A., Funk R., et al., Combustion-driven jet actuators for flow control, *AIAA Paper 2001-2768*, 2001. DOI:10.2514/6.2001-2768
39. Cutler A., Beck B., Wilkes J., et al., Development of a pulsed combustion actuator for high-speed flow control, *AIAA Paper 2005-1084*, 2005. DOI:10.2514/6.2005-1084
40. Bletzinger P., Ganguly B., Wie D., et al., Plasma in high speed aerodynamics, *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2005, vol. 38, pp. 33–57. DOI:10.1088/0022-3727/38/4/R01
41. Shang J., Surzhikov S., Kimmel R., et al., Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control, *Prog. Aerospace Sci.*, 2005, vol. 41, pp. 642–668. DOI:10.1016/j.paerosci.2005.11.001
42. Braun E., Lu F., Wilson D., Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields, *Prog. Aerospace Sci.*, 2009, vol. 45, pp. 30–49. DOI:10.1016/j.paerosci.2008.10.003
43. Roth J., Sherman D., Wilkinson S., Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma, *AIAA Paper 98-0328*, 1998. DOI:10.2514/6.1998-328
44. Moreau E., Airflow control by non-thermal plasma actuators, *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, 2007, vol. 40, pp. 605–636. DOI:10.1088/0022-3727/40/3/S01
45. Corke T. C., Post M. L., Orlov D. M., SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications, *Prog. Aerospace Sci.*, 2007, vol. 43, pp. 193–217. DOI:10.1016/j.paerosci.2007.06.001
46. Jayaraman B., Shyy W., Modeling of dielectric barrier discharge-induced fluid dynamics and heat transfer, *Prog. Aerospace Sci.*, 2008, vol. 44, pp. 139–191. DOI:10.1016/j.paerosci.2007.10.004

47. Corke T.C., Enloe C.L., Wilkinson S.P., Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control, *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 2010, vol. 42, pp. 505–529. DOI: 10.1146/annurev-fluid-121108-145550
48. Li Y.H., Liang H., Wu Y., et al., Research status of modeling and simulation technology of plasma aerodynamic actuation, *J. Air Force Eng. Univ. (Nat. Sci. Ed.)*, 2008, vol. 19, pp. 1–5. [in Chinese].
49. Raizer Y. P., *Gas Discharge Physics*, New York: Springer-Verlag, 1991. 449 p.  
<http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-61247-3>
50. Cybyk B., Wilkerson J., Grossman K., et al., Computational assessment of the sparkjet flow control actuator, AIAA Paper 2003-3711, 2003. DOI:10.2514/6.2003-3711
51. Cybyk B., Wilkerson J., Grossman R., Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator, AIAA Paper 2004-2131, 2004. DOI:10.2514/6.2004-2131
52. Roth J., A study of direct-current surface discharge plasma for a Mach 3 supersonic flow control. Dissertation of Doctor Degree, *Austin: The University of Texas at Austin*, 2007.
53. Park C., Mehta U. B., Bogdanoff D. W., MHD energy bypass scramjet performance with real gas effects, *J. Propul. Power*, 2001, vol. 19, no. 5, pp. 1049–1057.
54. Gaitonde D. V., Three-dimensional flow-through scramjet simulation with MGD energy-bypass, AIAA Paper 2003-0172, 2003. <https://doi.org/10.2514/6.2003-172>
55. Macheret S.O., Shneider M.N., Miles R.B., Magneto-hydrodynamic control of hypersonic flows and scramjet inlets using electron beam ionization, *AIAA J.*, 2001, vol. 40, pp. 74–81. DOI:10.2514/2.1616
56. Gurijanov E. P., Harsha P. T., Ajax: new direction in hypersonic technology, AIAA Paper 96-4609, November 1996.
57. Surzhikov S. T., Shang J. S., Glow Discharge in Magnetic Field with Heating of Neutral Gas, AIAA Paper 2003-3654, 2003. <https://doi.org/10.2514/6.2003-3654>
58. Surzhikov S. T., Shang J. S., Supersonic Internal Flows with Gas Discharge and External Magnetic Field, AIAA Paper 2003-3625, 2003. <https://doi.org/10.2514/6.2003-3625>
59. Surzhikov S. T., Shang J. S., Numerical Simulation of Subsonic Gas Flows with Gas Discharge and Magnetic Field, AIAA Paper 2003-3759, 2003. <https://doi.org/10.2514/6.2003-3759>
60. Surzhikov S. T., Shang J. S., Two-component plasma model for two-dimensional glow discharge in magnetic field, *J. Comp. Phys.*, 2004, vol. 199, pp.437–464. DOI: 10.1016/j.jcp.2004.02.019
61. Surzhikov S. T., Shang J. S., Physics of the surface direct current discharge in magnetic field, AIAA Paper 2004-0176, 2004.
62. Bityurin V., Klimov A., Leonov S., Assessment of a concept of advanced flow/flight control for hypersonic flights in atmosphere, AIAA 99-4820, November 1999. DOI:10.2514/6.1999-4820
63. Leonov S., Bityurin V., Savelkin K., Yarantsev D., Effect of Electrical Discharge on Separation Processes and Shocks Position in Supersonic Airflow, AIAA Paper 2002-0355, January 2002. DOI:10.2514/6.2002-355
64. Kolesnichenko Y., Basics in beams MW energy deposition for flow/flight control, AIAA 2004-0669, January 2004. DOI:10.2514/6.2004-669
65. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Gromov V.G., Kuriachy A.P., Mechanisms of flow control by near-surface electrical discharge generation, AIAA 2005-0780, January 2005. DOI:10.2514/6.2005-780
66. Fomin V., Maslov A., Malmuth N., Formichev V., Shashkin A., Korotaeva T., Shipyuk A., Pozdnyakov G., Influence of a Counter flow Plasma Jet on Supersonic Blunt-Body Pressure, *AIAA Journal*, 2002, vol. 40, no. 6, pp. 1170–1177. DOI:10.2514/2.1768
67. Ganiev Y., Gordeev V., Krasilnikov A., Lagutin V., Otmennikov V., Panasenko A., Aerodynamic Drag Reduction by Plasma and Hot-Gas Injection, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2000, vol. 14, no. 1, pp. 10–17. DOI:10.2514/2.6504
68. Shang J.S., Menart J., Surzhikov S.T., Hypersonic flow control using surface plasma actuator, *Journal of propulsion power*, September-October 2008, vol. 24, no. 5. DOI:10.2514/1.24413
69. Joslin R. D., Miller D. N., Fundamentals and applications of modern flow control, *Progress in astronautics and aeronautics series*, 2009, vol. 231. DOI:10.2514/4.479892



70. Osmokrovic L.P., Hanson R.E., Lavoie P., Laminar boundary-layer response to spanwise periodic forcing by Dielectric-Barrier-Discharge plasma-actuator arrays, *AIAA Paper* 2012-2944, 2012. DOI:10.2514/1.J053203
71. Neretti G., Recent progress in some aircraft technologies. Chapter 3. Active flow control by using plasma actuators, 2016. DOI:10.5772/62720.
72. Chernyshev S.L., Gamirullin M.D., Kuryachii A.P., Litvinov V.M., Simple design of multiple aerodynamic plasma actuator, *Progress in Flight Physics*, October 2017, vol. 9. DOI:10.1051/eucass/201709253
73. Mariette K., Contrôle en boucle fermée pour la réduction active de traînée aérodynamique des véhicules, *Université de Lyon*, 2020. [in Français].
74. Li Y., Wu Y., Song H., Liang H., Jia M., Plasma Flow Control, *Aeronautics and Astronautics*, 2011, ISBN: 978-953-307-473-3.
75. Yokoyama H., Tanimoto I., Iida A., Experimental Tests and Aeroacoustic Simulations of the Control of Cavity Tone by Plasma Actuators, *Appl. Sci.*, 2017. DOI:10.3390/app7080790.
76. Yan H., Liu F., Xu J., Xue Y., Study of oblique shock wave control by surface arc discharge plasma, *AIAA* 2016-3776, June 2016, DOI:10.2514/1.J056107.
77. Kurelek J.W., Kotsonis M., Yarusevych S., Superposition of AC-DBD plasma actuator outputs for three-dimensional disturbance production in shear flows, *Experiments in Fluids*, April 2023. DOI:10.1007/s00348-023-03616-9.
78. Hehner M.T., Coutinho G., Santos Pereira R.B., Benard N., Kriegseis J., On the interplay of body-force distributions and flow speed for dielectric-barrier discharge plasma actuators, *J. Phys. D.: Appl. Phys.*, May 2023. DOI:10.1088/1361-6463/acdade.
79. Meehan K.C., The nanosecond pulsed dielectric barrier discharge plasma actuator for boundary layer separation control. Dissertation for the Degree of Doctor of Philosophy, *Princeton University*, 2023.
80. Surzhikov S. T., Supersonic flow around a pointed plate with a surface anomalous glow discharge in a magnetic field, *Izvestiya RAN, Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, 2023, no. 6. [in Russian]. DOI:10.31857/S1024708423600598
81. Surzhikov S.T., Diffusion-drift model of a surface glow discharge in a supersonic gas flow, *Izvestiya RAN, Mekhanika Zhidkosti I Gaza*, 2024, no. 1. [in Russian].
82. Menart J., Shang J. S., Kimmel R., Hayes J., Effect of Magnetic Fields on Plasma Generated in a Mach 5 Wind Tunnel, *AIAA Paper* 2003-4165, June 2003. DOI:10.2514/6.2003-4165
83. Shang J. S., Surzhikov S. T., Magnetoaerodynamic Actuator for Hypersonic Flow Control, *AIAA J.*, 2005, vol. 43, no. 8, pp. 1633–1643. DOI:10.2514/1.6625
84. Surzhikov S. T., Theoretical and Computational Physics of Gas Discharge Phenomena, *Walter de Gruyter GmbH*, 2020. 549 p.
85. Surzhikov S. T., Shang J. S., Glow discharge in magnetic field, *AIAA Paper* 2003-1054, 2003.
86. Surzhikov S. T., Abnormal Glow Discharge between Two Electrodes on Plane with Transverse Magnetic Field, *IOP Conf. Ser.: J. Physics: Conf. Series* 1250, 2019. DOI:10.1088/1742-6596/1250/1/012040
87. Surzhikov S. T., Shang J. S., Viscous interaction on a flat plate with a surface discharge in magnetic field, *High Temperature*, 2005, vol. 43, no. 1, pp 19–30. DOI:10.1007/s10740-005-0042-3
88. Zhang H., Fan B.-C., Chen Z.-H., Li H.-Z., Effect of the Lorentz force on cylinder drag reduction and its optimal location, *Fluid Dyn. Res.*, 2011, vol. 43, DOI:10.1088/0169-5983/43/1/015506.
89. Zhang H., Fan B.-C., Chen Z.-H., Chen S., Li H.-Z., Electro-magnetic control of shear flow over a cylinder for drag reduction and lift enhancement, *Chinese Phys.*, 2013. DOI:10.1088/1674-1056/22/10/104701
90. Braun E. M., Lu F. K., Wilson D. R., Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields, *AIAA Paper* 2008-3788, 2008. DOI:10.1016/j.paerosci.2008.10.003

91. Palm P., Meyer R., Ploenjes E., Bezant A., Adamovich I. V., Rich J. W., et al., MHD effect on a supersonic weakly ionized flow, AIAA Paper 2002-2246, 2002.
92. Palm P., Meyer R., Bezant A., Adamovich I. V., Rich J. W., Gogineni S., Feasibility study of MHD control of cold supersonic plasma flows, AIAA 2002-0636, January 2002. DOI:10.2514/6.2002-636
93. Zaidi S.H., Smith T., Macheret S., Miles R. B., Snowplow surface discharge in magnetic field for high speed boundary layer control, AIAA 2006-1006, January 2006. DOI:10.2514/6.2006-1006
94. Menart J., Shang J., Atzbach C., Magoteaux S., Slagel M., Bilheimer B., Total drag and lift measurements in a Mach 5 flow affected by a plasma discharge and a magnetic field, AIAA Paper 2005-0947, 2005. DOI:10.2514/6.2005-947
95. Fleeman E. L., *Tactical missile design*, 2nd ed, AIAA Ed. Ser., 2006.

Статья поступила в редакцию 28 ноября 2023 г.