

## Снижение донного сопротивления и создание подъемной силы с использованием микроволнового разряда в сверхзвуковом потоке

© В.Л. Бычков,<sup>1</sup> Л.П. Грачев,<sup>2</sup> И.И. Есаков,<sup>3</sup> А.В. Семенов<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,  
119991 Москва, Россия

<sup>2</sup> АО „Московский радиотехнический институт РАН“,  
117519 Москва, Россия

<sup>3</sup> Московский университет им. С.Ю. Витте,  
115432 Москва, Россия  
e-mail: iesakov@yandex.ru

Поступило в Редакцию 14 декабря 2019 г.

В окончательной редакции 13 февраля 2020 г.

Принято к публикации 13 февраля 2020 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований силового воздействия глубоко подкритического микроволнового разряда, зажженного в квазиоптическом электромагнитном пучке, на тела, помещенные в сверхзвуковой поток воздуха.

**Ключевые слова:** аэродинамика, микроволновый разряд, инициатор разряда, силовое воздействие.

DOI: 10.21883/JTF.2020.08.49537.407-19

### Введение

Гиперзвуковой полет является очень сложным процессом. Его исследования продолжаются уже более 50 лет. Скейлинговые законы для необходимой энергии и тепловых нагрузок являются нелинейными относительно числа Маха ( $M$ ). Аэродинамическое сопротивление увеличивается примерно как  $\rho M^2$ , где  $\rho$  является плотностью газа, а аэродинамический нагрев увеличивается примерно как  $\rho M^3$ . Плотность атмосферы уменьшается с высотой примерно в  $10^3$  на каждые 50 km по высоте. Ограничения по тепловым режимам говорят о том, что гиперзвуковой полет на числах Маха больше 10 может быть достигнут только на очень больших высотах.

Для того чтобы уменьшить лобовое сопротивление, аэродинамический профиль высокоскоростного аппарата имеет вид остроугольного конуса; однако эта геометрия делает трудным активное охлаждение аппарата. Прогресс в конструировании летательных аппаратов в начале 1990-х годов потребовал изучения возможности применения других методов снижения аэродинамического сопротивления.

Для снижения сопротивления при сверхзвуковых скоростях известны два основных физических эффекта при подаче дополнительного тепла в поле течения. Первый эффект заключается в снижении плотности в передней части обтекаемого тела (из-за повышения температуры), это предполагает использование постоянного подогрева. Другой механизм представляет собой объединение эффектов низкой плотности в следе за зоной нагрева и поля течения вокруг тела, это может привести к созданию совершенно иного поля течения. Величина влияния этого эффекта на поле течения отличается для различных аэродинамических форм обтекаемого тела.

Этот эффект является очень сильным в случае тупых тел, и заключается в изменении течения около тупого тела на течение, более похожее на течение около конического тела. Эффективность эффекта значительно возрастает с увеличением числа Маха.

Реализация изменений параметров внешнего потока и уменьшения аэродинамического сопротивления с помощью выделения дополнительного тепла в потоке возможна с использованием плазмохимических и химико-термических механизмов. Были предложены схемы модификации и управления потоками у поверхности гиперзвуковых летательных аппаратов. Эти схемы включали новые подходы к генерации плазмы, МГД-управлению потоками и производству электроэнергии, созданию встречных потоков горячих газов и другим чисто тепловым методам.

Внедрение плазмы в высокоскоростные аэродинамические поля течений с присущими им сильными градиентами физических параметров приводит к рождению множества физических процессов, включая сложные взаимодействия, происходящие при прохождении ударной волны (УВ).

Создание плазмы осуществляется с помощью электрических разрядов различного типа. Стримерные (нитевидные) разряды были исследованы в целях поиска методов снижения аэродинамического сопротивления при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Эти разряды могут быть очень неоднородными и в пространстве, и во времени. Они создаются с помощью высокочастотных разрядов и СВЧ (микроволновых) разрядов или при инжекции электронных пучков через небольшие отверстия.

Высокочастотные импульсные разряды были исследованы в работах [1–4]. Модели как с хорошей аэродинами-

ческой формой, так и конуса-цилиндра были испытаны при числе Маха 2. Модели имели острые электроды в голове модели для того, чтобы сконцентрировать действие электрического поля. В работах использовался источник электропитания с несущей частотой 13–16 МГц и амплитудой модуляции 100 Нз. Наибольшее внимание исследователей с точки зрения эффективности воздействия на потоки привлекает СВЧ разряд. Это связано прежде всего с его высокой энергетической эффективностью. Практически вся энергия источника СВЧ потребляется таким разрядом при давлениях выше 30 Торг.

Результаты исследований воздействия СВЧ разряда на газодинамические процессы представлены в работах [5–20].

### Эксперименты с микроволновым подкритическим разрядом в высокоскоростном потоке воздуха

Настоящая работа посвящена экспериментальному исследованию взаимодействия микроволнового подкритического разряда с высокоскоростным потоком воздуха.

Схема реализации глубоко подкритического микроволнового разряда в сверхзвуковом потоке приведена на рис. 1. На нем даны также характерные параметры используемой в экспериментах установки.

В установке в течение времени  $\pi_{fl} \approx 1$  с создается затопленная осесимметричная струя воздуха с начальным диаметром 30 мм, числом Маха потока  $M = 2$ , скоростью воздуха  $v \approx 500$  м/с, статическом давлении  $p_{stat} \approx 100$  Торг, статической температуре  $T_{stat} \approx 150$  К, давлением и температурой торможения  $p_{stag} \approx 550$  Торг,  $T_{stag} \approx 300$  К соответственно. В экспериментах используется электромагнитное излучение с длиной волны  $\lambda = 12.5$  см. Излучение сформировано в квазиоптический линейно поляризованный пучок с характерным поперечным размером  $9 \times 9$  см при ампли-

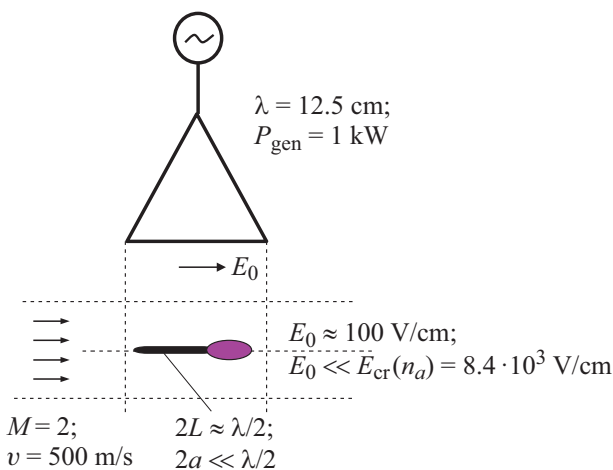


Рис. 1. Схема реализации микроволнового разряда в сверхзвуковом потоке.

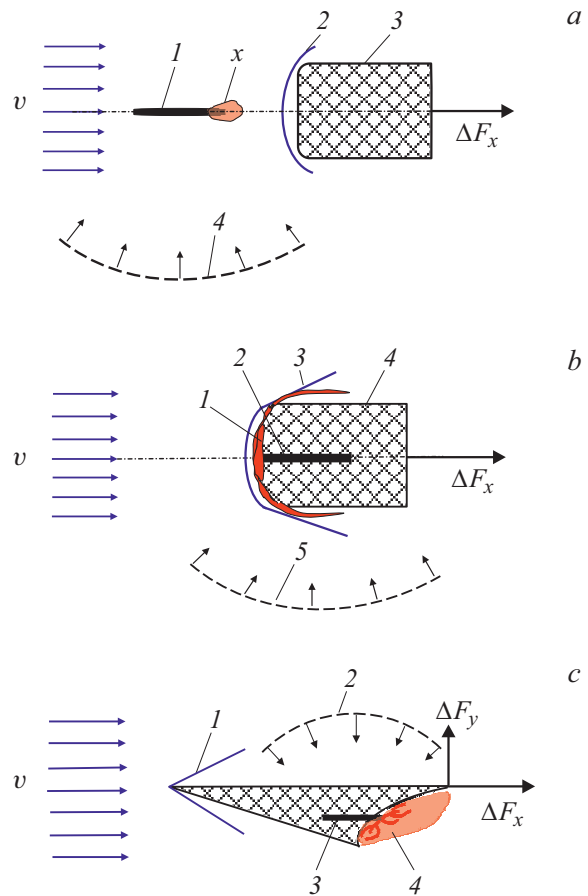
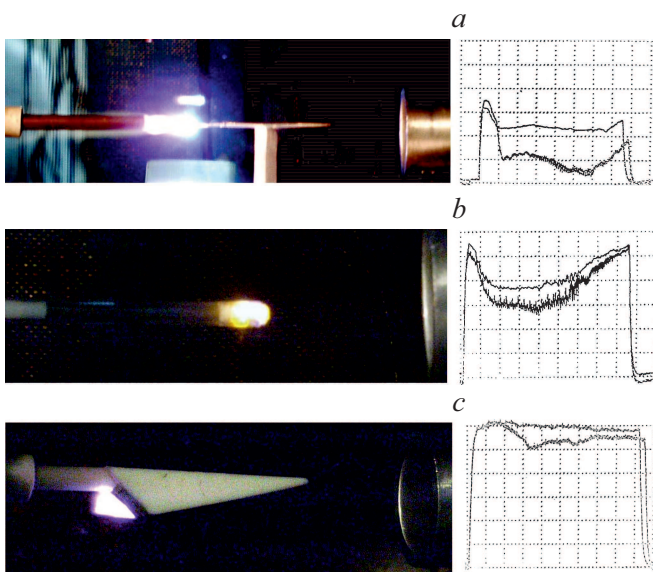


Рис. 2. Схема эксперимента с зажиганием глубоко подкритического инициированного микроволнового разряда: а — перед головной УВ: 1 — инициатор, 2 — УВ, 3 — модель, 4 — микроволновое излучение; б — за головной УВ: 1 — разряд, 2 — инициатор, 3 — УВ, 4 — модель, 5 — микроволновое излучение; с — в кормовой части модели: 1 — УВ, 2 — микроволновое излучение, 3 — инициатор, 4 — разряд.

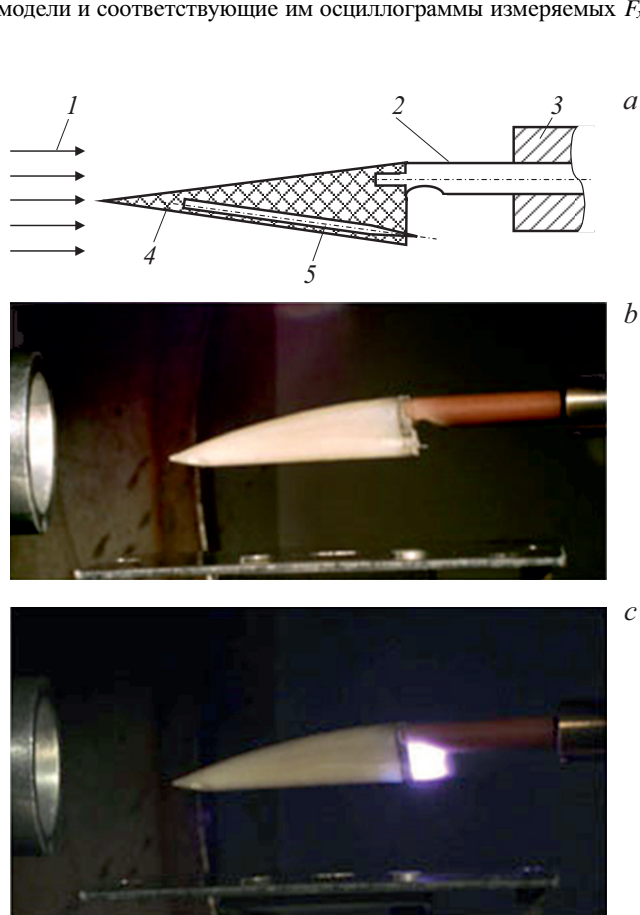
туде его электрической компоненты в рабочей области  $E_0 \approx 100$  В/см. Это поле существенно меньше минимального, критического электрического поля, при котором происходит пробой воздуха в воздушной струе при экспериментальной его плотности:  $E_0 \ll E_{cr} = 8.4 \cdot 10^3$  В/см.

Для реализации микроволнового разряда в поле с такой глубоко подкритичностью  $\xi = E_{cr}/E_0 = 84$  он инициировался металлическим электромагнитным вибратором в виде цилиндра длиной  $2L \approx \lambda/2$  и диаметром  $2a \ll \lambda/2$ . Разряд такого типа по принятой терминологии называется глубоко подкритическим разрядом.

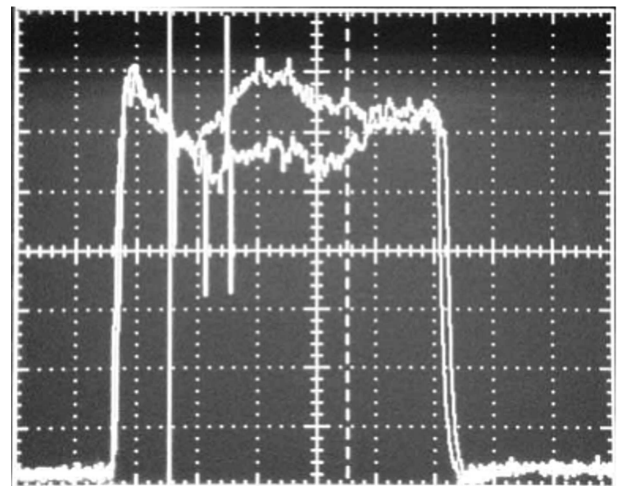
Ранее были опубликованы результаты экспериментов, схемы которых приведены на рис. 2 [2,21]. В них измерялись и сравнивались продольные аэродинамические силы  $F_x$ , действующие на помещенные в сверхзвуковой поток тела простейших форм при отсутствии и наличии микроволнового разряда. При этом разряд зажигался перед головной УВ модели, между головной УВ и по-



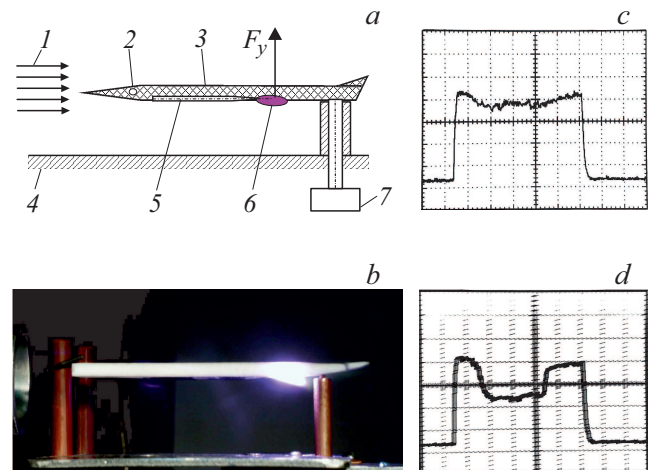
**Рис. 3.** Фотографии разряда при его зажигании: *a* — перед головной УВ, *b* — за головной УВ, *c* — в кормовой части модели и соответствующие им осциллограммы измеряемых  $F_x$ .



**Рис. 4.** Эксперимент по изучению воздействия глубоко подкритического микроволнового разряда на донное сопротивление модели, помещенной в сверхзвуковой поток: *a* — схема эксперимента: 1 — сверхзвуковой поток, 2 — крепление модели, 3 — аэродинамические весы, 4 — модель, 5 — инициатор; *b* — фотография модели в потоке, *c* — фотография модели с горящим разрядом.



**Рис. 5.** Типичные осциллограммы  $F_x$  в эксперименте по изучению воздействия глубоко подкритического микроволнового разряда на донное сопротивление модели.

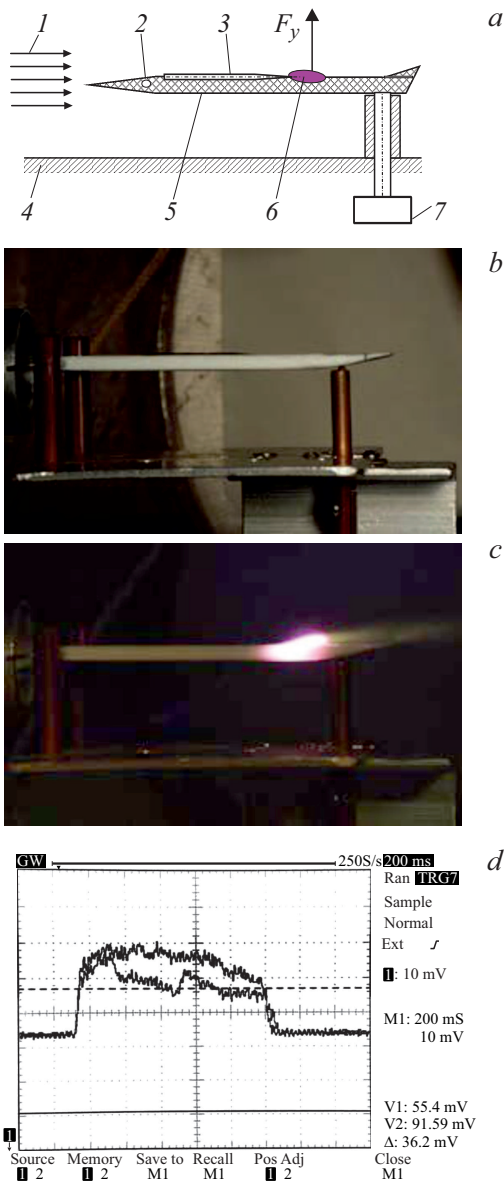


**Рис. 6.** Эксперимент по созданию боковой силы  $F_y$  с помощью микроволнового разряда, созданного на поверхности модели, противоположной падающему микроволновому излучению: *a* — схема эксперимента: 1 — поток, 2 — ось, 3 — модель, 4 — экран, 5 — инициатор, 6 — разряд, 7 — измеритель; *b* — фотография модели с горящим разрядом; *c* и *d* — осциллограммы измеряемой  $F_y$  без разряда и с разрядом.

верхностью тела и в его кормовой области с наклонной относительно направления потока поверхностью.

На рис. 3 приведены соответствующие фотографии (на фотографиях направление потока справа налево) и осциллограммы измеряемых  $F_x$ . На осциллограммах верхние кривые соответствуют отсутствию разряда, а нижние — наличию.

В условиях этих экспериментов при зажигании разряда перед головной УВ уменьшение  $F_x$  достигало 70–80%; при его горении за головной УВ — до 20%; а при зажигании разряда в кормовой области модели возникающая движущая, продольная плазменно-аэроди-



**Рис. 7.** Эксперимент по созданию боковой силы  $F_y$  с помощью микроволнового разряда, созданного на поверхности модели, обращенной к микроволновому излучению: *a* — схема эксперимента: 1 — сверхзвуковой поток, 2 — ось, 3 — инициатор, 4 — экран, 5 — модель, 6 — разряд, 7 — измеритель  $F_y$ ; *b* — фотография модели, *c* — фотография модели с горящим разрядом; *d* — осциллограмма измеряемой  $F_y$  без разряда и с разрядом.

намическая сила достигала 20% от начальной  $F_x$ . При этом в экспериментах реализовывался микроволновый разряд при мощности электромагнитного пучка почти в  $10^4$  раз меньшей, чем его мощность, необходимая для обеспечения критического пробойного уровня поля.

Столь убедительные результаты сделали обоснованным продолжение данных исследований и, прежде всего, в направлениях, имеющих определенную перспективу в практике. Были выполнены опыты по воздействию на

донное сопротивление модели и по реализации с его помощью „подъемной“ силы.

На рис. 4 приведена схема эксперимента по изучению воздействия глубоко подкритического микроволнового разряда на донное сопротивление модели, помещенной в сверхзвуковой поток, фотография модели в потоке и ее фотография с горящим разрядом.

На рис. 5 приведены наложенные друг на друга две характерные осциллограммы измеряемых  $F_x$ : при отсутствии разряда — верхняя кривая и его наличии — нижняя. Из них следует, что при горении разряда уменьшение  $F_x$  достигало 19%. Эта величина по масштабу соизмерима с типичной величиной донного сопротивления тел со „срезанной“ кормой по отношению к действующей на них полной силе  $F_x$ . Таким образом, реализация в кормовой области модели разряда практически полностью ликвидировала силу ее донного сопротивления.

На рис. 6 приведена схема эксперимента по созданию подъемной силы  $F_y$  с помощью микроволнового разряда, зажженного на противоположной микроволновому излучателю поверхности модели. На нем же дана фотография модели с горящим разрядом и осциллограммы измеряемой  $F_y$  без разряда и с разрядом. Хвостовая часть модели имеет наклон поперек потока, который обеспечивал ее



**Рис. 8.** Микроволновый разряд в подкритической поверхностно-развитой форме.

стабильность в потоке и наличие на весах исходной силы  $F_y \approx 35 \text{ gf}$ . Из осциллограмм следует, что при горении разряда она уменьшалась на 10 gf.

Таким образом, эксперимент продемонстрировал принципиальную возможность реализации управляющего силового плазменно-газодинамического воздействия с помощью микроволнового разряда.

Аналогичный эксперимент был выполнен и с зажиганием разряда на обращенной к микроволновому излучателю поверхности модели. Его схема приведена на рис. 7. На нем же приведены фотографии помещенной в поток модели без разряда и с горящим на ее поверхности разрядом, а также характерные соответствующие им осциллограммы измеряемой  $F_y$ , которые подтверждают и в этом случае возможность воздействия на  $F_y$ .

Описанные эксперименты проводились с глубоко подкритическим привязанным к инициатору микроволновым разрядом. В этом случае силовое плазменно-газодинамическое воздействие на поверхность тела носит сравнительно локальный характер.

В то же время микроволновый разряд может быть реализован и в подкритической поверхностно развитой форме. Пример такого разряда на кварцевой пластине приведен на рис. 8. Видно, что в этом случае разряд существует на значительной поверхности. Как показали исследования [22–24], с помощью такого разряда можно эффективно воздействовать на пограничный слой при обтекании тел высокоскоростным потоком. Но, кроме того, можно рассчитывать на значительное увеличение силового воздействия.

## Заключение

В работе представлены результаты экспериментальных исследований воздействия глубоко подкритического микроволнового разряда, зажженного в квазиоптическом электромагнитном пучке на параметры обтекания моделей, помещенных в сверхзвуковой поток воздуха.

Необходимо отметить, что в присутствии плазмы микроволнового разряда исследователями зафиксировано значительное (более чем на два порядка) увеличение скорости горения топливной смеси [25]. В связи с этим становится возможным создавать большие управляющие воздействия, впрыскивая горячую смесь в область поверхностного микроволнового разряда. Таким образом, можно обеспечить уже не локальную, а распределенную по поверхности силу требуемой в практике величины. Таким воздействием можно оперативно управлять по времени, включая и выключая разряд по требуемой программе. Именно в этом направлении и могут быть предприняты дальнейшие экспериментальные исследования.

## Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

## Список литературы

- [1] *Bityurin V., Klimov A., Leonov S., Pashina A., Skvortsov V., Cain T.* 1999 AIAA-99-4856 November 1999.
- [2] *Klimov A., Leonov S., Pashina A., Skvortsov V., Cain T., Timofeev B.* AIAA-99-4856 November 1999.
- [3] *Leonov S., Bityurin B., Kolesnichenko Yu.* AIAA 2001-0493 January 2001.
- [4] *Leonov S., Nebolsin V., Shilov V., Timofeev B., Kozlov A.* 1999 Perspectives of MHD and Plasma Technologies in Aerospace Applications, Moscow. March 1999.
- [5] *Ardelyan N.V., Bychkov V.L., Kosmachevskii K.V.* // IEEE Trans. Plasma Sci. 2014. Vol. 42. N 12. P. 3901–3905.
- [6] *Грачев Л.П., Есаков И.И., Ходамаев К.В.* // ЖТФ. 1985. Т. 55. С. 389–391.
- [7] *Van Wie D., Risha D.J., Suchomel C.F.* AIAA-2004-1357. 42-nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 5–8 January 2002. Reno. NV. P. 1–10.
- [8] *Mashek I.Ch., Anisimov Yu.I., Lashkov V.A., Kolesnichenko Yu.F.* AIAA 2005-0790. 43-rd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 10–13 January 2005. Reno. NV.
- [9] *Esakov I.I., Grachev L.P., Khodataev K.V.* Proc. Supplement of 3-rd Weakly Ionized Gases Workshop. Waterside Marriott Hotel, Norfolk, Virginia, USA, 1–5 November, 1999, P. 99–4821.
- [10] *Грачев Л.П., Есаков И.И., Ходамаев К.В.* // ЖТФ. 1985. Т. 55. С. 972–975.
- [11] *Kolesnichenko Yu.F.* 2000 2nd Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow, April 2000.
- [12] *Kolesnichenko Yu.F., Khmara D.V.* 2000 2nd Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow, April 2000.
- [13] *Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Leonov S.B., Krylov A.A., Lashkov V.A., Mashek I.Ch., Gorynya A.A., Ryvkin M.I.* AIAA-2001-0345 January 2001.
- [14] *Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Azarova O.A., Gruditsky V.G., Lashkov V.A., Mashek I.Ch.* 1999 Perspectives of MHD and Plasma Technologies in Aerospace Applications. Moscow, March 1999.
- [15] *Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Azarova O.A., Gruditsky V.G., Lashkov V.A., Mashek I.Ch.* AIAA-2003-0361 January 2003.
- [16] *Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Khmara D.V., Lashkov V.A., Mashek I.Ch., Ryvkin M.I.* 2004 4th Int. Workshop on Thermochemical and Plasma Processes in Aerodynamics St. Petersburg. July 2004.
- [17] *Soloviev V., Krivtsov V., Konchakov A., Malmuth N.* AIAA-2001-2727 June 2001.
- [18] *Soloviev V.R., Krivtsov V.M., Konchakov A.M., Malmuth N.D.* // AIAA J. 2003. Vol. 41. P. 2903–2909.
- [19] *Wilkerson J.T., Van Wie D.M., Cybyk B.Z.* AIAA-2003-0526 January 2003.
- [20] *Грачев Л.П., Есаков И.И., Ходамаев К.В.* // Матер. Междунар. симпозиума „Термохимические и плазменные процессы в аэродинамике“, СПб. 15–19 июля 2002, Холдинговая компания „Ленинец“ при участии НИИПГС, EOARD, AFOSR. С. 113–119.
- [21] *Esakov I.I., Grachev L.P., Khodataev K.V.* // Conf. Plasmas for Stealth and for Flow and Combustion Control. A joint initiative of ONERA and CNRS/SPI March 31, April 1, 2003 Institute Curie Rue d’Ulm, 75005 Paris.

- [22] *Shibkov V.M., Chernikov A.V., Chernikov V.A., Ershov A.P., Shibkova L.V., Timofeev I.B., Vinogradov V.A., Voskanyan A.V.* 2nd Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow, April 2000.
- [23] *Shibkov V.M., Chernikov V.A., Ershov A.P., Dvinin S.A., Raffoul Ch.N., Shibkova L.V., Timofeev I.B., Van Wie D.M., Vinogradov V.A., Voskanyan A.V.* AIAA-2001-3087 June 2001.
- [24] *Leonov S., Bityurin V., Savischenko N., Yuriev A., Gromov V.* AIAA-2001-0640 January 2001.
- [25] *Константиновский Р.С., Шибков В.М., Шибкова Л.В.* // Кинетика и катализ. 2005. Т. 46. № 6. С. 821–834.