

## **Влияние азимутального отклонения ионов плазменной струи на тяговый КПД двигателя с анодным слоем**

# 12, декабрь 2012

DOI: 10.7463/1212.0483944

Марахтанов М. К., Духопельников Д. В., Ивахненко С. Г., Воробьев Е. В., Крылов В. И.

УДК 621.455.4

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

[freeorion@yandex.ru](mailto:freeorion@yandex.ru)

[duh@power.bmstu.ru](mailto:duh@power.bmstu.ru)

[mkm@power.bmstu.ru](mailto:mkm@power.bmstu.ru)

[evgsparrow@gmail.com](mailto:evgsparrow@gmail.com)

Холловские двигатели уже 40 лет успешно эксплуатируются на космических аппаратах [1, 2, 3]. Они широко используются для коррекции орбиты спутников, а также для маршевых операций по изменению высоты полета.

Традиционно в таких двигателях использует ксенон, ввиду его высокой атомной массы, относительно низкого потенциала ионизации, низкой химической активности и ряда других качеств. Однако ксенон имеет высокую стоимость, объясняемую малой распространенностью на земле, что увеличивает затраты не только на космический аппарат (КА), но и на наземные, в том числе ресурсные испытания двигателя. Это является одной из причин сдерживающей исследования по холловским двигателям большой мощности, которые требуют больших расходов рабочего вещества [4, 5]. Поэтому в последние годы возрос интерес к альтернативным рабочим веществам, имеющим более низкую цену.

Среди ряда газообразных рабочих веществ можно указать криптоксеноновые смеси (в сжиженном состоянии), криптон, аргон [1, 6]. При использовании криптона и аргона по причине повышенного давления в

баках растёт масса системы хранения и подачи рабочего вещества (СХПРВ), что приводит к увеличению массы электроракетной двигательной установки (ЭРДУ). Переход на аргон и криптон, по сравнению с ксеноном, даёт значительные потери в массовом и токовом КПД [6].

Использование воздуха в качестве рабочего вещества приводит к ещё большему ухудшению энергетических характеристик двигателя. Однако использование воздуха даёт важное преимущество. На аппаратах, расположенных на низких орбитах (200–250 км), можно использовать в качестве рабочего вещества атмосферный воздух [7]. При этом масса электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и всего космического аппарата (КА) снижается за счёт отказа от хранения на борту рабочего вещества.

Перспективным способом решения задач по оптимизации СХПРВ является переход на твердые (в н.у. при хранении) рабочие вещества. Для них не требуется сложных криогенных систем, газовой арматуры, при этом ввиду высокой плотности они очень компактны [6, 8]. Немаловажным преимуществом твердых рабочих веществ является простота систем откачки при испытаниях (в том числе ресурсных) по сравнению с традиционными стендами, на которых испытываются двигатели на ксеноне. Традиционно вакуумные камеры оснащаются большим количеством криопанелей для обеспечения глубокого динамического вакуума. Эта проблема является одной из существенных на пути создания двигателя большой мощности, требующего большого расхода газа, а, следовательно, системы откачки с высокой производительностью. Например, двигатель мощностью 500 кВт потребует производительности откачки  $20000 \text{ м}^3/\text{ч}$  для поддержания давления на уровне  $10^{-3} \text{ Па}$  [6]. При использовании твердых при комнатных температурах рабочих веществ пучок попадает на охлаждаемые стенки вакуумной камеры и конденсируется, тем самым конструкция сама играет роль откачной системы.

В таблице 1 представлены сравнительные характеристики различных рабочих веществ. Анализ представленных данных показывает, что наименьшие потенциалы ионизации имеют металлы, причем наилучшие показатели у висмута и цезия. По стоимости наиболее дешевыми оказываются магний, цинк, ртуть, висмут и аргон. Использование этих веществ вместо ксенона позволяет снизить затраты на эксплуатацию двигателя в десятки и сотни раз.

Таблица 1. Сравнительные характеристики основных рабочих веществ

Тип РВ	Атомная масса, а.е.м. [9]	Плотность, кг/м <sup>3</sup> [9]	1-й пот. ион., эВ [9]	2-й пот. ион., эВ [9]	Температура плавления, [6,10]	Температура кипения, [3,10]	Стоимость за кг, отн. ед [6]
Аргон	40	1,78	15,76	27,63	-189	-186	1
Висмут	209	9780	7,29	16,7	271	1559	1,25
Йод	127	4930	10,45	19,1	113	182	101
Кадмий	112,4	8650	8,99	16,9	321	765	5,2
Криптон	83,8	3,733	14	24,4	-157	-153	61,5
Ксенон	131,3	5,9	12,13	20,98	-112	-108	237
Магний	24,3	1738	7,65	15,04	649	1090	0,2
Ртуть	200,6	13546	10,44	18,76	-39	357	0,8
Цезий	133	7180	3,89	23,2	29	685	8333
Цинк	65,4	7133	9,39	17,96	420	907	0,4

Важным параметром для твердых рабочих веществ является температура кипения, так как перевод в паровую фазу осуществляется непосредственно в анодном узле. По этому параметру наиболее оптимальными являются йод и магний. Высокая плотность вещества означает, что при меньшем размере СХПРВ удастся обеспечить большую полезную массу.

Переход на иные рабочие вещества приводит к изменению рабочих характеристик двигателя, таких как тяга, удельный импульс и КПД. При этом могут проявиться новые эффекты, которые прежде играли второстепенную

роль. Среди таких эффектов, рассмотренное в работах [11, 12] отклонение ионов в азимутальном направлении под действием магнитного поля в канале.

Потери тяги за счет азимутальной закрутки ионов  $\eta_\alpha$  определяются соотношением между осевой скоростью  $V_x$ , участвующей в создании тяги и эффективной скоростью  $V_{\text{эф}}$ , полученной ионом в электрическом поле.

$$\eta_\alpha = \frac{V_x^2}{V_{\text{эф}}^2} = \frac{V_x^2}{V_x^2 + (V_x \sin \alpha)^2} = \frac{1}{1 + (\sin \alpha)^2} \approx \frac{1}{1 + \alpha^2} \quad (1)$$

где:  $\alpha$  – угол поворота иона на выходе из ускорительного канала, где электрическое поле  $E$  практически равно нулю.

В работе [11] была получена зависимость для угла азимутального отклонения иона:

$$\alpha \approx \text{tg} \alpha = \sqrt{\frac{ze}{2Am_p}} \sqrt{\frac{e}{\varepsilon_i}} \int_{x_i}^{\infty} B_z dx \quad (2)$$

Где:  $B_z$  – радиальная составляющая индукции магнитного поля,  $\varepsilon_i$  – энергия ионов;  $z$  – заряд иона;  $e$  – заряд электрона;  $x_i$  – координата точки рождения иона (ось  $x$  направлена вдоль оси ускорительного канала с началом на аноде);  $m_p$  – масса протона;  $A$  – относительная атомная масса иона.

Введем величину удельного магнитного потока, которая оценивает влияние магнитного поля  $B_z(x)$  на частицу, родившуюся в точке  $x$  ускорительного канала:

$$\Omega(x_i) = \int_{x_i}^{\infty} B_z(x) dx \quad (3)$$

Преобразуем выражение (3), умножив и поделив его на длину средней окружности канала двигателя  $\pi D$ :

$$\Omega(x_i) = \frac{1}{\pi D} \int_{x_i}^{\infty} B_z(x) \pi D dx = \frac{1}{\pi D} \int_{x_i}^{\infty} B_z(x) dS = \frac{\Phi_x(x_i)}{\pi D} \quad (4)$$

Здесь  $dS$  – элемент площади цилиндрической поверхности, образованной перемещением средней линии канала вдоль оси  $x$ ,

ограниченной величиной  $dx$ , который пронизывает элемент магнитного потока  $d\Phi$ ;  $\Phi_x(x_i)$  – часть магнитного потока, пронизывающего канал, ограниченная траекторией движения частицы.

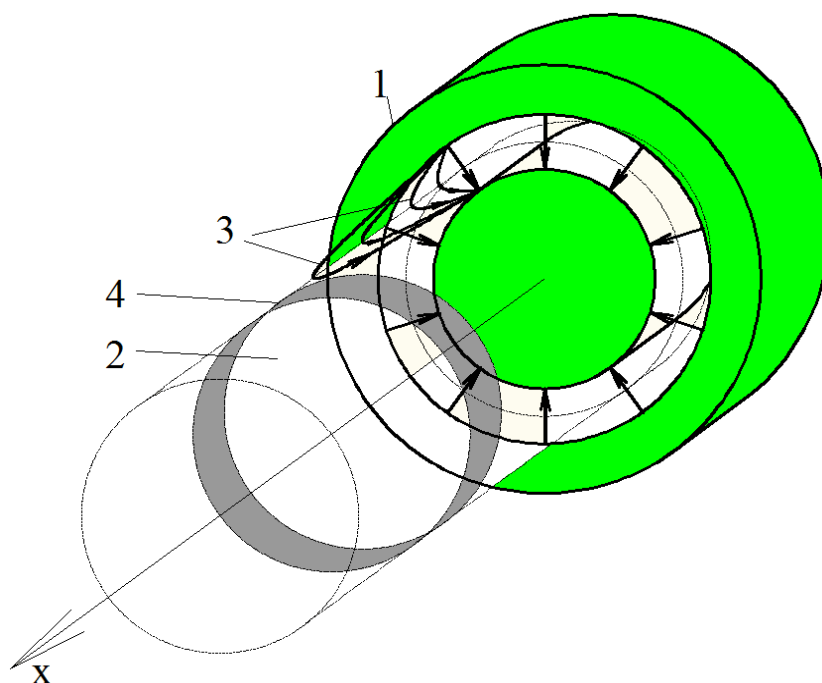


Рис. 1. Схема расчета удельного магнитного потока. 1 – двигатель, 2 – цилиндрическая поверхность  $S$ , образованная окружностью среднего диаметра канала, 3 – линии индукции магнитного поля, 4 – элемент площади  $dS$  поверхности  $S$ .

Из выражения (4) видно, что величина  $\Omega, Tл \cdot м$  равна магнитному потоку, пронизывающему разрядный промежуток, ограниченный траекторией движения частицы, отнесенному к длине средней окружности канала.

Введем величину среднего по каналу удельного магнитного потока  $\Omega_{mid}$ , которая будет использоваться для подсчета среднего угла отклонения.

Средняя энергия ионов  $\varepsilon_{mid}$  в двигателе может быть выражена через удельный импульс  $I_{sp}$  ( $g$ -ускорение свободного падения):

$$\varepsilon_{mid}(I_{sp}) = \frac{m_p A g^2 I_{sp}^2}{2} \quad (5)$$

Тогда подставляя (2) в (1) с учетом (3) и (5), предполагая, что большинство ионов в двигателе многозарядные, получаем выражение для КПД двигателя, в котором учтены только потери на азимутальное отклонение (далее будем называть его *азимутальным КПД*):

$$\begin{aligned} \eta_a &= \frac{1}{1 + \left( \sqrt{\frac{ze}{2Am_p}} \sqrt{\frac{e}{\varepsilon_i} \int_{x_i}^{\infty} B_z dx} \right)^2} = \frac{1}{1 + \left( \sqrt{\frac{ze}{2Am_p}} \sqrt{\frac{e}{m_p A g^2 I_{sp}^2} \Omega_{mid}} \right)^2} = \\ &= \frac{1}{1 + \left( \frac{e}{m_p g} \frac{\Omega_{mid}}{A I_{sp}^2} \right)^2} = \frac{1}{1 + \left( 10^7 \frac{\Omega_{mid}}{A I_{sp}} \right)^2} \end{aligned} \quad (6)$$

Зависимость (6) определяет потери тягового КПД за счет отклонения ионов в азимутальном направлении. Чем меньше отношение среднего удельного магнитного потока в двигателе к атомной массе рабочего вещества  $\Omega_{mid}/A$ , тем меньше доля потерь подведенной энергии на ускорение ионов в азимутальном направлении. Критическим значением этого параметра, при котором потери энергии становятся значительными можно указать  $\Omega_{mid}/A = 10^{-6} \text{ Тл} \cdot \text{м}/\text{а.е.м.}$

Графические зависимости азимутального КПД от удельного импульса двигателя для различных рабочих веществ и удельных магнитных потоках, полученные из выражения (6), представлены на рисунке 2.

Максимальный теоретический тяговый КПД вычисляется вычетом потерь на ионизацию рабочего вещества и потерь на азимутальное отклонение иона. В работах [6, 13] была получена зависимость

максимального теоретического КПД (далее – ионизационный КПД) в пренебрежении всеми потерями, кроме ионизационных:

$$\eta_{ion}(I_{sp}) = \frac{\varepsilon_{mid}(I_{sp})}{\varepsilon_{mid}(I_{sp}) + eE_i} = \frac{\frac{m_p A g^2 I_{sp}^2}{2}(I_{sp})}{\frac{m_p A g^2 I_{sp}^2}{2} + eE_i} = \frac{1}{1 + \frac{2e}{m_p g^2} \frac{E_i}{I_{sp}^2 A}} \quad (7)$$

Здесь:  $E_i$  – энергетическая цена ионизации, показывающая среднюю энергию, которая затрачивается на один акт ионизации.

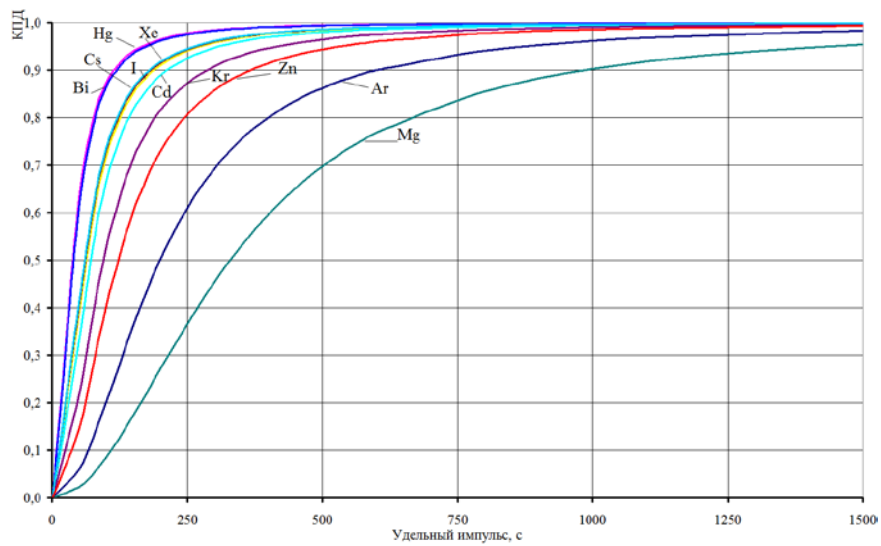
В общем случае энергетическая цена ионизации  $E_i$  является функцией температуры, однако, в широком диапазоне температур выражается простой зависимостью от потенциала ионизации  $I$  [2, 3]:

$$E_i \approx 3I \quad (8)$$

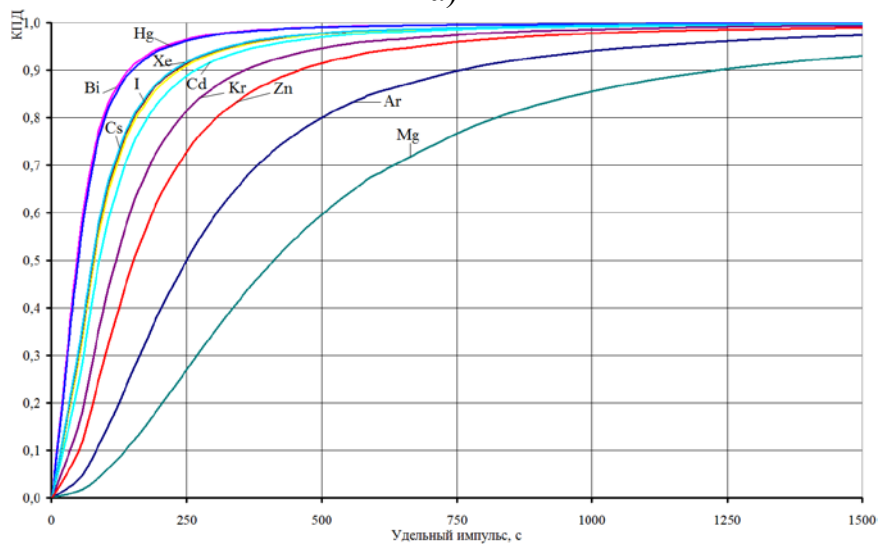
Тогда подставляя (8) в (7) получаем:

$$\eta_{ion}(I_{sp}) = \frac{1}{1 + \frac{2e}{m_p g^2} \frac{E_i}{I_{sp}^2 A}} \approx \frac{1}{1 + 6 \cdot 10^6 \frac{I}{I_{sp}^2 A}} \quad (9)$$

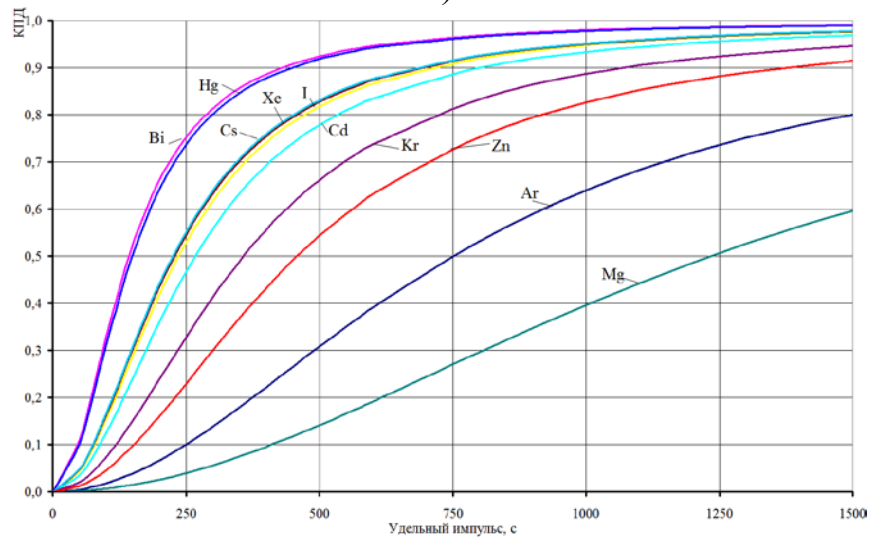
В таблице 2 приведены значения отношения  $I/A$  для различных рабочих веществ. Наименьшее значение этого параметра отмечается у цезия, висмута и ртути, а наибольшее – у аргона и магния [6]. Соответственно первая группа элементов имеет наименьшие потери на ионизацию, а вторая наибольшие.



а)



б)



в)

Рис. 2. Изменение азимутального КПД от удельного импульса для различных рабочих веществ при среднем удельном магнитном потоке:

а)  $\Omega_{mid} = 5 \cdot 10^{-4} \text{ Тл} \cdot \text{м}$ , б)  $\Omega_{mid} = 10^{-3} \text{ Тл} \cdot \text{м}$ , в)  $\Omega_{mid} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ Тл} \cdot \text{м}$ .



Таблица 2. Сравнение параметров различных рабочих веществ.

Рабочее вещество	Ar	Bi	I	Cd	Kr	Xe	Mg	Hg	Cs	Zn
Потенциал ионизации, эВ	15,8	7,29	10,45	8,99	14	12,13	7,65	10,44	3,89	9,39
Ат. масса, а.е.м	40	209	127	112,4	83,8	131,3	24,3	200,6	133	65,4
Отношение $I/A$ , эВ/а.е.м.	0,4	0,035	0,082	0,08	0,17	0,092	0,32	0,05	0,03	0,14

Для нахождения максимального тягового КПД перемножаем потери на ионизацию (9) и потери на азимутальное отклонение ионов (6):

$$\eta_{\max}(I_{sp}) = \eta_{ion}(I_{sp}) \eta_a(I_{sp}) = \left(1 + 6 \cdot 10^6 \frac{I}{I_{sp}^2 A}\right) \left(1 + \left(10^7 \frac{\Omega_{mid}}{I_{sp} A}\right)^2\right)^{-1} \quad (10)$$

Из (10) видно, что значение тягового КПД определяется двумя параметрами: отношением потенциала ионизации вещества к его атомной массе  $I/A$  и отношением среднего удельного магнитного потока в двигателе к атомной массе рабочего вещества  $\Omega_{mid}/A$ .

На рисунке 3 приведены зависимости максимального тягового КПД от удельного импульса двигателя для различных рабочих веществ и удельных магнитных потоков  $\Omega_{mid}$ .

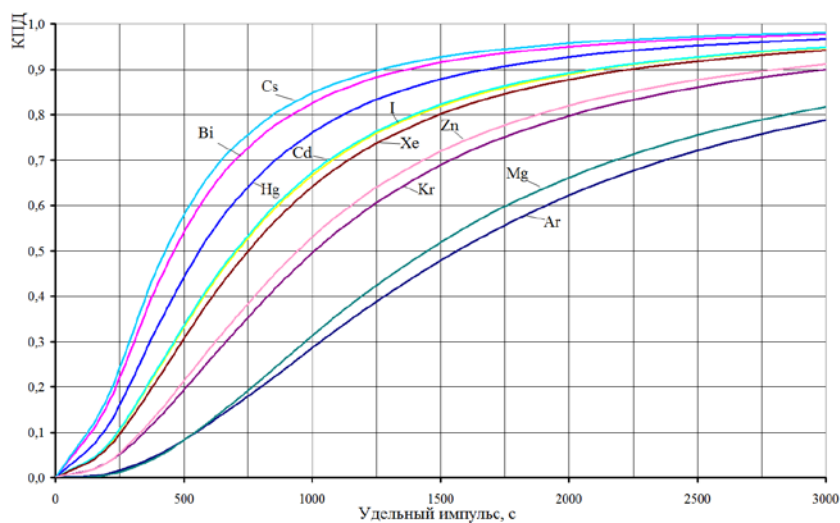
Анализ полученных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

1. Для достижения максимальных значений тягового КПД необходимо проектировать ДАС с удельным импульсом не менее 1500 с.
2. Тяговый КПД превышающий эту величину на ксеноне обеспечивают рабочие вещества с высокой массой иона – висмут, йод, цезий, ртуть. При этом йод является равноценным с ксеноном по технико-

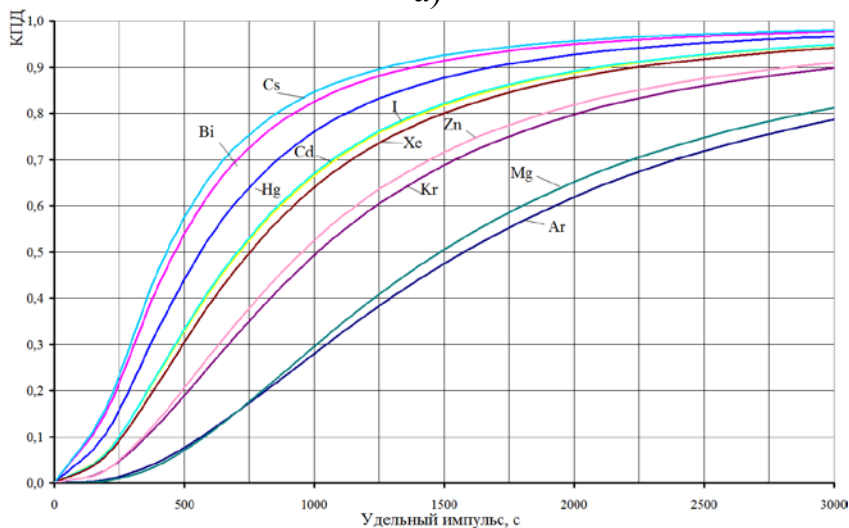
энергетическим показателям, но имеет при этом значительно меньшую стоимость.

3. Использование кrypton и аргон обеспечивает максимально достижимые КПД 0,8 и 0,7 соответственно в диапазоне удельных импульсов от 1500 до 3000 с.

4. При переходе на рабочие вещества с меньшей атомной массой необходимо компенсировать увеличение угла отклонения ионов.



а)



б)

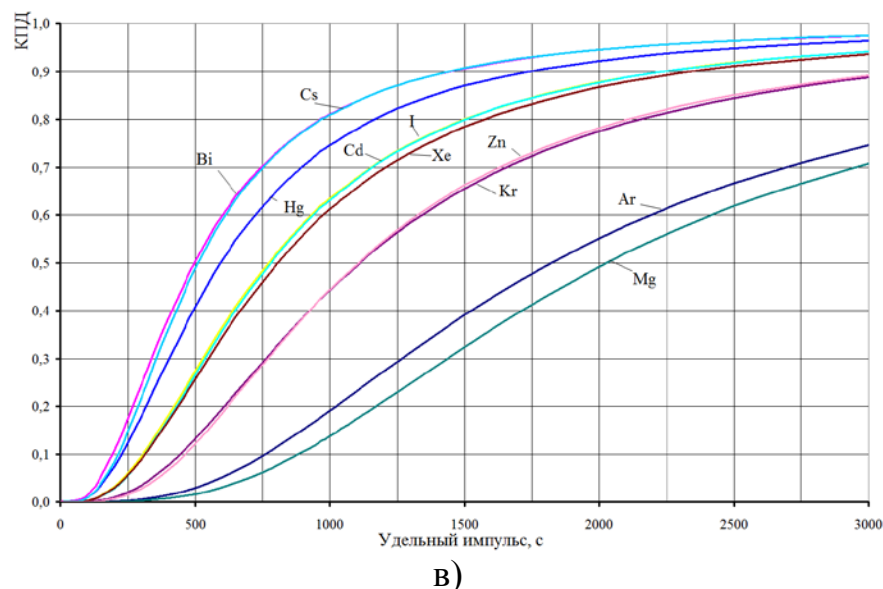


Рис. 3. Изменение максимального тягового КПД от удельного импульса для различных рабочих веществ при среднем удельном магнитном потоке: а)

$$\Omega_{mid} = 5 \cdot 10^{-4} \text{ Тл} \cdot \text{м} , \text{ б) } \Omega_{mid} = 10^{-3} \text{ Тл} \cdot \text{м} , \text{ в) } \Omega_{mid} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ Тл} \cdot \text{м} .$$

#### Список литературы

1. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / под ред. академика РАН А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.
2. Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1989. 216 с.
3. Гришин С.Д. Основы теории электрических ракетных двигателей. Ч. 1. Введение. Электростатические двигатели. М.: Машиностроение, 1999. 119 с.
4. Domonkos M.T., Patterson M.J., Jankovsky R.S. Ion Engine and Hall Thruster development at the NASA Glenn Research Center // International Mechanical Engineering Congress (New Orleans, LA, USA, 17-22 November 2002). 2002. IMECE 2002-34444.

5. Manzella D.H., Jankovsky R.S., Hofer R.R. Laboratory Model 50-kW Hall Thruster // AIAA Papers (Conference Proceedings). 2002. AIAA-2002-3676.
6. Kieckhafer A.W., King L.B. Energetics of Propellant Options for High-Power Hall Thrusters // Journal of Propulsion and Power. January-February 2007. Vol. 23, no. 1. P. 21-26. DOI: 10.2514/1.16376
7. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low orbit missions // 32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany, 11-15 Sept. 2011). 2011. IEPC-2011-142.
8. Sengupta A., Cappelli M., Tverdokhlebov S. An Overview of the VHITAL Program: A Two-Stage Bismuth Fed Very High Specific Impulse Thruster with anode layer // 29th International Electric Propulsion Conference. 2005. IEPC-2005-238.
9. Бабичев А.П., Бабушкина Н.А., Братковский А.М. и др. Физические величины: Справочник / под. ред. И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихов. М.: Энергоатомиздат, 1991. 1232 с.
10. Эмсли Дж. Элементы: пер. с англ. М.: Мир, 1993. 256 с.
11. Воробьев Е.В., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Марахтанов М.К. Потеря тяги в двигателях с анодным слоем за счет азимутальной закрутки ионов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. Спец. выпуск "Ионно-плазменные технологии". С. 58-63.
12. Воробьев Е.В., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Жуков А.В., Кириллов Д.В., Марахтанов М.К. Холловский ускоритель с фокусированным пучком для наноразмерной обработки крупногабаритных зеркал оптических телескопов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. Спец. выпуск "Ионно-плазменные технологии". С. 35-41.
13. Massey D.R. Development of a direct evaporation bismuth Hall thruster. Ph.D. Dissertation, University of Michigan, 2008.

## The influence of the azimuthal deviation ion plasma jet on the traction motor efficiency with anode layer

# 12, December 2012

DOI: 10.7463/1212.0483944

Marahtanov M.K., Duhopel'nikov V.V., Ivakhnenko S.G., Vorob'ev E.V., Krylov V.I.

Russia, Bauman Moscow State Technical University

[freeorion@yandex.ru](mailto:freeorion@yandex.ru)

[duh@power.bmstu.ru](mailto:duh@power.bmstu.ru)

[mkm@power.bmstu.ru](mailto:mkm@power.bmstu.ru)

[evgsparrow@gmail.com](mailto:evgsparrow@gmail.com)

The paper considers problems of changes in tractive coefficient of efficiency of a motor with anode layer by using different working substances. The authors obtained dependences describing the effect of the azimuthal deviation to the specified coefficient of efficiency, confirmed by the results of the experiment. The authors propose assessment criteria of using different working substances to increase tractive efficiency propulsion.

---

**Publications with keywords:**[anode layer thruster](#), [anode efficiency](#), [the plasma flow](#), [the azimuthal deflection of ions](#)

**Publications with words:**[anode layer thruster](#), [anode efficiency](#), [the plasma flow](#), [the azimuthal deflection of ions](#)

---

### References

1. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlia kosmicheskikh apparatov* [Hall and ion plasma engines for spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie, 2008. 280 p.

2. Grishin S.D., Leskov L.V. *Elektricheskie raketnye dvigateli* [Electric rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1989. 216 p.

3. Grishin S.D. *Osnovy teorii elektricheskikh raketnykh dvigatelei. Ch. 1. Vvedenie. Elektrostaticheskie dvigateli* [Fundamentals of the theory of electric rocket engines. Pt 1. Introduction. Electrostatic engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1999. 119 p.

4. Domonkos M.T., Patterson M.J., Jankovsky R.S. Ion Engine and Hall Thruster development at the NASA Glenn Research Center. *International Mechanical Engineering Congress*, New Orleans, LA, USA, 17-22 November 2002, 2002, IMECE 2002-34444.

5. Manzella D., Jankovsky R., Hofer R. Laboratory Model 50-kW Hall Thruster. *AIAA Papers (Conference Proceedings)*. 2002. AIAA-2002-3676.
6. Kieckhafer A.W., King L.B. Energetics of Propellant Options for High-Power Hall Thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, January-February 2007, vol. 23, no. 1, pp. 21-26. DOI: 10.2514/1.16376
7. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low orbit missions. *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, Sept. 11-15, 2011, IEPC-2011-142.
8. Sengupta A., Cappelli M., Tverdokhlebov S. An Overview of the VHITAL Program: A Two-Stage Bismuth Fed Very High Specific Impulse Thruster with anode layer. *29th International Electric Propulsion Conference*, 2005, IEPC-2005-238.
9. Babichev A.P., Babushkina N.A., Bratkovskii A.M., et al. *Fizicheskie velichiny: Spravochnik* [Physical quantities: Handbook]. Moscow, Energoatomizdat, 1991. 1232 p.
10. Emsley J. *The Elements*. 2<sup>nd</sup> ed. Clarendon Press, Oxford, 1991. 251 p. (Russ. ed.: Emsli Dzh. *Elementy*. Moscow, Mir, 1993. 256 p.).
11. Vorob'ev E.V., Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Marakhtanov M.K. Poteria tiagi v dvigateliakh s anodnym sloem za schet azimutal'noi zakrutki ionov [Loss of traction in the engines with anode layer due to azimuthal swirl of ions]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2011, spec. iss. "Ionno-plazmennye tekhnologii" ["Ion-plasma technology"], pp. 58-63.
12. Vorob'ev E.V., Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Zhukov A.V., Kirillov D.V., Marakhtanov M.K. Khollovskii uskoritel' s fokusirovannym puchkom dlia nanorazmernoj obrabotki krupnogabaritnykh zerkal opticheskikh teleskopov [Hall accelerator with a focused beam for nanoscale processing of large-sized mirrors of optical telescopes]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2011, spec. iss. "Ionno-plazmennye tekhnologii" ["Ion-plasma technology"], pp. 35-41.
13. Massey D.R. *Development of a direct evaporation bismuth Hall thruster*. Ph.D. Dissertation, University of Michigan, 2008.