

Холловские двигатели на забортом воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите

12, декабрь 2013

DOI: 10.7463/1213.0660910

Духопельников Д. В., Ивахненко С. Г., Курилович Д. А.

УДК 621.455.4

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

duh@power.bmstu.ru

ivakhnenko@bmstu.ru

kurilovich@bmstu.ru

Искусственные спутники Земли стали неотъемлемой частью повседневной жизни. Они являются основой систем связи, навигации и метеорологии, дистанционного зондирования Земли, а также систем предупреждения чрезвычайных ситуаций.

В последнее время проявляется интерес к использованию малогабаритных космических аппаратов, расположенных на низкой опорной орбите (НОО), как для военного, так и для гражданского применений [1].

Несмотря на то, что с увеличением высоты над Землёй, плотность атмосферы снижается, аппарат, расположенный на НОО, испытывает значительное аэродинамическое сопротивление. Поэтому двигатели спутников должны непрерывно работать, поддерживая заданную высоту орбиты. При этом время жизни аппарата ограничено запасом рабочего вещества, большое количество которого приводит к уменьшению полезной нагрузки. Накладываемые ограничения делают невозможным использование обычных двигателей на спутниках малой массы.

Ситуацию можно изменить, используя забортный воздух в качестве рабочего вещества электроракетного двигателя (например, двигателя с

анодным слоем). Перспектива создания такого двигателя дает возможность вообще отказаться от всей системы хранения и подачи рабочего вещества (СХПРВ), которая составляет существенную часть современных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) (баллон со сжатым ксеноном, арматура, система автоматики и т. д.).

В последнее время появились работы, в которых исследуется возможность использования компонентов атмосферы в качестве рабочего вещества для различных типов электроракетных двигателей, предназначенных для малых спутников [1-8].

В данной работе рассматривается возможность использования холловских двигателей для работы на забортом воздухе. Показано, что минимально допустимая высота спутника, снабженного таким двигателем, определяется электрической мощностью двигателя, тяговым КПД, ускоряющим напряжением и соотношением площади спутника и площади воздухозаборника.

Тяга двигателя, использующего забортный воздух

Оценим тягу и электрическую мощность холловского двигателя, использующего набегающий поток воздуха в качестве рабочего вещества. Забортный воздух на высоте h при давлении $p(h)$ представляет собой смесь нескольких компонентов с парциальными давлениями

$$p_i(h) = a_i p(h), \quad (1)$$

где a_i – объемная доля i -ой компоненты воздуха.

Тогда для массового расхода i -го компонента воздуха можно записать соотношение

$$\frac{dm_i}{dt} = x_i M_i n_i S_3 V_a = \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} x_i a_i M_i, \quad (2)$$

где S_3 – площадь сечения воздухозаборника, M_i – атомная масса i -го компонента, x_i – количество атомов в молекуле i -го компонента, V_a –

скорость аппарата, T – температура заборного воздуха, k – постоянная Больцмана.

Так как в состав воздуха входят молекулярные газы N_2 и O_2 , то в состав реактивной струи ускорителя будут входить, как атомарные N^+ , O^+ , так и молекулярные ионы N_2^+ , O_2^+ . Тогда сила тяги, созданная i -ой компонентой, будет равна

$$F_i = \sum_j F_{ij} = \sum_j b_{ij} V_{ij} \frac{dm_i}{dt} = \sum_j b_{ij} \frac{dm_i}{dt} \sqrt{\frac{2eU_y}{jM_i}}, \quad (3)$$

где b_{ij} – массовая доля ионов i -го компонента, содержащих j атомов.

Подставляя в (3) выражение для массового расхода i -го компонента воздуха (2), получаем

$$F_i = \sum_j b_{ij} \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} x_i a_i \sqrt{\frac{2eU_y M_i}{j}}. \quad (4)$$

Силу тяги определим суммируя силы тяги, созданные каждой компонентой воздуха:

$$F_T = \sum_i F_i = \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} \sqrt{2eU_y} \sum_i \sum_j b_{ij} x_i a_i \sqrt{\frac{M_i}{j}}. \quad (5)$$

Если считать, что ионы на выходе из ускорителя атомарные ($j=1$, $b_{ij}=1$), то выражение для тяги, с учетом тягового КПД η_T , приобретает вид:

$$F_T = \eta_T \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} \sqrt{2eU_y} \sum_i x_i a_i \sqrt{M_i}. \quad (6)$$

Сила сопротивления воздуха

Сила сопротивления воздуха может быть найдена из выражения [11]

$$F_C = \frac{1}{2} \rho(h) C_f V_a^2 S, \quad (7)$$

где S – площадь сечения аппарата, C_f – коэффициент формы, $\rho(h)$ – плотность воздуха на высоте h .

Для оценки плотности воздуха в верхних слоях атмосферы используется модель атмосферы воздуха MSISE-90 [9].

Однако для простоты оценим плотность воздуха на высоте h формулой

$$\rho(h) = \sum_i \rho_i = \sum_i M_i n_i = \frac{p(h)}{kT} \sum_i M_i a_i. \quad (8)$$

Подставляя (8) в (7), получим выражение для силы сопротивления воздуха

$$F_C(h) = \frac{p(h) C_f V_a^2 S}{2kT} \sum_i M_i a_i. \quad (9)$$

Критическое ускоряющее напряжение и электрическая мощность

Для дальнейшего анализа будет удобно использовать удельные силу тяги $f_T(h)$ и силу воздушного сопротивления спутника $f_C(h)$, равные силе тяги F_T и силе воздушного сопротивления F_C , отнесенным к площади сечения аппарата:

$$f_C(h) = \frac{p(h) C_f V_a^2}{2kT} \sum_i M_i a_i, \quad (10)$$

$$f_T(h) = \eta_T \frac{V_a p(h)}{kT} \gamma \sqrt{2eU_y} \sum_i x_i a_i \sqrt{M_i}; \quad \gamma = \frac{S_3}{S}. \quad (11)$$

На рисунке 1 показаны удельная тяга двигателя $f_T(h)$ и удельное воздушное сопротивление аппарата $f_C(h)$ на разных высотах. Для поддержания заданной высоты орбиты сила тяги двигателя должна быть равна или превышать силу сопротивления воздуха.

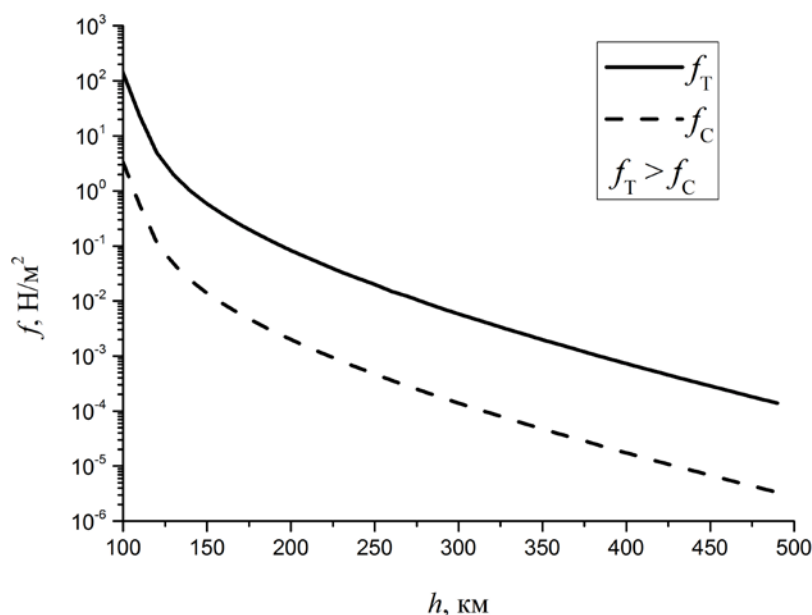


Рис. 1. Зависимость удельной тяги двигателя $f_T(h)$ и воздушного сопротивления аппарата $f_C(h)$ от высоты орбиты

Как видно из (10), тяга двигателя при неизменной высоте орбиты зависит от ускоряющего напряжения U_y и отношения площади воздухозаборника к площади аппарата γ . Получим выражение для критического ускоряющего напряжения, при котором сила тяги будет равна силе воздушного сопротивления аппарата. Для этого приравняем (10) и (11) и после преобразования получаем

$$U_{кр} = \frac{1}{8e} \left(\frac{C_f V_a}{\eta_T \gamma} \frac{\sum_i M_i a_i}{\sum_i x_i a_i \sqrt{M_i}} \right)^2. \quad (12)$$

Из выражения (12) можно определить необходимое для работы двигателя ускоряющее напряжение и выбрать тип холловского двигателя (стационарный плазменный двигатель или двигатель с анодным слоем) в зависимости от геометрических размеров аппарата воздухозаборника и высоты орбиты. Расчёты показывают, что для значений $\gamma=0,2$ и $\eta_T=0,5$ напряжение $U_{кр}$ составляет около 480 В, что является характерным значением для стационарного плазменного двигателя (СПД). Для значения $\gamma=0,1$

напряжение $U_{кр}$ составит около 1900 В, что характерно для двигателя с анодным слоем (ДАС).

Электрическая мощность, вкладываемая в двигатель для поддержания заданной высоты орбиты при критическом напряжении $U_{кр}$, равна

$$W_{эл}(h) = \frac{1}{\eta_T} \sum_i \frac{V_i^2}{2} \frac{dm_i}{dt} = \frac{1}{2\eta_T} \sum_i \frac{2eU_{кр}}{M_i} \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} x_i a_i M_i =$$

$$= \frac{eU_{кр}}{\eta_T} \frac{S_3 V_a p(h)}{kT} \sum_i x_i a_i. \quad (13)$$

Из полученной зависимости можно определить необходимую мощность двигательной установки для работы на орбите заданной высоты либо минимальную высоту орбиты для заданной мощности. Например, при высоте орбиты 200 км и площади воздухозаборника 1 м^2 и $\gamma=0,15$ потребляемая мощность будет составлять около 15000 Вт.

Тяговый КПД двигателя на заборном воздухе и пути его увеличения

Из выражения (13) видно, что тяговый КПД является определяющей величиной для допустимой высоты орбиты при заданной электрической мощности двигателя. Для поддержания аппарата на более низких орбитах при ограниченной мощности бортовой энергоустановки необходимо повышать тяговый КПД двигателя.

В двигателях с анодным слоем, выполненных по одноступенчатой схеме основной причиной потери тяги является большой разброс ионов по энергиям на выходе из двигателя (низкий энергетический КПД). Это связано с тем, что в ДАС зона ускорения практически совмещена с зоной ионизации, и разброс мест рождения ионов по ускорительному каналу приводит к значительному разбросу энергии ионов на выходе из двигателя. Причем переход с ксенона на аргон или на иные газы приводит к еще большему снижению средней энергии ионов. Эффективным способом повышения

средней энергии ионов и, следовательно, тягового КПД двигателя с анодным слоем является переход к двухступенчатой схеме [10]. В такой схеме зона ионизации и зона ускорения разнесены. При этом, процессы ионизации происходят в первой ступени при напряжениях порядка 300 В, а основное ускорение в ступени при напряжениях около 2000 В, что обеспечивает малый разброс ионов по энергиям на выходе из ускорителя.

Как было показано в работах [12-14], существенным эффектом, приводящим к потере тяги холловского двигателя, может быть азимутальная закрутка ионов, вылетающих из ускорительного канала. Это явление вызвано отклонением траектории иона на угол α в поперечном магнитном поле, в результате чего траектория ионов становится непараллельной оси двигателя и пучок принимает форму однополосного гиперboloида. Зависимость тягового КПД от угла поворота иона получена в работе [13] и имеет вид

$$\eta_T \approx \frac{1}{1 + \alpha^2} . \quad (14)$$

Угол азимутального отклонения однозарядных ионов определяется выражением

$$\alpha \approx \tan \alpha = \sqrt{\frac{e}{2M_i U_y}} \Omega , \quad (15)$$

где Ω – величина, равная магнитному потоку, пронизывающему разрядный промежуток, ограниченный траекторией движения частицы, отнесенному к длине средней окружности канала [13].

Из (14) и (15) видно, что использование в качестве рабочего тела веществ с низкой атомарной массой приводит к увеличению угла азимутального поворота и, как следствие, снижению тягового КПД. Поэтому работа на воздухе из-за малой атомарной массы его компонентов приведет к ухудшению характеристик двигателя. Например, при характерных величинах удельного магнитного потока $\Omega = (0,45 \dots 1,20) \cdot 10^{-3}$ Тл·м и напряжениях 400...2000 В углы отклонения атомарных ионов азота составят $\alpha = 1^\circ - 6^\circ$.

Для устранения азимутального поворота ионов в работе предложено установить за срезом ускорительного канала двигателя дополнительную магнитную систему. Эта система создает магнитное поле, компенсирующее азимутальный поворот ионов. Для такой системы должно выполняться условие [15]

$$\int_0^{\infty} B_i dL = 0, \quad (16)$$

где B_i – индукция магнитного поля, L – ось канала двигателя.

При этом обеспечивается устранение азимутального поворота для ионов любой массы и с любым зарядом, что обеспечивает эффективную работу на газовой смеси.

Выводы

Использование компонентов воздуха в качестве рабочего вещества холловских двигателей позволит значительно увеличить время пребывания спутника на низкой опорной орбите при максимальной массе полезной нагрузки. Однако использование неоптимальной для работы таких двигателей газовой смеси приведет к значительному снижению тягового КПД двигателя. Для решения этой проблемы необходимо проводить конструкторскую проработку схем, обеспечивающих устранение азимутального поворота легких ионов, а также оптимизировать ионизационные процессы в ускорительном канале двигателя.

Список литературы

1. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany, September 2011). IEPC-2011-142.

2. Pekker L., Keidar M. Analysis of Air Breathing Hall Effect Thruster // 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference (Honolulu, HI, June 2011). AIAA-2011-3737. DOI: 10.2514/6.2011-3737
3. Nishiyama K. Air Breathing Ion Engine // 24th International Symposium on Space Technology and Science (Miyazaki City, Japan, May-June 2004). ISTS 2004-o-3-05v.
4. Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development Statue of Atomic Oxygen Simulator for Air Breathing Ion Engine // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany, September 2011). IEPC-2011-294.
5. Tagawa M., Yokota K., Nishiyama K., Kuninaka H., Yoshizawa Y., Yamamoto D., Tsuboi T. Experimental Study of Air Breathing Ion Engine Using Laser Detonation Beam Source // Journal of Propulsion and Power. 2013. Vol. 29, no. 3. P. 501-506. DOI: 10.2514/1.B34530
6. Jones C., Masse D., Glass C., Wilhite A., Walker M. PHARO – Propellant Harvesting of Atmospheric Resources in Orbit // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, March 2010. DOI: 10.1109/AERO.2010.5447034
7. DiCara D., Gonzalez del Amo J., Santovincenzo A., Dominguez B.C., Arcioni M., Caldwell A., Roma I. RAM Electric Propulsion for Low Earth Orbit Operation: an ESA study // 30th International Electric Propulsion Conference (Florence, Italy, September 2007). IEPC-2007-162.
8. Diamant K.D. A 2-Stage Cylindrical Hall Thruster for Air Breathing Electric Propulsion // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibi (Nashville, TN, July 2010). AIAA-2010-6522. DOI: 10.2514/6.2010-6522
9. Hedin A.E. Extension of the MSIS Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere // Journal of Geophysical Research. 1991. Vol. 96, no. A2. P. 1159-1172.
10. Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.
11. Stone W.C., Witzgall C. Evaluation of Aerodynamic Drag and Torque for External Tanks in Low Earth Orbit // Journal of Research of the National Institute

of Standards and Technology. 2006. Vol. 111, no. 2. P. 143-159. DOI:

[10.6028/jres.111.014](https://doi.org/10.6028/jres.111.014)

12. Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г. Влияние азимутального отклонения ионов на форму пучка двигателя с анодным слоем // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 10. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/483832.html> (дата обращения 01.11.2013).
13. Марахтанов М.К., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Воробьев Е.В., Крылов В.И. Влияние азимутального отклонения ионов плазменной струи на тяговый КПД двигателя с анодным слоем // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 12. DOI: [10.7463/1212.0483944](https://doi.org/10.7463/1212.0483944)
14. Марахтанов М.К., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Воробьев Е.В. Экспериментальное подтверждение эффекта азимутального отклонения ионов в двигателях с анодным слоем // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 11. DOI: [10.7463/1112.0483882](https://doi.org/10.7463/1112.0483882)
15. 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. вып. "Ионно-плазменные технологии". С. 35-41.

Air breathing Hall Effect thrusters for Low Earth Orbit spacecraft

12, December 2013

DOI: 10.7463/1213.0660910

Duhopel'nikov V.V., Ivakhnenko S.G., Kurilovich D.A.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation

duh@power.bmstu.ru

ivakhnenko@bmstu.ru

kurilovich@bmstu.ru

The authors consider a possibility of using a Hall Effect thruster working with an ambient atmospheric gas for orbital station-keeping. Relation between thrust and atmospheric drag force was obtained. It was shown that there is a critical value of accelerating voltage which provides equality of thrust and air drag force. Relation between this critical accelerating voltage and spacecraft velocity, as well as relation between thrust efficiency and the ratio of air intake area to the spacecraft's area, were obtained. Basic ways of improving efficiency of the air breathing Hall Effect thruster were proposed.

Publications with keywords: [anode layer thruster](#), [Air Breathing Hall Effect thruster](#), [low earth orbit](#)

Publications with words: [anode layer thruster](#), [Air Breathing Hall Effect thruster](#), [low earth orbit](#)

References

1. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions. In: *Proc. 32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, September 2011, IEPC-2011-142.
2. Pekker L., Keidar M. Analysis of Air Breathing Hall Effect Thruster. In: *Proc. 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference*, Honolulu, HI, June 2011, AIAA-2011-3737. DOI: 10.2514/6.2011-3737
3. Nishiyama K. Air Breathing Ion Engine. In: *Proc. 24th International Symposium on Space Technology and Science*, Miyazaki City, Japan, May-June 2004, ISTS 2004-o-3-05v.
4. Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development Statue of Atomic Oxygen Simulator for Air Breathing Ion Engine. In: *Proc. 32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, September 2011, IEPC-2011-294.

5. Tagawa M., Yokota K., Nishiyama K., Kuninaka H., Yoshizawa Y., Yamamoto D., Tsuboi T. Experimental Study of Air Breathing Ion Engine Using Laser Detonation Beam Source. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, vol. 29, no. 3, pp. 501-506. DOI: 10.2514/1.B34530
6. Jones C., Masse D., Glass C., Wilhite A., Walker M. PHARO – Propellant Harvesting of Atmospheric Resources in Orbit. *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, March 2010. DOI: 10.1109/AERO.2010.5447034
7. DiCara D., Gonzalez del Amo J., Santovincenzo A., Dominguez B.C., Arcioni M., Caldwell A., Roma I. RAM Electric Propulsion for Low Earth Orbit Operation: an ESA study. In: *Proc. 30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, Italy, September 2007, IEPC-2007-162.
8. Diamant K.D. A 2-Stage Cylindrical Hall Thruster for Air Breathing Electric Propulsion. In: *Proc. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, July 2010, AIAA-2010-6522. DOI: 10.2514/6.2010-6522
9. Hedin A.E. Extension of the MSIS Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere. *Journal of Geophysical Research*, 1991, vol. 96, no. A2, pp. 1159-1172.
10. Grishin S.D., Leskov L.V., Kozlov N.P. *Elektricheskie raketnye dvigateli* [Electric rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1975. 272 p.
11. Stone W.C., Witzgall C. Evaluation of Aerodynamic Drag and Torque for External Tanks in Low Earth Orbit. *Journal of Research of the National Institute of Standards and Technology*, 2006, vol. 111, no. 2, pp. 143-159. DOI: [10.6028/jres.111.014](https://doi.org/10.6028/jres.111.014)
12. Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G. Vliyaniye azimutal'nogo otkloneniya ionov na formu puchka dvigatelya s anodnym sloem [Influence of azimuthal deflection of ions on the beam shape of the engine with anode layer]. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of the Bauman MSTU], 2012, no. 10. DOI: [10.7463/1012.0483832](https://doi.org/10.7463/1012.0483832)
13. Marakhtanov M.K., Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Vorob'ev E.V., Krylov V.I. Vliyaniye azimutal'nogo otkloneniya ionov plazmennoy strui na tyagovyy KPD dvigatelya s anodnym sloem [The influence of the azimuthal deviation ion plasma jet on the traction motor efficiency with anode layer]. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of the Bauman MSTU], 2012, no. 12. DOI: [10.7463/1212.0483944](https://doi.org/10.7463/1212.0483944)
14. Marakhtanov M.K., Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Vorob'ev E.V. Eksperimental'noe podtverzhdeniye effekta azimutal'nogo otkloneniya ionov v dvigatelyakh s anodnym sloem [Experimental demonstration of azimuthal ion deviation effect in engines with anode layer]. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of the Bauman MSTU], 2012, no. 11. DOI: [10.7463/1112.0483882](https://doi.org/10.7463/1112.0483882)
15. 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 nanorazmernoi 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-plazmennyye tekhnologii" ["Ion-plasma technology"], pp. 35-41.