

Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов

С.В. КАНЕВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва),

В.Г. ПЕТУХОВ,
д-р техн. наук,

Г.А. ПОПОВ,

д-р техн. наук, академик РАН
(НИИПЭ МАИ, Москва),

С.А. ХАРТОВ,

д-р техн. наук

(МАИ, Москва)

k208mai@mai.ru

riame@sokol.ru

Исследуется возможность использования прямоточного электрореактивного двигателя (ПЭРД) для корректирующей двигательной установки низколетящего космического аппарата. Приводятся расчетные данные об уровне аэродинамического торможения космического аппарата на орбитах 180–280 км. Проанализированы параметры ПЭРД, выбран наиболее подходящий для дальнейшего исследования высокочастотный ионный двигатель.

Прямоточный электрореактивный двигатель, низкие орбиты, компенсация аэродинамического торможения космических аппаратов

Для повышения эффективности работы регистрирующей аппаратуры перспективных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) высоты их орбит целесообразно выбирать в диапазоне 180–280 км. Однако на этих высотах концентрация газов остаточной атмосферы достигает уровня $10^{15}–10^{17}$ $1/м^3$ [1], что с учетом орбитальной скорости аппарата создает достаточно большое аэродинамическое сопротивление, приводящее к торможению КА и снижению высоты его орбиты. Срок активного существования (САС) КА на низких орбитах (НО) колеблется от нескольких дней до нескольких месяцев. Для увеличения САС данное снижение должно компенсироваться приращением скорости КА с использованием корректирующей двигательной установки (КДУ). Однако для существующих КДУ с жидкостными ракетными двигателями даже увеличение САС НО КА до одного года приведет к практически полному сокращению массы целевой аппаратуры за счет увеличения запасов топлива.

Известен опыт длительной работы (более четырех лет) КА ДЗЗ GOCE Европейского космического агентства на орбитах 250–280 км [2]. Высота орбиты поддерживалась и корректировалась КДУ с электроракетным двигателем (ЭРД) фирмы «QinetiQ». Для этого потребовался запас рабочего тела – ксенона – приблизительно 40 кг, а аппарат прекратил свое существование по завершении выработки всей массы рабочего тела.

В настоящее время ЭРД широко используются для довыведения, коррекции орбиты и поддержания «точки стояния» долгоживущих геостационарных связных КА, а также в системах коррекции орбит ряда аппаратов ДЗЗ [3]. Опыт эксплуатации данных двигателей свидетельствует о целесообразности использования ЭРД как одного из наиболее приемлемых компонентов корректирующих силовых установок, разрабатываемых НО КА ДЗЗ с повышенным САС. Параметры современных ЭРД приведены в табл. 1.

Таблица 1

Тип двигателя	Потребляемая мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Подтвержденный ресурс, ч	кпд
Электротермический	1–30	300–600	944–1200	8000	0,2–0,3
Магнитоплазмодинамический	50–1000	5000–60000	500–5000	500	0,15–0,3
Холловский	0,1–45	7–1500	1200–7000	1000–12000	0,2–0,65
Ионный	0,1–35	18–570	1100–7000	10000–45000	0,5–0,7

Однако применение традиционных моделей ЭРД для решения этих задач не будет способствовать значительному повышению эффективности перспективных аппаратов, поскольку для работы двигателя требуется использование электрической энергии и соответственно увеличение поверхностей солнечных батарей, что, в свою очередь, приведет к повышению аэродинамического торможения КА и увеличению массы рабочего тела для его компенсации. Для преодоления этих ограничений необходимо попытаться уменьшить количество рабочего тела на борту забором его из атмосферы.

Атмосфера Земли не имеет четкой границы, она постепенно переходит в безвоздушное пространство. Это значит, что чем ниже орбита КА, тем большую силу аэродинамического сопротивления он будет испытывать. Эта сила будет тормозить аппарат, и высота его орбиты будет уменьшаться, что приведет к еще большему росту силы аэродинамического сопротивления. Применение схем ЭРД с использованием

забора внешнего рабочего тела потребует совершенствования формы аппарата с целью минимизации его аэродинамического сопротивления.

Для выбора типа двигателя для НО КА необходимо прежде всего рассмотреть вопрос о влиянии верхних слоев атмосферы на аппарат применительно к разным высотам его орбиты. В табл. 1 приведена сила аэродинамического сопротивления на круговых орбитах искусственного спутника Земли в диапазоне высот 180–280 км для КА с миделевой площадью 1 м². Сила аэродинамического сопротивления рассчитывалась при коэффициенте аэродинамического сопротивления 2,2. Для вычисления плотности верхней атмосферы использовалась динамическая модель Массачусетской инженерной термосферы [4], основанная на модели верхней атмосферы [5]. В рамках этой модели учитываются суточные, сезонные и географические вариации плотности атмосферы, а также вариации плотности, связанные с динамикой солнечной и геомагнитной активности. В табл. 2 приведена сила сопротивления, соответствующая минимуму и максимуму солнечной и геомагнитной активности. Минимальные, максимальные и средние значения вычислялись на периоде в один год на равномерной географической сетке для каждого уровня солнечной и геомагнитной активности.

Таблица 2

Высота круговой орбиты, км	Солнечная / геомагнитная активность	Сила сопротивления, Н		
		Минимум	Среднее значение	Максимум
180	минимум	$1,772 \cdot 10^{-2}$	$2,337 \cdot 10^{-2}$	$3,021 \cdot 10^{-2}$
	максимум	$5,034 \cdot 10^{-2}$	$5,256 \cdot 10^{-2}$	$5,463 \cdot 10^{-2}$
200	минимум	$6,838 \cdot 10^{-3}$	$9,850 \cdot 10^{-3}$	$1,383 \cdot 10^{-2}$
	максимум	$2,822 \cdot 10^{-2}$	$2,993 \cdot 10^{-2}$	$3,141 \cdot 10^{-2}$
230	минимум	$1,946 \cdot 10^{-3}$	$3,153 \cdot 10^{-3}$	$4,934 \cdot 10^{-3}$
	максимум	$1,389 \cdot 10^{-2}$	$1,526 \cdot 10^{-2}$	$1,646 \cdot 10^{-2}$
240	минимум	$1,325 \cdot 10^{-3}$	$2,228 \cdot 10^{-3}$	$3,602 \cdot 10^{-3}$
	максимум	$1,127 \cdot 10^{-2}$	$1,257 \cdot 10^{-2}$	$1,371 \cdot 10^{-2}$
280	минимум	$3,194 \cdot 10^{-4}$	$6,227 \cdot 10^{-4}$	$1,139 \cdot 10^{-3}$
	максимум	$5,352 \cdot 10^{-3}$	$6,353 \cdot 10^{-3}$	$7,321 \cdot 10^{-3}$

Следует отметить, что для обеспечения гарантированного удержания КА на заданной высоте сила тяги двигателя должна быть не менее максимальной величины аэродинамического сопротивления в условиях максимума солнечной и геомагнитной активности, а для оценки требуемого расхода рабочего тела или ресурса работы ЭРД необходимо использовать среднее значение аэродинамического сопротивления.

При высоте орбиты порядка 280–300 км и выше, вероятно, для компенсации аэродинамического сопротивления с целью поддержания высоты орбиты наиболее целесообразно использовать традиционные ЭРД с полным запасом рабочего тела на борту КА. На более низких орбитах ЭРД с использованием полностью или частично атмосферного газа может оказаться более эффективным. В результате исследования [6] был сделан аналогичный вывод: на орбитах высотой более 250 км двигатели, работающие на атмосферных газах, не смогут составить существенную конкуренцию стандартным ЭРД, поэтому основное внимание следует уделять высотам 160–250 км [6].

Идея использования остаточной атмосферы Земли в качестве рабочего тела ЭРД не нова [7], но остается вопрос, могут ли современные модели двигателей эффективно работать на таких газах. Это относится не только к возможности ионизации в двигателе смеси азота и кислорода, но и к работе ЭРД при более низких уровнях расхода массы и энергии, при этом время работы двигателя должно соответствовать требуемому ресурсу КА.

Анализ условий окружающей среды на целевых орбитах НО КА ДЗЗ показывает, что величины концентраций газов атмосферы здесь достаточны для использования их в качестве рабочего тела в ЭРД [1].

Рассмотрим возможность поддержания низкой орбиты КА с помощью ПЭРД.

Для обеспечения компенсации силы аэродинамического лобового сопротивления КА силой тяги ПЭРД должно выполняться условие

$$\dot{m}w = C_{xa}qS_{хар}, \quad (1)$$

где \dot{m} – секундный массовый расход рабочего тела (воздуха) ПЭРД; w – эффективная скорость истечения рабочего тела; C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления КА; q – скоростной напор; $S_{хар}$ – характерная площадь КА.

Секундный массовый расход рабочего тела (атмосферного газа):

$$\dot{m} = \rho S_b V, \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха на высоте полета КА; S_b – площадь входного сечения воздухозаборника ПЭРД; V – орбитальная скорость КА:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R}}, \quad (3)$$

где μ – гравитационный параметр Земли ($\mu = 398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$); R – радиус орбиты КА.

Скоростной напор находится следующим образом:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}. \quad (4)$$

В качестве характерной площади КА, к которой отнесен коэффициент силы аэродинамического сопротивления, принимается сумма площади входного сечения устройства забора газов атмосферы и площади солнечных батарей КА (S_{sa}).

$$S_{\text{хар}} = S_b + S_{sa}. \quad (5)$$

Оценка площади солнечных батарей:

$$S_{sa} = \frac{N}{N_{sp}}, \quad (6)$$

где N_{sp} – удельная электрическая мощность солнечных батарей; N – потребляемая электрическая мощность ПЭРД, которая может быть найдена следующим образом:

$$N = \frac{\dot{m} w^2}{2\eta}, \quad (7)$$

где η – тяговый КПД ПЭРД.

Для нахождения плотности воздуха на высоте полета КА использовалась модель верхней атмосферы Земли CIRA-72 [8]. Известно, что плотность верхней атмосферы сильно зависит от солнечной активности. Были рассмотрены два уровня солнечной активности – низкий (при индексе солнечной активности $F_{10,7} = 70 \cdot 10^{22} \text{ Вт}/\text{м}^2/\text{Гц}$) и высокий ($F_{10,7} = 240 \cdot 10^{22} \text{ Вт}/\text{м}^2/\text{Гц}$).

При проведении расчета коэффициент силы лобового сопротивления КА был принят равным 2,2; тяговый КПД ПЭРД – 0,6; удельная электрическая мощность солнечных батарей – $300 \text{ Вт}/\text{м}^2$.

На рис. 1 представлен график зависимости равновесной высоты полета КА от удельного импульса ПЭРД при высокой и низкой солнечной активности. Здесь и далее на всех рисунках: - - - – низкий уровень солнечной активности; — – высокий уровень, $S_b = 0,1 \text{ м}^2$.

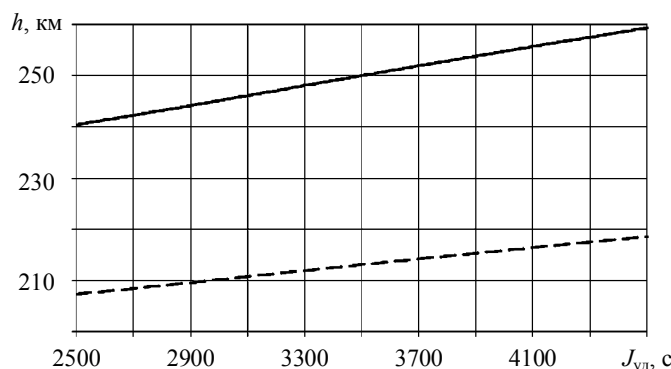


Рис. 1

Отметим, что потребляемый секундный массовый расход воздуха ПЭРД почти не зависит от уровня солнечной активности и прямо пропорционален площади входного сечения воздухозаборника ПЭРД (рис. 2).

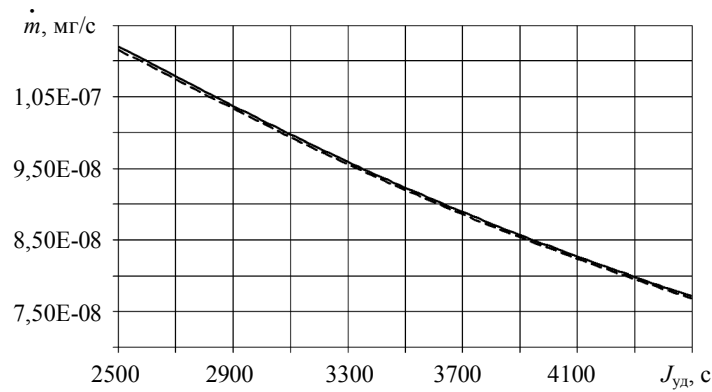


Рис. 2

Приведем зависимости требуемой электрической мощности (рис. 3) и величины тяги ПЭРД (рис. 4) от его удельного импульса.

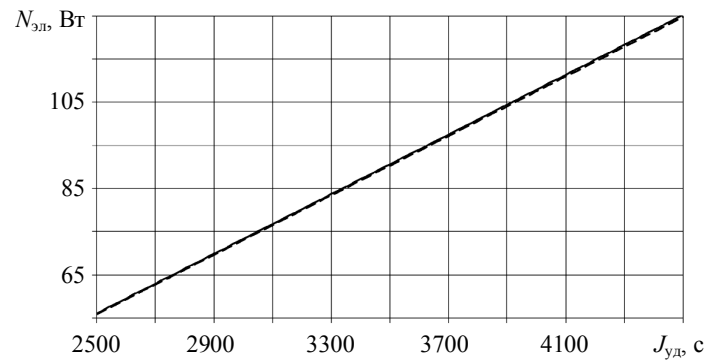


Рис. 3

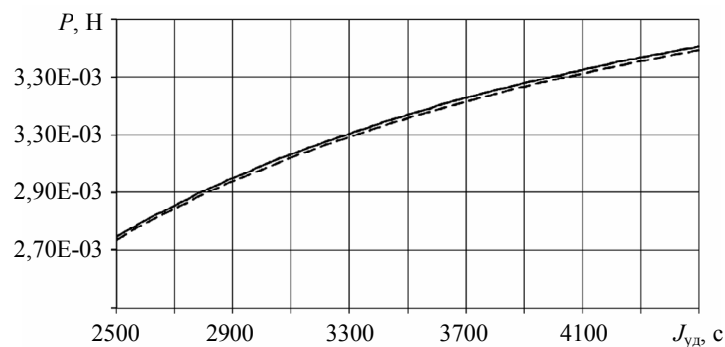


Рис. 4

Выбор двигателя является определяющим для всей КДУ. По данным исследования [7], для орбит с высотой порядка 200 км на входе в ПЭРД может быть получено давление около 1 мПа (концентрация частиц $10^{15}-10^{16} м^{-3}$). С учетом этого как основа ПЭРД перспективных КА ДЗЗ могут быть использованы ЭРД разных типов и мощностей.

Электротермические двигатели – омические и электродуговые двигатели малой тяги. При анализе их работы на атмосферном рабочем теле критичным становится вопрос обеспечения их длительного ресурса. Эрозия стенок сопла (особенно в горловине), в частности, из-за потока радикалов кислорода, имеющего высокую температуру, ограничивает время работы таких ЭРД и снижает уровень их характеристик. Таким образом, использование прямоточного электротермического двигателя оценивается как маловероятное.

Для стабильной и эффективной работы магнитоплазодинамических двигателей необходима значительная мощность (более нескольких кВт) [9], что является существенным минусом. Однако в импульсном режиме работы такой двигатель (импульсный плазменный двигатель) может с легкостью функционировать, потребляя лишь несколько ватт. В работе [10] исследовались модели импульсного плазменно-

го двигателя, использующие газ вместо обычного твердого или жидкого рабочего тела, и был сделан вывод, что дополнительного внимания требует сильная эрозия катода. В общем и целом необходимы дальнейшие исследования по оптимизации газовых импульсных плазменных двигателей с целью поиска оптимальной комбинации энергии и массы на входе.

Электростатические двигатели – ионные и холловские двигатели. Ионный воздушно-реактивный двигатель (ИВРД) был одним из первых рассмотренных в современной литературе [7]. Расчетное исследование показало, что двигатель на основе СВЧ-разряда с интегрированным в корпус КА кольцевым воздухозаборником может обеспечить цену тяги 100 кВт/Н. Согласно расчетам на высотах около 150–180 км кольцевой воздухозаборник позволит получать в камере ионизации двигателя концентрацию частиц порядка 10^{18} м^{-3} [7]. По оценкам, миделева площадь КА с таким воздухозаборником должна быть не более $0,9 \text{ м}^2$, при этом сила аэродинамического сопротивления составила бы 50–100 мН [7]. Для компенсации торможения с помощью ИВРД необходимо, чтобы мощность бортовой энергоустановки КА доходила до 10 кВт. Это является чрезмерно большой величиной, приводящей к значительному увеличению размеров и массы КА.

Высокочастотный разряд может быть эффективным ионизатором при более низкой концентрации газов. Так, в исследовании [11] была показана эффективная работа ионного двигателя типа RIT-10 на азоте и кислороде. При мощности 450 Вт была достигнута тяга 90 кВт/Н – та же, что и в случае двигателя ИВРД. Исследование эрозии сеток RIT-10 продемонстрировало, что даже при работе на кислороде можно обеспечить достаточно большой ресурс двигателя при использовании традиционных конструктивных материалов [12].

Для моделей ИВРД и RIT катод-нейтрализатор может быть реализован на тех же принципах безэлектродного разряда, что позволяет прогнозировать его большой ресурс при работе на атмосферных газах [13].

В отличие от ионных, холловские двигатели обладают более высокой плотностью тяги. Холловские воздушно-реактивные двигатели описаны в работах [14,15]. Моделирование показало, что при давлении на входе (всего лишь 1 мПа) необходимый для работы массовый расход (не менее 2,5 мг/с) трудно получить. В связи с этим необходимо промежуточное хранилище для рабочего тела, что утяжеляет и усложняет всю конструкцию в целом. Для холловских двигателей отдельной проблемой является создание относительно сильноточного катода-нейтрализатора, работающего на атмосферном рабочем теле. Это является практически невыполнимой задачей для традиционно применяемых в этом двигателе типов устройств.

В работе [16] были рассмотрены варианты использования геликоновых разрядов в ЭРД, работающих на газах атмосферы, и приведены экспериментальные результаты отработки отдельных моделей. Однако результаты пока далеки от возможности применения таких схем.

Таким образом, наиболее приемлемым решением для ПЭРД по совокупности параметров (тяга, ресурс и подтверждение потенциальной работоспособности всех узлов двигателя) представляется ионный двигатель типа RIT.

Исходя из этого, для дальнейших исследований по созданию ПЭРД на атмосферных газах был выбран высокочастотный ионный двигатель.

Работа проводится в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» (соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Fujita K. Air intake performance of air breathing ion engines / Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2004. Vol. 52. № 610. P. 514–521.
2. GOCE [Electronical resource]. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Observing_the_Earth/GOCE (дата обращения: 14.09.2015).
3. Важенин Н.А. и др. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М.: Физматлит, 2012. 431 с.
4. Owens J.K. NASA Marshall engineering thermosphere model-version 2.0. Alabama: Marshall Space Flight Center, 2002. 41 p. (TM-2002-211786).
5. Jacchia L.G. Revised static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles: Special Report № 332 / Smithsonian Astrophysical Observatory. Cambridge, 1971. 116 p.

6. DiCara D. et al. RAM electric propulsion for low earth orbit operation: an ESA study // Proc. of the 30th International Electric Propulsion Conference, Sept. 17–20, 2007, Florence. IEPC-2007-162. 8 p.
7. Nishiyama K. Air breathing ion engine concept / Proc. of the 54th International Astronautical Congress, Sept. 29 – Oct. 3, 2003, Bremen. IAC-03-S4-02. 11 p.
8. CIRA-72 (COSPAR International Reference Atmosphere). Berlin: Akademie Verlag, 1972. 145 p.
9. Ziemer J.K., Choueiri E.Y. Scaling laws for electromagnetic pulsed plasma thrusters // Plasma Sources Science Technology. 2001. Vol. 10. № 6. P. 395–405.
10. Schönherr T., Komurasaki K., Herdrich G. Propellant utilization efficiency in a pulsed plasma thruster // Journal of Propulsion and Power. 2013. Vol. 29. № 6. P. 1478–1487.
11. Cifali G. et al. Experimental characterization of HET and RIT with atmospheric propellants // Proc. of the 32nd International Electric Propulsion Conference, Sept. 11–15, 2011, Wiestbaden. IEPC-2011-224. 12 p.
12. Cifali G. et al. Completion of HET and RIT characterization with atmospheric propellants // Proc. of the International Conference on Space Propulsion, May 7–10, 2012, Bordeaux. 18 p.
13. Zhu Y. Modeling of a microwave plasma electron source for neutralization of ion thrusters. Toulouse: University of Toulouse, 2013. 173 p.
14. Air breathing electrically powered Hall effect thruster: pat. 6834492 B2 US, № 10/177481; filed 21.06.2002.
15. Garrigues L. Computational study of Hall-effect thruster with ambient atmospheric gas as propellant // Journal of Propulsion and Power. 2012. Vol. 28. Iss. 2. P. 344–354.
16. Shabshelowitz A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion: Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering). Ann Arbor: University of Michigan, 2013. 163 p.

Поступила в редакцию 17.03.15

Electro-Rocket Ramjet Thruster for Compensating the Aerodynamic Drag of a Low-Orbit Spacecraft

S.V. KANEV, V.G. PETUKHOV, G.A. POPOV, AND S.A. KHARTOV

In the paper, the problem whether it is possible to use an electro-rocket ramjet (ERRJ) thruster in a correcting propulsion system of a low-orbit spacecraft (SC) is analyzed. The calculated aerodynamic drag of the spacecraft is presented for orbits of 180-280 km. Parameters of electro-rocket ramjet are analyzed and the most suitable high-frequency ion thruster is chosen for further investigation.

Electro-rocket ramjet thruster, low orbits, compensation of the spacecraft aerodynamic drag