

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАЗРЕЖЕННЫХ ГАЗОВ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Д. А. Бондаренко

Работа посвящена актуальному вопросу создания низкоорбитальных космических аппаратов, использующих разреженные газы атмосферы Земли в качестве рабочего тела. Использование электроракетных двигательных установок предполагает наличие рабочего тела на борту космического аппарата, подаваемого в двигатель для создания тяги, в связи с чем масса системы хранения и подачи рабочего тела составляет значительную часть от общей массы космического аппарата, а ограничение запасаемого на борту космического аппарата рабочего тела уменьшает срок его активного существования. В связи с этим становится актуальным вопрос об определении параметров набегающего потока разреженных атмосферных газов Земли для применения в качестве рабочего тела. Представлен расчет характеристик электроракетных двигательных установок с использованием набегающего потока разреженных атмосферных газов Земли на орбите 160 – 200 км в качестве рабочего тела в целях использования его в составе низкоорбитального космического аппарата.

Ключевые слова: электроракетная двигательная установка, атмосфера Земли, набегающий поток, низкая околоземная орбита, сила сопротивления, сила тяги, массовый расход, концентрация частиц, коэффициент аэродинамического сопротивления.

Введение

В настоящее время наиболее актуальной задачей является создание космических аппаратов (КА), способных длительное время функционировать на низкой околоземной орбите. Одним из наиболее перспективных решений данной задачи является использование набегающего потока разреженных атмосферных газов Земли в качестве рабочего тела (РТ). Преимуществами такого технического решения являются:

- увеличение срока активного существования;
- значительное уменьшение массы или отсутствие системы хранения и подачи рабочего тела (СХП РТ);
- увеличение полезного объема;
- снижение затрат на запуск и выведение на орбиту;
- уменьшение стартовой массы или увеличение массы целевой аппаратуры.

Несмотря на все возможные преимущества, главной проблемой для КА, работающих на высоте 160 – 200 км, является сопротивление, создаваемое верхними слоями атмосферы. На низких орбитах силу сопротивления необходимо постоянно компенсировать, чтобы избежать быстрого спада орбиты.

В последние годы концепция КА, использующего разреженные атмосферные газы, стала более реалистичной, поскольку в Европе, Японии, Китае, США и России проводится ряд теоретических и экспериментальных исследований в части разработки составных частей и низкоорбитальных КА в целом. Данные работы в России ведутся в НИИ ПМЭ МАИ, АО «Корпорация «ВНИИЭМ», АО ГНЦ «Центр Келдыша», ЦАГИ и МГТУ им. Н.Э. Баумана [1 – 11].

Для определения наиболее перспективной конфигурации КА, в том числе устройства для сбора

и концентрации потока и двигательной установки, необходимо провести анализ параметров набегающего потока разреженных атмосферных газов Земли в зависимости от солнечной активности, коэффициента аэродинамического сопротивления и высоты орбиты.

Определение основных параметров по модели NRLMSISE-00

Анализ атмосферной среды имеет фундаментальное значение для оценки возможности создания КА, использующего набегающий поток разреженных атмосферных газов в качестве рабочего тела, поскольку на свойства атмосферного потока влияет не только высота, но и относительное положение орбиты и Солнца, а также солнечная и геомагнитная активность.

Для дальнейшего анализа было принято решение использовать наиболее достоверную модель атмосферы, а именно модель NRLMSISE-00 [12], которая позволяет задавать параметры солнечной активности. Согласно статье [13], необходимо рассмотреть три периода последнего полного солнечного цикла, в котором можно выделить три временных промежутка, соответствующих низкой, средней и высокой солнечной активности (соответственно: декабрь 2008 г., февраль 2011 г. и апрель 2014 г.) (рис. 1).

С помощью данной модели для высоты орбиты 160 – 200 км определены значения концентрации наиболее распространенных частиц, а именно молекулярного азота N_2 и атомарного кислорода O. Результаты расчета для трех периодов с разной солнечной активностью приведены на рис. 2.

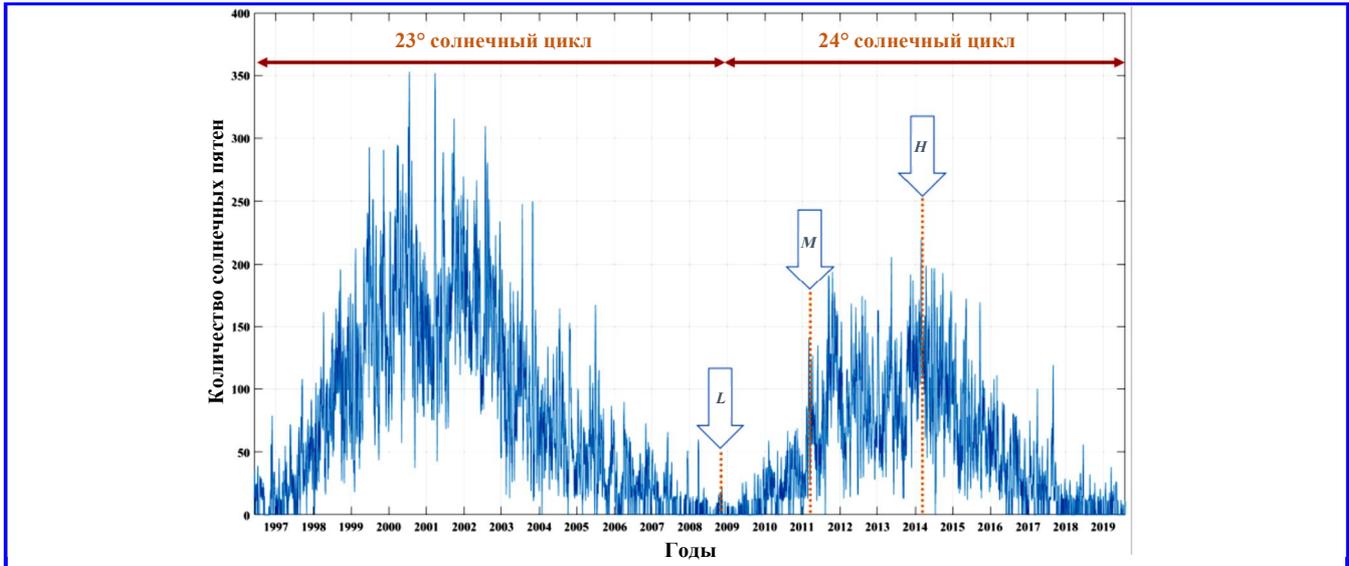


Рис. 1. Зависимость солнечной активности от времени года (L – низкая; M – средняя; H – высокая)

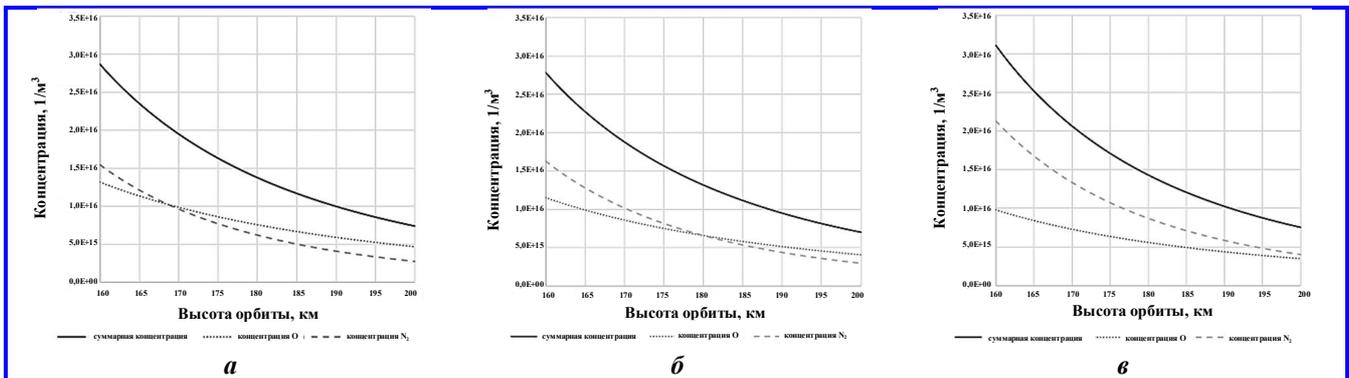


Рис. 2. Зависимость концентрации O и N₂ от высоты орбиты: а – минимальная солнечная активность; б – средняя солнечная активность; в – максимальная солнечная активность

Сравнительный анализ суммарных значений концентрации молекулярного азота и атомарного кислорода в зависимости от солнечной активности приведен на рис. 3, где можно отметить, что при увеличении солнечной активности возрастает

концентрация частиц.

Модель NRLMSISE-00 позволяет получить значения плотности набегающего потока частиц. Результат моделирования для орбит 160 – 200 км представлен на рис. 4.

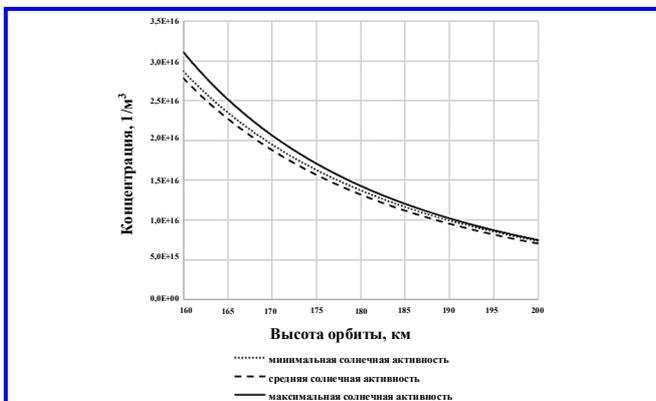


Рис. 3. Изменение суммарной концентрации в зависимости от солнечной активности

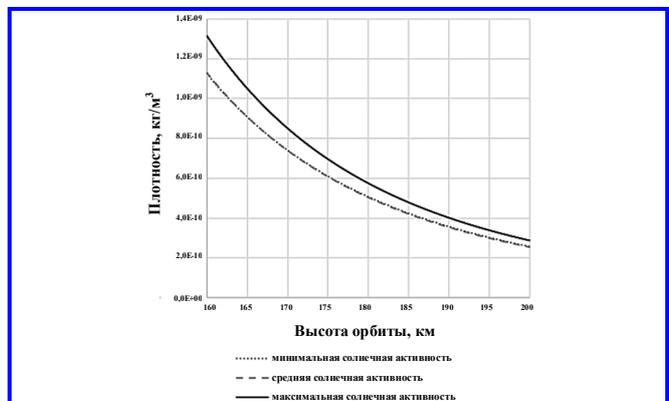


Рис. 4. Изменение плотности набегающего потока в зависимости от солнечной активности

Из этого графика можно сделать вывод, что плотность потока при минимальной и средней солнечной активности будет практически одинаковая, а при максимальной – значительно больше.

Расчет массового расхода

Для определения массового расхода набегающего потока, во-первых, необходимо рассчитать скорость КА на заданных орбитах по формуле:

$$V_{\text{КА}}(h) = \sqrt{\frac{GM_3}{R_3 + h}}, \quad (1)$$

где $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}$ – гравитационная постоянная; $M_3 = 6 \cdot 10^{24} \text{ кг}$ – масса Земли; $R_3 = 6,37 \cdot 10^6 \text{ м}$ – радиус Земли.

По результатам расчета скорость КА находится в диапазоне 7800 – 7830 м/с, таким образом, ее изменение незначительное и составляет $\approx 0,38\%$.

Во-вторых, необходимо учесть массу молекулы азота и атома кислорода:

$$m_{\text{N}_2} = 4,67 \cdot 10^{-26} \text{ кг};$$

$$m_{\text{O}} = 2,66 \cdot 10^{-26} \text{ кг}.$$

Массовый расход определяется по формуле:

$$\dot{m} = S_{\text{св}} V m n, \quad (2)$$

где $S_{\text{св}}$ – площадь, через которую частицы набегающего потока свободно пролетают, м^2 ; V – орбитальная скорость КА, м/с; m – масса частицы, кг; n – концентрация частиц, $1/\text{м}^3$.

Таким образом, можно определить значение массового расхода на входе в воздухозаборное устройство КА по формуле (2), подставляя необходимый параметр площади, через которую частицы набегающего потока разреженных атмосферных газов могут свободно пролетать.

Расчет силы лобового сопротивления

Сила лобового сопротивления КА рассчитывается по формуле:

$$F_{\text{сопр}} = (SC_x \rho V^2)/2, \quad (3)$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ – плотность набегающего потока ($\text{кг}/\text{м}^3$).

Из формулы (3) следует, что сила сопротивления напрямую зависит от коэффициента аэродинамического сопротивления C_x . Для определения диапазона

значений коэффициента необходимо использовать специализированный комплекс программ [14].

Результат расчета коэффициента аэродинамического сопротивления на рассматриваемых высотах орбиты для КА с продольной компоновкой, имеющего в сечении форму квадрата, и с дополнительно установленными солнечными батареями, продемонстрировал диапазон значений коэффициента $C_x = 1,24 - 1,33$.

Таким образом, можно сделать вывод, что при изменении высоты орбиты КА, коэффициент аэродинамического сопротивления изменяется на $\approx 15\%$.

Учитывая, что во время полета КА предполагается изменение высоты орбиты, необходимо провести расчет коэффициента при изменении угла атаки КА в диапазоне $\pm 10^\circ$. Результат расчета для высоты орбиты КА 200 км представлен на рис. 5.

По результату расчета наблюдаются минимальное значение коэффициента аэродинамического сопротивления, когда угол атаки равен 0° . Таким образом, при маневрировании КА с одной орбиты на другую, необходимо учитывать увеличение коэффициента аэродинамического сопротивления и, соответственно, возрастание необходимой силы тяги двигателя.

Из формулы (3) можно наблюдать прямую зависимость силы лобового сопротивления от площади КА, на которую воздействует набегающий поток разреженных атмосферных газов. Проведем расчет для лобовой площади КА: $S = 0,165 \text{ м}^2$ (данное значение выбрано исходя из теоретических и экспериментальных наработок специалистов АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и НИИ ПМЭ МАИ). Результат расчета силы лобового сопротивления представлен на рис. 6.

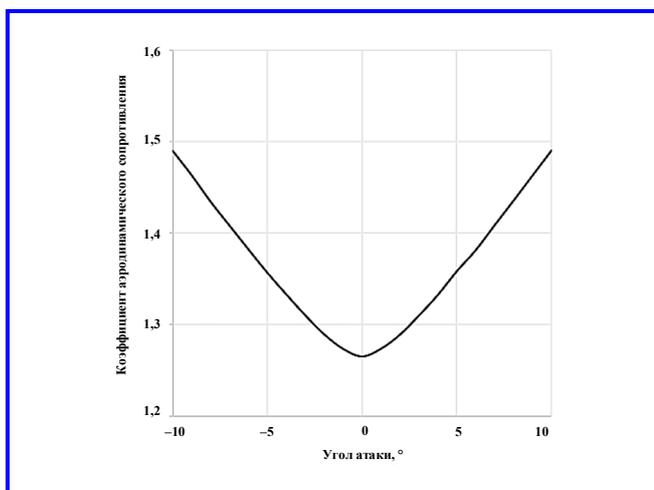


Рис. 5. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки

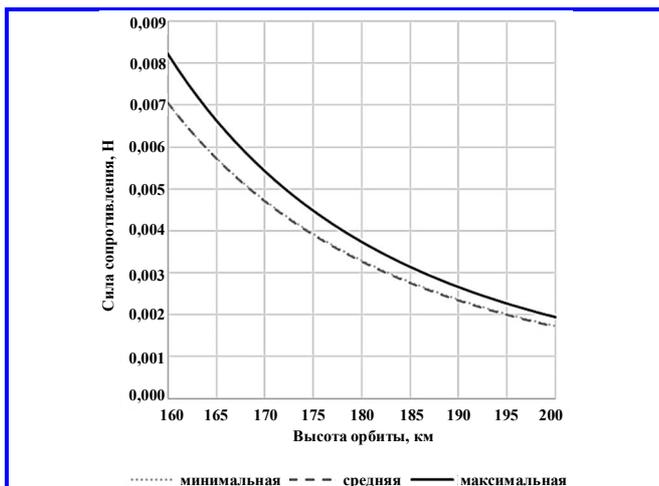


Рис. 6. Зависимость силы лобового сопротивления от высоты орбиты и солнечной активности

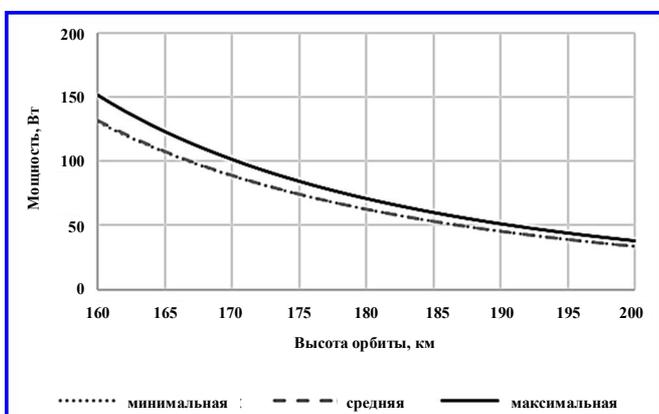


Рис. 7. Изменение значения мощности двигателя в зависимости от солнечной активности

Таблица

Зависимость удельного импульса тяги от коэффициента эффективности сбора набегающего потока

КПД сбора	0,35	0,5	0,9
Минимальная солнечная активность	1986 – 2108 с	1390 – 1476 с	772 – 820 с
Средняя солнечная активность	1997 – 2118 с	1389 – 1483 с	777 – 824 с
Максимальная солнечная активность	1978 – 2111 с	1385 – 1478 с	769 – 821 с

Таким образом, получены расчетные значения необходимой силы тяги двигателя для компенсации силы лобового сопротивления КА. Для минимизации силы сопротивления необходимо рассматривать КА с продольной компоновкой и наименьшей лобовой площадью.

Расчет удельного импульса

Удельный импульс тяги рассчитывается по формуле:

$$J_{уд} = F_T / \dot{m}_д, \tag{4}$$

где $F_T \geq F_{сопр}$ – необходимая сила тяги двигателя, (кг·м)/с²; $\dot{m}_д$ – массовый расход на входе в двигатель, мг/с.

Массовый расход на входе в двигатель равен массовому расходу на входе в воздухозаборное устройство с учетом коэффициента эффективности сбора набегающего потока. Этот коэффициент, согласно статье [15], соответствует диапазону 0,35 – 0,9 (коэффициент 0,35 соответствует проекту Diamant K. D. [16] и проекту МАВНЕТ компании Busek Co. Inc. [17], а коэффициент 0,9 – проекту Shabshelowitz A. [18]).

Проведем расчет значений удельного импульса тяги для трех разных коэффициентов эффективности сбора («0,35», «0,5» и «0,9»). Результаты расчета с учетом значений ускорения свободного падения в соответствии с ГОСТ 4401-81 [19] в зависимости от солнечной активности представлены в таблице.

По данным таблицы можно сделать вывод, что удельный импульс тяги напрямую зависит от коэффициента эффективности сбора разреженных атмосферных газов. В связи с этим требуется глубокая проработка вопроса конструкции воздухозаборного устройства для достижения наибольшей эффективности сбора.

Расчет мощности двигателя

Для определения необходимой мощности, подводимой к двигателю, необходимо определить мощность струи путем суммирования кинетической энергии частиц, истекающих из двигателя за одну секунду. Поскольку основные истекающие частицы (ионы азота и кислорода) имеют почти одинаковую массу ($N = 14$ а. е. м., $O = 16$ а. е. м.), а энергией электронов можно пренебречь ввиду их малой массы, то мощность двигателя будет рассчитываться по формуле:

$$N_C = N_K = (\dot{m}_д \bar{V}^2) / 2, \tag{5}$$

где N_C – мощность струи, Вт; N_K – кинетическая мощность, Вт; \bar{V}^2 – квадрат среднего значения проекций скоростей частиц на направление оси ускорителя или же квадрат удельного импульса тяги, м²/с².

На рис. 7 представлены результаты расчета необходимой мощности двигателя по формуле (5) в зависимости от солнечной активности с учетом КПД двигателя равного 0,5 и коэффициента эффективности сбора набегающего потока равного 0,35.

Из данного графика можно сделать вывод, что для компенсации аэродинамического сопротивления при проектировании КА необходимо закладывать не менее 160 Вт электрической мощности для нормального функционирования двигателя. Данное значение мощности учитывает затраты на систему ионизации и ускорения без учета энергозатрат на нейтрализацию потока, систему питания и управления и СХП РТ.

Заключение

Проведен анализ и расчет параметров электроракетного двигателя, использующего атмосферные газы в качестве рабочего тела для компенсации силы аэродинамического сопротивления КА на высоте орбиты 160 – 200 км. При этом необходимая мощность двигательной установки с учетом потерь и дополнительных энергозатрат на нейтрализацию потока, систему питания и управления и систему хранения и подачи рабочего тела, должна быть не меньше 300 Вт в указанном диапазоне высот при площади поперечного сечения воздухозаборного устройства КА $S \approx 0,165 \text{ м}^2$. Указанные значения мощности электроракетных двигательных установок сравнимы с существующим ионным двигателем RIT-10 [15], функционирующим на ксеноне, но конструкция данного двигателя не предусматривает использование его для решения подобных задач.

Несмотря на приведенные характеристики, демонстрирующие, что внешнего рабочего тела достаточно для функционирования двигательной установки, нельзя исключать риски, связанные с отсутствием экспериментального подтверждения приведенных результатов, и целесообразно иметь на борту систему хранения и подачи рабочего тела, способную исключить форс-мажорные обстоятельства, например, нахождение в нижней точке орбиты в условиях экстремально малого количества внешнего рабочего тела, что грозит сходу аппарата с низкой околоземной орбиты.

Для дальнейшего проектирования таких КА необходима проработка вопросов, связанных с теоретическим и экспериментальным определением наиболее точных параметров воздухозаборного устройства.

В настоящее время специалистами АО «Корпорация «ВНИИЭМ» совместно с АО «ЦНИИмаш» и физическим факультетом МГУ им. М. В. Ломоносова проводятся работы по оптимизации конструкции воздухозаборного устройства с помощью специализированного программного комплекса, учитывающего особенности течения свободномолекулярного потока, коэффициенты аккомодации материалов и изменения параметров атмосферы на рассматриваемых орбитах.

Литература

1. Оценка параметров прямоточного высокочастотного ионного двигателя / С. В. Гордеев, С. В. Канев, М. О. Суворов [и др.] // Труды МАИ. – 2017. – Вып. № 96. – С. 6.
2. О возможности использования холловского двигателя на заборном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите / Д. В. Духопельников, С. Г. Ивахненко, В. А. Рязанов [и др.] // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. – 2016. – № 12. – С. 57 – 71.
3. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / А. И. Ерофеев, М. О. Суворов, А. П. Никифоров [и др.] // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2016. – № 3. – С. 104 – 110.
4. Комплексные исследования электрореактивных двигателей при полетах в ионосфере Земли / М. Я. Маров, А. С. Филатьев // Космические исследования. – 2018. – Т. 56. – № 2. – С. 137 – 144.
5. Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов / Л. А. Макриденко, В. Я. Геча, Н. И. Сидняев [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Материалы четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – С. 103 – 114.
6. Integrated optimization of trajectories and layout parameters of spacecraft with air-breathing electric propulsion / A. A. Golikov, A. S. Filatyev // 71th International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 12 – 14 October 2020. IAC-20-C4.9.2 ; Acta Astronautica. – 2021. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.052.
7. Оценка изменения стабилизирующего аэродинамического момента низкоорбитального космического аппарата при смещении центра масс / Л. И. Еремин, Д. А. Бондаренко // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Т. 179. – № 6. – 2020. – С. 19 – 22.
8. Расчет характеристик электроракетного двигателя с использованием набегающего потока разреженных атмосферных газов Земли в качестве рабочего тела / Д. А. Бондаренко, Л. И. Еремин // Молодежь и будущее космонавтики. Сборник аннотаций конкурсных работ. – 2021. – С. 50 – 52.
9. Патент № RU 2614906 C1 Российская Федерация, МПК F03H 1/00(2006.01), H05H 1/54(2006.01). Прямоточный электрореактивный двигатель : № 2016112914 : заявл. 05.04.2016 : опубл. 30.03.2017 / Канев С. В., Попов Г. А., Суворов М. О., Сырин С. А., Хартов С. А., Ерофеев А. И. – 23 с.
10. Патент № RU 2703854 C1 Российская Федерация, МПК F03H 1/00(2006.01). Двигатель на заборном воздухе с геликонным источником плазмы для поддержания малых космических аппаратов на низкой околоземной орбите : № 2018141976 : заявл. 28.11.2018 : опубл. 22.10.2019 / Шумейко А. И., Телех В. Д., Майорова В. И. – 14 с.
11. Патент № RU 2727103 C2 Российская Федерация, МПК F03H 1/00(2006.01). Электрореактивная двигательная

- установка : № 2018134660 : заявл. 02.10.2018 : опубл. 20.07.2020 / Геча В. Я., Сидняев Н. И., Онуфриев В. В. – 10 с.
12. NRLMSISE-00 Atmosphere Model / Community Coordinated Modeling Center. – URL : <https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>. – Онлайн-программа.
13. Development Roadmap of SITAEL's RAM-EP System / E. Ferrato, V. Giannetti, A. Piragino [et. al.] // The 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-886. – Vienna, Austria, September 15 – 20, 2019. – P. 1 – 18.
14. Комплекс программ RuSat (Rapid Unified Satellite Aerodynamics Tool) [Аэродинамика] / разработчики Кашковский А. В., Ващенко П. В., Иванов М. С., Никифоров С. Б. – Новосибирск : Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 2010. – Программа.
15. Romano F. System Analysis and Test Bed for an Air-Breathing Electric Propulsion System / F. Romano ; Thesis for: Master's Degree in Aerospace Engineering. – Stuttgart : University of Stuttgart, 2014. – 143 p. – DOI: 10.13140/2.1.2009.3760.
16. A 2-stage cylindrical hall thruster for air breathing electric propulsion / K. D. Diamant // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2010. – No. 6522. – AIAA 2010-6522. – DOI: 10.2514/6.2010-6522.
17. Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration / K. Hohman. – Natick : Busek Co. Inc., 2012. – 14 p.
18. Shabshelowitz A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion : a dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) / A. Shabshelowitz. – Michigan : University of Michigan, 2013. – 184 p.
19. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры : межгосударственный стандарт : издание официальное : утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 27.02.81 № 145 : введен взамен ГОСТ 4401-73 : дата введения 01.07.1982. – Москва : ИПК Изд-во стандартов, 2004. – 180 с.

Поступила в редакцию 18.04.2022

Дмитрий Алексеевич Бондаренко, инженер, т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: bondarenko040896@yandex.ru.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

USE OF RAREFIED GASES OF EARTH'S ATMOSPHERE AS PROPELLANT FOR ELECTRIC ROCKET PROPULSION SYSTEM

D. A. Bondarenko

The article describes the topical issue of creating low-orbit spacecraft that use rarefied gases of the Earth's atmosphere as propellant. The use of electric rocket propulsion systems implies the presence of propellant on board the spacecraft, which is supplied to the engine to create thrust, and therefore, the mass of the propellant storage and supply system makes a significant part of the total mass of the spacecraft. Limitation of the propellant stored on board the spacecraft reduces its active lifespan. In this regard, the question of determining the parameters of the incoming flow of the Earth's rarefied atmospheric gases for use as propellant becomes topical. The calculation of the electric rocket propulsion system characteristics using the incoming flow of the Earth's rarefied atmospheric gases in 160–200 km orbit of as propellant for the purpose of using it on board a low-orbit spacecraft is presented.

Key words: electric rocket propulsion system, Earth's atmosphere, incoming flow, low Earth orbit, stopping power, thrust, mass-flow rate, particle concentration, aerodynamic drag factor.

Reference

1. Calculation of direct-flow high-frequency ion engine parameters / S. V. Gordeev, S. V. Kanev, M. O. Suvorov [et al.] // MAI Proceedings. – 2017. – Issue No. 96. – P. 6.
2. On the possibility of using the Hall-effect outboard air thruster to keep a spacecraft in low Earth orbit // Science and education. Bauman Moscow State University. E-magazine. – 2016. – No. 12. – P. 57 – 71.
3. Development of the direct-flow air electric jet engine for compensation of aerodynamic braking of low-orbit spacecraft / A. I. Erofeev, M. O. Suvorov, A. P. Nikiforov // Bulletin of Lavochkin Scientific and Production Association. – 2016. – No. 3. – P. 104 – 110.
4. Integrated research of electric jet engines during flights in the Earth's ionosphere / M. Ia. Marov, A. S. Filatev // Space Research. – 2018. – Vol. 56. – No. 2. – P. 137 – 144.
5. Aeromechanics of low-orbit spacecraft / L. A. Makridenko, V. Ia. Gecha, N. I. Sidniaev [et al.] // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. Proceedings of the Fourth International Scientific and Technical Conference 'Actual Problems of Creating Space Systems for Remote Sensing of the Earth'. – Moscow : VNIEM Corporation JSC, 2016. – P. 103 – 114.

6. Integrated optimization of trajectories and layout parameters of spacecraft with air-breathing electric propulsion / A. A. Golikov, A. S. Filatyev // 71th International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 12 – 14 October 2020. IAC-20-C4.9.2 ; Acta Astronautica. – 2021. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.052.
7. Evaluation of the change in the stabilizing aerodynamic moment of a low-orbit spacecraft at a shift in the center of mass / L. I. Eremin, D. A. Bondarenko // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – Vol. 179. – No. 6. – 2020. – P. 19 – 22.
8. Calculation of the characteristics of electric rocket engine using the incoming flow of the Earth's rarefied atmospheric gases as propellant / D. A. Bondarenko, L. I. Eremin // Youth and the future of cosmonautics. Collected volume of abstracts of competitive proceedings. – 2021. – P. 50 – 52.
9. Patent No. RU 2614906 C1 Russian Federation, IPC F03H 1/00 (2006.01), H05H 1/54 (2006.01). Direct-flow electric jet engine : No. 2016112914 : application of: 05.04.2016, published on: 30.03.2017 / Kanev S. V., Popov G. A., Suvorov M. O., Syrin S. A., Khartov S. A., Erofeev A. I. – P. 23.
10. Patent No. RU 2703854 C1 Russian Federation, IPC F03H 1/00(2006.01). Outboard air engine with helicon plasma source for keeping small spacecraft in low Earth orbit : No. 2018141976 : application of: 28.11.2018, published on: 22.10.2019 / Shumeiko A. I., Telekh V. D., Maiorova V. I. – 14 p.
11. Patent No. RU 2727103 C2 Russian Federation, IPC F03H 1/00(2006.01). Electric jet propulsion: No. 2018134660 : application of: 02.10.2018, published on: 20.07.2020 / Gecha V. Ia., Sidniaev N. I., Onufriev V. V. – 10 p.
12. NRLMSISE-00 Atmosphere Model / Community Coordinated Modeling Center. – URL : <https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>. – Online program.
13. Development Roadmap of SITAEL's RAM-EP System / E. Ferrato, V. Giannetti, A. Piragino [et. al.] // The 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-886. – Vienna, Austria, September 15 – 20, 2019. – P. 1 – 18.
14. RuSat software suite (Rapid Unified Satellite Aerodynamics Tool) [Aerodynamics] / developers: Kashkovskii A. V., Vashchenkov P. V., Ivanov M. S., Nikiforov S. B. – Novosibirsk : Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS, 2010. – Software.
15. Romano F. System Analysis and Test Bed for an Air-Breathing Electric Propulsion System / F. Romano ; Thesis for: Master's Degree in Aerospace Engineering. – Stuttgart : University of Stuttgart, 2014. – 143 p. – DOI: 10.13140/2.1.2009.3760.
16. A 2-stage cylindrical hall thruster for air breathing electric propulsion / K. D. Diamant // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2010. – No. 6522. – AIAA 2010-6522. – DOI: 10.2514/6.2010-6522.
17. Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration / K. Hohman. – Natick : Busek Co. Inc., 2012. – 14 p.
18. Shabshelowitz A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion : a dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) / A. Shabshelowitz. – Michigan : University of Michigan, 2013. – 184 p.
19. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters: interstate standard: official edition: approved and brought into force by the Regulation of the USSR State Committee for Standards No. 145 dated 27.02.1981: introduced instead of GOST 4401-73: introduction date 01.07.1982. – Moscow : IPC Standards Publishing House, 2004. – 180 p.

*Dmitrii Alekseevich Bondarenko, Engineer, tel. +7 (495) 366-16-01,
e-mail: bondarenko040896@yandex.ru.
(VNIEM Corporation JSC).*