

ОБЛИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ НА ЗАБОРТНОМ ВОЗДУХЕ

А.С. Кульнов

bombey164@mail.ru

SPIN-код: 4008-6636

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрен вопрос использования забортного воздуха в качестве рабочего вещества для холловского двигателя, корректирующего орбиту низкоорбитального космического аппарата. Для достижения поставленной цели получены зависимости температуры, плотности и давления от высоты; рассчитаны основные параметры двигателя с анодным слоем, в том числе ускоряющее напряжение, минимальная необходимая электрическая мощность, средний диаметр канала и т. п. Получены физические и конструктивные ограничения, накладываемые на использование забортного воздуха в качестве рабочего вещества. В итоге определен оптимальный диапазон высот, на которых возможно удержание космического аппарата с электродвигательной установкой, работающей на забортном воздухе. Также для данного диапазона высот разработаны конструктивно компоновочные схемы космических аппаратов.

Ключевые слова

Холловский двигатель, ускоряющее напряжение, тяга, сопротивление воздуха, воздухозаборник, электрическая мощность, низкая околоземная орбита, космический аппарат

Поступила в редакцию 12.10.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Введение. В современном мире все больше внимания уделяется освоению космического пространства, в связи с этим искусственные спутники Земли стали неотъемлемой частью повседневной жизни. Они являются основой дистанционного зондирования Земли, метеорологии, связи и навигации. Большинство из них имеют двигатели коррекции и поддержания орбиты. Это увеличивает срок их пребывания на орбите, поскольку на аппараты действует значительное аэродинамическое сопротивление, которое приводит к торможению. В настоящее время применяют ионные и плазменные двигатели.

Одним из главных параметров, определяющих срок активного существования спутника, является ресурс двигательной установки, который ограничен запасом рабочего вещества на борту космического аппарата.

Решением данной проблемы может служить применение забортного воздуха в качестве рабочего вещества. Переход на новое рабочее тело также позволит увеличить массу полезной нагрузки, поскольку необходимость в топливных баках отпадает [1–5].

В работе [6] показано, что плотность атмосферы на высоте 200...300 км достаточна для запуска ионных и холловских двигателей при использовании воздухозаборника. Однако с учетом конструктивных и функциональных ограничений (размер воздухозаборника будет расти с ростом высоты, площадь солнечных батарей будет увеличиваться с уменьшением высоты) необходимо уточнить границы диапазона высот и найти оптимальную высоту орбиты.

Расчет параметров двигателя для высотного диапазона 200...230 км. В данном и последующих диапазонах доминирующими элементами являются молекулярный азот, концентрация которого составляет $n_{N_2} \approx 10^{17} \text{ м}^{-3}$, и молекулярный кислород с концентрацией $n_{O_2} \approx 10^{16} \text{ м}^{-3}$. С увеличением высоты изменяются температура, плотность и давление. Используя ГОСТ 4401–81 [7], построим зависимости для диапазона высот 200...230 км (рис. 1–3).

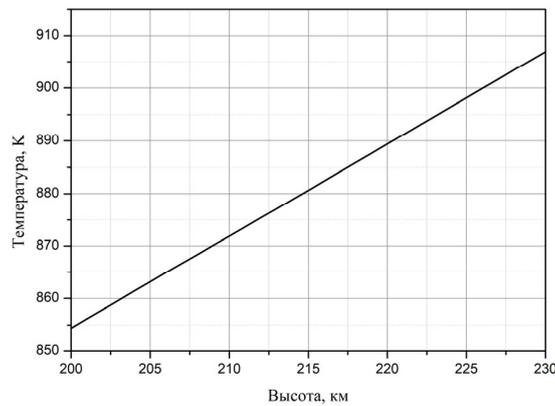


Рис. 1. Зависимость температуры от высоты в диапазоне 200...230 км

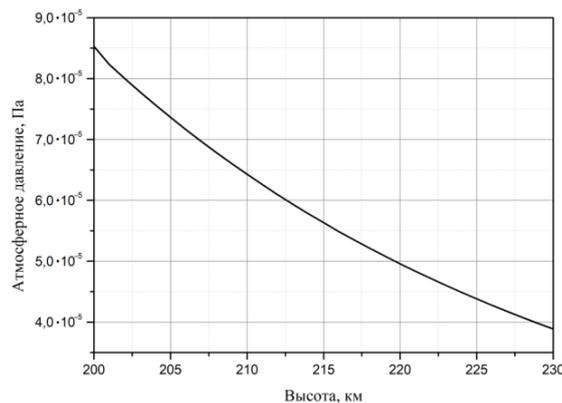


Рис. 2. Зависимость атмосферного давления от высоты в диапазоне 200...230 км

Используя данные зависимости, рассчитаем параметры двигателя и воздухозаборника. Рабочим телом двигателя считаем газовую смесь из молекулярного азота и кислорода в пропорции два к одному соответственно. При попадании

молекулярного потока в воздухозаборник будет происходить слияние атомов кислорода в молекулу, что снизит его концентрацию [5].

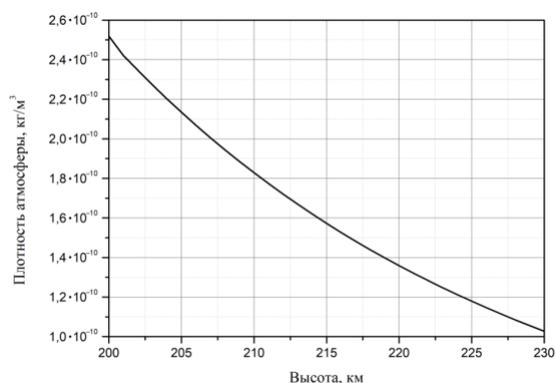


Рис. 3. Зависимость плотности атмосферы от высоты в диапазоне 200...230 км

Будем рассматривать круговую солнечно-синхронную орбиту (ССО). Это орбита с такими параметрами, что объект, находящийся на ней, проходит над любой точкой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное солнечное время.

На данной орбите можно реализовать непосредственно прямоточную систему подачи, собираемую воздухозаборником газовую смесь остаточной атмосферы Земли. Определим скорость космического аппарата по круговой орбите (рис. 4):

$$v_{КА}(h) = \sqrt{\frac{GM}{R_3 + h}}, \quad (1)$$

где m — масса КА, кг; $M = 5,9 \cdot 10^{24}$ кг — масса Земли; $G = 6,67 \cdot 10^{-11}$ м³/(кг·с) — гравитационная постоянная Земли; $v_{КА}$ — скорость движения КА, м/с; $R_3 = 6,4 \cdot 10^6$ м — радиус Земли.

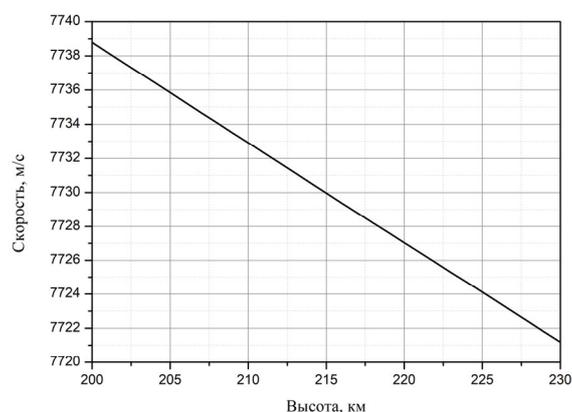


Рис. 4. Зависимость скорости КА от высоты в диапазоне 200...230 км

Далее найдем период обращения КА вокруг Земли. Для круговой орбиты $T_{\text{обр}}$ он определяется по следующей формуле:

$$T_{\text{обр}} = 84,4 \left(\frac{R_3 + h}{R_3} \right)^{3/2} = 89 \text{ мин.}$$

Габариты космического аппарата ограничены размерами головного обтекателя (ГО) ракеты-носителя (РН), который выводит аппарат на орбиту. Наибольшим размером ГО из активно применяемых на данный момент ракет-носителей российского производства обладает РН «Протон-М»: диаметр — 4 м, длина — 10 м [9]. Головной обтекатель РН «Союз-2» имеет диаметр 3,5 м и максимальную длину 8 м [10]. Таким образом, примерные предельные габаритные размеры КА на НОО составляют 3 м в диаметре и 8 м по длине. Исходя из ограничений, накладываемых на габариты воздухозаборника, описанные в работе [5], зададимся следующей площадью входного сечения конфузора:

$$S_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} = 1,54 \text{ м}^2.$$

Исходя из этого найдем массовый расход по формуле

$$\dot{m}(h) = \rho_{\text{атм}}(h) v_{\text{КА}}(h) S_0. \quad (2)$$

Расчетная зависимость графически показана на рис. 5.

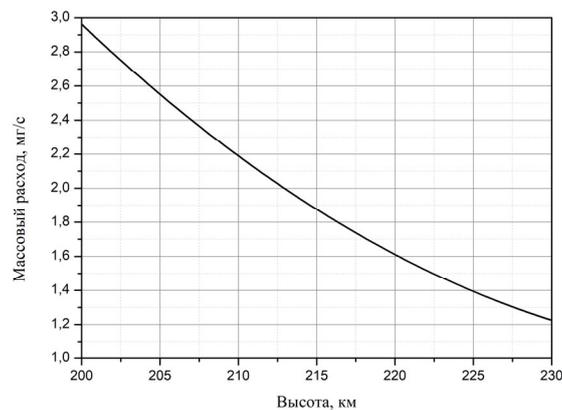


Рис. 5. Зависимость массового расхода от высоты в диапазоне 200...230 км

Аппарат будет находиться на заданной высоте орбиты лишь в том случае, когда двигатель развивает тягу, которая равна или больше силы аэродинамического сопротивления КА об остаточную атмосферу. Для этого нужно ввести коэффициент отношения площади плоскости КА к площади входного сечения воздухозаборника γ :

$$\gamma = \frac{S_0}{S_{КА}}$$

Для данного диапазона высот принимаем площадь миделева сечения КА $S_{КА} = 1,7 \text{ м}^2$ и $\gamma = 0,9$.

В работе [6] было показано, что существует такое минимальное ускоряющее напряжение, при котором сила тяги превосходит силу аэродинамического сопротивления. Найдем его и отобразим зависимость от высоты на рис. 6:

$$U_p(h) = \frac{\left[\sum_i M_i a_i \right]}{8q_e} \left(\frac{C_f v_{КА}(h)}{\gamma \eta_T} \right)^2 = \frac{\left[\frac{2}{3} A_{N_2} m_p + \frac{1}{3} A_{O_2} m_p \right]}{8q_e} \left(\frac{C_f v_{КА}(h)}{\gamma \eta_T} \right)^2,$$

где $q_e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл — элементарный заряд; $m_p = 1,67 \cdot 10^{-27}$ кг — масса протона.

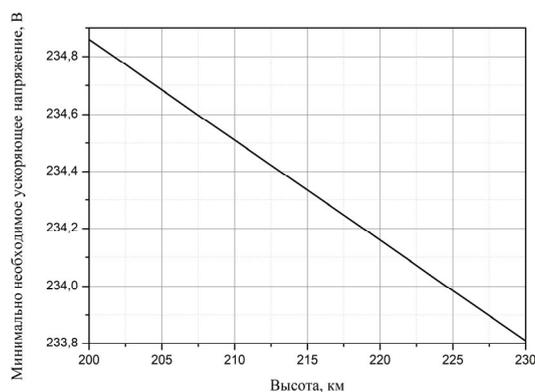


Рис. 6. Зависимость минимального ускоряющего напряжения от высоты в диапазоне 200...230 км

По данным [7] находим значение тягового КПД двигателя:

$$\eta_T = \eta_i \eta_m \eta_p,$$

где η_i — КПД, учитывающий потери на ионизацию рабочего вещества; η_m — КПД, учитывающий неэффективное использование рабочего вещества; η_p — КПД, учитывающий потери пучка на стенках ускорительного канала.

Приняв средние значения вышеуказанных величин, получим $\eta_T = 0,43$.

Определим тягу двигателя из расчета, что в состав газовой смеси рабочего тела входят молекулы азота и кислорода, в пропорции два к одному:

$$F_T(h) = \eta_T \frac{S_0 \rho_{атм}(h) v_{КА}(h)}{k T_{атм}(h)} \sqrt{2 q_e U_p(h)} \left[\sum_i x_i a_i \sqrt{M_i} \right],$$

где x_i — количество атомов в молекуле i -го компонента; a_i — объёмная доля i -й компоненты газовой смеси; M_i — атомная масса i -го компонента.

Во время движения КА по низкой околоземной орбите на него будет действовать набегающий поток частиц. Найдем силу сопротивления, действующую на КА:

$$F_c(h) = \frac{\rho_{\text{атм}}(h) C_f v_{\text{КА}}(h)^2 S_{\text{КА}}}{2kT_{\text{атм}}(h)} \left[\sum_i M_i a_i \right],$$

где $C_f = 2,8$ — коэффициент формы космического аппарата.

Отобразим полученную силу тяги двигателя и силу аэродинамического сопротивления КА в зависимости от высоты на рис. 7.

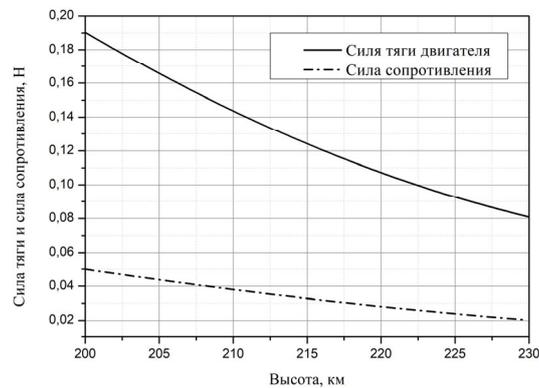


Рис. 7. Зависимость силы тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления от высоты в диапазоне 200...230 км

Далее определим минимально необходимую электрическую мощность $W_{\text{эл}}$, вкладываемую в двигатель для создания тяги, которая компенсирует аэродинамическое торможение аппарата.

$$W_{\text{эл}}(h) = \frac{F_T(h)}{2\eta_T} \sqrt{\frac{2q_e U_p(h)}{\left[\sum_i M_i a_i \right]}}. \quad (3)$$

Ее зависимость от высоты показана на рис. 8.

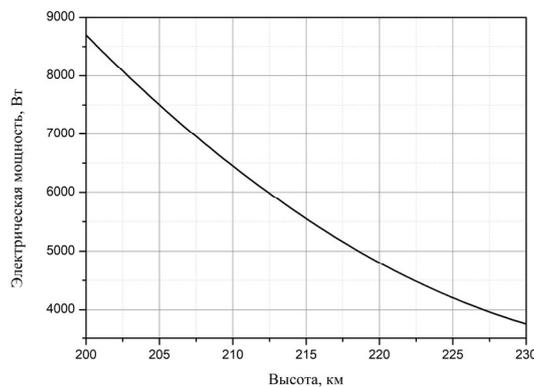


Рис. 8. Зависимость необходимой электрической мощности от высоты в диапазоне 200...230 км

Анализируя данный график, можно сделать вывод, что затрачиваемая электрическая мощность слишком велика. Таким образом, площади для размещения солнечных батарей на космическом аппарате будет недостаточно. Целесообразно выбрать более высокий диапазон высот орбиты.

Расчет параметров двигателя для диапазона высот 260...300 км. Повторим расчет для диапазона высот 260...300 км. Построим графические зависимости температуры, давления и плотности от высоты (рис. 9–11).

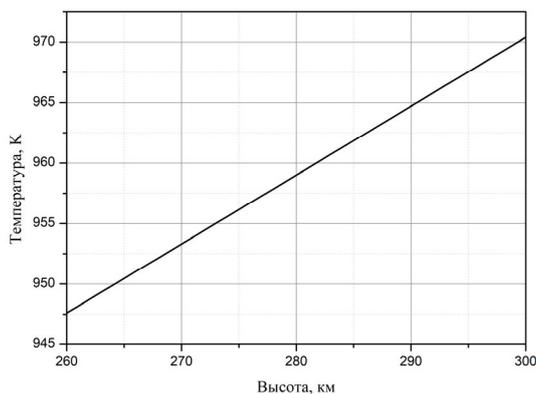


Рис. 9. Зависимость температуры от высоты в диапазоне 260...300 км

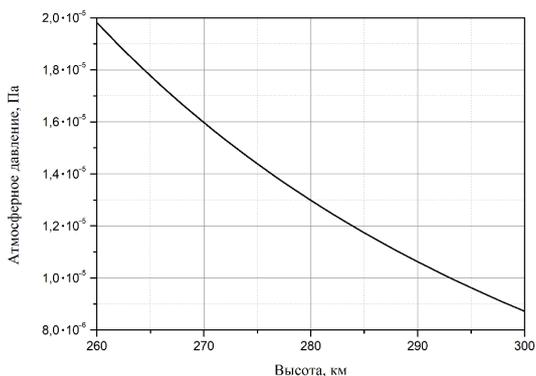


Рис. 10. Зависимость атмосферного давления от высоты в диапазоне 260...300 км

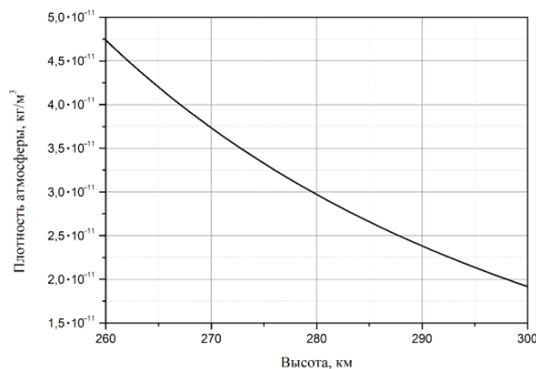


Рис. 11. Зависимость плотности атмосферы от высоты в диапазоне 260...300 км

Далее найдем скорость для данного диапазона по формуле (1) и отобразим полученную зависимость на рис. 12.

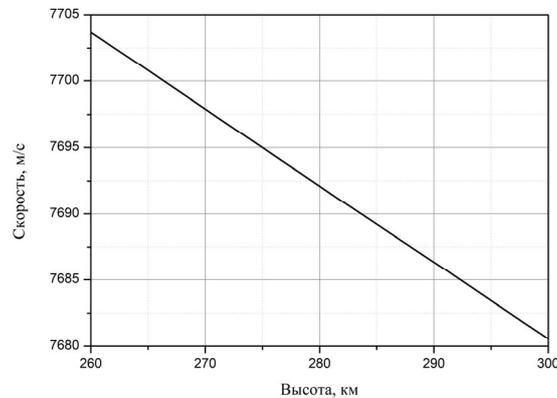


Рис. 12. Зависимость скорости КА от высоты в диапазоне 260...300 км

Для данного диапазона высот зададимся максимально возможным диаметром входного сечения воздухозаборника, который равен $d_0 = 2$ м. Площадь входного сечения для данного диаметра будет равна $S_0 = 3,14$ м². Далее по формуле (2) определим массовый расход через воздухозаборник (рис. 13).

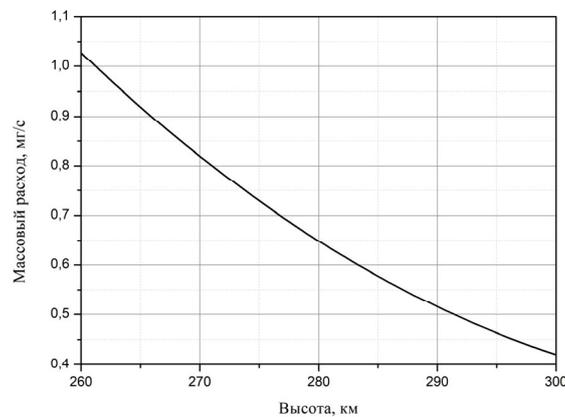


Рис. 13. Зависимость массового расхода от высоты в диапазоне 260...300 км

Заметим, что для диапазона высот 260...300 км массовый расход очень мал, для его увеличения потребуется увеличить входное сечение воздухозаборника, но в этом нас ограничивает размер головного обтекателя ракеты-носителя, поэтому имеет смысл выбрать более низкий диапазон высот.

Расчет параметров двигателя для диапазона высот 230...260 км. Проведем аналогичный расчет для данного диапазона высот. Построим графики зависимостей температуры, давления и плотности от высоты (рис. 14–16).

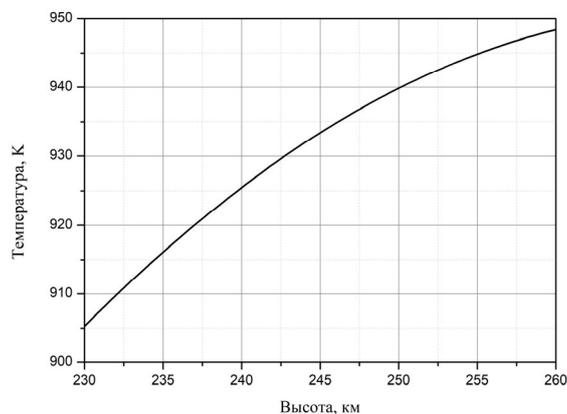


Рис. 14. Зависимость температуры от высоты в диапазоне 230...260 км

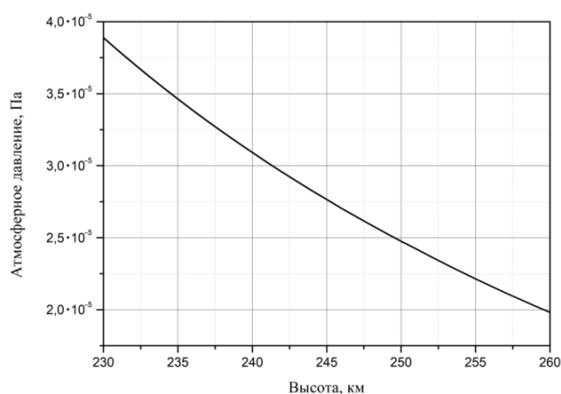


Рис. 15. Зависимость атмосферного давления от высоты в диапазоне 230...260 км

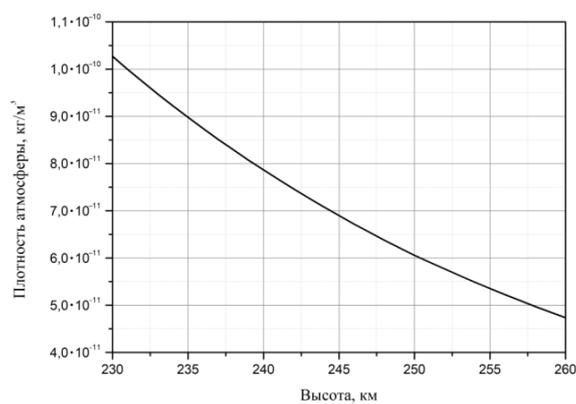


Рис. 16. Зависимость плотности атмосферы от высоты в диапазоне 230...260 км

Для данного диапазона высот зададимся диаметром входного сечения воздухозаборника, который равен $d_0 = 1,5$ м. Площадь входного сечения для данного диаметра будет равна $S_0 = 1,76$ м². Далее по формуле (2) определим массовый расход через воздухозаборник (рис. 17).

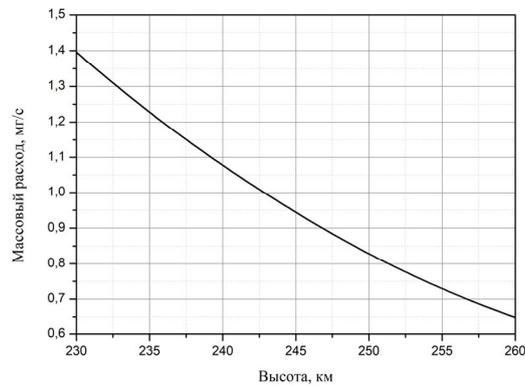


Рис. 17. Зависимость массового расхода от высоты в диапазоне 230...260 км

Аналогично рассчитаем минимальное необходимое ускоряющее напряжение (рис. 18), силу тяги и силу сопротивления для данного диапазона высот (рис. 19). Примем коэффициент отношения площади плоскости КА к площади входного сечения воздухозаборника равным $\gamma = 0,88$ и площадь миделева сечения КА $S_{КА} = 2 \text{ м}^2$.

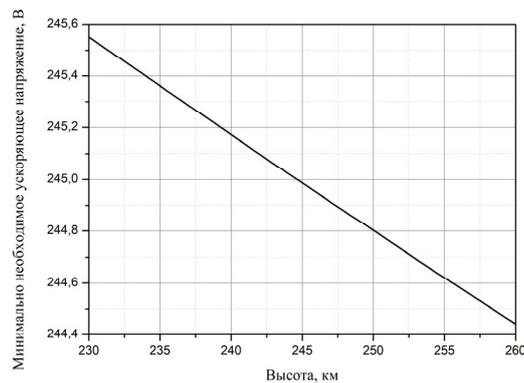


Рис. 18. Зависимость минимального ускоряющего напряжения от высоты в диапазоне 230...260 км

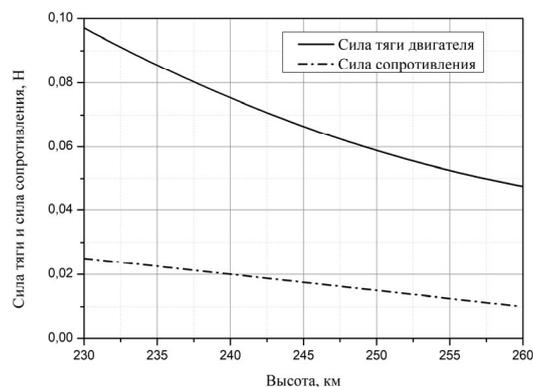


Рис. 19. Зависимость силы тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления от высоты в диапазоне 230...260 км

По формуле (3) определим минимально необходимую электрическую мощность $W_{эл}$, вкладываемую в двигатель для создания тяги. Построим ее зависимость от высоты орбиты на рис. 20.

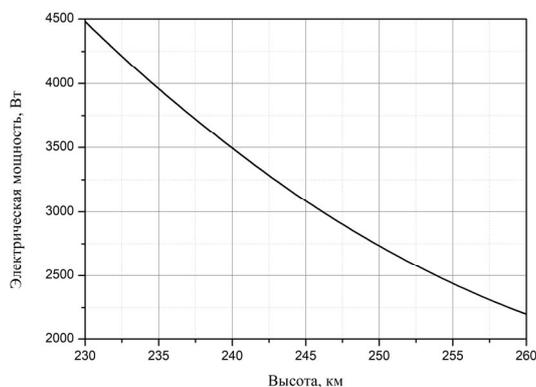


Рис. 20. Зависимость необходимой электрической мощности от высоты в диапазоне 230...260 км

Принципиальная схема космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на забортном воздухе. Двигательная установка является лишь техническим средством, главная цель создания таких двигателей — увеличение времени активного существования КА на орбите. Нестандартная двигательная установка, оснащенная габаритным воздухозаборником, должна вписаться в конструкцию спутника. Она должна позволять размещать полезную нагрузку, бортовое и обеспечивающее оборудование. Двигатель потребует больших энергетических затрат для создания тяги по сравнению с традиционными ксеноновыми, это означает увеличение площади солнечных батарей, а значит, и увеличение габаритов КА. Далее предложено несколько компоновок таких КА.

Конструктивно-компоновочная схема № 1. Конструктивно КА имеет негерметичный шестигранный корпус, состоящий из рамы, двенадцати внешних и трех внутренних сотовых панелей. Панели представляют собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух обшивок алюминиевого сплава, соединенных между собой через сотовый наполнитель с помощью пленочного клея.

Особенностью платформы спутника является пассивная система терморегулирования (СТР): требуемый температурный режим создается нерегулируемым соотношением оптических коэффициентов на поверхностях элементов конструкции, теплоизолирующими элементами и тепловыми трубами, которые обеспечивают тепловой режим бортовой аппаратуре. Общий вид такого аппарата представлен на рис. 21.

Солнечные батареи (СБ), смонтированные на наружной поверхности КА из отдельных раскладывающихся панелей, позволяют обеспечить электроэнергией бортовую аппаратуру КА на освещенной части орбиты. Площадь СБ

в данной компоновке составляет 19,6 м². Их выходную мощность определяем по формуле

$$N_{\text{СВ}} = q_{\text{С}} r \eta S_{\text{СВ}} \cos \gamma, \quad (4)$$

где η — коэффициент полезного действия; $S_{\text{СВ}}$ — площадь солнечной батареи; γ — угол ориентации солнечной батареи относительно Солнца, определяемая как угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи; $q_{\text{С}}$ — солнечная постоянная; r — расстояние КА от Солнца, а. е. (у Земли $r = 1,0$).

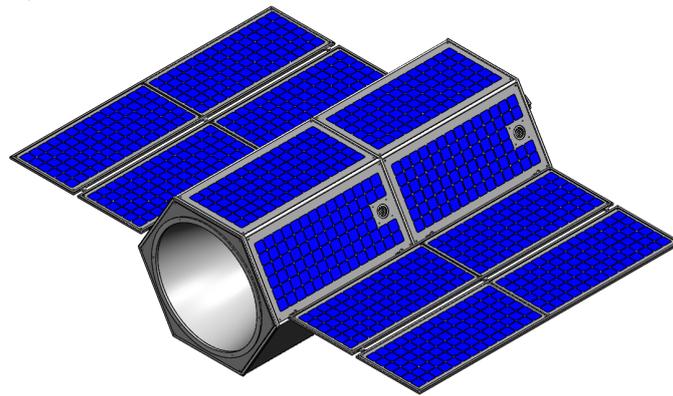


Рис. 21. Общий вид КА

Подставив в (4) числовые значения, получим

$$N_{\text{СВ}} = 1366 \cdot 1 \cdot 0,25(14 \cdot 1 + 5,6 \cdot 0,5) = 5740 \text{ Вт.}$$

Все элементы конструкции и бортовое оборудование установлены внутри корпуса и крепятся на поперечные сотовые панели (рис. 22).

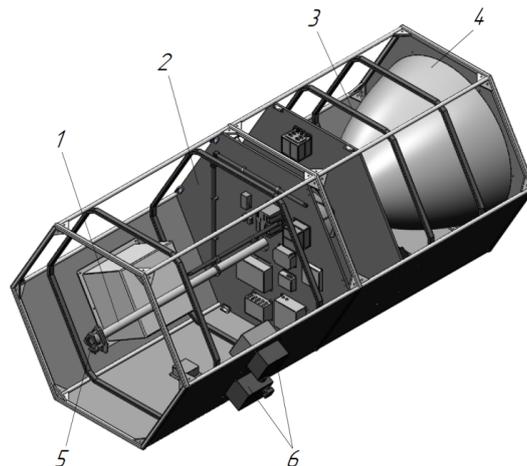


Рис. 22. Схема размещения обеспечивающего оборудования

1 — воздушный канал; 2 — панель с бортовым оборудованием; 3 — теплопередающие трубки;
4 — воздухозаборник; 5 — двигатель с анодным слоем; 6 — научная аппаратура

В качестве целевого оборудования в данной конструктивно компоновочной схеме используются:

- радиометр-поляриметр МРСП;
- научная аппаратура БТН-М1;
- научная аппаратура ГРИС.

Конструктивно-компоновочная схема № 2. Конструктивно данный КА выполнен в виде гермоконтейнера, размещенного в цилиндрическом корпусе. Пространство между ними является воздушным каналом, куда попадают частицы из остаточной атмосферы, там же происходят их сжатие и термализация. Общий вид КА представлен на рис. 23.

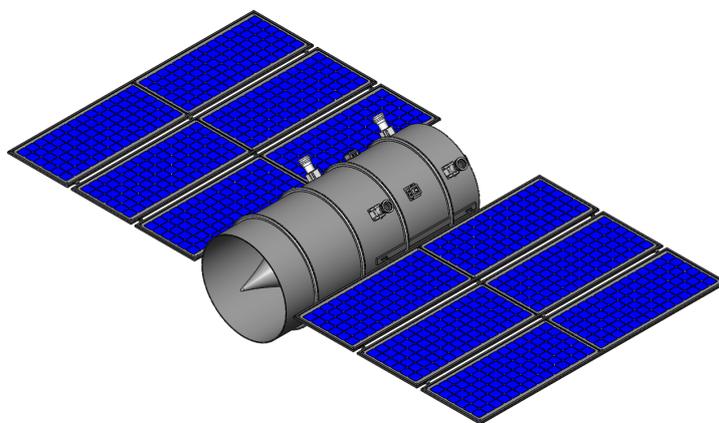


Рис. 23. Общий вид КА

Бортовое оборудование закреплено на внутренней раме, которая представляет ферменную конструкцию. Она устанавливается внутри гермоконтейнера. Общий вид расположения приборов показан на рис. 24.

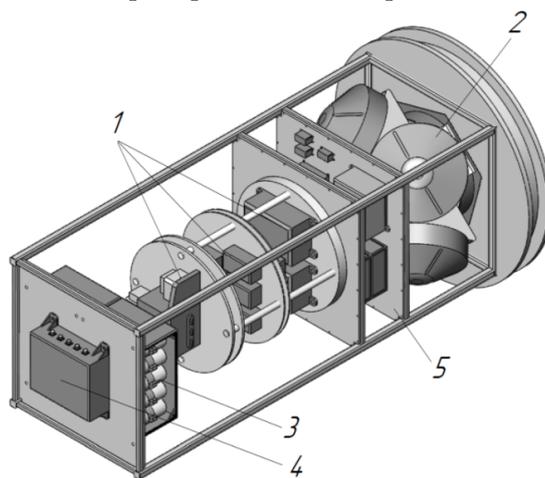


Рис. 24. Схема размещения обеспечивающего оборудования

1 — градиометр; 2 — двигатели-маховики; 3 — АКБ; 4 — комплекс стабилизации электропитания; 5 — панель с бортовым оборудованием

Солнечная батарея собрана из арсенид-галиевых фотопреобразователей. Общая площадь СБ 16,9 м². Батарея разделена на два крыла. Каждое крыло состоит из трех панелей, одинаковых по конструкции и габаритным размерам. Между собой панели соединены с помощью торсионных механизмов, что каждое крыло имеет возможность складываться в пакет. Выходную мощность СБ находим по формуле (4):

$$N_{\text{СБ}} = 1366 \cdot 1 \cdot 0,25 \cdot 16,9 = 5770 \text{ Вт.}$$

Вывод. Согласно результатам проведенных расчетов, диапазон высот орбиты 230...260 км можно считать приемлемым для создания космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на забортом воздухе.

Литература

- [1] Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions. *32nd Int. Electric Propulsion Conf.* Wiesbaden, Germany, 2011, IEPC-2011-142.
- [2] Nishiyama K. Air breathing ion engine. *54th Int. Astronautical Congress*, 2003, IAC-03-S4-02.
- [3] Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development statue of atomic oxygen simulator for air breathing ion engine. *32nd Int. Electric Propulsion Conf.* Wiesbaden, Germany, 2011, IEPC-2011-294.
- [4] Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration. URL: https://www.nasa.gov/pdf/636899main_Hohman_Presentation.pdf (дата обращения 10.06.2018).
- [5] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О. О возможности использования холловского двигателя на забортом воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2016, № 10. URL: <http://engineering-science.ru/doc/852758.html>.
- [6] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Курилович Д.А. Холловские двигатели на забортом воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2013, № 12. URL: <http://engineering-science.ru/doc/660910.html>.
- [7] ГОСТ 4401-81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 1982, 181 с.
- [8] Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. *Электрические ракетные двигатели космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1989, 216 с.
- [9] Ракета-носитель «Протон-М». URL: http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42_ (дата обращения 10.06.2018).
- [10] Ракета-носитель «Союз». URL: https://www.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2/ (дата обращения 10.06.2018).

Кульнов Артем Сергеевич — студент кафедры «Высокотехнологические плазменные и энергетические установки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Ивахненко Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

CONCEPT OF SPACECRAFT WITH ELECTRIC JET ENGINE ON OUTBOARD AIR

A.S. Kulnov

bombey164@mail.ru
SPIN-code: 4008-6636

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The issue of outboard air usage as a working substance for the Hall-effect engine, correcting the orbit of a low orbit spacecraft, is considered. To achieve the goal to be sought, dependences of temperature, density, and pressure on height are obtained; main parameters of the engine with anode layer are calculated, including accelerating voltage, minimal required electric power, average channel diameter, etc. Physical and structural limitations imposed on the use of outboard air as a working substance have been obtained. As a result, optimum range of heights at which it is possible to hold a spacecraft with an electromotive mounting operating on outboard air is determined. Also, structural layout of spacecraft are designed for this range of heights.

Keywords

Hall-effect engine, accelerating voltage, thrust power, air resistance, air intake, electrical capacity, low earth orbit, spacecraft

Received 12.10.2018

© Bauman Moscow State Technical University, 2018

References

- [1] Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions. *32nd Int. Electric Propulsion Conf.* Wiesbaden, Germany, 2011, IEPC-2011-142.
- [2] Nishiyama K. Air breathing ion engine. *54th Int. Astronautical Congress*, 2003, IAC-03-S4-02.
- [3] Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development statue of atomic oxygen simulator for air breathing ion engine. *32nd Int. Electric Propulsion Conf.* Wiesbaden, Germany, 2011, IEPC-2011-294.
- [4] Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration. Available at: https://www.nasa.gov/pdf/636899main_Hohman_Presentation.pdf (accessed 10 June 2018).
- [5] Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Ryazanov V.A., Shilov S.O. On the application of Hall Thruster working with ambient atmospheric gas for orbital station-keeping. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Computer Science], 2016, no. 10. Available at: <http://engineering-science.ru/doc/852758.html>.
- [6] Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Kurilovich D.A. Air breathing Hall effect thrusters for low earth orbit spacecraft. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Computer Science], 2013, no. 12. Available at: <http://engineering-science.ru/doc/660910.html>.
- [7] GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry [State standard 4401-81. Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov publ., 1982, 181 p.
- [8] Grishin S.D., Leskov L.V., Kozlov N.P. Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov [Electric rocket engines for spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989, 216 p.

- [9] Raketa-nositel' "Proton-M" ["Proton-M" launch vehicle]. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42> (accessed 10 June 2018).
- [10] Raketa-nositel' "Soyuz" ["Soyuz" launch vehicle]. Available at: https://www.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2/ (accessed 10 June 2018).

Kulnov A.S. — student, Department of Plasma and Power Plants, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — S.G. Ivakhnenko, Cand. Sc. (Tech.), Assoc. Professor, Department of Plasma and Power Plants, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.