

УДК 629.7.036.72

Об особенностях вывода космического аппарата с низковольтной энергоустановкой и электронагревным двигателем с дополнительным подводом тепла

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

Антонов Сергей Вячеславович^(*)

antonovsv@student.bmstu.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Разработана массоэнергетическая модель космического аппарата с низковольтной энергоустановкой и электронагревным двигателем с дополнительным подводом тепла. Рассмотрен космический аппарат, состоящий из полезной нагрузки, низковольтной энергоустановки, системы преобразования тока, электронагревного двигателя, бортовой кабельной сети и системы хранения и подачи рабочего тела, заправленной рабочим телом (аммиаком). Космический аппарат осуществляет вывод полезной нагрузки с опорной орбиты на рабочую.

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетный двигатель, электронагревный двигатель, дополнительный подвод тепла, низковольтная энергетическая установка

Features of launching a spacecraft with a low-voltage power plant and a resistojet engine with additional heat supply

Onufriyev Valeriy Valentinovich

onufryev@bmstu.ru

Antonov Sergey Vyacheslavovich^(*)

antonovsv@student.bmstu.ru

BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. A mass-energy model of a spacecraft with a low-voltage power plant and an electric heating engine with additional heat input is developed. The spacecraft, consisting of a payload, a low-voltage power plant, a current conversion system, a resistojet engine, an onboard cable network, and a propellant storing and supplying system, filled with propellant (ammonia), is considered. The spacecraft launches the payload from a reference orbit to a working orbit.

Keywords: spacecraft, electric rocket engine, resistojet engine, additional energy supply, low-voltage power plant

Введение. Электронагревные двигатели (ЭНД) — это вид электротермических ракетных двигателей, в котором нагрев рабочего тела (РТ) осуществляется в теплообменнике, разогреваемом электрическим током [1]. Современные ЭНД имеют ограниченный удельный импульс — до 210 с, одним из способов увеличения которого (до 600 с для выбранного РТ) является дополнительный подвод тепла к потоку РТ [2]. Целью работы является исследова-

ние задачи выведения полезной нагрузки для КА, совершающего маневр с опорной орбиты высотой 800 км с наклонением $51,6^\circ$ на рабочую орбиту радиусом 15000 км с наклонениями $i_2 = 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ, 51,6^\circ, 55^\circ, 60^\circ$ и 65° .

Материалы и методы. Рассмотрены два КА массами $M_{КА} = 900$ кг и $M_{КА} = 500$ кг соответственно. На КА установлен ЭНД с дополнительным подводом тепла с аммиаком в качестве рабочего тела, с известным удельным импульсом $J_{уд} = 550$ с. Степень расширения сопла $\pi = 500$. На собственные нужды КА затрачивается $K_{сн} = 0,1$ от мощности энергоустановки (ЭУ). Рассмотрены длительности маневра $t_p = 1$ год и $t_p = 1,5$ года.

Были рассчитаны необходимые для осуществления маневров значения долей полезной нагрузки (ПН) и массы компонентов рассматриваемых аппаратов, найдены значения мощностей низковольтных ЭУ и других элементов КА. Расчеты проводились в приложениях Mathcad-15 и Microsoft Excel.

Результаты. Затраты характеристической скорости $\Delta V_{КА}$ при движении КА с двигателем малой тяги с опорной орбиты радиусом r_0 на рабочую r_k с изменением угла наклона Δi определены согласно работе [3]:

$$\Delta V_{КА} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_0}} \cdot \sqrt{1 - 2 \cdot \sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cdot \cos\left(\frac{\pi \cdot \Delta i}{2}\right) + \frac{r_0}{r_k}},$$

где μ_3 — гравитационный параметр Земли.

Полученные расчетные значения затрат характеристической скорости лежат в диапазоне от 2300 до 3600 м/с.

Массовое уравнение для КА включает сумму масс: ПН — $M_{ПН}$, низковольтной ЭУ — $M_{ЭУ}$, системы преобразования тока (СПТ) — $M_{СПТ}$, ЭНД — $M_{ЭНД}$, бортовой кабельной сети (БКС) — $M_{БКС}$, элементов конструкции — $M_{констр}$, системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) — $M_{СХПРТ}$, заправленной РТ (аммиаком) — $M_{РТ}$, представлено в виде

$$M_{КА} = M_{ПН} + M_{ЭУ} + M_{СПТ} + M_{ЭНД} + M_{БКС} + M_{СХПРТ} + M_{РТ} + M_{констр}.$$

Расход РТ — G на основе разработанной массоэнергетической модели определялся по следующей формуле

$$G = \frac{M_{КА}(1 + \delta_{упр}) \left(1 - \exp\left[-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{уд}}\right]\right)}{t_p},$$

где $\delta_{упр}$ — доля затрат рабочего тела на управление относительно центра масс КА.

Значения расхода лежат в диапазоне от 11 до 15 мг/с при $t_p = 1$ год и от 7 до 10 мг/с при $t_p = 1,5$ года для КА с $M_{КА} = 900$ кг, от 6 до 9 мг/с при $t_p = 1$ год и от 4 до 6 мг/с при $t_p = 1,5$ года для КА с $M_{КА} = 500$ кг.

Удельный импульс ЭНД с дополнительным подводом тепла определяется согласно [2]:

$$J_{yD} = \sqrt{\left[\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R \cdot T_1}{M_{PT}} + \frac{N_{PT}}{G} \right] \cdot (1 - \pi^{-\frac{k-1}{k}})}, \quad (1)$$

где k — постоянная Больцмана; R — универсальная газовая постоянная; T_1 — температура РТ на входе в тепловой канал; M_{PT} — молярная масса РТ; N_{PT} — тепловая мощность, перешедшая в энергосодержание потока РТ.

Значения мощности агрегатов КА для рабочих орбит определены согласно методике, предложенной в работах [4, 5]. Значения N_{PT} определены с помощью выражения (1). Зависимости мощности ЭУ — $N_{ЭУ}$, ЭНД — $N_{ЭНД}$, мощности N_{PT} , переданной на энергосодержание РТ, реактивной мощности струи РТ $N_{струи}$ и мощности на собственные нужды КА N_{CH} от угла наклона рабочей орбиты i_2 приведены на графиках (рис. 1).

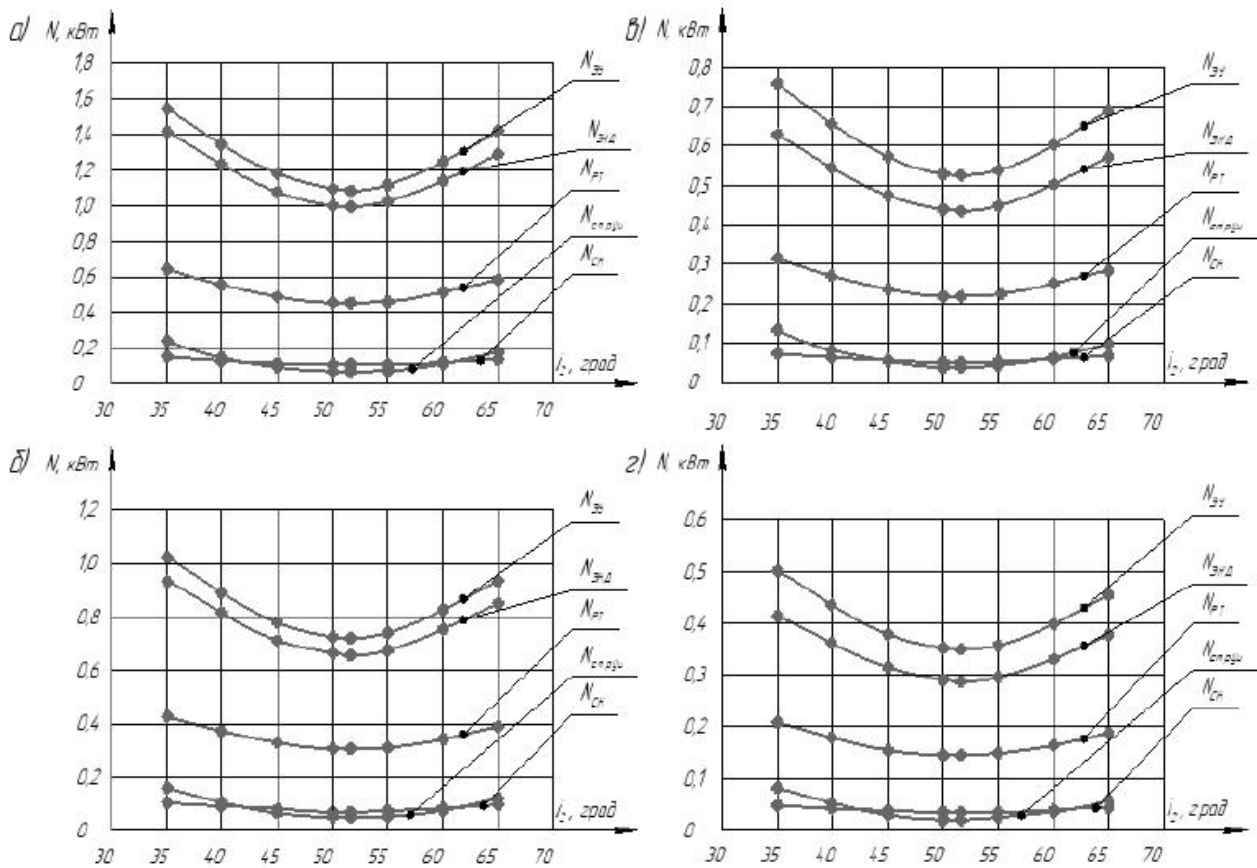


Рис. 1. Зависимость мощностей агрегатов КА от угла наклона рабочей орбиты:

а — $M_{КА} = 900$ кг, $t_p = 1$ год; б — $M_{КА} = 900$ кг, $t_p = 1,5$ года; в — $M_{КА} = 500$ кг, $t_p = 1$ год;
г — $M_{КА} = 500$ кг, $t_p = 1,5$ года

На основе разработанного массоэнергетического подхода получена зависимость для доли ПН $\alpha_{ПН}$ от удельных масс ЭУ — $\gamma_{ЭУ}$, СПТ — $\gamma_{СПТ}$, ЭНД — $\gamma_{ЭНД}$, БКС — $\gamma_{ЭНД}$, массовых долей СХПРТ $\phi_{СХПРТ}$ и конструкции КА $\phi_{кон}$ относительно массы РТ, удельного импульса и изменения характеристической скорости:

$$\alpha_{\text{ПН}} = 1 - (1 + \delta_{\text{упр}}) \left(1 - \exp \left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}} \right) \right) \times$$

$$\times \left(\frac{J_{\text{УД}}^2}{1 - \pi^{-\frac{k-1}{k}}} - \frac{2k}{k-1} \frac{RT_1}{M_{\text{РТ}}} \right) \frac{1 + K_{\text{СН}}}{t_p \eta_{\text{СПТ}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{ЭНД}} \eta_Q} \times$$

$$\times (\gamma_{\text{ЭУ}} + \gamma_{\text{СПТ}} \cdot \eta_{\text{БКС}} + \gamma_{\text{ЭНД}} \cdot \eta_{\text{БКС}}^2 \cdot \eta_{\text{СПТ}} + \gamma_{\text{БКС}}) + \varphi_{\text{кон}} + \varphi_{\text{СХПРТ}} + 1). \quad (2)$$

Расчетные значения $\alpha_{\text{ПН}}$ лежат в диапазоне от 0,038 до 0,319 при $t_p = 1$ год и от 0,124 для наклонения 35° до 0,380 для $51,6^\circ$ при $t_p = 1,5$ года.

Массы агрегатов КА были определены с учетом зависимости (2). Значения масс ЭУ, ПН, СХПРТ с РТ и элементов конструкции рассматриваемых аппаратов для различных углов наклонения рабочей орбиты i_2 приведены на рис. 2.

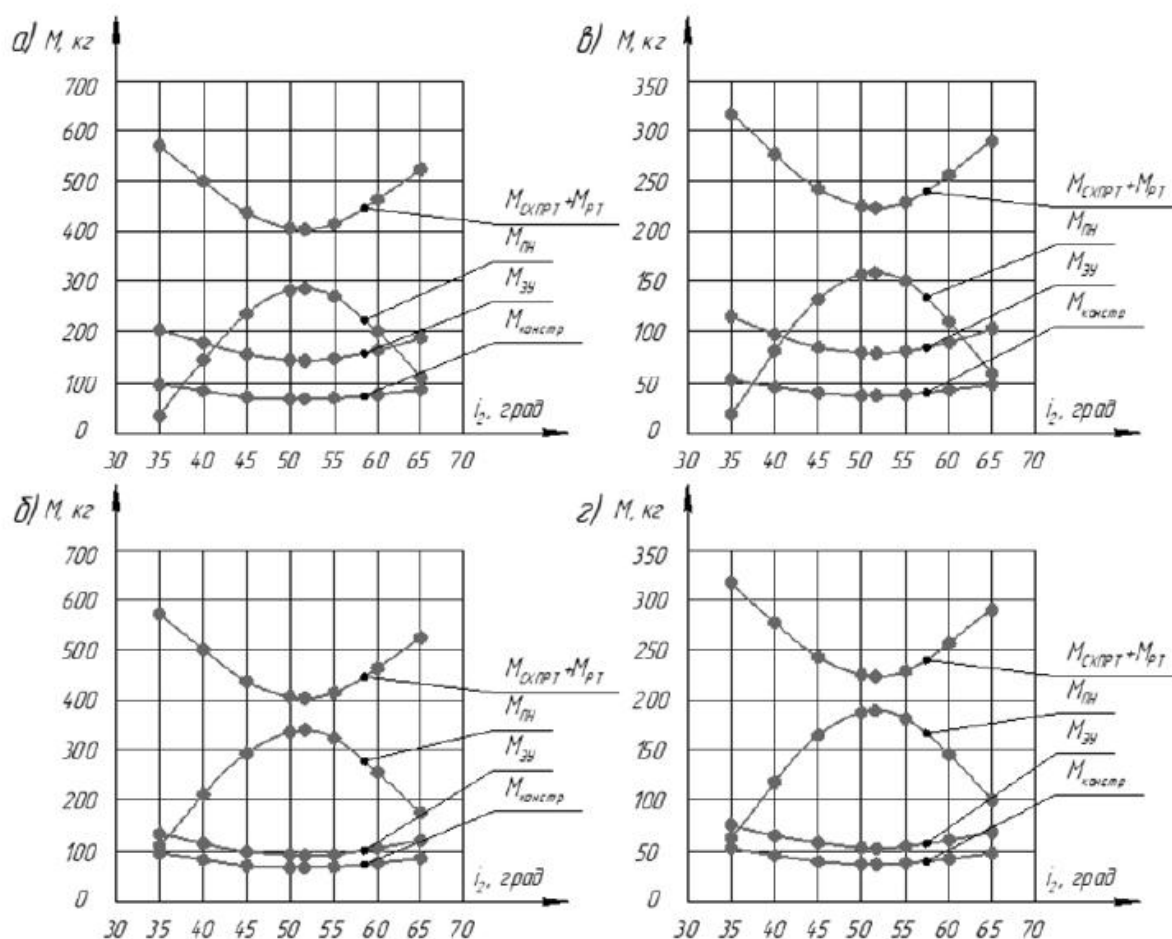


Рис. 2. Зависимость масс агрегатов КА от угла наклонения рабочей орбиты:

а — $M_{\text{КА}} = 900$ кг, $t_p = 1$ год; б — $M_{\text{КА}} = 900$ кг, $t_p = 1,5$ года; в — $M_{\text{КА}} = 500$ кг, $t_p = 1$ год;

г — $M_{\text{КА}} = 500$ кг, $t_p = 1,5$ года

Обсуждение полученных результатов. Результаты расчетов, где доля выводимой ПН ниже 0,2, не представляют практического интереса при применении ЭРД, вместо них при указанных значениях $\alpha_{\text{ПН}}$ используют химиче-

ские ракетные двигатели. Использование ЭНД с дополнительным подводом тепла на аммиаке позволяет рассмотренным КА поставлять на рабочую орбиту радиусом 15000 км большие массы ПН (от 150 до 340 кг для $M_{КА} = 900$ кг и от 80 до 180 кг для $M_{КА} = 500$ кг) при Δi орбиты при маневре $\pm 12^\circ$. Из результатов расчета масс (рис. 2) видно, что масса ПН, как и $\alpha_{ПН}$, уменьшается по мере увеличения Δi из-за увеличения $\Delta V_{КА}$ и, следовательно, $M_{РТ}$ и $M_{СХПРТ}$, а также увеличения $M_{ЭУ}$. Расчетным путем показано, что при увеличении длительности маневра t_p увеличивается массовая эффективность аппарата и снижается необходимое для работы энергопотребление.

Заключение. Разработанная массоэнергетическая модель доказывает целесообразность и эффективность применения ЭНД с дополнительным подводом тепла в составе КА с низковольтной ЭУ для осуществления его выведения на рабочую орбиту.

Список источников

- [1] Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. *Электрические ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1975, 270 с.
- [2] Онуфриев В. В., Сидняев Н. И., Говор С. А., Синявский В. В., Геча В. Я., Макриденко Л.А., Ягодников Д.А. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата. *Известия РАН. Серия «Энергетика»*, 2018, № 5, с. 92–100.
- [3] Лебедев В.Н. *Расчет движения космического аппарата с малой тягой*. Москва, Вычислительный центр АН СССР, 1968, вып. 5, 107 с.
- [4] Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В., Синявский В.В. О влиянии электроракетной двигательной установки на характеристики транспортно-энергетического модуля на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки. *Известия РАН. Серия «Энергетика»*, 2022, № 1, с. 3–12.
- [5] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Синявский В.В. О влиянии энерговооруженности корректирующей двигательной установки низкоорбитального космического аппарата на его срок активного существования. *Известия РАН. Серия «Энергетика»*, 2019, № 4, с. 119–129.