

УДК 519.242

О ВЛИЯНИИ ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЕГО СРОК АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

© 2019 г. Е. В. Онуфриева¹, В. В. Онуфриев^{1, *}, В. В. Синявский^{1, 2}¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия²Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва, Королев, Россия

*e-mail: onufryev@bmstu.ru

Поступила в редакцию 07.05.2019 г.

После доработки 08.08.2019 г.

Принята к публикации 12.08.2019 г.

Применение низкоорбитальных космических аппаратов (КА) сопряжено с необходимостью поддержания их высоты орбиты путем компенсации силы лобового сопротивления с помощью корректирующей двигательной установки (КДУ). В качестве такой установки целесообразно использовать электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). Для малых КА (массой менее 1000 кг) срок их активного существования (САС) будет зависеть от мощности бортовой энергоустановки, удельного импульса ЭРДУ и запаса рабочего тела на борту. Выполнен энергомассовый анализ низкоорбитального малого КА с ЭРДУ на основе электротермического электроракетного двигателя с дополнительным подводом энергии. Получена система уравнений, позволяющая определить оптимальные значения характеристик ЭРДУ в зависимости от энергетических характеристик и массы КА. Рассчитаны максимальные значения САС для низкоорбитальных КА массой от 300 до 600 кг, соответственно, с полезной нагрузкой от 100 до 300 кг. Даны рекомендации по оптимальной компоновке таких КА. Результаты представляют интерес для разработчиков малых низкоорбитальных КА и электроракетных двигательных установок.

Ключевые слова: низкоорбитальный космический аппарат, электроракетный двигатель, электротермический двигатель с дополнительным подводом энергии, срок активного существования, сила лобового сопротивления, сила тяги

DOI: 10.1134/S0002331019040101

ВВЕДЕНИЕ

При использовании на низких околоземных орбитах малых космических аппаратов (КА) (массой 200–500 кг) вопрос об увеличении срока активного его существования осложняется двумя проблемами:

- энергообеспечение КА и его электроракетного двигателя (ЭРД) корректирующей двигательной установки (КДУ);
- запаасаемая масса рабочего тела.

Первым ограничивающим фактором является энерговооруженность КА: (для указанного класса аппаратов) электрическая мощность борта не превышает 600 Вт, что связано с энергомассовыми параметрами солнечных батарей (СБ) и вторичного буферного источника питания – химического аккумулятора.

Вторым ограничивающим фактором является масса и объем рабочего тела корректирующей двигательной установки. При общей массе КА 200–500 кг запас рабочего тела в 100–300 кг (использование КДУ с низким удельным импульсом ~ 10000 м/с) может стать неприемлемым из-за габаритных ограничений и параметров системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) КА [1].

В этой связи актуальным является вопрос о сроке активного существования (САС) КА и путях его увеличения как активными, так и пассивными способами [2–4]. К первым относится применение корректирующей двигательной установки, в том числе и использующей ЭРД, ко вторым – методы понижения силы лобового сопротивления за счет конструктивных приемов (снижение C_x).

В работе приведены результаты расчетного исследования по запасу рабочего тела для малого КА со сроком активного существования полгода.

Если рассмотреть факторы, влияющие на движение КА, то на высотах 180–210 км основным фактором, влияющим на КА, будет сила лобового сопротивления [5, 6].

ЭНЕРГОМАССОВАЯ МОДЕЛЬ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИМ ДВИГАТЕЛЕМ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ПОДВОДОМ ЭНЕРГИИ

Общезвестно, что стартовая масса КА – M_0 складывается из следующих составляющих [7]: массы полезной нагрузки – $M_{ПН}$, массы конструкции – $M_{кон}$, массы рабочего тела, расходуемого в процессе выведения – $M_{РТ}$, массы собственно двигательной установки – $M_{ЭРД}$ и массы энергоустановки – $M_{ЭУ}$:

$$M_0 = M_{РТ} + M_{кон} + M_{ПН} + M_{ЭРД} + M_{ЭУ}. \quad (1)$$

В массу конструкции $M_{кон}$ в общем случае можно включить массу силовых элементов, баков, вспомогательных систем, систем управления движением и т.д. Она характеризует проектное совершенство КА.

Увяжем массу двигательной установки с ее мощностью (мощностью струи, создающей требуемую тягу) в виде соотношения [7]:

$$M_{ЭРД} = N_{ЭРД} \gamma_{ЭРД},$$

где $N_{ЭРД}$ – электрическая мощность ЭРД, $\gamma_{ЭРД}$ – удельная масса двигательной установки.

Расход рабочего тела связан с временем работы ЭРДУ t_p , которое в случае непрерывного функционирования двигательной установки низкоорбитального КА является временем его активного существования $t_p = t_{САС}$:

$$m = M_{РТ} / t_p. \quad (2)$$

Рассмотрим низкоорбитальный КА с электротермическим двигателем с дополнительным подводом тепла (ЭДПТ) [8].

В этой связи предлагается использовать электротермический двигатель с дополнительным подводом тепла, который укладывается по энерговооруженности в указанный выше диапазон и позволяет реализовать скорость истечения порядка 10 км/с [8]. В качестве рабочего тела может быть использован аммиак – NH_3 , который находится в СХПРТ в жидком состоянии и не требует толстостенных баков.

Проведем энергомассовое исследование малого низкоорбитального КА с таким перспективным ЭРД на предмет определения срока активного существования как целевой функции.

Разгон потока осуществляется в сопловом участке ЭДПТ, при этом скорость истечения из сопла (пропорциональная удельному импульсу) w определяется как [8]:

$$w = \sqrt{\left[\frac{2k}{k-1} \frac{RT}{\mu} + \frac{Nw}{P} \right] \left(1 - \alpha^{\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (3)$$

где α – степень расширения сопла, μ – молярная масса рабочего тела, k – показатель политропы, T – температура рабочего тела на входе в тепловой канал, R – универсальная газовая постоянная, N – тепловая мощность, перешедшая в энергосодержание потока рабочего тела.

Для низкоорбитального КА рассмотрим случай поддержания орбиты в течение времени (определим его как срок активного существования (САС) КА, равного времени активной работы ЭРДУ – $t_p = t_{\text{САС}}$). Это обусловлено тем, что ЭРД работает непрерывно, так как основным фактором, ограничивающим САС КА на низкой орбите, является сила лобового сопротивления F_c .

Примем, что движение КА происходит при условии равенства силы тяги ЭРДУ и силы лобового сопротивления: $P = F_c$. Сила лобового сопротивления определяется геометрией КА и коэффициентом C_x . В силу их равенства скорость КА остается постоянной.

Введем обозначения:

$$A = \frac{2k}{k-1} \frac{RT}{\mu}, \quad B = \left(1 - \alpha^{\frac{k-1}{k}} \right).$$

В результате выражение (3) запишется как;

$$w = \sqrt{\left[A + \frac{Nw}{P} \right] B}, \quad (4)$$

где N – дополнительное энергосодержание потока рабочего тела в ЭДПТ в результате подвода энергии.

Таким образом, из (4) можно получить выражение для скорости истечения рабочего тела (удельного импульса) электротермического ЭРД с дополнительным подводом энергии, необходимую для поддержания орбиты КА:

$$w^2 - \frac{Nw}{F_c} B - AB = 0.$$

Величина реактивной мощности струи N и тепловой мощности N_q связаны между собой коэффициентом – КПД преобразования тепла, подведенного к потоку рабочего тела в его кинетическую энергию и тепловую (энергосодержание) – η_Q :

$$N = \eta_Q N_q.$$

Электрическая мощность ЭРДУ $N_{\text{ЭРД}}$ может быть определена как:

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{N_q}{\eta_{\text{ЭРД}}}, \quad (5)$$

где $\eta_{\text{ЭРД}}$ – КПД преобразования электрической энергии, подведенной к двигателю, в тепловую (подводимую к потоку рабочего тела).

В свою очередь, масса ЭУ может быть определена как функция мощности $N_{\text{ЭРД}}$, удельной массы энергоустановки КА – $\gamma_{\text{ЭУ}}$ и КПД системы передачи электрической энергии к ЭРД – $\eta_{\text{СПТ}}$:

$$M_{\text{ЭУ}} = \frac{N_q}{\eta_{\text{СПТ}} \eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}} = \frac{N}{\eta_Q \eta_{\text{СПТ}} \eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}}.$$

Величина массы ЭРД, соответственно, может быть определена как:

$$M_{\text{ЭРД}} = \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭРД}}.$$

ВЛИЯНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭРД НА СРОК АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ МАЛОГО НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Таким образом, можно получить массовое уравнение КА (1) с учетом проведенных преобразований в виде:

$$M_0 = \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{СПТ}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}} + \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭРД}} + M_{\text{кон}} + M_{\text{РТ}} + M_{\text{ПН}}.$$

Положим, что масса конструкции КА связана линейным коэффициентом с массой рабочего тела (для определенности модели, а в общем случае масса конструкции КА также может быть представлена некой функцией от других составляющих масс агрегатов и узлов аппарата):

$$M_{\text{кон}} = \varphi M_{\text{РТ}}.$$

В результате получим выражение для массы КА в виде:

$$M_0 = \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{СПТ}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}} + \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭРД}} + (1 + \varphi)M_{\text{РТ}} + M_{\text{ПН}}. \quad (6)$$

Таким образом, используя уравнение (6) для массы КА, уравнение (4) для скорости истечения рабочего тела из ЭРД в зависимости от мощности, вложенной в поток, и уравнение (2) относительно времени работы двигательной установки, получим систему уравнений для определения срока активного существования низкоорбитального космического аппарата, использующего для поддержания орбиты ЭДПТ [8–10]:

$$\begin{cases} M_0 = \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{СПТ}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}} + \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭРД}} + (1 + \varphi)M_{\text{РТ}} + M_{\text{ПН}} \\ w^2 - \frac{Nw}{F_c} B - AB = 0 \\ t_{\text{САС}} = \frac{M_{\text{РТ}}w}{F_c}. \end{cases} \quad (7)$$

В уравнениях системы (7) масса полезной нагрузки $M_{\text{ПН}}$ является заданной величиной (параметр оптимизации КДУ КА).

Решая данную систему, можно получить поля изменения диапазона срока активного существования КА для заданной массы M_0 и заданной геометрии КА (коэффициента силы лобового сопротивления) на заданной орбите (т.е., F_c известна).

Подставляя скорость истечения из второго и массу рабочего тела из первого уравнения системы (7), а также величины A и B из их обозначений, получим уравнение относительно срока активного существования в виде:

$$t_{\text{САС}} = \frac{M_0 - \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{СПТ}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭУ}} - \frac{N}{\eta_{\text{Q}}\eta_{\text{ЭРД}}} \gamma_{\text{ЭРД}} - M_{\text{ПН}}}{(1 + \varphi)F_c} g \times \left(\frac{N}{2F_c} \left(1 - \alpha^{-\frac{k-1}{k}} \right) + \sqrt{\left(\frac{N}{2F_c} \left(1 - \alpha^{-\frac{k-1}{k}} \right) \right)^2 + \frac{2k}{k-1} \frac{RT}{\mu} \left(1 - \alpha^{-\frac{k-1}{k}} \right)} \right). \quad (8)$$

Если пренебречь вторым слагаемым в подкоренном выражении формулы (8) – основной разогрев потока происходит в камере дополнительного теплоподвода (5), то выражение (8) примет вид:

$$t_{\text{САС}} \approx \frac{M_0 - \frac{N}{\eta_Q \eta_{\text{ЭРД}}} \left(\frac{1}{\eta_{\text{СПТ}}} \gamma_{\text{ЭУ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} \right) - M_{\text{ПН}} \left(\frac{N}{F_c} \left(1 - \alpha^{\frac{k-1}{k}} \right) \right)}{(1 + \varphi) F_c}$$

Рассмотрим варианты массовых значений малого КА, функционирующего на орбитах 180–210 км. На орбите высотой 210 км сила лобового сопротивления для малого КА с миделевым сечением $S_m = 1 \text{ м}^2$ составляет порядка 60 мН [3, 5, 6].

Решение второго уравнения системы (7) относительно величины скорости истечения из ЭДПТ показывает, что для диапазона дополнительной тепловой мощности потока рабочего тела $N = 400\text{--}600$ Вт величина скорости истечения составляет порядка 6 км/с, как было показано в [8].

Для проведения расчетно-теоретического исследования зададим следующий ряд массы малого низкоорбитального КА: $M_0 = 300\text{--}600$ кг.

Положим, что конструкция низкоорбитального КА – цилиндр с площадью миделевого сечения 1 м^2 (независимо от массы в первом приближении – меняется объемная плотность заполнения цилиндра агрегатами и узлами) для упрощения анализа. Таким образом, для всех вариантов масс сила лобового сопротивления КА будет одинаковой.

Удельную массу источника энергии малого низкоорбитального аппарата зададим с учетом наличия в его составе аккумуляторного буферного источника энергии, системы ориентации солнечной батареи, системы автоматики и контроля. На низкоорбитальном КА с небольшим сроком активного существования целесообразно использование солнечных батарей с ФЭП на основе кремния. Величину удельной массы ЭУ положим $\gamma_{\text{ЭУ}} = 0, 1 \dots 0, 2$ кг/Вт, исходя из данных источников по удельной мощности солнечных систем электроснабжения 6–9 Вт/кг [11–13].

Удельная масса ЭРД, как показывают данные [12, 14, 16], полученные на основе экспериментальной отработки и летной эксплуатации современных электроракетных двигателей составляет $\gamma_{\text{ЭРД}} = 0.005$ кг/Вт.

КПД системы преобразования тока для питания ЭРД (по данным современных разработок [16] на данный момент достигает 0.9–0.95), исходя из этих данных, примем величину эффективности преобразователя тока и напряжения – $\eta_{\text{СПТ}} = 0.92$.

Предложенный в [8] ЭДПТ по своей сути является комбинацией ракетного двигателя и плазмотрона, поэтому основываясь на известных данных по эффективности передачи энергии рабочему телу в последних [17, 18], положим величину тепловой эффективности дополнительного подвода энергии к потоку – $\eta_Q = 0.6$.

Характерная величина КПД современных ЭРД составляет [14–16] достигает 0.65, поэтому примем величину КПД ЭДПТ $\eta_{\text{ЭРД}} = 0.6$.

Величина массовой доли системы хранения и подачи рабочего тела по отношению к $M_{\text{РТ}} - \varphi$ примем равной 0.3 с учетом [15].

В расчетах примем диапазон изменения дополнительной тепловой мощности потока (его дополнительного энергосодержания) $N = 300\text{--}600$ Вт.

Положим, что величина массы полезной нагрузки связана со стартовой массой аппарата следующим образом: $M_{\text{ПН}} = (0.3\text{--}0.5)M_0$.

Проведем исследование величины времени срока активного существования низкоорбитального малого КА по выражению (8) с учетом диапазонов изменения вышеприведенных параметров. В результате получим зависимости для срока активного существования малого низкоорбитального КА от энергетической вооруженности электротермического ЭРД.

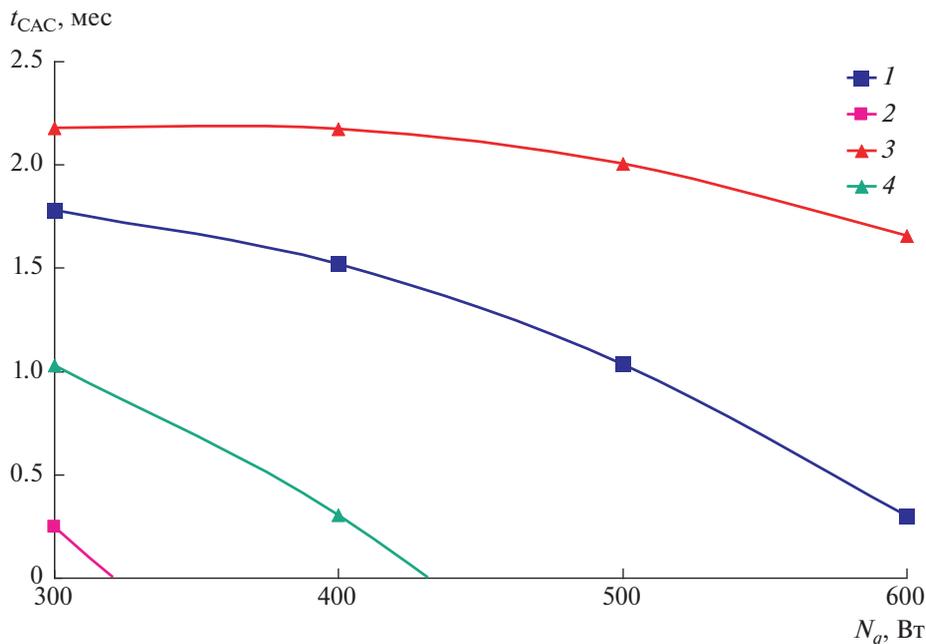


Рис. 1. Зависимость срока активного существования низкоорбитального малого КА от дополнительной мощности потока в ЭДПТ: $M_0 = 300$ кг, $M_{ПН} = 100$ кг, рабочее тело ЭРД – аммиак, $\eta_Q = 0.6$, $1 - \gamma_{ЭУ} = 0.1$ кг/Вт, $2 - \gamma_{ЭУ} = 0.2$ кг/Вт; $\eta_Q = 0.8$, $3 - \gamma_{ЭУ} = 0.1$ кг/Вт, $4 - \gamma_{ЭУ} = 0.2$ кг/Вт.

Вид полученных решений по продолжительности срока активного существования КА массой 300 кг приведен на рис. 1–3.

Расчетные кривые $t_{CAC}(N)$ показывают, что для малого КА ($M_0 = 300$ кг, полезная нагрузка 100 кг, энергоустановка на основе кремниевых ФЭП) срок активного существования составляет 2–2.5 мес. на орбите высотой 210 км, при этом оптимальная мощность для ЭРД 400 Вт. Увеличение мощности влечет рост массы ЭУ и снижение массы рабочего тела. Масса ЭУ составит около 91 кг, масса ЭРД – 7 кг, таким образом, масса запасенного рабочего тела (аммиака) составит ~ 78.5 кг. Расход рабочего тела в ЭДПТ составит ~ 13.8 мг/с (это обусловлено меньшей величиной удельного импульса по сравнению с электростатическими двигателями).

Для указанной величины дополнительной мощности потока в ЭДПТ 400 Вт в случае использования КА массой $M_0 = 600$ кг, массой полезной нагрузки $M_{ПН} = 300$ кг запасенная масса рабочего тела составит ~ 156 кг. При неизменной величине расхода рабочего тела и скорости истечения из ЭДПТ (компенсация той же силы лобового сопротивления, так как аппарат имеет неизменное миделево сечение) продолжительность срока активного существования составит ~ 4.4 мес. Если массу полезной нагрузки принять равной 100–150 кг, как в первом случае, запасенная масса рабочего тела составит ~ 309 кг. Срок активного существования составит около 9 месяцев (рис. 2).

Величина оптимальной мощности в этом варианте составит 500–600 Вт.

С увеличением доли полезной нагрузки до $0.5 M_0$ срок активного существования малого низкоорбитального КА с КДУ на основе ЭДПТ снижается почти вдвое (рис. 3), что связано со снижением массы запасенного рабочего тела (аммиака) для ЭРД.

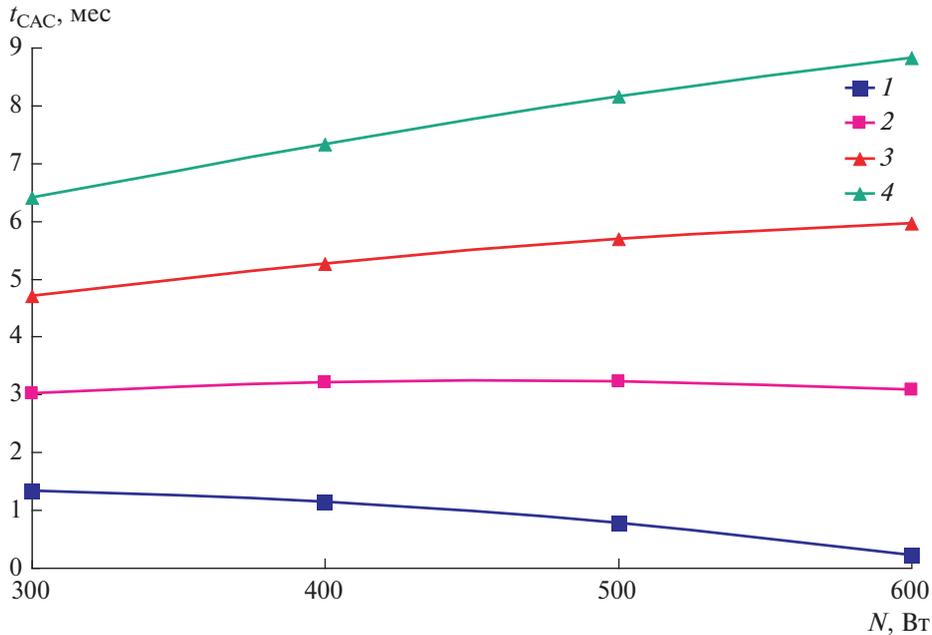


Рис. 2. Зависимость срока активного существования низкоорбитального малого КА от его массы: $M_{ПН} = 150$ кг, 1 – $M_0 = 300$ кг, 2 – $M_0 = 400$ кг; 3 – $M_0 = 500$ кг, 4 – $M_0 = 600$ кг.

Проведенное расчетное исследование влияния энерговооруженности ЭРД на срок активного существования КА показало, что применение ЭДПТ электрической мощностью ~ 0.83 кВт с тепловым характером воздействия на поток рабочего тела (аммиака), массой полезной нагрузки 100–300 кг позволяет обеспечить величину срока активного существования аппарата в диапазоне 2.2–9 мес. на орбите высотой 210 км.

При величине $\gamma_{ЭУ} = 0.15$ кг/Вт (современные кремниевые ФЭП и дополнительные агрегаты системы электроснабжения) масса ЭУ составит порядка 136 кг. Для КА с $M_0 = 600$ кг, $M_{ПН} = 100$ кг масса рабочего тела составит 7.7 мес.

СРАВНЕНИЕ СРОКОВ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО МАЛОГО АППАРАТА С ЭДПТ И СТАЦИОНАРНЫМ ПЛАЗМЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Применение электростатических ЭРД с удельным импульсом 10^3 с (скорость истечения 10^4 м/с) [14–16] позволяет снизить запас рабочего тела на борту КА. Однако необходимо иметь в виду, что в качестве него используется ксенон со стоимостью 26000 долл./кг. Для компенсации силы лобового сопротивления величиной 0.06 Н может быть использован электроракетный двигатель типа СПД-100, имеющий максимальную тягу 0.08 Н и характерный расход рабочего тела 5.5 мг/с [12]. Номинальная электрическая мощность ЭРД СПД-100 составляет 1500 Вт, что увеличивает массу энергоисточника в 2–3 раза по сравнению с ЭУ для ЭДПТ.

Проведем оценки срока активного существования низкоорбитального малого КА, снабженного электроракетной двигательной установкой на основе ЭРД СПД-100.

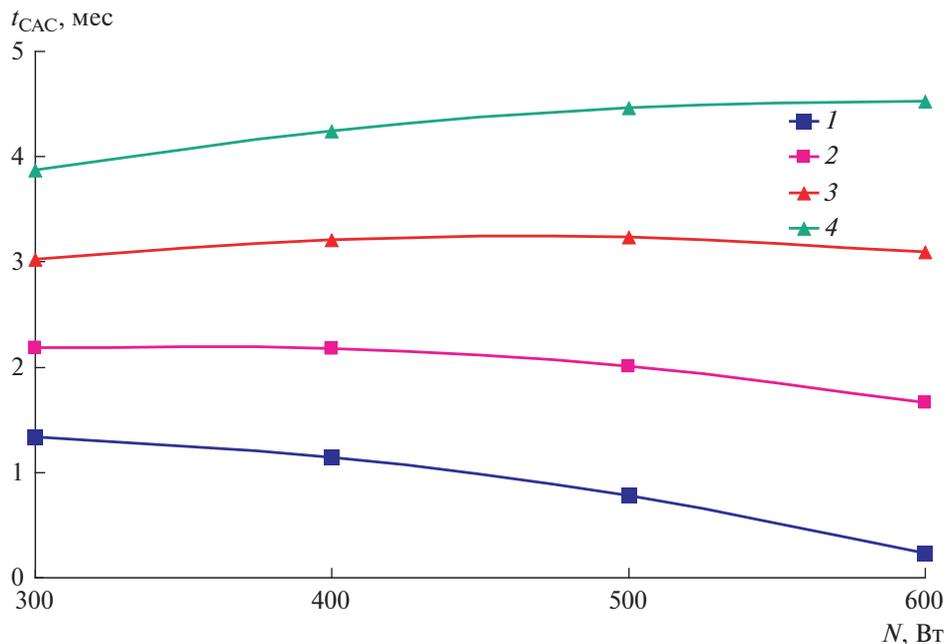


Рис. 3. Зависимость срока активного существования низкоорбитального малого КА для разной комбинации масс КА и полезной нагрузки:

1 – $M_0 = 300$ кг, $M_{ПН} = 150$ кг; 2 – $M_0 = 400$ кг, $M_{ПН} = 200$ кг; 3 – $M_0 = 500$ кг, $M_{ПН} = 250$ кг; 4 – $M_0 = 600$ кг, $M_{ПН} = 300$ кг.

Масса ЭУ, исходя из принятых выше данных при $\gamma_{ЭУ} = 0.1$ кг/Вт, составит 150 кг. Таким образом, суммарная масса полезной нагрузки, энергоустановки на основе ФЭП и ЭРД составит $(0.5M_0 + 157)$ кг. При этом, величина массы рабочего тела (ксенона), запасенного на борту, может быть оценена по формуле:

$$M_{РТ} = \frac{0.5M_0 - 157}{1.3}, \text{ кг.}$$

Время непрерывной работы СПД (с учетом расхода 5.5 мг/с [14–16]) для компенсации силы лобового сопротивления или срок активного существования КА может быть рассчитано по зависимости:

$$t_{\text{САС}} = \frac{0.5M_0 - 157}{7.15 \times 10^{-6}} \text{ с.}$$

Если подставить имеющиеся данные масс низкоорбитального КА с ЭУ на основе ФЭП, то получим следующие величины срока активного существования (с учетом неизменности энергоустановки для питания СПД-100 во всех вариантах):

- для КА со стартовой массой 400 кг, массой полезной нагрузки 200 кг срок активного существования составит 2.3 мес.;
- для КА со стартовой массой 500 кг, массой полезной нагрузки 250 кг срок активного существования составит ~5 мес.;
- для КА со стартовой массой 600 кг, массой полезной нагрузки 300 кг срок активного существования составит 7.7 мес.

Масса запасенного ксенона в системе хранения и подачи рабочего тела в зависимости от варианта массы КА составит 33–110 кг.

Если рассмотреть вариант низкоорбитального КА с ЭУ на основе современных кремниевых ФЭП $\gamma_{ЭУ} = 0.15–0.2$ кг/Вт [11–13], то (при $\gamma_{ЭУ} = 0.15$ кг/Вт) масса необходимого на его борту рабочего тела за вычетом масс ЭУ, ПН, ЭРД может быть рассчитана по зависимости:

$$M_{РТ} = \frac{0.5M_0 - 232}{1.3}, \text{ кг.}$$

В данном случае проходит только вариант КА со стартовой массой 600 кг, массой полезной нагрузки 300 кг, для которого запас ксенона составит $M_{РТ} = 52.3$ кг, а срок активного существования составит 3.7 мес.

Исходя из результатов исследования (рис. 1–3) и сравнения сроков активного существования КА с СПД и электротермическим двигателем с дополнительным подводом тепла, можно отметить, что применение ЭДПТ с тепловой мощностью потока 400–600 Вт является альтернативой применения на низкоорбитальных КА КДУ на основе СПД и рабочего тела ксенона.

Использование на низкоорбитальных КА ЭУ на основе кремниевых ФЭП также показывает целесообразность применения ЭРД небольшой мощности (до 1 кВт), что позволяет снизить не только массу ЭУ, но и величину коэффициента лобового сопротивления.

Расчетные величины сроков активного существования низкоорбитального КА не превышают 0.5–1 г., что акцентирует внимание разработчиков на использование достаточно дешевых компонентов в составе узлов и агрегатов аппарата, в том числе и энергоустановке и ЭРД.

Расчеты показали, что для компенсации силы лобового сопротивления заданной величины достаточно разогнать поток в ЭДПТ до 4500–5000 м/с, что совпадает со скоростями истечения в существующих дуговых двигателях [14–16], имеющих невысокий ресурс вследствие эрозии электродов.

Сравнение полученных результатов показывает, что при массе аппарата $M_0 = 600$ кг, массе полезной нагрузки $M_{ПН} = (0.3–0.5) M_0$, удельной массе ЭУ $\gamma_{ЭУ} = 0.1–0.15$ кг/Вт малый низкоорбитальный космический аппарат с ЭДПТ имеет больший срок активного существования, чем КА с двигательной установкой на основе СПД.

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Исходя из вышеизложенного, можно отметить, что применительно к малому низкоорбитальному КА выявляется пересечение трех проблем:

- ограниченная электрическая мощность ЭРД КДУ;
- ограниченный диапазон удельного импульса, тяги ЭРД КДУ;
- ограниченный запас рабочего тела малого КА.

В результате расчетного исследования были определены требования к величине электрической мощности, необходимой величине удельного импульса и тяге ЭРД КДУ, характерному запасу рабочего тела применительно к низкоорбитальному КА малой массы (до 600 кг).

В качестве параметра при расчетном исследовании рассматривалась площадь миделевого сечения, которая определяет силу лобового сопротивления F_c , на заданной высоте орбиты H . На основании полученных результатов проведено сравнение с характеристиками существующих типов ЭРД – СПД-100.

При этом следует сказать, что использование аммиака или гидразина в качестве рабочего тела позволит выполнять систему хранения и подачи тонкостенной (так как указанные вещества находятся в жидком агрегатном состоянии), снижая ее массу по

сравнению с массой аналогичной системы для хранения газообразного рабочего тела (например, ксенона для СПД).

Приведенный материал говорит о целесообразности разработки указанного типа ЭРД для малых низкоорбитальных КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведено расчетное исследование зависимости срока активного малого низкоорбитального космического аппарата (рабочая орбита 210 км) от энергетических параметров электротермического двигателя с дополнительным подводом энергии (ЭДПТ).

2. Определены требования к параметрам и характеристикам электроракетного двигателя ограниченной электрической мощности (до 600 Вт) малого низкоорбитального космического аппарата.

3. Получены величины времени срока активного существования малого низкоорбитального космического аппарата в зависимости от энергетических характеристик ЭРД и условий полета на орбите.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Макриденко Л.А., Геча В.Я., Сидняев Н.И., Онуфриев В.В., Говор С.А.* Определение высотных характеристик электрических ракетных двигателей космического аппарата методами планирования эксперимента / Проблемы управления. 2017. № 1. С. 75–85.
2. *Макриденко Л.А., Геча В.Я., Сидняев Н.И., Онуфриев В.В.* Определение баллистических характеристик космического аппарата методами теории планирования эксперимента / Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Труды Четвертой международной научно-технической конференции “Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли”. М.: АО “Корпорация “ВНИИЭМ”. 2016. С. 41–54.
3. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Влияние сопротивления атмосферы на одноосную гравитационную ориентацию искусственного спутника // Космические исследования. 1982. Т. 20. № 5. С. 659–673.
4. *Макриденко Л.А., Геча В.Я., Сидняев Н.И., Онуфриев В.В.* Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов / Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Труды Четвертой международной научно-технической конференции “Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли”. М.: АО “Корпорация “ВНИИЭМ”. 2016. С. 103–114.
5. *Sarychev V.A., Legostaev V.P., Sazonov V.V., Belyaev M.Yu., Gansvind I.N., Tyan T.N.* The passive attitude motion of the orbital stations Salyut-6 and Salyut-7 // Acta Astronautica. 1987. V. 15. № 9. P. 635–640.
6. *Кузнецов В.Д.* Солнечно-земная физика и ее приложения // УФН. 2012. Т. 182. № 3. С. 327–336.
7. *Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П.* Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение. 1975. 272 с.
8. *Онуфриев В.В., Сидняев Н.И., Говор С.А., Синяевский 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. Энергетика. 2018. № 5. С. 88–100.
9. *Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А.* О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10–30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 48–59.
10. *Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В.* Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на йоде // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 42–52.
11. *Худяков С.А.* Космические энергоустановки. М.: Знание, 1984. 64 с., ил. (Новое в жизни, науке, технике. Сер. “Космонавтика, астрономия”; № 7).
12. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / *Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов.* Изд. второе, перераб. и доп. М.: Изд-во МАИ, 2001. 480 с.: ил.
13. *Петровичев М.А., Гуртов А.С.* Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов: Самара: Изд-во СГАУ, 2007. 87 с.
14. *Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П.* Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.

15. Гуров А.Ф., Севрук Д.Д., Сурнов Д.Н. Конструкция и расчет на прочность космических электроракетных двигателей. М.: Машиностроение 1970. 492 с.
16. Системы питания и управления электрореактивными двигательными установками автоматических космических аппаратов / К.Г. Гордеев, А.А. Остапущенко, В.Н. Галайко, М.П. Волков. Известия Томского политехнического университета. Энергетика. 2009. Т. 315. № 4. С. 131–136.
17. Коротеев А.С., Миронов В.М., Свирчук Ю.С. Плазмотроны: конструкции, характеристики, расчет. М.: Машиностроение, 1993. 296 с.
18. Теория столба электрической дуги / Низкотемпературная плазма. Т. 1. Новосибирск: Наука СО, 1990. 376 с.

On the Influence of Power Corrective Propulsion Low-Orbit Spacecraft in His Active Lifetime

E. V. Onufrieva^a, V. V. Onufriev^{a, *}, and V. V. Sinyavsky^b

^a*Moscow state technical university named N.E. Bauman, Moscow, Russia*

^b*Rocket-space corporation "Energy" named S.P. Korolyov, Korolyov, Russia*

**e-mail: onufryev@bmstu.ru*

The use of low-orbit SPACECRAFT involves the need to maintain their orbital altitude by compensating the drag force with the help of a corrective propulsion system (CDU). The problem becomes optimization due to the fact that for small SPACECRAFT (weighing up to 1000 kg) the active lifetime (SAS) depends both on the specific impulse of the electric propulsion system (ERD), and consequently on the power of the onboard power plant of the SPACECRAFT, and on the stock of the working fluid on Board. In the work on the basis of energy-mass analysis of low-orbit small SPACECRAFT with ERD on the basis of electrothermal RD with additional energy supply, a system of equations is obtained that allows to calculate the SAS and determine the optimal configuration of the SPACECRAFT. The results are of interest to developers of small low-orbit SPACECRAFT and electric propulsion systems.

Keywords: Leo spacecraft, electric propulsion, electrothermal thruster with additional supply of energy, life, power, drag, thrust