

# ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.7.036.7.017.1

## О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Марахтанов М.К.<sup>1\*</sup>, Пильников А.В.<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup> *Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия*

<sup>2</sup> *Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,  
ЦНИИмаш, Пионерская ул., 4, Королев, Московская область, 141070, Россия*

\* *e-mail: mkm@bmstu.ru*

\*\* *e-mail: corp@tsniimash.ru*

---

В настоящее время существует тенденция к созданию низкоорбитальных малых космических аппаратов (КА) различного назначения. Однако системный анализ и экспериментальные данные для КА с солнечной электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ), работающих на высоте 140–280 км, практически отсутствуют. Минимальная высота орбиты, ее связь с размерами и массой КА, а также с параметрами его двигательной установки, остаются неопределенными. В настоящей работе определены нижние пределы высоты орбиты  $h_{\min} \approx 200$  км для использования солнечной ЭРДУ с ионным двигателем и  $h_{\min} \approx 180$  км — стационарным плазменным двигателем (СПД). Верхним пределом высот, при снижении с которых приходится постоянно наращивать площадь солнечной батареи ЭРДУ для преодоления аэродинамического сопротивления атмосферы, является  $h_{\max} \approx 260$  км. Показано, что для длительной эксплуатации КА на высоте 180–260 км, возможно использование солнечной ЭРДУ и атмосферного газа в качестве рабочего вещества. В такой двигательной установке целесообразно использовать высокочастотный ионный электрореактивный двигатель (ВЧ ИД) мощностью 4,5–5 кВт. Масса ЭРДУ при указанных мощностях, с учетом массы солнечной батареи, будет не менее 90–100 кг, а минимальная масса всего КА соответственно не менее 500–600 кг.

*Ключевые слова:* малый космический аппарат, минимальная высота круговой орбиты, электрореактивная двигательная установка, солнечная батарея.

---

### Введение

К настоящему времени накоплен обширный материал по эксплуатации космических аппаратов с солнечными электрореактивными двигательными

установками коррекции как на геостационарных орбитах (ГСО) [1], так и на круговых околоземных орбитах [2]. Обычно масса КА на ГСО составляет

порядка 1000—3000 кг, срок активного существования (САС) 12—15 лет. На круговых околоземных орбитах высотой 500—700 км масса КА 400—1000 кг при САС 5—7 лет. Источником энергии в солнечной ЭРДУ является солнечная батарея (СБ), а реактивную тягу создает электрореактивный двигатель (ЭРД).

Современный уровень развития космической техники характеризуется тенденцией к созданию малых космических аппаратов (МКА) различного назначения (научных, связных, дистанционного зондирования Земли, навигационных, гидрометеорологических и др.). Подобные КА относительно дешевы и имеют массу от 10 до 500 кг. Однако такой показатель, как минимальная высота орбиты, ее связь с размерами и массой КА, а также параметрами его двигательной установки остаются неопределенными. Системный анализ и экспериментальные данные для КА с солнечной ЭРДУ, работающих на высоте 140—280 км, практически отсутствуют, поскольку повышенное сопротивление окружающей среды на таких орбитах нарушает устойчивость движения КА и ведет к его торможению, нагреву и разрушению.

Области рационального применения типа двигательной установки и, в частности, ЭРДУ, для задач довыведения и коррекции как на ГСО, так и на высоких околоземных орбитах рассмотрены в [3]. В [4] представлена корректирующая двигательная установка (КДУ) со стационарными плазменными двигателями малой мощности для малых космических аппаратов. В связи с этим представляет определенный интерес установление функциональной взаимосвязи массогабаритных, энергетических и тяговых характеристик солнечной ЭРДУ с доступной высотой минимальной круговой орбиты КА, а также определение минимума искомой высоты.

### Минимизация круговой орбиты КА в зависимости от параметров СБ и ЭРД

Рассмотрим задачу перевода КА с более высокой круговой орбиты на менее высокую. Поскольку атмосфера Земли переходит в безвоздушное пространство постепенно, то по мере спуска КА растет сила аэродинамического сопротивления, которую предлагается преодолеть с помощью силы тяги ЭРД. Очевидно, что во время снижения нагрузку на двигатель (сила тяги и мощность ЭРД) следует наращивать непрерывно, и задача в целом становится динамической. Ее решение будем выполнять по образцу, предложенному в работе [5], дополнив функциональную зависимость, необходимой для минимизации высоты орбиты КА.

Известно, что движение низкоорбитального КА с ЭРД возможно в том случае, если сила тяги двигателя

$$F = \dot{m}w \quad (1)$$

равна силе сопротивления окружающей среды либо превосходит ее:

$$F_{\text{сопр}} = C_X S \frac{\rho v^2}{2}, \quad (2)$$

т. е. выполняется условие

$$F \geq F_{\text{сопр}}. \quad (3)$$

Здесь  $\dot{m}$  — секундный массовый расход плазмообразующего рабочего вещества, кг/с;  $w$  — скорость истечения плазменной струи из двигателя, м/с;  $C_X$  — коэффициент сопротивления среды движению КА;  $S$  — площадь сечения (мидель) КА, перпендикулярная набегающему потоку, м<sup>2</sup>;  $v$  — орбитальная скорость движения КА, м/с;  $\rho$  — плотность среды, кг/м<sup>3</sup>.

Входящий в уравнение (2) коэффициент сопротивления  $C_X$  не зависит от высоты орбиты, а зависит от формы КА. Допустим, что КА состоит из двух основных частей: корпуса массой  $m_K$  с миделем  $S_K$  и солнечной батареи с площадью  $S_{\text{СБ}}$ . Коэффициент сопротивления корпуса КА кубической формы  $C_K$  для верхних слоёв атмосферы принимается, как правило, равным 2—2,5 [3, 6]. Если плоскость солнечной батареи ориентирована перпендикулярно вектору орбитальной скорости движения, то  $C_{\text{СБ}} = 2,15$ ; если вдоль вектора, то  $C_{\text{СБ}} = 0,15$  [7]. Таким образом, сила сопротивления движению КА будет складываться из двух сил: силы сопротивления движению корпуса и силы сопротивления движению солнечной батареи:

$$F_{\text{сопр}} = (C_K S_K + C_{\text{СБ}} S_{\text{СБ}}) \frac{\rho v^2}{2}. \quad (4)$$

Орбитальная скорость  $v$  находится из условия кругового движения КА под действием гравитационного поля Земли:

$$\frac{m_{\text{КА}} v^2}{R_3 + h} = G \frac{m_{\text{КА}} M_3}{(R_3 + h)^2},$$

где  $m_{\text{КА}}$  — масса КА;  $R_3 = 6371$  км — средний радиус Земли;  $M_3 = 5,974228 \cdot 10^{24}$  кг — масса Земли;  $G = 6,672 \cdot 10^{-11}$  м<sup>3</sup>/(кг·с<sup>2</sup>) — гравитационная постоянная;  $h$  — высота орбиты.

Отсюда круговая орбитальная скорость

$$v = \sqrt{\frac{K_3}{R_3 + h}}, \quad (5)$$

где  $K_3 = GM_3 = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$  — гравитационный параметр Земли.

Допустим, что размеры и масса корпуса КА, а также КПД и удельный импульс его ЭРД не изменяются при спуске КА на более низкую орбиту. Возрастают только мощность и сила тяги ЭРД, необходимые для компенсации аэродинамического сопротивления как корпуса КА, так и его солнечной батареи. Будем считать, что размеры СБ таковы, что вырабатываемая ею мощность обеспечивает электропитание только двигателя. Тогда, в отличие от корпуса КА, площадь батареи  $S_{\text{СБ}}$  должна непрерывно возрастать по мере спуска КА, чтобы скомпенсировать возрастающую  $F_{\text{сопр}}$ , т. е.  $S_{\text{СБ}} = S_{\text{СБ}}(h)$ .

Мощность истекающей плазменной струи (тяговая мощность)

$$N_{\text{T}} = \frac{\dot{m}w^2}{2} = \frac{Fw}{2}. \quad (6)$$

Электрическая мощность, подводимая к ЭРД (потребляемая мощность),

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{N_{\text{T}}}{\eta_{\text{T}}} = \frac{Fw}{2\eta_{\text{T}}}, \quad (7)$$

где  $\eta_{\text{T}}$  — тяговый КПД двигателя.

Электрическая мощность, вырабатываемая СБ,

$$N_{\text{СБ}} = \alpha S_{\text{СБ}} = \eta_{\text{СБ}} Q S_{\text{СБ}}, \quad (8)$$

где  $\alpha$  — удельная мощность солнечной батареи, Вт/м<sup>2</sup>;  $\eta_{\text{СБ}}$  — КПД фотоэлектрических преобразователей;  $Q \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$  — плотность потока мощности солнечного излучения на орбите Земли (солнечная постоянная). КПД фотоэлектрических преобразователей на основе трёхкаскадного арсенида галлия  $\eta_{\text{СБ}} \approx 0,22$  [8]. Поэтому  $\alpha \approx 308 \text{ Вт/м}^2$ .

Таким образом, при равенстве потребляемой мощности ЭРД и мощности, вырабатываемой СБ,

$$N_{\text{СБ}} = N_{\text{ЭРД}},$$

на основании выражений (7) и (8) получим

$$\alpha S_{\text{СБ}} = \frac{Fw}{2\eta_{\text{T}}}. \quad (9)$$

Откуда исходная площадь СБ, производящей электроэнергию только для компенсации сопротивления как корпуса КА, так и самой солнечной батареи, в соответствии с уравнением (9), а также с учетом (4) и условия (3):

$$S_{\text{СБ}} = \frac{w}{2\eta_{\text{T}}\alpha} (C_{\text{К}} S_{\text{К}} + C_{\text{СБ}} S_{\text{СБ}}) \frac{\rho v^2}{2}. \quad (10)$$

Произведя несложные преобразования уравнения (10), с учетом выражения (5), а также значения  $w = J_{\text{уд}} g$ , где  $J_{\text{уд}}$  — удельный импульс ЭРД, с;  $g = g(h)$  — ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>, получим

$$S_{\text{СБ}} = \frac{C_{\text{К}} J_{\text{уд}} g}{4\eta_{\text{T}}\alpha} \cdot \frac{\rho K_3}{R_3 + h} \cdot S_{\text{К}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{C_{\text{СБ}} J_{\text{уд}} g}{4\eta_{\text{T}}\alpha} \cdot \frac{\rho K_3}{R_3 + h}}. \quad (11)$$

Учитывая, что  $\rho = \rho(h)$  и  $g = g(h)$ , обозначим в (11):

$$K_{\text{ЭН}} = \frac{C_{\text{СБ}} J_{\text{уд}} K_3}{4\eta_{\text{T}}\alpha}, \quad (12)$$

характеризующий энергетические параметры ЭРД и СБ;

$$\frac{1}{K_h} = \frac{\rho(h)g(h)}{R_3 + h}, \quad (13)$$

характеризующий параметры высоты орбиты;

$$A = \frac{C_{\text{К}} J_{\text{уд}} g(h)}{4\eta_{\text{T}}\alpha} \cdot \frac{\rho(h)K_3}{R_3 + h} \cdot S_{\text{К}}. \quad (14)$$

Таким образом, уравнение (11) можно записать как

$$S_{\text{СБ}} = \frac{A}{1 - \frac{K_{\text{ЭН}}}{K_h}}. \quad (15)$$

Проанализируем уравнение (15). Площадь СБ будет иметь конечную положительную величину  $S_{\text{СБ}} > 0$ , если числитель и знаменатель правой части уравнения будут иметь одинаковые знаки. Поскольку  $A > 0$  всегда, то и знаменатель должен быть

$$1 - \frac{K_{ЭН}}{K_h} > 0,$$

т. е.

$$K_h > K_{ЭН}. \quad (16)$$

С учётом (12) и (13) неравенство (16) примет вид

$$\frac{R_3 + h}{\rho(h)g(h)} > \frac{C_{СБ} J_{уд} K_3}{4\eta_T \alpha}. \quad (17)$$

Таким образом, условия (16) и, соответственно, (17) являются условиями устойчивого движения низкоорбитального КА с преодолением сопротивления атмосферы при помощи солнечной ЭРДУ. Неравенство (17) является трансцендентным, и его решение может быть найдено методом последовательных приближений. Для этого, используя ранее приведенные значения постоянных  $R_3$ ,  $C_{СБ}$ ,  $K_3$ ,  $\alpha$ , а также значения  $J_{уд}$  и  $K_{ЭН}$  для разных типов ЭРД, определим значения  $K_h$  и  $K_{ЭН}$  при различных  $h$ . Значения  $\rho(h)$  взяты из [9]. Значения  $g(h)$  рассчитывались по формуле

$$g(h) = \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} = \frac{K_3}{(R_3 + h)^2}. \quad (18)$$

Расчеты произведем для двух крайних возможных положений СБ, когда  $C_{СБ} = 2,15$  и  $C_{СБ} = 0,15$ . В качестве ЭРД используем ионный двигатель (ИД) с  $J_{уд} = 45000$  м/с (4500 с) и  $\eta_T = 0,7$ , а также плазменный двигатель типа СПД с  $J_{уд} = 17000$  м/с (1700 с) и  $\eta_T = 0,55$ . Значения критериев  $K_h$  и  $K_{ЭН}$  при различных  $h$  приведены в табл. 1 и 2.

Из таблиц видно, что минимальная высота орбиты при самом неблагоприятном расположении СБ (когда СБ перпендикулярна скорости движения)  $h_{\min} \approx 200 \div 220$  км. Если СБ ориентирована вдоль вектора скорости (сопротивление минимально),  $h_{\min} \approx 140 \div 160$  км. Однако при полете по орбите с наклоном к плоскости экватора батарея должна следить за Солнцем, чтобы обеспечить максимум эффективности (обеспечить необходимую расчетную величину  $\alpha$ ). То есть реальная минимальная расчётная орбита с использованием солнечной ЭРДУ, как показывают расчёты, при  $C_{СБ} = 1,15$  и использовании ИД, в соответствии с табл. 1 и 2 составляет  $h_{\min} \approx 200$  км ( $K_{ЭН} = 2,392 \cdot 10^{15}$  м<sup>3</sup>с<sup>2</sup>/кг), а при использовании СПД  $h_{\min} \approx 180$  км ( $K_{ЭН} = 1,15 \cdot 10^{15}$  м<sup>3</sup>с<sup>2</sup>/кг).

Необходимую минимальную высоту орбиты  $h_{\min}$ , ниже которой КА, оборудованный солнечной ЭРДУ, не может существовать, так как за счёт ба-

Таблица 1

Высота орбиты, на которой выполняется условие  $K_h > K_{ЭН}$  для  $C_{СБ} = 2,15$

Высота орбиты $h$ , м	Плотность атмосферы $\rho(h)$ , кг/м <sup>3</sup>	$g(h)$ , м/с <sup>2</sup>	$K_h$ , м <sup>3</sup> с <sup>2</sup> /кг	$K_{ЭН}$ , м <sup>3</sup> с <sup>2</sup> /кг	
				ИД	СПД
180·10 <sup>3</sup>	5,210·10 <sup>-40</sup>	9,288	1,35·10 <sup>15</sup>	4,47·10 <sup>15</sup>	2,15·10 <sup>15</sup>
200·10 <sup>3</sup>	2,640·10 <sup>-40</sup>	9,232	2,696·10 <sup>15</sup>		
220·10 <sup>3</sup>	1,490·10 <sup>-40</sup>	9,175	4,82·10 <sup>15</sup>		
240·10 <sup>3</sup>	0,894·10 <sup>-40</sup>	9,120	8,11·10 <sup>15</sup>		
260·10 <sup>3</sup>	0,556·10 <sup>-40</sup>	9,065	13,15·10 <sup>15</sup>		

Таблица 2

Высота орбиты, на которой выполняется условие  $K_h > K_{ЭН}$  для  $C_{СБ} = 0,15$

Высота орбиты $h$ , м	Плотность атмосферы $\rho(h)$ , кг/м <sup>3</sup>	$g(h)$ , м/с <sup>2</sup>	$K_h$ , м <sup>3</sup> с <sup>2</sup> /кг	$K_{ЭН}$ , м <sup>3</sup> с <sup>2</sup> /кг	
				ИД	СПД
120·10 <sup>3</sup>	1,640·10 <sup>-8</sup>	9,460	0,04·10 <sup>15</sup>	0,31·10 <sup>15</sup>	0,15·10 <sup>15</sup>
140·10 <sup>3</sup>	3,690·10 <sup>-9</sup>	9,402	0,19·10 <sup>15</sup>		
160·10 <sup>3</sup>	1,220·10 <sup>-9</sup>	9,345	0,57·10 <sup>15</sup>		
180·10 <sup>3</sup>	5,210·10 <sup>-10</sup>	9,288	1,35·10 <sup>15</sup>		
200·10 <sup>3</sup>	2,640·10 <sup>-10</sup>	9,232	2,69·10 <sup>15</sup>		

тарей сила сопротивления станет больше силы тяги ЭРД, можно получить и из других соображений.

Исходную площадь СБ, которая необходима для генерации электроэнергии, расходуемой на компенсацию сопротивления только корпуса КА, определим по выражению (10):

$$S_{СБ1} = \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_K S_K \frac{\rho v^2}{2}. \quad (19)$$

Найденная площадь  $S_{СБ1}$  создает дополнительную силу сопротивления в соответствии с (2):

$$F_{СБ1} = C_{СБ} S_{СБ1} \frac{\rho v^2}{2}.$$

Для компенсации силы  $F_{СБ1}$  требуется увеличение мощности ЭРДУ и, соответственно, увеличение площади СБ, т. е. наличие батареи с дополнительной площадью:

$$S_{СБ2} = \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} S_{СБ1} \frac{\rho v^2}{2}$$

или

$$S_{СБ2} = S_{СБ1} \left[ \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2} \right].$$

Последовательность прибавки дополнительных площадей  $S_{СБn}$  к площади  $S_{СБ1}$  основной СБ принимает вид геометрической прогрессии:

$$S_{СБ3} = S_{СБ2} \left[ \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2} \right]$$

или

$$S_{СБ3} = S_{СБ1} \left[ \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2} \right]^2$$

.....

$$S_{СБn} = S_{СБ1} \left[ \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2} \right]^{n-1}.$$

Обозначим  $a_1 = S_{СБ1}$ ,

$$q = \frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2}. \quad (20)$$

Тогда

$$S_{СБn} = a_1 q^{n-1}. \quad (21)$$

Выражение (21) представляет собой геометрическую прогрессию. Чтобы  $S_{СБn}$  была конечной, необходимо, чтобы геометрическая прогрессия была убывающей, т.е. ее знаменатель  $q$  должен быть меньше единицы. Таким образом, выражение

$$\frac{w}{2\eta_T \alpha} C_{СБ} \frac{\rho v^2}{2} < 1 \quad (22)$$

является также условием устойчивого движения КА с преодолением сопротивления атмосферы, т. е. условием существования КА на орбите  $h_{\min}$ .

Перепишем (22) с учетом приведенных выше значений  $w = J_{\text{уд}} g$ ,  $\rho = \rho(h)$  и  $g = g(h)$ , а также выражения (5)

$$\frac{J_{\text{уд}} g(h) C_{СБ} \rho(h) K_3}{4\eta_T \alpha R_3 + h} < 1$$

или

$$\frac{J_{\text{уд}} C_{СБ} K_3}{4\eta_T \alpha} < \frac{R_3 + h}{\rho(h) g(h)}. \quad (23)$$

Сравнивая неравенства (23) и (17), можно заключить, что условия определения  $h_{\min}$  являются одинаковыми независимо от способа их получения.

### Зависимость соотношения массы рабочего вещества и массы КА от САС на низких околоземных орбитах

Потребляемая мощность ЭРД при коррекции КА на орбите исходя из уравнений (6) и (7), а также с учетом  $w = J_{\text{уд}} g(h)$  будет равна

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{\dot{m} [J_{\text{уд}} g(h)]^2}{2\eta_T}. \quad (24)$$

Массовый секундный расход рабочего вещества  $\dot{m}$ , в качестве которого в летных ЭРД используется ксенон (Xe), определяет ту массу рабочего вещества  $m_{\text{Xe}}$ , которая необходима в условиях непрерывной коррекции орбиты КА за САС:

$$\dot{m} = \frac{m_{\text{Xe}}}{\pi \tau}, \quad (25)$$

где  $n$  — любое положительное число больше 0;  $\tau = 3,1536 \cdot 10^7$  — время одного года работы ЭРД, с.

Таким образом, (24) с учетом (25) будет иметь вид

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{m_{\text{Xe}} [J_{\text{уд}} g(h)]^2}{2\eta_{\text{T}} \pi \tau}. \quad (26)$$

С другой стороны, необходимая мощность СБ для электропитания ЭРД в соответствии с (8), (14) и (15) равна

$$N_{\text{СБ}} = \frac{C_{\text{K}} J_{\text{уд}} g(h) \rho(h) K_3}{4\eta_{\text{T}} (R_3 + h)(1 - K)} S_{\text{K}}, \quad (27)$$

где  $K = K_{\text{ЭН}} / K_{\text{h}}$ .

Мидель корпуса  $S_{\text{K}}$  можно определить ориентировочно, принимая его форму кубической с длиной ребра  $l_{\text{K}}$  и плотностью  $\rho_{\text{K}} \approx 500 \text{ кг/м}^3$ , как для летного космического аппарата «Канопус-В» ( $m_{\text{K}} = 465 \text{ кг}$ ,  $V_{\text{K}} = 1 \text{ м}^3$ ) [10].

Тогда

$$S_{\text{K}} = \left( \frac{m_{\text{K}}}{\rho_{\text{K}}} \right)^{2/3}, \quad (28)$$

где  $m_{\text{K}}$  — масса корпуса КА.

Подставляя (28) в (27), окончательно получим

$$N_{\text{СБ}} = \frac{C_{\text{K}} J_{\text{уд}} g(h) \rho(h) K_3 (m_{\text{K}})^{2/3}}{4\eta_{\text{T}} (R_3 + h)(1 - K) (\rho_{\text{K}})^{2/3}}. \quad (29)$$

Приравнявая (26) и (29) при условии  $N_{\text{ЭРД}} = N_{\text{СБ}}$  и проведя несложные преобразования, получим соотношение, связывающее массу КА, массу рабочего вещества и время его непрерывной работы на орбите  $h_{\text{min}}$ :

$$\frac{m_{\text{Xe}}}{(m_{\text{K}})^{2/3}} = Bn, \quad (30)$$

где

$$B = \frac{C_{\text{K}} \rho(h) K_3 \tau}{2J_{\text{уд}} g(h) (R_3 + h)(1 - K) (\rho_{\text{K}})^{2/3}}. \quad (31)$$

Определим коэффициент  $B$  для ЭРДУ с ИД и СПД для соответствующих минимальных высот  $h_{\text{min}} \approx 200 \text{ км}$  и  $h_{\text{min}} \approx 180 \text{ км}$ .

Для ИД с  $J_{\text{уд}} = 45000 \text{ м/с}$  (4500 с),  $\eta_{\text{T}} = 0,7$  при  $h_{\text{min}} = 200 \cdot 10^3 \text{ м}$ ;  $\rho(h) = 2,64 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3$ ;  $g(h) =$

$= 9,232 \text{ м/с}^2$ ;  $C_{\text{СБ}} = 1,15$ ;  $C_{\text{K}} = 2,15$  коэффициент  $B_{\text{ИД}} = 1,84$ .

Для СПД с  $J_{\text{уд}} = 17000 \text{ м/с}$  (1700 с),  $\eta_{\text{T}} = 0,55$  при  $h_{\text{min}} = 180 \cdot 10^3 \text{ м}$ ;  $\rho(h) = 5,21 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3$ ;  $g(h) = 9,288 \text{ м/с}^2$ ;  $C_{\text{СБ}} = 1,15$ ;  $C_{\text{K}} = 2,15$  коэффициент  $B_{\text{СПД}} = 7,3$ .

Приведем соотношение (30) к более удобному виду для оценки доли рабочего вещества в массе корпуса КА:

$$\frac{m_{\text{Xe}}}{m_{\text{K}}} = B \frac{n}{(m_{\text{K}})^{1/3}}. \quad (32)$$

Расчеты значений  $m_{\text{Xe}}/m_{\text{K}}$  для каждого  $m_{\text{K}} = 100, 200, 300, \dots, 1000 \text{ кг}$  и значений  $n = 0,1; 0,2; 0,3; \dots, 5,0$ , характеризующих время непрерывной работы ЭРД в годах (САС), были проведены с помощью программы «Matlab». Расчеты проводились для различных типов ЭРД, что означает использование в соотношении (32)  $B = B_{\text{ИД}}$  и  $B = B_{\text{СПД}}$ .

Результаты расчетов значений  $\frac{m_{\text{Xe}}}{m_{\text{K}}} = f(m_{\text{K}}, n)$

представлены в виде трехмерных изображений на рис. 1 и 2. Из рисунков следует, что доля рабочего вещества (ксенона) в массе корпуса КА при изменении значений  $m_{\text{K}}$  от 100 до 500 кг резко снижается (практически в два раза), а от 500 до 1000 кг также происходит снижение, но более медленное, примерно на 10—15 %. То есть минимальную массу корпуса КА при использовании солнечной ЭРДУ на ксеноне следует рекомендовать как превышающую 500 кг. Сравнивая рис. 1 и 2, можно также заключить, что доля  $m_{\text{Xe}}/m_{\text{K}}$  при использовании ионных двигателей коррекции в ЭРДУ на низкоорбитальных КА практически в четыре раза ниже, чем при использовании двигателей типа СПД. При этом для непрерывной коррекции КА в течение пяти лет, даже при использовании ИД, потребуется масса ксенона, равная массе всего корпуса или больше ее.

На рис. 3 и 4 представлены результаты расчетов значений  $m_{\text{Xe}}/m_{\text{K}}$  от 0 до 1, имеющих определенный практический смысл (масса рабочего вещества не может быть больше массы корпуса КА).

Сравнивая рис. 3 и 4, можно заключить, что использование для коррекции двигателей типа СПД на орбите 180 км вообще не приемлемо, так как позволяет работать КА в режиме постоянной коррекции менее одного года. Использование для коррекции ИД позволяет снизить долю рабочего вещества  $m_{\text{Xe}}/m_{\text{K}}$  в массе КА. Однако для приемлемых значений САС (~ 5 лет) эта доля все-таки остается

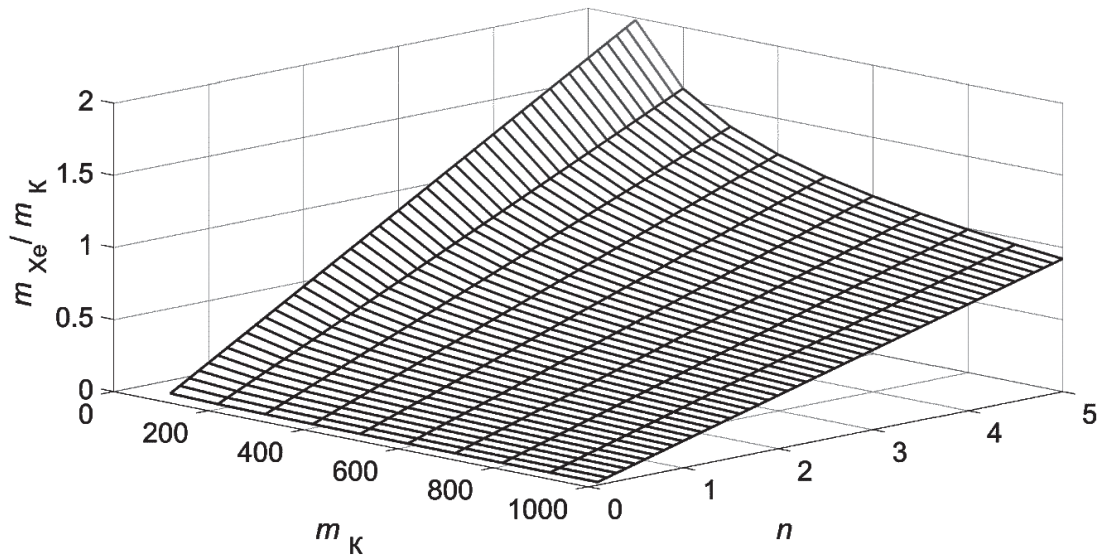


Рис. 1. Доля рабочего вещества в массе корпуса КА для ИД ( $V = V_{ИД}$ )

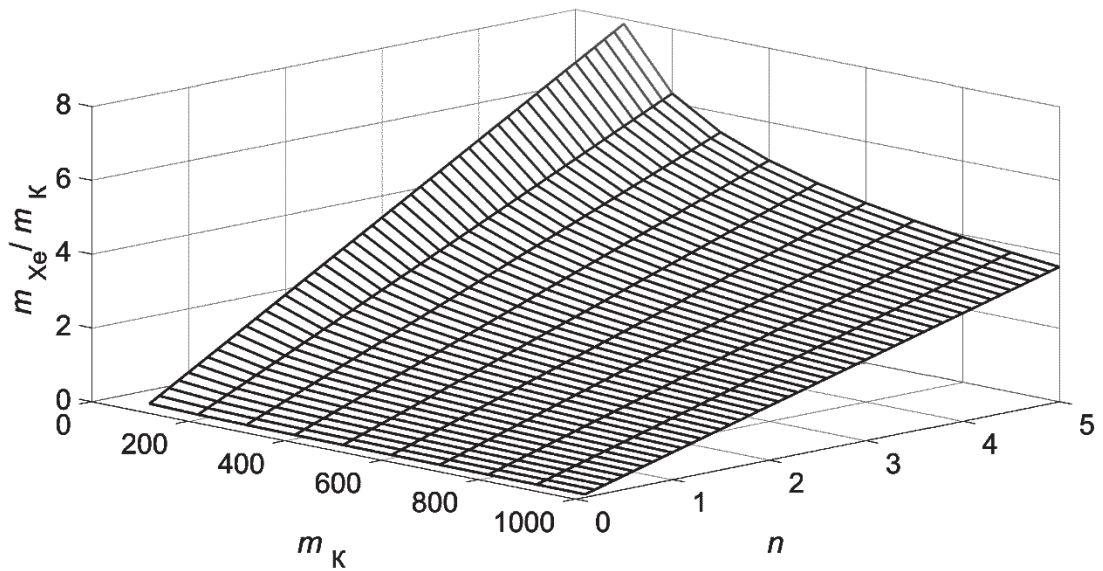


Рис. 2. Доля рабочего вещества в массе корпуса КА для СПД ( $V = V_{СПД}$ )

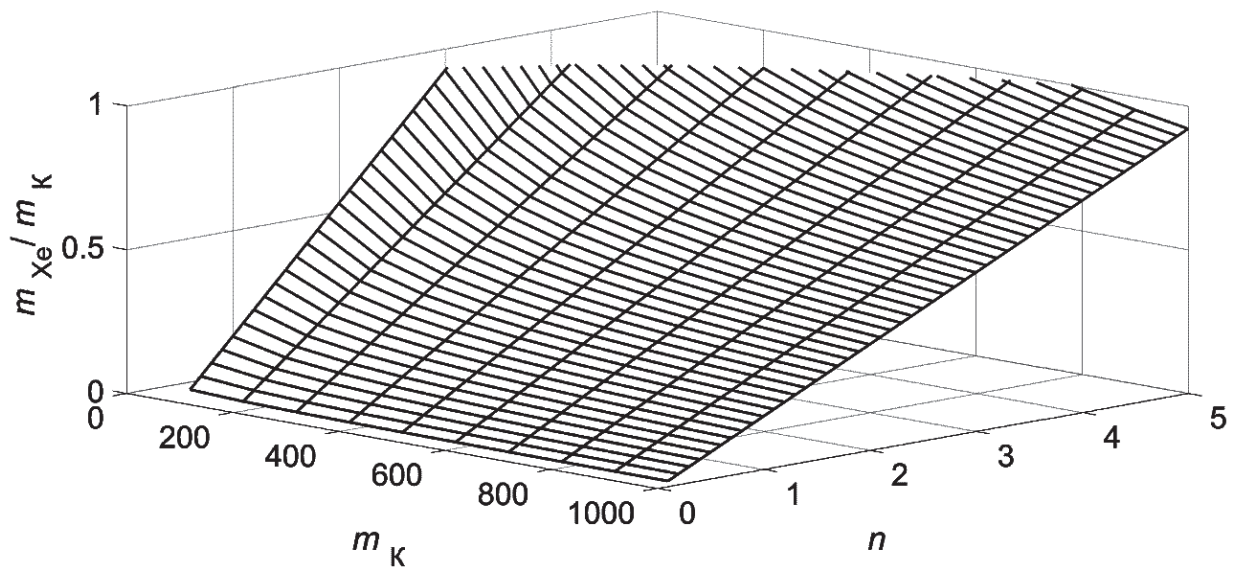


Рис. 3. Доля рабочего вещества в массе корпуса КА для ИД пределах от 0 до 1

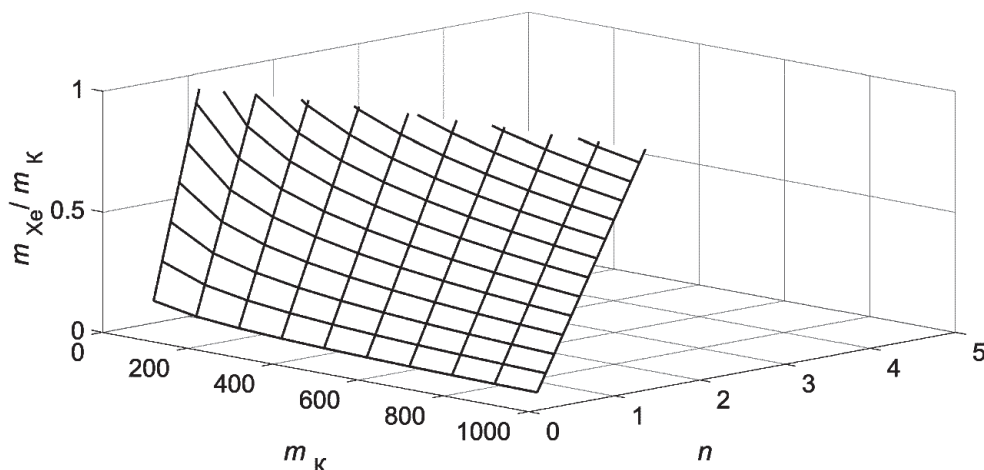


Рис. 4. Доля рабочего вещества в массе корпуса КА для СПД в пределах от 0 до 1

сравнимой с массой корпуса КА и теряется практический смысл применения солнечной ЭРДУ коррекции с использованием рабочего вещества на борту КА.

Для большей наглядности представим соотношение  $m_{Хе}/m_K$  для  $B = B_{ИД}$  в виде таблицы (табл. 3),

в которой выделим значения  $m_{Хе}/m_K \approx 0,2$ , т. е. когда рабочее вещество составляет ~20% массы корпуса КА.

Представленная таблица характеризует долю рабочего вещества в массе корпуса КА для разных масс  $m_K$  в течение только двух лет работы ЭРДУ

Таблица 3

Доля рабочего вещества в массе корпуса КА

n	m <sub>к</sub>									
	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
0,1	0,039	0,032	0,028	0,025	0,023	0,022	0,021	0,020	0,019	0,019
0,2	0,079	0,063	0,055	0,050	0,047	0,044	0,042	0,040	0,038	0,037
0,3	0,119	0,095	0,083	0,075	0,070	0,066	0,063	0,060	0,057	0,055
0,4	0,154	0,126	0,111	0,100	0,093	0,088	0,083	0,080	0,077	0,074
0,5	<b>0,199</b>	0,158	0,138	0,126	0,117	0,110	0,104	0,100	0,096	0,093
0,6	0,239	<b>0,190</b>	0,166	0,151	0,140	0,132	0,125	0,120	0,115	0,111
0,7	0,279	0,221	<b>0,193</b>	0,176	0,163	0,154	0,146	0,139	0,134	0,129
0,8	0,318	0,253	0,221	<b>0,201</b>	0,186	0,175	0,167	0,159	0,153	0,148
0,9	0,358	0,285	0,249	0,226	<b>0,210</b>	<b>0,197</b>	0,188	0,179	0,172	0,166
1,0	0,398	0,316	0,276	0,251	0,233	0,219	<b>0,208</b>	<b>0,199</b>	0,192	0,185
1,1	0,438	0,348	0,304	0,276	0,256	0,241	0,229	0,219	<b>0,211</b>	<b>0,204</b>
1,2	0,478	0,379	0,332	0,301	0,280	0,263	0,250	0,239	0,230	0,222
1,3	0,518	0,411	0,359	0,326	0,303	0,285	0,271	0,259	0,249	0,241
1,4	0,558	0,443	0,387	0,352	0,326	0,307	0,292	0,279	0,268	0,259
1,5	0,598	0,475	0,411	0,377	0,350	0,329	0,313	0,299	0,287	0,278
1,6	0,638	0,506	0,442	0,402	0,373	0,351	0,333	0,319	0,307	0,296
1,7	0,678	0,538	0,470	0,427	0,396	0,373	0,354	0,339	0,326	0,315
1,8	0,717	0,569	0,497	0,452	0,420	0,395	0,375	0,359	0,345	0,333
1,9	0,757	0,601	0,525	0,477	0,443	0,417	0,396	0,379	0,364	0,352
2,0	0,797	0,663	0,553	0,502	0,466	0,439	0,417	0,399	0,383	0,370



коррекции с использованием ионного двигателя на орбите  $h_{\min} = 200$  км. Из таблицы видно, что длительность коррекции с помощью ЭРДУ на ксеноне при массах  $m_K \approx 500 \div 1000$  кг не может превышать  $\sim 1$  год при разумных соотношениях  $m_{Xe}/m_K$  (не более 20%). Так, при массе  $m_K \approx 500$  кг для работы КА даже в течение одного года необходима довольно значительная масса ксенона,  $m_{Xe} \approx 100$  кг.

Таким образом, наиболее целесообразным техническим решением является использование внешнего атмосферного газа в качестве рабочего вещества в двигателях коррекции солнечных ЭРДУ, для низкоорбитальных КА ( $h_{\min} \approx 180 \div 200$  км). Как показывает анализ литературы, именно в этом направлении идет разработка воздушного прямооточного ИД для ЭРДУ низкоорбитальных КА [6, 11].

Определим энергетические параметры солнечной ЭРДУ космического аппарата с расчетной массой корпуса  $m_K \approx 500$  кг, объемом корпуса  $V_K = 1 \text{ м}^3$  и площадью миделя  $S_K = 1 \text{ м}^2$ . Расчеты проведем для ионного двигателя на высоте  $h_{\min} = 200$  км с  $J_{уд} = 45000$  м/с (4500 с),  $\eta_T = 0,7$ . Значения  $C_{CB} = 1,15$ ,  $C_K = 2,15$ ,  $\rho(h) = 2,64 \cdot 10^{-10}$  кг/м<sup>3</sup>,  $g(h) = 9,232$  м/с<sup>2</sup> используем такие же, как в предыдущих расчетах. Тогда необходимая мощность СБ в соответствии с формулой (27) и с учетом выражений (12) и (13) будет составлять  $N_{CB} = 4521$  Вт  $\approx 4,5$  кВт. Площадь солнечной батареи в соответствии с выражением (8) будет  $S_{CB} = 14,67 \text{ м}^2 \approx 15 \text{ м}^2$ . Следует заметить, что энергетические характеристики такой ЭРДУ в три раза выше, чем энергетические характеристики летного КА «Канопус-В» на рабочей орбите  $h = 510$  км с мощностью солнечной батареи  $N_{CB} = 1440$  Вт, площадью  $S_{ФЭП} = 4,91 \text{ м}^2$  (площадь фотоэлектрических преобразователей), массой солнечной батареи  $M_{ФЭП} = 16$  кг (масса фотоэлектрических преобразователей) [10]. Удельная масса солнечной батареи  $\gamma_{CB} = M_{ФЭП}/S_{ФЭП}$  в этом случае составляет 3,26 кг/м<sup>2</sup>. Полная масса солнечной батареи  $M_{CB}$  определяется ее мощностью и, со-

ответственно, площадью  $S_{CB}$ , т. е.  $M_{CB} = \gamma_{CB} S_{CB}$ . Рассмотрим солнечную ЭРДУ с использованием высокочастотного ионного двигателя (ВЧ ИД) в качестве ЭРД на атмосферных газах, которая состоит в основном из СБ как источника энергии, ЭРД, системы электропитания и управления (СПУ), а также межблочных кабелей. Ориентировочные проектные значения масс  $M_{ЭРД}$ ,  $M_{СПУ}$ , их удельные значения  $\gamma_{ЭРД} = M_{ЭРД}/N_{ЭРД}$  и  $\gamma_{СПУ} = M_{СПУ}/N_{ЭРД}$  для мощностей  $N_{ЭРД} = 1 \div 5$  кВт по экспертным оценкам разработчиков ВЧ ИД на атмосферных газах и СПУ для таких ЭРД приведены в табл. 4.

Сравнительные расчеты показывают, что снижение удельной массы  $\gamma_{ЭРД}$  в пределах мощностей  $N_{ЭРД} = 1 \div 5$  кВт для двигателей ВЧ ИД на атмосферных газах в соответствии с табл. 4 составляет 1,47, а для ионных двигателей разработки EADS «Astrium» типа RIT-10, RIT-15, RIT-22, RIT-35 эта величина составляет 1,46. Та же тенденция наблюдается и для СПУ. Таким образом, значения  $M_{ЭРД}$  и  $M_{СПУ}$ , приведенные в табл. 4, можно считать с большой вероятностью достоверными для оценочных расчетов.

Произведем расчет основных энергомассовых характеристик солнечной ЭРДУ на орбите  $h_{\min} = 200$  км с использованием ВЧ ИД на атмосферном газе при условии  $N_{ЭРД} = N_{CB}$  для различных значений  $m_K = 150; 250; 350; 500$  кг. Для расчетов  $S_K$ ,  $N_{CB}$ ,  $S_{CB}$  воспользуемся формулами (8), (27), (28), а также приведенными значениями входящих в них параметров. Массу всей двигательной установки запишем как  $M_{ЭРДУ} = M_{CB} + M_{ЭРД} + M_{СПУ}$  для каждого значения  $m_K$ . Для указанных  $m_K$  произведем также расчет относительной доли массы двигательной установки  $\beta_{ЭРДУ} = M_{ЭРДУ}/M_{КА}$  в массе всего космического аппарата  $M_{КА} = m_K + M_{CB}$ . Расчеты  $M_{ЭРД}$  и  $M_{СПУ}$  проведем по  $\gamma_{ЭРД}$  и  $\gamma_{СПУ}$  для  $N_{CB}$ , рассчитанных по формуле (27), численным интер-

Таблица 4

Проектные энергомассовые характеристики ЭРД и СПУ

$N_{ЭРД}$ , кВт	$M_{ЭРД}$ , кг	$\gamma_{ЭРД}$ , кг/кВт	$M_{СПУ}$ , кг	$\gamma_{СПУ}$ , кг/кВт
1	5	5	14	14
2	9	4,5	19	9,5
3	12	4,0	23	7,7
4	15	3,75	27	6,8
5	17	3,4	30	6,0

Таблица 5

Расчетные энергомассовые характеристики солнечной ЭРДУ в зависимости от  $m_K$ 

$m_K$ , кг	$S_K$ , м <sup>2</sup>	$N_{СБ}$ , кВт	$S_{СБ}$ , м <sup>2</sup>	$M_{СБ}$ , кг	$M_{ЭРД}$ , кг	$M_{СПУ}$ , кг	$M_{ЭРДУ}$ , кг	$M_{КА}$ , кг	$\beta_{ЭРДУ}$
150	0,45	2,03	6,59	21,48	9,05	19,18	49,71	171,48	0,290
250	0,63	2,85	9,25	30,16	11,55	22,35	64,06	280,16	0,229
350	0,79	3,57	11,59	37,78	13,75	25,35	76,88	387,78	0,198
500	1,00	4,52	14,68	47,86	16,20	28,55	92,61	547,86	0,169

полированием в соответствии с данными табл. 4. Результаты расчетов представлены в табл. 5.

Из таблицы видно, что минимум относительной доли массы  $\beta_{ЭРДУ} = 0,169$ , т. е.  $\sim 17\%$ . Эта величина составляет менее 20%, начиная с  $m_K = 500$  кг. Из литературы известно, что масса заправленной ксеноном объединенной двигательной установки (ОДУ) на КА «Ямал-200», пребывающем 13 лет в летной эксплуатации, составляет 0,178 или  $\sim 18\%$  его массы. Масса корректирующей двигательной установки (КДУ) на КА «Канопус-В», также находящемся в летной эксплуатации, составляет  $\sim 6\%$  его массы [10].

Таким образом, создание КА массой 500–600 кг, с солнечной ЭРДУ массой 90–100 кг для низких околоземных орбит с  $h \approx 200$  км является в настоящее время вполне реальной и выполнимой задачей. При этом в качестве ЭРД наиболее целесообразно использовать высокочастотные ионные двигатели на атмосферных газах мощностью  $N_{ЭРД} \approx 4,5 \div 5$  кВт.

### Максимальная высота низких околоземных круговых орбит

Выше показано, что перевод КА с более высоких орбит на более низкие, т. е. переход в более плотные слои атмосферы, связан со значительным наращиванием площади СБ. Это, в свою очередь, увеличивает сопротивление всего КА и требует наращивания мощности ЭРДУ, а следовательно, и площади питающей ее батареи. Были найдены значения высот  $h_{\min}$ , ниже которых использование солнечных ЭРДУ для коррекции КА вообще не целесообразно.

Представляет также интерес оценка верхнего предела высоты орбиты  $h_{\max}$ , выше которой площадь СБ не будет влиять на энергетику КА для преодоления скоростного напора атмосферы. Для поиска названного предела обратимся к изменению скоростного напора атмосферы на КА:

$$P(h) = \frac{\rho(h)v^2(h)}{2}. \quad (33)$$

Изменение плотности окружающей среды  $\rho(h)$  возьмем из [9]. Круговую скорость  $v^2(h)$  в зависимости от высоты орбиты  $h$  вычислим по уравнению (5).

В табл. 6 приведены значения  $\rho(h)$ ,  $v^2(h)$ ,  $P(h)$ , а также значения производной  $P'(h)$ , определенные численно.

На рис. 5 приведен график изменения скоростного напора атмосферы  $P(h)$ , действующего на квадратный метр миделя КА, в зависимости от высоты  $h$  орбиты. На графике рис. 5 нет явно выраженной точки перегиба функции  $P(h)$ , позволяющей хотя бы условно разграничить верхние слои атмосферы на области с характерным изменением скоростного напора. Если же построить график производной данной функции  $P'(h)$ , т. е. определить скорость изменения скоростного напора, то наблюдается характерный перегиб на кривой  $P'(h)$  в области высоты орбиты  $h \approx 180$  км. График изменения производной скоростного напора в зависимости от высоты орбиты представлен на рис. 6.

На орбитах ниже  $h \approx 180$  км наблюдается резкое увеличение скорости изменения скоростного напора, что может привести к разрушению КА. Эта величина была также показана выше при анализе минимальной высоты орбиты  $h_{\min}$  для использования солнечной ЭРДУ.

Согласно графику, приведенному на рис. 6, высота орбиты  $h_{\max}$ , выше которой скорость изменения скоростного напора, т. е. производная  $P'(h) \approx 0$ , составляет порядка 260 км. Физически это означает, что при высотах выше  $h_{\max} \approx 260$  км скоростной напор не изменяется, т. е. фактически остается постоянным, и не требуется непрерывного наращивания площади СБ для преодоления сопротивления атмосферы. Орбиты с высотой более  $h_{\max} \approx 260$  км будем считать высокими круговыми околоземными орбитами, а менее  $h \approx 180$  км — низкими. Аналогичные значения высот  $h \approx 180 \div 280$  км

Таблица 6

Параметры низкоорбитальной атмосферы

Высота орбиты $h$ , м	Плотность атмосферы $\rho(h)$ , кг/м <sup>3</sup>	Круговая скорость $v^2(h)$ , м <sup>2</sup> /с <sup>2</sup>	Скоростной напор $P(h)$ , Н/м <sup>2</sup> (Па)	Скорость изменения скоростного напора $P'(h)$ , Н/м <sup>2</sup> ·м (Па/м)
$140 \cdot 10^3$	$3,690 \cdot 10^{-9}$	$61,21 \cdot 10^6$	$112,932 \cdot 10^{-3}$	$-7,2523 \cdot 10^{-6}$
$160 \cdot 10^3$	$1,220 \cdot 10^{-9}$	$61,03 \cdot 10^6$	$37,228 \cdot 10^{-3}$	$-1,7521 \cdot 10^{-6}$
$180 \cdot 10^3$	$5,210 \cdot 10^{-10}$	$60,85 \cdot 10^6$	$15,851 \cdot 10^{-3}$	$-0,5937 \cdot 10^{-6}$
$200 \cdot 10^3$	$2,640 \cdot 10^{-10}$	$60,66 \cdot 10^6$	$8,007 \cdot 10^{-3}$	$-0,2481 \cdot 10^{-6}$
$220 \cdot 10^3$	$1,490 \cdot 10^{-10}$	$60,48 \cdot 10^6$	$4,506 \cdot 10^{-3}$	$-0,1216 \cdot 10^{-6}$
$240 \cdot 10^3$	$8,940 \cdot 10^{-11}$	$60,29 \cdot 10^6$	$2,695 \cdot 10^{-3}$	$-6,65 \cdot 10^{-8}$
$260 \cdot 10^3$	$5,560 \cdot 10^{-11}$	$60,11 \cdot 10^6$	$1,671 \cdot 10^{-3}$	$-3,89 \cdot 10^{-8}$
$280 \cdot 10^3$	$3,530 \cdot 10^{-11}$	$59,93 \cdot 10^6$	$1,058 \cdot 10^{-3}$	$-2,38 \cdot 10^{-8}$
$300 \cdot 10^3$	$2,270 \cdot 10^{-11}$	$59,75 \cdot 10^6$	$0,678 \cdot 10^{-3}$	$-1,49 \cdot 10^{-8}$
$320 \cdot 10^3$	$1,470 \cdot 10^{-11}$	$59,57 \cdot 10^6$	$0,438 \cdot 10^{-3}$	$-0,94 \cdot 10^{-8}$
$340 \cdot 10^3$	$9,690 \cdot 10^{-12}$	$59,40 \cdot 10^6$	$0,288 \cdot 10^{-3}$	$-0,59 \cdot 10^{-8}$
$360 \cdot 10^3$	$6,470 \cdot 10^{-12}$	$59,22 \cdot 10^6$	$0,192 \cdot 10^{-3}$	$-0,38 \cdot 10^{-8}$
$380 \cdot 10^3$	$4,390 \cdot 10^{-12}$	$59,04 \cdot 10^6$	$0,130 \cdot 10^{-3}$	$-0,25 \cdot 10^{-8}$
$400 \cdot 10^3$	$3,020 \cdot 10^{-12}$	$58,87 \cdot 10^6$	$0,089 \cdot 10^{-3}$	$-0,17 \cdot 10^{-8}$

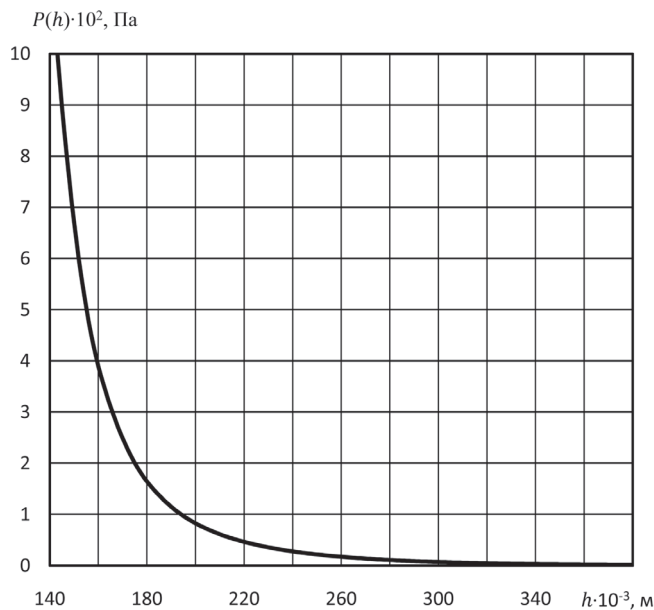


Рис. 5. Изменение скоростного напора в зависимости от высоты орбиты КА

или  $h \approx 160 \div 250$  км для работы КА с ЭРДУ на атмосферных газах также приводятся в работе [11].

**Выводы**

Анализ литературы и результатов работ по итогам эксплуатации низкоорбитальных КА показывает, что для повышения эффективной работы реги-

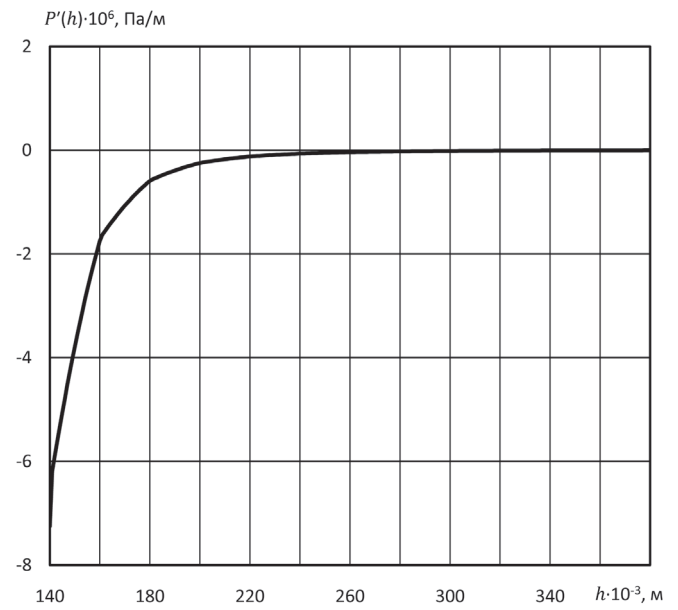


Рис. 6. Скорость изменения (производная) скоростного напора в зависимости от высоты орбиты КА

стрирующей аппаратуры перспективных КА дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) высоты их орбит целесообразно выбирать в диапазоне 180—280 км.

В результате проведенных исследований в предлагаемой работе определены нижние пределы высот  $h_{\min} \approx 200$  км для использования солнечной

ЭРДУ с ионным двигателем и  $h_{\min} \approx 180$  км — с плазменным двигателем типа СПД.

Верхним пределом высот, при снижении с которых приходится постоянно наращивать площадь солнечной батареи ЭРДУ для преодоления аэродинамического сопротивления атмосферы, является  $h_{\max} \approx 260$  км.

В области «промежуточных орбит»,  $h \approx 180 \div 260$  км, возможно создание и длительная эксплуатация КА с солнечной ЭРДУ. Однако такую ЭРДУ целесообразно реализовать при использовании в качестве рабочего вещества атмосферных газов, а в качестве тягового модуля (ТМ) высокочастотного ионного ЭРД мощностью 4,5–5 кВт.

Масса ЭРДУ при указанных мощностях, с учетом массы солнечной батареи, будет составлять не менее 90–100 кг, а минимальная масса всего КА соответственно не менее 500–600 кг.

### Библиографический список

1. Ганзбург М.Ф., Кропотин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Сухов Ю.И. Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите // Космическая техника и технологии. 2015. № 4(11). С. 25–39.
2. Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В., Мурашко В.М., Корякин А.И., Жасан В.С., Грихин Г.С., Галайко В.Н., Катасонов Н.М. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2012. Т. 126. № 1. С. 19–24.
3. Ермошкин Ю.М. Области рационального применения электрореактивных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. акад. М.Ф. Решетнева. 2011. № 2(35). С. 109–113.
4. Ткачук А.В., Козубский К.Н., Румянцев А.В. Двигательная установка с плазменными двигателями для космических микроаппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 49–54.
5. Марахтанов М.К. О коррекции орбиты космической станции и искусственного спутника Земли с помощью солнечной электроракетной двигательной установки // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 10(22). С. 11–23.
6. Канев С.В., Петухов В.Г., Попов Г.А., Хартов С.А. Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 35–40.
7. Левантовский В.И. Механика космического полёта в элементарном изложении. — М.: Наука, 1980. — 512 с.
8. Амелин Л.А., Мовчан А.В., Муравьев С.В., Сенник Н.А. Результаты наземных испытаний динамического макета космического аппарата «Канопус-В» №1 // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2013. Т. 136. № 5. С. 31–34.
9. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. — М.: Изд-во стандартов, 2004. С. 9–10.
10. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» с космическим аппаратом «Канопус-В» № 1. — М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2011. — 110 с.
11. Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О., Сырин С.А., Хартов С.А. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3(33). С. 104–110.

## ON SOLAR ELECTRIC PROPULSION SYSTEM APPLICATION POSSIBILITY FOR LOW-ORBIT SMALL SPACECRAFT

Marakhtanov M.K.<sup>1\*</sup>, Pil'nikov A.V.<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University,  
BMSTU, 5, 2nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia

<sup>2</sup> Central Research Institute of Machine Building,  
TsNIIImash, 4, Pionerskaya str., Korolev, Moscow Region, 141070, Russia

\* e-mail: mkm@power.bmstu.ru

\*\* e-mail: corp@tsniimash.ru

### Abstract

A comprehensive material on operation of spacecraft with solar electric propulsion systems is accumulated by now. The latter are designed for spacecraft correction on both geostationary and circular low earth orbits.

At the same time, there is a tendency to developing of small spacecraft of various purposes, such as scientific, communication, Earth remote probing, navigation, hydro-meteorological etc. operating on low circular orbits with the height within the range of 180–280 km. Such spacecraft are relatively cheap and possess the mass of 10 to 500 kg. However, such indicator as minimum orbit height, its relationship with the spacecraft weight and size, as well as parameters of its engine unit remain undetermined. System analysis and experimental data on spacecraft with solar electric propulsion systems, operating at the height of 140–280 km are practically inaccessible.

The paper considers the problem of small spacecraft transition from a higher circular orbit to a lower one. As far as the Earth atmosphere gradually transfers to vacuum, the aerodynamic drag force grows while a spacecraft descent. We suggest surmounting this force through the electric jet engine thrust power. It is obvious that while the spacecraft descent the aerodynamic drag grows, and such parameters as thrust power and electric jet engine power should be increased continuously. At large the problem becomes dynamical. Besides, the main cause of the orbit height limiting will be the drag force of the solar battery. Thus, the minimum orbit height  $h_{\min}$  below which the spacecraft, equipped with the solar electric jet engine cannot exist, is limited by the spacecraft drag force due to the solar battery. At the lower altitude the battery's drag force will be greater than the electric rocket engine thrust force.

For the spacecraft motion analysis, we assumed that the solar battery takes the shape of an autonomous panel with rotation angle control to the sun radiation direction. The power flux density or the solar radiation at the Earth orbit is  $Q = 1400 \text{ W/m}^2$  (solar constant). The efficiency of photoelectric transducers based on a three-stage

gallium arsenide (GaAs) equals to  $\eta_{\text{SB}} = 0.22$ . The solar battery specific power is  $\alpha = 308 \text{ W/m}^2$ . If the solar battery plane is oriented normally to the orbital movement velocity vector the drag factor equals to  $C_{\text{SB}} = 2.15$ , and if it is oriented along this vector it equals  $C_{\text{SB}} = 0.15$ .

If an ion thruster is used as an electric jet engine its specific impulse is assumed as  $I_{\text{SP}} = 4500 \text{ s}$ , and its efficiency equals to  $\eta_{\text{T}} = 0.7$ . In case of plasma engine of the SPT type  $I_{\text{SP}} = 1700 \text{ s}$  and  $\eta_{\text{T}} = 0.55$  correspondingly.

The lower limits of the orbit altitude  $h_{\min} = 200$  for the solar electric jet system with the ion engine, and  $h_{\min} = 180 \text{ km}$  with plasma engine of the SPT type were established by the results of the performed analysis. The upper limit of the altitudes descending from which requires continuous build-up of the electric jet system solar battery area to overcome the atmospheric aerodynamic drag is the altitude of  $h_{\max} = 260 \text{ km}$ .

The paper demonstrates that for a spacecraft continuous exploitation at the altitude of 180–260 km application of solar electric jet engine and atmospheric gas as a working agent is possible. Application of high-frequency ion engine of 4.4–5 kW is expedient for the propulsion installation such kind. With the specified power and solar battery weight, the weight of electric jet propulsion installation will be no less than 90–100 kg, and the total minimum weight of the spacecraft will be no less than 500–600 kg.

**Keywords:** small spacecraft, minimal circular orbit height, electric propulsion system, solar cell array.

### References

1. Ganzburg M.F., Kropotin S.A., Murashko V.M., Popov A.N., Sevast'yanov N.N., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Sukhov Yu.I. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 4(11), pp. 25–39.

2. Gorbunov A.V., Khodnenko V.P., Khromov A.V., Murashko V.M., Koryakin A.I., Zhasan V.S., Grikhin G.S., Galaiko V.N., Katasonov N.M. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ*, 2012, vol. 126, no. 1, pp. 19–24.
3. Ermoshkin Yu.M. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akad. M.F. Reshetneva*, 2011, no. 2(35), pp. 109–113.
4. Tkachuk A.V., Kozubskii K.N., Romyantsev A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 49–54.
5. Marakhtanov M.K. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2013, no. 10(22), pp. 11–23.
6. Kanev S.V., Petukhov V.G., Popov G.A., Khartov S.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2015, no. 3, pp. 35–40.
7. Levantovskii V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* (Mechanics of space flight in an elementary rendering), Moscow, Nauka, 1980, 512 p.
8. Amelin L.A., Movchan A.V., Murav'ev S.V., Senik N.A. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ*, 2013, vol. 136, no. 5, pp. 31–34.
9. *Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli. GOST R 25645.166-2004* (Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. State Standart 25645.166-2004), Moscow, Standarty, 2004, pp. 9–10.
10. *Kosmicheskii kompleks operativnogo monitoringa tekhnogennykh i prirodnykh chrezvychnykh situatsii "Kanopus-V" s kosmicheskim apparatom "Kanopus-V" № 1* (Space complex of operative monitoring of a Space complex of operative monitoring of technogenic and natural disasters "Canopus-V" spacecraft "Canopus-V" No 1), Moscow, FGUP "NPP VNIIEМ", 2011, 110 p.
11. Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Syrin S.A., Khartov S.A. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 3(33), pp. 104–110.