

О коррекции орбиты космической станции и искусственного спутника Земли с помощью солнечной электроракетной двигательной установки

© М.К. Марахтанов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены этапы сборки тяжелого искусственного спутника Земли (ИСЗ) на орбите Международной космической станции (МКС). Показано, что электрическая мощность, вырабатываемая солнечными батареями на борту МКС, достаточна для питания солнечной электроракетной двигательной установки (СЭРДУ), которая могла бы корректировать орбиту МКС вместо используемых в настоящее время жидкостных ракетных двигателей с большим расходом топлива. Проведенные расчеты подтвердили возможность корректировать орбиту с помощью длительно работающей легкой СЭРДУ; ИСЗ меньших размеров и массы можно удерживать на минимальной высоте орбиты с использованием СЭРДУ. Получена аналитическая зависимость для расчета минимальной высоты, с которой ИСЗ может быть переведен на более высокую орбиту с помощью СЭРДУ определенных размеров и массы.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, Международная космическая станция, электроракетный двигатель, солнечная батарея, солнечная электроракетная двигательная установка, минимум высоты орбиты.

Любая информация о работе Международной космической станции (МКС) представляет научно-технический интерес как результат успешного опыта многолетнего международного сотрудничества. Особенности полета такой станции связаны с ее габаритами и массой (более 350 т), а также с размерами солнечных батарей, которые могут обеспечивать электроэнергией не только рабочие модули МКС, но и солнечную электроракетную двигательную установку (СЭРДУ) в случае ее использования для коррекции орбиты станции. На примере оптимизации габаритов и мощности СЭРДУ в данной работе показана возможность удерживать ИСЗ на минимальной высоте орбиты с помощью такой установки.

Уравнения движения искусственного спутника Земли (ИСЗ) описывают условия равновесия различных сил (инерции, тяжести, центробежных) и моментов. В работе рассмотрены только аэродинамические силы сопротивления, действующие на спутник со стороны окружающей среды.

Известно, что орбиты небольших ИСЗ корректируют с помощью СЭРДУ [1], чего, однако, пока не удастся выполнить с крупногабаритной станцией. Для успешной коррекции необходимо, чтобы сила тяги

корректирующего двигателя была не меньше силы сопротивления окружающей среды:

$$F \geq F_{\text{сопр}}, \quad (1)$$

где

$$F = \dot{m}w. \quad (2)$$

Здесь $\dot{m}$ — секундный расход рабочего вещества, кг/с; w — скорость его истечения из двигателя, м/с. Сила сопротивления окружающей среды

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v_{\text{отн}}^2}{2}, \quad (3)$$

где c_x — коэффициент сопротивления; S — площадь, м^2 , максимального сечения спутника (мидель) плоскостью, перпендикулярной вектору скорости $v_{\text{отн}}$, м/с, полета спутника относительно среды; ρ — плотность этой среды, кг/м^3 .

Коэффициент сопротивления в верхних слоях атмосферы принимаем равным 2,0—2,5; он зависит от формы спутника [2]. Если спутник имеет форму полусферы и оканчивается конусом, то сопротивление минимально ($c_x = 0,3$). Расположение солнечной батареи (СБ) существенно влияет на увеличение сопротивления ИСЗ: если плоскость батареи ориентирована перпендикулярно вектору скорости $v_{\text{отн}}$, то $c_{\text{СБ}} = 2,15$; если вдоль вектора — то $c_{\text{СБ}} = 0,15$ [3]. При полете по орбите с наклоном к плоскости экватора батарея должна поворачиваться за Солнцем, в этом случае коэффициент $c_{\text{СБ}}$ принимает значения 0,15–2,15.

Скорость $v_{\text{отн}}$ равна орбитальной скорости спутника, если не считать, что нижние слои атмосферы увлекаются вращением Земли [2]. При движении по круговой орбите круговую скорость ИСЗ для любого расстояния r от центра Земли или для любой высоты h над земной поверхностью ($h = r - r^*$, где $r^* = 6371$ км — средний радиус Земли), находим по формуле

$$v_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{K}{r}} = v_{\text{отн}}, \quad (4)$$

где $K = 3,986005 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр для Земли [2].

Плотность воздуха убывает с высотой (таблица), она зависит от температуры и связана с условиями освещенности атмосферы солнечными лучами. На высоте $h = 110...120$ км давление атмосферы составляет $P = 0,036...0,011$ Па соответственно, а температура $T \approx 200$ К [4].

Изменение некоторых параметров полета ИСЗ на различной высоте круговой орбиты

Высота орбиты h , км	Круговая скорость $v_{кр} = v_{отн}$, м/с	Плотность атмосферы* ρ , кг/м ³ [5]	Ускорение свободного падения g , м/с ² [5]
140	7824	$3,27 \cdot 10^{-9}$	9,39
180	7800	$6,23 \cdot 10^{-10}$	9,26
200	7788	$3,61 \cdot 10^{-10}$	9,23
250	7759	$1,03 \cdot 10^{-10}$	9,08
300	7730	$3,35 \cdot 10^{-11}$	8,94
350	7701	$1,08 \cdot 10^{-11}$	8,81

*Плотность среды необходимо уточнять по экспериментальным данным при решении конкретной задачи.

Источником электроэнергии подавляющего большинства космических аппаратов служат полупроводниковые солнечные батареи, которые преобразуют энергию Солнца в электрическую энергию. Плотность потока мощности солнечного излучения за пределами земной атмосферы составляет $Q = 1353$ Вт/м² и называется солнечной постоянной [6]. Батареи имеют площадь порядка 10 м², вырабатывают электрическую мощность около 1,5 кВт. Их КПД колеблется от 8 до 17 %. Исходным материалом батарей служат пластины монокристаллического кремния.

Экспериментальные батареи состоят из сложного полупроводникового материала, созданного на базе индий-арсенид галлия (GaInP/GaAs). Это так называемые многопереходные гетероструктуры, элементы которых содержат до 15 основных и 15 промежуточных слоев. Отдельные группы слоев преобразуют солнечное излучение в электрическую энергию соответственно в ультрафиолетовом, инфракрасном и видимом диапазонах излучения. КПД элемента достигает 29 %, в отдельных случаях — 40 %. Многопереходные преобразователи отличаются высокой стоимостью (до 300 000 дол./кВт) и большой удельной массой за счет солнечных концентраторов. Кроме того, их массовое производство затруднено ввиду дефицита галлия и ряда других элементов, например германия, который часто используют как подложку в таких преобразователях [7].

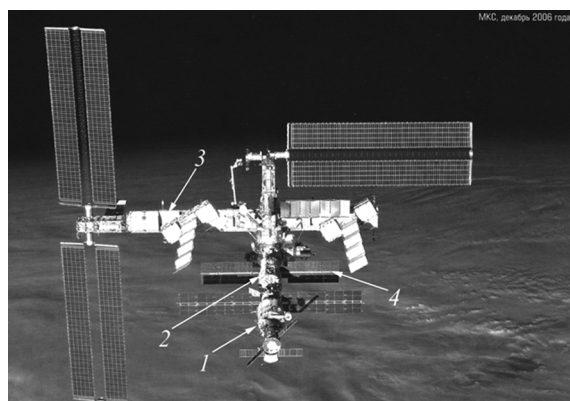
В области эксплуатации пилотируемых орбитальных станций мировое первенство принадлежит России, принявшей его от СССР. Отечественные станции работают с 1971 г. В декабре 1993 г. Россия стала участником международной программы разработки и эксплуатации новой МКС [8].

В рамках первой фазы сотрудничества (конец 1990-х годов) прошли ознакомительные полеты американских кораблей «Шаттл» к россий-

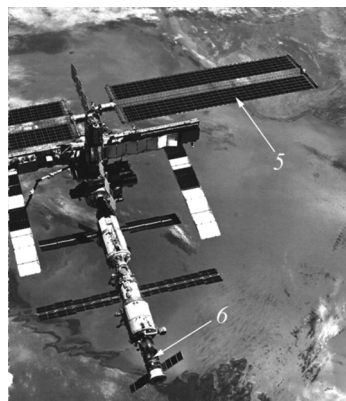
ской космической станции «Мир», в то время еще работавшей на орбите ИСЗ. Вторая фаза началась в ноябре 1998 г. запуском функционально-грузового модуля «Заря» (рис. 1). Этот первый элемент МКС построен в Москве на заводе ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Созданный на базе стандартной конструкции, аналогичной модулям станции «Мир», он должен был обеспечивать в среднем 3 кВт электрической мощности при напряжении 28 В и хранить до 6 100 кг топлива для коррекции орбиты с помощью ЖРД [8]. Для орбитальных маневров модуль «Заря» оборудован двумя крупными, 24 средними и 12 малыми двигателями (не ЭРД). Масса модуля «Заря» на орбите составляет 20 260 кг, длина по корпусу — 12 990 мм, максимальный диаметр — 4100 мм, размах солнечных батарей — 24 400 мм. Площадь фотоэлектрических элементов, сделанных из пластин монокристаллического кремния, равна 28 м². Средний КПД этих первых батарей

$$\eta_{\text{сб}} = \frac{N}{S_{\text{сб}} Q} = \frac{3000}{28 \cdot 1353} = 0,079. \quad (5)$$

К стыковочным узлам модуля «Заря» должны были причаливать российские пилотируемые транспортные корабли «Союз ТМ» (рис. 2), а затем тяжелые автоматические грузовые корабли «Прогресс», способные доставлять на МКС более 2,5 т груза. Размеры и обводы корпуса МКС, а также конструкция солнечных батарей определяют коэффициент сопротивления движению МКС.



а



б

Рис. 1. Международная космическая станция в декабре 2006 г. (а) и в середине 2010 г. (б) после пристыковки новых модулей панелей солнечных батарей: 1 — российский служебный модуль «Звезда» массой 24 т, четыре стыковочных узла; 2 — функционально-грузовой модуль «Заря»; 3 — модуль, ориентированный поперек скорости движения МКС; 4 — первые солнечные батареи; 5 — солнечные батареи, установленные позднее; 6 — пристыкованный транспортный корабль «Прогресс» [8]



Рис. 2. Российские транспортные корабли (1) и (2), пристыкованные к модулю «Заря»; вверху видна солнечная батарея (3). Фотография 2010 г. [8]

За служебным модулем «Заря» в декабре 1998 года последовало присоединение центрального блока американской части комплекса – NODE-1 со стыковочными узлами для приема кораблей «Шаттл», несколько экипажей которых собирали и дооснащали МКС. В июле 2000 г. доставлен первый собственно российский служебный модуль «Звезда», который 26 июля был состыкован с модулем «Заря», после чего станция стала готова к приему первого экипажа, чтобы начать свою многолетнюю работу на орбите [8].

Осенью 2010 г. было принято решение о продлении эксплуатации МКС до 2020 г. К этому моменту штатный экипаж станции насчитывал шесть человек, на ней побывали почти 200 космонавтов и астронавтов из разных стран. Общая масса МКС с тремя пристыкованными транспортными кораблями превышала $M \approx 355$ т.

К лету 2012 г. электрическая мощность батарей МКС достигла $N = 124$ кВт. Если считать, что все они состояли из монокристаллического кремния со средним КПД $\eta_{\text{сб}} = 0,13$, то их полная площадь составляла

$$S_{\text{сб}} = \frac{N}{\eta_{\text{сб}} Q} = \frac{12\,4000}{0,13 \cdot 1353} = 705 \text{ м}^2. \quad (6)$$

Оценим силу сопротивления окружающей среды, обратившись к размеру батарей (см. формулу (6)) и обводам корпуса МКС, показанным на рис. 1 и 3. Когда МКС движется по направлению продольной оси цилиндрических блоков 1 и 2 (см. рис. 3), мидель этих цилиндров диаметром 4,1 м составляет $S_1 = 13,2$ м². Будем считать, что по два таких же цилиндра 3 пристыкованы слева и справа к продольным блокам 1 и

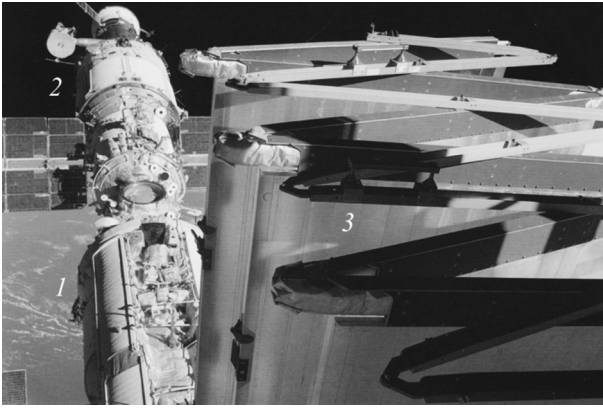


Рис. 3. Модули, расположенные вдоль движения МКС: 1 — «Заря»; 2 — «Звезда»; 3 — сложная поверхность солнечной батареи [8]

2 (см. рис. 1, а). Мидель этих блоков, расположенных поперек движения МКС, составит $S_2 = 4 \times (12,99 \times 4,1) = 213 \text{ м}^2$. Допустим, что коэффициент сопротивления всех элементов МКС одинаков ($c_x = 2,15$) на высоте орбиты 350 км. Тогда, согласно выражению (3), сила сопротивления окружающей среды (с учетом данных таблицы)

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v_{\text{отн}}^2}{2} = 2(S_1 + S_2 + S_{\text{СБ}}) \frac{1,08 \cdot 10^{-11} \cdot 7701^2}{2} =$$

$$= 2,15 \cdot (13,2 + 213 + 705) \cdot 3,2 \cdot 10^{-4} = 0,64 \text{ Н.} \quad (7)$$

Для создания равной ей силы тяги F потребуется ЭРД с электрической мощностью [9]

$$N = \frac{Fw}{2\eta} \approx \frac{0,64 \cdot 16000}{2 \cdot 0,6} = 8\,533 \text{ Вт} \approx 8,5 \text{ кВт}, \quad (8)$$

что составляет лишь 7 % от мощности батарей МКС. В уравнении (8) F — сила тяги ЭРД, принятая равной силе сопротивления среды (7); $w \approx 16\,000 \text{ м/с}$ — скорость истечения плазмы из типичного стационарного плазменного двигателя [1]; $\eta \approx 0,6$ — КПД того же двигателя (рис. 4). В различных моделях средний диаметр плазменной струи, истекающей слева направо, составляет 70...100 мм, электрическая мощность — 400...800 Вт, рабочее тело — ксенон; вверху расположены два катода-нейтрализатора.

Проверим, насколько верна наша оценка силы сопротивления, выполненная по (7). Известно, что каждые сутки МКС снижается на



Рис. 4. Типичный стационарный плазменный двигатель, выпускаемый ОКБ «Факел» [1]

150...200 м [10]. Это означает, что высота орбиты понижается на $\Delta h = 9,5...12,6$ м за каждый оборот станции вокруг Земли (за сутки МКС совершает около 15,8 оборота). За один оборот потенциальная энергия МКС относительно центра Земли уменьшается на $E_p = Mg\Delta h$, в то время как длина пути МКС составляет $S = 2\pi(h + r^*)$. Силу, тормозящую МКС на этом пути, определим как

$$F_{\text{торм}} = \frac{E_p}{S} \approx \frac{3,55 \cdot 10^5 \cdot 8,81 \cdot (9,5...12,6)}{2\pi(350 + 6371) \cdot 1000} = 0,70...0,93 \text{ Н.} \quad (9)$$

Сравнивая результаты решения уравнений (7) и (9), можно отметить их практическое совпадение, что, казалось бы, открывает возможность использовать СЭРДУ для коррекции орбиты МКС (см. также уравнения (1) и (9)).

Однако конструкторы предпочитают использовать ЖРД вместо СЭРДУ для коррекции МКС. Например, весной 2006 г. сообщалось [10]: «Орбита МКС была поднята на 3 км. Коррекция была осуществлена с помощью пристыкованного к МКС грузового корабля «Прогресс М-56», двигатели которого проработали $\Delta t = 391$ с, увеличив скорость станции на $\Delta v = 1,6$ м/с. За это время высота орбиты станции увеличилась примерно на 3 км и достигла максимальной высоты 365 км». В данном случае сила тяги корректирующего ЖРД

$$F = M \frac{\Delta v}{\Delta t} \approx 3,55 \cdot 10^5 \cdot \frac{1,6}{391} = 1453 \text{ Н,} \quad (10)$$

а расход топлива

$$G = \frac{F}{w} \Delta t \approx \frac{1453}{3200} \cdot 391 \approx 180 \text{ кг}, \quad (11)$$

где w — скорость истечения рабочего вещества из ЖРД, принятая равной 3 200 м/с. СЭРДУ с силой тяги, равной 0,64 Н, и мощностью 8,5 кВт подняла бы МКС на ту же высоту $\Delta h = 3\,000$ м за 17-18 суток непрерывной работы.

Если низкоорбитальный ИСЗ оборудован корректирующей СЭРДУ, то сила сопротивления окружающей среды есть сумма двух составляющих, а именно: сопротивление корпуса спутника плюс сопротивление площади батареи. Анализируя процесс торможения, вызванный солнечной батареей, обратимся к параметру ее удельной площади:

$$\alpha = \frac{S_{\text{сб}}}{\eta_{\text{сб}} Q} = \frac{1}{0,13 \cdot 1353} \approx 0,006 \text{ м}^2 / \text{Вт}, \quad (12)$$

где $S_{\text{сб}} = 1 \text{ м}^2$ — единичная площадь батареи; $\eta_{\text{сб}} = 0,13$ — средний КПД батареи; Q — солнечная постоянная. Очевидно, что сила тяги и мощность реактивной струи ЭРД должна быть выше, чем требуется для компенсации сопротивления одного лишь корпуса ИСЗ (см. неравенство (1)).

Для простоты анализа положим, что СЭРДУ имеет только два блока — батарею и двигатель, КПД последнего $\eta = 0,6$. Тогда электрическая мощность на входе в двигатель (или выходе из батареи) будет (см. уравнение (8)):

$$N_1 = \frac{N_0}{\eta} = \frac{Fw}{2\eta}, \quad (13)$$

где N_0 — мощность ионно-плазменной струи, истекающей из двигателя (см. рис. 4). Принимая, что сила F тяги ЭРД должна равняться силе сопротивления среды, и комбинируя уравнения (3) и (13), получим электрическую мощность на выходе из солнечной батареи:

$$N_1 = \frac{w}{2\eta} c_x S \frac{\rho v^2}{2}. \quad (14)$$

Исходная площадь солнечной батареи, которая необходима для генерации электроэнергии, расходуемой на компенсацию сопротивления только корпуса ИСЗ,

$$S_{\text{СБ1}} = \alpha N_1 = \alpha \frac{w}{2\eta} c_x S \frac{\rho v^2}{2}. \quad (15)$$

Найденная таким образом площадь $S_{\text{СБ1}}$ создает дополнительную силу сопротивления

$$F_{\text{СБ1}} = c_{\text{СБ}} S_{\text{СБ1}} \frac{\rho v^2}{2},$$

для компенсации которой двигатель должен получить от батареи и затратить на увеличение энергии струи дополнительную мощность

$$N_2 = F_{\text{СБ1}} \frac{w}{2\eta} = c_{\text{СБ}} S_{\text{СБ1}} \frac{\rho v^2}{2} \frac{w}{2\eta}.$$

Для генерации дополнительной мощности потребуется, в свою очередь, батарея с дополнительной площадью:

$$S_{\text{СБ2}} = \alpha N_2 = \alpha \frac{w}{2\eta} c_{\text{СБ}} S_{\text{СБ1}} \frac{\rho v^2}{2}. \quad (16)$$

Продолжая подобное рассуждение, установим последовательность прибавки дополнительных площадей S_n к площади $S_{\text{СБ1}}$ основной батареи, которая принимает вид геометрической прогрессии:

$$\begin{aligned} S_{\text{СБ1}} &= \alpha \frac{w}{2\eta} c_x S \frac{\rho v^2}{2} = a_1; \\ S_{\text{СБ2}} &= S_{\text{СБ1}} \left[\alpha \frac{w}{2\eta} c_{\text{СБ}} \frac{\rho v^2}{2} \right] = a_1 q; \\ S_{\text{СБ}n} &= S_{\text{СБ1}} \left[\alpha \frac{w}{2\eta} c_{\text{СБ}} \frac{\rho v^2}{2} \right]^{n-1} = a_1 q^{n-1}. \end{aligned} \quad (17)$$

Просуммировав члены данной прогрессии, получаем величину дополнительной площади солнечной батареи, на которую и следует увеличить исходную площадь $S_{\text{СБ1}}$ солнечной батареи, чтобы сила сопротивления батареи не затормозила движение спутника до скорости, ведущей к его падению.

Для того чтобы площадь батареи была конечной и СЭРДУ надежно сохраняла заданную высоту орбиты ИСЗ, необходимо, чтобы геометрическая прогрессия (17) была убывающей, т. е. ее знаменатель должен быть меньше единицы:

$$q = \alpha \frac{w}{2\eta} c_{CB} \frac{\rho v^2}{2} < 1. \quad (18)$$

Тогда дополнительную площадь солнечной батареи можно вычислить по формуле

$$S_{\text{доп}} = \frac{c_x}{c_{CB}} S_{CB1} \frac{q}{1-q}. \quad (19)$$

Допустим, что сферический ИСЗ снабжен СЭРДУ, предназначенной для коррекции его орбиты. Диаметр спутника — 2 м, коэффициент сопротивления $c_x = 2$. Коэффициент сопротивления солнечной батареи $c_{CB} = 2,15$; КПД солнечной батареи $\eta_{CB} = 0,13$; КПД электроракетного двигателя $\eta = 0,6$. Удельная площадь батареи $\alpha = 0,006 \text{ м}^2/\text{Вт}$ (см. уравнение (12)). Оценим минимальную или критическую высоту орбиты, ниже которой применение СЭРДУ станет не только бесполезным, но и пагубным, так как приведет к излишнему торможению и разрушению ИСЗ.

Батарея СЭРДУ будет лишь тормозить ИСЗ, если выполняется равенство

$$q = 1. \quad (20)$$

Исходя из условия (20) и неравенства (18), найдем плотность атмосферы на высоте критической орбиты:

$$\rho = \frac{2}{v^2} \frac{2\eta}{\alpha w c_{CB}} \approx \frac{2}{7800^2} \frac{2 \cdot 0,6}{0,006 \cdot 16000 \cdot 2,15} \approx 1,91 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3. \quad (21)$$

Согласно таблице, полученное в (21) значение плотности соответствует высоте орбиты, примерно равной 220 км. Ниже этой высоты СЭРДУ не сможет корректировать орбиту ИСЗ. На большей высоте установка успешно справится с поставленной задачей. Поэтому первые советские СЭРДУ со стационарными плазменными двигателями «Эол-1» и «Эол-2» корректировали орбиты ИСЗ «Метеор» № 18 (1971) и «Метеор-Природа» № 1 (1974), работавших на круговой орбите высотой 900 км (рис. 5) [1].

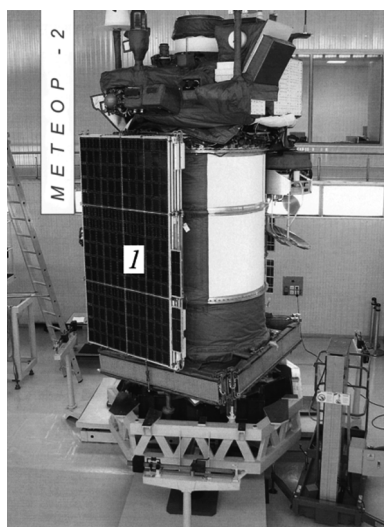


Рис. 5. Метеорологический ИСЗ «Метеор-2» на стапеле в полете (а) и на орбите (б):

1 — солнечные батареи сложены; 2 — батареи развернуты, общая площадь двух панелей $2(1,5 \times 3,4) = 10,2 \text{ м}^2$; 3 — место установки ЭРД (стационарного плазменного двигателя)

В данной задаче СЭРДУ будет устойчиво корректировать орбиту ИСЗ, начиная с высоты $h = 250 \text{ км}$, на которой плотность окружающей среды составляет $\rho = 1,03 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3$ (см. таблицу). Тогда площадь солнечной батареи, необходимая для генерации электроэнергии на компенсацию сопротивления только корпуса ИСЗ диаметром 2 м, согласно уравнению (15),

$$S_{\text{СВ1}} = 0,006 \frac{16\,000}{2 \cdot 0,6} 2\pi \cdot 1^2 \cdot \frac{1,03 \cdot 10^{-10} \cdot 7759^2}{2} = 1,56 \text{ м}^2.$$

Значение q для этой высоты

$$q = \alpha \frac{w}{2\eta} c_{\text{СВ}} \frac{\rho v^2}{2} = 0,006 \cdot \frac{16000}{2 \cdot 0,6} \cdot 2,15 \cdot \frac{1,03 \cdot 10^{-10} \cdot 7759^2}{2} = 0,533,$$

площадь дополнительной батареи

$$S_{\text{доп}} = \frac{c_x}{c_{\text{СВ}}} S_{\text{СВ1}} \frac{q}{1-q} = \frac{2}{2,15} \cdot 1,56 \cdot \frac{0,53}{1-0,53} = 1,64 \text{ м}^2.$$

Суммарная площадь двух батарей

$$S = S_{\text{СБ1}} + S_{\text{доп}} = 1,56 + 1,64 = 3,1 \text{ м}^2.$$

Мощности батареи такой площади достаточно для электропитания и бортовой аппаратуры, и ЭРДУ (см. рис. 5).

Итак, траекторию тяжелого ИСЗ, каким является 355-тонная МКС, можно корректировать с помощью СЭРДУ на высоте орбиты, равной 320...350 км. Однако в этом случае время работы ЭРД (приемлемой мощности) становится соизмеримым с многолетним сроком эксплуатации МКС. Малая сила тяги ЭРД исключает возможность быстрого маневра станции. Многолетнее взаимодействие узлов МКС с потоками плазмы, истекающей из ЭРД, ухудшает функциональные возможности МКС. На практике МКС оборудуют десятками ЖРД и микродвигателей, которые обеспечивают кратковременную коррекцию орбиты и пространственного положения аппарата.

Траекторию сравнительно легкого ИСЗ, масса которого составляет от сотен килограммов до нескольких тонн, можно корректировать с помощью СЭРДУ небольших размеров, имеющих электрическую мощность порядка 1 кВт. Существует минимальная высота орбиты, на которую может спуститься и стабильно работать ИСЗ, удерживаемый СЭРДУ от падения и разрушения в верхних слоях атмосферы. Согласно проведенным оценкам, эта высота находится в диапазоне значений 200...220 км.

Минимум высоты определяется плотностью окружающей среды, конфигурацией спутника и параметрами СЭРДУ: чем больше плотность (меньше высота орбиты), тем больше вероятность разрушения спутника; чем меньше скорость истечения плазмы из ЭРД, тем на меньшую высоту орбиты может спуститься спутник (при прочих равных условиях). Коррекция ИСЗ на высотах ниже 180...200 км возможна только с помощью ракетных двигателей на химическом топливе. С повышением КПД солнечной батареи и ЭРД снижается высота возможной безопасной коррекции орбиты спутника.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мурашко В.М., ред. *Электрореактивные системы ОКБ «Факел»*. Калининград, Издательский дом «Калининградская правда», 2010, 329 с.
- [2] Левантовский В.И. *Механика космического полета в элементарном изложении*. Москва, Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1980, 512 с.
- [3] Полет орбитальной станции «Скайлаб». *Астронавтика и ракетодинамика, экспресс-инф.* Москва, ВИНТИ, 1973, № 46, с. 1—47.
- [4] Применение ЭРД для управления связными ИСЗ. *Астронавтика и ракетодинамика, экспресс-инф.* Москва, ВИНТИ, 1974, № 21, с. 6—18.
- [5] Мартин Дж. *Вход в атмосферу*. Москва, Мир, 1969, 320 с.

- [6] Мак-Вейг Д. *Применение солнечной энергии*. Москва, Энергоиздат, 1981, 216 с.
- [7] Легостаев В.П., Лопота В.А., ред. *Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы*. Москва, РКК «Энергия», 2011, 584 с.
- [8] Свойский Д. Десять лет, которые убедили всех. *Российский космос*, 2010, № 11(59), с. 32—41.
- [9] Марахтанов М.К. Электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, спец. вып. «Ионно-плазменные технологии», с. 14—20
- [10] Коррекция орбиты МКС успешно завершена. *Российский космос*, 2006, № 6, 19 с.

Статья поступила в редакцию 19.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Марахтанов М.К. О коррекции орбиты космической станции и искусственного спутника Земли с помощью солнечной электроракетной двигательной установки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/plasma/1023.html>

Марахтанов Михаил Константинович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: dim@power.bmstu.ru