

12, декабрь 2015

УДК 629.785

Проект автоматической межпланетной станции для изучения Солнца

*Уколов В.А., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
факультет «Аэрокосмический»*

*Тененбаум С.М., ассистент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Аэрокосмические системы»
bauman@bmstu.ru*

Цель работы: провести предварительный баллистический и массовый анализ автоматической межпланетной станции для изучения Солнца с малого расстояния, а также компоновку основных систем, продемонстрировать целесообразность и эффективность применения электроракетных двигателей для осуществления межпланетных перелетов для миссий, допускающих большую продолжительность.

Необходимость получения новых данных о Солнце и о процессах в гелиосфере, способных продвинуть решение стоящих научных проблем, диктует необходимость новых видов наблюдений и наблюдений из выгодных положений, по сравнению с обычно проводимыми наземными и околоземными наблюдениями. Полёты к Солнцу являются высокоэнергетическими и требуют больших затрат характеристической скорости, что совместно с грузоподъемностью существующих РН сильно ограничивает массу полезной нагрузки для такой миссии.

В данной работе для этих целей предложен вариант применения ЭРДУ для увеличения массы ПН. Рассмотрены и проанализированы 4 различных плана миссии:

- односторонний перелет с использованием ЭРД,
- двухсторонний перелет с использованием ЭРД,
- односторонний перелет с использованием ЭРД и ЖРД,
- двухсторонний перелет с использованием ЭРД и ЖРД.

Из них наиболее предпочтителен вариант с двухсторонним перелетом только с использованием ЭРД.

Расчёт околоземного (геоцентрического) участка разгона

Согласно [1], [2] проведем расчет перелета, размерные величины обезразмериваются следующим образом (здесь и далее безразмерные величины будем обозначать без индексов, а размерные обозначим индексом ρ):

$$r = r_\rho / r_{0\rho}, \text{ - безразмерный радиус}$$

$$a_0 = a_{0\rho} \cdot \frac{r_{0\rho}^2}{\mu}, \text{ - безразмерное начальное ускорение}$$

$$J = J_\rho \sqrt{\frac{r_{0\rho}}{\mu}}, \text{ - безразмерный удельный импульс}$$

где $r_{0\rho} = 6671$ км, - радиус опорной орбиты;

$$a_{0\rho} = 5,92 \times 10^{-5} \text{ м/с}^2, \text{ - начальное ускорение;}$$

$$\mu = 398600 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2} \text{ - гравитационный параметр Земли;}$$

$$J_\rho = 24500 \text{ м/с} \text{ - удельный импульс;}$$

r_ρ - текущий радиус.

Дифференциальные уравнения движения КА (моделируется материальной точкой) в полярной системе координат (центр – в центре Земли, направление осей не имеет значение в методике расчёта):

$$\begin{cases} r' = u, \\ \varphi' = \frac{v}{r} \\ u' = \frac{v^2}{r} - \frac{1}{r^2} + \frac{a_0}{1 - a_0/J \cdot t} \sin(\arctg(\frac{u}{v})), \\ v' = \frac{-v \cdot u}{r} + \frac{a_0}{1 - a_0/J \cdot t} \cos(\arctg(\frac{u}{v})), \end{cases}$$

где u – радиальная составляющая скорости, v – трансверсальная составляющая скорости, $\arctg(\frac{u}{v})$ - угол между вектором скорости и перпендикуляром к радиус-вектору.

Эта система описывает движение КА с тангенциальным направлением вектора тяги (вектор тяги совпадает с вектором скорости).

Начальные условия:

$$r(0) = 1,$$

$$\varphi(0) = -\pi,$$

$$u(0) = 0,$$

$$v(0) = 1,$$

Уравнения движения численно интегрируются до выполнения условия достижения параболической скорости (все величины - безразмерные):

$$r(t_{\kappa}) \cdot (u(t_{\kappa}) + v(t_{\kappa})) = 2.$$

Параметры КА при достижении параболической скорости:

$$r_{\kappa\rho} = 1945360 \text{ км},$$

$$u_{\kappa\rho} = 399.5 \text{ м/с},$$

$$v_{\kappa\rho} = 491.277 \text{ м/с},$$

$$a_{\kappa\rho} = 7.977 \times 10^{-5} \text{ м/с}^2$$

$$n = \varphi_{\kappa} / 2\pi = 5540 - \text{количество полных оборотов вокруг Земли.}$$

Время разгона: $t_{\kappa\rho} = 3 \text{ года } 4 \text{ месяца } 19 \text{ дней}$

Время активной работы двигателя: $t_{\text{ЭРД}\rho} = 26020 \text{ часов}$

Характеристическая скорость разгона

$$V_x = J_{\rho} \cdot \ln[J_{\rho} / (J_{\rho} - a_{0\rho} \cdot t_{\text{ЭРД}\rho})] = 6287.3 \text{ м/с}$$

Гелиоцентрический участок полета

Для расчета достижения указанной высоты относительно Солнца, применим аналогичные уравнения в гелиоцентрической системе координат, приняв начальное ускорение на этом участке равным конечному на предыдущем участке:

$a_{0\rho} = 7.977255 \times 10^{-5} \text{ м/с}^2$ и обезразмерив аналогичным образом:

$R = R_{\rho} / R_{0\rho}$, - безразмерный радиус

$a_0 = a_{0\rho} \cdot \frac{R_{0\rho}^2}{\mu_0}$, - безразмерное начальное ускорение

$J = J_{\rho} \sqrt{\frac{R_{0\rho}}{\mu_0}}$, - безразмерный удельный импульс

Где $R_{0\rho} = 150 \text{ млн. км}$, - радиус орбиты Земли.

$\mu_0 = M_0 \cdot G = 1.328 \times 10^{11} \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ - гравитационный параметр Солнца.

$$R_p = \frac{R^2 V^2}{1 + \sqrt{1 - 2RV^2 + R^2 V^2 (U^2 + V^2)}} - \text{текущий безразмерный перигелий.}$$

Для аппарата в каждый момент времени рассчитывается значение перигелия орбиты, на которой он будет находиться, если в этот момент отключит двигатель.

Численно решаются аналогичные дифференциальные уравнения движения КА, но уже в полярной гелиоцентрической системе координат:

$$\begin{cases} R' = U, \\ \phi' = \frac{V}{R}, \\ U' = \frac{V^2}{R} - \frac{1}{R^2} + \frac{Q \cdot a_0}{1 - a_0/J \cdot t} \sin(\arctg(\frac{U}{V})), \\ V' = \frac{-V \cdot U}{R} + \frac{Q \cdot a_0}{1 - a_0/J \cdot t} \cos(\arctg(\frac{U}{V})), \end{cases} \quad (1)$$

где $Q = \begin{cases} -1, \text{ при } \cos \phi \leq 0.09 - \text{торможение} \\ 1, \text{ при } \cos \phi > 0.09 - \text{разгон} \end{cases}$ - закон управления направлением

вектора тяги, соответствующий разгону (вектор тяги совпадает по направлению с вектором орбитальной скорости) или торможению (вектор тяги противоположен вектору скорости) на определенных участках полета (значение 0,09 найдено путём оптимизации времени перелета). Предложенный закон управления обеспечивает уменьшение времени перелета на 18% по сравнению с траекторией круговой скручивающейся спирали (непрерывное торможение), а также выводит АМС на эллиптическую орбиту, перигелий которой находится на заданном расстоянии от Солнца, а афелий близок к орбите Земли ($\approx 0,85a.e.$).

Граничные условия:

$$R(0) = 1,$$

$$\phi(0) = 0,$$

$$U(0) = 0,$$

$$V(0) = 1,$$

Уравнения движения численно интегрируются до выполнения условия достижения заданного радиуса:

$R_p(t_k) = 4/150$ - безразмерный радиус, соответствующий размерному радиусу 4 млн. км.

Решая эту систему, получаем следующие результаты:

Конечный радиус $R_k = 4\,000\,000 \text{ км}$,

Время перелета $t_k = 7 \text{ лет } 11 \text{ месяцев } 19 \text{ дней}$,

Время активной работы двигателя $t_{\text{ЭРД}} = 69646,59 \text{ часа}$,

Характеристическая скорость перелета $V_x = J \cdot \ln[J / (J - a_0 \cdot t_{\text{ЭРД}})] = 41524 \text{ м/с}$

На рис. 1,2, 3 представлены зависимость гелиоцентрического радиуса от времени, траектория движения и режимы работы двигателя:

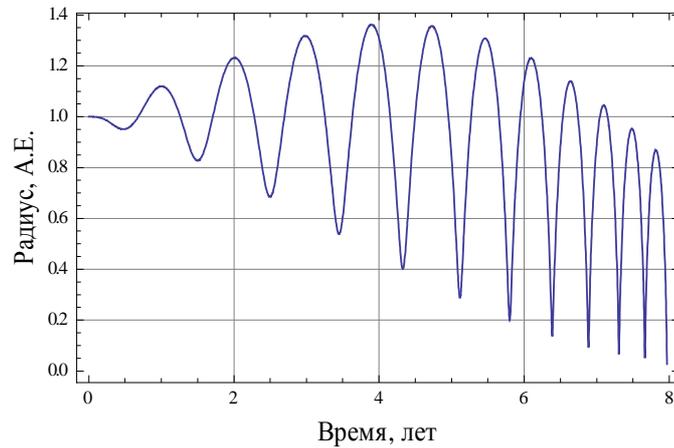


Рис. 1. Зависимость радиуса от времени

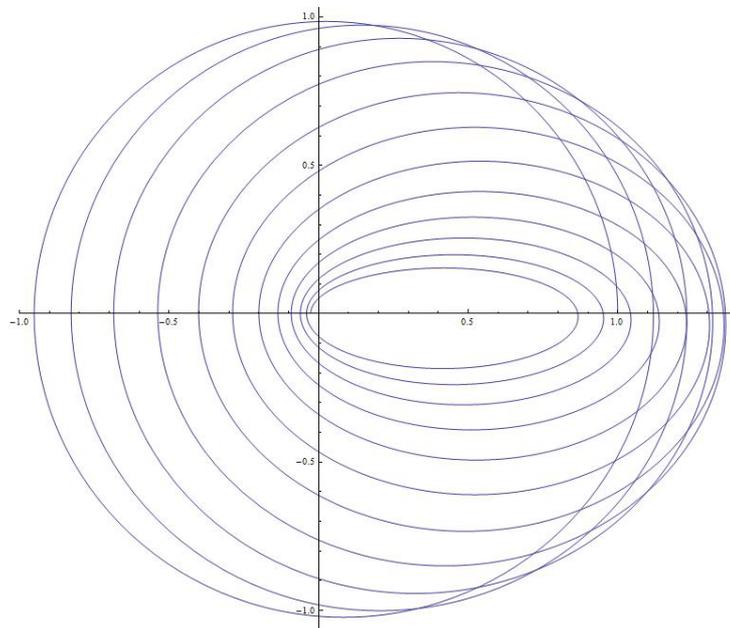


Рис. 2. Траектория движения КА (по осям — расстояние в А.Е.)

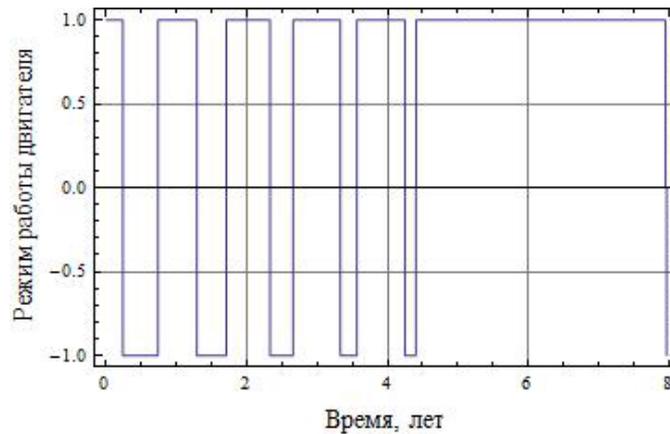


Рис. 3. Режимы работы двигателя: 1 – торможение, 1 – разгон, 0 – пассивное движение

Гелиоцентрический участок полета (возвращение)

Аналогично предыдущему пункту, примем начальное ускорение на этом участке равным конечному на предыдущем участке $a_0 = 4.3874 \times 10^{-4} \text{ м/с}^2$, и обезразмерив, аналогичным образом.

$$R_a = \frac{R^2 V^2}{1 - \sqrt{1 - 2RV^2 + R^2 V^2 (U^2 + V^2)}} - \text{текущий безразмерный афелий, аналогичный}$$

рассмотренному выше текущему безразмерному перигелию.

Решая систему дифференциальных уравнений движения, совпадающую с (1), и отличающуюся от неё только законом управления:

$$Q = \begin{cases} 1, \text{ при } R_a < 1,001 - \text{разгон} \\ 0, \text{ при } R_a \geq 1,001 \end{cases}$$

Согласно этому закону управления аппарат разгоняется до тех пор, пока текущий безразмерный афелий не окажется больше или равен радиусу орбиты Земли, после чего двигатели отключаются и аппарат продолжает пассивное движение по орбите..

Граничные условия:

$$\begin{aligned} R(0) &= 4/150, \\ \phi(0) &= 0, \\ U(0) &= 0, \\ V(0) &= 1, \\ R(t_k) &= 1 \end{aligned}$$

Решая эту систему, получаем следующие результаты:

Время перелета $t_k = 0,5 \text{ лет}$.

Время активной работы двигателя $t_{ЭРД} = 2884,5 \text{ ч}$.

Характеристическая скорость перелета $V_x = J \cdot \ln[J / (J - a_0 \cdot t_{\text{ЭРД}})] = 5040,74 \text{ м/с}$

На рис. 4, 5, 6 представлены зависимость гелиоцентрического радиуса от времени, траектория движения и режимы работы двигателя:

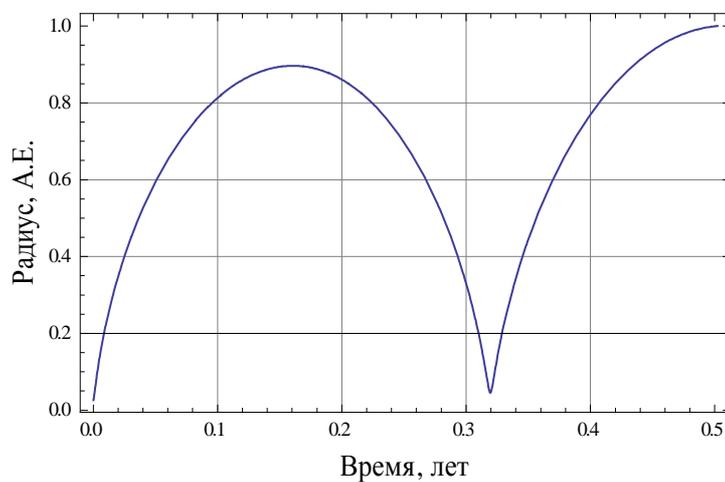


Рис. 4. Зависимость радиуса от времени

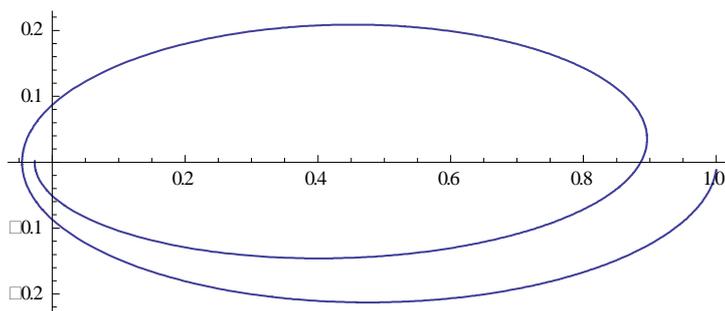


Рис. 5. Траектория движения КА (по осям – расстояние в А.Е.)

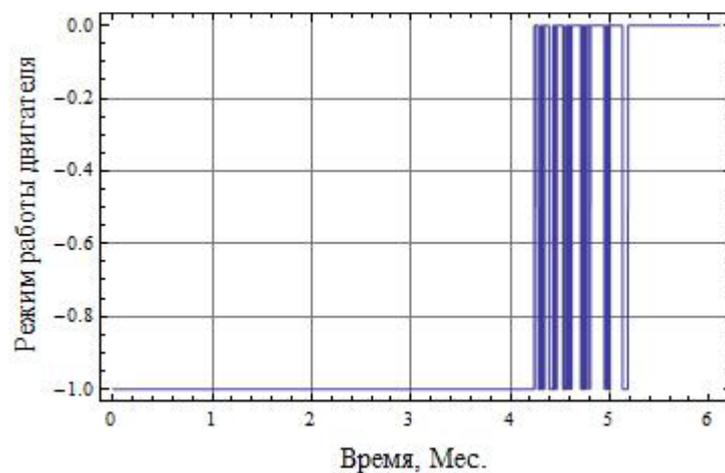


Рис. 6. Режимы работы двигателя (-1 – разгон, 0 – пассивное движение)

Итоговые результаты миссии:

Суммарное время перелета 11 лет 10 месяцев 7 дней.

Суммарное время активной работы ЭРД: 98551 часа.

Суммарная характеристическая скорость $V_x = 52852,12$ м/с .

Мощность СБ при $R=1$ а.е. $P=15,5$ кВт.

На рис. 7 представлена итоговая гелиоцентрическая траектория:

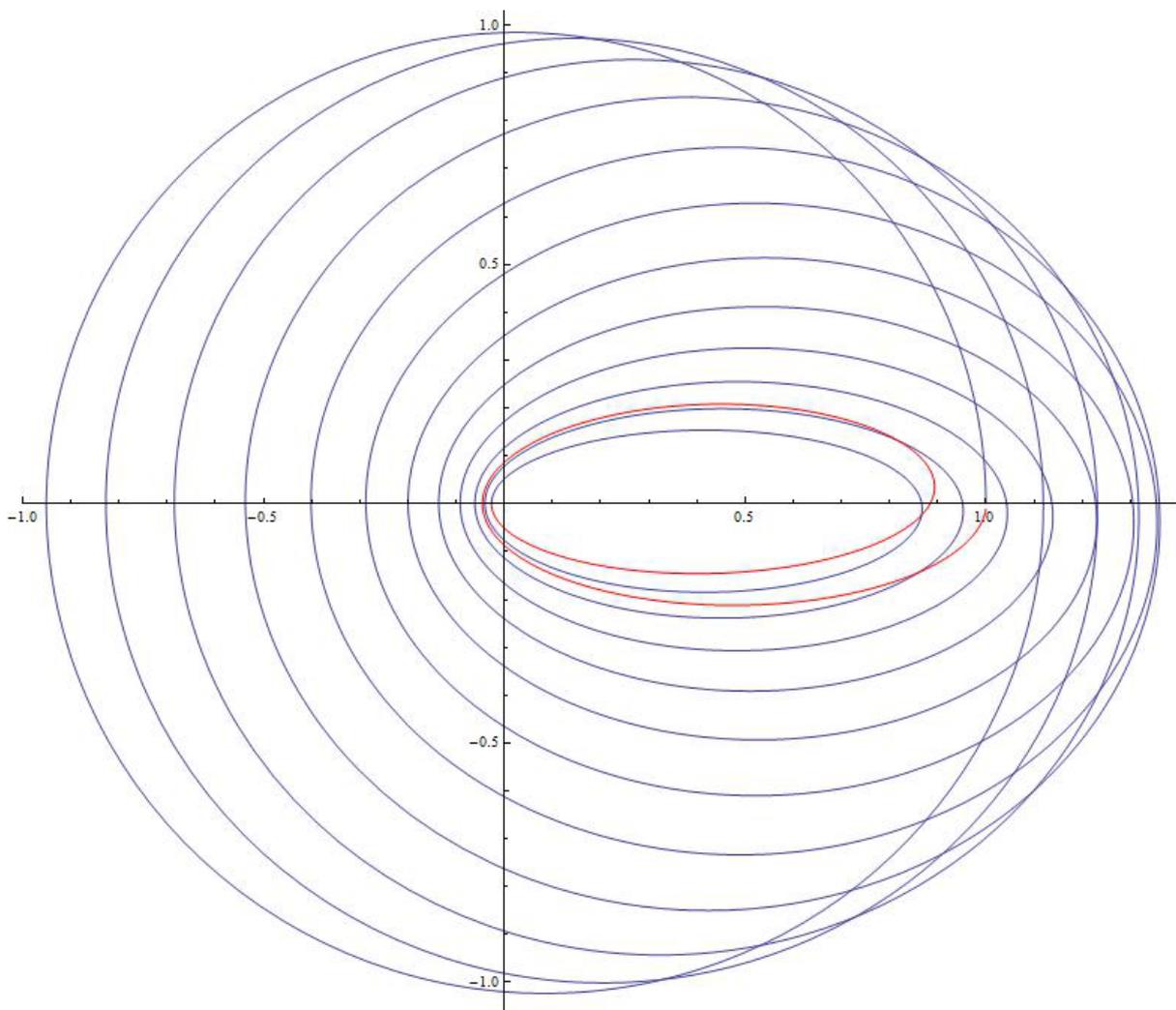


Рис. 7. Траектория движения КА: синяя – траектория сближения с Солнцем, красная – траектория возвращения к Земле (по осям – расстояние в А.Е.)

Массовый расчет

В качестве двигателя выбран СПД-200 производства ОКБ «Факел», характеристики которого приведены в таблице.

Тяга, мН	до 500
Мощность, кВт	3-15
Удельный импульс, с	2500
Тяговый КПД, %	до 60
Ресурс, ч	20000
Масса, кг	15

Т.к. ресурс работы 1 двигателя меньше времени всего перелета, то определяем количество двигателей, необходимых для осуществления перелета по формуле

$$n_{\text{ЭРД}} = \frac{t_{\Sigma\text{-ЭРД}}}{t_{\text{рес}}} = \frac{98551}{20000} = 4,93, \text{ откуда следует, что для перелета понадобится 5 двигателей.}$$

В результате получена масса двигателей $M_{\text{ДУ}} = 5 \cdot 15 = 75 \text{ кг}$.

Проведя расчет площади и массы солнечных батарей, необходимых для обеспечения работы 1 двигателя и бортовой аппаратуры для трехкаскадных солнечных элементов GaInP2-GaInAs-Ge со следующими характеристиками (источник – официальный сайт НПП «Квант»): удельный вес - $\gamma_{\text{СБ}} = 1,6 \text{ кг/м}^2$, удельная мощность - $\sigma_{\text{СБ}} = 350 \text{ Вт/м}^2$, найдены:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{15 \text{ кВт} + 0,5 \text{ кВт}}{\sigma_{\text{СБ}}} = 44.286 \text{ м}^2 \quad - \quad \text{площадь солнечных батарей,}$$

$$M_{\text{СБ}} = S_{\text{СБ}} \cdot \gamma_{\text{СБ}} = 70.857 \text{ м}^2 \quad - \quad \text{масса солнечных батарей.}$$

Масса системы управления принята равной 70 кг, масса конструкции принята равной 100 кг, масса теплозащиты 200 кг, масса системы хранения и подачи рабочего тела – 265 кг, из которых масса баллона для хранения рабочего тела (ксенона) из композитного материала – 214 кг.

Из уравнения $M_0 = \frac{M_{\text{к}}}{e^{\frac{v_{\text{к}}}{J}}}$, получена начальная масса КА – 8447 кг, и масса рабочего

$$\text{тела } M_{\text{РТ}} = M_0 - M_{\text{к}} = 7466 \text{ кг}.$$

Описание компоновки

Электрические ракетные двигатели СПД-200 - 5 шт. расположены симметрично продольной оси аппарата и имеют возможность поворачиваться в двухстепенной

поворотной платформе двигателя на $\pm 5^\circ$, изменяя направление вектора тяги, тем самым управляя движением вокруг центра масс и так же компенсируя уход центра масс.

Баллон хранения рабочего тела выполнен из многослойного композитного материала. Система распределения рабочего тела и электроэнергии распределяет энергию и рабочее тело между двигателями, обеспечивая переключение двигателей при истощении ресурса. Система связи и управления обеспечивает передачу данных, а так же расчет и корректирование траектории.

Отражающий щит защищает конструкцию от воздействия прямого интенсивного Солнечного излучения и высокой температуры при приближении к Солнцу. Система раскрытия, управления ориентацией солнечных батарей и преобразования электроэнергии, соответственно, обеспечивает раскрытие, управление ориентацией солнечных батарей и преобразование электроэнергии в номинальное напряжение бортовой аппаратуры.

Внешний вид аппарата представлен на рис. 8, 9, 10.

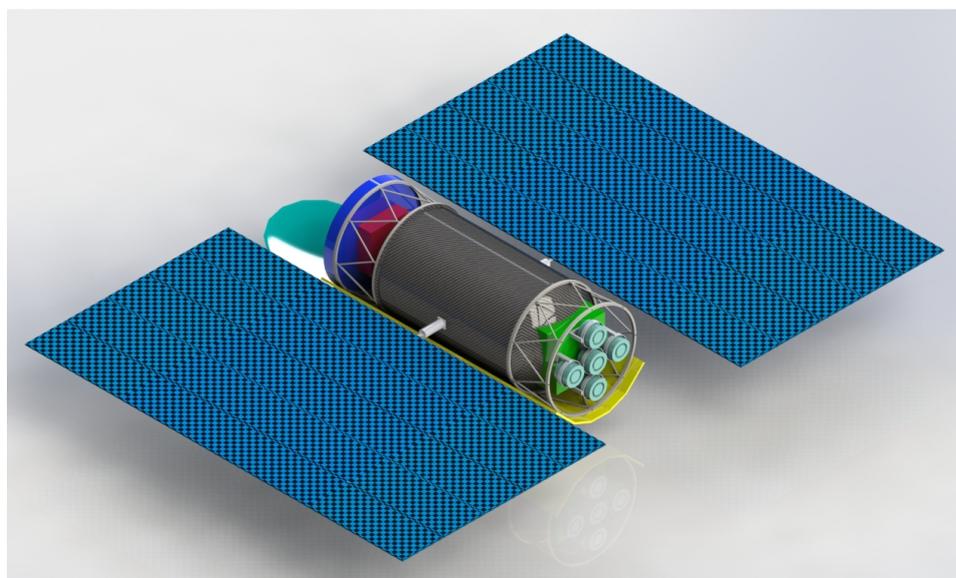


Рис. 8. Проектный облик АМС в рабочем состоянии (3D-модель)

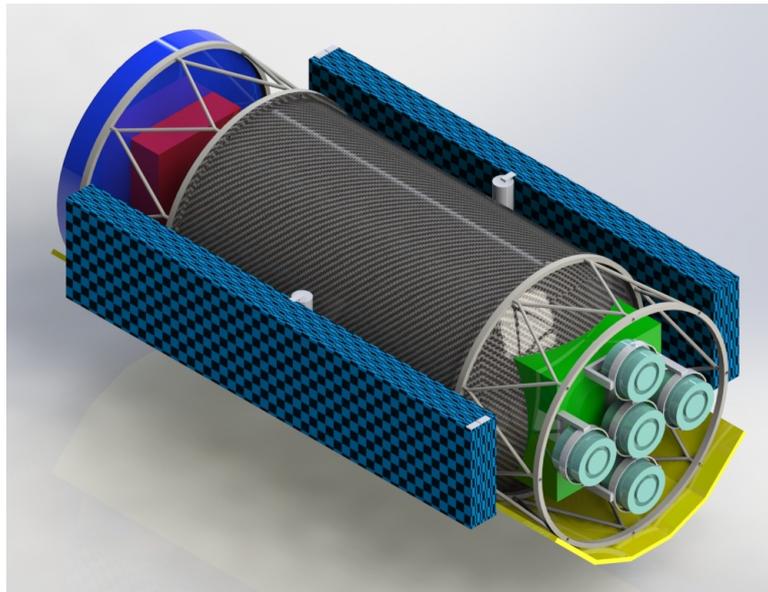


Рис. 9. Проектный облик АМС в сложенном состоянии (3D-модель)

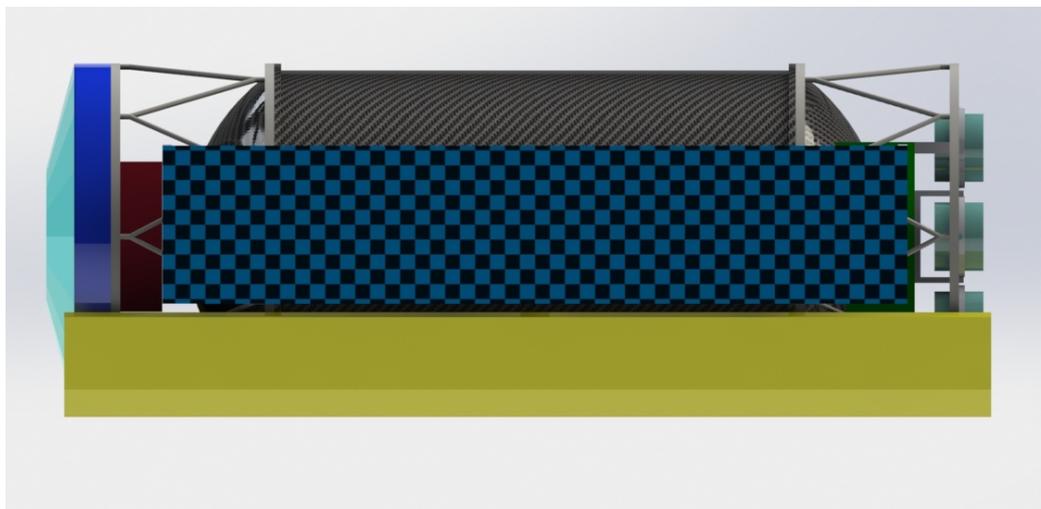


Рис. 10. Проектный облик АМС в сложенном состоянии (3D-модель)

Список литературы

1. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М: Вычислительный центр АН СССР, 1968, 108 с.
2. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. М: Наука, 1966. 679 с.
3. Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М: Наука, 1977. 432 с.
4. Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов, М: Машиностроение, 1989. 216 с.