

ОЦЕНКА ПОТРЕБНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ НА ГАЗОВЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

© 2011 Б. А. Титов, И. В. Кольцов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Исследуется динамика маломассогабаритного космического аппарата, снабжённого перспективной кислородно-водородной двигательной установкой на основе электролиза воды и двигателей малой тяги на компонентах $H_{2r} + O_{2r}$. Рассматривается оценка потребного импульса тяги для выполнения манёвров довыведения с исходной опорной орбиты на заданную рабочую орбиту, поддержания параметров рабочей орбиты, манёвра поддержания заданной ориентации за фиксированное время и манёвра затопления в заданном районе. Приводятся численные значения оценок импульса тяги для заданных инерционно-массовых параметров космического аппарата.

Маломассогабаритный космический аппарат, кислородно-водородная установка с электролизом воды, система двигателей малой тяги на газовом топливе, манёвр перехода между орбитами, манёвр коррекции орбиты, манёвр затопления.

Введение

Одной из важнейших мировых тенденций в развитии космической техники в настоящее время является разработка и создание так называемых маломассогабаритных космических аппаратов (КА) или малых КА (МКА).

Основное достоинство МКА – ценовая привлекательность, которая дополняется реальной возможностью быстрой продажи этих аппаратов или сдачи в аренду. Низкая стоимость МКА позволяет также формировать целые спутниковые системы, которые могут осуществлять мониторинг земной поверхности, решать задачи телекоммуникации, метеообеспечения, природопользования и ряд других задач.

Основным препятствием при продвижении МКА на рынке является высокая стоимость составляющих его бортовых подсистем, длительный срок их отработки и, в частности, невозможность получения высоких удельных характеристик бортовых двигательных установок (ДУ), напрямую влияющих на качество выполнения целевой программы полёта и время активного существования на орбите. Одним из важных путей повышения удельных характеристик двигательных ус-

тановок является использование высокоэнергетических видов топлив и разработка элементов ДУ с высоким массовым совершенством.

В работе [1] в качестве одного из возможных вариантов совершенствования ДУ для системы управления МКА предлагается использовать кислородно-водородную двигательную установку на основе электролиза воды и двигателей малой тяги на газовом топливе (ДМТГТ) – компонентах $H_{2r} + O_{2r}$. Приводится пневмогидравлическая схема двигательной установки и делается её сравнение по массовым параметрам с ЖРДМТ на компонентах топлива НДМГ+АТ.

В частности, в [1] указывается на ряд преимуществ подобной ДУ, из которых необходимо в контексте проведённого исследования отметить следующие:

1. ДУ на газовых компонентах топлива генерирует минимальные импульсы тяги с весьма малым импульсом последствия, что практически приближает рабочий импульс ДМТГТ к прямоугольному командному импульсу системы управления. В результате в режимах поддержания заданной ориентации может быть реализована максимальная точность ориентации МКА на навигаци-

онный ориентир и минимальный расход компонентов топлива на выполнение подобного режима управления.

2. Имеется возможность снижения массовых параметров ДУ при одинаковом суммарном импульсе за счёт уменьшения массы более высокоэнергетического топлива, необходимого для выполнения программы полёта, и использования элементов ДУ с минимальной массой (например, электролизёров с твёрдотельным электролитом и т.п.).

3. Снимается проблема загрязнения оптических элементов МКА и панелей солнечных батарей факелом ДМТГТ.

4. Снижаются требования по технике безопасности при стендовых испытаниях.

Учитывая вышеотмеченное, рассмотрим методику оценки потребного импульса тяги для системы управления МКА с ДУ на газовых компонентах топлива. Будем рассматривать четыре основных рабочих манёвров МКА: манёвр довыведения с исходной опорной орбиты на заданную рабочую орбиту, манёвр поддержания параметров рабочей орбиты, манёвр поддержания заданной ориентации за фиксированное время, манёвр затопления в заданном районе.

Оценка потребного импульса тяги для манёвра довыведения на рабочую орбиту

Для выполнения проектно-расчётного исследования динамики МКА с перспективной кислородно-водородной двигательной установкой на основе электролиза воды в качестве исходных данных используем параметры ДУ, приведённые в [1]:

- суммарный импульс тяги

$$\sim 7,25 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с};$$

- время активного функционирования МКА $\sim 5 \text{ лет}$;

- энергообеспечение $\sim 0,8 \text{ КВт}$;

- масса КА $\sim 1500 \text{ кг}$;

- число (тяги) ДМТГТ коррекции – 4 (100 Н);

- число (тяги) ДМТГТ ориентации – 12 (5Н);

- удельный импульс тяги ДМТГТ коррекции – 2950 м/с;

- удельный импульс тяги ДМТГТ ориентации – 2500 м/с.

Для выполнения оценочных расчётов предположим, что опорная и расчётная орбиты МКА являются круговыми и компланарными, и по этой причине оптимальной траекторией перелёта будет эллипс Гомана. Затраты характеристической скорости на этот перелёт могут быть определены по известным соотношениям [2]:

$$\begin{aligned} \Delta v_p &= v_p - v_{co} = \sqrt{\frac{2kr_A}{r_p(r_A + r_p)}} - \sqrt{\frac{k}{r_p}}; \\ \Delta v_A &= v_{ck} - v_A = -\sqrt{\frac{2kr_p}{r_A(r_A + r_p)}} - \sqrt{\frac{k}{r_A}}. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь v_{co} и v_{ck} – соответственно круговые скорости орбитального движения на опорной с высотой 320 км и конечной (расчётной) с высотой 800 км орбитах; k – гравитационный параметр Земли, равный $3,9858 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2$; r_p , r_A – соответственно радиусы перигея и апогея эллипса Гомана; v_p , v_A – соответственно скорости в перигее и апогее указанного эллипса.

Оценка потребных приращений скоростей v_p и v_A даёт следующие численные значения: $\Delta v_p = 132,49 \text{ м/с}$; $\Delta v_A = 130,22 \text{ м/с}$.

Для определения затрат импульса тяги на данный манёвр необходимо определить время приложения тяги двигателей коррекции МКА. Его можно определить после интегрирования уравнения движения центра масс МКА в инерциальной системе координат, предполагая при этом, что кроме тяги ДУ на аппарат не действуют никакие иные силы. В результате можно получить соотношения для длительностей приложения тяги в перигее и апогее эллипса Гомана:

$$\begin{aligned} \Delta t_p &= \frac{m}{R} (\Delta v_p - v_{co}); \\ \Delta t_A &= \frac{m - \Delta m_p}{R} (v_{ck} - v_A). \end{aligned} \quad (2)$$

Во втором соотношении (2) присутствует потеря массы аппарата Δm_p , обусловленная приложением импульса тяги в перигее: $\Delta m_p = 11,91 \text{ кг}$ при секундных расходах массы $O_{2Г}$ и $H_{2Г}$:

$$\dot{m}_{O_{2Г}} = 21,30 \text{ г/с}, \dot{m}_{H_{2Г}} = 2,67 \text{ г/с}.$$

Таким образом, значения величин (2) составят: $\Delta t_p = 496,8 \text{ с}$; $\Delta t_A = 484,4 \text{ с}$. Отсюда затраты суммарного импульса тяги, необходимые на реализацию манёвра довыведения МКА на расчётную орбиту, будут равны: $\Delta J_E = 3,925 \cdot 10^5 \text{ Нс}$, что составляет 54,2 % суммарного импульса тяги согласно проекту кислородно-водородной ДУ [1].

Распространение этих результатов на диапазон изменения массы МКА от 500 кг до 1500 кг даёт картину, представленную на рисунке 1. Здесь по оси ординат откладывается стартовая масса МКА, по оси абсцисс – требуемый процент расхода суммарного импульса тяги ДУ. Таким образом, довыведение МКА на рабочую орбиту расходует значительную часть суммарного импульса тяги.

Например, если стартовая масса МКА составляет 1500 кг, то на все остальные манёвры в данном проекте кислородно-водородной ДУ на основе электролиза воды остаётся 45,79 % суммарного импульса тяги.

Оценка потребного импульса тяги для поддержания параметров рабочей орбиты

При выполнении этой оценки необходимо определить общее число сидерических периодов обращения МКА на рабочей орбите за время функционирования и далее вычислить величину уменьшения высоты рабочей орбиты, вызванного в первую очередь аэродинамическим сопротивлением.

Отметим для определённости, что другими видами сопротивления на рабочей орбите (магнитным, световым), а также изменением наклона плоскости орбиты в инерциальной системе координат, вызываемым вращением Земли, будем пренебрегать.

Таким образом, рассматриваемый манёвр коррекции рабочей орбиты в данном случае представляет собой коррекцию высоты рабочей орбиты.

Приближённые значения вековых возмущений параметров круговой орбиты МКА,

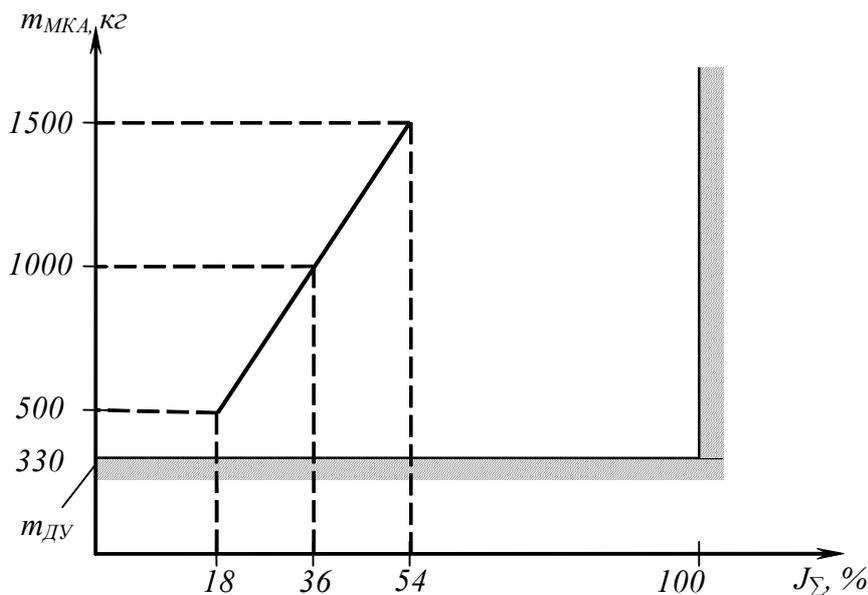


Рис. 1. Зависимость величины требуемого импульса тяги для манёвра довыведения МКА от стартовой массы аппарата; ограничения на рисунке соответствуют предельной величине располагаемого суммарного импульса тяги ДУ (в %) и величине предельной массы аппарата

вызванных взаимодействием корпуса аппарата со свободномолекулярным потоком сильно разреженной верхней атмосферы (согласно [4] на высоте $H=800$ км длина свободного пробега молекул составляет порядка $\sim 1,5$ км), могут быть определены интегрированием на интервале одного витка лиnearизованных уравнений движения для приращений этих параметров в полярных координатах [5].

Рассмотрим вековые возмущения радиуса-вектора МКА:

$$\delta r = -4\pi\sigma\rho(H)r_0^2. \tag{3}$$

Здесь δr - собственно вариация модуля радиуса-вектора аппарата; σ - баллистический коэффициент; r_0 - начальное значение радиуса-вектора; $\rho(H)$ - плотность атмосферы на высоте H , которая определяется по модели стандартной атмосферы [4].

Баллистический коэффициент МКА задаётся известным соотношением:

$$\sigma = \frac{C_{xa}S_M}{2m}. \tag{4}$$

Аэродинамический коэффициент сопротивления C_{xa} в свободномолекулярном потоке слабо зависит от внешней формы МКА и определяется в основном характером отражения молекул разреженного газа верхней атмосферы от поверхности аппарата.

При $\bar{S} \cong 5,3$ и $\alpha = 90^\circ$ коэффициент $C_{xa} = 2,4$ [6]. Здесь \bar{S} - отношение скорости набегающего потока газа на рассматриваемой высоте полёта МКА к наиболее вероятной тепловой скорости молекул газа на той же высоте, α - угол между осью аппарата и направлением движения.

Далее, предполагая площадь миделева сечения МКА $S_M = 3 \text{ м}^2$, можно, определив σ по (4), по (3) вычислить вековое возмущение модуля радиуса-вектора аппарата за один сидерический период обращения:

$$\delta r = -0,031 \text{ м}.$$

Соответственно, за один сидерический год (5256 витков) эта величина будет равна $\delta r = -162,9 \text{ м}$, а за период функционирования $\delta r = -814,7 \text{ м}$.

Таким образом, оценка векового возмущения модуля радиуса-вектора МКА на рабочей орбите позволяет сделать вывод о том, что коррекции орбиты по этому параметру за время функционирования аппарата, по видимому, не потребуется в силу малости самого векового возмущения.

Оценка затрат импульса тяги для манёвра поддержания заданной ориентации

Рассмотрим расчётную схему системы ориентации с пассивным корректирующим контуром (рис. 2). Эта схема моделирует ос-

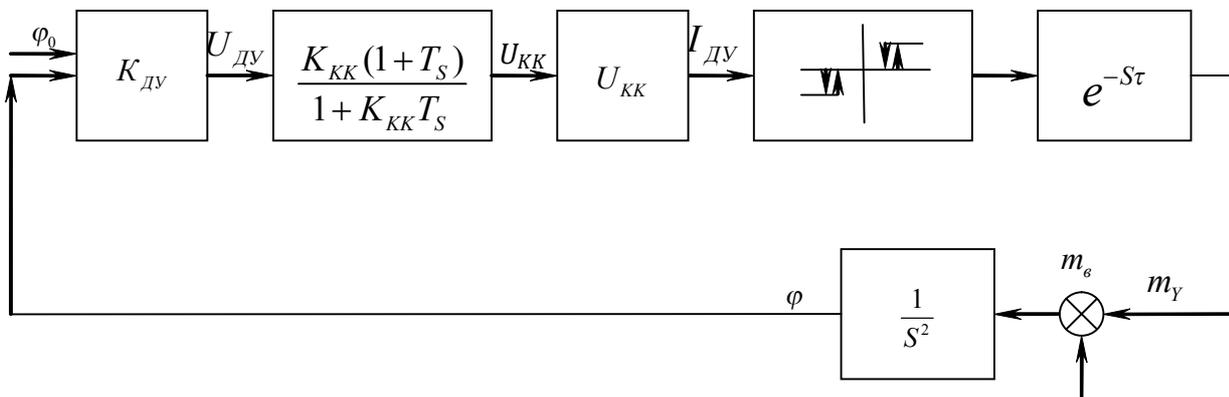


Рис. 2. Расчётная схема одноканальной системы ориентации с пассивным корректирующим контуром

новные особенности функционирования системы ориентации в режиме предельного цикла с учётом временных запаздываний в управляющем тракте.

Расход импульса тяги в предельном цикле при реализации манёвра поддержания заданной ориентации МКА, как известно, определяется временем активной работы системы ориентации [8]:

$$t_A = t_{\text{вкл}} \frac{T_{OP}}{2(t_{\text{вкл}} + t_{\text{выкл}})}.$$

Здесь T_{OP} - длительность режима поддержания заданной ориентации; $t_{\text{вкл}}, t_{\text{выкл}}$ - соответственно время включения и время выключения двигателей ориентации, определяемые соотношениями:

$$t_{\text{вкл}} = 2 \left[\frac{\varphi_{з.н.}}{m_0 T} (1 - \lambda) + TK_{К.К.} \right]; \quad (5)$$

$$t_{\text{выкл}} = 4T \frac{(1 + \lambda)\varphi_{з.н.} - m_0 T^2 K_{К.К.}}{(1 - \lambda)\varphi_{з.н.} + m_0 T^2 K_{К.К.}}, \quad (6)$$

где T и $K_{К.К.}$ - соответственно постоянная времени и статический коэффициент передачи корректирующего контура; λ - коэффициент возврата трёхпозиционного поляризованного реле; $\varphi_{з.н.}$ - зона нечувствительности датчика угла; m_0 - управляющее ускорение:

$$m_0 = \frac{M_y}{J_x} = \frac{N \cdot l \cdot R}{J_x}. \quad (7)$$

Здесь N – число управляющих двигателей в рассматриваемом канале управления (в данном случае – канале крена); l – база установки двигателей; R – тяга двигателя; J_x - момент инерции МКА относительно продольной оси.

Далее для оценки величины t_A и затрат импульса тяги для рассматриваемого манёвра примем следующие численные значения

параметров системы ориентации и параметров МКА: $J_x = 750 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; $l = 1 \text{ м}$; $T = 0,05$; $N = 4$; $R = 5 \text{ Н}$; $\varphi_{з.н.} = 0,00175 \text{ рад}$; $\lambda = 0,9$; $K_{К.К.} = 1,5$.

Расчёты, выполненные по (6) и (7), дают следующие результаты:

$$t_{\text{вкл}} = 0,368 \text{ с}; t_{\text{выкл}} = 2,173 \text{ с}$$

$$\text{или } t_A = 0,072 T_{OP}.$$

Отсюда потребный ресурс импульса тяги составит: $\Delta J = 4Rt_A = 1,45 T_{OP} [\text{Н} \cdot \text{с}]$.

На рисунке 3 представлены зависимости требуемых затрат импульса тяги для этого режима в зависимости от массы МКА и параметра T_{OP} .

Оценка затрат импульса тяги для манёвра затопления

По целевой программе функционирования МКА этот манёвр является заключительным. Одна из схем его выполнения может заключаться в том, что аппарат переводится с рабочей орбиты на границу эффективной атмосферы с высотой 100 км, и далее осуществляется его вход в плотные слои атмосферы, а затем затопление в заданном районе Мирового океана.

Рассмотрим схему выполнения манёвра затопления. С точки зрения небесной механики [3] манёвр можно также рассматривать как гомановский переход между двумя круговыми орбитами, но без приложения тормозного импульса в перигее переходного эллипса.

В этом случае величина тормозного импульса скорости в апогее переходного эллипса (то есть на высоте рабочей орбиты) будет равна

$$\Delta v_A = v_{CK} - v_A = \sqrt{\frac{k}{r_A}} - \sqrt{\frac{2k}{r_A} \frac{r_p}{(r_A + r_p)}}.$$

Оценка потребного приращения скорости, выполненная по этой формуле, даёт следующее численное значение:

$$\Delta v_A = 193,79 \text{ м/с}.$$

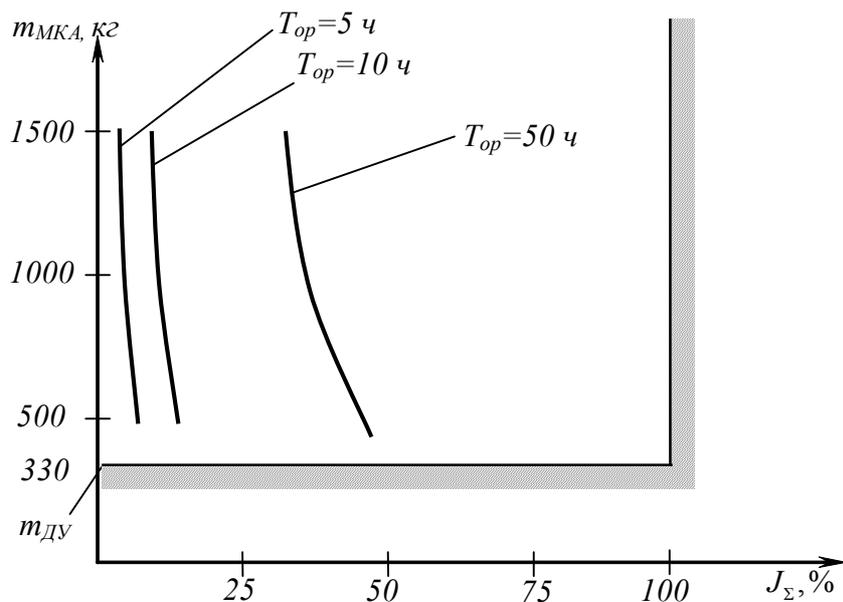


Рис. 3. Зависимость требуемых затрат импульса тяги для поддержания заданной ориентации МКА по каналу крена

Полученные результаты позволяют оценить суммарный расход импульса тяги для всей суммы рассматриваемых манёвров (рис. 4).

Из рис. 4 следует, что рассматриваемый вариант двигательной установки на электролизе воды с системой ДМТГТ является при-

годным, по-видимому, для МКА массой порядка 500 ... 750 кг, поскольку управление более тяжёлыми аппаратами потребует неприемлемых расходов импульса тяги для всей запланированной совокупности динамических манёвров за период активного функционирования.

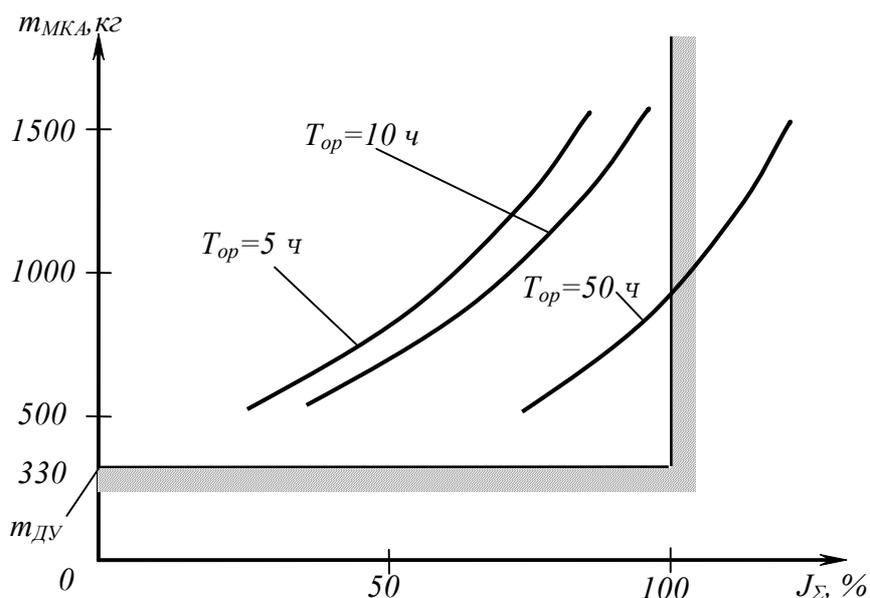


Рис. 4. Зависимость величины суммарного импульса тяги для манёвров довыведения, поддержания заданной ориентации и затопления

Библиографический список

1. Гуртов, А.С. Кислородно-водородная двигательная установка на основе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах для системы управления МКА [Текст]/А.С. Гуртов, Е.А. Лапшин, М.В. Макарьянц, В.В. Рыжков, М.В. Силютин// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва, №3 (19), 2009. - С. 49-58.
2. Эрик, К. Космический полёт, т.1 [Текст]/К. Эрик. – М.: Гос. Изд-во физ.-мат. литературы, 1963. – 586 с.
3. Горбатенко, С.А. Механика полёта [Текст]/С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин, Л.В. Шефтель. – М.: Машиностроение, 1969. – 420 с.
4. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. (Дата последнего изменения: 19.04.2010).
5. Балк, М.Б. Элементы динамики космического полёта [Текст]/М.Б. Балк. – М.: Наука, 1965. – 339 с.
6. Ковтуненко, В.М. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов [Текст]/В.М. Ковтуненко, В.Ф. Камеко, Э.П. Яскевич. – Киев: изд-во «Наукова думка», 1977. – 156 с.
7. Янке, Е. Специальные функции [Текст]/Е.Янке, Ф. Эмде, Ф. Лёш. – М.: Наука, 1968. – 344 с.
8. Раушенбах, Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов [Текст]/Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарев. – М.: Наука, 1974. – 598 с.

ESTIMATION OF THE REQUIRED THRUST IMPULSE FOR SMALL SPACECRAFT (SSC) CONTROL SYSTEM WITH A PROPULSION SYSTEM USING FUEL GAS COMPONENTS

© 2011 B. A. Titov, I. V. Koltsov

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The subject of research is a small weight and size spacecraft (LSC) equipped with a perspective oxygen-hydrogen propulsion system on the basis of water electrolysis and low thrust engine (LTE) using H_2O + O_2 gas components. Estimation of the required thrust impulse for performing of LSC transition maneuver from the injection to the working orbit, correction of the orbital altitude and LSC submersion maneuver in the target area of the World ocean is presented. Numerical values of thrust impulse estimation for the given inertial-mass parameters of LSC are given.

Small weight and size spacecraft (LSC), oxygen-hydrogen propulsion system on the basis of water electrolysis, low thrust engine system using gas fuel, maneuver of transition from one orbit to another, orbit correction maneuver, LSC submersion maneuver.

Информация об авторах

Титов Борис Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: oupt_ssau@mail.ru. Область научных интересов: динамика и управление транспортными системами (в том числе космических аппаратов) с различными типами двигательных установок.

Кольцов Иван Владимирович, ассистент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kolt2721@gmail.com. Область научных интересов: динамика и управление космических аппаратов с различными типами двигательных установок.

Titov Boris Alexandrovitch, doctor of technical sciences, professor, head of the department of transportation organization and management, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: oupt_ssau@mail.ru. Area of research: dynamics and control of transport systems (including spacecraft) with different types of propulsion systems.

Koltsov Ivan Vladimirovitch, assistant of the department of transportation organization and management, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: kolt2721@gmail.com. Area of research: dynamics and control of (spacecraft) with different types of propulsion systems.