

УДК 629.78

А.И. КОНДРАТЬЕВ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК

Днепропетровский национальный университет, Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЯГОВЫХ И ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МУСОРОСОБИРАЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Приведена методика расчета энергетических, тяговых и массовых характеристик специального космического аппарата – мусоросборщика, предназначенного для сбора и удаления мелкого космического мусора в области низких околоземных орбит с использованием электроракетных двигателей (ЭРД). Данная методика позволяет на основе анализа существующих ракет-носителей (РН) и ЭРД осуществить выбор типа РН, типа и характеристик ЭРД, определить массу и размер улавливающего элемента мусорособирающего космического аппарата.

Ключевые слова: *космический мусор, мусорособирающий космический аппарат, улавливающий элемент мусоросборщика, круговая орбита, ракета-носитель, разгонный блок, ЭРДУ.*

Введение

По оценкам экспертов сейчас в космосе летает свыше 2 мегатонн космического мусора (КМ). Это множество орбитальных космических объектов искусственного происхождения, количество которых на низких околоземных орбитах растет быстрыми темпами. В связи с этим существует высокая вероятность столкновений функционирующих космических аппаратов (КА) с отработанными космическими объектами и использование космического пространства вообще станет проблематичным. Поэтому проблема создания эффективных систем сбора и удаления космического мусора требует незамедлительного решения. Как вариант можно рассматривать специальный мусорособирающий космический аппарат – мусоросборщик (МС), оснащенный транспортной системой для сбора и удаления мелкого КМ в области низких околоземных орбит с использованием электроракетных двигателей (ЭРД). Ракетой-носителем с использованием разгонного блока (РБ) МС запускается на круговую орбиту высотой 800-1200 км и с помощью ЭРД малой тяги путем торможения снижается до высоты 500-700 км.

Целью данной работы является создание методики расчета энергетических, тяговых и массовых характеристик мусорособирающего КА на базе ЭРД для решения задачи определения его проектных параметров.

Описание методики расчета

1. Исходные данные

Для решения поставленной задачи предлагается метод последовательных приближений. В первом

приближении выбираются тип ракеты-носителя, способного вывести на определенную высоту околоземной орбиты груз массой M_0 , и прототип по топливу ЖРД известных разгонных блоков [1], для которого известны удельный импульс и зависящее от типа топлива отношение α сухой массы РБ к массе топлива. Для РБ с ЖРД на топливе АТ+НДМГ принимается $\alpha = 0,12$, а для ЖРД на топливе кислород+керосин – $\alpha = 0,28$. Задаются высоты круговых орбит для РБ и для работы МС.

2. Расчет характеристик разгонного блока

С целью предварительной оценки массовых характеристик МС для заданных высот рассчитывается характеристическая скорость $W_{\text{ЖРД}}$ [2]:

$$W_{\text{ЖРД}} = A \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}, \quad (1)$$

где

$$A = \frac{\sqrt{2}(\tilde{r}_k - 1)}{\sqrt{\tilde{r}_k}(1 + \tilde{r}_k)} + \frac{1 - \sqrt{\tilde{r}_k}}{\sqrt{\tilde{r}_k}}; \quad (2)$$

$$\tilde{r}_k = \frac{r_k}{r_0}; \quad (3)$$

$$r_k = H_k + R_3, \quad (4)$$

$$r_0 = H_0 + R_3, \quad (5)$$

r_0 – радиус начальной орбиты; H_0 – нижняя высота орбиты; R_3 – радиус Земли; r_k – радиус конечной орбиты; H_k – высота конечной орбиты; μ – гравитационная постоянная Земли, равная $3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$.

Полученное значение характеристической скорости используется для определения запаса топлива:

$$M_T = M_0 \left(1 - \frac{1}{e^{W_{ЖРД}/J_{удЖРД}}} \right), \quad (6)$$

где M_0 – масса груза, выводимого на околоземную орбиту данным РН; $J_{удЖРД}$ – удельный импульс ЖРД.

Далее вычисляется суммарный импульс тяги ЖРД

$$I_{\Sigma} = M_T \cdot J_{удЖРД}. \quad (7)$$

Задаваясь тягой разгонного блока P , определяется время его работы

$$\tau_{РБ} = \frac{I_{\Sigma}}{P}. \quad (8)$$

С учетом известного отношения α сухой массы РБ к массе топлива прототипа РБ определяется величина сухой массы разгонного блока

$$M_{РБсух} = \alpha \cdot M_T. \quad (9)$$

Чтобы избежать добавочного к имеющемуся на орбите мусору отработавшего РБ, считаем, что РБ без выработанного топлива остается в составе МС, масса которого $M_{МС}$ находится из выражения

$$M_{МС} = M_0 - M_T. \quad (10)$$

3. Расчет характеристик ЭРДУ

В первом приближении определяются требуемые характеристики ЭРД, для чего из выбранного диапазона высот H_0 и H_k рассчитываются r_0^* , r_k и определяется характеристическая скорость ЭРД:

$$W_{ЭРД} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0^*} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{r_k^*}} \right)}, \quad (11)$$

где

$$r_k^* = \frac{r_k}{r_0^*}; \quad (12)$$

r_0^* – радиус орбиты, на которой заканчивается работа ЭРДУ.

Выбирается прототип ЭРД, для которого рассчитывается время работы ЭРДУ

$$\tau_{ЭРДУ} = \frac{J_{удЭРД}^2 \cdot M_{РТ}}{2\eta_T N}, \quad (13)$$

где $J_{удЭРД}$ – удельный импульс; η_T – тяговый КПД; $M_{РТ}$ – масса рабочего тела,

$$M_{РТ} = M_{МС} \left(1 - \frac{1}{e^{W_{харЭРД}/J_{удЭРД}}} \right); \quad (14)$$

N – потребляемая мощность,

$$N = \xi \cdot P, \quad (15)$$

где P – тяга; ξ – цена тяги, определяемая из [3].

Далее определяются массовые характеристики транспортной системы в целом, целевой и служебной аппаратуры.

Для МС с ЭРДУ можно записать:

$$M_{МС}^* = M_{ПН} + M_{СЭП} + M_{констр} + M_{СПУ} + M_{СА} + M_D + M_{РТ} + M_{СХПРТ}, \quad (16)$$

где $M_{МС}^*$ – масса МС за вычетом $M_{РБсух}$.

Из (16) следует, что

$$M_{ПН} = M_{МС}^* - (M_{СЭП} + M_{констр} + M_{СПУ} + M_{СА} + M_D + M_{РТ} + M_{СХПРТ}), \quad (17)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (масса улавливающего элемента МС с элементами крепления); $M_{СЭП}$ – масса системы электропитания,

$$M_{СЭП} = \beta \cdot N, \quad (18)$$

$M_{констр}$ – масса конструкции МС,

$$M_{констр} = 0,7 + 0,8 \cdot (M_{СПУ} + M_{СЭП} + M_D + M_{СХПРТ}); \quad (19)$$

$M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления ЭРДУ; $M_{СА}$ – масса служебной аппаратуры МС; M_D – масса двигателя; $M_{РТ}$ – масса рабочего тела; $M_{СХПРТ}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела,

$$M_{СХПРТ} = \gamma_B M_{РТ}. \quad (20)$$

Значение β может быть принятым, например, 50 кг/кВт [4], $M_{СПУ}$ – 10 кг [4], $M_{СА}$ – 264 кг [5], $\gamma_B \approx 0,15$ [4].

В свою очередь, представляя улавливающий элемент МС в форме шара, его масса с элементами крепления может быть определена из соотношения

$$M_{ПН} = 4\pi R^2 \delta, \quad (21)$$

где R – радиус улавливающего элемента МС; δ – плотность оболочки улавливающего элемента.

Задаваясь диапазоном значений δ (0,1; 0,15; 0,2 кг/м²), рассчитываются радиусы улавливающего элемента мусорособирающего космического аппарата по формуле

$$R = \sqrt{\frac{M_{ПН}}{4\pi\delta}}. \quad (22)$$

Также выполняются расчеты массы и радиуса улавливающего элемента МС, отводя под элементы крепления от 5 до 20 %.

В следующих приближениях рассматриваются другие типы РН и выбирается конкретный тип ЭРД, и операции расчета повторяются до удовлетворительного совпадения результатов предыдущего и последующего приближений.

Заклучение

Применение предложенной методики расчета энергетических, массовых и тяговых характеристик мусорособирающего космического аппарата на основе анализа существующих РН и ЭРД позволяет осуществить выбор типа РН, выбрать тип и определить характеристики ЭРД для космической системы сбора и удаления мелкого космического мусора, определить массу и размер улавливающего элемента МС.

Литература

1. Уманский С.П. *Ракеты-носители, космодроны* / С.П. Уманский. – М.: Рестард+, 2001. – 216 с.

2. Сафронович В.Ф. *Энергетическая эффективность межорбитальных перелетов КА различных типов* / В.Ф. Сафронович, А.В. Чинарев, М. Эмдин // *Космические исследования*. – 1977. – Т. XV. – Вып. 4. – С. 540-545.

3. Popov G. *Electric Propulsion Subsystem Development and Application in Russia* / G. Popov et al. // *Proceeding 3rd Spacecraft Propulsion Conference, 10-13 October 2000. – Cannes, France, 2000. – P. 21-26.*

4. *Разработка УТЭП для околоземных межорбитальных перелетов: научно-технический отчет* / ГКБ «Южное»; рук. Г.В. Тарасов. – № УТЭП.1-1.3 ТО. – Д., 2004. – 150 с.

5. Konstantinov M. *The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers* / M. Konstantinov // *The 30-th International Electrical Propulsion Conference, 17-20 September 2007. – Florence, Italy, 2007. – JEPC-2007-212. – 18 p.*

Поступила в редакцию 5.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, зав. кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТЯГОВИХ І ЕНЕРГОМАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК СМІТТЄЗБИРАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА З ЕЛЕКТРОРАКЕТНОЮ РУХОВОЮ УСТАНОВКОЮ

О.І. Кондратьєв, П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик

Наведено методику розрахунку енергетичних, тягових та масових характеристик спеціального космічного апарата – сміттєзбирача, призначеного для збору й видалення дрібного космічного сміття в області низьких навколосеземних орбіт з використанням електроракетних двигунів (ЕРД). Запропонована методика дозволить на основі аналізу існуючих ракет-носіїв (РН) і ЕРД здійснити вибір типу РН, типу та характеристик ЕРД, визначити масу і розмір уловлювального елемента сміттєзбирального космічного апарата.

Ключові слова: космічне сміття, сміттєзбиральний космічний апарат, уловлювальний елемент сміттєзбирача, колова орбіта, ракета-носіїв, розгінний блок, електроракетна рухова установка.

THRUST AND POWERMASS CHARACTERISTICS CALCULATION PROCEDURE GARBAGE COLLECTOR SPACE VEHICLE WITH EPS

A.I. Kondratyev, P.G. Horolsky, L.G. Dubovik

The special space vehicle – garbage-gatherer, intended for small space garbage gathering and removal in the field of low earth orbits, with use of electric propulsion thrusters (EPT), power, thrust and mass characteristics calculation procedure is resulted. The given technique will allow, on the basis of existing carrier rockets (CR) and EPT analysis, to carry out a choice of CR type, EPT type and characteristics, and define the garbage collector's catching element weight and the size.

Key words: space garbage, garbage collector space vehicle, garbage collector's catching element, a circular orbit, a carrier rocket, accelerator block, EPS.

Кондратьєв Александр Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Хорольський Петр Георгиевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Дубовик Людмила Григорьевна – старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.