

УДК 629.78.064.5

С. В. ГУБИН, И. Г. БУРЫМ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АНАЛИЗ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В работе выполнен анализ функциональных возможностей энергодвигательного модуля для малых космических аппаратов. Изначально такой модуль планировался для придания маневренности космическому аппарату Lapan TUBSat, после чего была поставлена задача его применения на целом классе аппаратов. Анализ проводился с помощью специально созданной для этого математической модели, описывающей орбитальное движение спутника. Модель реализована в приложении MathCAD и протестирована на известных параметрах орбиты работающих микро космических аппаратов. С помощью модели проведены численные эксперименты по определению функциональных возможностей модуля, а именно высотной коррекции орбиты и изменения плоскости орбиты.

Ключевые слова: *микроспутник, электроракетный двигатель, энергоустановка, энергодвигательный модуль, коррекция орбиты.*

Введение

С развитием микроспутникостроения и расширением области выполняемых задач малыми космическими аппаратами, потребность в установке на космических аппаратах (КА) двигателей малых тяг, обеспечивающих маневры, становится весьма актуальной [1]. Она влечет за собой необходимость согласования между массами основных частей КА, массами двигательной установки и условиями ее работы. Для орбитального маневрирования таких аппаратов и удовлетворения требований к точности орбитального перехода КА ключевой проблемой является наличие и создание двигателей с малой тягой и двигательных установок на их основе. Сложностью применения жидкостных ракетных двигателей является значительная масса, как топливных компонент, так и агрегатов двигателя [2], что значительно затрудняет их применение для микроспутников. Такая же проблема стоит и перед применением газореактивных систем в двигательных установках подобного типа. Электроракетные двигатели (ЭРД) требуют для выполнения тех же задач гораздо меньшего количества рабочего тела (РТ), что позволит при его незначительных запасах на борту выполнять задачи маневров более эффективно и существенно повысить точность выполнения целевой задачи КА на орбите. Для придания маневренности целому классу микроспутников было принято решение создания двигательной установки на базе стационарного плазменного двигателя (СПД) с автономной системой энергоснабжения. Создание единого энергодвигательного модуля (ЭДМ) позволит объединить в одном блоке и двига-

тельную и энергетическую установки независимо от энергетических возможностей основной платформы космического аппарата. Такая установка будет являться абсолютно независимой от формы и конструкции космического аппарата, что позволит применять ее для различных космических аппаратов в диапазоне масс КА от 20 кг до 70 кг.

Постановка задачи

Существующая элементная база силовой электроники, бортовых компьютеров, преобразователей и накопителей энергии, средств связи, навигации и видеонаблюдения позволяет реализовать современный малый космический аппарат для большинства космических задач в пределах массовых характеристик 20...70 кг (Lapan TUBSat). Для данного диапазона масс КА возможно применение единого ЭДМ, который легко согласуется по габаритам и составляет 7...25 % массовой сводки основного КА. Изначально такой модуль планировался для придания маневренности КА Lapan TUBSat, после чего была поставлена задача его применения на целом классе аппаратов. При этом модуль комплектуется ЭРД СПД-20, собственной системой энергоснабжения (СЭС), контроллером управления, подсистемой хранения и подачи РТ с баком до 3 дм³.

В связи с универсальностью энерго-двигательного модуля возникает, прежде всего, вопрос об анализе его функциональных возможностей по высотной коррекции орбиты и изменению плоскости орбиты, при применении для КА аппаратов указанного диапазона масс.

В дальнейшем ограничим задачу рассмотрени-

ем маневренных возможностей ЭДМ на примере КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [3] в диапазоне масс от 20..50 кг.

Параметры исходной орбиты:

- тип – солнечно-синхронная орбита (ССО);
- высота (H) – 573 км;
- наклонение (i) – 97,54°;
- период обращения ($T_{об}$) – 96 мин.

Решение задачи

Решим задачу определения возможностей ЭДМ по высотной коррекции орбиты.

Для решения этой задачи воспользуемся уравнением Циолковского [4] и выражением для расчета характеристической скорости:

$$V_{ch} = \sqrt{\frac{\mu}{R_f}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_s}}, \quad (1)$$

где μ – гравитационный параметр притягивающего центра (для Земли $\mu=3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$);

R_s – радиус начальной орбиты, $R_s=6945 \text{ км}$;

R_f – радиус конечной орбиты, км.

В результате преобразований из данных уравнений можно получить следующее выражение:

$$\Delta R = \mu \left(\sqrt{\frac{\mu}{R_s}} + I_s \cdot \ln \left(\frac{M_{sp} + M_{edm} - M_{rt}}{M_{sp} + M_{edm}} \right) \right)^{-2} - R_s, \quad (2)$$

где ΔR – приращение высоты орбиты, км;

I_s – удельный импульс двигателя, $I_s=12750 \text{ м/с}$;

M_{sp} – масса спутника, кг;

M_{edm} – масса ЭДМ, $M_{edm}=5,33 \text{ кг}$;

M_{rt} – масса рабочего тела, $M_{rt}=0,73 \text{ кг}$.

С помощью выражения, представленного выше можно рассчитать максимальное приращение высоты орбиты, которое может обеспечить ЭДМ за его суммарное время работы [4]:

$$T_{sum} = \frac{I_s \cdot M_{rt}}{3600 \cdot F} = 574,7 \text{ ч}, \quad (3)$$

где F – тяга двигателя, $F=0,0045 \text{ Н}$.

Результаты расчета максимального приращения высоты орбиты, которое может обеспечить ЭДМ, в зависимости от массы спутника представлены на рис. 1.

Также нас интересует значение времени маневра, которое может понадобиться для поднятия спутника на какую-либо промежуточную орбиту (R_p) в диапазоне от R_s до $R_s + \Delta R$.

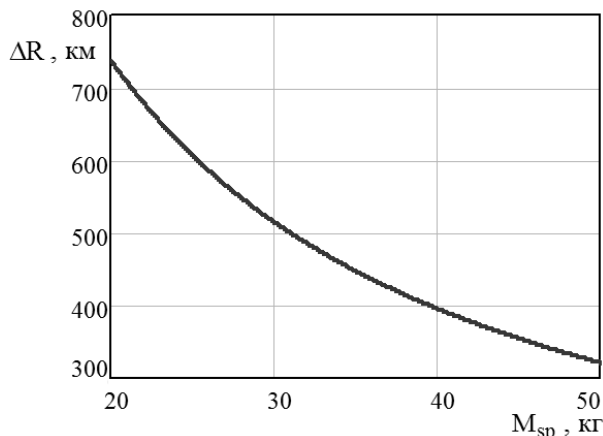


Рис. 1. Зависимость приращения высоты орбиты от массы спутника

Для расчета времени маневра можно воспользоваться следующим выражением [4]:

$$T_m = \frac{1}{F} \cdot (M_{sp} + M_{edm}) \cdot I_s \cdot (1 - e^{-\sqrt{\frac{\mu}{R_p}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_s}}}). \quad (4)$$

На рис. 2 представлены результаты зависимости времени маневра от промежуточной орбиты для спутников массой 20 кг и 50 кг.

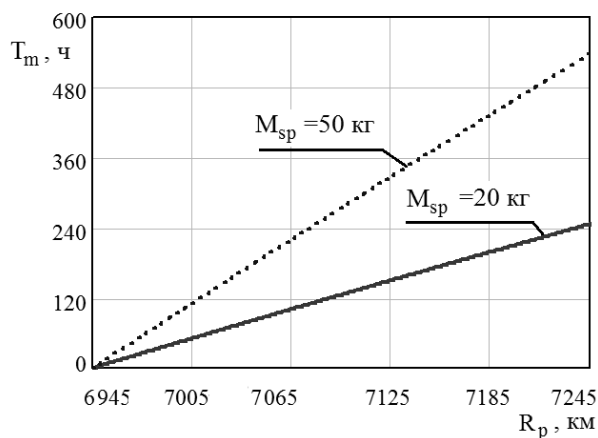


Рис. 2. Зависимость времени маневра от промежуточной орбиты

Далее решим задачу определения возможностей ЭДМ по изменению плоскости орбиты.

Для расчета изменения наклонения орбиты под воздействием двигателей малых тяг можно воспользоваться следующим выражением [5]:

$$V \frac{di}{dt} = \frac{F}{M_{sp} + M_{edm}} \cos u(t), \quad (5)$$

где V – орбитальная скорость движения, м/с;

i – наклонение орбиты;

u – аргумент широты спутника.

Запишем данное выражение в интегральном виде:

$$\Delta i = \frac{F}{(M_{sp} + M_{edm}) \cdot V} \cdot \int_{T_1}^{T_2} \cos(u(t)) dt. \quad (6)$$

Из данного выражения видно, что для увеличения либо уменьшения наклона орбиты тяга двигателя должна при $\pi/2 < u(t) < 3\pi/2$ действовать в одном направлении, а при $0 < u(t) < \pi/2$ и $3\pi/2 < u(t) < 2\pi$ менять свое направление на противоположное. Также тяга должна быть перпендикулярна плоскости орбиты. На рис. 3 показано необходимое направление тяги двигателя в различных точках при увеличении наклона для орбит с прямым движением.

Рассмотрим случаи, когда двигательная установка работает на протяжении всего витка и в течение 10 минут при прохождении восходящего узла орбиты. Результаты расчетов изменения наклона орбиты в течении одного витка представлены на рис. 4. Линия 1 показывает значение Δi при работе ЭДМ в течение всего витка, а линия 2 – при работе ЭДМ в течение 10 минут при прохождении восходящего узла.

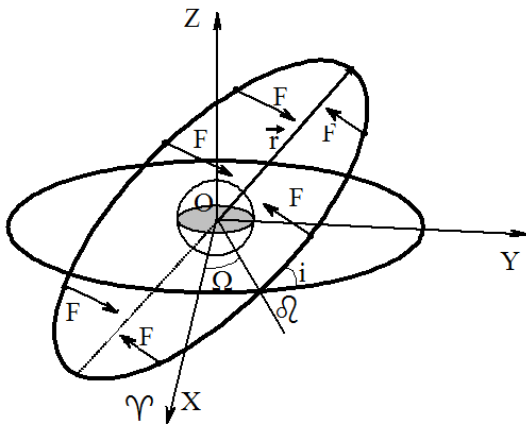


Рис. 3. Необходимое направление тяги двигателя в различных точках для увеличения наклона орбиты

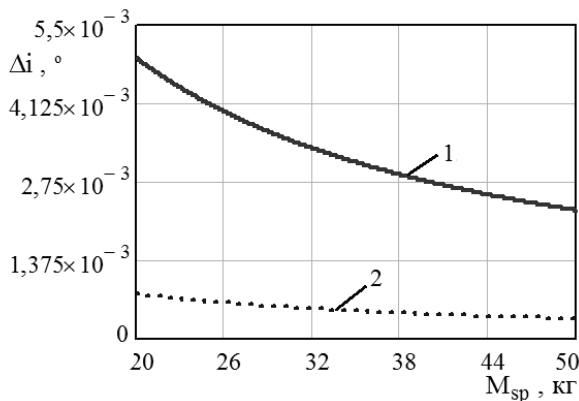


Рис. 4. Зависимость изменения наклона орбиты в течение одного витка от массы спутника

Также найдем значение Δi , которое может обеспечить ЭДМ за все время его работы. Для этого можно также воспользоваться выражением (6). На рис. 5 показаны результаты расчета максимального значения Δi . Линия 1 показывает значение Δi при работе ЭДМ в течение всего витка, а линия 2 – при работе ЭДМ в течение 10 минут при прохождении восходящего узла на каждом витке.

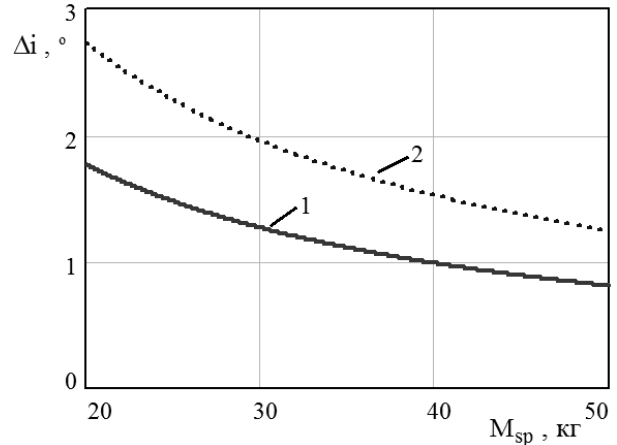


Рис. 5. Зависимость изменения наклона орбиты, которое может обеспечить ЭДМ, от массы спутника

Определим также количество энергии, необходимое для работы ЭДМ на протяжении всего срока его эксплуатации. Для этого воспользуемся следующим выражением:

$$E = \frac{F \cdot I_s}{2 \cdot \eta} \cdot T_{sum} = 1,979 \cdot 10^8 \text{ Дж}, \quad (7)$$

где η - коэффициент полезного действия двигателя, $\eta=0,3$.

Заключение

В данной работе проводился анализ возможностей энергодвигательного модуля по коррекции орбиты микроспутников дистанционного зондирования Земли.

Результаты анализа показали, что для спутников в диапазоне масс от 20 кг до 50 кг ЭДМ может изменить высоту орбиты от 320 км до 740 км. Также были получены зависимости времени работы модуля от высоты промежуточной орбиты, которые в дальнейшем могут использоваться для быстрой оценки необходимого времени для поднятия спутника на необходимую высоту.

Анализ возможностей модуля по изменению наклона орбиты показал, что более эффективным будет включение модуля при прохождении восходящего узла орбиты, чем его работа на протяжении всего витка. При этом за суммарное время работы двигателя можно добиться большего изменения плоскости орбиты, что показано на рисунке 5.

Литература

1. Овчинников, М. Ю. *Малые спутники и проблемы их ориентации. Современные проблемы прикладной математики [Текст] / М. Ю. Овчинников.* – М. : МЗ Пресс, 2005. – 324 с.

2. Солодов, А. В. *Инженерный справочник по космической технике [Текст] / А. В. Солодов.* – М. : Воениздат, 1977. – 430 с.

3. *Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли [Текст] : моногр. / А. В. Соллогуб, Т. П. Анишаков, В. В. Данилов и др.* – М. : Машиностроение, 1993. – 368 с.

4. Балк, М. Б. *Элементы динамики космического полета [Текст] / М. Б. Балк.* – М. : Наука, 1965. – 339 с.

5. Левантовский, В. И. *Механика космического полета в элементарном изложении [Текст] / В. И. Левантовский.* – М. : Наука, 1974. – 512 с.

Потупила в редакцию 20.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., профессор каф. аэрогидродинамики В. В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЕНЕРГОДВИГУНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

С. В. Губін, І. Г. Бурим

У роботі виконано аналіз функціональних можливостей енергорушійого модуля для малих космічних апаратів. Спочатку такий модуль планувався для додання маневреності КА Lapan TUBSat, після чого було поставлено завдання його застосування на цілому класі апаратів. Аналіз проводився за допомогою спеціально створеної для цього математичної моделі, яка описує орбітальний рух супутника. Модель реалізовано в програмі MathCAD і апробовано на відомих параметрах орбіти працюючих мікро космічних апаратів. За допомогою моделі проведено чисельні експерименти з визначення функціональних можливостей модуля, а саме висотної корекції орбіти і зміни площини орбіти.

Ключові слова: мікросупутник, орбіта, сонячна батарея, освітленість, температура, математична модель.

FUNCTIONALITY ANALYSIS OF POWER PROPULSION MODULE FOR SMALL SPACECRAFT

S. V. Gubin, I. G. Burym

In this paper we analyzed the functionality of power propulsion module for small spacecraft. Module was originally planned for giving maneuvering spacecraft Lapan TUBSat, then was tasked with its implementation in a whole class of spacecrafts. Analysis was carried out using a specially created mathematical model describing the orbital motion of the satellite. The model is implemented in the application MathCAD and tested on the known parameters of the orbit of working micro spacecraft. The model numerical experiments to determine the functionality of the module, namely the high-altitude orbit correction and change the orbital plane.

Keywords: micro satellite, orbit, solar array, light, temperature, the mathematical model.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Бурим Иван Григорьевич – магистрант каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.