

УДК 629.7.05

А. М. СУББОТА, В. Ф. СИМОНОВ, И. В. БЫЧКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ», Украина

ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В РАМКАХ КОНЦЕПЦИИ «ОРБИТАЛЬНАЯ ГРУППИРОВКА»

В статье проведен анализ требований и принципов построения систем ориентации и стабилизации, обозначен ряд перспективных задач, решаемых малыми космическими аппаратами (МКА) класса микро- и наноспутники с учетом их объединения в единую орбитальную группировку (ОГ). Для придания ОГ динамических свойств микро- и наноспутники должны быть управляемыми. С этой целью в статье дан анализ двигательных установок и исполнительных механизмов, на базе которых возможно построение систем управления МКА, а также предложена принципиальная схема «гравитационного» двигателя для построения системы ориентации и стабилизации наноспутников.

Ключевые слова: орбитальная группировка, микроспутник, наноспутник, стабилизация, ориентация, ионный микродвигатель, магнитные и гравитационные исполнительные механизмы, двигатели-маховики.

Введение

Согласно принципу «быстрее – лучше – дешевле» малый космический аппарат (МКА) – это не только малая масса, стоимость, а переход на новую ступень развития космической техники. При этом открываются новые подходы и направления, связанные с организацией и архитектурой самого космического аппарата (КА), миниатюризацией электронной и вычислительной техники, систем ориентации и стабилизации, процесса изготовления и запуска.

В настоящее время ведущими космическими странами активно обрабатывается концепция создания «кластерных» космических систем или «орбитальных группировок» на базе микро (массой от 10 до 100 кг) и наноспутников (массой от 1 до 10 кг). Так, например, орбитальная группировка (ОГ) из четырех микроспутников, получившая название Essaim (Франция), имеет глобальный охват земной поверхности при максимальной полосе обзора 5000...6000 км и обеспечивает наблюдение каждой точки земного шара продолжительностью 20...30 мин.

Объединение малых космических аппаратов в единую орбитальную группировку перед одиночными запусками имеет существенные преимущества, к которым можно отнести следующее:

- повышенная глобальность охвата районов Земли;
- высокая оперативность;
- возможность создания серии МКА на базе унифицированной спутниковой платформы для изучения как тел солнечной системы, так и самого Солнца, проведения экспериментов в области астрофизики, наблюдения Земли при фундаментальных

исследованиях, для нужд народного хозяйства;

– повышенная эффективность военного применения вследствие малой радиолокационной и оптической заметности и возможность создания противоспутниковых систем, включая спутники-разведчики, маневрирующие МКА для сближения с целью, создания помех для работы ее бортовых систем или прикрепления к корпусу КА, выполняющего функцию разведки, навигации, связи, оставаясь при этом незамеченным, с возможностью выведения КА из функционирования в боевой обстановке [1].

Однако при создании орбитальных группировок на базе МКА существует ряд проблем, обусловленных сложностью обеспечения связи и взаимодействия МКА в рамках ОГ, а также управления их движением. Последнее обусловлено тем, что МКА, находящиеся на низких орбитах, требуют поддержания динамической устойчивости ОГ при известных ограничениях, как по массе рабочего тела, так и самих двигательных установок. Последнее особенно становится проблематичным для пикоспутников (массой от 0,1 до 1 кг) и фемтоспутников (массой до 0,1 кг) [2].

Постановка задачи исследования

К системам управления (СУ) МКА предъявляются особо жесткие требования: они по возможности не должны расходовать рабочее тело, потреблять значительные энергетические и вычислительные ресурсы, иметь минимально возможные объем и массу [3].

В связи с этим целью данной работы является анализ применимости существующих и перспективных исполнительных органов и механизмов малых

космических аппаратов класса микро- и наноспутники для решения задач управления положением их центров масс и вокруг центров масс при их функционировании в единой динамической орбитальной группировке. Кроме того, дополнительно показать возможность построения малогабаритных, но более эффективных по сравнению с известными, двигателей ориентации и стабилизации на базе использования силы тяжести.

Анализ требований и принципов построения систем автоматической стабилизации

В зависимости от физической природы сил, используемых для ориентации МКА и типов исполнительных двигателей, системы автоматической стабилизации (СОС) можно разделить на активные и пассивные. Для построения СОС активного типа широкое применение получили электромагнитные исполнительные органы, газовые (реактивные) сопла и инерционные маховики. Пассивного типа СОС основываются на использовании гравитационных, инерционных, аэродинамических и магнитных сил [2, 3]. Выбор типа СОС прежде всего диктуется требованиями, предъявляемыми к системе управления МКА и его целевому назначению. Так, например, для МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) СУ движением и навигацией должна удовлетворять требованиям по точности наведения осей аппаратуры на объект съемки не хуже 2...5 угловых минут, а погрешность стабилизации указанных осей должна лежать в пределах $10^{-3} \dots 10^{-4}$ град/с. Для реализации СОС таких КА могут быть использованы двигатели-маховики (ДМ), например, типа ДМ1-20 разработки ВНИИЭМ (РФ), имеющие габаритные размеры $\varnothing 150 \times 100$ мм, диапазон изменения кинетического момента $\pm 1,0$ Н·м·с, максимальный управляющий момент 2 м·Н·м при общей массе 1,5 кг и потребляемой мощности при максимальном управляющем моменте 20 Вт [4].

Одним из перспективных направлений развития электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) для МКА является использование в ДМ бесконтактных двигателей постоянного тока (БДПТ). Отсутствие щеточно-коллекторного узла у данного вида двигателя увеличивает надежность, долговечность, повышает КПД. Оригинальным новшеством [5] является изготовление ДМ с плоским статором, имеющим печатную обмотку и ротор в виде кольцевого магнитопровода из магнитомягкого материала, в пазах которого установлены постоянные магниты. Статор трехфазный, встроенный блок управления содержит датчик положения. Габариты такого ЭМИО вместе с блоком управле-

ния составляют 37,5 мм х $\varnothing 72$ мм, развиваемый кинетический момент $H=0,3$ Н·м·с при угловой скорости 628 рад/с, потребляемая мощность $P=5$ Вт при напряжении $U=12$ В.

Для создания ОГ ВВС США был запущен космический аппарат JAWSAT, содержащий четыре отдельных МКА. В качестве исполнительных механизмов на МКА были установлены двигатели-маховики, обеспечивающие точность ориентации МКА 0,1град и стабилизацию его по трем осям.

Оригинальные решения вопроса стабилизации разработаны на МКА DLR-Tubsat (ФРГ), имеющего размеры 32х32х27 см и массу 45 кг. Здесь стабилизация МКА осуществляется не только за счет использования трех ДМ, а и за счет его вращения. Наноспутник Берлинского университета Tubsat-N (320х320х104 мм и массой 8,5 кг) для решения задач ориентации кроме силового ДМ дополнительно содержит две магнитные катушки. В то же время СОС наноспутника Tubsat-N-1 (320х320х34мм и массой 3кг) основана только на магнитных катушках.

С целью повышения точности и надежности СОС на микроспутниках Sunsat (ЮАР) (45х54х60см и массой 59кг) применено комплексирование различных систем стабилизации: гравитационной, магнитных устройств и маховиков.

С целью повышения отказоустойчивости СОС на микроспутнике PROBA (Бельгия) (600х600х800мм и массой 94кг) применены четыре миниатюрных маховика для разворотов и четыре магнитные катушки для управления моментом. Кроме того, для достижения точности 10 угловых секунд при кратковременной ориентации (в течение 10 секунд) дополнительно используется комплект гироскопов [6].

Европейской организацией ASD-Eurospace (при поддержке 109 компаний-участниц) отмечается, что для повышения конкурентоспособности европейской промышленности, выполнения задач будущего и обслуживания новых полезных грузов требуются перспективные и конкурентоспособные химические и электрические двигательные установки («Приоритеты Европы в области разработки космических технологий (2008-2014)»). При этом ASD-Eurospace рекомендует объединить и развивать европейские знания и технологии как по химическим, так и электрическим системам для того, чтобы:

- увеличить возможности платформы (гибкость, быстрая реконфигурация, срок существования и так далее);
- снизить стоимость и массу системы;
- гарантировать независимость.

При этом к перспективным разработкам микро/мини двигателей (менее нескольких мНм и $I_{уд} \leq 5000$ с) относятся следующие:

- холловский двигатель;
- холловский микроплазодинамический двигатель;
- электростатический ракетный двигатель с термоэммиттером;
- микро-ионные.

Кроме перечисленных микродвигателей в работе [7] отмечаются такие миниатюрные реактивные двигатели, применительно к нано- и пикоспутникам, как:

- микродвигатели холодной тяги;
- охлажденные жидкостные ракетные микродвигатели;
- сверхвысокооборотные твердотопливные ракетные двигатели;
- твердотопливные многоэлементные конструкции.

Кратко рассмотрим конструктивные особенности (рис. 1) и характеристики микродвигателя холодной тяги, используемого на европейских наноспутниках [8].



Рис. 1. Общий вид микродвигателя холодной тяги

Конструктивно двигатель выполняется в виде семи слоев. Четыре слоя герметично сварены друг с другом, образуя узел микротяговых устройств, массой не более 10 г. Три других слоя содержат управляющую электронику. Модули двигателя выполняются в виде четырех независимых микротяговых устройств с диапазонами тяги от 0,1 до 5 мН.

Каждое из микротяговых устройств содержит фильтр, пропорциональный клапан, сопла, соединяющие каналы, пьезоэлектрические элементы управления положением седла клапана. В качестве рабочего тела используется газ, поступающий в сопло через полость, в которой установлен дифференциальный датчик давления, выходной сигнал которого используется в качестве сигнала обратной связи контура регулирования пропорционального клапана.

Перспективы развития и применение ионных микродвигателей

Устройства, изобретенные профессором Масчачусетского технологического университета Паоло Лозано, радикально изменили представление о современном микродвигателе для наноспутников ор-

битальной группировки, базирующейся на платформе Cube-Sat. Сверхкомпактный микродвигатель, разработанный для коррекции орбит МКА Cube-Sat (10x10x20см) развивает удельный импульс 2000с. При ускорении $\dot{V}=0,1$ мм/с² микродвигатель обеспечивает разгон спутника от 0 до 100 км/час за 72 часа. Спутник массой $M = 1$ кг за шесть месяцев в состоянии достичь лунной орбиты, потратив всего 100 миллилитров топлива.

Основной исполнительный орган ионного микродвигателя представляет собой микрочип, на поверхности которого расположено примерно 500 микроскопических штырьков (микрореактивных сопел). Если к ним приложить напряжение (≈ 1000 В), то они будут излучать небольшие порции частиц, то есть поток ионов, который, ускоряясь при помощи электрического поля, создает движущую силу, приводящую в движение наноспутник. Устройство и принцип действия ионного микродвигателя представлены на рис. 2 [8].

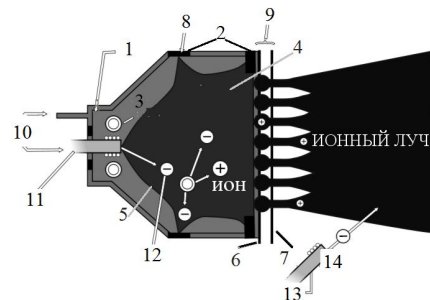


Рис. 2. Устройство и принцип действия ионного микродвигателя: 1 – анод, 2 – кольца магнитов, 3 – атом ксенона, 4 – плазма с нейтральным зарядом, 5 – электрон, 6 – сетка (+ 1090 В), 7 – сетка (- 225 В), 8 – магнитное поле улучшает ионизацию, 9 – электростатический ионный ускоритель, 10 – топливо подача (ксенон), 11 – электроны, потерявшие свою энергию собираются анодом, 12 – электроны бомбардируют атомы и ионизируют газ, 13 – катодная трубка моста-нейтрализатора, 14 – электроны выбрасываются в ионный луч для нейтрализации заряда

Главное преимущество ионного двигателя – это его экономичность, поскольку ионы имеют скорость на порядок выше скорости истечения газов из реактивного двигателя, то для изменения скорости самого МКА на заданную величину требуется на порядок меньше топлива. При наличии на МКА нескольких таких двигателей спутник приобретает маневренность, а также возможность создания на его базе многочисленной орбитальной группировки.

Международная компания «Даурия Аэроспейс» претендует на получение снимков всей суши Земли с обновлением раз в двое суток, а территории между сороковыми параллелями - каждый день, что потре-

бовало создание ОГ на базе восьми спутников Perseus-O и спутников Deimos-1.

Двигатели ориентации и стабилизации малых космических аппаратов в пространстве с использованием градиента силы тяжести

Использование естественных гравитационных сил для построения СОС МКА получило достаточно широкое распространение: спутники ASUS-1 (США); Badr-B (Пакистан); Чибис-М, Рефлектор (РФ); Sun Sat (ЮАР); Oersted (Дания) и на многих других) [3, 5].

Управление ориентацией и стабилизацией на таких МКА достигается за счет регулирования длины штанги или упругого элемента (ленты, троса), имеющего на конце груз [3]. Тело малой массы, которое находится на конце упругого элемента, создает момент силы, необходимой для придания МКА требуемого пространственного положения. Основными недостатками таких устройств является громоздкость конструкции при значительных габаритах и массе, что не применимо для наноспутников орбитальной группировки. В этой связи рассмотрим один из возможных вариантов двигателя для СОС МКА, предложенный в работе [9].

Конструктивная схема двигателя представлена на рис. 3.

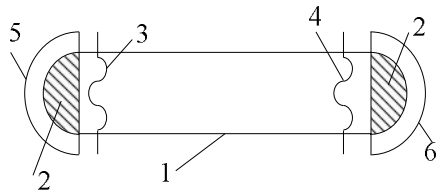


Рис. 3. Конструктивная схема двигателя

Двигатель содержит герметичный корпус 1, внутри которого размещены рабочее тело 2 и электронагреватели 3 и 4, а на торцах корпуса расположены холодильники 5 и 6.

Двигатель работает следующим образом. При включении электронагревателя 3, происходит нагрев рабочего тела, представляющее собой сублимирующее вещество, и переход его в газообразное состояние. Включение холодильника 6 на противоположном торце создает большой градиент температур по длине корпуса. При этом рабочее тело конденсируется на холодной части корпуса, создавая большой момент сил. Для смены направления момента сил, включают противоположную пару: нагреватель 4 и холодильник 5.

Из проведенного расчета такого двигателя следует, что при длине корпуса $h=10$ см, его диаметре $d=1$ см, соответственно площади и объеме испарения

$S=0,785\text{см}^2$, $V=7,85\text{см}^3$ для рабочего тела из нафталина, имеющего температуру плавления 80°C , молярную массу $M=128,164\text{г/моль}$, плотность $\rho=1,0253\text{г/см}^3$ и количество вещества $m=1\text{г}$ при изменении температуры с 20°C до 70°C имеем изменение массы испарившегося нафталина с поверхности S за $\tau=1$ сек с $1,66\cdot 10^{-3}$ до $0,115\text{г}$.

В условиях гравитации, это изменение массы пара соответствует изменению момента сил $\Delta F=1,63\cdot 10^{-5}\text{Н}$ (при температуре 20°C) до $\Delta F=1,13\cdot 10^{-3}\text{Н}$ (при температуре 70°C), что и может быть использовано для создания на базе такого двигателя СОС нано- и пико спутников.

Наиболее рациональным предлагается авторами этой статьи использование двигателя с регулируемой величиной и знаком гравитационных сил, конструкция которого показана на рис. 4.

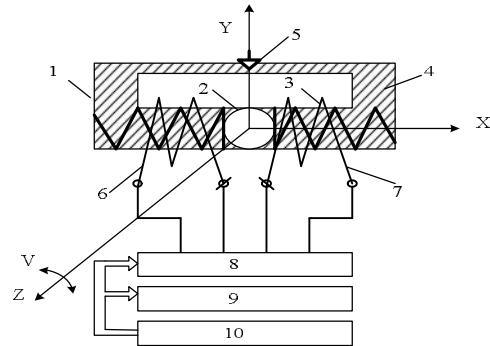


Рис. 4. Конструктивная схема «гравитационного» двигателя: 1 – корпус, заполненный демфирующей жидкостью, 2 – рабочее тело, 3 – упругий элемент, 4 – канал регулирования степени затухания, 5 – жиклер, 6, 7 – соответственно левая и правая обмотки электромагнитного управления, 8 – коммутатор, 9 – источник питания, 10 – блок управления

Принцип работы такого «гравитационного» двигателя достаточно прост. Для создания нужной ориентации блок управления на расчетное значение времени подключают к источнику питания 9 через коммутатор 8 либо левую 6, либо правую 7 обмотки электромагнита. За счет создавшегося электромагнитного поля рабочее тело смещается с нейтрального положения и создает момент за счет появившейся гравитационной силы, действующей на плече от центра рабочего тела до центра масс корпуса. При этом считаем, что центр масс корпуса двигателя совпадает с центром масс спутника.

Для оценки управляющего момента, позволяющего изменить ориентацию МКА в пространстве воспользуемся выражениями, позволяющими с практической точки зрения связать основные конструктивные параметры рассматриваемого «гравитационного» двигателя.

В условиях гравитации на рабочее тело 2 (см. рис. 4) будет действовать сила

$$F = m \cdot g = \rho \cdot V \cdot g_0 \cdot (R_0 / (R_0 + h)), \quad (1)$$

где m – масса рабочего тела; ρ – плотность рабочего тела; V – объем рабочего тела; g_0 – гравитационное ускорение вблизи Земли ($g_0 \approx 9,81 \text{ м/с}^2$); R_0 – средний радиус Земли ($R_0 = 6370 \text{ км}$); h – удаление орбиты МКА от поверхности Земли.

При смещении рабочего тела относительно исходного равновесного состояния на некоторую величину X система управления вырабатывает управляющий момент

$$M_{\text{упр}} = F \cdot X. \quad (2)$$

Согласно классическим законам механики, описывающим угловое движение твердых тел, имеем:

$$I_y \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{упр}} - M_c, \quad (3)$$

где M_c – момент сопротивления движения МКА; I_y – момент инерции МКА относительно оси вращения.

Пренебрегая моментом сопротивления M_c , выражение (2) запишем в виде:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) = \frac{1}{I} \cdot M_{\text{упр}}, \quad (4)$$

где $\Theta = \Theta(t)$ – угол поворота МКА под действием управляющего момента $M_{\text{упр}}$, I – момент инерции МКА.

Выполнив двойное интегрирование выражения (4), получим значение угла поворота $\Theta(t)$ малого космического аппарата за расчетное время τ действия $M_{\text{упр}}(t)$:

$$\Theta(t) = 1/(2 \cdot I_y) \cdot M_{\text{упр}} \cdot (t_k - t_n)^2 = 1/(2 \cdot I_y) \cdot M_{\text{упр}} \cdot \tau^2, \quad (5)$$

где t_k и t_n – соответственно начальное и конечное время воздействия $M_{\text{упр}}$.

Произведем некоторые расчеты. Предположим, что корпус двигателя имеет длину $l=10$ см и выполнен в виде трубки диаметром $d=1,1$ см, рабочее тело выполнено из ферромагнитного материала диаметром $d_{\text{тр}}=1$ см и плотностью $\rho = 7,8 \text{ г/см}^3$. Пусть орбита, на которой находится спутник, удалена от поверхности Земли на расстояние $h = 20 \cdot 10^3 \text{ км}$, расчетное значение перемещения рабочего тела вдоль оси X составляет 5 мм. Спутник имеет массу $M = 10 \text{ кг}$ и выполнен в виде шара диаметром 0,5 м.

На рис. 5 приведем график изменения углового положения Θ малого космического аппарата в зависимости от времени воздействия на него управляющего момента, действующего со стороны «гравитационного» двигателя.

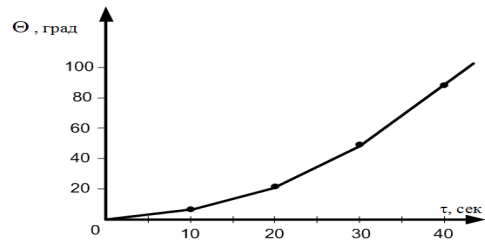


Рис. 5. Изменение углового положения Θ в зависимости от τ

При перечисленных условиях на спутник будет действовать момент кручения $M = 48,35 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}$, что позволит осуществить переориентацию спутника за время 40 с на угол примерно 88° .

Заключение

1. Для достижения максимальной эффективности орбитальной группировки последняя должна базироваться на спутниках с большой маневренностью и оперативностью. В качестве базовой универсальной платформы может быть принят микроспутник, снабженный реактивной двигательной установкой [9, 10] для решения задач маневрирования, перехода с одной орбиты на другую. Решение задач ориентации и стабилизации может быть возложено на традиционных ЭМИО и ДМ. В состав такой ОГ может быть включено до 10 микроспутников.

2. Для обеспечения длительного функционирования ОГ с целью повышения глобального охвата районов Земли при высокой оперативности последняя может быть построена на базе унифицированной наноспутниковой платформы типа Cube-Sat. При этом запуск таких наноспутников может осуществляться либо в виде дополнительного груза к основному КА, либо непосредственно «вручную» в космосе с пилотируемой (непилотируемой) космической станции. При этом в качестве основных двигательных установок для осуществления маневрирования могут быть использованы микро-ионные двигатели и других принципиально новых разработок, а для СОС – как ионные, так и управляемые гравитационные. В состав такой ОГ может быть включено до 100 и более микроспутников.

3. Аппараты микро-ионного класса и их группировки в ближайшем будущем могут найти широкое применение при решении задач теле- и радиовещания, навигации, метеорологии, изучения природных ресурсов и мониторинга земной поверхности.

Литература

1. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов [Текст] / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ходненко, С. А. Золотой // Космическая электромеханика,

космические аппараты. – 2010. – Т. 114. – С. 15 - 26.

2. Крамлих, А. В. Модельное проектирование микро-, нано спутников [Текст] / А. В. Крамлих. – Самара : Самарский госуд. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева «НИУ», 2010. – 59 с.

3. Анализ работы алгоритмов системы ориентации и стабилизации микроспутника «Чибис - М» [Текст] / Д. С. Иванов, Д. С. Раздугин, С. С. Ткачев, С. О. Карпенко, Н. А. Ивлев, М. Ю. Овчинников // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов : сб. трудов 3-ей Всероссийской науч.-техн. конф. ; Россия Таруса. 10 - 13 сентября, 2012 г. – С. 114 - 131.

4. Санько, Н. Ф. Настоящее и будущее фундаментальных космических исследований в России [Текст] / Н. Ф. Санько // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов : сб. тр. 3-ей Всероссийской науч.- техн. конф. ; Россия, Таруса. – 10 - 13 сентября 2012 г. – С. 361 - 373.

5. Бортовые системы управления космическими аппаратами [Текст] : учеб. пособие / А. Г. Бровкин и др. ; под общ. ред. А. С. Сырова. – М. : изд-во МАИ ПРИНТ, 2010. – 304 с.

6. Баландин, Т. Н. Электромеханический исполнительный орган на базе бесконтактного электродвигателя постоянного тока с печатной об-

моткой якоря [Текст] / Т. Н. Баландин // Космическое приборостроение : сб. научн. тр. II Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Томск, 10-12 апреля 2014 г. – С. 75-79.

7. Концепция использования электроракетных двигателей на микроспутниках [Текст] / Н. М. Дронь, А. И. Кондратьев, А. В. Хитыко, П. Г. Хорольский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9 (56). – С. 36 - 43.

8. Ло Ван, Хао. Реактивные микродвигатели для нано- и пикоспутников [Текст] / Хао Ло Ван // Космическое приборостроение : сб. научн. тр. II Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Томск, 10-12 апреля, 2014 г. – С. 94 – 97.

9. Пат. 2281890 Российская Федерация, МПК В641/34. Двигатель ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов [Текст] / Демидов А. И. ; заявитель и патентообладатель Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и кибернетики (ЦНИИРТК) (RU). – 2005100142 ; заявл. 11.01.2005 ; опубл. 20.08.2006, Бюл. № 23. – 4 с. : ил.

10. Fortescue, P. Spacecraft systems engineering [Text] / P. Fortescue, G. Swinedrd, J. Stark. – 4 ed. – Wiley, 2011. – 724 p.

Поступила в редакцию 6.06.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

ВИБІР ВИКОНАВЧИХ ОРГАНІВ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ В МЕЖАХ КОНЦЕПЦІЇ «ОРБІТАЛЬНЕ УГРУПУВАННЯ»

А. М. Суббота, В. Ф. Симонов, І. В. Бичкова

В статті дано аналіз вимог і принципів побудови систем орієнтації та стабілізації (СОС), позначений ряд перспективних завдань, що вирішуються малими космічними апаратами (МКА) класу мікро- і наносупутники з урахуванням їх об'єднання в єдине орбітальне угруповання (ОУ). Для придання ОУ динамічних якостей мікро- і наносупутники повинні бути керованими. З цією метою в статті дано аналіз двигунів та виконавчих механізмів, на базі яких можлива побудова систем управління МКА, а також запропоновано принципovu схему «гравітаційного» двигуна для побудови системи орієнтації і стабілізації наносупутників.

Ключові слова: орбітальне угруповання, микросупутник, наносупутник, стабілізація, орієнтація, іонний микродвигун, магнітні та гравітаційні виконавчі механізми, двигуни-маховики.

THE EXECUTIVE ORGANS OF SMALL SPACESHIP CONTROL SYSTEMS WITHIN THE FRAMEWORK OF THE “ORBITAL GROUPING” CONCEPTION

A. M. Subbota, V. F. Symonov, I. V. Bychkova

Analysis of the problems, requirements and principles of building orientation and stabilization systems (OSS) decided with the small spacecrafts (SSC) of class micro- and nanosatellites with taking into account their union into united orbital grouping (OG) made into the article. To imparting to OG dynamic properties, the micro- and nanosatellites must be controllable. To achieve this purpose in the article analysis of the moving installations and executive mechanisms, on base of which building of the SSC control systems is possible, is done and principle diagram of “gravital” engine for constructing system of orientation and stabilization for the nanosatellites is proposed.

Key words: orbital grouping, microsatellite, nanosatellite, stabilization, orientation, ions micro engine, magnetic and gravity executive mechanisms, fly-wheel-engine.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, e-mail: subbota.am@gmail.com.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Бичкова Ирина Владимировна – ассистент каф. систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, e-mail: liren@ukr.net.