

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(11) **037754**

(13) **B1**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

**(45)** Дата публикации и выдачи патента  
**2021.05.18**

**(51)** Int. Cl. *B64G 1/24* (2006.01)  
*B64G 1/26* (2006.01)

**(21)** Номер заявки  
**201800015**

**(22)** Дата подачи заявки  
**2017.12.06**

---

**(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

---

**(31)** 2016149727

**(32)** 2016.12.16

**(33)** RU

**(43)** 2018.11.30

**(96)** 2017000133 (RU) 2017.12.06

**(71)(73)** Заявитель и патентовладелец:  
**РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ,  
ОТ ИМЕНИ КОТОРОЙ  
ВЫСТУПАЕТ ГОСУДАРСТВЕННАЯ  
КОРПОРАЦИЯ ПО  
КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ  
"РОСКОСМОС" (ГОСКОРПОРАЦИЯ  
"РОСКОСМОС");  
АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО  
"ИНФОРМАЦИОННЫЕ  
СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ"  
ИМЕНИ АКАДЕМИКА М.Ф.  
РЕШЕТНЁВА" (RU)**

**(72)** Изобретатель:  
**Жуль Николай Сергеевич, Шаклеин  
Пётр Алексеевич, Яковлев Андрей  
Викторович, Попов Василий  
Владимирович, Выгонский Юрий  
Григорьевич, Бульнин Юрий  
Леонидович, Гречкосеева Дарима  
Доржиевна, Жуль Александр  
Сергеевич (RU)**

**(74)** Представитель:  
**Морозов Е.А., Горбановский Н.Г. (RU)**

**(56)** RU-C2-2197412  
RU-C1-2309876  
RU-C1-2124461  
RU-C1-2112713  
US-A-5130931

**(57)** Изобретение относится к совместному управлению движением центра масс и угловой ориентацией космических аппаратов (КА) с помощью двигателей малой тяги. Двигатели расположены попарно симметрично плоскости осей крена и рысканья КА, а линии действия их тяг проходят через центр масс КА и направлены под углом к главным осям инерции КА. Двигатели пары отклонены от плоскости осей тангажа и крена на некоторый угол, а от плоскости осей тангажа и рысканья - на некоторый другой угол. Последовательно включают двигатели, создающие противоположные трансверсальные ускорения. Выбирают участок орбиты и продолжительность включения требуемого двигателя в зависимости от текущего положения вектора наклона орбиты. Направление тяги выбирают исходя из минимального расхода рабочего тела при минимальном влиянии на элементы конструкции КА. Техническим результатом являются оптимизация расхода рабочего тела для удержания КА по широте и долготе, снижение массы энерго-двигательной установки и уменьшение возмущающих моментов от действия струй двигателей.

**037754 B1**

**037754 B1**

Изобретение относится к области космической техники и может быть использовано при управлении движением космических аппаратов (КА).

В настоящее время известны различные средства и методы управления движением КА, применяемые для коррекции орбиты КА, стабилизации и ориентации КА. Системы управления могут существенно различаться по конструкции, энергопотреблению, типу исполнительных органов в зависимости от решаемых задач управления, массы КА и орбиты его движения, а также от продолжительности корректирующих маневров. Система управления КА может одновременно осуществлять как управление движением центра масс КА, так и управление движением КА относительно его центра масс КА.

Наиболее близким аналогом является "Способ управления движением космического аппарата и система управления" (патент на изобретение RU 2309876 С1). Способ управления движением КА, заключающийся в управлении движением центра масс КА и в управлении угловой ориентацией КА в пространстве, включающий управляющее воздействие на КА посредством включения по крайней мере одного реактивного двигателя малой тяги двигательной установки КА, создающего вектор тяги относительно трёх главных ортогональных осей инерции КА. Управляющие воздействия создают с помощью реактивных двигателей малой тяги, располагаемых в общей установочной плоскости КА, ортогональной одной из его плоскостей инерции, с угловым смещением между ближайшими реактивными двигателями малой тяги.

Ряд существенных недостатков, характерных для прототипа, заключается в следующем:

1) эффективность использования тяги приведённых в примерах реализации изобретения достигается за счет использования двух реактивных двигателей малой тяги, что приводит к увеличению необходимой мощности энергетической установки КА, т.к. коррекция орбиты занимает 1,5-3 ч в сутки, в остальное время мощность энергоустановки не будет использоваться, что ведёт к неоптимальности проектируемого КА;

2) реактивные двигатели малой тяги размещены равномерно на корпусе КА. Во время создания управляющего воздействия струи реактивных двигателей малой тяги будут создавать возмущающие моменты при воздействии на элементы КА (солнечные батареи, антенны и т.д.), которые необходимо компенсировать при управлении угловым положением КА и соответственно требуют дополнительных затрат ресурсов КА (топлива);

3) повышенная масса КА за счет увеличенного количества двигателей (по условию - не менее пяти). Задачами, на решение которых направлено заявляемое изобретение являются реализация коррекции и удержания КА на орбите при минимальном расходе топлива; уменьшение возмущающих моментов, создаваемых двигателями малой тяги при создании управляющего воздействия; уменьшение массы КА.

Для решения поставленных задач предлагается способ управления движением КА, заключающийся в управлении движением центра масс КА, включающий управляющее воздействие на КА посредством включения одного (из общего количества) реактивного двигателя малой тяги двигательной установки КА, создающего вектор тяги относительно трёх главных ортогональных осей инерции КА. При этом управляющее воздействие создается с учетом компенсации влияния внешних возмущающих сил с помощью последовательного включения двигателей малой тяги, расположенных под углом относительно плоскости осей тангажа и крена, а также плоскости осей тангажа и рысканья КА, в заданный момент времени, который зависит от расположения КА на орбите. При этом выбор участка орбиты для включения, а также выбор включения определенного двигателя малой тяги и продолжительность его работы зависят от текущего положения вектора наклонения КА, причем направление векторов тяги выбирается исходя из минимального расхода топлива и минимального влияния на элементы КА. Также при этом отсутствуют возмущающие моменты и силы от включения каждого двигателя малой тяги. В частных случаях реализации изобретения реактивные двигатели малой тяги могут быть плазменными, ионными, электродуговыми.

Предлагаемый способ управления движением КА по сравнению с наиболее близким аналогом позволяет достичь следующих технических результатов:

уменьшить потребление топлива при проведении коррекции с возможностью увеличения срока эксплуатации КА с прежним запасом или при том же сроке эксплуатации реализовать возможность увеличения массы полезной нагрузки, используя меньший запас топлива;

оптимизировать коррекцию и удержание КА на орбите посредством исключения необходимости компенсации нерасчётных возмущающих воздействий при работе двигателей малой тяги;

уменьшить количество двигателей малой тяги до четырёх (в прототипе должно быть не менее пяти), тем самым уменьшить массу и стоимость КА.

Применение данного способа управления движением КА также позволяет:

проводить во время операций по управлению движением центра масс КА операции по гашению кинетического момента (разгрузки) инерциальных средств управления, например гироскопических силовых стабилизаторов (маховиков);

производить программные повороты КА при ориентации.

Сущность изобретения поясняется чертежами, на которых изображено:

на фиг. 1 - изображен схематичный вид КА;

на фиг. 2 - схематично показан корпус КА с установленными двигателями (вид сверху);

на фиг. 3 - схематично показан корпус КА с установленными двигателями (вид сбоку);

на фиг. 4 - схематично показан частный случай реализации изобретения при различных углах установки двигателей.

Способ управления движением КА 1, заключающийся в управлении движением центра масс КА 1, включающий управляющее воздействие на КА 1 посредством включения одного (из общего количества) реактивного двигателя 2 малой тяги двигательной установки КА 1, создающего вектор тяги относительно трёх главных ортогональных осей инерции КА 1. Причем управляющее воздействие создается с учетом компенсации влияния внешних возмущающих сил с помощью последовательного включения двигателей 2 малой тяги, расположенных под углом  $\alpha$  3 относительно плоскости осей тангажа и крена, а также под углом  $\beta$  4 относительно плоскости осей тангажа и рысканья КА 1 в заданный момент времени, который зависит от расположения КА 1 на орбите. При этом выбор участка орбиты для включения, а также выбор включения определенного двигателя 2 малой тяги и продолжительность его работы зависят от текущего положения вектора наклона КА 1, причем направление векторов тяги выбирается исходя из минимального расхода топлива и минимального влияния на элементы КА 1. Исходя из практики углы  $\alpha$  3,  $\beta$  4 находятся в диапазоне от 0 до 45°. Также при этом отсутствуют возмущающие моменты и силы от включения каждого двигателя малой тяги. В частных случаях реализации изобретения реактивные двигатели малой тяги могут быть плазменными, ионными, электродуговыми.

Получение технических результатов гарантируется при применении нижеприведенной стратегии удержания КА на геостационарной орбите по широте и долготе.

Стратегия проведения коррекций удержания КА по широте и долготе должна минимизировать расход топлива. Анализ показывает, что основные затраты топлива на интервале длительного функционирования КА (15 и более лет) связаны с его удержанием по широте.

Для экономии импульса скорости все короткопериодические составляющие возмущения вектора наклона выделяются в некорректируемую группу. Коррекции удержания по широте обеспечивают компенсацию вековой составляющей изменения вектора наклона, обусловленной лунно-солнечными возмущениями.

Направления векторов тяг двигателей выбираются исходя из минимального расхода топлива за срок активного существования и минимального влияния двигателей на элементы КА.

Для коррекции широты выбираются такие участки орбиты и продолжительность работы двигателей малой тяги, чтобы оптимально изменить вектор наклона. На каждом витке полета теоретически имеется два таких участка орбиты (разнесенные по аргументу широты на 180°). При этом продолжительность работы двигателей на обоих участках одинакова, а направления корректирующих ускорений в направлении "Север - Юг" противоположны. Выбор участка орбиты, продолжительность работы двигателей зависят от текущего положения вектора наклона КА и параметров стратегии удержания.

Удержание КА по долготе сводится к коррекциям периода обращения КА и эксцентриситета орбиты, которые должны компенсировать влияние возмущающих сил, прежде всего нецентральной гравитационного поля Земли и светового давления.

Схема размещения двигателей такова, что при коррекции вектора наклона также происходит изменение вектора эксцентриситета и сидерического периода. Необходимое изменение периода обращения обеспечивается за счет либо выбора двигателя (имеющего требуемый знак трансверсального ускорения) либо последовательного включения двух двигателей, имеющих противоположные трансверсальные ускорения.

Что касается управления вектором эксцентриситета, то можно использовать следующий алгоритм:

а) на витке планируются коррекции наклона одним включением, при котором обеспечивается изменение периода обращения в нужном направлении. Из двух возможных вариантов (двигатель "северного" или двигатель "южного" направления) выбирается тот участок орбиты, где, по крайней мере, не ухудшается значение эксцентриситета;

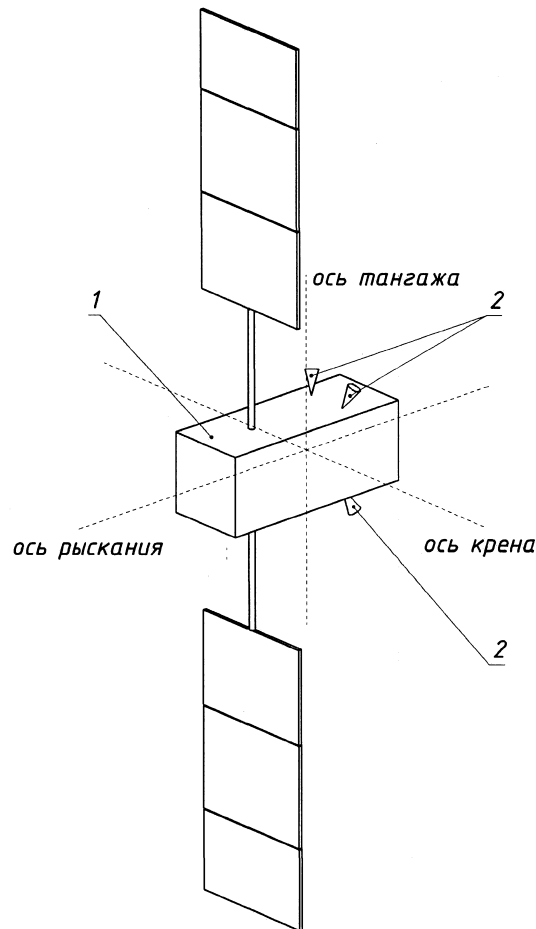
б) если один двигатель не обеспечивает требуемое изменение периода обращения, то рассчитывается маневр для пары двигателей одного направления по север (юг). При этом из двух возможных пар включений (двигатели "северного" или "южного" направления) выбирается более оптимальная для эксцентриситета;

в) если коррекций наклонов недостаточно и эксцентриситет больше заданного порогового значения, то на витке планируется коррекция эксцентриситета двумя включениями, разнесенными на 12 ч. Для этого двигатели включаются на участках орбиты, оптимальных для изменения эксцентриситета (в окрестности перигея и апогея, например). При этом одновременно изменяются период обращения и эксцентриситет орбиты.

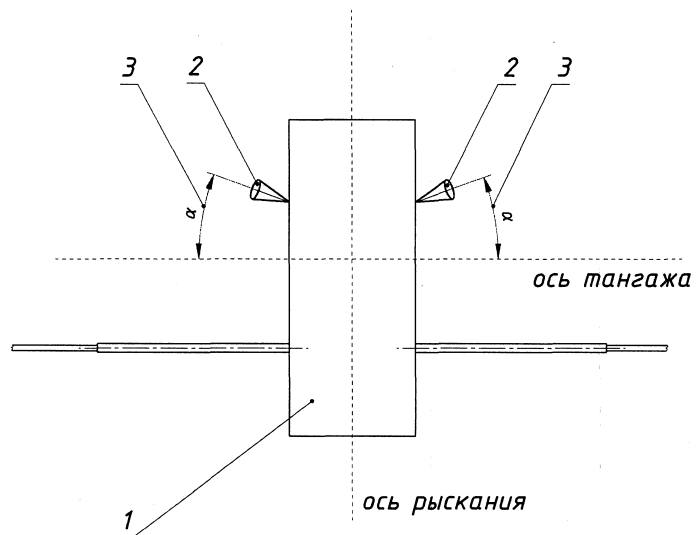
## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Способ управления движением космического аппарата, заключающийся в управлении движением центра масс космического аппарата посредством реактивных двигателей малой тяги его двигательной установки, создающих вектор тяги относительно трёх главных осей инерции космического аппарата, отличающийся тем, что управляющее воздействие формируют с учётом компенсации внешних возмущающих сил посредством последовательного включения двигателей малой тяги, создающих противоположные трансверсальные ускорения и расположенных под углом относительно плоскости осей тангажа и крена, а также плоскости осей тангажа и рыскания космического аппарата в заданный момент времени, при этом выбор участка орбиты для включения определённого двигателя малой тяги и продолжительности его работы осуществляют в зависимости от текущего положения вектора наклона орбиты, выбирая направление векторов тяги двигателей исходя из минимального расхода топлива при минимальном влиянии на элементы космического аппарата.

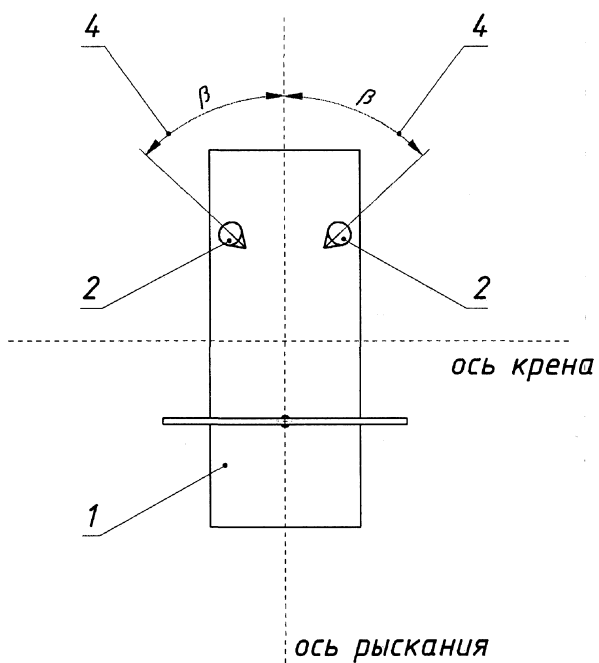
2. Способ по п.1, отличающийся тем, что реактивные двигатели малой тяги могут быть плазменными, ионными, электродуговыми.



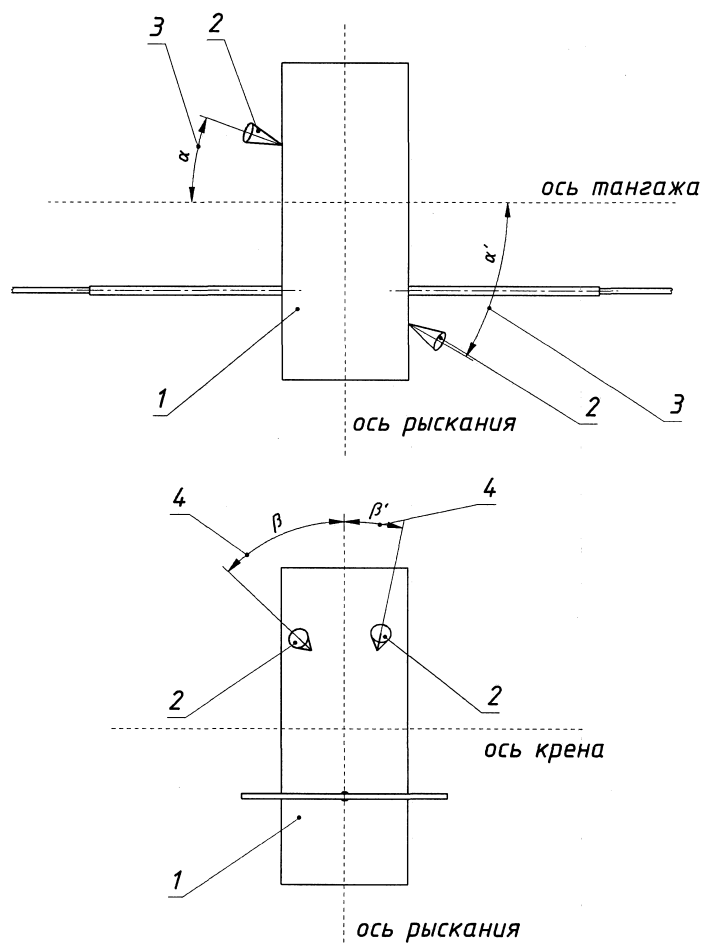
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

