

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2568960

СПОСОБ БЕСКОНТАКТНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Патентообладатель(ли): *Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (RU)*

Автор(ы): *см. на обороте*

Заявка № 2014134548

Приоритет изобретения **25 августа 2014 г.**

Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **23 октября 2015 г.**

Срок действия патента истекает **25 августа 2034 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 Г.П. Извиев



Автор(ы): **Обухов Владимир Алексеевич (RU), Петухов Вячеслав Георгиевич (RU), Покрышкин Александр Иванович (RU), Попов Гарри Алексеевич (RU)**

RU 2568960 C1



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) **ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

(21)(22) Заявка: 2014134548/11, 25.08.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
25.08.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 25.08.2014

(45) Опубликовано: 20.11.2015 Бюл. № 32

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2330794 C2, 10.08.2008. RU 2456473
C1, 20.07.2012. WO 2011110701 A1, 15.09.2011.
US 20070285304 A1, 13.12.2007.

Адрес для переписки:

125993, Москва, ГСП-3, А-80, Волоколамское ш.,
4, МАИ, Патентный отдел

(72) Автор(ы):

Обухов Владимир Алексеевич (RU),
Петухов Вячеслав Георгиевич (RU),
Покрышкин Александр Иванович (RU),
Попов Гарри Алексеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования
"Московский авиационный институт
(национальный исследовательский
университет)" (RU)

RU
2 5 6 8 9 6 0
C 1

(54) СПОСОБ БЕСКОНТАКТНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

(57) Формула изобретения

1. Способ бесконтактной транспортировки космических объектов из защищаемой области космического пространства на орбиту захоронения, включающий выведение на исходную расчетную орбиту космического аппарата, сближение космического аппарата с транспортируемым космическим объектом и ориентацию космического аппарата относительно транспортируемого космического объекта с помощью двигательной установки, установленной на борту космического аппарата, измерение координат транспортируемого космического объекта и расстояния между космическим аппаратом и транспортируемым космическим объектом, воздействие на поверхность транспортируемого космического объекта квазинейтральным ионным пучком с помощью ионной пушки, установленной на борту космического аппарата, при этом производят динамическую компенсацию возмущающих сил и моментов, действующих на космический аппарат, и динамическую ориентацию космического аппарата относительно транспортируемого космического объекта, отличающийся тем, что управление движением и ориентацией космического аппарата осуществляют с помощью двигательной установки, содержащей, по меньшей мере, один электрический ракетный двигатель, перемещаемый с помощью шарнирного механизма относительно центра масс космического аппарата, управляют движением и ориентацией космического аппарата путем изменения направления вектора тяги и точки приложения вектора тяги за счет перемещения, по меньшей мере, одного электрического ракетного двигателя в плоскости, ортогональной оси, проходящей через центр масс космического аппарата в направлении вектора тяги ионной пушки, и относительно указанной плоскости.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что для управления движением и ориентацией космического аппарата изменяют величину тяги двигателя,

3. Способ по п. 1, отличающийся тем, что осуществляют перемещение транспортируемых космических объектов, находящихся в защищаемой области космического пространства вблизи геостационарной орбиты.

4. Способ по п. 1, отличающийся тем, что осуществляют перемещение транспортируемых космических объектов на более высокую орбиту по сравнению с геостационарной орбитой.

5. Способ по п. 1, отличающийся тем, что после перемещения транспортируемого космического объекта на орбиту захоронения осуществляют перемещение космического аппарата по спиральной траектории на орбиту, на которой находится следующий транспортируемый космический объект.

6. Способ по п. 1, отличающийся тем, что в процессе управления движением и ориентацией космического аппарата осуществляют поворот двигателя в двух взаимно перпендикулярных плоскостях с помощью узла крепления двигателя, снабженного шарнирным механизмом.

7. Способ по п. 6, отличающийся тем, что используют шарнирный механизм узла крепления двигателя, выполненный в виде карданного шарнира.

8. Способ по п. 1, отличающийся тем, что перемещение двигателя производят с помощью шарнирного механизма, включающего в свой состав штангу и два шарнира, при этом штанга соединена с одной стороны с корпусом космического аппарата через первый шарнир, а с противоположной стороны - с узлом крепления двигателя через второй шарнир.

9. Способ по п. 1, отличающийся тем, что перемещение двигателя производят с помощью шарнирного механизма, включающего в свой состав две штанги и три шарнира, при этом первая штанга соединена с одной стороны с корпусом космического аппарата через первый шарнир, а с противоположной стороны - с концевой частью второй штанги через второй шарнир, причем противоположная концевая часть второй штанги соединена с узлом крепления двигателя через третий шарнир.

10. Способ по п. 1, отличающийся тем, что управление движением и ориентацией космического аппарата осуществляют с помощью двигательной установки, содержащей два электрических ракетных двигателя.

11. Способ по п. 10, отличающийся тем, что перемещение двигателей производят с помощью двух шарнирных механизмов, каждый из которых включает в свой состав штангу и два шарнира, при этом концевая часть штанги первого шарнирного механизма соединена с корпусом космического аппарата через первый шарнир, а противоположная концевая часть штанги - с узлом крепления первого двигателя через второй шарнир, концевая часть штанги второго шарнирного механизма соединена с корпусом космического аппарата через первый шарнир, а противоположная концевая часть штанги - с узлом крепления второго двигателя через второй шарнир, причем первые шарниры двух шарнирных механизмов установлены на корпусе космического аппарата диаметрально противоположно и на равном расстоянии относительно оси, проходящей через центр масс космического аппарата в направлении вектора тяги ионной пушки.

12. Способ по п. 10, отличающийся тем, что перемещение двигателей производят с помощью одного шарнирного механизма, содержащего три штанги и четыре шарнира, при этом срединная точка первой штанги установлена на оси вращения, расположенной соосно с осью, проходящей через центр масс космического аппарата в направлении вектора тяги ионной пушки, вторая штанга соединена с одной стороны с концевой частью первой штанги через первый шарнир и с противоположной стороны - с узлом крепления первого двигателя через второй шарнир, третья штанга соединена с одной

стороны с противоположной концевой частью первой штанги через третий шарнир и с противоположной стороны - с узлом крепления второго двигателя через четвертый шарнир.

13. Способ по п. 1, отличающийся тем, что осуществляют воздействие на поверхность транспортируемого объекта квазинейтральным ионным пучком с помощью ионной пушки, содержащей газоразрядную камеру, в которой возбуждают индукционный высокочастотный электрический разряд.

14. Способ по п. 13, отличающийся тем, что высокочастотный электрический разряд возбуждают с помощью плоского индуктора, установленного с внешней стороны прозрачной для электромагнитного излучения торцевой стенки газоразрядной камеры.

R U 2 5 6 8 9 6 0 C 1