

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(21) **202291198** (13) **A1**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ**

(43) Дата публикации заявки  
**2022.12.19**

(51) Int. Cl. **B64G 1/64** (2006.01)  
**B64G 1/24** (2006.01)  
**B64G 1/10** (2006.01)  
**B64G 1/26** (2006.01)

(22) Дата подачи заявки  
**2020.10.19**

---

**(54) КОМПЛЕКСНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ НА ОРБИТЕ**

---

(31) **102019000019322**

(72) Изобретатель:

(32) **2019.10.18**

**Фасано Джорджо, Гайя Энрико,**

(33) **IT**

**Феррони Стефано, Пессана Марио**

(86) **PCT/IB2020/059821**

**(IT)**

(87) **WO 2021/074910 2021.04.22**

(74) Представитель:

(71) Заявитель:

**Медведев В.Н. (RU)**

**ТАЛЬ АЛЕНИЯ СПЕЙС ИТАЛИЯ  
С.П.А. КОН УНИКО СОЧИО (IT)**

---

(57) Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1), содержащий систему (4) зацепления, чтобы зацеплять космическое транспортное средство или объект (5), который должен быть обслужен или отбуксирован, с тем, чтобы формировать космическую систему (6); и электронную систему (7) управления реагированием, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) вращаться вокруг продольной, вертикальной и поперечной осей, чтобы управлять пространственным положением и смещением по заданным траекториям, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) выполнять заданные маневры. Электронная система (7) управления реагированием содержит сенсорную систему (8), чтобы непосредственно обнаруживать физические величины или предоставлять возможность опосредованного вычисления физических величин на основе обнаруженных физических величин, содержащих одно или более из позиции, пространственного положения, угловых скоростей, доступного топлива, геометрических признаков и состояния бортовых систем; двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением, установленные так, чтобы предоставлять возможность регулирования их позиций и ориентаций; и компьютер (10) для управления пространственным положением на связи с сенсорной системой (8) и двигателями (9) малой тяги для управления пространственным положением и запрограммированный, чтобы принимать данные от сенсорной системы (8) и управлять, на основе принятых данных, позициями, ориентациями и рабочими состояниями двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением с тем, чтобы управлять пространственным положением и позицией космического аппарата (1). Компьютер (10) для управления пространственным положением программируется, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) выполнять заданную миссию, содержащую этап зацепления, в котором система (4) зацепления и двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением управляются посредством компьютера (10) для управления пространственным положением, чтобы зацеплять космическое транспортное средство или объект (5), который должен быть обслужен или отбуксирован, и один или более рабочих этапов, на каждом из которых двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением управляются посредством компьютера (10) для управления пространственным положением, чтобы удовлетворять одному или более требованиям, установленным для рабочего этапа. Каждый рабочий этап может содержать по меньшей мере один подэтап (FS) стабилизации, во время которого пространственное положение космической системы (6) стабилизируется в соответствии с требованиями для рабочего этапа и с заданным критерием оптимизации, за которым следует подэтап (FR) устойчивой работы, который начинается, когда подэтап стабилизации пространственного положения космической системы (6) заканчивается. На каждом рабочем этапе компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы оптимизировать конфигурацию двигателей (9) для управления пространственным положением в соответствии с требованиями рабочего этапа, реализуя итеративный процесс оптимизации конфигурации двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением.

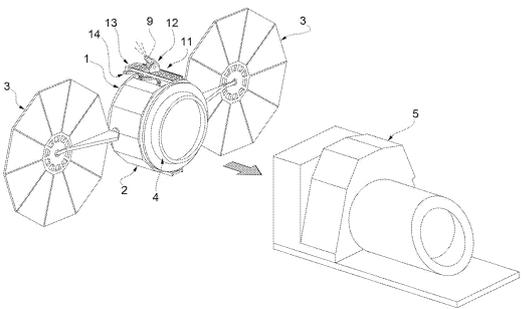
---

**A1**

**202291198**

**202291198**

**A1**



202291198

A1

A1

202291198  
861167207

---

## ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

2420-574138EA/061

### КОМПЛЕКСНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ НА ОРБИТЕ

#### Область техники

Настоящее изобретение относится, в целом, к комплексному обслуживанию на орбите, а в частности, к орбитальным обслуживающим космическим аппаратам для инспектирования на орбите и/или технического обслуживания космических аппаратов и для буксировки космических транспортных средств или других космических объектов.

#### Уровень техники

Как известно, в космическом пространстве, услуги комплексного обслуживания на орбите полностью изменяют транспортировку в космосе и способ, которым космическое пространство используется.

Вообще говоря, услуги комплексного обслуживания на орбите могут быть классифицированы на две широкие категории: услуги инспектирования и/или технического обслуживания космического аппарата и услуги буксировки для буксировки космических транспортных средств или космических объектов другой природы, например, космического мусора.

Услуги инспектирования и/или технического обслуживания космического аппарата могут, в свою очередь, подразделяться на услуги инспектирования космического аппарата, услуги продления срока службы космического аппарата, включающие в себя дозаправку топливом, услуги передислокации космического аппарата; и услуги модернизации космического аппарата для адаптации миссий космического аппарата на протяжении всего срока его службы.

Услуги буксировки космического аппарата могут, в свою очередь, подразделяться на услуги буксировки космического аппарата на геостационарных орбитах, включающие в себя доставку космического аппарата и услуги буксировки космического аппарата на низких околоземных орбитах (LEO), включающие в себя развертывание группировки спутников. Они предоставляются, например, спутникам, которые, вследствие ошибок запуска не смогли достичь своих рабочих орбит.

Услуги буксировки или скорее услуги удаления космических объектов, с другой стороны, по существу, состоят из услуги очистки, нацеленной на активное удаление космического мусора.

Услуги орбитального обслуживания предоставляются посредством орбитальных обслуживающих космических аппаратов, которые различаются на космические аппараты для инспектирования и/или технического обслуживания, когда они предназначены, чтобы предоставлять услуги инспектирования и/или технического обслуживания космическим аппаратам, и на космические буксиры, когда они предназначены, чтобы предоставлять услуги буксировки космического транспортного средства/объекта.

Услуга буксировки космического объекта может также предоставляться космическим объектам, которым не способны к сотрудничеству в обеспечении услуги, а

услуги инспектирования и/или технического обслуживания космического аппарата и услуги буксировки космического аппарата предоставляются космическим аппаратам, которые либо могут, либо не могут сотрудничать во время предоставления услуги.

Когда они используются для предоставления услуг буксировки космического аппарата, буксиры космических аппаратов могут быть присоединены к космическим аппаратам, которые должны быть отбуксированы, перед запуском, непосредственно к ракете-носителю, с тем, чтобы запускаться вместе с космическими аппаратами, которые должны быть отбуксированы, или они могут быть запущены отдельно от космических аппаратов, которые должны быть отбуксированы, на так называемую орбиту сближения (LEO или NRHO - близкую к прямолинейной гало-орбиту) в ожидании космических аппаратов, которые должны быть отбуксированы, которые запускаются на орбиту сближения после космических буксиров.

Когда они используются для буксировки отдельно запущенных космических аппаратов, буксиры космических аппаратов управляются таким образом, чтобы автономно приближаться и стыковаться к космическим аппаратам посредством соответствующих систем стыковки, обычно в форме роботизированных рук, и возможно продвигать пристыкованные космические аппараты до тех пор, пока они не достигнут желаемой орбиты, где космические аппараты могут работать, или техническое обслуживание/дозаправка, ремонт или другие операции могут быть выполнены.

Когда они используются для буксировки космических объектов, космические буксиры управляются таким образом, чтобы автономно приближаться и захватывать космические объекты посредством соответствующих систем захвата, таких как сети, гарпуны или другие системы, и снижать или повышать орбиту захваченных космических объектов, просто изменяя их орбиту для того, чтобы приводить их туда, где они больше не могут предоставлять риск для работающих спутников.

US 2018/148197 A1 раскрывает обслуживающий спутник, имеющий основную часть, контроллер и блок стыковки. Блок стыковки содержит, по меньшей мере, два складных и регулируемых захватных рычага, поворотного установленные на основной части спутника. Каждый захватный рычаг является поворачиваемым относительно основной части спутника и содержит захватывающий конец на каждом свободном конце захватных рычагов. Захватывающие концы приспособляются и конфигурируются, чтобы захватывать и удерживать целевой фрагмент спутника, движущегося по орбите. Каждый захватный рычаг является независимо управляемым посредством контроллера, который координирует движение захватных рычагов. Обслуживающий спутник дополнительно содержит силовую установку, содержащую первый двигатель малой тяги, установленный рядом с концом в точке надира основной части обслуживаемого спутника, и уравновешивающий двигатель малой тяги, разнесенный с интервалом от первого двигателя малой тяги и обращенный в другом направлении по сравнению с первым двигателем малой тяги, ракетное топливо для двигателя малой тяги и уравновешивающего двигателя малой тяги. Обслуживающий спутник дополнительно

содержит средство для выравнивания двигателей малой тяги таким образом, что вектор создания тяги проходит через точку соединения центра тяжести обслуживаемого спутника и обслуживаемого спутника.

US 6 017 000 A раскрывает устройство и способы для выполнения операций рядом со спутником, таких как осмотр, восстановление и продление срока службы целевого спутника посредством работы космического аппарата для "инспектирования, ремонта и продления срока службы спутника" ("SIRE"), который может работать в управляемом дистанционно, автоматическом и автономном режимах. Концепция SIRE дополнительно состоит из таких способов и технических приемов, которые используются для выполнения некоторых операций на орбите, включающих в себя, но не только, инспектирование, сервисное обслуживание, ремонт и продление срока службы спутников, космических аппаратов, космических систем, космических платформ и других транспортных средств и объектов в космосе, совокупно называемых "целевыми спутниками". Три основных типа SIRE-миссий в пространственной близости определяются как "Продление срока службы", "Ремонт" и "Сервисное обслуживание". Удаленная кабинная система предоставляется, чтобы позволять человеческое управление SIRE-космическим аппаратом во время операций в пространственной близости.

Джеймс Джиллиан: "Adaptive control for post-dock manoeuvres with an unknown semi-cooperative object", 2016 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 5 марта 2016 (05.03.2016), страницы 1-10, исследует пространство для маневра, в котором адаптивный контроллер может поддерживать полномочие управления пространственным положением, когда космический аппарат соединяется с объектом с ограниченной информацией о физических параметрах, с целью составления схемы пути для подтверждения контроллером посредством проведения экспериментов будущих полетов в космос. Сравнение выполняется между базовой системой пропорционально-интегрально дифференциального (PID) управления пространственным положением и позицией и адаптивным PID-подходом. Соединенные инерция космического аппарата, масса и местоположение центра масс изменяются, чтобы оценивать ограничение, рабочую характеристику и ошибкоустойчивость этих контроллеров.

US 9 115 662 B1 раскрывает способы и оборудование для управления множеством двигателей малой тяги в платформе, содержащие приведение в действие множества двигателей малой тяги в платформе с помощью системы управления двигателями малой тяги, оценку реакции аппарата, получающуюся в результате работы множества двигателей малой тяги, чтобы формировать расчетную реакцию аппарата, и сравнение расчетной реакции аппарата с желаемой реакцией аппарата, чтобы выяснять объективные функциональные ошибки.

CN 110 110 342 A раскрывает комбинированный способ управления движением данных космического корабля на основе алгоритма приближения. Способ содержит следующие этапы: создание комбинированной модели движения космического аппарата; проектирование контроллера данных для управления пространственным положением на

основе алгоритма приближения; инициализацию параметров контроллера и создание базы данных; вычисление прогнозируемого значения системы с помощью формулы и вычисление прогнозируемого выходного значения системы с помощью формулы; контроллер вычислений; обновление данных в базе данных; и выполнение итерации для того, чтобы регулировать выходное значение контроллера.

CN 109 625 333 A раскрывает способ захвата несотрудничающей цели в космосе на основе глубокого обучения с улучшением. Способ содержит два этапа. Взаимодействие может осуществляться посредством способа. Способ содержит этапы, на которых, первое, трехмерное визуализированное окружение для обслуживающего космического аппарата и целевого космического аппарата создается с помощью программного обеспечения трехмерной визуализации, входными данными для визуализированного окружения являются управляющее усилие и управляющий момент обслуживающего космического аппарата, а выходными данными являются состояния обслуживающего космического аппарата и целевого космического аппарата; второе, создается сверточная модель нейронной сети, и интеллектуальное обучение захвату автономной космической невзаимодействующей цели проводится на обслуживающем космическом аппарате в трехмерном визуализированном окружении. Состояния обслуживающего космического аппарата и целевого космического аппарата принимаются в качестве входных данных сверточной модели нейронной сети, весовые параметры сверточной модели нейронной сети используются для вывода управляющих усилий и моментов, необходимых для управления обслуживающим космическим аппаратом, управляющие усилия и моменты отправляются в визуализированное окружение, и состояния двух космических аппаратов вводятся в нейронную сеть непрерывно, чтобы выполнять постоянное глубокое обучение с улучшением.

#### Цель и сущность изобретения

Заявитель узнал по опыту, что одной из ключевых технологических задач, к которым обслуживающие космические аппараты должны обращаться в предоставлении услуг обслуживания клиентским космическим аппаратам, в частности, спутникам, является оптимизация, т.е., уменьшение, расхода топлива, чтобы обеспечивать надлежащее пространственное положение, особенно, когда пристыковано к клиентским спутникам, ситуация, в которой центр масс совокупного спутника размещается в промежуточной позиции (как правило, неизвестной априори) между двумя космическими аппаратами.

На основе своего лучшего знания Заявитель обнаружил, что технологии, и используемые в настоящее время или предложенные, чтобы устранять вышеупомянутую технологическую задачу, по существу, основываются на предоставлении двигателей малой тяги для управления пространственным положением, перемещаемых, посредством подходящих механизмов, в двух или более предварительно определенных дискретных позициях, обычно уложенной или свернутой позиции и развернутой позиции, в которых, согласно лучшему знанию Заявителя, развернутые позиции вычисляются на земле на

основе оценки позиций, которые могут быть предположены по центру массы совокупного космического аппарата во всех возможных миссиях, прогнозируемых априори, которые обслуживающий космический аппарат и совокупный космический аппарат должны выполнять.

В результате, Заявитель подтвердил, что вышеуказанные технологии, хоть и являются удовлетворительными во многих аспектах, имеют значительные диапазоны для улучшения как с точки зрения эффективности оптимизации расхода топлива обслуживающих космических аппаратов в течение всего их срока службы, особенно, когда трудно взаимодействовать с обслуживающим космическим аппаратом с земли вследствие его расстояния от Земли, так и с точки зрения числа и, следовательно, суммарной массы двигателей малой тяги для управления пространственным положением, необходимых для управления пространственным положением обслуживающего космического аппарата и совокупного космического аппарата на протяжении всего срока службы обслуживающего космического аппарата.

Следовательно, настоящее изобретение имеет цель предоставления технологии, которая предоставляет возможность получения улучшений как с точки зрения эффективности оптимизации потребления топлива, так и с точки зрения числа двигателей малой тяги для управления пространственным положением, необходимых для управления пространственным положением обслуживающего космического аппарата и совокупного космического аппарата, также принимая во внимание необходимые резервирования.

Согласно настоящему изобретению, орбитальный обслуживающий космический аппарат предоставляется как заявлено в прилагаемой формуле изобретения.

Краткое описание чертежей

Фиг. 1 показывает орбитальный обслуживающий космический аппарат.

Фиг. 2 показывает космическую систему, сформированную посредством орбитального обслуживающего космического аппарата на Фиг. 1, пристыкованного к космическому аппарату, который должен быть обслужен или отбуксирован;

Фиг. 3 показывает систему позиционирования и ориентации двигателей малой тяги для управления пространственным положением орбитального обслуживающего космического аппарата на Фиг. 1;

Фиг. 4 показывает блок-схему электронной системы управления реагированием орбитального обслуживающего космического аппарата на Фиг. 1; и

Фиг. 5 показывает блок-схему последовательности операций, выполняемых компьютером для управления пространственным положением электронной системы управления реагированием на Фиг. 4.

Подробное описание возможных вариантов осуществления изобретения

Настоящее изобретение теперь будет описано подробно со ссылкой на присоединенные чертежи, чтобы предоставлять возможность специалисту в области техники создавать и использовать его. Различные модификации в описанных вариантах осуществления будут непосредственно очевидны специалистам в области техники, и

общие описанные принципы могут быть применены к другим вариантам осуществления и применениям без отступления, тем самым, от рамок защиты настоящего изобретения, как определено в прилагаемой формуле изобретения. Следовательно, настоящее изобретение не должно считаться ограниченным описанными и иллюстрированными вариантами осуществления, а должно соответствовать наиболее широким рамкам защиты, согласующимися с описанными и заявленными признаками.

Пока не определено иное, все технические и научные термины, используемые в данном документе, имеют тот же смысл, который обычно используется обычными специалистами в области техники, относящейся к настоящему изобретению. В случае какого-либо конфликта, это описание, включающее в себя предоставленные определения, должно быть связующим. Кроме того, примеры предоставляются только для иллюстративных целей и, по существу, не должны рассматриваться как ограничивающие.

В частности, блок-схемы, включенные в присоединенные чертежи и описанные ниже, не предназначаются в качестве представления структурных признаков, т.е., конструктивных ограничений, но они должны интерпретироваться как представление функциональных признаков, т.е., присущих свойств устройств, определенных полученными эффектами, которые являются функциональными ограничениями и которые могут быть реализованы различными способами, следовательно, для того, чтобы защищать их функциональность (возможность функционирования).

Для того, чтобы облегчать понимание вариантов осуществления, описанных в данном документе, будет выполнена ссылка на некоторые конкретные варианты осуществления, и особый язык будет использован для их описания. Терминология, используемая в данном документе, имеет цель описания только отдельных вариантов осуществления и не предназначается, чтобы ограничивать рамки настоящего изобретения.

Кроме того, для удобства описания, последующее описание будет ссылаться, без потери, таким образом, общности, на миссию, в которой орбитальный обслуживающий космический аппарат в форме космического буксира должен пристыковаться к космическому аппарату в форме спутника (необязательно готового к сотрудничеству), таким образом, формируя жесткую космическую систему, состоящую из космического буксира и спутника, жестко сцепленных друг с другом.

Вообще говоря, идея, лежащая в основе настоящего изобретения, заключается в практическом предоставлении управления пространственным положением на основе искусственного интеллекта (AI), приспособленного для вывода, на основе информации, предоставляемой сенсорной системой космического буксира, лучшего решения относительно позиционирования, ориентации и работы двигателей малой тяги для управления пространственным положением космического буксира, когда он зацепляет спутник, или когда он все еще отделен от спутника.

Управление пространственным положением на основе искусственного интеллекта также предназначается, чтобы приспособляться к изменениям со временем, таким как, например, смещение позиции центра массы космической системы вследствие

постепенного расхода топлива в космической системе.

Таким образом, возможно, с одной стороны, уменьшать расход топлива и возможно, с другой стороны, уменьшать суммарное число (включающее в себя резервирования) необходимых двигателей малой тяги для управления пространственным положением, последовательно уменьшая вес системы управления пространственным положением, в то же время также предоставляя более значительную способность поглощения какого-либо отказа двигателей малой тяги для управления пространственным положением и увеличивая гибкость маневрирования космической системы.

Фиг. 1, 2 и 3 показывают космический буксир согласно настоящему изобретению, обозначенный в целом ссылочным номером 1.

Космический буксир 1 содержит:

- основную часть или конструкцию или платформу 2; и
- бортовое оборудование, поддерживаемое основной частью 2 и содержащее, среди прочего:

- солнечные панели 3, чтобы питать электричеством бортовые электрические системы;

- электронно-управляемую систему 4 зацепления известного типа и, следовательно, не описанную подробно или иллюстрированную в качестве примера в форме кольца, на котором зацепляющие механизмы согласно предшествующему уровню техники (не иллюстрированы) закреплены, чтобы стыковаться/захватывать буксируемый спутник 5, таким образом, формируя космическую систему 6 с ним; и

- электронную систему управления реактированием (RCS) 7 (Фиг. 4), чтобы инструктировать космическую буксиру 1 вращаться вокруг продольной, вертикальной и поперечной осей, чтобы регулировать пространственное положение и его смещение по заданным траекториям, чтобы инструктировать космическому аппарату 1 выполнять заданные маневры, такие как маневры сближения и стыковки между космическими аппаратами (с помощью регулирования смещения, чтобы регулировать скорость приближения к цели и выравнивание с точкой стыковки) и маневры изменения орбиты.

Как показано в блок-схеме на Фиг. 4, электронная система 7 управления реактированием содержит:

- сенсорную систему 8 известного типа и, следовательно, не описанную подробно, чтобы предоставлять возможность непосредственного обнаружения физических величин или их опосредованного вычисления на основе обнаруженных физических величин, таких как позиция, пространственное положение, угловые скорости, доступное топливо, геометрические признаки и состояние бортовой системы;

- электронно-управляемые актуаторы/моторы в форме двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, установленных таким образом, чтобы предоставлять возможность регулирования их позиций и ориентаций; и

- компьютер 10 для управления пространственным положением на связи с сенсорной системой 8 и двигателями 9 малой тяги для управления пространственным

положением и запрограммированный, чтобы принимать данные от сенсорной системы 8 и управлять, на основе принятых данных, позициями, ориентациями и рабочими состояниями двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением таким образом, чтобы управлять пространственным положением и позицией космического буксира 1.

Обращаясь снова к Фиг. 1, 2 и 3, для того, чтобы предоставлять возможность регулирования их позиции и ориентации, двигатели 9 малой тяги для регулирования пространственного положения устанавливаются на основной части 2 космического буксира 1 посредством электронно-управляемой разворачиваемой системы 11 перемещения, предназначенной, чтобы предоставлять возможность регулирования позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением в ответ на электрические команды от компьютера 10 управления пространственным положением.

Как показано более подробно на Фиг. 2 в качестве неограничивающего примера, система 11 перемещения содержит, для каждого индивидуального двигателя 9 малой тяги для управления пространственным положением, ориентация которого должна индивидуально регулироваться, или каждой группы двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, ориентация которой должна индивидуально регулироваться, далее в данном документе называемой RCS-кластером 9 ради краткости, электронно-управляемая конструкция 12 для ориентации, предназначенная, чтобы поддерживать RCS-кластер 9, чтобы предоставлять ему возможность вращаться, по меньшей мере, вокруг двух ортогональных осей А, В вращения в ответ на электрические команды от компьютера 10 для управления пространственным положением, с тем, чтобы предоставлять возможность регулирования ориентации RCS-кластера 9 на космическом буксире 1 при желании.

Система 11 перемещения дополнительно содержит, для каждой индивидуальной конструкции 12 для ориентации, позиция которой желательно должна быть индивидуально регулируемой, или группы конструкций 12 для ориентации, позиция которой желательно должна быть коллективно регулируемой, электронно-управляемую конструкцию 13 для позиционирования, предназначенную, чтобы поддерживать конструкцию 12 для ориентации или группу конструкций 12 для ориентации, с тем, чтобы предоставлять им возможность смещаться в прямолинейном или криволинейном направлении смещения, с тем, чтобы предоставлять возможность регулирования их позиций на космическом буксире 1.

Фиг. 1, 2 и 3 показывают в качестве примера позиционирующую конструкцию 13 типа направляющей шины, в которой конструкция 12 для ориентации закрепляется на ползунке, установленном с возможностью скольжения на прямолинейной направляющей, с тем, чтобы смещаться в прямолинейном направлении С в ответ на электрические команды от компьютера 10 для управления пространственным положением, таким образом, предоставлять возможность регулирования позиции RCS-кластера 9,

выполняемого посредством конструкции 12 для ориентации.

Наконец, система 11 перемещения дополнительно содержит, для каждой позиционирующей конструкции 13, электронно-управляемую конструкцию 14 разворачивания, которая соединяет позиционирующую конструкцию 13 с основной частью 2 космического буксира 1 и предназначена, чтобы принимать, в ответ на электрические команды от компьютера 10 для управления пространственным положением, свернутую конфигурацию, в которой позиционирующая конструкция 13 удерживается рядом с основной частью 2, и развернутую конфигурацию относительно основной части 2, в которой позиционирующая конструкция 13 перемещается на расстояние от основной части 2 и приводится в позицию рядом со спутником 5.

Фиг. 1, 2 и 3 показывают в качестве примера конструкцию 14 для разворачивания, имеющую тип с рычагами, шарнирно соединенными между основной частью 2 и прямолинейной направляющей позиционирующей конструкции 13.

В показанном примере на Фиг. 1, 2 и 3 система 11 перемещения формируется посредством двух подсистем перемещения с идентичными архитектурами, и каждая сформирована посредством конструкции 12 для ориентации, несущей RCS-кластер 9 с двумя двигателями 9 малой тяги для управления пространственным положением, позиционирующей конструкции 13, несущей единственную конструкцию 12 для ориентации, и конструкции 14 для разворачивания между позиционирующей конструкцией 13 и основной частью 2 космического буксира 1.

Две подсистемы перемещения симметрично радиально размещаются на основной части 2 таким образом, чтобы поддерживать нейтральный режим работы относительно центра массы космической системы и предоставлять возможность полностью управлять позицией и направлением двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением для того, чтобы максимизировать эффективность результирующей тяги.

Фиг. 5 показывает блок-схему последовательности операций, реализованных посредством компьютера 8 для управления пространственным положением, чтобы управлять позицией, ориентацией и рабочим состоянием двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, чтобы регулировать и поддерживать пространственное положение космического буксира 1 и изменять его орбиту.

С этой целью, миссия космического буксира 1, которая известна априори, является концептуально разделяемой на рабочие этапы, содержащие предварительный этап стыковки со спутником 5, который должен быть отбуксирован, за которым следует один или более рабочих этапов для достижения цели миссии, например, техническое обслуживание предварительно назначенного наведения спутника 5, возможно с вставленными, в зависимости от конкретной миссии, этапами переноса орбиты и стабилизации пространственного положения.

Компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы выполнять миссию, предназначенную для космического буксира 1, и оптимизировать средне-долгосрочные рабочие этапы, предполагающие, что этапы

переноса орбиты оптимизируются на основе критериев, установленных априори, в зависимости от конкретной миссии, или во время миссии, например, с помощью одной или различных специализированных нейронных сетей, надлежащим образом обученных на земле.

Поскольку расширение до более сложных сценариев является непосредственным, ради краткости описание ниже основывается на предположении, что миссия космического буксира 1 состоит исключительно из предварительного этапа стыковки/захвата спутника 5 и единственного рабочего этапа, последующего за предварительным этапом. Также предполагается, что, как только космический буксир 1 пристыковался или захватил спутник 5, космическая система 6, которая формируется таким образом, ведет себя аналогично жесткому телу, таким образом, предоставляя возможность рассматривать систему координат, известную априори, составляющую одно целое с космической системой 6, для управления космической системой 6.

Рабочий этап содержит, на первом месте, стабилизацию пространственного положения космической системы 6 в соответствии с требованиями миссии, например, наведением, и с выбранным критерием оптимизации, например, минимизацией расхода топлива, погрешностями наведения и т.д. Для удобства описания далее в данном документе акроним FS будет использоваться, чтобы сослаться на подэтап стабилизации пространственного положения, а акроним FR будет использоваться, чтобы сослаться на подэтап устойчивой работы, который начинается, когда подэтап стабилизации пространственного положения заканчивается, т.е., когда стабилизация космической системы 6 была достигнута, и которая поддерживается посредством компьютера 10 для управления пространственным положением на всем протяжении подэтапа FR посредством выполнения этапов управления пространственным положением известного типа и, следовательно, не описанных подробно.

Согласно аспекту настоящего изобретения, реализация подэтапа FS управляется посредством компьютера 10 для управления пространственным положением на основе нейронной сети, ранее обученной на земле. С этой целью возможно применять уже доступную технологию, например, которая описана в CN 109625333 A, которая касается стабилизации космической системы 6, однако, без рассмотрения дополнительных целей, таких как минимизация расхода топлива. На подэтапе FS двигатели 9 малой тяги для управления пространственным положением позиционируются и ориентируются согласно конфигурации по умолчанию, установленной априори.

В рассматриваемом сценарии использование нейронной сети может быть особенно полезным, в качестве альтернативы традиционным способам управления, поскольку и центр массы космической системы 6, и относительные моменты инерции не известны априори.

Во время подэтапа FS нейронная сеть предназначается, чтобы эффективно решать стандартную задачу управления, которая может быть описана математически следующим образом:

$$\min_{t_0, t_f, \mathbf{u}} \left\{ \Phi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t] dt \right\} \quad (1)$$

$$\mathbf{x}(t) = f(\dot{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), t) \quad (2)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \leq \boldsymbol{\theta} \quad (3)$$

$$\varphi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] = \boldsymbol{\theta} \quad (4)$$

где выражение (1) является целью оптимизации, например, минимизацией расхода топлива, погрешностями наведения и т.д.; векторное уравнение (2) является представлением динамического состояния  $\mathbf{x}(t)$  рассматриваемой космической системы б (позиции и угловой скорости относительно назначенных систем координат), в каждый момент времени  $t$ , как функция его производной по времени  $\dot{\mathbf{x}}(t)$  (угловая скорость и ускорение космической системы б), также как вектор управления  $\mathbf{u}(t)$ , сформированный силами и крутящими моментами, оказываемыми в целом на космическую систему б, в любой момент времени  $t$ .

Выражения (3) и (4) соответственно определяют ограничения на переменные состояния/управления, также как на первоначальное и конечное состояния (при необходимости) космической системы б, во времена  $t_0$  и  $t_f$ .

Решение задачи, определенной уравнениями (1)-(4), выведенное нейронной сетью, оптимизируется относительно предназначенной (по умолчанию) конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением. Однако, поскольку, согласно настоящему изобретению, конфигурация двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением является регулируемой, параметры космической системы б, а именно позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, в свою очередь, рассматриваются с точки зрения дополнительных (хоть и не зависимых от времени) переменных управления. Таким образом, диапазон решений расширяется, приводя к появлению новой задачи оптимизации, которая следует ниже:

$$\min_{t_0, t_f, \mathbf{u}, \mathbf{P}, \boldsymbol{\gamma}} \left\{ \Phi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{P}, \boldsymbol{\gamma}, t] dt \right\} \quad (5)$$

$$\mathbf{x}(t) = f(\dot{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{P}, \boldsymbol{\gamma}, t) \quad (6)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{P}, \boldsymbol{\gamma}, t) \leq \boldsymbol{\theta} \quad (7)$$

$$\varphi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] = \boldsymbol{\theta} \quad (8)$$

где векторы  $\mathbf{P}$  и  $\mathcal{Y}$  (неявно подразумеваемые в формулах (1)-(4)) представляют, соответственно, позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением (больше не рассматриваемые константы, а структурные параметры космической системы 6, которые могут быть определены в контексте соответствующих областей, выраженных условиями (7)). Задача оптимизации, определенная посредством (1)-(4), будет указываться далее в данном документе как "сокращенная задача оптимизации" (PR), в то время как задача оптимизации, определенная посредством (5)-(8), как "расширенная задача оптимизации" (PE).

Оптимальные решения расширенной задачи PE оптимизации, в общем, независимо от конкретной выбранной целевой функции, являются более лучшими по сравнению с оптимальными решениями сокращенной задачи PR оптимизации. В формулах:

$$\min_{t_0, t_f, \mathbf{u}, \mathbf{P}, \mathcal{Y}} \left\{ \Phi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{P}, \mathcal{Y}, t] dt \right\} \leq \min_{t_0, t_f, \mathbf{u}} \left\{ \Phi[t_0, \mathbf{x}(t_0), t_f, \mathbf{x}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t] dt \right\}$$

Поскольку космический аппарат 1 оснащается системой 11 перемещения, чтобы определять режим работы двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы вычислять для каждого двигателя 9 малой тяги для управления пространственным положением, после стыковки, допустимые позиции и ориентации (области  $\mathbf{P}$  и  $\mathcal{Y}$  в расширенной задаче PE оптимизации).

Также стоит отметить, что коротко решение расширенной задачи PE оптимизации является значительно более сложным по сравнению с решением сокращенной задачи PR оптимизации. Одновременная оптимизация стабилизации космической системы 6 и конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением будет, следовательно, нереалистичной, и по этой причине подэтап переконфигурирования (RC) двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением вводится, и итеративный процесс оптимизации конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, показанный в блок-схеме последовательности операций на Фиг. 4, предлагается и описывается ниже.

Как показано на Фиг. 4, процесс оптимизации конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением практически содержит следующие операции, которые будут описаны подробно ниже:

1. получение/обновление входных данных для рабочего этапа; (блок 100),
2. стабилизация космической системы 6 (блок 110),
3. получение/обновление входных данных для оптимизации компоновки двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением (блок 120),
4. оптимизация позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением (блок 130), и

5. (физически) регулировка позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением (блок 140).

Операции 1-5 выполняются только на рабочем этапе космической системы 6, следовательно, как показано в блок-схеме последовательности операций штриховой линией, выход космической системы 6 из рабочего этапа инструктирует немедленное аварийное прекращение исполнения этапа в этот реализуемый момент (общее правило остановки).

#### Операция 1

Получение/обновление входных данных для рабочего этапа

Операция 1 нацелена на получение или, во время процесса оптимизации, обновление сценария работы космической системы 6 на рабочем этапе.

Операция 1 содержит выполнение следующих этапов:

1.1 получение/обновление требований для рабочих этапов, например, поддержание заданного угла наведения бортовой оптической системы спутника 5, и критерия оптимизации, например, минимизация расхода топлива;

1.2 получение/обновление (доступных) данных о первоначальном/текущем состоянии космической системы 6, таких как позиция, ориентация и угловые скорости космической системы 6 в системе координат, объединенной с космической системой 6;

1.3 определение позиции и ориентации спутника 5 относительно космического буксира 1, с тем, чтобы предоставлять возможность определения геометрической конфигурации космической системы 6;

1.4 получение текущих позиций и ориентаций двигателей 7 малой тяги для управления пространственным положением (на первоначальном этапе процесса оптимизации, проектных номинальных значений/значений по умолчанию).

Что касается этапа 1.1, требования для рабочего этапа и критерии оптимизации являются известными, когда процесс оптимизации инициируется. Они могут изменяться позднее, если необходимость в обновлениях идентифицируется, например, вследствие изменений в условиях, обнаруженных посредством сенсорной системы 8, или вследствие возникновения других непрогнозируемых условий.

Определение обновлений для рабочего этапа, т.е., получение обновленных данных для исполнения (или исполнения вновь, при необходимости) операций 2 и 3, удобно выполняется посредством специализированной нейронной сети, предварительно обученной на земле.

Этап 1.3 выполняется посредством сенсорной системы, например, в форме оптических датчиков, датчиков захвата и распознавания изображения и т.д., после стыковки, при необходимости. Например, в случае, в котором функция наведения оптического инструмента на борту захваченного спутника должна быть восстановлена.

Операция 1 выполняется в начале процесса оптимизации и впоследствии, только если условие 1, описанное ниже, возникает. Этапы 1.1), 1.2), 1.3) и 1.4) имеют цель инициализации (или повторной инициализации, при необходимости) операции 2 и/или

передачи входных данных для операции 3.

#### Операция 2

Стабилизация космической системы

Операция 2 нацелена на выполнение подэтапа FS, т.е., стабилизацию пространственного положения космической системы 6 в соответствии с требованиями рабочего этапа и с выбранным критерием оптимизации, т.е., с решением сокращенной задачи PR оптимизации, когда текущая ориентация и позиции двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением считаются постоянными.

Операция 2 легко выполняется посредством нейронной сети, предварительно обученной на земле.

Нейронная сеть задействуется посредством импорта информации, полученной из операции 1 посредством этапов 1.1, 1.2, 1.3 и 1.4.

Операция 3 затем выполняется, когда космическая система 6 способна удовлетворять требованиям рабочего этапа и выбранному критерию оптимизации, например, минимизации расхода топлива.

#### Операция 3

Получение/обновление входных данных для оптимизации компоновки двигателей малой тяги для управления пространственным положением

Операция 3 нацелена на подготовку входных данных, которые могут обновляться во время процесса оптимизации, необходимого для выполнения подэтапа RC, т.е., оптимизации позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением.

Операция 3 содержит выполнение следующих этапов:

3.1. извлечение подмножества усилий управления пространственным положением и крутящих моментов, прикладываемых к космической системе 6 во время этапов управления устойчивого рабочего этапа FR; и

3.2 определение допустимых областей позиции и ориентации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением и каких-либо обновлений.

Подмножество усилий управления пространственным положением и крутящих моментов, необходимых для исполнения этапа 3.1, получается следуя соответствующей статистической выборке усилий управления пространственным положением и крутящих моментов, прикладываемых к космической системе 6 во время достаточно продолжительного периода выборки во время подэтапа FR, т.е., устойчивой работы космической системы 6.

С этой целью, компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы извлекать подмножество, предварительно определенного размера, результирующих усилий и крутящих моментов, действующих на космическую систему во время управления пространственным положением в течение достаточно продолжительного периода выборки во время подэтапа FR.

В целях удобства, компьютер 10 для управления пространственным положением

может быть запрограммирован, чтобы извлекать усилия для управления пространственным положением и крутящие моменты, действующие на космическую систему 6 во время наиболее критических этапов управления пространственным положением подэтапа FR, и которые соответствуют, например, максимальному и минимальному значениям модулей усилий управления пространственным положением и крутящих моментов, максимально требуемому расходу и т.д., также как усилия управления пространственным положением и крутящие моменты, действующие наиболее часто на космическую систему 6 во время подэтапа FR.

Чтобы гарантировать, что подмножество извлеченных усилий управления пространственным положением и крутящих моментов является репрезентативным, насколько возможно, для усилий и моментов, фактически действующих на космическую систему 6 во время этапов управления пространственным положением, которые имеют место во время подэтапа FR, компьютер 10 для управления пространственным положением может быть для удобства запрограммирован, чтобы выбирать этапы управления пространственным положением, которые максимизируют "суммарную разницу" усилий управления пространственным положением и, аналогично, крутящих моментов. С этой целью, могут быть применены различные формулировки, например, посредством максимизации, с помощью выбранных весовых коэффициентов, среднеквадратического отклонения усилий и моментов, сумм соответствующих расстояний, выраженных посредством L1, L2 норм, и т.д. Полезные методы и алгоритмы доступны для этой цели, такие как "кластеризация методом K-средних".

Этап 3.2, прежде всего, нацелен на идентификацию допустимых позиций и ориентаций каждого двигателя 9 малой тяги для управления пространственным положением, которые определяют области векторов  $P$  и  $\gamma$  в расширенной задаче PE оптимизации. Поскольку эта информация не известна априори, поскольку является непредсказуемым, в какой точно позиции и ориентации спутник 5 будет относительно космического буксира 1, допустимые позиции и ориентации для каждого двигателя 9 малой тяги для управления пространственным положением для удобства определяются посредством способов распознавания изображения.

Этап 3.2 имеет дополнительную цель идентификации каких-либо обновлений по доступности двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, причем эта информация является необходимой для выполнения операции 4. Фактически, может случиться, например, что двигатель 9 малой тяги для управления пространственным положением сигнализирует о возможной неисправности, и в этом случае его следует надлежащим образом заменить одним или различными двигателями 9 малой тяги для управления пространственным положением, которые работают в более надежных условиях. Дополнительный пример может относиться к необходимости перераспределения использования двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, чтобы избежать перегрузки некоторых из них. Этап 3.2

также для удобства выполняется посредством нейронной сети, предварительно обученной на земле.

Усилия управления пространственным положением и крутящие моменты, выбранные на этапе 3.1, идентификация пригодных для эксплуатации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением и определение соответствующих областей позиции и ориентации, вычисленных на этапе 3.2, являются основными элементами для дискретизированной (имеющей небольшой размер) формулировки расширенной задачи РЕ оптимизации, используемой на подэтапе РС, описанном далее в операции 4.

В конце выполнения операции 3 компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы проверять возникновение рабочего условия, указанного в блок-схеме последовательности операций с помощью выражения условия 1 (блок 150), которое определяется посредством выполнения операции 3, приведшего, или не сумевшего привести, в результате к изменяемому сценарию работы космической системы 6, в частности, идентифицирующему другое подмножество усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, или исключение одного или более двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, по сравнению с существовавшими перед выполнением операции 3 в процессе оптимизации.

Если условие 1 определяется как возникающее, тогда компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы выполнять операцию 4, описанную ниже, иначе предполагается повторять операцию 1, после того как заданный период времени прошел (блок 160).

Во время первого выполнения операции 3 условие 1 всегда определяется как возникшее, в то время как в последующих итерациях условие 1 может не возникать, в таком случае не существует причины повторно выполнять операцию 4, поскольку она будет попадать в уже рассмотренные сценарии работы, таким образом, создавая возможное заикливание. Следовательно, операция 4 активизируется, только если возникает условие 1.

#### Операция 4

Оптимизация позиций и ориентаций двигателей малой тяги для управления пространственным положением

Операция 4 нацелена на оптимизацию позиций и ориентаций доступных двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, идентифицированных в операции 3, т.е., вычислительные аспекты подэтапа РС, во время выхода из подэтапа РС, т.е., перемещение двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, применяются на практике в операции 5, описанной далее в данном документе.

В операции 4 решается расширенная задача РЕ оптимизации, где векторы  $\mathbf{P}$  и  $\gamma$ , указывающие позицию и ориентацию каждого двигателя 9 малой тяги для управления

пространственным положением, больше не считаются константами, а системными параметрами (независимыми от времени), которые могут изменяться в связанных областях, идентифицированных в операции 3.

Принятая модель/алгоритм оптимизации вводится (из операции 3) с репрезентативным подмножеством усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, доступными двигателями 9 малой тяги для управления пространственным положением, ограничениями тяги для каждого из доступных двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, также как какими-либо ограничениями по времени использования, или предоставляемой тяге, и/или дополнительными условиями.

Стоит отметить, что репрезентативное подмножество усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов применяется для удобства, вместо подмножества, включающего в себя усилия для управления пространственным положением и крутящие моменты всех фактически отобранных этапов управления, для того, чтобы значительно уменьшать размер (и, следовательно, трудность) расширенной задачи РЕ оптимизации.

Расширенная задача РЕ оптимизации (дискретизированная согласно подмножеству выбранных усилий и крутящих моментов) может быть сформулирована на языке математического программирования, с помощью нелинейной модели или модели частично целочисленного программирования (MIP), и решена с помощью глобальных оптимизаторов (GO) или MIP. Альтернативно, расширенная задача РЕ оптимизации может быть решена посредством специализированной нейронной сети, предварительно обученной на земле (с помощью специализированных моделей, алгоритмов и оптимизаторов). В этом случае, операции 3 и 4 могут быть объединены в единую операцию, выполняемую специализированной нейронной сетью, предварительно обученной на земле.

Когда операция 4 была завершена, компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы проверять возникновение рабочего условия, указанного в блок-схеме последовательности операций выражением условия 2 (блок 170), определенным посредством решения, идентифицированного в операции 4, считающегося или не могущего считаться лучшим по сравнению с решениями, идентифицированными в той же операции 4 в предыдущих итерациях процесса оптимизации конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, на основе рассмотренного критерия оптимизации.

Если, например, критерий оптимизации является минимизацией расхода топлива, условие 2 определяется посредством конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, идентифицированной в операции 4, предоставляющей возможность получения экономии топлива по сравнению с конфигурациями двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением, идентифицированными в той же операции 4 в предыдущих итерациях процесса

оптимизации конфигурации двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением.

Если условие 1 определяется как возникающее, тогда компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы выполнять операцию 5, описанную ниже, иначе предполагается повторять операцию 1, после того как заданный период времени прошел (блок 160).

#### Операция 5

(Физическая) модификация позиций и ориентаций двигателей малой тяги для управления пространственным положением

Операция 5 нацелена на модификацию позиций и ориентаций двигателей 9 малой тяги для управления пространственным положением на основе выходных данных операции 4.

С этой целью, компьютер 10 для управления пространственным положением программируется, чтобы управлять системой 11 перемещения, чтобы инструктировать двигателям 9 малой тяги для управления пространственным положением принимать позиции и ориентации, вычисленные в операции 4.

На основе того, что было описано выше, возможно оценивать преимущества, которых настоящее изобретение позволяет добиться.

В частности, настоящее изобретение предоставляет возможность предоставления электронной системы управления реактированием, которая предоставляет возможность получения улучшений как с точки зрения эффективности оптимизации расхода топлива орбитального обслуживающего космического аппарата, так и с точки зрения числа двигателей малой тяги для управления пространственным положением, необходимых для управления пространственным положением орбитального обслуживающего космического аппарата, и космической системы, сформированной орбитальным обслуживающим космическим аппаратом и пристыкованным или захваченным космическим транспортным средством или объектом.

Электронная система управления реактированием может также быть использована, например, на отдельном космическом аппарате, таком как спутник, для того, чтобы оптимизировать расход топлива во время различных этапов использования, или для того, чтобы оптимально переопределять конфигурацию двигателей малой тяги для управления пространственным положением в случае отказа одного или более из них.

Кроме того, используемая нейронная сеть может быть приспособлена для самообучения, улучшая свою способность реагирования со временем. С текущим технологическим состоянием предполагается, что она может быть обучена снова с земли с помощью данных, обнаруженных во время использования на борту и повторно обновленных через восходящую линию связи.

## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1), содержащий:

- систему (4) зацепления, чтобы зацеплять космическое транспортное средство или объект (5), который/которое должен/должно быть обслужен/о или отбуксирован/о, с тем, чтобы формировать космическую систему (6); и

- электронную систему (7) управления реактированием, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) вращаться вокруг продольной, вертикальной и поперечной осей, чтобы управлять пространственным положением и смещением космического аппарата (1) по заданным траекториям, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) выполнять заданные маневры;

электронная система (7) управления реактированием содержит:

- сенсорную систему (8), чтобы предоставлять возможность непосредственного обнаружения физических величин или их опосредованного вычисления на основе обнаруженных физических величин, содержащих одно или более из позиции, пространственного положения, угловых скоростей, доступного топлива, геометрических признаков и состояния бортовой системы;

- двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением, установленные таким образом, чтобы предоставлять возможность регулирования их позиций и ориентаций; и

- компьютер (10) для управления пространственным положением на связи с сенсорной системой (8) и двигателями (9) малой тяги для управления пространственным положением и запрограммированный, чтобы принимать данные от сенсорной системы (8) и управлять, на основе принятых данных, позициями, ориентациями и рабочими состояниями двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением таким образом, чтобы управлять пространственным положением и позицией космического аппарата (1);

компьютер (10) для управления пространственным положением программируется, чтобы инструктировать космическому аппарату (1) выполнять заданную миссию, содержащую этап зацепления, в котором система (4) зацепления и двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением управляются посредством компьютера (10) для управления пространственным положением, чтобы зацеплять космическое транспортное средство или объект (5), который/которое должен/должно быть обслужен/о или отбуксирован/о, и один или более рабочих этапов, на каждом из которых двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением управляются посредством компьютера (10) для управления пространственным положением, чтобы удовлетворять одному или более требованиям, установленным для рабочего этапа;

каждый рабочий этап может содержать по меньшей мере один подэтап (FS) стабилизации, во время которого пространственное положение космической системы (6) стабилизируется в соответствии с требованиями рабочего этапа и с заданным критерием оптимизации;

отличающийся тем, что за каждым подэтапом (FS) стабилизации следует подэтап (FR) устойчивой работы, который начинается, когда подэтап (FS) стабилизации пространственного положения космической системы (6) заканчивается; и

тем, что на каждом рабочем этапе компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы оптимизировать конфигурацию двигателей (9) для управления пространственным положением в соответствии с требованиями рабочего этапа, реализуя итеративный процесс оптимизации конфигурации двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением, содержащий:

- 1. Операцию 1, содержащую:

- 1.1 получение/обновление требований для рабочего этапа и критерия оптимизации;

- 1.2 получение/обновление текущего состояния космической системы (6), определенного позицией, ориентацией и угловыми скоростями космической системы (6) в системе координат космической системы (6);

- 1.3 определение позиции и ориентации зацепленного космического транспортного средства или объекта (5) относительно космического аппарата (1) с тем, чтобы предоставлять возможность определения геометрической конфигурации космической системы (6); и

- 1.4 определение текущих позиций и ориентаций двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением;

- 2. Операцию 2, содержащую:

стабилизацию пространственного положения космической системы (6) в соответствии с требованиями для рабочего этапа и с критерием оптимизации на основе текущего состояния и геометрической конфигурации космической системы (6) и текущих позиций и ориентаций двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением, определенных на этапе 1.4;

- 3. Операцию 3, содержащую:

- 3.1 определение усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, действующих на космическую систему (6) во время достаточно продолжительного периода выборки этапа (FR) устойчивой работы; и

- 3.2 определение допустимых областей позиций и ориентаций двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением и доступности двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением;

- 4. Операцию 4, содержащую:

оптимизацию позиций и ориентаций доступных двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением, на основе критерия оптимизации и рассматривая позиции и ориентации двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением в качестве системных переменных, которые могут изменяться в ассоциированных допустимых областях, определенных на этапе 3.2;

- 5. Операцию 5, содержащую:

модификацию позиций и ориентаций двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением с тем, чтобы инструктировать двигателям (9) малой тяги для управления пространственным положением принимать оптимизированные позиции и ориентации, вычисленные на этапе 4.1.

2. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по п. 1, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы:

- когда операция 3 была завершена, проверять (150) возникновение первого рабочего условия, определенного посредством выполнения операции 3, приведшего, или не сумевшего привести, в результате к изменению сценария работы космической системы (6), определенного посредством множества усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, прикладываемых к космической системе (6), и/или посредством доступности, или их отсутствия, одного или более двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением, по сравнению со сценарием работы перед выполнением операции 3 в итеративном процессе оптимизации конфигурации двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением;

- если первое рабочее условие определяется как возникшее, выполнять операцию 4 (130); и

- если первое рабочее условие определяется как не возникшее, повторять операцию 1, после того как заданный период времени (160) истек.

3. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по п. 1 или 2, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно конфигурируется, чтобы:

- когда операция 4 была завершена, проверять (170) возникновение второго рабочего условия, определенного посредством выполнения операции 4, приведшего, или не сумевшего привести, в результате к улучшению, определенному на основе критерия оптимизации, по сравнению с предыдущими выполнениями операций 4 в итеративном процессе оптимизации конфигурации двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением;

- если второе рабочее условие определяется как возникшее, выполнять операцию 5 (140); и

- если второе рабочее условие определяется как не возникшее, повторять операцию 1, после того как заданный период времени (160) истек.

4. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по любому из предшествующих пунктов, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы реализовывать один или более из подэтапа (FS) стабилизации, определения необходимости обновления согласно этапу 1.1 в операции 1, операции 2 и этапу 3.2 в операции 3 посредством одной и той же или различных нейронных сетей, предварительно обученных на земле.

5. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по любому из предшествующих пунктов, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы определять позицию и ориентацию космического транспортного средства или объекта (5), который/которое должен/должно быть обслужен/о или отбуксирован/о, относительно космического аппарата (1) и геометрическую конфигурацию космической системы (6) согласно этапу 1.3 в операции 1 на основе данных, выведенных сенсорной системой (8).

6. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по любому из предшествующих пунктов, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы выполнять операцию 3, когда космическая система (6) удовлетворяет требованиям рабочего этапа и критерию оптимизации.

7. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по любому из предшествующих пунктов, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы выполнять этап 3.1 в операции 3, извлекая подмножество усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, прикладываемых к космической системе (6) и представляющих усилия для управления пространственным положением и крутящие моменты, прикладываемые к космической системе (6) во время этапов управления, которые имели место во время операции (FR) устойчивой работы.

8. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по п. 7, при этом компьютер (10) для управления пространственным положением дополнительно программируется, чтобы извлекать подмножество усилий для управления пространственным положением и крутящих моментов, прикладываемых к космической системе (6) и содержащих усилия для управления пространственным положением и крутящие моменты, прикладываемые к космической системе (6) во время критических этапов управления пространственным положением, которые имели место во время подэтапа (FR) устойчивой работы, и/или усилия для управления пространственным положением и крутящие моменты, более часто прикладываемые к космической системе (6) во время подэтапа (FR) устойчивой работы.

9. Орбитальный обслуживающий космический аппарат (1) по любому из предшествующих пунктов, при этом электронная система (7) управления реактивацией дополнительно содержит электронно-управляемую систему (11) перемещения, выполненную с возможностью перемещать двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением и содержащую:

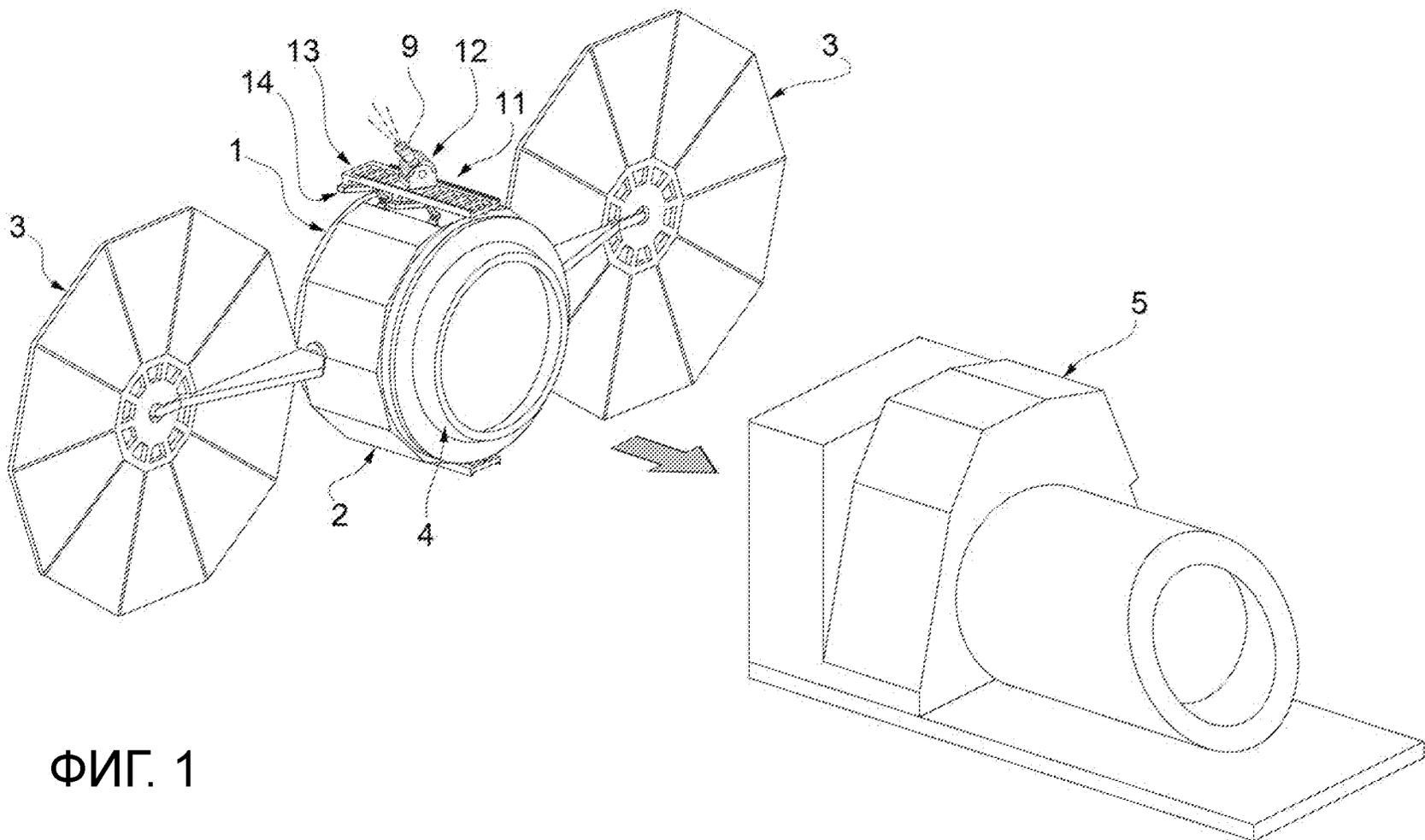
- электронно-управляемую конструкцию (12) для ориентации, предназначенную, чтобы поддерживать один или различные двигатели (9) малой тяги для управления пространственным положением так, чтобы предоставлять возможность вращаться им по меньшей мере вокруг двух ортогональных осей (А, В) вращения в ответ на электрические команды от компьютера (10) для управления пространственным положением, с тем, чтобы

предоставлять возможность регулирования двигателей (9) малой тяги для управления пространственным положением;

- электронно-управляемую позиционирующую конструкцию (13), предназначенную, чтобы поддерживать одну или различные конструкции (12) для ориентации так, чтобы предоставлять возможность им поступательно перемещаться в направлении смещения в ответ на электрические команды от компьютера (10) для управления пространственным положением, с тем, чтобы предоставлять возможность регулирования позиции конструкций (12) для ориентации; и

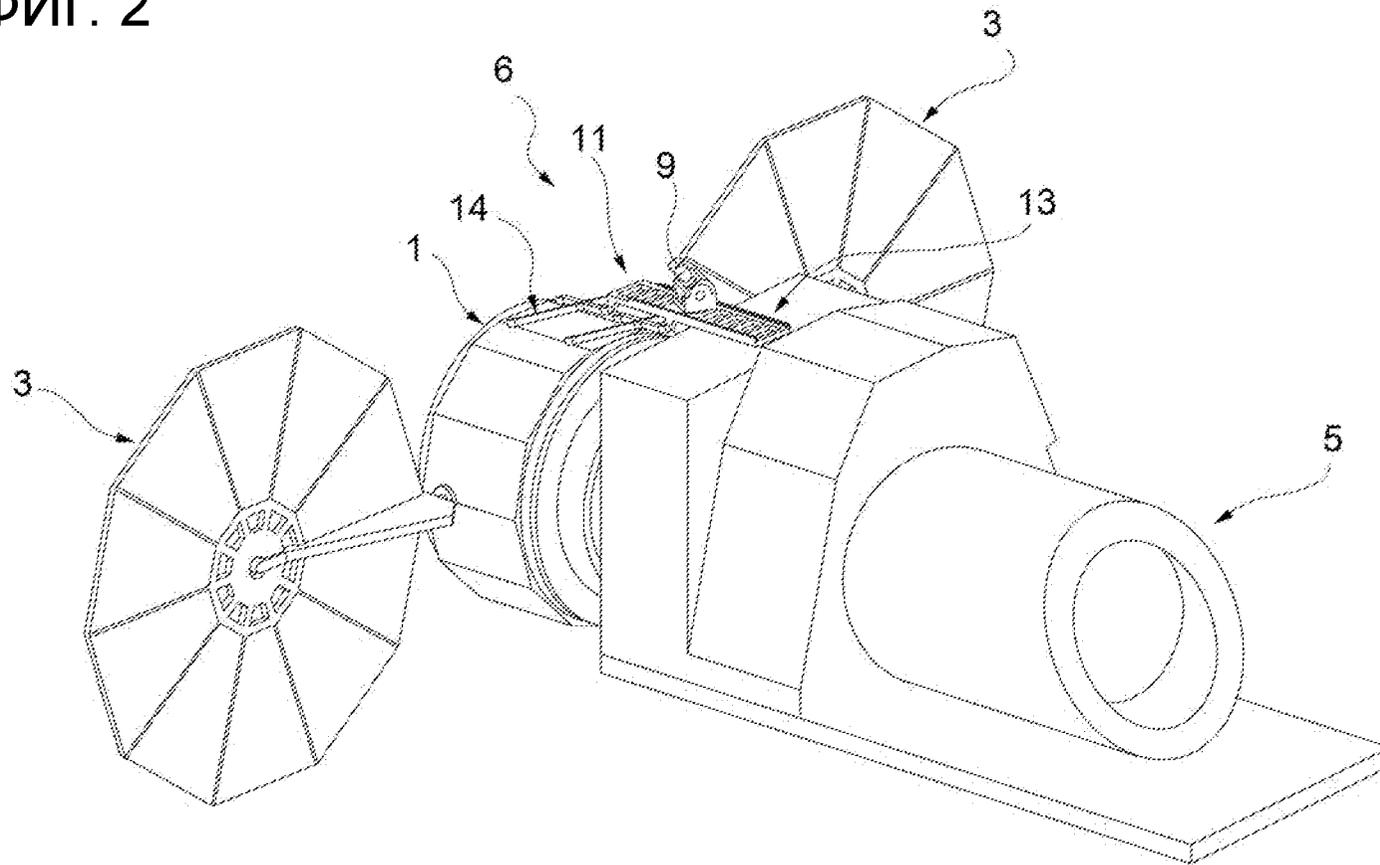
- для каждой позиционирующей конструкции (13), электронно-управляемую конструкцию (14) развертывания, предназначенную, чтобы соединять позиционирующую конструкцию (13) с космическим аппаратом (1) и принимать, в ответ на электрические команды от компьютера (10) для управления пространственным положением, свернутую конфигурацию, в которой позиционирующая конструкция (13) находится рядом с космическим аппаратом (1), и развернутую конфигурацию, в которой позиционирующая конструкция (13) перемещается на расстояние от космического аппарата (1) и приводится в позицию рядом с космическим транспортным средством или объектом (5), который/которое должен/должно быть обслужен/о или отбуксирован/о.

10. Программное обеспечение, загружаемое в компьютер (10) для управления пространственным положением электронной системы (7) управления реагированием орбитального обслуживающего космического аппарата (1) по любому из предшествующих пунктов и предназначенное, чтобы инструктировать при его исполнении компьютеру (10) для управления пространственным положением становится сконфигурированным по любому из предшествующих пунктов.

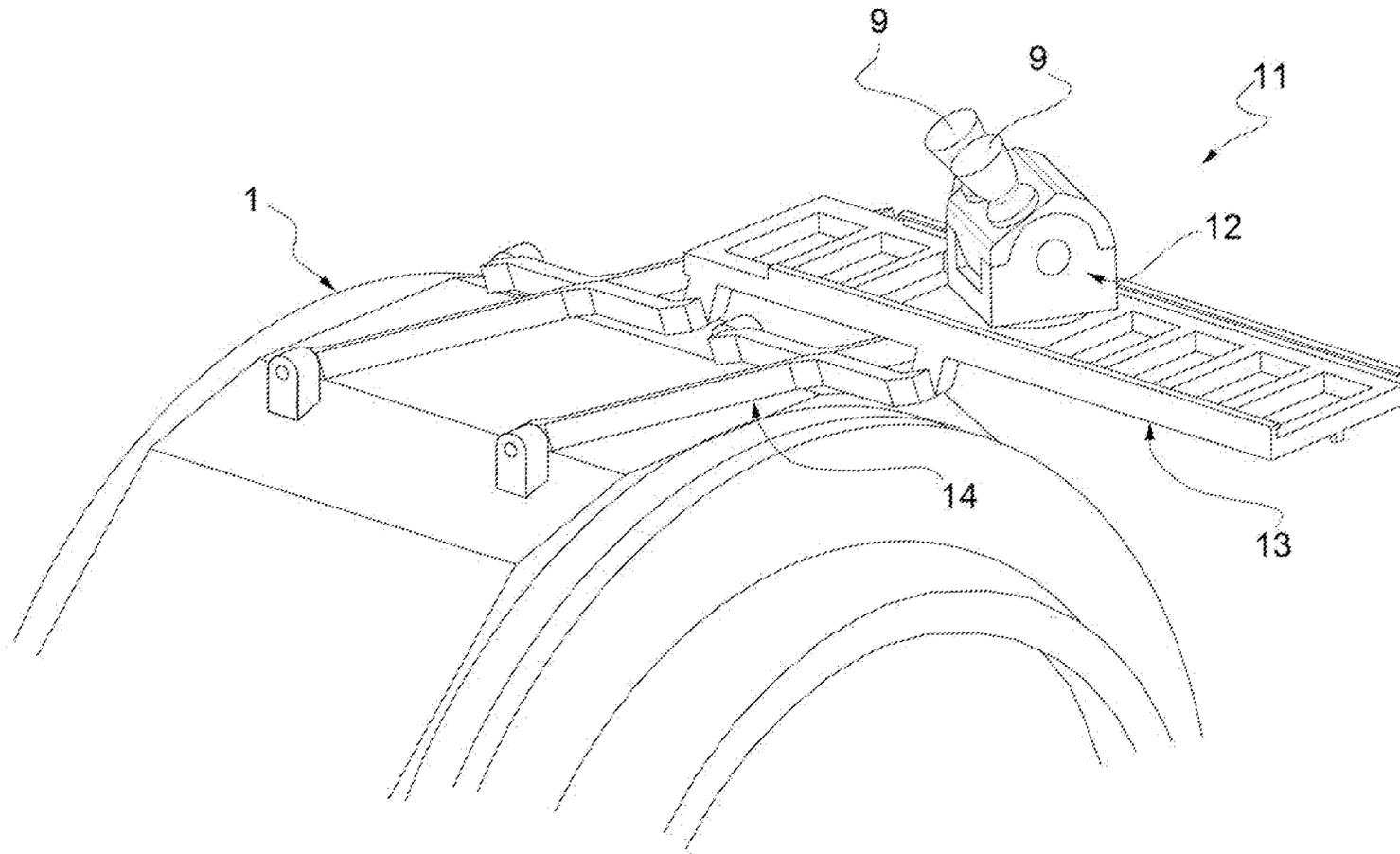


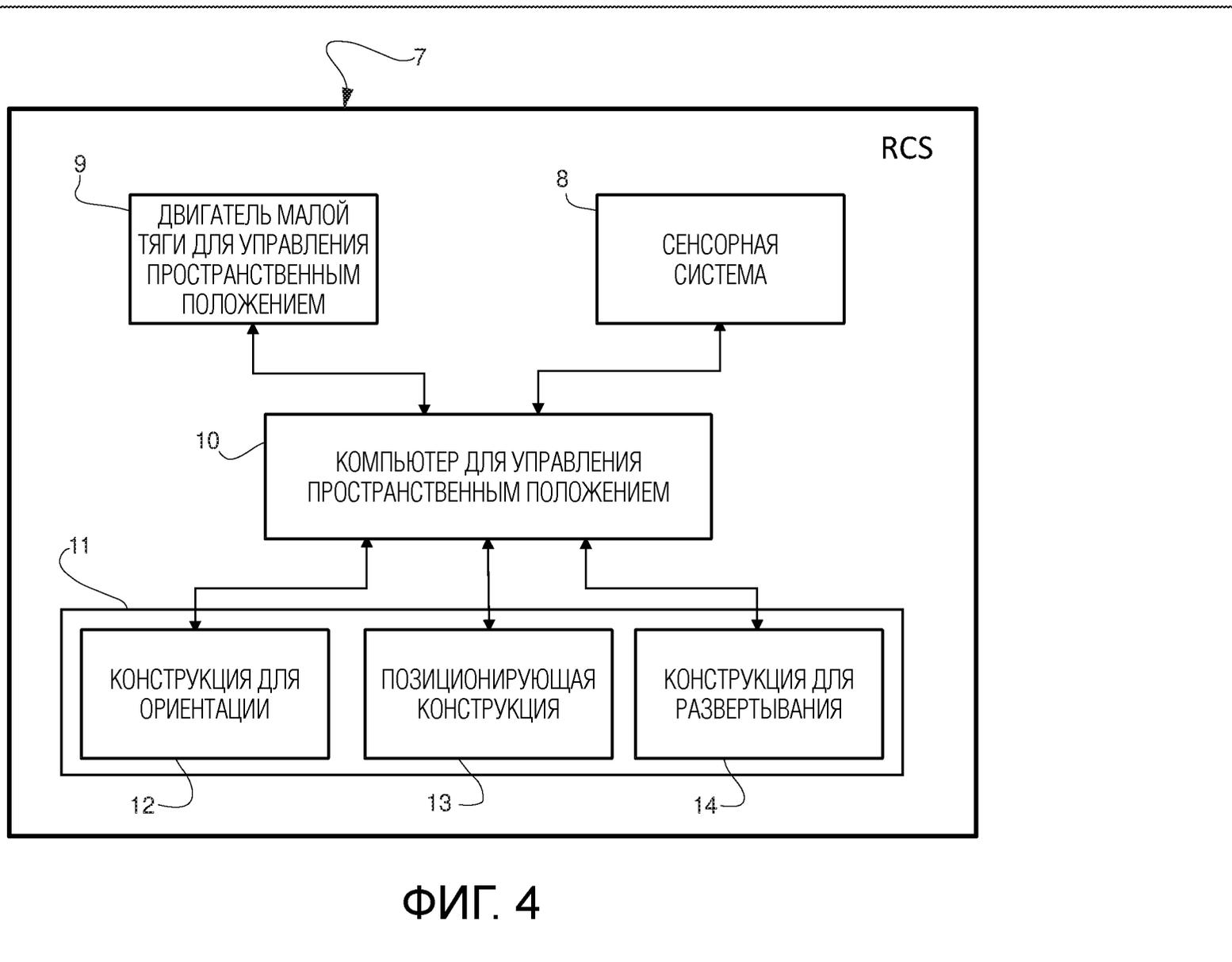
ФИГ. 1

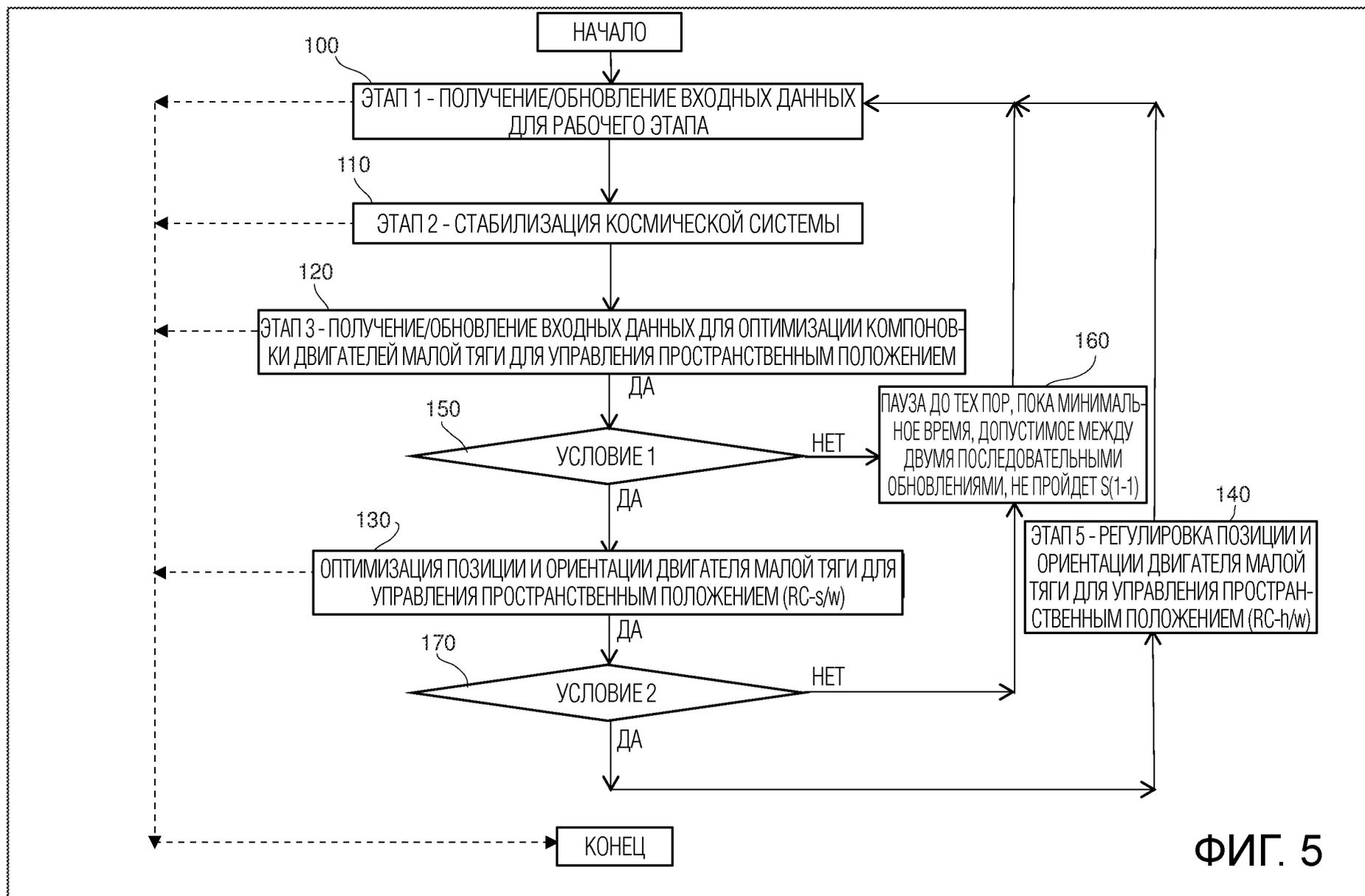
ФИГ. 2



ФИГ. 3







ФИГ. 5