

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2022.05.11

(22) Дата подачи заявки
2020.08.07

(51) Int. Cl. *B64G 1/00* (2006.01)
B64G 1/64 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)
F03H 1/00 (2006.01)
B64G 1/22 (2006.01)
G05D 1/02 (2020.01)

(54) ГРУППИРОВКА МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ И СПОСОБ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

(31) 62/884,604; 62/886,867

(32) 2019.08.08; 2019.08.14

(33) US

(86) PCT/US2020/045316

(87) WO 2021/026412 2021.02.11

(71) Заявитель:

**ЭТОМОС НЬЮКЛИАР ЭНД СПЕЙС
КОРПОРЕЙШН (US)**

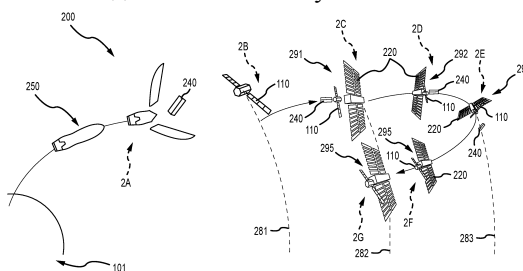
(72) Изобретатель:

Кларк Ванесса Джейн (US)

(74) Представитель:

Медведев В.Н. (RU)

(57) Создана модульная и масштабируемая система для перемещения космических изделий между космическими орбитами. В одном варианте осуществления система применяет космический аппарат для сближения на орбите, который стыкуется с космическим изделием на первоначальной орбите, соединенная связка затем стыкуется с локомотивным космическим аппаратом, который маневрирует на целевую орбиту, где космическое изделие отсоединяется. В одном варианте космический аппарат для сближения на орбите и локомотивный космический аппарат используют обычное топливо, а космическое изделие является спутником.



ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

2420-573108EA/23

ГРУППИРОВКА МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ И СПОСОБ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Область техники

Изобретение относится, в целом, к системам и способам использования системы для смены орбиты и, в частности, к модульным и масштабируемым системам и способам для перемещения космических изделий между космическими орбитами.

Уровень техники

Доступ в космос посредством запуска ракеты является узким местом для плана-графика, объема, массы и стоимости. Космические транспортные системы (например, межорбитальные буксиры (OTV), специализированные «космические аппараты-буксиры», которые постоянно находятся на орбите) расширяют возможности меньших ракетопосредств и предоставляют возможность для широкого применения совместного участия в запуске ракеты-носителя. Кроме того, использование таких находящихся в космосе транспортных систем предоставляют возможность ракетному топливу, емкости и двигательной установке постоянно находиться в космосе, так что больше стартовой массы и объема может быть выделено для полезной нагрузки. Это является заметным преимуществом над существующими двигательными установками космических аппаратов, выводящими устройствами и адаптерами попутной полезной нагрузки ракет-носителей одноразового применения (ESPA), которые запускаются с полезными грузами.

Возможность многократного применения находящихся в космосе транспортных систем вызывает снижение затрат, поскольку системы одноразового применения имеют более высокие производимые вновь затраты на сооружение и более высокие совокупные затраты на запуск. Возможность многократного применения предоставляется посредством двух ключевых признаков OTV или группировки OTV; способностью OTV сближаться с новыми космическими объектами или спутником-клиентом и способностью OTV дозаправляться топливом. Раскрываемая система смены орбиты, она же раскрываемая группировка OTV, предоставляет возможность повсеместного сближения с новыми спутниками-клиентами (например, клиентскими спутниками) посредством уникальной раздельной архитектуры. В одном варианте осуществления система смены орбиты использует аммиачное топливо в качестве единственного продукта, потребляемого посредством работы OTV, тем самым, упрощая операции дозаправки топливом и предоставляя возможность повторного применения задействованного OTV, как описано в заявке на патент США № 62/886,867, включенной по ссылке полностью для всех целей. В одном варианте осуществления система смены орбиты использует электрический движитель, как описано в заявке на патент США № 62/884,604, включенной по ссылке полностью для всех целей.

Раскрываемая система смены орбиты является особенно ценной, чтобы обслуживать операторов коммерческих спутников, перемещающихся с низкой

околоземной орбиты (LEO) на другие полезные рабочие орбиты, такие как геостационарная околоземная орбита (GEO). В общем, раскрываемая система смены орбиты предоставляет интеллектуальный космический аппарат для сближения на орбите (сближения и стыковки (RPO) «в коробке»), чтобы присоединяться к клиентскому космическому изделию (например, клиентскому спутнику) перед сопряжением с локомотивным космическим аппаратом (LV), который обеспечивает первичную движущую силу. В одном варианте осуществления RV присоединяется к выводящему устройству, выводящее устройство несет или иначе соединяется с клиентским космическим изделием, таким как клиентский наноспутник стандарта CubeSat. Такая «раздельная архитектура» для раскрываемой системы смены орбиты предоставляет возможность, среди прочего, более широкой зоны действия миссии без модификации операций с клиентским изделием.

Раскрываемая система смены орбиты может служить для перемещения космических изделий между любым числом орбит, чтобы включать в себя первоначальную клиентскую орбиту вывода до целевой клиентской орбиты, такой как геостационарная (GEO) орбита, геосинхронная околоземная орбита (GSO), низкая околоземная орбита (LEO) с низким наклоном или высокоэллиптическая орбита.

Для того, чтобы соответствовать требованиям параграфа 112 35 U.S.C. и более глубоко описывать аспекты изобретения, последующее включено по ссылке полностью для всех целей: патенты США № 7624950, 4187506, 5685505, 4078747, 9850008, 5282357, 6135393 и 9038957; патентные публикации США № 2015/0008288, 2015/0053823 и 2015/0016560; заявка на патент США № 62/754,352; канадский патент № 2831309 и европейская патентная заявка № 2740668.

Сущность изобретения

Предоставляется модульная и масштабируемая система для перемещения космических изделий между космическими орбитами. В одном варианте осуществления система применяет космический аппарат для сближения на орбите, который стыкуется с космическим изделием на первоначальной орбите, чтобы образовать соединенную связку, соединенная связка затем стыкуется с локомотивным космическим аппаратом, который маневрирует до целевой орбиты, где космическое изделие отсоединяется. В одном признаке космический аппарат для сближения на орбите и локомотивный космический аппарат используют обычное топливо, а космическое изделие является спутником. В одном варианте осуществления космический аппарат для сближения на орбите присоединяется к выводящему устройству, если выводящее устройство несет или иначе присоединено к клиентскому космическому изделию. В одном варианте осуществления выводящее устройство конфигурируется, чтобы предоставлять топливо космическому аппарату для сближения на орбите, а космический аппарат для сближения на орбите, в свою очередь, конфигурируется, чтобы предоставлять предоставленное выводящим устройством топливо локомотивному космическому аппарату. В одном признаке каждый из космического аппарата для сближения на орбите, выводящего устройства и

локомотивного космического аппарата совместно используют обычное топливо, такое как аммиак.

В одном варианте осуществления раскрывается система смены орбиты, система содержит: космический аппарат для сближения на орбите, работающий на первой орбите и приспособленный для зацепления космического изделия, космическое изделие содержит клиентское космическое изделие и работает на орбите вывода клиента; локомотивный космический аппарат, работающий на второй орбите и приспособленный принимать космический аппарат для сближения на орбите, локомотивный космический аппарат содержит локомотивную двигательную систему; при этом: космический аппарат для сближения маневрирует с первой орбиты на орбиту вывода клиента и зацепляет космическое изделие, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата для сближения и клиентского космического изделия; первая связка маневрирует, чтобы стыковаться с локомотивом для формирования второй связки, образованной из космического аппарата для сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата; локомотивная движущая система работает, чтобы осуществлять маневрирование второй связи на целевую орбиту клиента; и клиентское космическое изделие отсоединяется от второй связки, чтобы работать на целевой орбите клиента.

В одном аспекте космический аппарат для сближения содержит двигательную систему для сближения, приспособленную для выполнения точных маневров, сближений и маневров в близкой зоне. В другом аспекте, каждая из двигательной системы для сближения и локомотивной двигательной системы работает с аммиачным топливом. В другом аспекте, клиентское космическое изделие является спутником. В другом аспекте, космическое изделие дополнительно содержит выводящее устройство. В другом аспекте выводящее устройство содержит хранящееся в выводящем устройстве топливо. В другом аспекте, космический аппарат для сближения стыкуется с выводящим устройством. В другом аспекте, по меньшей мере, некоторая часть топлива выводящего устройства передается в космический аппарат для сближения, топливо выводящего устройства является аммиачным топливом. В другом аспекте, первая орбита является практически такой же, что и вторая орбита. В другом аспекте, космический аппарат для сближения содержит комплект лепестков совмещения, используемых для стыковки с локомотивом.

В другом варианте осуществления раскрывается способ смены орбиты, способ содержит: предоставление космического аппарата для сближения, работающего на первой орбите, космический аппарат для сближения имеет двигательную систему космического аппарата для сближения и приспособлен, чтобы зацеплять космическое изделие, космическое изделие содержит клиентское космическое изделие и работает на орбите вывода клиента; предоставление локомотивного космического аппарата, работающего на второй орбите, локомотивный космический аппарат приспособлен зацеплять космический аппарат для сближения, локомотивный космический аппарат содержит локомотивную двигательную систему; маневрирование космического аппарата для сближения с первой

орбиты на орбиту вывода клиента; стыковку космического аппарата для сближения с космическим изделием, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата для сближения и клиентского космического изделия; зацепление связки космического аппарата для сближения и космического изделия с локомотивом, чтобы образовать вторую связку, образованную из космического аппарата для сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата; активизацию локомотивной двигательной системы, чтобы осуществлять маневрирование второй связки на целевую орбиту клиента; и отсоединение клиентского космического изделия от второй связки; при этом: клиентский объект работает на целевой орбите клиента.

В одном аспекте, после отсоединения клиентского космического изделия от второй связки космический аппарат для сближения и локомотив маневрируют на вторую орбиту. В другом аспекте, космическое изделие дополнительно содержит выводящее устройство, выводящее устройство формирует состыкованное соединение с космическим аппаратом для сближения как часть первой связки. В другом аспекте, выводящее устройство содержит хранящееся в выводящем устройстве топливо, по меньшей мере, часть топлива выводящего устройства переносится в космический аппарат для сближения. В другом аспекте топливом выводящего устройства является аммиак. В другом аспекте, выводящее устройство отстыковывается от космического аппарата для сближения, после того как клиентское космическое изделие отсоединилось. В другом аспекте, космический аппарат для сближения конфигурируется, чтобы переносить хранящееся в выводящем устройстве топливо, принятое от выводящего устройства, на локомотив. В другом аспекте целевая орбита является геосинхронной орбитой. В другом аспекте космический аппарат для сближения содержит множество стыковочных интерфейсов, чтобы предоставлять возможность одновременной стыковки с множеством космических изделий.

В еще одном варианте осуществления раскрывается способ смены орбиты, способ содержит: предоставление космического аппарата для сближения, работающего на орбите ожидания, космический аппарат для сближения имеет двигательную систему для сближения на орбите и приспособлен зацеплять космическое изделие, космическое изделие содержит клиентское космическое изделие и работает на орбите сближения; предоставление локомотивного космического аппарата, работающего на орбите ожидания, локомотивный космический аппарат стыкуется с космическим аппаратом для сближения, локомотивный космический аппарат содержит локомотивную двигательную систему; отстыковку космического аппарата для сближения от локомотивного космического аппарата; маневрирование космического аппарата для сближения, с помощью двигательной системы для сближения, с орбиты ожидания на орбиту сближения; стыковку космического аппарата для сближения с космическим изделием, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата для сближения и клиентского космического изделия; маневрирование первой связки, с помощью двигательной системы для сближения, с орбиты сближения на орбиту ожидания; зацепление связки космического аппарата для сближения и космического изделия с

локомотивом, чтобы образовать вторую связку, образованную из космического аппарата для сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата; активизацию локомотивной двигательной системы, чтобы осуществлять маневрирование второй связки на целевую орбиту клиента; и отсоединение клиентского космического изделия от второй связки; при этом: каждая из двигательной системы для сближения и локомотивной двигательной системы работает с аммиачным топливом; и клиентский объект работает на целевой орбите клиента.

Фразы «по меньшей мере, один», «один или более» и «и/или» являются выражениями с открытым концом, которые являются как конъюнктивными, так и дизъюнктивными в действии. Например, каждое из выражений «по меньшей мере, одно из А, В и С», «по меньшей мере, одно из А, В или С», «одно или более из А, В и С», «одно или более из А, В или С» и «А, В и/или С» означает только А, только В, только С, А и В вместе, А и С вместе, В и С вместе или А, В и С вместе.

Использование указание на наличие элементов в единственном числе не исключает их использование во множественном числе. Также следует отметить, что выражения «содержащий», «включающий в себя» и «имеющий» могут быть использованы взаимозаменяемо.

Выражение «автоматический» и его разновидности, когда используются в данном документе, ссылаются на какой-либо процесс или операцию, выполняемую без материального человеческого входного воздействия, когда процесс или операция выполняется. Однако, процесс или операция могут быть автоматическими, даже если выполнение процесса или операции использует материальное или нематериальное человеческое входное воздействие, если входное воздействие принимается перед выполнением процесса или операции. Человеческое входное воздействие считается существенным, если такое входное воздействие влияет на то, как процесс или операция будут выполняться. Человеческое входное воздействие, которое позволяет выполнение процесса или операции, не считается «существенным».

Термины «определение», «вычисление» и «расчет» и их разновидности, когда используются в данном документе, используются взаимозаменяемо и включают в себя любой тип методологии, процесса, математической операции или способа.

Термин «средство», когда используется в данном документе, должен получать свою наиболее широкую возможную интерпретацию в соответствии с 35 U.S.C, раздел 112, параграф 6. Соответственно, пункт формулы изобретения, включающий в себя термин «средство», должен охватывать все конструкции, материалы или действия, изложенные в нем, и все их эквиваленты. Дополнительно, конструкции, материалы или действия и их эквиваленты должны включать в себя все, которые описаны в сущности изобретения, кратком описании чертежей, подробном описании, реферате и самой формуле изобретения.

Различные варианты осуществления или фрагменты способов производства могут также или альтернативно быть реализованы частично в программном обеспечении и/или

микропрограммном обеспечении, например, анализ знаков. Это программное обеспечение и/или микропрограммное обеспечение может принимать форму инструкций, содержащихся в или на долговременном компьютерно-читаемом носителе хранения. Такие инструкции могут затем быть считаны и исполнены одним или более процессорами, чтобы позволять выполнение операций, описанных в данном документе. Инструкции могут быть в любой подходящей форме, такой как, но не только, исходный код, скомпилированный код, интерпретированный код, исполняемый код, статический код, динамический код и т.п. Такой компьютерно-читаемый носитель может включать в себя любой материальный долговременный носитель для хранения информации в форме, считываемой одним или более компьютерами, такими как, но не только, постоянное запоминающее устройство (ROM); оперативное запоминающее устройство (RAM); носители хранения на магнитных дисках; оптические носители хранения; флеш-память и т.д.

Предшествующее является упрощенным кратким изложением изобретения, чтобы предоставить понимание некоторых аспектов изобретения. Это краткое изложение не является ни обширным, ни исчерпывающим обзором изобретения и его различных аспектов, вариантов осуществления и/или конфигураций. Оно не предназначено, ни чтобы идентифицировать ключевые или критические элементы изобретения, ни очерчивать рамки изобретения, а представлять выборочные идеи изобретения в упрощенной форме в качестве введения в более подробное описание, представленное ниже. Как будет понятно, другие аспекты, варианты осуществления и/или конфигурации изобретения являются возможными, использующими, отдельно или в сочетании, один или более признаков, изложенных выше или описанных подробно ниже. Также, в то время как изобретение представлено в виде примерных вариантов осуществления, следует понимать, что индивидуальные аспекты изобретения могут быть заявлены отдельно.

Краткое описание чертежей

Изобретение будет с легкостью понято посредством последующего подробного описания в соединении с сопровождающими чертежами, на которых аналогичные ссылочные номера обозначают аналогичные элементы. Элементы чертежей не обязательно должны быть в масштабе относительно друг друга. Идентичные ссылочные номера были использованы, где возможно, чтобы обозначать идентичные компоненты, которые являются общими для чертежей, на которых:

Фиг. 1 является представлением последовательности конфигураций и операций одного варианта осуществления системы смены орбиты изобретения;

Фиг. 2 является представлением последовательности конфигураций и операций другого варианта осуществления системы смены орбиты изобретения;

Фиг. 3А является представлением первой конфигурации последовательности конфигураций и операций космического аппарата для сближения, зацепляющего клиентское космическое изделие;

Фиг. 3В является представлением второй конфигурации последовательности

конфигураций и операций космического аппарата для сближения, зацепляющего клиентское космическое изделие;

Фиг. 3С является представлением третьей конфигурации последовательности конфигураций и операций космического аппарата для сближения, зацепляющего клиентское космическое изделие;

Фиг. 3D является представлением четвертой конфигурации последовательности конфигураций и операций космического аппарата для сближения, зацепляющего клиентское космическое изделие;

Фиг. 3Е является представлением пятой конфигурации последовательности конфигураций и операций космического аппарата для сближения, зацепляющего клиентское космическое изделие;

Фиг. 4А является видом в перспективе для представления одного варианта осуществления космического аппарата для сближения системы смены орбиты;

Фиг. 4В является другим видом в перспективе для представления одного варианта осуществления космического аппарата для сближения с фиг. 4А;

Фиг. 5А является видом в ближней перспективе для представления одного варианта осуществления фрагмента космического аппарата для сближения с фиг. 4А;

Фиг. 5В является видом в ближней перспективе для представления одного варианта осуществления элемента «медвежий коготь» фрагмента космического аппарата для сближения с фиг. 5А;

Фиг. 6 является видом в перспективе для представления одного варианта осуществления выводящего устройства системы смены орбиты;

Фиг. 7А является видом в перспективе для представления одного варианта осуществления локомотивного космического аппарата системы смены орбиты;

Фиг. 7В является другим видом в перспективе для представления одного варианта осуществления локомотивного космического аппарата с фиг. 7А;

Фиг. 8А является таблицей интерфейсов системы смены орбиты, представляющей строки интерфейсов системы смены орбиты относительно столбцов конфигураций; и

Фиг. 8В является таблицей возможностей системы смены орбиты, представляющей строки возможностей системы смены орбиты относительно столбцов конфигураций.

Подробное описание изобретения

Ссылка теперь будет сделана в деталях на показательные варианты осуществления. Последующие описания не предназначены, чтобы ограничивать варианты осуществления одним предпочтительным вариантом осуществления. Наоборот, они предназначены, чтобы охватывать альтернативы, модификации и эквиваленты, которые могут содержаться в духе и рамках описанных вариантов осуществления, которые определены, например, прилагаемой формулой изобретения.

В общем, система смены орбиты работает, чтобы перемещать космические изделия между космическими орбитами. Система применяет космический аппарат для сближения на орбите, который стыкуется с космическим изделием на первоначальной орбите,

соединенная связка затем стыкуется с локомотивным космическим аппаратом, который маневрирует на целевую орбиту, на которой космическое изделие отсоединяется. Космический аппарат для сближения может присоединяться к выводящему устройству, выводящее устройство несет или иначе присоединяется к клиентскому космическому изделию. Выводящее устройство может быть сконфигурировано, чтобы предоставлять топливо космическому аппарату для сближения, и космический аппарат для сближения, в свою очередь, может быть сконфигурирован, чтобы предоставлять предоставленное выводящим устройством топливо локомотивному космическому аппарату.

Термин «топливо» означают вещество, используемое двигательной системой, чтобы предоставлять возможность продвижения, например, предоставляя реакционную массу двигательной системе. В одном варианте осуществления топливо используется системами или компонентами в дополнение к системам или компонентам двигательной системы, таким как, например, система терморегулирования.

Космический аппарат для сближения (RV) может быть небольшим OTV с солнечно-электрическим движителем (SEP), приспособленным для стыковки или причаливания к любой полезной нагрузке. В то время как способен действовать независимо, RV спаривается с локомотивом, чтобы добиваться более значительных изменений орбиты с более тяжелыми полезными нагрузками. Таким образом, RV является вспомогательным космическим аппаратом для точного маневрирования, операций по сближению и в окружающей зоне (RPO), стыковки (или причаливания) и развертывания, в то время как локомотив предоставляет первичную движущую силу. Чтобы упрощать совместные операции и заправку топливом, оба космических аппарата могут совместно использовать потребляемое топливо - аммиак. Чтобы избежать модификации клиентского космического летательного аппарата, RV присоединяется к стандартным интерфейсам космического летательного аппарата. RV может также стыковаться и присоединяться к выводящему устройству, чтобы переносить небольшие клиентские спутники или баки с топливом для дозаправки RV и/или локомотива.

Раскрытые устройства, системы и способы использования будут описаны со ссылкой на фиг. 1-8. Фиг. 1-3 предоставляют представления последовательностей конфигураций и операций раскрываемой системы смены орбиты (также называемой «системой транспортировки» или «системы») и способы использования системы смены орбиты (также называемые «способом транспортировки» или «способом»). Фиг. 4-7 предоставляют дополнительные подробности компонентов раскрываемой системы смены орбиты. Фиг. 8 предоставляет таблицы, описывающие интерфейсы и способности раскрываемой системы смены орбиты.

С вниманием к фиг. 1, представляется изображение последовательности конфигураций и операций одного варианта осуществления системы 100 смены орбиты. Система 100 смены орбиты вращается по орбите вокруг Земли 101. Последовательность конфигураций и операций идентифицируется на фиг. 1 как набор из шести состояний 1A, 1B, 1C, 1D, 1E и 1F, которые идут в таком порядке, означаящем, что после состояния 1A

система работает, чтобы переходить к состоянию 1В, и т.д. Система 100 работает, чтобы перемещать клиентское космическое изделие с орбиты вывода клиента на целевую орбиту 183 клиента.

Система 100 смены орбиты содержит космический аппарат для сближения (RV) 110 и выводящее устройство 130. Выводящее устройство 130 зацепляется с клиентским космическим объектом 140. В одном варианте осуществления клиентский космический объект 140 является клиентским спутником. В одном варианте осуществления выводящее устройство 130 стыкуется с клиентским космическим объектом 140.

Термин «зацепляется» и фраза «зацепляется с» означают необходимость соединения с или соединение с, чтобы включить в себя, например, стыковку с и/или причаливание. Термин «стыковка» и фраза «стыковка с» означают соединение двух отдельных свободно летящих космических объектов, типично включающее в себя запираение или иное соединение двух объектов посредством стыковочного соединительного устройства. «Мягкая стыковка» является стыковкой, которая не формирует жесткое соединение между космическими объектами; «жесткая стыковка» формирует жесткое соединение между космическими объектами и может также образовать воздухонепроницаемое уплотнение между космическими объектами. Термин «причаливание» и фраза «причаливание к» означают жесткое соединение двух отдельных свободно летящих космических объектов посредством одной или более роботизированных рук.

В состоянии 1А сопряженный или объединенный или соединенный комплект из выводящего устройства 130 и клиентского космического объекта 140 (совокупно связка 190 выводящее устройство-клиент) отделяются от ракеты-носителя 150 и помещаются на теоретическую орбиту. Отметим, что полезные нагрузки типично запускаются как индивидуальные цели или консолидируются и запускаются в выводящем устройстве-носителе 130. Выводящее устройство 130 может также быть запущено с топливом, предоставляющим возможность дозаправки RV и локомотива.

Теоретическая орбита связки 190 выводящее устройство-клиент может быть орбитой вывода клиент (аналогично фиг. 3В, обсуждаемой ниже, при этом клиентский спутник 340, после отделения от ракеты-носителя 350, работает на орбите вывода клиента под или ниже орбиты приближающегося RV 110). Орбита вывода клиента может быть низкой околоземной орбитой (LEO). Один или оба из выводящего устройства 130 и клиентского космического объекта 140 связки 190 выводящее устройство-клиент могут затем подвергаться проверке состояния системы, чтобы, например, гарантировать работу и безопасность одной или более систем. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента связки 190 выводящее устройство-клиент может быть практически такой же, что и орбита 181 ожидания RV. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента для связки 190 выводящее устройство-клиент может быть в пределах нескольких км от орбиты 182 ожидания RV. Орбита 182 ожидания RV может называться первой орбитой.

В состоянии 1В RV маневрирует с орбиты 182 ожидания RV к связке 190

выводящее устройство-клиент, связка 190 выводящее устройство-клиент работает на орбите вывода клиента и/или работает на орбите, практически такой же, что и орбита 182 ожидания RV. После того как RV 110 маневрирует к связке 190 выводящее устройство-клиент, RV 110 зацепляется со связкой 190 выводящее устройство-клиент. В одном варианте осуществления RV 110 стыкуется с выводящим устройством 130, выводящее устройство 130 сцеплено с клиентским космическим объектом 140. RV 110, когда сцепляется со связкой 190 выводящее устройство-клиент, формирует расширенную связку космических объектов и может называться первой связкой 191. В одном варианте осуществления RV 110 принимает ракетное топливо от выводящего устройства 130.

В состоянии 1C первая связка 191 маневрирует на целевую орбиту 183 клиента с помощью двигательной системы космического аппарата для сближения. В одном варианте осуществления двигательная система космического аппарата для сближения работает с помощью топлива, предоставленного выводящим устройством 130 в состоянии 1B. В состоянии 1D клиентский космический объект 140 отсоединяется от диспенсера 130 таким образом, чтобы работать на целевой орбите 183 клиента. RV 110 остается зацепленным с выводящим устройством 130, чтобы образовать связку 193. В состоянии 1E объединенные RV 110 и выводящее устройство 130 маневрируют с целевой орбиты 183 на орбиту 181 ожидания RV.

В состоянии 1F объединенные RV 110 и выводящее устройство 130 прибывают на орбиту 181 ожидания RV, и выводящее устройство 130 отцепляется или отсоединяется от RV 110. В одном варианте осуществления выводящее устройство 110 отцепляется или отсоединяется от RV 110 на отличной от орбиты 181 ожидания RV, например, на орбите выше или ниже орбиты 181 ожидания RV. В одном варианте осуществления выводящее устройство 110 сводится с орбиты после отсоединения или отцепления от RV 110. В одном варианте осуществления орбита 181 ожидания RV является LEO.

Отметим, что, хотя система 100 на фиг. 1 изображается работающей с клиентским космическим объектом 140, зацепленным с выводящим устройством 130, система 100 может также работать без выводящего устройства 130. В таком варианте осуществления RV 110 будет зацепляться, например, причаливать, с клиентским космическим объектом 140, а не с выводящим устройством 130, кроме того, маневрировать на целевую орбиту 183 клиента, на которой клиентский космический объект 140 будет отпускаться с тем, чтобы работать на целевой орбите 183 клиента.

В общем, RV 110 приспособлен для ограниченного перепозиционирования или осуществления маневрирования клиентского объекта (включающего в себя клиентский спутниковый объект) и/или клиентского объекта, сцепленного с выводящим устройством 130, на альтернативные орбиты, как описано относительно фиг. 1. Для того, чтобы перепозиционировать или осуществлять маневрирование клиентского объекта, включающего в себя клиентский объект, сцепленный с выводящим устройством 130, и клиентский объект, который является клиентским спутником), локомотивный космический аппарат 220 может быть использован.

Обращаясь к фиг. 2, представляется изображение последовательности конфигураций и операций другого варианта осуществления системы 200 смены орбиты. Система 200 смены орбиты вращается по орбите вокруг Земли 101. Последовательность конфигураций и операций идентифицируется на фиг. 2 как набор из семи состояний 2A, 2B, 2C, 2D, 2E, 2F и 2G. Семь состояний идут в таком порядке, означающем, что после состояния 2A система 200 работает, чтобы переходить в состояние 2B, и т.д. Система 200 работает, чтобы перемещать клиентское космическое изделие с орбиты вывода клиента на целевую орбиту 283 клиента.

Система 200 смены орбиты является аналогичной системе 100 смены орбиты, однако, дополнительно содержит локомотивный космический аппарат 220 (также называемый локомотивом 220) в дополнение к космическому аппарату для сближения (RV) 110, но не включает в себя выводящее устройство 130. (В альтернативном варианте осуществления система 200 содержит выводящее устройство 130, выводящее устройство 130 сцеплено с клиентским космическим объектом 140 способом, описанным выше относительно системы 100 и фиг. 1). Система 200, аналогично системе 100, работает, чтобы помещать клиентский космический объект 240 на целевую орбиту 283. В одном варианте осуществления клиентский космический объект 240 является клиентским спутником.

В состоянии 2A клиентский космический объект 240 отделяется от ракеты-носителя 250 и помещается на теоретическую орбиту. Теоретическая орбита клиентского космического объекта 240 может быть орбитой вывода клиента (аналогично фиг. 3B, обсуждаемой ниже, при этом клиентский спутник 340, после отделения от ракеты-носителя 350, работает на орбите вывода клиента под или ниже орбиты приближающегося RV 110). Орбита вывода клиента может быть LEO. Клиентский космический объект 240 может затем подвергаться проверке состояния системы, чтобы, например, гарантировать работу и безопасность одной или более систем. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента для клиентского космического объекта 240 может быть практически такой же, что и орбита 282 ожидания RV и локомотива. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента для клиентского космического объекта 240 может быть практически такой же, что и орбита 281 ожидания RV. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента для клиентского космического объекта 240 может быть в пределах нескольких км от орбиты 282 ожидания RV и локомотива. В одном варианте осуществления орбита вывода клиента для клиентского космического объекта 240 является такой же, что и орбита 281 сближения RV.

В варианте осуществления системы 200, изображенной на фиг. 2 (в состоянии 2C), RV 110 и локомотивный космический аппарат 220 номинально работают на общей орбите: орбите 282 ожидания RV и локомотива. Отметим, что RV и локомотивы будут номинально постоянно находиться сопряженными вместе на орбитах ожидания на низкой околоземной орбите (LEO). Орбиты ожидания оптимизируются для конкретных участков запуска, как, например, круговая LEO 400 км с наклоном 28°. В других вариантах

осуществления RV 110 и локомотивный космический аппарат 220 номинально работают на различных орбитах: номинальная рабочая орбита RV 110 может называться первой орбитой, номинальная рабочая орбита локомотивного космического аппарата 220 может называться второй орбитой.

В состоянии 2B RV 110 маневрирует на орбиту 281 сближения RV. RV 110 маневрирует к клиентскому космическому объекту 240, при этом RV 110 зацепляется с клиентским космическим объектом 240. В одном варианте осуществления RV 110 захватывает или причаливает к клиентскому космическому объекту 240.

RV 110, когда зацеплен с клиентским космическим объектом 240, формирует расширенную связку космических объектов и может называться первой связкой 291.

В состоянии 2C первая связка 291 маневрирует на орбиту 282 ожидания RV и локомотива с помощью двигательной системы космического аппарата для сближения и зацепляется с локомотивным космическим аппаратом 220. Первая связка (т.е., связка из RV 110, сцепленного с клиентским космическим объектом 240), когда сцеплена с локомотивным космическим аппаратом 220, формирует расширенную связку космических объектов и может называться второй связкой 292. В одном варианте осуществления RV 110 стыкуется с локомотивным космическим аппаратом 220.

В состоянии 2D вторая связка 292 маневрирует на целевую орбиту 283 клиента с помощью двигательной системы локомотивного космического аппарата. Вторая связка 292, при переходе на целевую орбиту, должна выполнять необходимые изменения наклона. Продолжительности перемещения строго зависят от массы полезной нагрузки и первоначальных условий и локомотива, выбранного для работы.

В одном варианте осуществления двигательная система локомотивного транспортного средства работает с помощью топлива, предоставленного посредством RV 110. (В варианте осуществления, в котором выводящее устройство 130 применяется, двигательная система локомотивного космического аппарата работает с помощью топлива, предоставленного выводящим устройством 130). В состоянии 2E клиентский космический объект 240 отсоединяется от второй связки 292 таким образом, чтобы работать на целевой орбите 283 клиента. RV 110 остается зацепленным с локомотивом 220, чтобы образовать связку 295. В состоянии 1F объединенные RV 110 и локомотив 220 маневрируют с целевой орбиты 283 на орбиту 282 ожидания RV и локомотива, изображенную как состояние 2G. (В вариантах осуществления системы 200, в которых выводящее устройство 130 применяется. Выводящее устройство 130 отсоединяется в состоянии 1F). В одном варианте осуществления орбита 282 ожидания RV и локомотива является LEO. В одном варианте осуществления RV 110 и локомотив 220 остаются сцепленными или соединенными или состыкованными во время работы на орбите 282 ожидания RV и локомотива. В одном варианте осуществления RV 110 и локомотив 220 отсоединяются или разъединяются или отстыковываются во время работы на орбите 282 ожидания RV и локомотива.

Фиг. 3А-Е изображают последовательность точных маневров RV 110 при

приближении и зацеплении с клиентским космическим объектом 340. В подсистеме 300 на фиг. 3А-Е космический аппарат 110 для сближения показан приближающимся и причаливающим к клиентскому спутнику 340. Последовательность и описание приближения RV 110 и зацепления с клиентским космическим объектом 340 на фиг. 3А-Е могут быть использованы в состоянии 2В на фиг. 2 и состоянии 1В на фиг. 1.

В состоянии 3А ракета-носитель 350, содержащая клиентский космический объект 340, запускается с Земли 101. В состоянии 3В клиентский космический объект 340 выводится на теоретическую орбиту. Теоретическая орбита клиентского космического объекта 340 может быть орбитой вывода клиента. Орбита вывода клиента находится под или ниже орбиты приближающегося RV 110. В одном варианте осуществления теоретическая орбита клиентского космического объекта 340 находится, по меньшей мере, в 5 км от орбиты RV 110. В одном варианте осуществления теоретическая орбита клиентского космического объекта 340 находится, по меньшей мере, в 10 км от орбиты RV 110.

В состоянии 3С RV 110 выполняет первоначальное приближение и получает информацию о клиентском космическом объекте 340 посредством одного или более датчиков RV 110.

В состоянии 3D RV 110 выполняет близкое приближение, маневрирует (в одном варианте осуществления) со скоростью не более 0,1 м/с, когда действует на или в пределах 100 м от клиентского космического объекта 340, и не более 0,05 м/с, когда действует на или в пределах 20 м от клиентского космического объекта 340. В состоянии 3Е RV 110 захватывает или зацепляет или причаливает к клиентскому космическому объекту 340.

Системы, признаки и способы систем 100 и 200 могут быть объединены так, что этапы добавляются, удаляются или модифицируются. Для того, чтобы дополнить вышеприведенное описание на фиг. 1-3, следующее описание операций системы предоставляется.

Что касается фазы сближения конкретной миссии, объединенная связка локомотив/RV может помещать себя на безопасную орбиту значительно выше орбиты отделения ракеты-носителя во время ожидания запуска, в плоскости с запланированной орбитой запуска. После того как клиентское космическое изделие (иначе именуемое как «Клиент») было успешно запущено, профиль сближения может быть вычислен, который предоставляет возможность локомотиву помещать себя на коэллиптическую орбиту над и за Клиентом на векторе скорости (направлении скорости), и локомотив может поддерживать эту относительную высоту орбиты с помощью данных отслеживания Клиента непрерывно, чтобы обеспечивать безопасную относительную орбитальную динамику, когда космические аппараты находятся в непосредственной близости.

Когда локомотив успешно поместил себя в желаемое соотношение фазирования с Клиентом (например, клиентским спутником), RV отстыковывается от локомотива и будет начинать фазу захвата для сближения.

RV может перемещаться на орбиту ниже и коэллиптическую с Клиентом, гарантируя, что орбита RV все еще имеет безопасный свободный дрейф > 24 часов все время в течение этого перемещения. Затем RV будет медленно изменять фазу вперед до тех пор, пока он не будет способен получить информацию о Клиенте в своих датчиках сближения (фиг. 3С). В этот момент, RV будет перемещаться на орбиту непосредственно ниже и коэллиптическую с орбитой Клиента. После того как приемлемое соотношение фазирования достигается на этой орбите, RV будет перемещаться в местоположение непосредственно за Клиентом и будет удерживать эту относительную позицию до освобождения, чтобы захватывать Клиента (фиг. 3D).

В этот момент, RV начнет приближаться к космическому аппарату-Клиенту для операции окончательного причаливания или стыковки, в зависимости от профиля захвата для Клиента. Приближение выполняется с помощью первичного электроракетного двигателя малой тяги, двигателей управления ориентацией, дифференциального аэродинамического сопротивления или их сочетания. RV будет инициировать скорость сближения, равную $0,1$ м/с в Клиенто-центричных LVLH (местная вертикаль, местная горизонталь) координатах и будет приближаться к относительной позиции ~ 20 м до желаемого механизма захвата. В этот момент RV будет перемещаться в координаты захвата относительно своего механизма, ~ 20 м назад от местоположения захвата в системе координат относительно механизма. После того как это геометрическое перемещение завершается, RV будет снова приближаться к цели, на этот раз со скоростью сближения $0,05$ м/с до тех пор, пока он не достигнет либо контакта стыковки, либо желаемого местоположения просвета для причаливания. Если стыкуется, RV будет свободно дрейфовать до тех пор, пока процесс стыковки не завершится, а если причаливает, RV будет удерживать просвет до тех пор, пока Клиент не будет захвачен, и затем будет свободно дрейфовать (фиг. 3Е). Следом за жесткой фиксацией сопряженной связки RV будет захватывать угловые скорости космического аппарата и начинать процесс приближения к локомотиву.

Возврат сопряженного RV и Клиента к локомотиву является практически таким же приближением, которое использовалось для захвата Клиента. После того как сопряженная связка является полностью безопасной, либо RV будет захватывать оставшиеся угловые скорости, если необходимо, либо локомотив будет гасить изменение скорости с помощью своей собственной системы управления.

Для этой системы предполагается, что все спутники-Клиенты будут взаимодействующими целями и будут способны размещать свои контактирующие аппаратные средства, указывающие «за» или «перед» ними в своей системе координат относительно орбиты. Если различная ориентация для окончательного приближения желательна для конкретной миссии, это может быть удовлетворено, но единственный профиль окончательного приближения необходимо выбрать, чтобы приспособлять разработку системы и испытание. Все спутники-Клиенты должны быть способны поддерживать свое пространственное положение в системе координат относительно

орбиты непрерывно, после их обнаружения датчиками сближения RV. В одном варианте осуществления такое пространственное положение должно быть точным в пределах приблизительно 0,5 градусов все время и в пределах приблизительно 0,05 градусов/с в угловой скорости, после того как фаза окончательного приближения инициируется. После того как контакт инициируется, система управления ориентацией может быть отключена (т.е., Клиенту необходимо инструктировать свободный дрейф) быстро, насколько возможно, чтобы избежать придания слишком большого момента этой системе, либо посредством команды с земли, либо на основе наблюдаемой телеметрии. Эта команда может быть отправлена операторами на земле. Связь между космическими аппаратами не требуется.

Космический аппарат сближения, маневренный, специализированный RPO-космический аппарат, может обеспечивать множество сотен тысяч секунд импульсов с помощью своего электроракетного двигателя малой тяги на аммиачном топливе. RV выполняет управление ориентацией посредством сочетания реактивных колес, реактивных штанг и множества (до 24) двигателей малой тяги на холодном аммиачном пару, при этом последние также используются во время RPO. Эта надежная система управления ориентацией (ACS) предоставляет управляющие нагрузки, даже когда RV пристыкован или причалил к тяжелым полезным нагрузкам, например, наиболее тяжелый клиентский объект до 10000 кг. Все двигатели малой тяги (включающие в себя двигатели на холодном пару) могут использовать аммиак, который является пригодным для хранения, вытесняется собственными продуктами испарения и недорогим - ксенон, обычное топливо для электроракетной двигательной установки, более чем в 100 раз дороже аммиака. Аммиак является идеальным продуктом для экономичных операций. Аммиак может храниться в двух баках, превышающих 100 кг по емкости. Вытесняющий газ или другой продукт не нужен для хранения и регулирования топлива, как описано в 62/886,867.

RV 110 может иметь два интерфейса стыковки, расположенных на противоположных сторонах корпуса космического аппарата (в носовой и хвостовой части). Эти интерфейсы для стыковки обеспечивают жесткие соединения, когда множество космических аппаратов группировки OTV должны состыковаться вместе, для каждой из систем 100 и 200. Формулируя иначе, интерфейсы для стыковки в носовой и хвостовой части RV предоставляют возможность конфигураций с множеством одновременно пристыкованных полезных нагрузок и космических аппаратов. Механизмы стыковки являются периферийными и используют «лепестки совмещения». Эти лепестки предоставляют возможность относительно большой величины осевого смещения, которое не может быть допущено другими системами. В действии смещенный космический аппарат в зоне действия увеличенного допуска совмещения создает контакт в одной точке, лепесток с лепестком, и дальнейшее поступательное сближение зазора между двумя космическими аппаратами вынуждает другие лепестки контактировать друг с другом, скользя в позицию, где ограничения контакта сопрягающихся лепестков вызывает почти

точное совмещение. Этот увеличенный допуск смещения наиболее легко выражен около продольной оси космического аппарата-перехватчика, но преобразуется в меньшие, но значительные, повышения допуска смещения относительно поперечной и вертикальной осей космического аппарата-перехватчика также.

Системы, использующие эти лепестки, включают в себя NASA LIDS, международный стандарт систем стыковки, и систему мягкого захвата космического телескопа Хаббла. Эти лепестки могут быть изготовлены легко, являются пассивными, относительно легковесными и не занимают много объема. По существу, эти лепестки могут быть легко объединены в каждое транспортное средство изобретения. В дополнение к лепесткам совмещения жесткое соединение создается с помощью простого направляющего винта или линейно срабатывающей защелки. Эти защелки являются периферийными, чтобы предоставлять возможность большей жесткости. Каждый интерфейс стыковки также содержит два клапана для перекачки топлива (PTV). Эти отверстия для дозаправки зацепляются, когда RV находится в пристыкованной конфигурации с выводящим устройством или другим космическим аппаратом системы. Два из этих PTV, один в носовой части, один в хвостовой части, снабжают главный бак для хранения топлива. Два оставшихся PTV соединяются друг с другом и могут быть изолированы от главной системы подачи и хранения топлива. Эти отверстия обеспечивают протекание в том или другом направлении и предоставляют возможность дозаправки непосредственно из одного пристыкованного космического аппарата (например, выводящего устройства) в другой пристыкованный космический аппарат (например, локомотив) без промежуточного хранения топлива на RV.

RV 110 может также обладать двумя легковесными роботизированными руками и захватными узлами, выполнять мягкий захват и причаливание немодифицированных Клиентов. С 5 DoF (степенями свободы) и достигая 1-1,5 м, диапазон рук превышает 180°. Когда используются совместно, две руки облегчают нагрузку соединения во время операций, когда тяжелый клиентский космический объект жестко присоединяется к связке RV-локомотив. Рабочие органы руки могут захватывать и закреплять адаптер ракеты-носителя любого диаметра (кольцо Мармона или световая полоса) или выставленный наружу конструктивный элемент космического аппарата. Роботизированные руки с наружными датчиками также облегчают сближение и стыковку или причаливание в том или другом направлении.

Комплекты относительной навигации RV, которые состоят из визуальных камер (ближнего и дальнего поля действия) и LIDAR-камер, устанавливаются на расстоянии на шасси рабочих органов, чтобы предоставлять возможность подвижному комплекту датчиков быть ближе к клиентским космическим объектам. Они также предоставляют гибкость для выполнения операций стыковки или захвата и причаливания либо на в передней, либо в хвостовой части RV.

Фиг. 4А-В и 5А-В предоставляют виды в перспективе одного конкретного варианта осуществления космического аппарата 110 для сближения раскрываемой системы смены

орбиты, такой как системы 100 и 200. Космический аппарат 110 для сближения содержит основную часть 411, первый конец 410 и второй конец 420, первый конец 410, в общем, обращен противоположно второму концу 420. Основная часть 411 содержит специализированный компьютер сближения и ассоциированное программное обеспечение. Первый конец 410 содержит одну или более легковесных роботизированных рук 414, одна или более роботизированных рук могут содержать универсальное захватное устройство 415 для стыковки, которое само может содержать комплект относительной навигации. Первый конец 410 может также содержать двигатели 412 малой тяги, которые обеспечивают, среди прочего, маневрирование и управление ориентацией. Двигатели 412 малой тяги могут быть двигателями малой тяги на холодном пару аммиака. В одном варианте осуществления двигатели 412 малой тяги существуют в количестве 24 штук, а роботизированные руки существуют в количестве 2 штук. В одном варианте осуществления управление ориентацией дополняется одним или более реактивными колесами и реактивными тягами. Первый конец 412 может дополнительно содержать интерфейс 413 стыковки и дозаправки, который в одном варианте осуществления существует в количестве 4 штук. На одном втором конце 420 RV 110 содержит другой интерфейс 413' стыковки и дозаправки и двигатель 416 малой тяги RV (он же двигательная система RV, упомянутая выше). В одном варианте осуществления двигатель 416 малой тяги RV является электроракетным двигателем малой тяги на аммиаке, используемым для смены орбит. В одном варианте осуществления всего существует четыре интерфейса 413 и 413' для дозаправки. Панели 413 солнечных батарей на карданном подвесе прикрепляются к основной части 411 и, в одном варианте осуществления, существуют в количестве двух штук.

В одном варианте осуществления RV 110 может иметь массу не более 200 кг, иметь приблизительную мощность 400 Втэ, иметь срок службы приблизительно пять лет и применять аммиачный омический ракетный двигатель.

С вниманием к фиг. 5А-В, крупные виды в перспективе предоставляются для компонентов RV 110. Фиг. 5А показывает второй конец 420, содержащий два интерфейса 413' для стыковки и дозаправки (они же клапаны перекачки топлива), комплект из трех лепестков 518 для стыковки (совмещения), первичный двигатель 416 малой тяги, комплект из трех защелок 519 типа «медвежий коготь» и пассивную сторону интерфейса 582 для стыковки (например, 24» световой проем). В одном варианте осуществления компоненты, установленные на второй конец 420, формируют периферийную систему стыковки, которая аналогична по концепции механизму мягкого захвата космического телескопа Хаббла.

Фиг. 5В изображает одну из трех защелок 519 типа «медвежий коготь». В одном варианте осуществления каждая защелка «медвежий коготь» приводится в действие и/или приводится в исполнение посредством направляющего винта и/или лазерного/фотодиодного переключателя расцепляющей катушки защелки, содержит вольт/амперметр на силовых выводах защелки, предоставляет возможность значительного

смещения и весит приблизительно 0,3 кг, каждая.

Выводящее устройство является надежным многоразовым устройством вывода полезной нагрузки и дозаправщиком топлива. Выводящее устройство разворачивается на ЛЕО или промежуточной орбите (например, GTO). Выводящее устройство предоставляет стандартный интерфейс стыковки для RV, который предоставляет возможность непосредственного захвата и последующей транспортировки без дополнительных требований к адаптеру ракеты-носителя на менее крупных Клиентах. Выводящее устройство с долевым участием в запуске Space-X и совместимое с ESPA помещается в небольшие ракетополеты со стандартным 15» световым проемом. Его отдельная секция полезной нагрузки может нести до 48 единиц спутников CubeSat или 100 кг аммиачного топлива. Выводящее устройство может также быть масштабировано для более крупных дозаправочных миссий. В конце срока службы выводящее устройство размещается на низкой орбите захоронения посредством RV и использует пассивное устройство ухода с орбиты, если требуется.

В качестве не подлежащего возврату, однократно используемого транспортного средства, выводящее устройство имеет низкую стоимость и является простым. Выводящие устройства содержат следующие ключевые признаки: систему хранения аммиачного топлива; минимум один интерфейс для стыковки, который содержит лепестки для совмещения; два двухсторонних PTV (если перевозит топливо); и типичные системы космического аппарата (включающие в себя, но не только системы питания, конструкции, системы терморегулирования, коммуникации, обработки команд и данных, руководства по навигации и управления) для ограниченной независимой работы.

Отметим, что дозаправка может выполняться из любого OTV в любой другой OTV, с которым он непосредственно сопряжен или соединен через RV. Тепловая энергия используется, чтобы облегчать перенос, чтобы упрощать систему и уменьшать сложные жидкостные компоненты. Процесс для дозаправки таким способом должен сначала стыковать два OTV вместе (или три, если RV допускает сквозное протекание между двумя OTV). Затем топливные баки будут соединены, и давлению будет предоставлена возможность выравниваться. Топливный бак выводящего OTV будет нагреваться, повышая температуру и давление и возбуждая протекание топлива из одного бака в другой. В одном варианте осуществления дозаправка со сквозным протеканием обеспечивается для резервирования, и чтобы обеспечивать быструю дозаправку локомотива из большого выводящего устройства. Также, в одном варианте осуществления, термическая дифференциальная дозаправка применяется, чтобы упрощать системы хранения и переноса топлива.

Фиг. 6 предоставляет вид в перспективе одного отдельного варианта осуществления выводящего устройства 130 системы смены орбиты, такой как система 100. Выводящее устройство 130 содержит основную часть 611 с установленной на основную часть панелью 637 солнечных батарей, высокотехнологические подсистемы уровня готовности и компоненты 611, платформу 619 для полезной нагрузки и, по

меньшей мере, один интерфейс 613 для стыковки и дозаправки. В некоторых вариантах осуществления выводящее устройство 130 имеет два интерфейса 613 для стыковки и дозаправки. В изображенном варианте осуществления выводящее устройство 130 имеет емкость на 24 единицы; в других вариантах осуществления выводящее устройство может иметь емкость на 48 единиц. В одном варианте осуществления платформа 637 полезной нагрузки может зацеплять небольшой спутник весом 50 кг. В одном варианте осуществления выводящее устройство 130 весит до 200 кг и имеет срок службы приблизительно 12 месяцев.

Локомотивы служат цели увеличения емкости, диапазона или скорости RV. Локомотивы не способны независимо сближаться или захватывать клиентские космические изделия или другой космический аппарат, а могут лишь обслуживать миссии OTV совместно с RV, таким как описанный относительно фиг. 2. Локомотивы могут содержать следующие признаки: приспособленную для продвижения систему, использующую аммиачное топливо; систему хранения аммиачного топлива; минимум один интерфейс для стыковки, который содержит лепестки для совмещения, и два двухсторонних PTV; и типичные системы космического аппарата (включающие в себя, но не только, системы питания, конструкции, системы терморегулирования, коммуникации, обработки команд и данных, руководства по навигации и управления) для ограниченной независимой работы. Аммиачная двигательная система может использовать электротермический двигатель малой тяги (такой как омический ракетный двигатель или электродуговой ракетный двигатель), плазменный двигатель малой тяги (такой как магнетогидродинамический (MPD) двигатель малой тяги), ядерный термический двигатель малой тяги, или их сочетание, как описано в заявках на патент США № 62/884,604 и 62/886,867.

Фиг. 7А-В предоставляют вид в перспективе одного конкретного варианта осуществления локомотивного космического аппарата 220 (он же «локомотив» 220) системы смены орбиты, такой как система 200. Локомотивный космический аппарат 220 содержит основную часть 811 с первым концом 810 и вторым концом 820. Основная часть 811 содержит твердотельное хранилище мощности следующего поколения, авионику и систему обработки команд и данных (C&DH) и функциональные возможности руководства, навигации и управления (GN&C). Комплект пластин панелей солнечных батарей современного уровня техники присоединен к основной части 811, панель солнечных батарей содержит солнечные элементы Р-типа на гибкой пластине. В одном варианте осуществления пластины панелей солнечных батарей существуют в количестве шестнадцати штук. Основная часть 811 может также содержать легковесные баки для аммиака, легковесную конструкцию, раздвигаемые устройства и предоставляет оболочку для антенной системы.

Первый конец 810 содержит один или более интерфейсов 818 для стыковки и дозаправки. В одном варианте осуществления интерфейс для стыковки и дозаправки может содержать два или более PTV. Второй конец 820 содержит локомотивную

двигательную систему 816, такую как аммиачный электродуговой двигатель малой тяги или аммиачный MPD-двигатель малой тяги. В одном варианте осуществления аммиачный двигатель малой тяги работает с 600-2000 с удельных импульсов.

В одном варианте осуществления локомотив может производить мощность, равную или превышающую 20 кВтэ и иметь срок службы приблизительно десять лет.

В одном варианте осуществления обычное аммиачное топливо используется на всех межорбитальных буксирах раскрываемой системы для всех двигательных и обусловленных топливом потребностей, таких как локомотив и RV.

Фиг. 8А-В предоставляют таблицы, описывающие интерфейсы и способности раскрываемой системы смены орбиты. Фиг. 8А является таблицей 800 интерфейсов системы смены орбиты, представляющей строки 810 интерфейсов системы смены орбиты относительно столбцов 820 конфигураций. Фиг. 8В является таблицей 850 возможностей системы смены орбиты, представляющей строки 860 возможностей системы смены орбиты относительно столбцов 870 конфигураций.

В одном варианте осуществления одна или более двигательных систем содержат электрические двигательные системы и/импульсные двигательные системы, такие как двигательные системы, описанные в заявке на патент США № 62/886,867, включенной по ссылке полностью для всех целей.

Отметим, что описываемые системы и архитектура не требуют работы заправочных станций и предполагают, что требуемое топливо может быть запущено вместе с клиентским космическим объектом. Однако, раскрываемая архитектура является полностью совместимой с космическими депо. Более частая дозаправка множества OTV будет уменьшать времена перехода для клиентского космического объекта.

Архитектура раскрываемых систем предоставляет множество преимуществ над традиционными архитектурами, чтобы включать в себя, например, дозаправку независимо от работы орбитальных заправочных станций; высокий уровень гибкости, обеспечиваемый посредством разделения RPO и первичного перемещения между двумя космическими аппаратами; и способность перемещать любого немодифицированного, совместно работающего клиента (иначе называемого клиентским космическим изделием). Раскрываемая система первоначально дозаправляется посредством топлива, запускаемого вместе с Клиентом. В то время как орбитальные заправочные станции являются оптимальными, а более частая дозаправка уменьшает времена перехода клиентов, зависимость от таких платформ добавляет риск исполнения до тех пор, пока они не заработают. Способность дозаправки тем или иным способом уменьшает риск. Другим преимуществом раскрываемой системы является то, что RV является единственным активным участником во всех RPO, операциях стыковки и причаливания. Это облегчает требования к жесткости и управление ориентацией локомотива, уменьшает массу конструкции (экономит расход топлива) и стоимость системы управления ориентацией. Отдельный локомотив предоставляет возможность масштабирования до различных систем для изменяющихся потребностей миссии без реконструкции RPO. Это

предоставляет возможность беспроблемного перехода к различным вариантам локомотива, которые могут быть спроектированы для максимальной топливной экономичности, емкости или скорости. Поскольку RV может стыковаться с любым раскрытым космическим аппаратом, он может перемещаться от одного локомотива до другого без разрушения полезной нагрузки.

Примерные системы и способы этого изобретения были описаны относительно систем и способов использования системы смены орбиты для перемещения космических объектов между местоположениями, например, между орбитами. Однако, чтобы избежать ненужного запутывания настоящего раскрытия изобретения, предшествующее описание опускает ряд известных конструкций и устройств и другое применение и варианты осуществления. Этот пропуск не должен истолковываться как ограничение рамок формулы изобретения. Конкретные детали излагаются, чтобы предоставлять понимание настоящего изобретения. Однако, следует понимать, что настоящее изобретение может быть применено на практике множеством способов помимо конкретных деталей, изложенных в данном документе.

Кроме того, следует понимать, что различные линии связи, соединяющие элементы, могут быть проводными или беспроводными линиями связи, или любым их сочетанием, или любым известным или позже разработанным элементом(ами), который приспособлен для предоставления и/или обмена данными к и от соединенных элементов. Эти проводные или беспроводные линии связи могут также быть защищенными линиями связи и могут быть приспособлены для передачи зашифрованной информации. Среда передачи, используемая в качестве линий связи, например, может быть любым подходящим носителем электрических сигналов, включающим в себя коаксиальные кабели, медный провод и оптические волокна, и может принимать форму акустических или световых волн, таких как волны, формируемые во время радиоволновой и инфракрасной передач данных.

Также, в то время как способы были обсуждены и проиллюстрированы относительно конкретной последовательности событий, следует понимать, что изменения, дополнения и пропуски в этой последовательности могут возникать без существенного влияния на работу раскрытых вариантов осуществления, конфигурации и аспектов.

Множество разновидностей и модификаций изобретения могут быть использованы. Будет возможным предоставлять некоторые признаки изобретения без предоставления других.

Хотя настоящее раскрытие изобретения описывает компоненты и функции, реализованные в аспектах, вариантах осуществления и/или конфигурациях, со ссылкой на конкретные стандарты и протоколы, аспекты, варианты осуществления и/или конфигурации не ограничиваются такими стандартами и протоколами. Другие аналогичные стандарты и протоколы, не упомянутые в данном документе, существуют и рассматриваются как включенные в настоящее раскрытие изобретения. Кроме того, стандарты и протоколы, упомянутые в данном документе, и другие аналогичные

стандарты и протоколы, не упомянутые в данном документе, периодически замещаются более быстрыми или более эффективными эквивалентами, имеющими практически те же функции. Такие заменяющие стандарты и протоколы, имеющие те же функции, считаются эквивалентами, включенными в настоящее раскрытие изобретения.

Настоящее раскрытие, в различных аспектах, вариантах осуществления и/или конфигурациях, включает в себя компоненты, способы, процессы, системы и/или устройство, практически как изображено и описано в данном документе, включающие в себя различные аспекты, варианты осуществления, варианты осуществления конфигураций, подкомбинации и/или их подмножества. Специалисты в области техники поймут, как создавать и использовать раскрытые аспекты, варианты осуществления и/или конфигурации, после понимания настоящего раскрытия изобретения. Настоящее раскрытие, в различных аспектах, вариантах осуществления и/или конфигурациях, включает в себя предоставление устройств и процессов в отсутствие элементов, не изображенных и/или описанных в данном документе, или в различных аспектах, вариантах осуществления, и/или их конфигурациях, включающих в себя в отсутствие таких элементов, которые могли быть использованы в предшествующих устройствах или процессах, например, для улучшения производительности, достижения легкости и/или снижения стоимости реализации.

Вышеприведенное обсуждение было представлено в целях иллюстрации и описания. Вышеприведенное не предназначается, чтобы ограничивать раскрытие формой или формами, раскрытыми в данном документе. В вышеприведенном подробном описании, например, различные признаки раскрытия группируются вместе в одном или более аспектах, вариантах осуществления и/или конфигурациях с целью оптимизации раскрытия изобретения. Признаки аспектов, вариантов осуществления и/или конфигураций раскрытия изобретения могут быть объединены в альтернативных аспектах, вариантах осуществления и/или конфигурациях, отличных от обсужденных выше. Этот способ раскрытия не должен быть интерпретирован как отражающий замысел того, что формула изобретения требует больше признаков, чем точно перечислено в каждом пункте формулы. Скорее, как отражает последующая формула изобретения, изобретенные аспекты лежат менее чем во всех признаках единственного предшествующего раскрытого аспекта, варианта осуществления и/или конфигурации. Таким образом, последующая формула изобретения настоящим включена в это подробное описание, при этом каждый пункт формулы зависит от себя самого как отдельный предпочтительный вариант осуществления изобретения.

Кроме того, хотя описание имеет включенное в него описание одного или более аспектов, вариантов осуществления и/или конфигураций и некоторые разновидности и модификации, другие разновидности, сочетания и модификации находятся в рамках изобретения, например, поскольку могут быть в рамках навыка и знания специалистов в области техники, после понимания настоящего раскрытия изобретения. Предполагается получить права, которые включают в себя альтернативные аспекты, варианты

осуществления и/или конфигурации до разрешенной степени, включающие в себя альтернативные, взаимозаменяемые и/или эквивалентные конструкции, функции, диапазоны или этапы по отношению к заявленным, независимо от того, раскрыты или нет такие альтернативные, взаимозаменяемые и/или эквивалентные конструкции, функции, диапазоны или этапы в данном документе, и без намерения публично открывать какой-либо патентуемый предмет изобретения.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Система смены орбиты, содержащая:

космический аппарат сближения, работающий на первой орбите и выполненный с возможностью зацепления с космическим изделием, содержащим клиентское космическое изделие и работающим на орбите вывода клиента;

локомотивный космический аппарат, работающий на второй орбите и выполненный с возможностью приема космического аппарата сближения, причем локомотивный космический аппарат содержит локомотивную двигательную систему; при этом:

космический аппарат сближения маневрирует с первой орбиты на орбиту вывода клиента и зацепляет космическое изделие, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата сближения и клиентского космического изделия;

первая связка маневрирует, чтобы стыковаться с локомотивом, чтобы образовать вторую связку, образованную из космического аппарата сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата;

локомотивная двигательная система работает для осуществления маневрирования второй связки на целевую орбиту клиента; и

клиентское космическое изделие отсоединяется от второй связки, чтобы работать на целевой орбите клиента.

2. Система по п. 1, в которой космический аппарат сближения содержит двигательную систему для сближения, выполненную с возможностью осуществления точных маневров, сближения и маневров в близкой зоне.

3. Система по п. 2, в которой каждая из двигательной системы сближения и локомотивной двигательной системы работает с помощью аммиачного топлива.

4. Система по п. 1, в которой клиентское космическое изделие является спутником.

5. Система по п. 1, в которой космическое изделие дополнительно содержит выводящее устройство.

6. Система по п. 5, в которой выводящее устройство содержит хранящееся в выводящем устройстве топливо.

7. Система по п. 6, в которой космический аппарат сближения стыкуется с выводящим устройством.

8. Система по п. 7, в которой, по меньшей мере, некоторая часть хранящегося в выводящем устройстве топлива переносится на космический аппарат сближения, причем хранящееся в выводящем устройстве топливо является аммиачным топливом.

9. Система по п. 1, в которой первая орбита является по существу такой же, что и вторая орбита.

10. Система по п. 1, в которой космический аппарат сближения содержит набор лепестков для совмещения, используемых для стыковки с локомотивом.

11. Способ смены орбиты, при котором:

обеспечивают космический аппарат сближения, работающий на первой орбите,

имеющий двигательную систему космического аппарата сближения и выполненный с возможностью зацепления с космическим изделием, содержащим клиентское космическое изделие и работающим на орбите вывода клиента;

обеспечивают локомотивный космический аппарат, работающий на второй орбите, выполненный с возможностью зацепления с космическим аппаратом сближения и содержащий локомотивную двигательную систему;

осуществляют маневрирование космического аппарата сближения с первой орбиты на орбиту вывода клиента;

стыкуют космический аппарат сближения с космическим изделием, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата сближения и клиентского космического изделия;

зацепляют связку космического аппарата сближения и космического изделия с локомотивом, чтобы образовать вторую связку, образованную из космического аппарата сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата;

активизируют локомотивную двигательную систему, чтобы осуществлять маневрирование второй связки на целевую орбиту клиента; и

отсоединяют клиентское космическое изделие от второй связки;

при этом клиентский объект работает на целевой орбите клиента.

12. Способ по п. 11, при котором после отсоединения клиентского космического изделия от второй связки космический аппарат сближения и локомотив маневрируют на вторую орбиту.

13. Способ по п. 11, при котором космическое изделие дополнительно содержит выводящее устройство, образующее состыкованное соединение с космическим аппаратом сближения как часть первой связки.

14. Способ по п. 13, при котором выводящее устройство содержит хранящееся в выводящем устройстве топливо, причем, по меньшей мере, некоторая часть хранящегося в выводящем устройстве топлива переносится в космический аппарат сближения.

15. Способ по п. 14, при котором хранящееся в выводящем устройстве топливо является аммиаком.

16. Способ по п. 15, при котором выводящее устройство отстыковывается от космического аппарата сближения, после того как клиентское космическое изделие отсоединяется.

17. Способ по п. 14, при котором космический аппарат сближения выполнен с возможностью переноса хранящегося в выводящем устройстве топлива, принятого от выводящего устройства, в локомотив.

18. Способ по п. 11, при котором целевая орбита является геосинхронной орбитой.

19. Способ по п. 11, при котором космический аппарат сближения содержит множество интерфейсов для стыковки, чтобы обеспечивать одновременную стыковку с множеством космических изделий.

20. Способ смены орбиты, при котором:

обеспечивают космический аппарат сближения, работающий на орбите ожидания, имеющий двигательную систему для сближения и выполненный с возможностью зацепления с космическим изделием, содержащим клиентское космическое изделие и работающим на орбите сближения;

обеспечивают локомотивный космический аппарат, работающий на орбите ожидания, состыкованный с космическим аппаратом сближения и содержащий локомотивную двигательную систему;

отстыковывают космический аппарат сближения от локомотивного космического аппарата;

осуществляют маневрирование космического аппарата сближения, с помощью двигательной системы для сближения, с орбиты ожидания на орбиту сближения;

стыкуют космический аппарат сближения с космическим изделием, чтобы образовать первую связку, образованную из космического аппарата сближения и клиентского космического изделия;

осуществляют маневрирование первой связки, с помощью двигательной системы для сближения, с орбиты сближения на орбиту ожидания;

зацепляют связку космического аппарата сближения и космического изделия с локомотивом, чтобы образовать вторую связку, образованную из космического аппарата сближения, клиентского космического изделия и локомотивного космического аппарата;

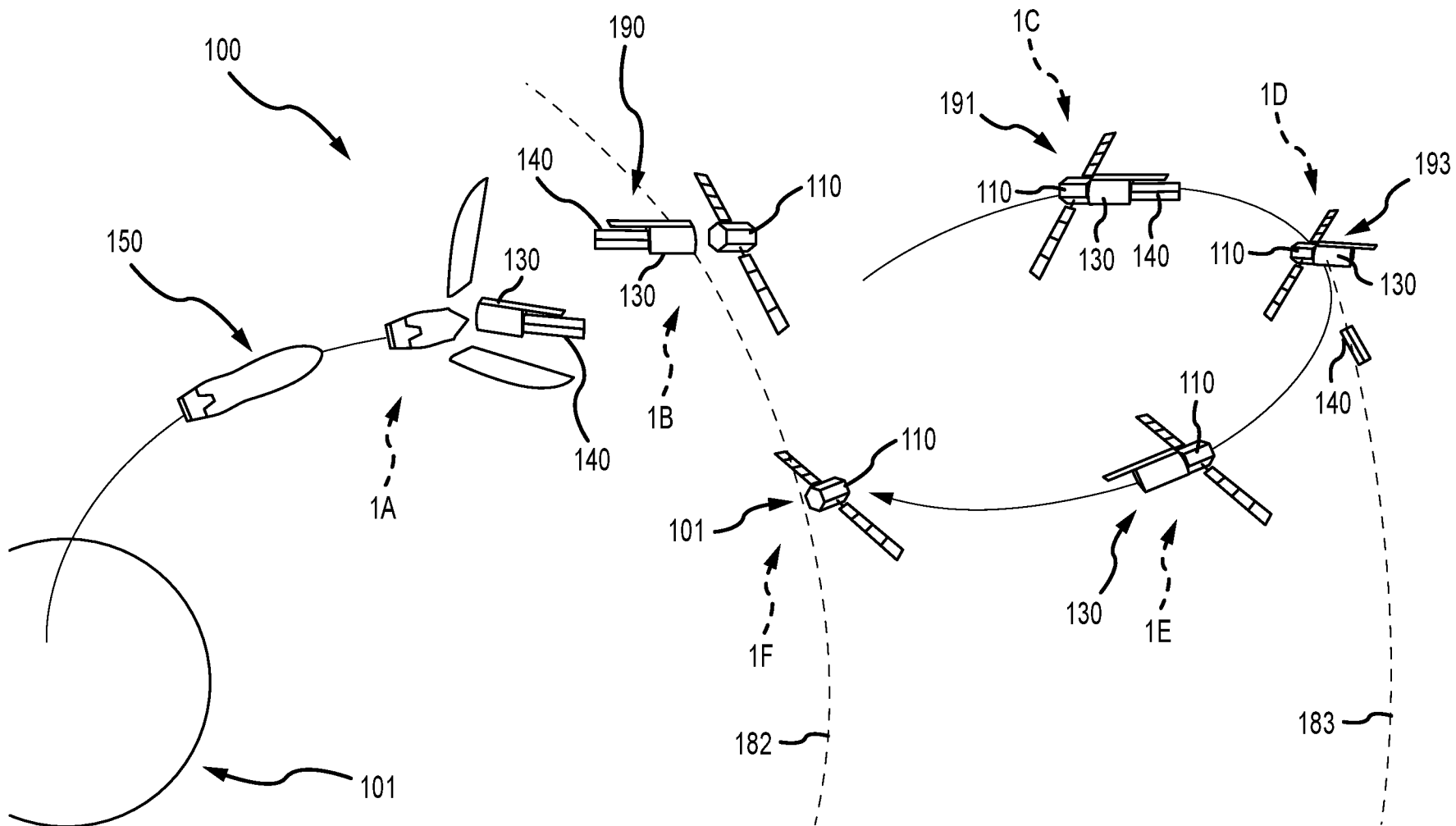
активизируют локомотивную двигательную систему, чтобы осуществлять маневрирование второй связки на целевую орбиту клиента; и

отсоединяют клиентское космическое изделие от второй связки;

при этом каждая из двигательной системы для сближения и локомотивной двигательной системы работает с помощью аммиачного топлива; а

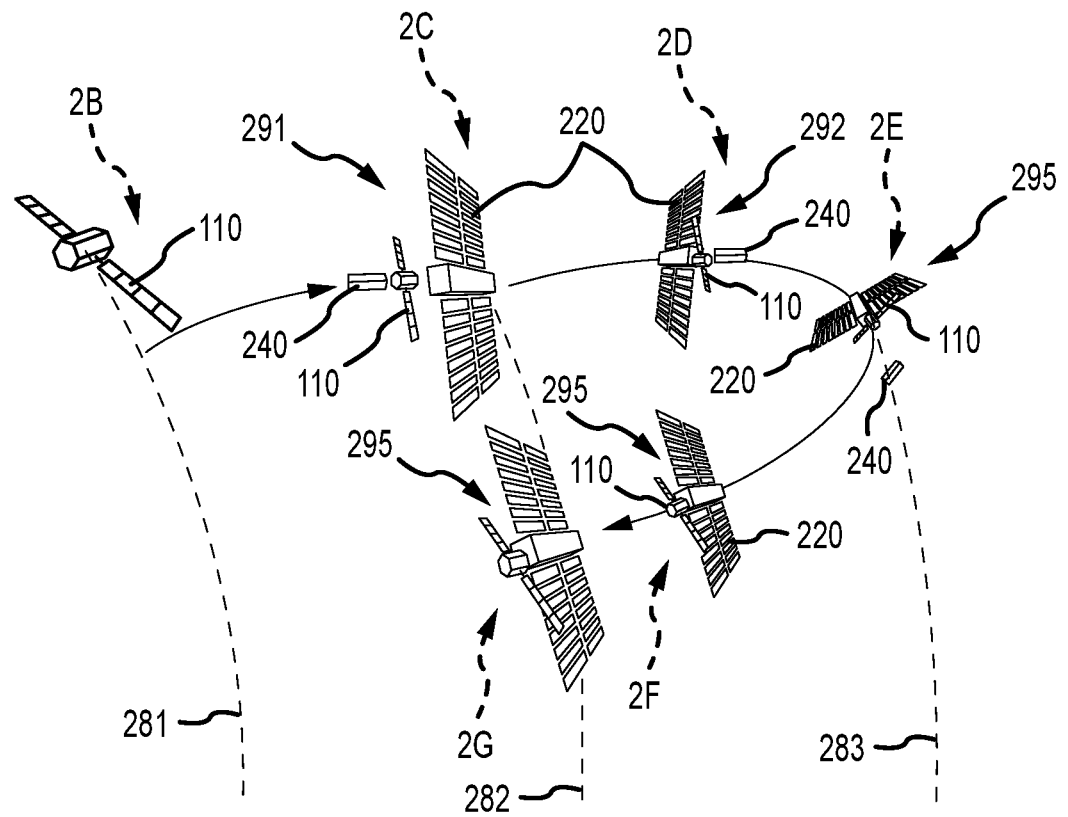
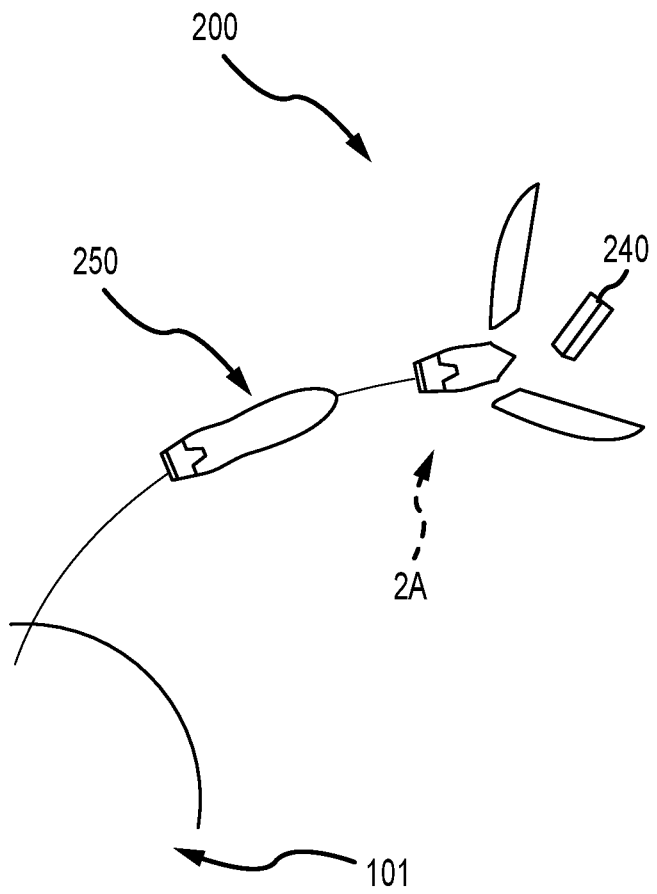
клиентский объект работает на целевой орбите клиента.

По доверенности



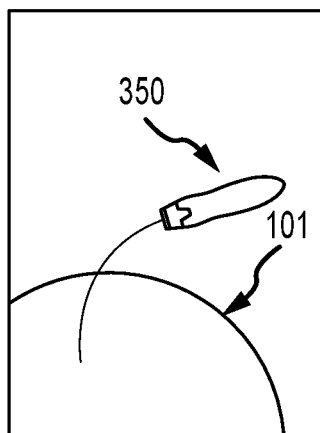
1/8

ФИГ. 1

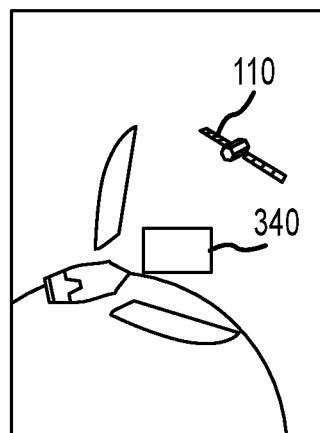


ФИГ. 2

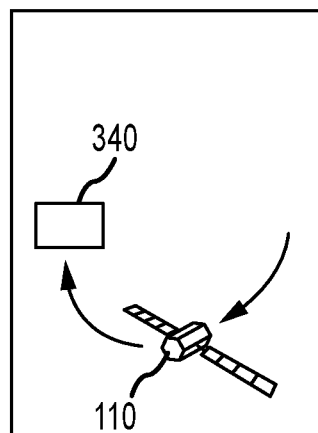
300



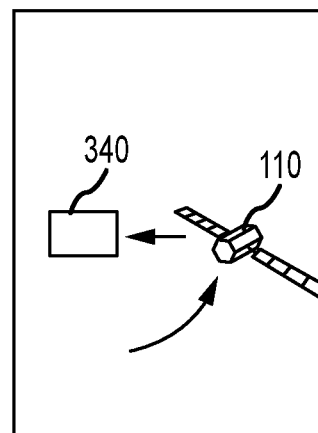
ФИГ. 3А



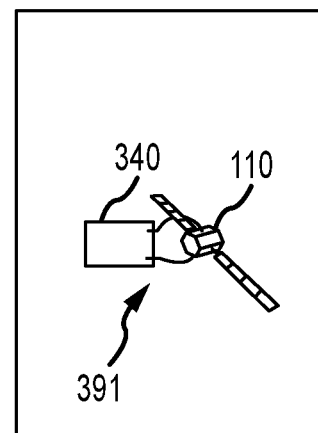
ФИГ. 3В



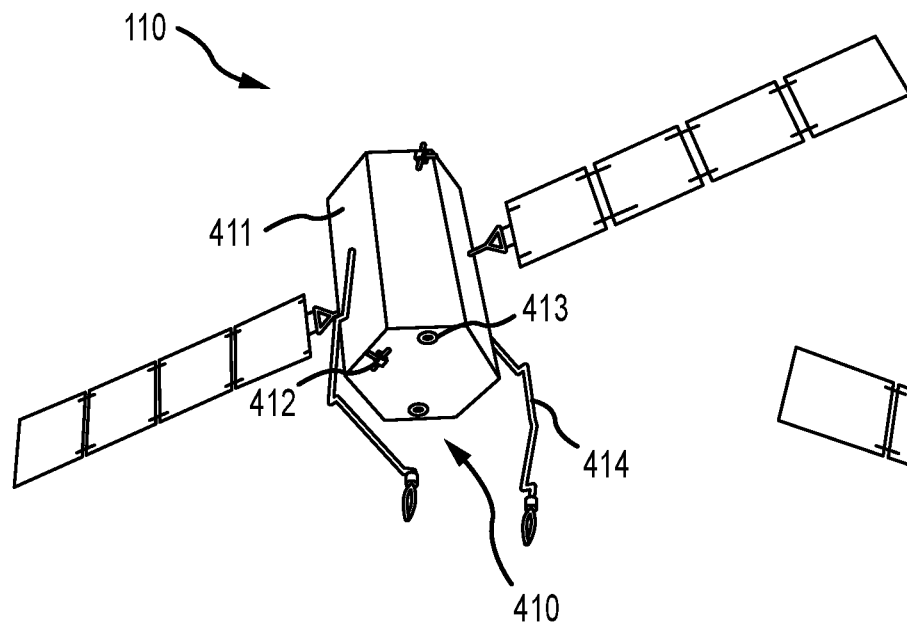
ФИГ. 3С



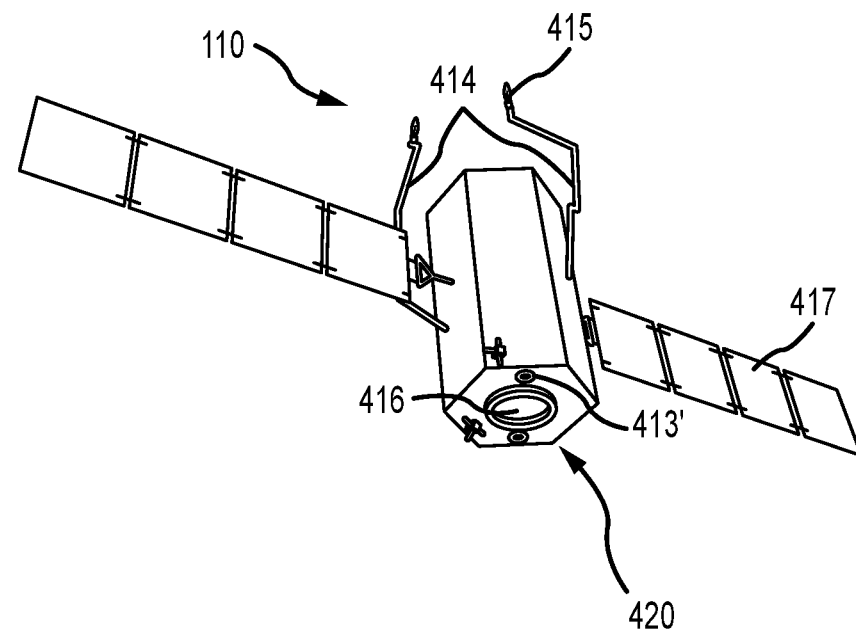
ФИГ. 3D



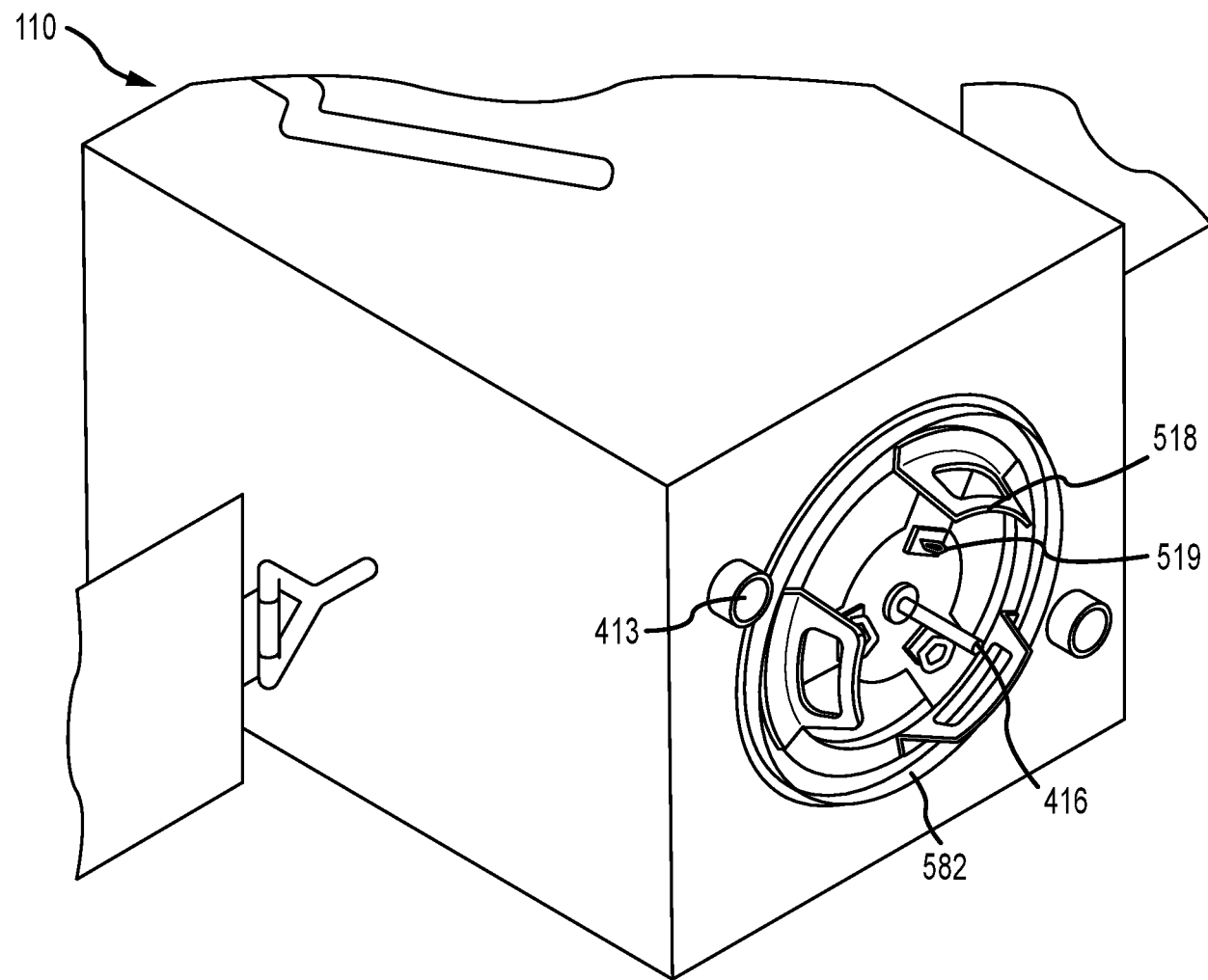
ФИГ. 3Е



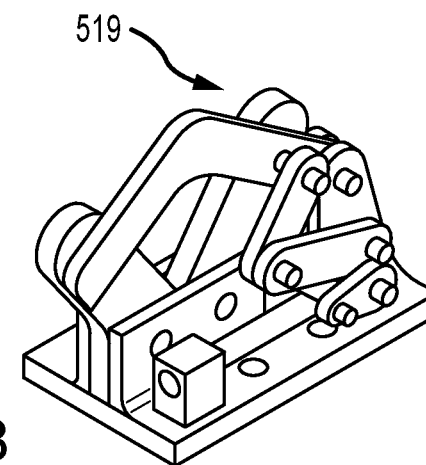
ФИГ. 4А



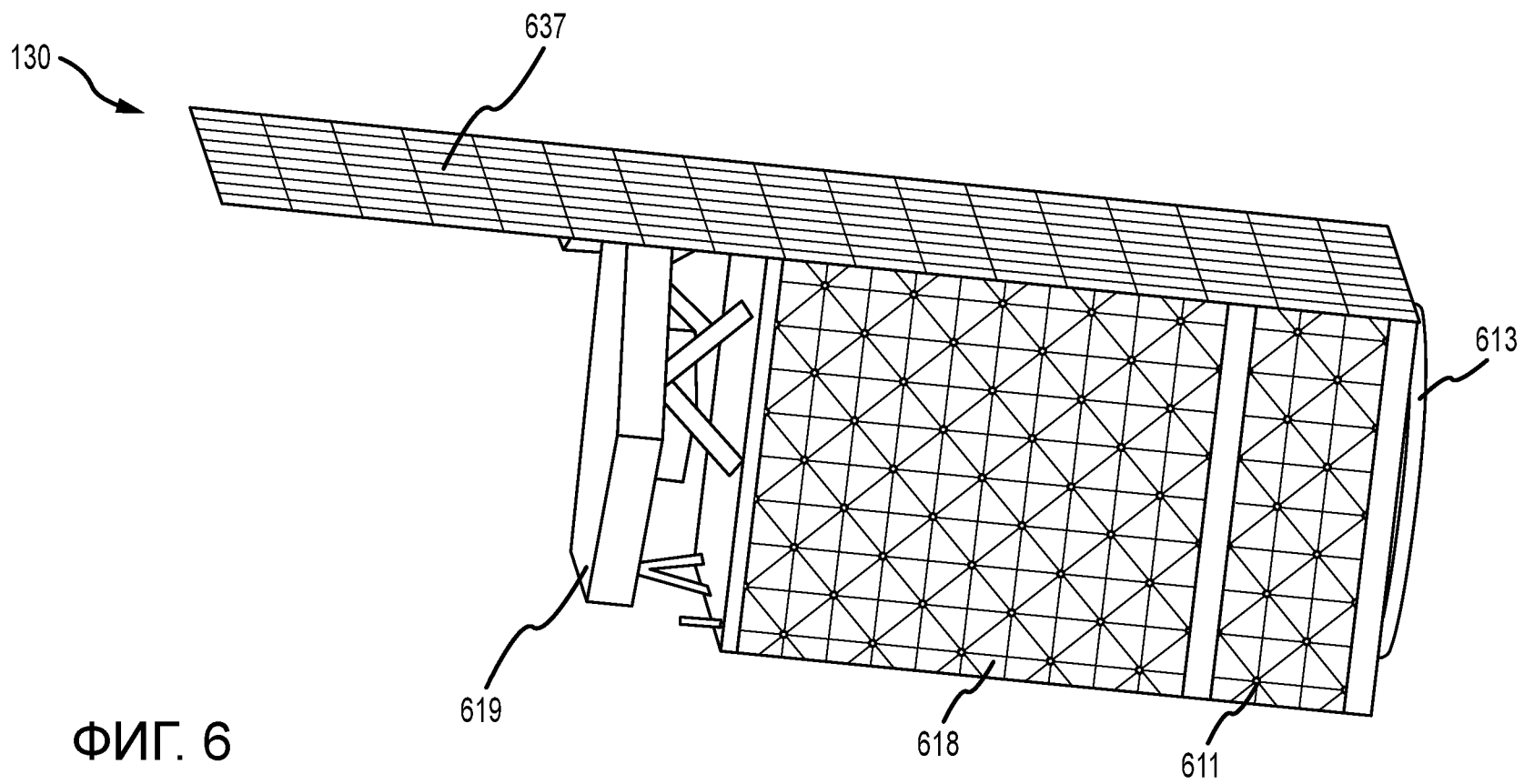
ФИГ. 4В



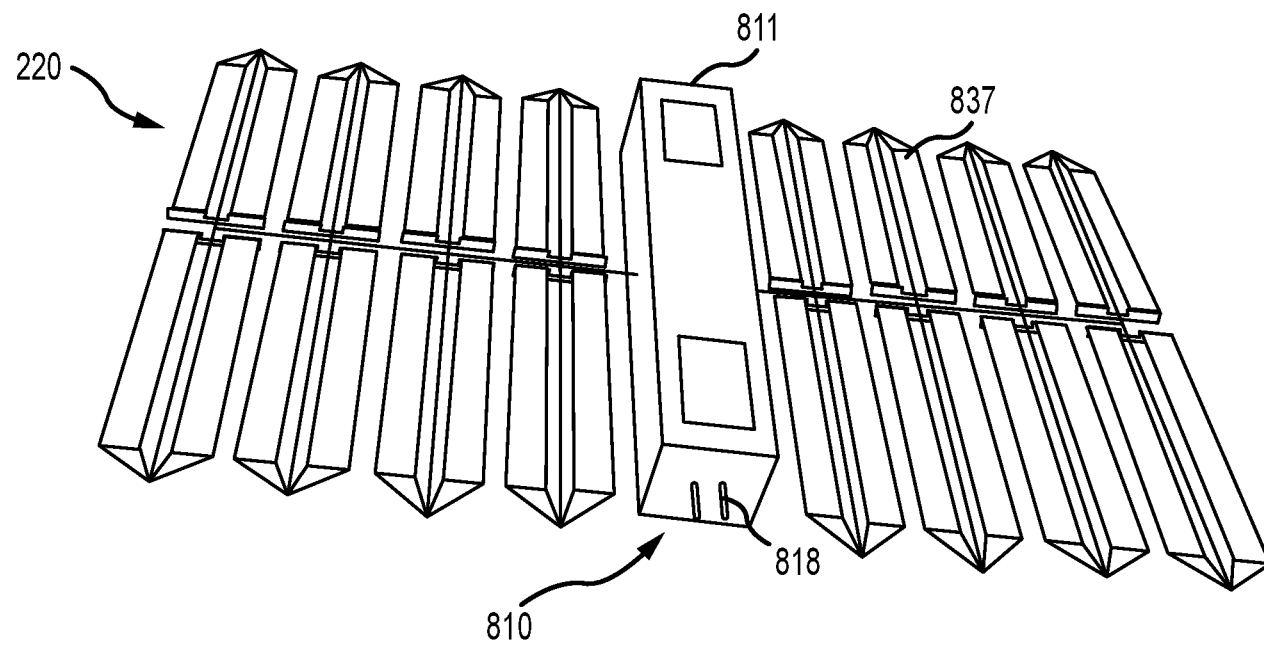
ФИГ. 5А



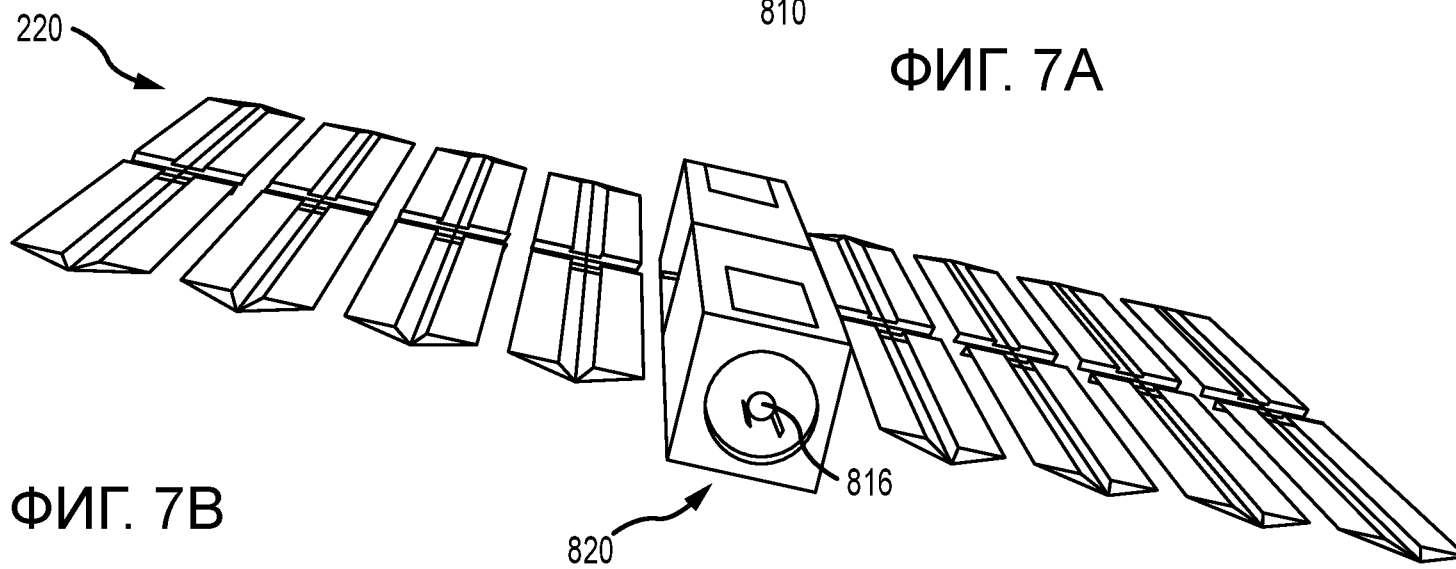
ФИГ. 5В



ФИГ. 6



ФИГ. 7А



ФИГ. 7В

	RV+Выводящее устройство	RV+Клиент	RV+Локомотив
Состыкованы	X		X
Причалены		X	
Перенос текучей среды	X		X

ФИГ. 8А

		RV	RV+выводящее устройство	RV+Клиент	RV+Локомотив	Локомотив+RV+Выводящее устройство	Локомотив+RV+Клиент
Точные маневры		X	X	X			
Большие изменения орбиты					X	X	X
Состыкованы			X		X	X	X
Причалены				X			X

ФИГ. 8В