

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(21) **202090899** (13) **A1**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2021.03.31

(22) Дата подачи заявки
2020.04.30

(51) Int. Cl. **B64G 1/62** (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/36 (2006.01)
G01C 23/00 (2006.01)

(54) СИСТЕМЫ И СПОСОБЫ АВТОНОМНОГО СПУСКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ

(31) 16/553,206

(32) 2019.08.28

(33) US

(71) Заявитель:
ЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(72) Изобретатель:
**Или Джон П., Фейл Брайан А.,
Поладан Дэвид (US)**

(74) Представитель:
Нилова М.И. (RU)

(57) В одном примере описан способ спуска космического аппарата с орбиты. Способ включает выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты. Способ включает определение целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу. Способ включает определение обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата. Способ включает сравнение получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите. Способ включает вычисление на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости. Способ включает выдачу импульса тяги движительной системой.

A1

202090899

202090899

A1

СИСТЕМЫ И СПОСОБЫ АВТОНОМНОГО СПУСКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ И УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

[001] Настоящее изобретение относится в целом к спуску космического аппарата с орбиты. В частности, настоящее изобретение относится к использованию бортовых датчиков и вычислительных систем для спуска космического аппарата с орбиты. Космический аппарат, движущийся по орбите вокруг небесного тела, такого как планета, может в идеале выполнить спуск с орбиты в пределах конкретного временного окна. Временное окно может быть связано с окончанием миссии, рабочим состоянием космического аппарата или необходимым местом посадки. Выбор места посадки и вычисление эффективной и выполнимой траектории спуска с орбиты для космического аппарата требует учета нескольких факторов. Соответственно, выполнение этих функций в пределах временного окна может представлять затруднения.

[002] Существующие системы и способы спуска космических аппаратов с орбиты включают наземные системы и двустороннюю связь между космическим аппаратом и наземной системой для предоставления информации с бортовых датчиков в наземную систему и для приема инструкций от наземной системы. Задержка в этих сообщениях, ошибки передачи и другие факторы могут увеличить время, необходимое для вычисления целевых значений работы двигателя для спуска космического аппарата с орбиты и снизить доверие к полученным в результате инструкциям по работе двигателя.

[003] В связи с указанным необходима автономная бортовая система космического аппарата для выбора места посадки и определения маневра наведения при спуске с орбиты.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

[004] В одном примере описан способ спуска космического аппарата с орбиты. Способ включает выбор вычислительным устройством космического аппарата целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты. Способ включает выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения посредством вычислительного устройства целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определение посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления посредством вычислительного устройства на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости.

Способ включает выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

[005] Еще в одном примере описана система для спуска космического аппарата с орбиты. Система содержит космический аппарат. Космический аппарат содержит вычислительное устройство, имеющее процессор и память, хранящую инструкции, выполненные с возможностью исполнения процессором. Инструкции выполнены с возможностью исполнения процессором для выбора целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты. Инструкции выполнены с возможностью исполнения процессором для выполнения в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости.

Система также содержит движительную систему, выполненную с возможностью выдачи в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

[006] Еще в одном примере, описан некрatkовременный компьютерочитаемый носитель, имеющий сохраненные в нем инструкции, которые при их исполнении одним или более процессорами вычислительного устройства, вызывают выполнение вычислительным устройством функций. Указанные функции включают выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты. Указанные функции дополнительно включают выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем

прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости.

Указанные функции включают выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

[007] Раскрытые признаки, функции и преимущества могут быть реализованы независимо в различных примерах или могут быть скомбинированы с получением других примеров. Более подробная информация по указанным примерам может быть очевидна при обращении к последующему описанию и чертежам.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

[008] Признаки иллюстративных примеров, обеспечивающие новизну по сравнению с уровнем техники, изложены в прилагаемой формуле изобретения. При этом иллюстративные примеры, а также предпочтительный режим их применения, дополнительные цели и признаки будут лучше поняты из следующего подробного

описания иллюстративного примера раскрытия настоящего изобретения при рассмотрении вместе с сопровождающими чертежами:

[009] На ФИГ. 1 изображена структурная схема системы для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0010] На ФИГ. 2 изображена приведенная для примера траектория спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0011] На ФИГ. 3 изображена блок-схема способа спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0012] На ФИГ. 4А изображена блок-схема способа выбора места посадки для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0013] На ФИГ. 4В изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 4А, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0014] На ФИГ. 4С изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 4А, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0015] На ФИГ. 5А изображена блок-схема способа определения маневра наведения для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0016] На ФИГ. 5В изображен пример обратного распространения положения на орбите от прогнозируемого местоположения входа в атмосферу согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0017] На ФИГ. 6А изображена блок-схема способа корректировки работы двигателя для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0018] На ФИГ. 6В изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 6А, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0019] На ФИГ. 7 изображена блок-схема способа спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0020] На ФИГ. 8 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0021] На ФИГ. 9 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0022] На ФИГ. 10 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7 и ФИГ. 9, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0023] На ФИГ. 11 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0024] На ФИГ. 12 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7 и ФИГ. 11, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0025] На ФИГ. 13 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0026] На ФИГ. 14 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0027] На ФИГ. 15 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0028] На ФИГ. 16 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0029] На ФИГ. 17 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0030] На ФИГ. 18 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

[0031] На ФИГ. 19 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления.

ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

[0032] Раскрытые примеры будут теперь более подробно описаны ниже со ссылкой на прилагаемые чертежи, на которых показаны некоторые, но не все раскрытые примеры. Фактически может быть описано несколько различных примеров, которые не должны истолковываться как примеры, ограниченные изложенными в настоящем документе. Напротив, эти примеры приведены с тем, чтобы данное раскрытие было полным и полностью передавало объем раскрытия изобретения специалистам в данной области техники.

[0033] В рамках примеров описаны системы и способы спуска космического аппарата с орбиты. В частности, системы и способы автономного спуска космического аппарата с орбиты с помощью бортовых датчиков и систем.

[0034] Приводимые для примера системы и способы включают автономный выбор места посадки для определения маневра наведения во время спуска космического аппарата с орбиты. Выбор места посадки может включать прием пользовательского ввода, который включает в себя обозначение временного окна для спуска космического аппарата с орбиты. В течение временного окна вычислительное устройство космического аппарата может производить оценку известных мест на местности для выбора места,

которое является достижимым, для космического аппарата с учетом положения на орбите космического аппарата и других факторов, таких как вращение небесного тела и качеств атмосферы небесного тела. Вычислительная система может выбирать целевое место посадки из достижимых местоположений на местности, и если местоположения на местности недоступны, может определять достижимое место на водной поверхности для посадки. Таким образом, космический аппарат может автономно выбирать место посадки надежным способом, который попадает в пределы выбранного временного окна. Для целей данного раскрытия, выполнение функций автономно может относиться к выполнению функций программно на основании датчиковых данных, хранимой информации, методов машинного обучения или т.п. без пользовательского ввода и/или инструкций. В этом контексте функции могут также могут быть названы автономными, если в какой-то момент они запрашиваются действиями пользователя. Например, пользователь может начинать автономный спуск космического аппарата с орбиты посредством выбора временного окна для спуска космического аппарата с орбиты.

[0035] Приводимые для примера системы и способы включают использование бортовых датчиков космического аппарата для определения характеристик космического аппарата и окружающей среды, которые имеют отношение к вычислению импульса тяги для направления космического аппарата к выбранному месту посадки. Вычислительное устройство использует датчиковые данные от датчиков для определения импульса тяги и для спуска космического аппарата с орбиты. Для способствования этому вычислительное устройство может использовать известные качества, связанные с небесным телом и ожидаемой траекторией космического аппарата, для определения местоположения входа в атмосферу, и может итеративно выполнять обратное распространение исходя из местоположения входа в атмосферу для определения, имеет ли целевое значение дальности и целевое значение скорости для достижения местоположения входа в атмосферу сходимость с известным положением на орбите космического аппарата. Импульс тяги может быть определен на основании того, что целевое значение дальности и целевое значение скорости имеют сходимость с известным положением, таким как текущее положение, космического аппарата. Выполнение этих вычислений на борту космического аппарата позволяет осуществлять эти вычисления в реальном времени или почти в реальном времени. Таким образом, космический аппарат может автономно определять решение по работе двигателя для спуска космического аппарата с орбиты, которое является точным и надежным, и таким образом, который позволяет повысить уверенность в определенном решении по работе двигателя.

[0036] Для целей данного раскрытия, решение по работе двигателя относится к одному или более управляемым аспектам спуска космического аппарата с орбиты с использованием одного или более двигателей, включая, но не ограничиваясь этим, время зажигания для выдачи импульса тяги от одного или более двигателей и вектора скорости для работы двигателя, связанного с импульсом тяги. Вектор скорости для работы двигателя может в целом относиться к изменению скорости (т.е. изменению скалярного значения и/или направления скорости) космического аппарата, получаемой в результате импульса тяги, а более конкретно, к продолжительности импульса тяги и силам, связанным с управлением работой указанных одного или более двигателей.

[0037] Обращаясь теперь к чертежам, на ФИГ. 1 изображена структурная схема системы 100 для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 1 показана автономная система спуска с орбиты, которая может быть реализована на борту космического аппарата. Система включает в себя вычислительное устройство 102. Система 100 может включать в себя одно или более вычислительных устройств, таких как контроллер космического аппарата, навигационная система космического аппарата или комбинация подмодулей в космическом аппарате.

[0038] Вычислительное устройство 102 включает в себя один процессор или более процессоров 104, память 106, инструкции 108 и пользовательский интерфейс 110. Один процессор или более процессоров 104 может или могут быть процессорами общего назначения или специального назначения (например, цифровыми сигнальными процессорами, специализированными интегральными схемами и т.д.). Один процессор или более процессоров 104 может быть выполнен или могут быть выполнены с возможностью исполнения инструкций 108 (например, компьютерочитаемых программных инструкций), которые хранятся в памяти 106 и выполнены с возможностью исполнения для обеспечения функциональности вычислительного устройства 102 и соответствующих систем и способов, описанных в настоящем документе.

[0039] Память 106 может включать в себя или представлять собой один или более компьютерочитаемых носителей для хранения, которые могут быть считаны или к которым может быть осуществлен доступ процессором (процессорами) 104. Компьютерочитаемые носители для хранения могут включать в себя энергозависимые

и/или энергонезависимые компоненты для хранения, такие как оптическая, магнитная, органическая или другая память или дисковое хранилище, которые могут быть встроены целиком или частично в процессор (процессоры) 104. Память 106 считается некрatkвременным компьютерочитаемым носителем. В некоторых примерах память 106 может быть реализована с использованием одного физического устройства (например, одного оптического, магнитного, органического или иного запоминающего устройства или дискового блока для хранения), тогда как в других примерах память 106 может быть реализована с использованием двух или более физических устройств. Память 106 таким образом представляет собой некрatkвременный компьютерочитаемый носитель для хранения, и инструкции 108, исполняемые процессором (процессорами) 104, хранятся в памяти 106. Инструкции 108 включают в себя исполняемый компьютерный код.

[0040] Пользовательский интерфейс 110 может включать в себя или быть выполнен в виде клавиатуры, мыши, сенсорного экрана, микрофона, системы распознавания жестов, их комбинации или других средств приема вычислительным устройством 102пользовательского ввода. Пользовательский интерфейс может быть встроен в вычислительное устройство 102, как изображено на ФИГ. 1, или включен в другую подсистему или другое устройство.

[0041] Система 100 также включает в себя множество радиоэлектронных устройств 112. Радиоэлектронные устройства 112 включают в себя средства 114 GPS (Global Positioning System), блок 116 инерциальных измерителей, высотомер 118 и беспроводной интерфейс 120. Радиоэлектронные устройства 112 могут включать в себя больше или меньше датчиков и устройств или могут включать в себя альтернативные датчики, обеспечивающие функциональность, аналогичную той, которая изображена на ФИГ. 1. Радиоэлектронные устройства 112 могут быть совместно выполнены с возможностью получения датчиковых данных, которые включают информацию, указывающую положение на орбите космического аппарата, включая местоположение космического аппарата, траекторию космического аппарата и высоту космического аппарата. Вычислительное устройство 102 может использовать эту информацию для идентификации целевого места посадки и для вычисления решения по работе двигателя для спуска космического аппарата с орбиты. Приводимые для примера варианты осуществления для определения решения по работе двигателя с использованием этой информации описаны ниже.

[0042] Система 100 также включает в себя множество управляемых элементов 122 космического аппарата. Управляемые элементы 122 включают в себя движительную систему 124 и систему 126 стабилизации. Движительная система 124 и система 126 стабилизации могут управляться вычислительным устройством 102 для направления космического аппарата к целевому месту посадки. В частности, одна или обе из движительной системы 124 и системы 126 стабилизации включает в себя один или более двигателей, которые выдают импульс тяги для направления перемещения космического аппарата.

[0043] Система 100 также включает в себя базу 128 данных. База 128 данных может находиться на удалении от космического аппарата или на борту космического аппарата, и может включать в себя информацию, относящуюся к использованию при спуске космического аппарата с орбиты. Например, база 128 данных может включать в себя склад данных, который имеет представления предпочтительных мест посадки на небесном теле. Таким образом, база 128 данных может быть базой данных местоположений на местности, таких как целевые местоположения на местности и/или местоположения на воде. Указанные представления могут включать в себя представления местоположений и возвышений целевых мест посадки и включать в себя уровни приоритета, связанные с каждым местом. База 128 данных также может включать в себя хранилище известных характеристик различных систем космического аппарата, таких как движительные системы (например, движительная система 124). Таким образом, база 128 данных может быть базой данных характеристик движительной системы. База 128 данных также может включать в себя склад данных, имеющий представления известных характеристик окружающей среды небесного тела. Например, склад данных может включать в себя представления высоты, на которой объекты входят в атмосферу небесного тела (например, линия Кармана), и другие характеристики атмосферы. Таким образом, база 128 данных может быть базой данных известных атмосферных сил. Склад данных также может включать в себя данные прошлых вычислений для решения по работе двигателя и датчиковые данные. Такие данные могут быть связаны с обученной моделью машинного обучения, используемой для определения решений по работе двигателя для спуска космического аппарата с орбиты.

[0044] Ниже приведены дополнительные иллюстративные примеры того, как система 100 обеспечивает спуск космического аппарата с орбиты.

[0045] На ФИГ. 2 изображен пример траектории спуска с орбиты космического аппарата 202 согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 2 показана система 200 в соответствии с приводимым для примера сценарием. Система 200 включает в себя космический аппарат 202, имеющий положение 204 на орбите, и небесное тело 216, имеющее атмосферу 210. Положение 204 на орбите представлено в виде траектории на ФИГ. 2. Однако в рамках примеров, положение на орбите может включать дополнительную информацию о космическом аппарате 202, такую как высота космического аппарата 202. Небесное тело 216 может быть планетой, такой как Земля, или другим небесным телом.

[0046] В представленном примере местоположение 208 входа в атмосферу изображено на линии Кармана атмосферы 210. В рамках примеров может быть использована другая интерпретация входа в атмосферу. Космический аппарат 202 следует по первой траектории 206 от местоположения, изображенного на ФИГ. 2, в соответствии с положением 204 на орбите, высотой космического аппарата 202 и гравитационными силами, воздействию которых подвергается космический аппарат 202. Космический аппарат 202 следует по второй траектории 212 от местоположения 208 входа в атмосферу к целевому месту 214 посадки. Хотя ФИГ. 2 представлена в соответствии с приводимым для примера сценарием, следующие фигуры чертежей могут быть описаны относительно настоящего приводимого для примера сценария для целей иллюстрации.

[0047] На ФИГ. 3 изображена блок-схема способа 300 обеспечения спуска космического аппарата 202 с орбиты, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блок-схема включает в себя ряд блоков, в том числе блоки 302, 304, 306, 308, 310 и 312. Каждый блок относится к аспекту спуска космического аппарата 202 с орбиты и может быть реализован с использованием компонентов систем 100 или 200, показанных на ФИГ. 1 и 2, или совместно с космическим аппаратом, таким как космический аппарат 202, изображенный на ФИГ. 2, например. Например, вычислительное устройство 102 может быть выполнено с возможностью осуществления способа 300. Блоки представляют собой модули, подкомпоненты или этапы, которые относятся к спуску космического аппарата 202 с орбиты. Хотя блоки показаны в последовательном порядке, эти блоки также могут быть выполнены параллельно и/или в порядке, отличном от порядка, описанного в настоящем документе. Кроме того, различные блоки могут быть объединены в меньшее количество блоков, разделены на дополнительные блоки и/или удалены исходя из необходимой реализации.

[0048] В блоке 302 способ 300 включает получение навигационных данных, в том числе датчиковых данных, указывающих местоположение космического аппарата 202, положение 204 на орбите космического аппарата 202 и высоту космического аппарата 202. Например, эта навигационная информация может быть получена с использованием одного или более радиоэлектронных устройств 112.

[0049] В блоке 304 способ 300 выбора места посадки в качестве части спуска космического аппарата с орбиты и включает определение одного или более местоположений на местности, которые достижимы от текущего местоположения космического аппарата 202 с учетом положения на орбите космического аппарата 202, как определено в блоке 302. Определение указанных одного или более местоположений на местности описано более подробно ниже в отношении ФИГ. 4В. Целевое место посадки может быть выбрано из указанного множества местоположений на местности на основании периода времени, связанного с достижением целевого места посадки. Например, место посадки может быть целевым местом 214 посадки, изображенным на ФИГ. 2. Более подробная информация в отношении блока 304 приведена ниже в отношении ФИГ. 4А.

[0050] В блоке 306 способ 300 включает прием пользовательского ввода посредством пользовательского интерфейса 110, который указывает выбранное временное окно. Временное окно может быть связано со спуском космического аппарата 202 с орбиты. Например, временное окно может указывать первый момент времени, который начинается в текущий момент времени или после текущего времени, и второй момент времени, который наступает после первого момента времени. Временное окно может соответствовать временному интервалу, в течение которого один или более двигателей космического аппарата должны управляться с выдачей импульса тяги, который вызывает спуск космического аппарата 202 с орбиты и его следование по траектории, ведущей к выбранному целевому месту посадки. Кроме того, пользовательский ввод может включать в себя информацию об одном или более из движительной системы 124 и системы 126 стабилизации. Например, указанная информация может указывать тип движительной системы или тип системы стабилизации космического аппарата 202, которые могут быть связаны с уровнем тяги от одного или более двигателей, используемых для спуска космического аппарата 202 с орбиты. Таким образом, пользователь может предоставлять некоторые параметры для спуска космического

аппарата 202 с орбиты, а бортовые датчики и вычислительные устройства могут в ответ на это определять и выдавать импульс тяги для спуска космического аппарата 202 с орбиты.

[0051] Способ 300 также включает блок 308 для реализации аспекта оценки работы двигателя для маневра наведения при спуске с орбиты, используемого в качестве части спуска космического аппарата с орбиты. Аспект оценки работы двигателя для маневра наведения при спуске с орбиты включает определение прогнозируемого местоположения входа в атмосферу с учетом определения целевого места 214 посадки и оценку решения по работе двигателя с учетом прогнозируемого местоположения входа в атмосферу. Например, выполняют вычисление целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу. В рамках примеров, указанное может быть реализовано на основании полученного прямым распространением прогноза точки входа в атмосферу, определенной с использованием целевого места 214 посадки, текущей траектории космического аппарата 202 и известных характеристик атмосферы 210 и космического аппарата 202. Например, целевое значение дальности и целевое значение скорости могут соответствовать достижению космическим аппаратом прогнозируемого местоположения входа в атмосферу в пределах ограничений, задаваемых ожидаемыми силами, возникающими в результате взаимодействия между атмосферой 210 и космическим аппаратом 202. Кроме того, блок 308 включает определение обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата 202 исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости. Более подробная информация, относящаяся к обратному распространению, приведена ниже в отношении ФИГ. 5А. Если получаемое обратным распространением положение на орбите близко соответствует фактическому положению на орбите космического аппарата 202, это указывает на то, что соответствующее решение по работе двигателя является выполнимым. Таким образом, блок 308 включает определение, имеет ли получаемое обратным распространением положение на орбите сходимость с известным положением на орбите космического аппарата 202. Более подробная информация, относящаяся к сходимости, приведена ниже в отношении ФИГ. 5А. Если имеется сходимость, может быть выполнена оценка решения по работе двигателя, такого как время зажигания и вектор скорости, в отношении импульса тяги на основании прогнозируемого местоположения входа в атмосферу.

[0052] Способ 300 также включает блок 310 для реализации аспекта корректировки работы двигателя для маневра наведения при спуске с орбиты, используемого в качестве части спуска космического аппарата с орбиты. Аспект корректировки работы двигателя для маневра наведения при спуске с орбиты включает вычисление решения по фактической работе двигателя для спуска космического аппарата с орбиты. Решение по фактической работе двигателя соответствует импульсу тяги, обрабатываемому одним или более двигателями, например, движительной системы 124. Блок 310 включает учет дополнительных факторов, таких как модели гравитации более высокого порядка, с целью изменения решения по работе двигателя, определенного в блоке 308, с обеспечением сходимости для решения по фактической работе двигателя. Более подробная информация по блоку 310 приведена ниже.

[0053] Способ 300 также включает блок 312 для направления при спуске с орбиты в качестве части спуска космического аппарата с орбиты, при котором выполняют непрерывные проверки на наличие ошибок и корректировки во время спуска с орбиты. Например, система 126 стабилизации может управляться во время спуска с орбиты для сохранения ориентации космического аппарата 202 относительно поверхности на местности небесного тела 216 во время спуска с орбиты. Аспекты способа 300 теперь описаны более подробно.

[0054] Возвращаясь к блоку 304 способа 300, на ФИГ. 4А изображена блок-схема способа выбора места посадки для спуска космического аппарата 202 с орбиты, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В блоке 400 функции включают прием входных данных. Входные данные могут включать в себя датчиковые данные, указывающие текущее местоположение космического аппарата 202, положение 204 на орбите космического аппарата 202 и высоту космического аппарата 202. Например, эти датчиковые данные могут быть получены посредством одного или более радиоэлектронных устройств 112 во время выполнения блока 302 способа 300. Принятые входные данные также могут включать в себя временное окно, связанное со спуском космического аппарата 202 с орбиты, и тип движительной системы, соответствующий движительной системе 124. Временное окно и тип движительной системы могут быть приняты посредством пользовательского интерфейса 110 во время выполнения блока 306 способа 300.

[0055] В блоке 402 функции включают инициирование выбора места посадки. Например, указанное может включать определение продолжительности временного окна, принятого в качестве входных данных, и определение, попадают ли принятые датчиковые данные в пределы заданных ограничений, таких как пороговая скорость, пороговый угол относительно атмосферы 210, пороговая высота или т.п. Например, выбор узкого временного окна, когда космический аппарат удаляется от атмосферы, может вызывать выдачу вычислительным устройством 102 сообщения об ошибке посредством пользовательского интерфейса 110, чтобы предупредить пользователя о том, что выбор является недопустимым или невыполнимым. Функции блока 402 также могут включать извлечение информации из принятых входных данных для выбора целевого места посадки. Например, функции могут включать определение скалярного значения скорости космического аппарата 202 относительно поверхности на местности небесного тела 216.

[0056] В блоке 404 функции включают использование распространения положения космического аппарата 202 на начало выбранного временного окна. Например, временное окно может начинаться через час от момента времени выбора и заканчиваться через два часа после момента времени выбора. Распространение положения космического аппарата 202 на начало выбранного временного окна может включать выполнение, на основании траектории космического аппарата, высоты космического аппарата и высоты точки соприкосновения с атмосферой 210, прогнозирования местоположения космического аппарата 202 через час после момента времени выбора на основании текущей траектории космического аппарата 202 и известного вращения небесного тела 216. Таким образом, космический аппарат 202 может достичь места посадки при первой же возможности. В приведенном для примера сценарии, представленном на ФИГ. 2, полученное распространением положение космического аппарата 202 может соответствовать местоположению 208 входа в атмосферу.

[0057] В блоке 406 функции включают поиск возможностей для посадки. В частности, указанное включает определение, достижимы ли какие-либо известные местоположения на местности от полученного распространением положения или от какого-либо полученного распространением положения в пределах временного окна. Таким образом, поиск возможностей для посадки может включать определение области небесного тела 216, которая является достижимой, когда космический аппарат 202 входит в атмосферу 210, в пределах временного окна, извлечение известных местоположений на местности из базы 128 данных и определение, какие, при их наличии, из известных

местоположений на местности попадают в пределы указанной области небесного тела 216. Определение области небесного тела 216, которая является достижимой, когда космический аппарат 202 входит в атмосферу 210, в пределах временного окна может включать определение дальности возможных местоположений входа на основании текущей траектории космического аппарата 202, момента начала временного окна, момента окончания временного окна и известного вращения небесного тела 216, и определение области небесного тела 216, которая является достижимой, исходя из дальности возможных местоположений входа. Функции также могут включать определение, какое из местоположений на местности, которые попадают в пределы указанной области, обеспечивает наибольшее приближение к космическому аппарату 202, и определение, включает ли указанное наибольшее приближение приемлемое боковое расстояние. Боковое расстояние может быть расстоянием в поперечном направлении от орбиты в направлении полета космического аппарата 202. Приемлемое боковое расстояние может быть пороговым расстоянием, таким как 200 км, от траектории в направлении полета космического аппарата 202. Более подробная информация о поиске возможностей для посадки приведена ниже.

[0058] Если обнаружено место посадки, которое соответствует временному окну, функции переходят через функциональное состояние 408 к функциональному состоянию 414 таким образом, что функции, относящиеся к блоку 304, заканчивают и начинают блок 308. Если место посадки не обнаружено, выполняют функции блока 410.

[0059] В блоке 410 функции включают поиск возможностей, связанных с водой. Например, если в блоке 406 возможности для посадки не определены, может быть выполнен поиск возможностей, связанных с водой. Указанное может включать извлечение из базы 128 данных информации по заданным многоугольным участкам на поверхности воды. Заданные многоугольные участки могут быть местоположениями на акватории, которые были сочтены подходящими для сценариев аварийной посадки. Таким образом, поиск возможностей, связанных с водой, может включать определение области небесного тела 216, которая является достижимой, когда космический аппарат 202 входит в атмосферу 210, в пределах временного окна, извлечение заданных многоугольных участков на поверхности воды из базы 128 данных и определение того, какая часть любого из заданных многоугольных участков на поверхности воды попадает в пределы указанной области небесного тела 216. Определение области небесного тела 216, которая является достижимой, когда космический аппарат 202 входит в атмосферу 210, в

пределах временного окна может быть выполнено по существу, как описано выше в отношении блока 406. Функции также могут включать определение, какой из этих заданных многоугольных участков, которые попадают в пределы указанной области, обеспечивает наибольшее приближение к космическому аппарату 202, и определение, включает ли указанное наибольшее приближение приемлемое боковое расстояние. Более подробная информация о поиске возможностей, связанных с водой, приведена ниже.

[0060] Если обнаружено место на водной поверхности, которое соответствует временному окну, функции переходят через функциональное состояние 408 к функциональному состоянию 414 таким образом, что функции, относящиеся к блоку 304, заканчивают и начинают блок 308. Если место на водной поверхности не обнаружено, выполняют функции блока 412.

[0061] В блоке 412 функции включают установку импульса тяги на конец временного окна. Функции также включают определение места посадки, которое соответствует концу временного окна и которое находится в пределах возможностей космического аппарата 202 с учетом типа движительной системы, и использование окончания временного окна в качестве времени зажигания для импульса тяги. Функции также включают переход к функциональному состоянию 414 таким образом, что начинают блок 308.

[0062] На ФИГ. 4В изображена блок-схема еще одного способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 4А, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 4В показана более подробная информация выбора места посадки в соответствии с блоком 406. В блоке 416 функции включают прямое распространение положения космического аппарата 202 к следующему временному этапу. Каждый временной этап может быть приращением временного окна. Например, если временное окно начинается через один час после момента времени выбора и заканчивается через два часа после момента времени выбора, каждый временной этап может добавлять еще пять минут от момента времени начала (1 час после момента времени выбора) до момента окончания (2 часа после момента времени выбора). Таким образом, выполнение блока 406 может позволить космическому аппарату 202 выдавать импульс тяги по существу в самое раннее доступное время в пределах временного окна. Прямое распространение положения может быть определено, например, от оценочной точки входа в атмосферу и может включать определение области на небесном теле 216,

которая является достижимой от полученного распространением положения космического аппарата. Функции также могут включать определение того, попадают ли какие-либо местоположения на местности в пределы указанной области.

[0063] В блоке 418 функции включают вычисление бокового маневра для каждого местоположения на местности (например, места посадки), которое попадает в пределы области, определенной в блоке 416. Определение бокового маневра (cross-range, CR) для каждого местоположения может включать определение расстояния в поперечном направлении от орбиты в направлении полета космического аппарата 202 для каждого местоположения на местности, которое попадает в пределы указанной области. Если выявлен приемлемый боковой маневр (т.е. боковой маневр на дистанции порогового бокового маневра, такой как 200 км, или меньше неё) для одного или более из местоположений на местности, то выявлен минимальный боковой маневр, и от блока 418 переходят к блоку 422. Если никакие местоположения на местности не попадают в пределы указанной области или никакие местоположения на местности не соответствуют минимальному боковому маневру, то минимальный боковой маневр не выявлен, и от блока 418 переходят к функциональному состоянию 420.

[0064] В блоке 422 функции включают оценку одной или более возможностей по спуску с орбиты, определенных в блоках 416 и 418. Указанное включает проверку условий на соответствие ограничениям для ракеты-носителя, таким как возможности движительной системы 124, оценку целевого времени зажигания импульса тяги и подтверждение того, что возможность спуска с орбиты является допустимой, например, путем подтверждения того, что соответствующее местоположение на местности может позволить космическому аппарату 202 совершить посадку в ожидаемое время посадки. Если возможность спуска с орбиты является допустимой или если полученное распространением положение перешло к концу временного окна без обнаружения допустимого места, от блока 422 переходят к функциональному состоянию 408. Если возможность спуска с орбиты не является допустимой и полученное распространением положение не перешло к концу временного окна, от блока 422 переходят к функциональному состоянию 420. После приема сигнала, соответствующего блоку 418 или 422 без выявленной допустимой возможности спуска с орбиты, функциональное состояние 420 итерационно переводит процесс назад к блоку 416, который увеличивает с приращением полученное распространением положение космического аппарата 202 до следующего временного этапа. Посредством итерации по временному окну таким

образом, процесс может задавать приоритеты местоположений на местности, которые ближе к началу временного окна, для целей спуска с орбиты. Если место посадки не обнаружено после итерации по одному или более местоположениям на местности, от блока 406 можно перейти блоку 410 таким образом, что блок 410 выполняют либо одновременно с блоком 406, либо после завершения блока 406, как изображено на ФИГ. 4А.

[0065] На ФИГ. 4С изображена блок-схема еще одного способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 4А, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 4С показана более подробная информация по выбору места на водной поверхности в соответствии с блоком 410. В блоке 424 функции включают определение того, где траектория космического аппарата попадает (например, одна или более возможностей) в пределы каждого достижимого многоугольного участка на поверхности воды, иначе называемого в настоящем документе многоугольными участками акватории. Указанное может включать определение для каждой возможной траектории космического аппарата 202, которая попадает в пределы многоугольного участка акватории, начальной точки и конечной точки, которые падают на границы многоугольного участка акватории.

[0066] В блоке 426 функции включают определение для каждого многоугольного участка акватории одного или более целевых мест посадки (например, одного или более местоположений, связанных с конкретными возможностями по посадке на воду) на основании того, где космический аппарат 202 пересекает границы многоугольного участка. Указанное может включать определение того следует ли выбирать начальную точку или конечную точку в качестве целевого места посадки, и использование одной или обеих из начальной точки и конечной точки в качестве целевого места посадки. Целевое место посадки может быть названо “местом на водной поверхности”.

[0067] В блоке 428 функции включают оценку указанных одного или более целевых мест посадки, определенных в блоке 426, для выбора целевого места посадки или выявления окончания целевого окна. Указанное включает проверку условий на соответствие ограничениям для космической ракеты, таким как возможности движительной системы 124, оценку целевого времени зажигания для импульса тяги и подтверждение того, что возможность спуска с орбиты, соответствующая целевому месту посадки, является допустимой, например, путем подтверждения того, что

соответствующий многоугольный участок акватории может позволить космическому аппарату 202 совершить посадку в ожидаемое время посадки. Если возможность спуска с орбиты является допустимой и целевое место посадки таким образом выбрано, или если полученное распространением положение перешло к концу временного окна без обнаружения допустимого целевого места посадки, от блока 428 переходят к функциональному состоянию 408. Если никакая возможность спуска с орбиты не является допустимой, целевое место посадки не выбрано, и от блока 428 переходят к блоку 412, как изображено на ФИГ. 4А

[0068] На ФИГ. 5А изображена блок-схема способа определения маневра наведения для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 5А показана более подробная информация в отношении блока 308 способа 300. В блоке 500 функции включают прием входных данных. Например, входные данные могут соответствовать датчиковым данным из блока 302, целевому месту посадки из блока 304 и пользовательскому вводу из блока 306. В блоке 502 функции включают определение, наступает ли текущее время после момента окончания выбранного временного окна, определенного в блоке 306. Если временное окно не закончилось, от блока 502 переходят к блоку 504.

[0069] В блоке 504 функции включают инициирование задачи оценки точки соприкосновения с атмосферой для космического аппарата 202. В частности, инициирование задачи оценки точки соприкосновения с атмосферой включает прием данных места посадки, связанных с целевым местом 214 посадки. Данные места посадки могут включать координаты целевого места 214 посадки. На основании принятых данных места посадки функции включают оценку целевого значения дальности, которое относится к ожидаемому расстоянию между космическим аппаратом 202 и прогнозируемым местоположением входа в атмосферу, целевого значения скорости, которое относится к ожидаемой скорости космического аппарата 202 при достижении прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, и угла траектории, соответствующего траектории космического аппарата 202, выбранной для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу. Например, угол траектории может быть определен относительно линии, проходящей по касательной к атмосфере 210. Прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат 202 взаимодействует с атмосферой 210, с тем чтобы достичь

целевого места 214 посадки. Для целей примера, эта точка может быть такой же, что и местоположение 208 входа в атмосферу, изображенное на ФИГ. 2.

[0070] Определение целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории может быть основано на одной или более целевых линиях от космического аппарата 202 к целевому месту 214 посадки. Например, целевое значение дальности, целевое значение скорости и угол траектории могут в целом следовать инерции космического аппарата с учетом гравитационных сил небесного тела 216. Данные места посадки и соответствующие целевые линии могут быть определены в соответствии с трехмерной системой координат, такой как невращающаяся заданная относительно небесного тела, или "топодетическая" (topodetic), система координат или топоцентрическая система координат, и соответствующим кватернионом.

[0071] В блоке 506 функции включают оценку точки соприкосновения с атмосферой с использованием первоначального целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории с учетом известных аспектов космического аппарата 202 и атмосферы 210. Например, функции могут включать корректировку одного или более из целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории с учетом сил, воздействие которых будет испытывать космический аппарат 202 при взаимодействии с атмосферой 210. Таким образом, траектория космического аппарата 202 может быть относительно близка к оптимальной перед обратным распространением положения на орбите с соответствующей корректировкой целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории.

[0072] В блоке 508 функции включают обратное распространение от прогнозируемого местоположения входа в атмосферу соответствующего целевого значения дальности и целевого значения скорости и сравнение получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата 202 с известным положением на орбите космического аппарата 202, таким как текущее положение на орбите космического аппарата 202. Для целей иллюстрации, текущее положение на орбите космического аппарата 202 можно рассматривать как положение 204 на орбите, изображенное на ФИГ. 2.

[0073] Если получаемое обратным распространением положение на орбите не пересекается с известным положением на орбите (например, если траектория для

получаемого обратным распространением положения на орбите не пересекает траекторию для известного положения на орбите) или если траектории отличаются на пороговую величину (например, соответствующие траектории, пересекающиеся под углом, который больше порогового угла, такого как угол 0,001 градуса), то получаемое обратным распространением положение на орбите не имеет сходимости с известным положением на орбите, и процесс может выполняться итерационно от блока 502 к блоку 508 с выполнением корректировки одного или более из целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории до тех пор, пока получаемое обратным распространением положение на орбите и известное положение не будут иметь такое схождение, чтобы они были по существу согласованы (например, имели траектории, которые выровнены или пересекаются друг с другом и образуют угол меньше порогового угла, такого как угол 0,001 градуса). Корректировка одного или более из целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории может включать корректировку этих факторов для корректировки разности между получаемым обратным распространением положением на орбите и известным положением, при этом таким углом может быть угол между траекторией для получаемого обратным распространением положения на орбите и траекторией для известного положения на орбите. Как только получаемое обратным распространением положение на орбите будет иметь сходимость с известным положением на орбите, от блока 508 можно перейти к блоку 510.

[0074] В блоке 510 функции включают вычисление оценки работы двигателя для космического аппарата 202. В частности, оценка работы двигателя может включать оценочное время зажигания для движительной системы 124 космического аппарата 202 и оценочный вектор скорости для работы двигателя движительной системы 124 для выдачи обеспечения импульса тяги. Оценочное время зажигания и оценочный вектор скорости для работы двигателя могут быть такими, чтобы вызывать продвижение космического аппарата 202, с тем чтобы обеспечивать согласование с одним или более из имеющего сходимость целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории с учетом известных аспектов космического аппарата 202, таких как известные режимы работы двигателя движительной системы 124, масса космического аппарата 202 и коэффициенты торможения космического аппарата. Соответственно, вычисление оценки работы двигателя для космического аппарата включает по меньшей мере определение времени зажигания и вектора скорости для работы двигателя, способных обеспечивать согласования целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории с учетом текущего положения на орбите космического аппарата 202 и известных аспектов

космического аппарата 202. Вектор скорости для работы двигателя может быть увеличен или уменьшен в соответствии с относительным изменением траектории космического аппарата для достижения этого согласования. Если в блоке 502 временное окно не закончено, оценка работы двигателя может быть определена на основании ближайшего получаемого обратным распространением положения на орбите. Кроме того, хотя это не показано на ФИГ. 5А, если определено, что получаемое обратным распространением положение на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, может быть выполнено итеративное повторение блоков с 502 по 508 для улучшения оценки работы двигателя до тех пор, пока временное окно не закончится. Таким образом, вычисленный импульс тяги может быть настолько точным, насколько это возможно и требовать меньшей корректировки во время спуска с орбиты.

[0075] На ФИГ. 5В изображен пример обратного распространения положения на орбите от прогнозируемого местоположения входа в атмосферу согласно приводимому для примера варианту осуществления. Более конкретно, на ФИГ. 5В изображена получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите, которое не имеет сходимости с известным положением на орбите.

[0076] Для целей примера, получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите является положением, которое может быть скорректировано в блоке 506 с учетом взаимодействия между космическим аппаратом 202 и атмосферой 210. Например, траектория 514 для получаемой обратным распространением оценки 512 положения на орбите по существу коллинеарна касательной линии 518, которая проходит по касательной к точке соприкосновения с атмосферой 210. Таким образом, траектория 514 может не проходить через точку соприкосновения с атмосферой и не обеспечивать успешный спуск с орбиты.

[0077] Траектория 514 является представительной в отношении одного или более из целевого значения дальности, целевого значения скорости и угла траектории. Получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите изображена в виде траектории, которая проходит по касательной к траектории 514 в местоположении космического аппарата 202 в известном положении на орбите (изображенном для целей примера в виде положения 204 на орбите). Хотя получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите пересекается с известным положением на орбите, угол 516, образованный между траекторией 514 и траекторией для известного положения на

орбите (изображенного в виде первой траектории 206), больше, чем пороговый угол (например, 0,001 градуса). Соответственно, в изображенных примерах получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите не имеет сходимости с известным положением на орбите, и итерационное выполнение блоков 502-508 будет продолжено. Таким образом, в одном или обоих блоках 504 и 506 будет выполняться корректировка целевой дальности, целевой скорости или угла траектории для получения обратным распространением положения на орбите, имеющего сходимость.

[0078] На ФИГ. 6А изображена блок-схема способа корректировки работы двигателя для спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 6А показана более подробная информация в отношении блока 310 способа 300. В блоке 600 функции включают определение решения по фактической работе двигателя для спуска космического аппарата 202 с орбиты. Указанные функции могут включать прием оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя, определенных в блоке 308, и определение фактического импульса тяги посредством выполнения корректировки одного или более из оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя. Кроме того, функции могут включать прием текущего значения дальности от оценочного местоположения входа в атмосферу, текущего значения скорости, текущего угла траектории относительно оценочного местоположения входа в атмосферу и пересечения и наклона целевой линии от текущего местоположения космического аппарата 202 к целевому месту 214 посадки. На основании этих входных данных функции включают получение сходимости решения по фактической работе двигателя с использованием цикла сходимости ошибок для угла траектории, дальности и скорости. Более подробная информация о том, как это выполняют, приведена ниже.

[0079] В рамках примеров, вместо использования оценочного местоположения входа в атмосферу, описанного выше в отношении ФИГ. 5А, функции могут включать использование цикла сходимости ошибок, который может быть в соответствии с получаемой прямым распространением точкой соприкосновения с атмосферой, причем получаемая прямым распространением точка соприкосновения с атмосферой соответствует ожидаемым характеристикам сил, воздействие которых будет испытывать космический аппарат при входе в атмосферу, на основании оценочного времени зажигания, оценочного вектора скорости для работы двигателя и известного положения на орбите космического аппарата.

[0080] В блоке 602 функции включают определение наведения на динамическом участке полета (Powered Explicit Guidance, PEG) для космического аппарата 202 на основании определенного решения по фактической работе двигателя. В частности, функции включают прием момента времени фактического зажигания и фактического вектора скорости для работы двигателя, связанных с решением по фактической работе двигателя, а также, например, пересечение и наклон целевой линии от текущего местоположения космического аппарата 202 к целевому месту 214 посадки, угол траектории относительно оценочного местоположения входа в атмосферу и высота над точкой соприкосновения с атмосферой 210. Используя эти входные данные, определение обеспечения наведения на динамическом участке полета может включать грубую корректировку и точные корректировки первой траектории 206 и второй траектории 212, выбранных при спуске космического аппарата 202 с орбиты в соответствии со стандартным протоколом обеспечения наведения на динамическом участке полета. Указанные функции могут быть выполнены посредством вычислительного устройства 102 или выделенным контроллером обеспечения наведения на динамическом участке полета, при этом контроллер находится в космическом аппарате 202.

[0081] В блоке 604 функции включают выполнение окончательных проверок решения по фактической работе двигателя с учетом корректировок, выполненных с помощью процедуры наведения на динамическом участке полета. Например, указанное может включать проверки на допустимость для определенного решения и результирующей траектории с учетом заданных правил, анализ решения по фактической работе двигателя с использованием модели машинного обучения, обученной по прошлым спускам космического аппарата 202 с орбиты и/или других космических аппаратов, или моделирование результатов решения по фактической работе двигателя и верификации того, что моделируемые силы попадают в пределы предельно допустимых параметров космического аппарата 202, и того, что решение по фактической работе двигателя позволяет космическому аппарату 202 достичь целевого места 214 посадки. В рамках примеров, моделирование может быть осуществлено посредством вычислительного устройства 102 или отдельной системы моделирования.

[0082] В рамках примеров, решение по фактической работе двигателя может быть реализовано в виде импульса тяги, генерируемого одним или более двигателями движительной системы 124 в момент времени фактического зажигания и в соответствии с

фактическим вектором скорости для работы двигателя. Кроме того, грубые корректировки и окончательные проверки для обеспечения наведения на динамическом участке полета могут быть выполнены как до, так и после фактического времени зажигания для импульса тяги. Любое выполнение грубых корректировок и точных корректировок во время этих этапов может быть осуществлено с использованием движительной системы 124, системы 126 стабилизации или их комбинации.

[0083] На ФИГ. 6В изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 6А, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 6В показана более подробная информация в отношении блока 600. Более конкретно, на ФИГ. 6В показан приведенный для примера цикл сходимости, используемый для определения решения по фактической работе двигателя, описанного в отношении ФИГ. 6А. В блоке 606 функции включают определение, имеет ли ошибка по углу траектории сходимость к нулю. Если ошибка по углу траектории имеет сходимость, от блока 606 переходят блоку 608. Пока ошибка по углу траектории не имеет сходимости, блок 606 повторяют. Например, если обнаружено, что ошибка по углу траектории больше порогового коэффициента ошибок, блок 606 выполняют итерационно с использованием обновленных значений для одного или более из угла траектории, целевого значения дальности и целевого значения скорости, связанных с решением по фактической работе двигателя. В блоке 608 функции включают определение, имеет ли ошибка по дальности сходимость к нулю. Если ошибка по дальности имеет сходимость, от блока 608 переходят блоку 610. Пока ошибка по дальности не имеет сходимости, блок 608 повторяют. В блоке 610 функции включают определение, имеет ли ошибка по скорости сходимость к нулю. Пока ошибка по скорости не имеет сходимости, блок 610 повторяют. Если ошибка по скорости имеет сходимость, от блока 610 переходят блоку 612. Сходимость в этом контексте может относиться к минимизации каждого соответствующего остаточного члена для ошибки до значения меньше порогового значения, такого как ошибка в 1 метр в секунду. В блоке 612 функции включают определение сходимости блоков 606, 608 и 610, и если это так, процесс заканчивают в блоке 614. В этом случае конечные значения угла траектории, целевого значения дальности и целевого значения скорости могут быть использованы для выработки решения по фактической работе двигателя.

[0084] В противоположность этому, если не все остаточные члены имеют сходимость, как описано в отношении блока 610, от блока 612 переходят блоку 606, и

цикл сходимости повторяют. Например, угол траектории, целевое значение дальности и целевое значение скорости, используемые для вычисления оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя, могут быть поданы посредством цикла сходимости для определения, достаточно ли малы их соответствующие остаточные члены для ошибок, чтобы оправдать использование этого решения по работе двигателя, и каждый цикл итерации может улучшить эти соответствующие остаточные члены для ошибок с выполнением корректировки одного или более из угла траектории, целевого значения дальности и целевого значения скорости. Последовательная оценка остаточных членов для ошибок обеспечивает большую уверенность в ходе выполнения цикла. Например, повышается уверенность в том, что изменения целевого значения дальности приведут к сходимости, поскольку остаточный член для угла траектории, используемый для вычисления ошибки целевого значения дальности, уже был определен как опускающийся ниже порогового значения ошибки.

[0085] В каждом из блоков 606, 608 и 610 может иметь место этап разностной поправки, на котором изменения одного или более из угла траектории, целевого значения дальности и целевого значения скорости взвешивают относительно матрицы частной производной для определения соответствующего остаточного члена для ошибки. Эти блоки могут дополнительно или альтернативно иметь форму, например, функции стоимости, которая использует в качестве входных данных одно или более из следующего: текущее значение дальности от оценочного местоположения входа в атмосферу, текущее значение скорости, текущий угол траектории относительно оценочного местоположения входа в атмосферу и пересечение и наклон целевой линии от текущего местоположения космического аппарата 202 к целевому месту 214 посадки, и силы, связанные с взаимодействием с атмосферой. Функция стоимости может определять количественный показатель ошибок, связанный с одним или более из угла траектории, целевого значения дальности и целевого значения скорости. В таких примерах пороговый количественный показатель ошибок может быть использован для определения сходимости или ее отсутствия. Возможны и другие способы определения остаточных членов для ошибок.

[0086] На ФИГ. 7 изображена блок-схема способа 700 спуска космического аппарата с орбиты согласно приводимому для примера варианту осуществления. Способ 700, показанный на ФИГ. 7, представляет пример способа, который может быть использован с системами 100 и 200, показанными на ФИГ. 1 и 2, с компонентами систем

100 и/или 200 или в сочетании с космическим аппаратом, таким как космический аппарат 202, показанный на ФИГ. 2, например. Кроме того, функции, описанные в отношении ФИГ. 7, могут быть дополнены, заменены или объединены с функциями из способа 300, описанного выше в отношении ФИГ. 3, 4А, 4В, 4С, 5А, 5В, 6А и 6В. Кроме того, устройства или системы могут быть использованы или выполнены с возможностью выполнения логических функций, представленных на ФИГ. 7.

[0087] В некоторых случаях компоненты устройств и/или систем могут быть выполнены с возможностью реализации функций таким образом, что указанные компоненты будут фактически выполнены с возможностью и иметь структуру (с аппаратными средствами и/или программным обеспечением) для обеспечения возможности такой реализации. В других примерах компоненты устройств и/или систем могут быть выполнены с возможностью приспособления, исполнения или подстраивания к реализации функций, например, при работе в определенном порядке. Способ 700 может включать одну или более операций, функций или одно или более действий, как показано одним или более блоками 702-712. Кроме того, блоки 714-770 способа 700 могут быть выполнены в соответствии с одним или более блоков 702-712. Хотя блоки показаны в последовательном порядке, эти блоки также могут быть выполнены параллельно и/или в порядке, отличном от порядка, описанного в настоящем документе. Кроме того, различные блоки могут быть объединены в меньшее количество блоков, разделены на дополнительные блоки и/или удалены исходя из необходимой реализации.

[0088] Следует понимать, что для этого и других процессов и способов, раскрытых в настоящем документе, блок-схемы показывают функциональные возможности и работу одного возможного варианта реализации представленных примеров. В этой связи, каждый блок или части каждого блока могут представлять модуль, сегмент или часть программного кода, которые включают в себя одну или более инструкций, исполняемых процессором для реализации конкретных логических функций или этапов в процессе. Программный код может быть сохранен на компьютерочитаемом носителе или хранилище данных любого типа, например, таком как устройство для хранения данных, в том числе диск или жесткий диск. Кроме того, программный код может быть закодирован на компьютерочитаемых носителях для хранения в машиночитаемом формате или на других некрatkвременных носителях или изделиях. Компьютерочитаемый носитель может также включать в себя некрatkвременные компьютерочитаемые носитель или память, например, такие как компьютерочитаемые носители, которые сохраняют данные

на небольшой период времени, например, регистровая память, кэш-память процессора и память с произвольным доступом (RAM). Компьютерочитаемый носитель может также включать в себя некрatковременные носители, такие как вспомогательные средства хранения или средства для постоянного длительного хранения, например, постоянное запоминающее устройство (ROM), оптические или магнитные диски, компакт-диск только для чтения (CD-ROM). Компьютерочитаемые носители могут также быть любыми другими энергозависимыми или энергонезависимыми системами для хранения. Компьютерочитаемый носитель может представлять собой, например, материальный компьютерочитаемый носитель для хранения.

[0089] Кроме того, каждый блок или части каждого блока по ФИГ. 7 и в рамках других процессов и способов, раскрытых в настоящем документе, могут представлять схему, которая подключается по проводам для выполнения конкретных логических функций в данном процессе. Альтернативные варианты реализации включены в объем примеров раскрытия настоящего изобретения, в которых функции могут быть выполнены в порядке, отличном от показанного или описанного, в том числе по существу одновременно или в обратном порядке, в зависимости от включенной функциональности, как будет очевидно специалистам в данной области техники.

[0090] В блоке 702 способ 700 включает выбор посредством вычислительного устройства 102 космического аппарата 202 целевого места посадки 214 для спуска космического аппарата с орбиты. Выбор целевого места 214 посадки может быть выполнен в соответствии с ФИГ. 3, 4А, 4В и 4С и их соответствующими описаниями.

[0091] В рамках примеров, способ может включать прием заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата 202 с орбиты. Например, заданное временное окно может быть принято посредством пользовательского интерфейса 110. Блоки 704-710 могут быть выполнены в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата 202 с орбиты:

[0092] В блоке 704 способ 700 включает определение посредством вычислительного устройства 102 целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат 202 взаимодействует с атмосферой 210, с тем чтобы достичь

целевого места 214 посадки. Определение целевого значения дальности и целевого значения скорости может быть выполнено в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 5А (в частности, с блоками 504 и 506) и их соответствующими описаниями.

[0093] В блоке 706 способ 700 включает определение посредством вычислительного устройства 102 получаемой обратным распространением оценки 512 положения на орбите космического аппарата 202, причем получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите космического аппарата 202 соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата 202 исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости. Определение обратным распространением оценки 512 положения на орбите космического аппарата 202 может быть выполнено в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 5А (в частности, с блоком 508), ФИГ. 5В и их соответствующими описаниями.

[0094] В блоке 708 способ 700 включает сравнение посредством вычислительного устройства 102 получаемой обратным распространением оценки 512 положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата 202 для определения того, что получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите. В рамках альтернативных примеров, сравнение получаемой обратным распространением оценки 512 положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата 202 приводит к определению того, что получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите не имеет сходимости с известным положением на орбите. В этих примерах дополнительные целевые значения дальности и целевые значения скорости могут определяться до тех пор, пока целевое значение дальности и целевое значение скорости не будет определено посредством вычислительного устройства 102, которые имеют сходимость с известным положением на орбите космического аппарата 202. В рамках примеров, известное положение на орбите космического аппарата может быть текущим положением на орбите космического аппарата 202. Сравнение получаемой обратным распространением оценки 512 положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата 202 для определения того, что получаемая обратным распространением оценка 512 положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, может быть выполнено в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 5А (в частности, с блоком 508), ФИГ. 5В и их соответствующими описаниями.

[0095] В блоке 710 способ 700 включает вычисление посредством вычислительного устройства 102 на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (а) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости. Вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы может соответствовать импульсу тяги, отрабатываемому движительной системой 124, и может быть выполнено в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 5А (в частности, с блоком 510) ФИГ. 5В и их соответствующими описаниями.

[0096] В блоке 712 способ 700 включает выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой 124 в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя. Выдача импульса тяги может быть осуществлена в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 6А, ФИГ. 6В и их соответствующими описаниями.

[0097] На ФИГ. 8 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блоки 714, 716, и 718 способа 700 выполняют в соответствии с блоком 702. В блоке 714 способ 700 включает прием посредством пользовательского интерфейса 110 вычислительного устройства 102 выбора заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты. В рамках примеров, выбор временного окна может автоматически задействовать функции вычислительного устройства 102 для спуска с орбиты. В блоке 716 способ 700 включает определение множества местоположений на местности, причем указанное множество местоположений на местности достижимы для космического аппарата 202 на основании известного положения на орбите космического аппарата 202 и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты. Например, указанное множество местоположений на местности может быть извлечено из базы 128 данных. В блоке 718 способ 700 включает выбор целевого места 214 посадки для спуска космического аппарата 202 с орбиты из указанного множества местоположений на местности. Блоки 714, 716 и 718 могут быть выполнены в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 4А, ФИГ. 4В и их соответствующими описаниями.

[0098] На ФИГ. 9 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блоки 720 и 722 способа 700 выполняют в соответствии с блоком 702. В блоке 720 способ 700 включает определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного множества местоположений на местности, на основании по меньшей мере типа местоположения, связанного с каждым местоположением. Например, первое местоположение на местности может иметь первый уровень приоритета на основании первого местоположения на местности, находящегося в первой стране, а второе местоположение на местности может иметь второй уровень приоритета на основании второго местоположения на местности, находящегося во второй стране. Первый приоритет может быть выше, чем второй приоритет, поскольку первое местоположение на местности связано, например, с родной страной космического аппарата 202. В блоке 722 способ 700 включает выбор места посадки, имеющего самый высокий уровень приоритета. Таким образом, функции могут быть выполнены для определения приоритетов мест посадки на основании контекста.

[0099] На ФИГ. 10 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7 и ФИГ. 9, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, на ФИГ. 10 изображен пример, в котором космический аппарат 202 содержит базу 128 данных местоположений на местности. Блок 724 может быть выполнен в соответствии с блоком 720. В блоке 724 определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного множества местоположений на местности, включает извлечение каждого уровня приоритета из базы 128 данных местоположений на местности.

[00100] ФИГ. 11 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блоки 726 и 728 выполняют в соответствии с блоком 702. В блоке 726 способ 700 включает определение на основании карты целевых местоположений на местности, что ни одно из назначенных мест посадки на карте не достижимо, на основании известного положения на орбите космического аппарата 202 и заданного временного окна для спуска космического аппарата 202 с орбиты. В таких примерах карта назначенных мест посадки может быть сохранена в базе 128 данных. В блоке 728 способ 700 включает выполнение в ответ на определение того, что ни одно из

назначенных мест посадки не достижимо, выбора местоположения аварийной посадки, которое является достижимым, на основании известного положения на орбите космического аппарата 202 и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты. Например, местоположение аварийной посадки может соответствовать многоугольному участку акватории, причем местоположение аварийной посадки соответствует многоугольному участку акватории, задающему область на поверхности воды. Например, как отмечено выше, область, заданная многоугольным участком акватории, может определять приемлемую зону аварийной посадки. В рамках примеров, эти зоны посадки могут быть классифицированы по приоритетам и/или рейтингам обеспечения безопасности. Блоки 726 и 728 могут быть выполнены в соответствии с ФИГ. 3, ФИГ. 4А, ФИГ. 4С и их соответствующими описаниями.

[00101] ФИГ. 12 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7 и ФИГ. 11, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блоки 730 и 732 выполняют в соответствии с блоком 728. В блоке 730 способ 700 также включает определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории. В рамках примеров, траектория орбиты может соответствовать спроецированной траектории на основании текущего положения на орбите космического аппарата 202 или ожидаемой траектории спуска космического аппарата 202 с орбиты с учетом ограничений, включая временное окно и известные характеристики атмосферы 210. В блоке 732 способ 700 также включает выполнение в ответ на определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории, выбора местоположения аварийной посадки. В таких примерах местоположение аварийной посадки может соответствовать либо первому местоположению, в котором траектория орбиты пересекает многоугольный участок акватории, либо второму местоположению, в котором траектория орбиты пересекает многоугольный участок акватории. В рамках других примеров, местоположение аварийной посадки может быть местоположением внутри многоугольного участка акватории, таким как точка на траектории орбиты, которая пересекает многоугольный участок акватории. Таким образом, космический аппарат 202 может быстро определять приемлемое местоположение аварийной посадки, если ни одно из назначенных мест посадки не достижимо в пределах временного окна.

[00102] ФИГ. 13 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту

осуществления. В блоке 734 способ 700 включает определение ожидаемого времени прибытия для космического аппарата 202 в каждом из указанного множества местоположений на местности. Блоки 736 и 738 выполняют в соответствии с блоком 702. В блоке 736 способ 700 включает определение количественного показателя для места посадки для каждого местоположения на местности на основании каждого соответствующего ожидаемого времени прибытия и на основании каждого соответствующего уровня приоритета. Например, количественные показатели для места посадки могут быть взвешены на основании значений ожидаемого времени прибытия и боковых маневров, соответствующих каждому местоположению на местности. В блоке 738 способ 700 включает выбор в качестве целевого места 214 посадки для спуска космического аппарата 202 с орбиты конкретного местоположения на местности, имеющего самый высокий количественный показатель для места посадки, из указанного множества местоположений на местности.

[00103] ФИГ. 14 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, блоки 740 и 742 могут быть выполнены перед блоком 708, и, в рамках примеров, могут быть выполнены одновременно с одним или более блоками 702, 704, и 706. В блоке 740 способ 700 включает прием от одного или более датчиков космического аппарата датчиковых данных, указывающих по меньшей мере позицию и скорость космического аппарата 202. Например, указанные один или более датчиков могут соответствовать одному или более радиоэлектронных устройств 112. В блоке 742 способ 700 включает определение известного положения на орбите космического аппарата 202 на основании датчиковых данных. Блоки 740 и 742 могут быть выполнены в соответствии с ФИГ. 1, ФИГ. 3 и их соответствующими описаниями.

[00104] На ФИГ. 15 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, блок 744 может быть выполнен перед блоком 710. Например, космический аппарат может осуществлять прием обозначения типа движительной системы посредством пользовательского интерфейса 110, когда инициируется задача определения маневра наведения при спуске с орбиты, или космический аппарат может быть связан с конкретным типом движительной системы, и обозначение типа движительной системы может быть сохранено в памяти 106 перед запуском космического аппарата. В блоке 744 способ 700 включает определение типа

двигательной системы 124. Блок 746 выполняют в соответствии с блоком 710. В блоке 746 способ 700 включает вычисление оценочного времени зажигания для двигательной системы 124 космического аппарата 202 и оценочного вектора скорости для работы двигателя двигательной системы на основании типа двигательной системы 124.

[00105] На ФИГ. 16 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. Блок 748 выполняют в соответствии с блоком 710. В блоке 748 способ 700 включает вычисление оценочного времени зажигания для двигательной системы 124 космического аппарата 202 и оценочного вектора скорости для работы двигателя двигательной системы на основании необходимого угла траектории космического аппарата 202 и необходимой скорости космического аппарата относительно атмосферы в прогнозируемом местоположении входа в атмосферу. Например, необходимый угол траектории и необходимая скорость могут соответствовать углу траектории и целевому значению скорости, описанным выше в отношении ФИГ. 3, ФИГ. 5А и ФИГ. 5В.

[00106] На ФИГ. 17 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, блоки 750 и 752 могут быть выполнены перед блоком 710. В рамках примеров, блоки 750 и 752 выполняют одновременно с блоками 706 и 708. В блоке 750 способ 700 включает определение набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, имеющих получаемые обратным распространением оценки положения на орбите, которые имеют сходимость с соответствующими известными положениями на орбите космического аппарата. Например, набор целевых значений дальности и целевых значений скорости может соответствовать итерации, выполняемой по блокам 502-508 из блок-схемы блока 308, изображенной на ФИГ. 5А. В блоке 752 способ 700 включает выбор оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, который имеет получаемую обратным распространением оценку положения на орбите, которая имеет максимальную сходимость с соответствующим известным положением на орбите. В этом контексте, получаемая обратным распространением оценка положения на орбите, которая имеет максимальную сходимость, может быть оценкой, которая лучше всего совпадает со спроецированной траекторией космического аппарата 202, или которая имеет траекторию, имеющую наименьший относительный угол к известной траектории космического аппарата 202, аналогично углу 516, показанному на ФИГ. 5В. Таким

образом, блок 752 выполняют в соответствии с ФИГ. 5А и ФИГ. 5В. В рамках примеров, указанное может включать выполнение итерации по блокам 502-508 до тех пор, пока временное окно не завершится, и выбор целевого значения дальности и целевого значения скорости, которые имеют максимальную сходимость с известным положением на орбите космического аппарата 202. В этом примере целевое значение дальности и целевое значение скорости соответствуют оптимальному целевому значению дальности и целевому значению скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости. Блок 754 также выполняют в соответствии с блоком 710. В блоке 754 способ 700 включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы 124 космического аппарата 202 и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы 124 с использованием оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости.

[00107] На ФИГ. 18 изображена блок-схема способа для использования со способом, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В частности, блоки 756-764 могут быть выполнены перед блоком 712. Кроме того, в рамках примеров, блоки 756-764 могут быть выполнены после блока 710. В блоке 756 способ 700 включает определение прямым распространением точки соприкосновения с атмосферой, причем получаемая прямым распространением точка соприкосновения с атмосферой соответствует ожидаемым характеристикам сил, воздействие которых будет испытывать космическим аппарат при входе в атмосферу на основании оценочного времени зажигания, оценочного вектора скорости для работы двигателя и известного положения на орбите космического аппарата 202. Например, получаемая прямым распространением точка соприкосновения может соответствовать оценочному местоположению входа в атмосферу, описанному выше в отношении ФИГ. 6А. В блоке 758 способ 700 включает определение оценочной ошибки по дальности и оценочной ошибки по углу траектории космического аппарата 202 в получаемой прямым распространением точке соприкосновения с атмосферой на основании указанных ожидаемых характеристик сил. Например, указанное может быть реализовано как часть функции стоимости, описанной выше в отношении ФИГ. 6В. В блоке 760 способ 700 также включает определение того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности. В блоке 762 способ 700 также включает определение того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории. В блоке 764 способ 700 включает вычисление

момента времени фактического зажигания и фактического вектора скорости для работы двигателя на основании (i) определения того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности и (ii) определения того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории. Блок 766 выполняют в соответствии с блоком 712. В блоке 766 способ 700 включает выдачу импульса тяги движительной системой в момент времени фактического зажигания и в соответствии с фактическим вектором скорости для работы двигателя. Блоки 756-766 могут быть выполнены в соответствии с ФИГ. 1, ФИГ. 3, ФИГ. 6А, ФИГ. 6В, ФИГ. 7 и их соответствующими описаниями.

[00108] На ФИГ. 19 изображена блок-схема способа для использования со способом 700, показанным на ФИГ. 7, согласно приводимому для примера варианту осуществления. В блоке 768 способ 700 включает выполнение перед выдачей импульса тяги определения смоделированного итогового значения импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя на основании известных атмосферных условий и известного положения на орбите космического аппарата 202. В блоке 770 способ 700 включает выполнение на основании указанного смоделированного итогового значения корректировки оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя. Блоки 768 и 770 могут быть выполнены в соответствии с ФИГ. 1, ФИГ. 3, ФИГ. 6А, ФИГ. 6В и их соответствующими описаниями.

Кроме того, раскрытие настоящего изобретения содержит примеры согласно следующим пунктам:

Пункт 1. Способ спуска космического аппарата с орбиты, включающий:
выбор вычислительным устройством космического аппарата целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты;

выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения посредством вычислительного устройства целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления посредством вычислительного устройства на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости; и

выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

Пункт 2. Способ по пункту 1, согласно которому выбор целевого места посадки включает:

прием посредством пользовательского интерфейса вычислительного устройства выбора заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты;

определение множества местоположений на местности, причем указанное множество местоположений на местности достижимы для космического аппарата на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности.

Пункт 3. Способ по пункту 2, согласно которому выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного

множества местоположений на местности, на основании по меньшей мере типа местоположения, связанного с каждым местоположением; и выбор места посадки, имеющего самый высокий уровень приоритета.

Пункт 4. Способ по пункту 3, согласно которому космический аппарат содержит базу данных местоположений на местности, а определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного множества местоположений на местности, включает извлечение каждого уровня приоритета из базы данных местоположений на местности.

Пункт 5. Способ по любому из пунктов 2-4, согласно которому выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает:

определение на основании карты целевых местоположений на местности, что ни одно из назначенных мест посадки на карте не достижимо, на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выполнение в ответ на определение того, что ни одно из назначенных мест посадки не достижимо, выбора местоположения аварийной посадки, которое является достижимым, на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты, причем местоположение аварийной посадки соответствует многоугольному участку акватории, задающему область на поверхности воды.

Пункт 6. Способ по пункту 5, согласно которому выбор местоположения аварийной посадки включает: определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории; и выполнение в ответ на определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории, выбора местоположения аварийной посадки.

Пункт 7. Способ по любому из пунктов 2-6, также включающий определение ожидаемого времени прибытия для космического аппарата в каждом из указанного множества местоположений на местности, причем выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает: определение количественного показателя для места посадки для каждого местоположения на местности на основании каждого соответствующего

ожидаемого времени прибытия и на основании каждого соответствующего уровня приоритета; и выбор в качестве целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты конкретного местоположения на местности, имеющего самый высокий количественный показатель для места посадки из указанного множества местоположений на местности.

Пункт 8. Способ по любому из пунктов 1-7, также включающий: прием от одного или более датчиков космического аппарата датчиковых данных, указывающих по меньшей мере на позицию и скорость космического аппарата; и определение известного положения на орбите космического аппарата на основании датчиковых данных.

Пункт 9. Способ по любому из пунктов 1-8, также включающий определение типа движительной системы, причем вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании типа движительной системы.

Пункт 10. Способ по любому из пунктов 1-9, согласно которому вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании необходимого угла траектории космического аппарата и необходимой скорости космического аппарата относительно атмосферы в прогнозируемом местоположении входа в атмосферу.

Пункт 11. Способ по любому из пунктов 1-10, также включающий выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

определения набора целевых значений дальности и целевого значения скорости, имеющих получаемые обратным распространением оценки положения на орбите, которые имеют сходимость с соответствующими известными положениями на орбите космического аппарата; и

выбора оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, который имеет получаемую обратным распространением оценку положения на орбите, имеющую максимальную сходимость с соответствующим известным положением на орбите,

причем целевое значение дальности и целевое значение скорости соответствуют оптимальному целевому значению дальности и целевому значению скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, а

вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости.

Пункт 12. Способ по любому из пунктов 1-11, также включающий:

определение прямым распространением точки соприкосновения с атмосферой, причем получаемая прямым распространением точка соприкосновения с атмосферой соответствует ожидаемым характеристикам сил, воздействие которых будет испытывать космический аппарат при входе в атмосферу, на основании оценочного времени зажигания, оценочного вектора скорости для работы двигателя и известного положения на орбите космического аппарата;

определение оценочной ошибки по дальности и оценочной ошибки по углу траектории космического аппарата в получаемой прямым распространением точке соприкосновения с атмосферой на основании указанных ожидаемых характеристик сил;

определение того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности;

определение того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории и

вычисление момента времени фактического зажигания и фактического вектора скорости для работы двигателя на основании (i) определения того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности и (ii) определения того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории,

причем выдача импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя включает выдачу импульса тяги движительной системой в момент времени фактического зажигания и в соответствии с фактическим вектором скорости для работы двигателя.

Пункт 13. Способ по любому из пунктов 1-12, также включающий:

определение перед выдачей импульса тяги смоделированного итогового значения импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя на основании известных атмосферных условий и известного положения на орбите космического аппарата и

выполнение на основании указанного смоделированного итогового значения корректировки оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя.

Пункт 14. Система для спуска космического аппарата с орбиты, содержащая:

космический аппарат, содержащий:

вычислительное устройство, имеющее процессор и память, хранящую инструкции, выполненные с возможностью исполнения процессором для:

выбора целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты; выполнения в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того,

что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости;

причем движительная система выполнена с возможностью выдачи в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

Пункт 15. Система по пункту 14, в которой инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для:

приема посредством пользовательского интерфейса вычислительного устройства выбора заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты;

определения множества местоположений на местности, причем указанное множество местоположений на местности достижимы для космического аппарата на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выбора целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности.

Пункт 16. Система по любому из пунктов 14-15, в которой космический аппарат также содержит:

множество датчиков, а

инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для приема от одного или более датчиков космического аппарата датчиковых данных, указывающих по меньшей мере на позицию и скорость космического аппарата; и

определения известного положения на орбите космического аппарата на основании датчиковых данных.

Пункт 17. Система по любому из пунктов 14-16, в которой космический аппарат также содержит:

базу данных характеристик движительной системы, а инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для определения типа движительной системы, а вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает выполнение с использованием базы данных характеристик движительной системы вычисления оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании типа движительной системы.

Пункт 18. Система по любому из пунктов 14-17, в которой космический аппарат также содержит: базу данных известных атмосферных сил, действующих на космический аппарат и связанных с углами траектории космического аппарата и скоростями космического аппарата относительно атмосферы,

причем вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании необходимого угла траектории космического аппарата и необходимой скорости космического аппарата относительно атмосферы в прогнозируемом местоположении входа в атмосферу.

Пункт 19. Система по любому из пунктов 14-18, в которой космический аппарат также содержит:

систему моделирования для спуска космического аппарата с орбиты, а инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для: определения перед выдачей импульса тяги смоделированного итогового значения импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя на основании известных атмосферных условий и известного положения на орбите космического аппарата; и

выполнения на основании указанного смоделированного итогового значения корректировки оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя.

Пункт 20. Некратковременный компьютерочитаемый носитель, имеющий сохраненные в нем инструкции, которые при их исполнении одним или более

процессорами вычислительного устройства, вызывают выполнение вычислительным устройством функций, включающих:

выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты;
 выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (а) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости; и

выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

Таким образом, в рамках примеров описана надежная и точная бортовая система спуска с орбиты, которая способна выполнять функции, описанные в настоящем документе. Посредством реализации указанных функций на борту вместо использования связи с наземной системой раскрыты варианты реализации и примеры позволяют получать обратным распространением оценки работы двигателя, которые проверяются

известными положениями на орбите в реальном времени или почти в реальном времени и быстро выполняются. Таким образом, даже в примерах, в которых выбранное временное окно является узким или требуется аварийная посадка, процесс спуска с орбиты может быть реализован надежно и эффективно, без задержек и ошибок, связанных со связью космос-земля.

Под выражениями “по существу”, “сходство” и “примерно”, использованными в настоящем документе, подразумевается, что точного получения указанной характеристики, указанного параметра или значения не требуется, и что могут иметь место отклонения или изменения, включая, например, допуски, погрешность измерения, ограничения точности измерения и другие факторы, известные специалистам в данной области техники, величина которых не исключает получения технического результата, для обеспечения которого эта характеристика предназначена.

Различные примеры системы (систем), устройства(устройств) и способа(способов), раскрытых в настоящем документе, включают в себя множество компонентов, признаков и функциональных возможностей. Следует понимать, что различные примеры системы (систем), устройства(устройств) и способа(способов), раскрытых в настоящем документе, могут включать в себя любые из компонентов, признаков и функциональных возможностей любых других примеров системы (систем), устройства(устройств) и способа(способов), раскрытых в настоящем документе, в любой комбинации или любой подкомбинации, и подразумевается, что все такие возможности должны находиться в пределах объема раскрытия настоящего изобретения.

Описание различных предпочтительных конфигураций было представлено в целях иллюстрации и описания и не предназначено для того, чтобы быть исчерпывающим или ограниченным раскрытыми формами примеров. Специалистам в данной области техники будут очевидны многие модификации и изменения. Кроме того, различные примеры могут обеспечивать различные преимущества по сравнению с другими примерами. Приведенные пример или примеры выбраны и описаны для того, чтобы лучше объяснить принципы, практическое применение и дать представление другим специалистам в данной области техники о различных примерах с различными модификациями, которые подходят для конкретного использования.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Способ спуска космического аппарата с орбиты, включающий:
выбор вычислительным устройством космического аппарата целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты;

выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения посредством вычислительного устройства целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения посредством вычислительного устройства получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления посредством вычислительного устройства на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (a) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости; и

выдачу в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

2. Способ по п. 1, согласно которому выбор целевого места посадки включает:

прием посредством пользовательского интерфейса вычислительного устройства выбора заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты;

определение множества местоположений на местности, причем указанное множество местоположений на местности достижимы для космического аппарата на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности.

3. Способ по п. 2, согласно которому выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного множества местоположений на местности, на основании по меньшей мере типа местоположения, связанного с каждым местоположением; и

выбор места посадки, имеющего самый высокий уровень приоритета, причем космический аппарат содержит базу данных местоположений на местности, а определение уровня приоритета, связанного с каждым из указанного множества местоположений на местности, включает извлечение каждого уровня приоритета из базы данных местоположений на местности.

4. Способ по любому из пп. 2-3, согласно которому выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает:

определение на основании карты целевых местоположений на местности, что ни одно из назначенных мест посадки на карте не достижимо, на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выполнение в ответ на определение того, что ни одно из назначенных мест посадки не достижимо, выбора местоположения аварийной посадки, которое является достижимым, на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты, причем местоположение аварийной посадки соответствует многоугольному участку акватории, задающему область на поверхности воды, а

выбор местоположения аварийной посадки включает:

определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории; и

выполнение в ответ на определение того, что траектория орбиты космического аппарата пересекает границу многоугольного участка акватории, выбора местоположения аварийной посадки.

5. Способ по любому из пп. 2-4, также включающий определение ожидаемого времени прибытия для космического аппарата в каждом из указанного множества местоположений на местности, причем выбор целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности включает:

определение количественного показателя для места посадки для каждого местоположения на местности на основании каждого соответствующего ожидаемого времени прибытия и на основании каждого соответствующего уровня приоритета и

выбор в качестве целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты конкретного местоположения на местности, имеющего самый высокий количественный показатель для места посадки, из указанного множества местоположений на местности.

6. Способ по любому из пп. 1-5, также включающий:

прием от одного или более датчиков космического аппарата датчиковых данных, указывающих по меньшей мере на позицию и скорость космического аппарата; и

определение известного положения на орбите космического аппарата на основании датчиковых данных.

7. Способ по любому из пп. 1-6, также включающий определение типа движительной системы, причем вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании типа движительной системы.

8. Способ по любому из пп. 1-7, согласно которому вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает вычисление

оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании необходимого угла траектории космического аппарата и необходимой скорости космического аппарата относительно атмосферы в прогнозируемом местоположении входа в атмосферу.

9. Способ по любому из пп. 1-8, также включающий выполнение в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

определения набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, имеющих получаемые обратным распространением оценки положения на орбите, которые имеют сходимость с соответствующими известными положениями на орбите космического аппарата; и

выбора оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, который имеет получаемую обратным распространением оценку положения на орбите, имеющую максимальную сходимость с соответствующим известным положением на орбите,

причем целевое значение дальности и целевое значение скорости соответствуют оптимальному целевому значению дальности и целевому значению скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости, и

вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости включает вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием оптимального целевого значения дальности и целевого значения скорости из набора целевых значений дальности и целевых значений скорости.

10. Способ по любому из пп. 1-9, также включающий:

определение прямым распространением точки соприкосновения с атмосферой, причем получаемая прямым распространением точка соприкосновения с атмосферой соответствует ожидаемым характеристикам сил, воздействие которых будет испытывать космический аппарат при входе в атмосферу, на основании оценочного времени зажигания, оценочного вектора скорости для работы двигателя и известного положения на орбите космического аппарата;

определение оценочной ошибки по дальности и оценочной ошибки по углу траектории космического аппарата в получаемой прямым распространением точке соприкосновения с атмосферой на основании указанных ожидаемых характеристик сил;

определение того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности;

определение того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории и

вычисление момента времени фактического зажигания и фактического вектора скорости для работы двигателя на основании (i) определения того, что оценочная ошибка по дальности имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по дальности и (ii) определения того, что оценочная ошибка по углу траектории имеет сходимость в пределах пороговой ошибки по углу траектории,

причем выдача импульса тяги движительной системой в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя включает выдачу импульса тяги движительной системой в момент времени фактического зажигания и в соответствии с фактическим вектором скорости для работы двигателя.

11. Способ по любому из пп. 1-10, также включающий:

определение перед выдачей импульса тяги смоделированного итогового значения импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя на основании известных атмосферных условий и известного положения на орбите космического аппарата и

выполнение на основании указанного смоделированного итогового значения корректировки оценочного времени зажигания и оценочного вектора скорости для работы двигателя.

12. Система для спуска космического аппарата с орбиты, содержащая: космический аппарат, содержащий:

вычислительное устройство, имеющее процессор и память, хранящую инструкции, выполненные с возможностью исполнения процессором для:

выбора целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты;

выполнения в течение заданного временного окна, связанного со спуском космического аппарата с орбиты:

(i) определения целевого значения дальности и целевого значения скорости для достижения прогнозируемого местоположения входа в атмосферу, причем

прогнозируемое местоположение входа в атмосферу соответствует точке, в которой космический аппарат взаимодействует с атмосферой, с тем чтобы достичь целевого места посадки,

(ii) определения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите космического аппарата, причем получаемая обратным распространением оценка положения на орбите космического аппарата соответствует оценочному местоположению и углу траектории космического аппарата исходя из прогнозируемого местоположения входа в атмосферу на основании целевого значения дальности и целевого значения скорости,

(iii) сравнения получаемой обратным распространением оценки положения на орбите с известным положением на орбите космического аппарата для определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, и

(iv) вычисления на основании определения того, что получаемая обратным распространением оценка положения на орбите имеет сходимость с известным положением на орбите, (а) оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и (b) оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы с использованием целевого значения дальности и целевого значения скорости;

причем движительная система выполнена с возможностью выдачи в момент окончания или перед окончанием заданного временного окна импульса тяги в соответствии с оценочным временем зажигания и оценочным вектором скорости для работы двигателя.

13. Система по п. 12, в которой инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для:

приема посредством пользовательского интерфейса вычислительного устройства выбора заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты;

определения множества местоположений на местности, причем указанное множество местоположений на местности достижимы для космического аппарата на основании известного положения на орбите космического аппарата и заданного временного окна для спуска космического аппарата с орбиты; и

выбора целевого места посадки для спуска космического аппарата с орбиты из указанного множества местоположений на местности.

14. Система по любому из пп. 12-13, в которой космический аппарат также содержит:

множество датчиков, а

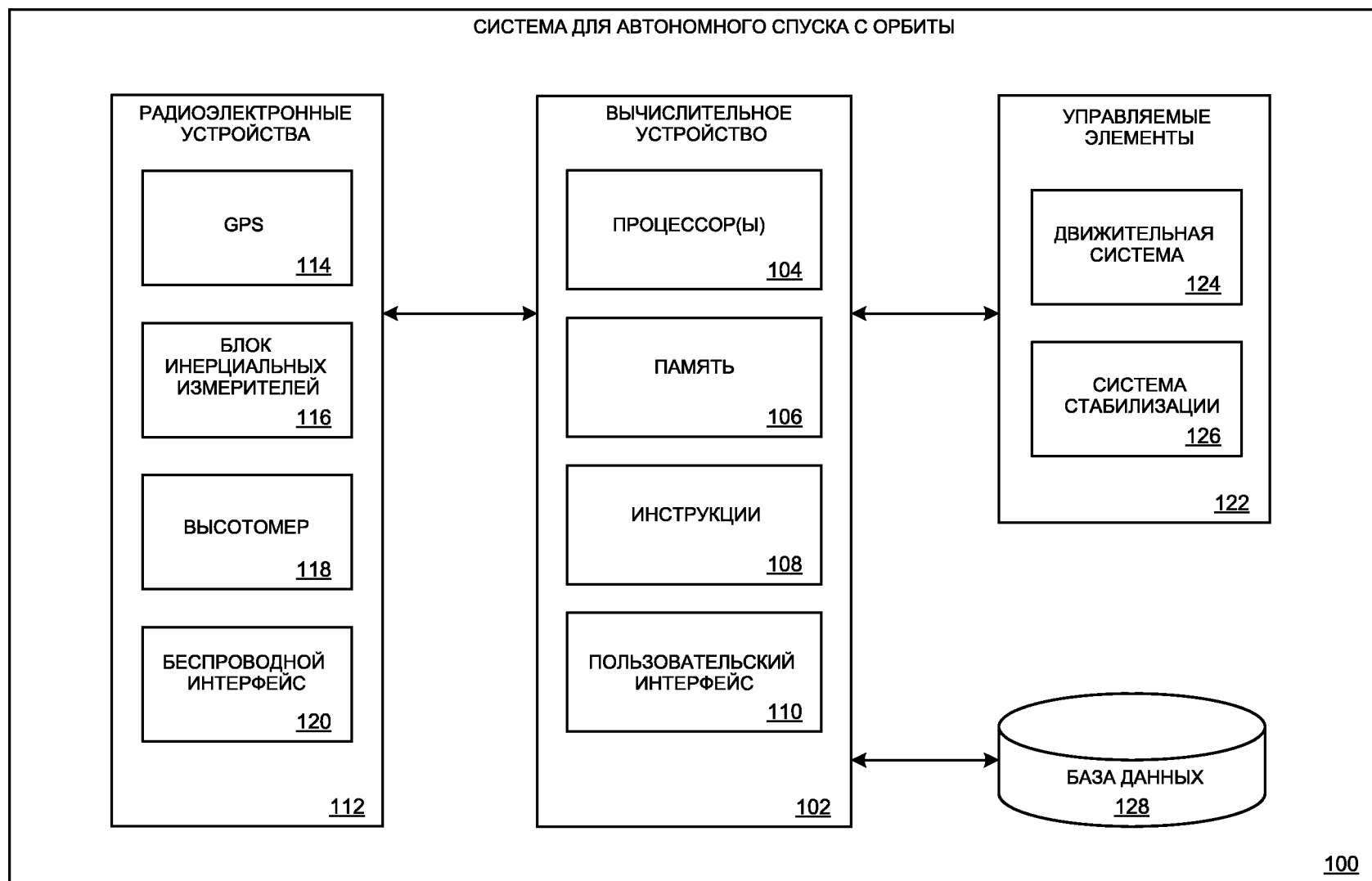
инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для приема от одного или более датчиков космического аппарата датчиковых данных, указывающих по меньшей мере на позицию и скорость космического аппарата; и

определения известного положения на орбите космического аппарата на основании датчиковых данных.

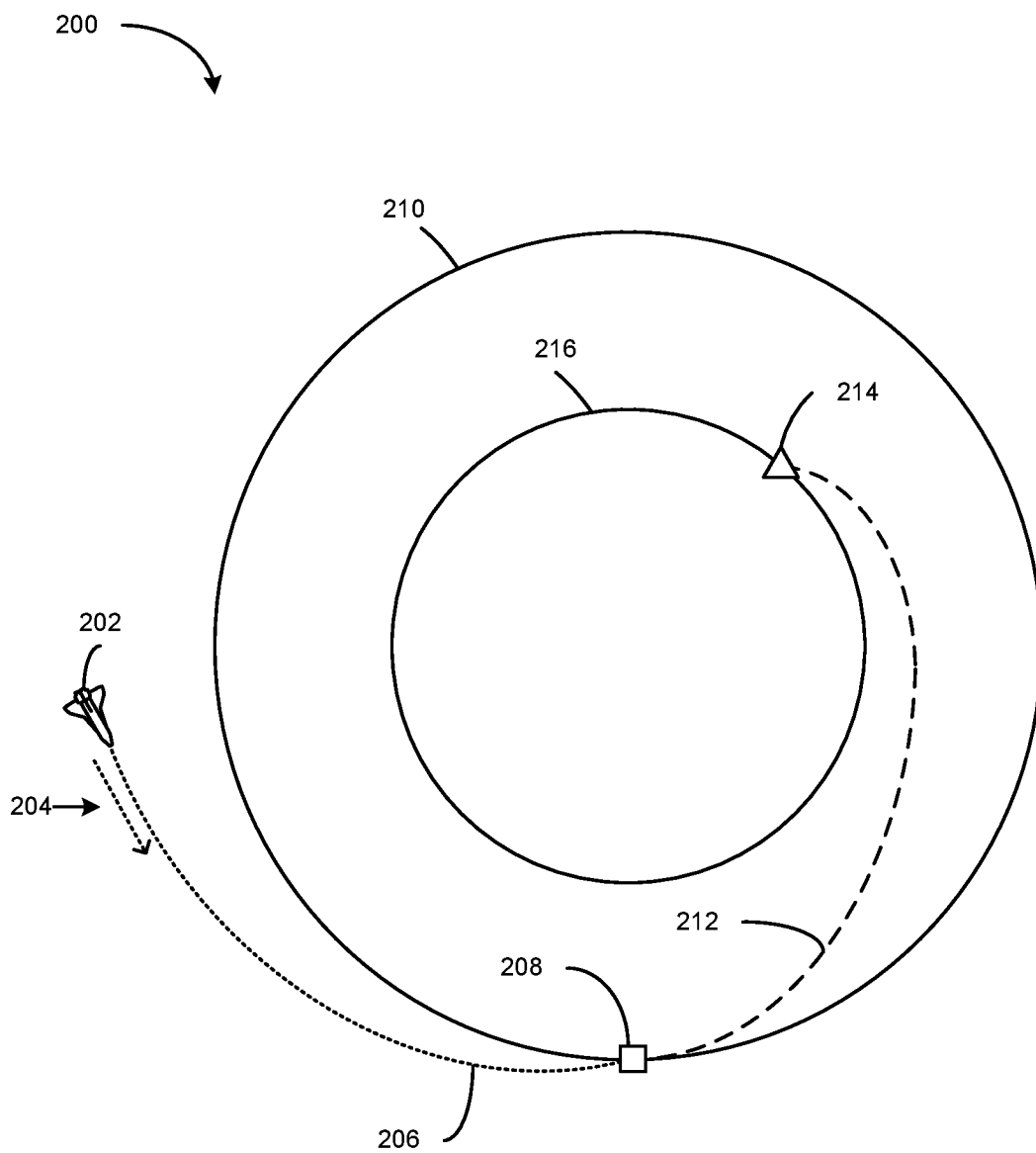
15. Система по любому из пп. 12-14, в которой космический аппарат также содержит:

базу данных характеристик движительной системы, а

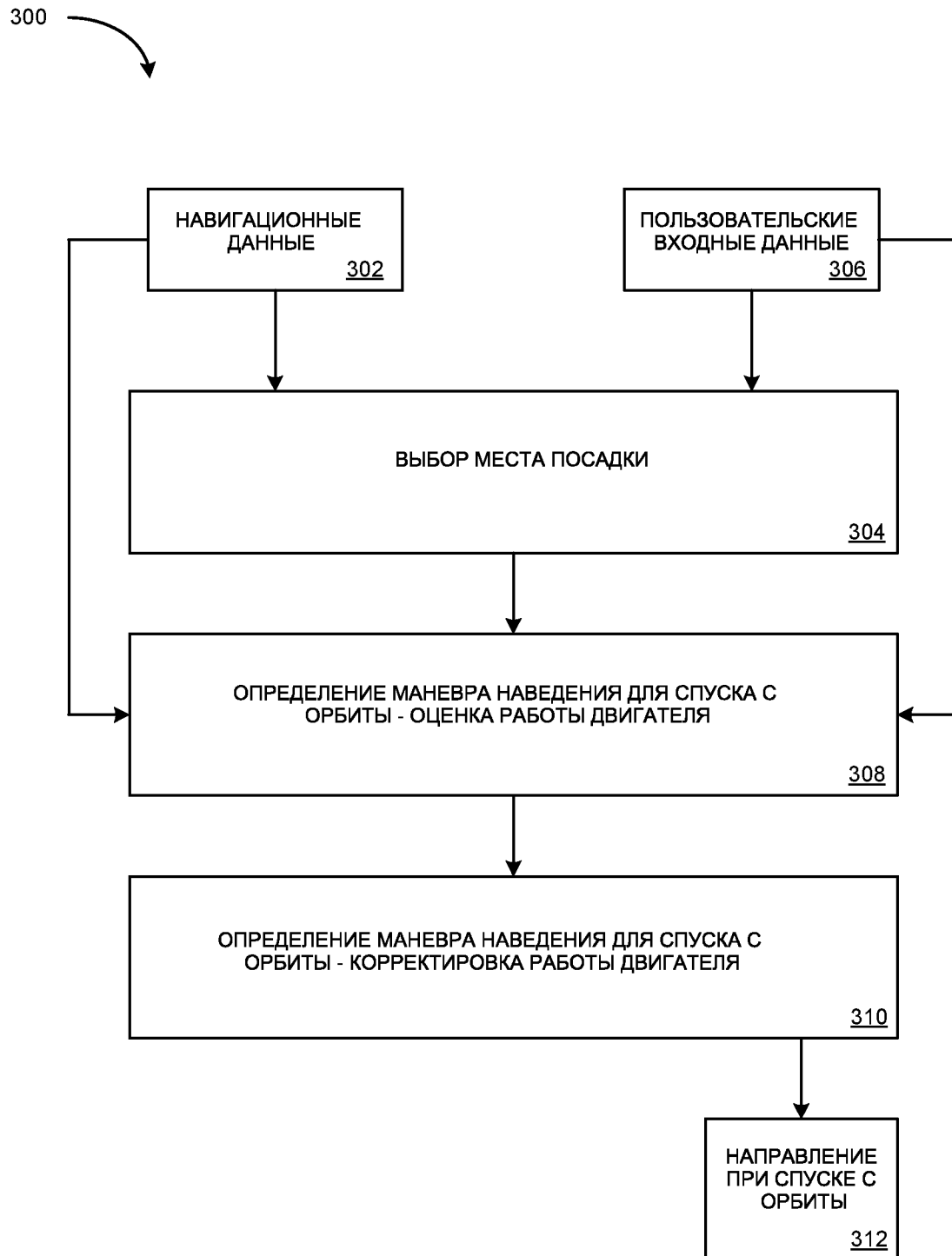
инструкции также выполнены с возможностью исполнения процессором для определения типа движительной системы, а вычисление оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы включает выполнение с использованием базы данных характеристик движительной системы вычисления оценочного времени зажигания для движительной системы космического аппарата и оценочного вектора скорости для работы двигателя движительной системы на основании типа движительной системы.



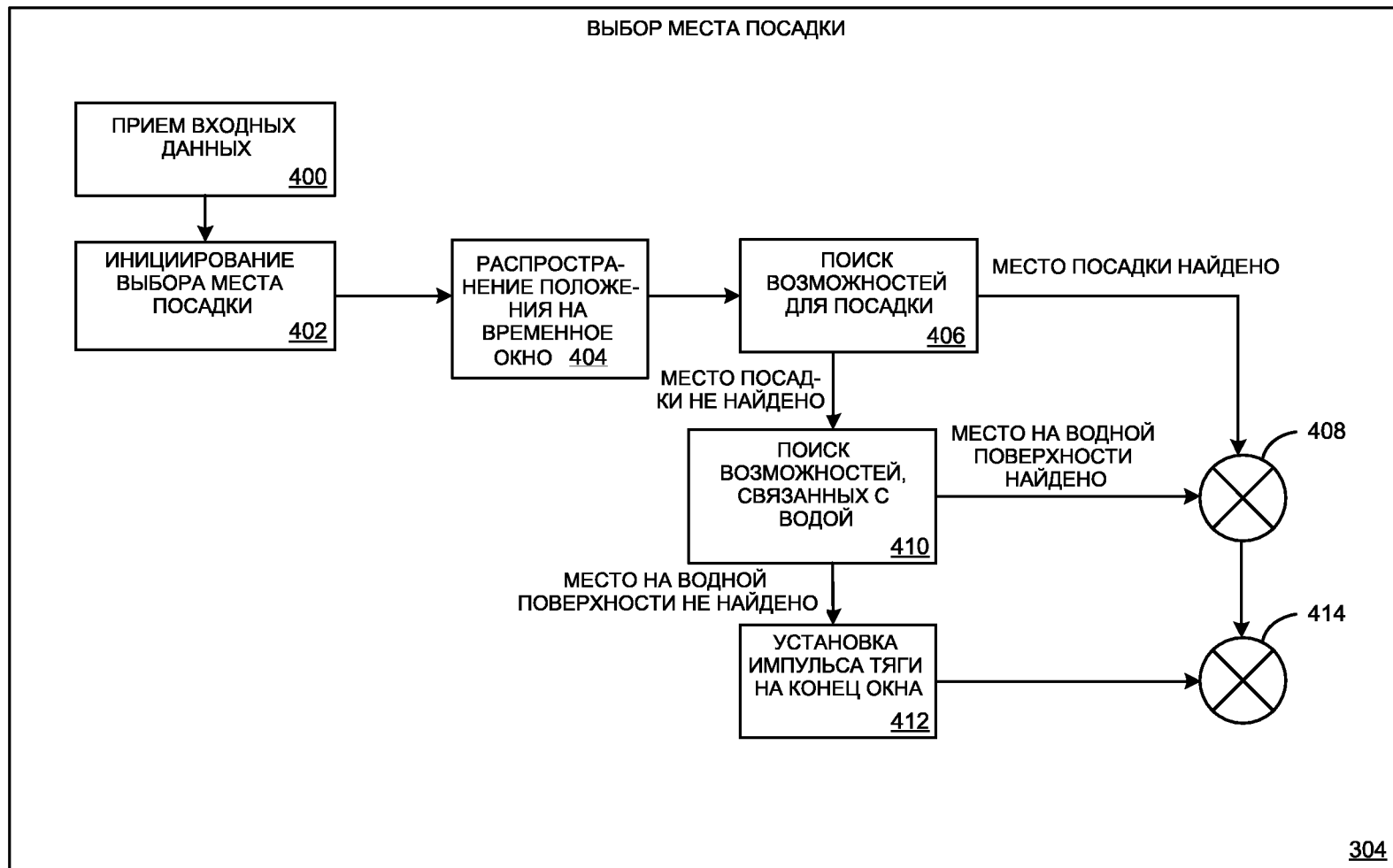
ФИГУРА 1



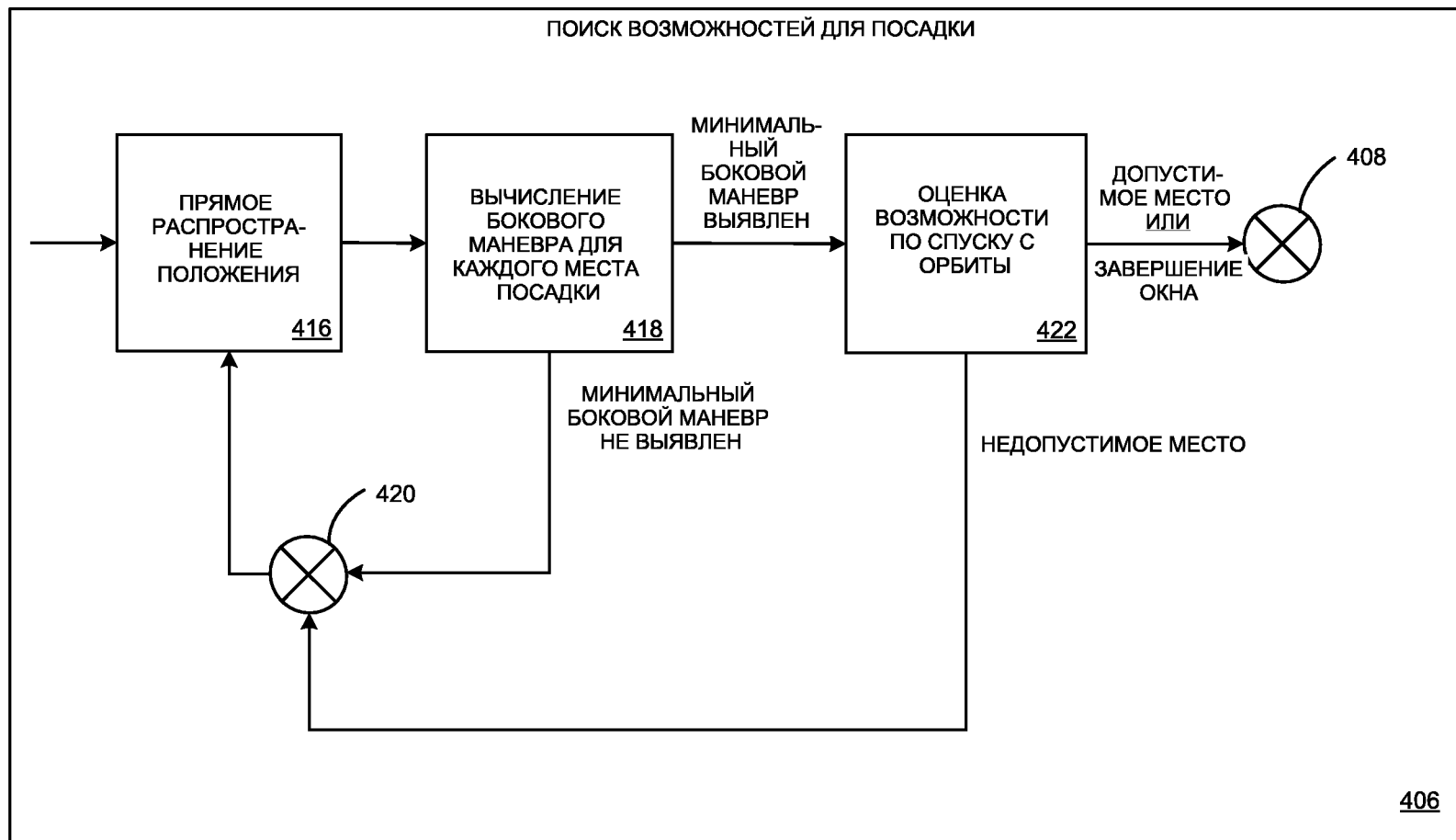
ФИГУРА 2



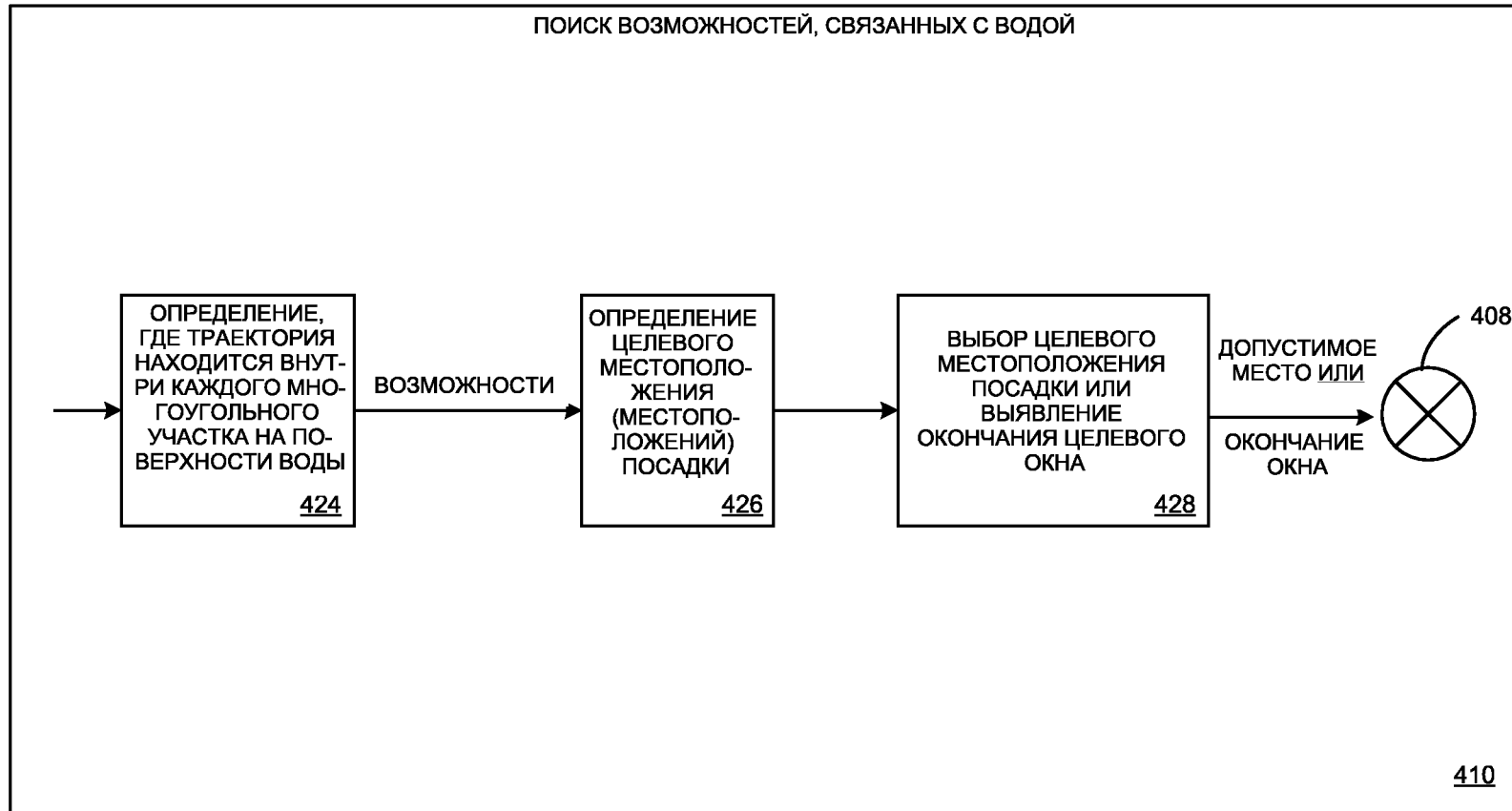
ФИГУРА 3



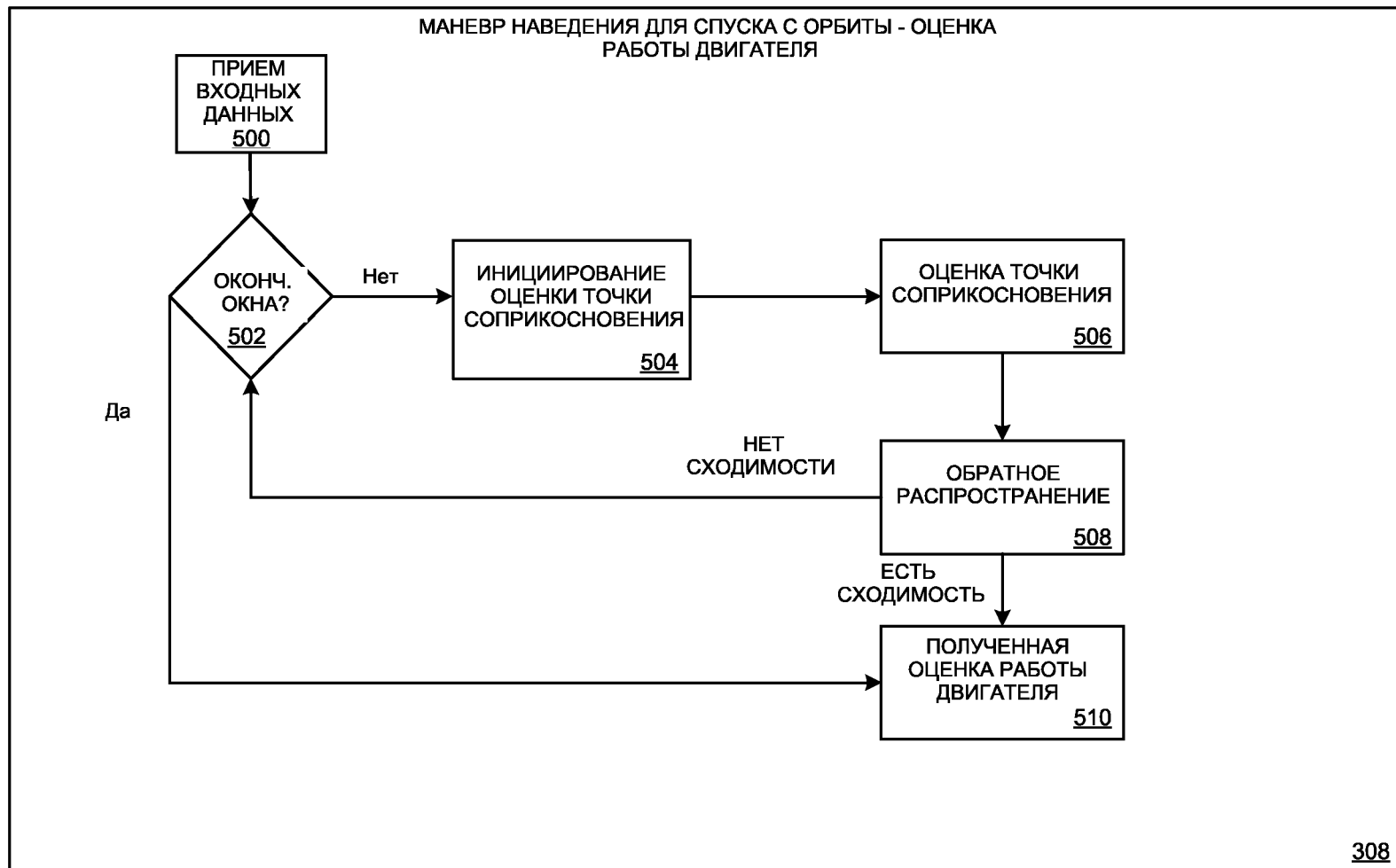
ФИГУРА 4А



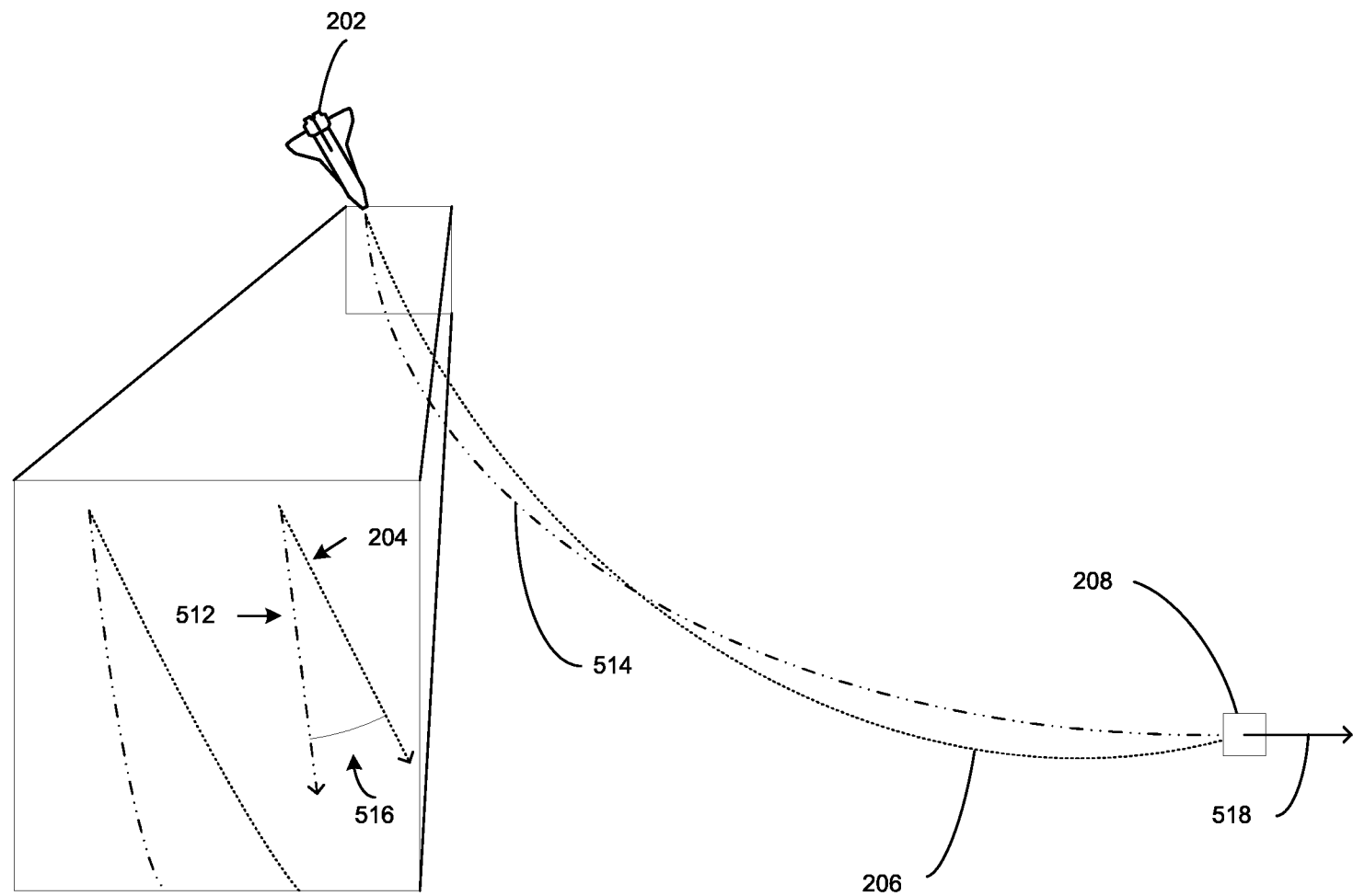
ФИГУРА 4В



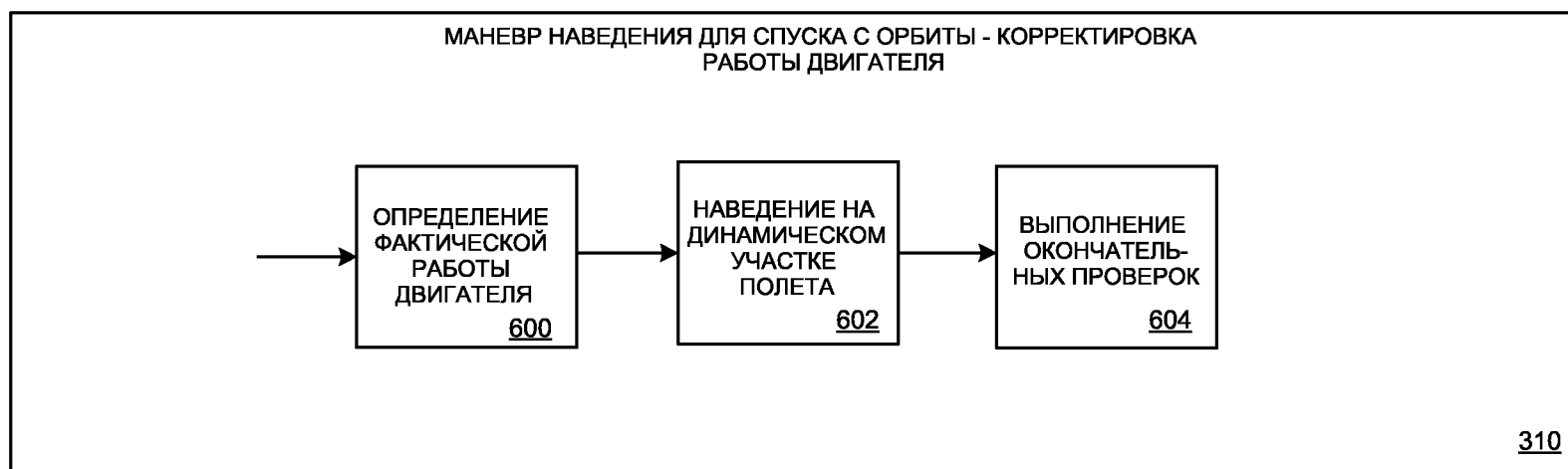
ФИГУРА 4С



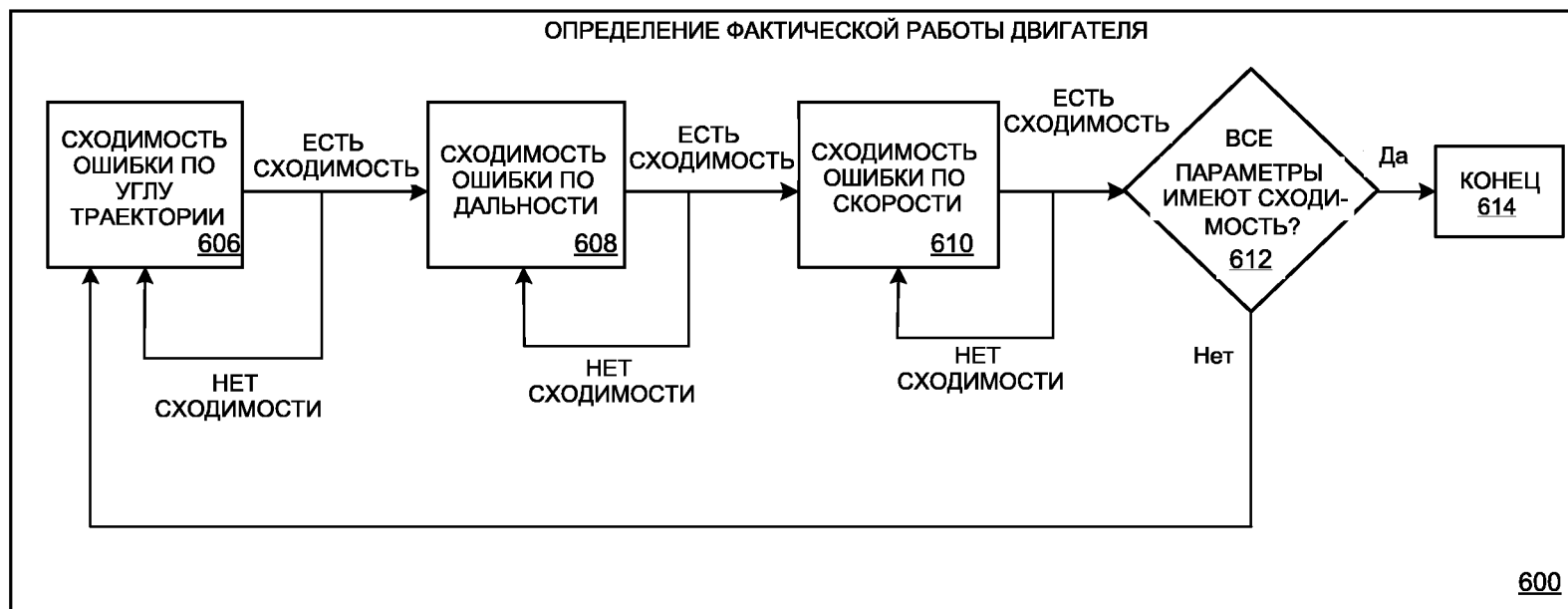
ФИГУРА 5А



ФИГУРА 5В

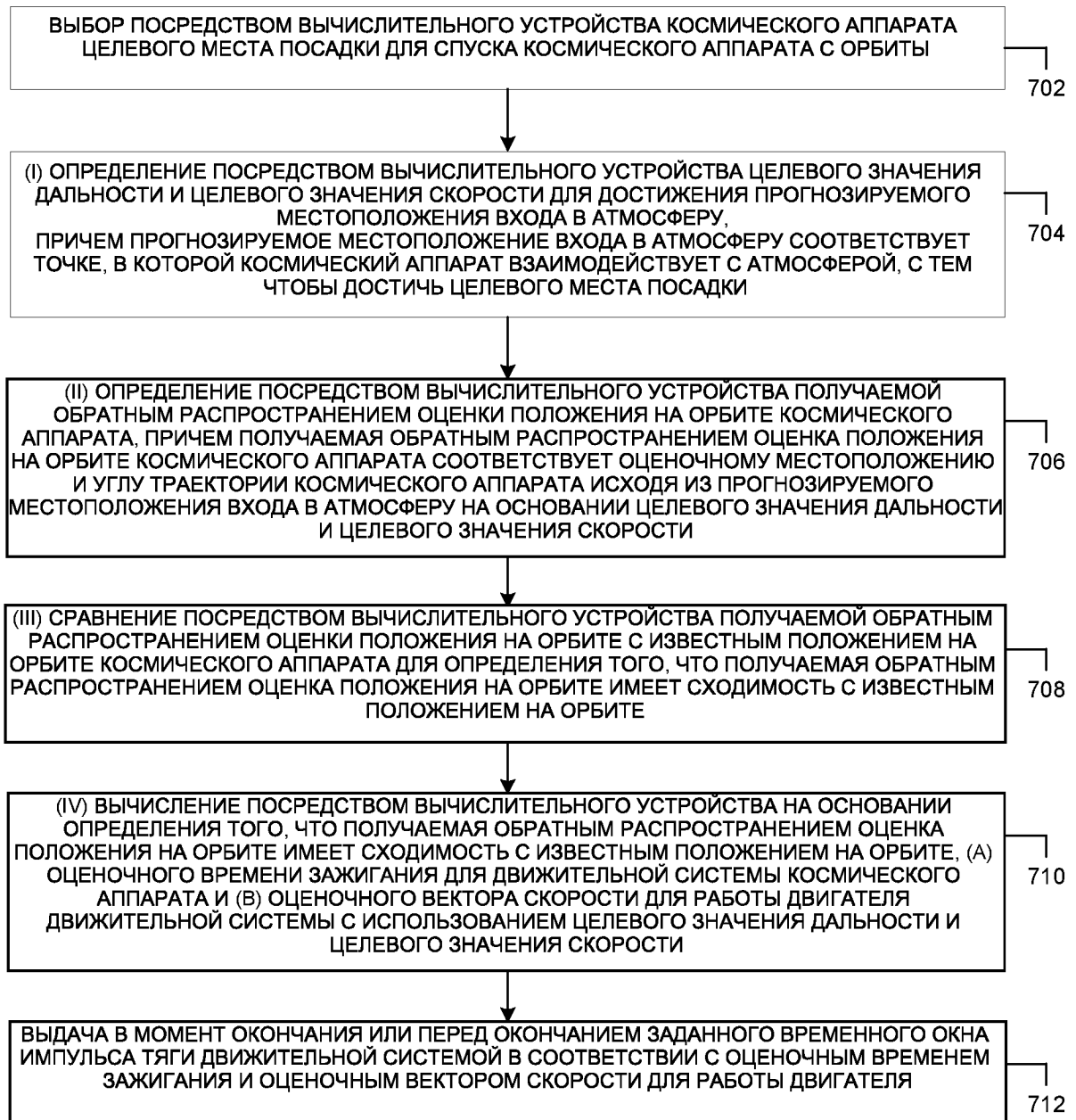


ФИГУРА 6А

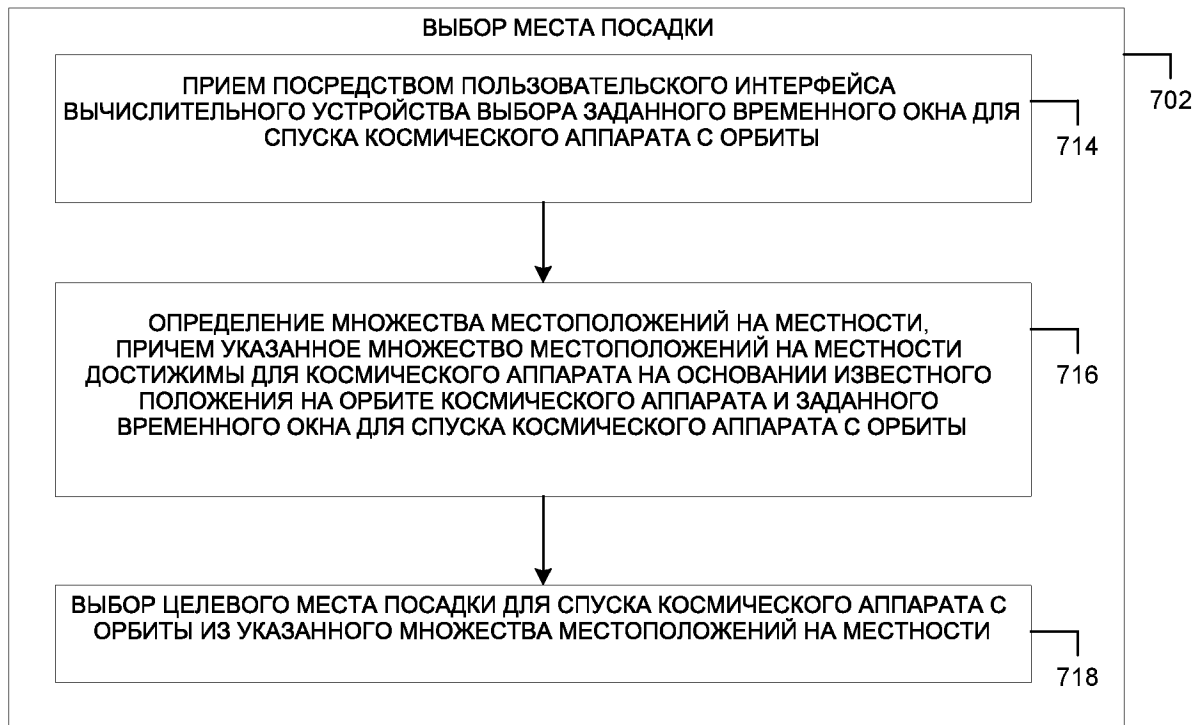
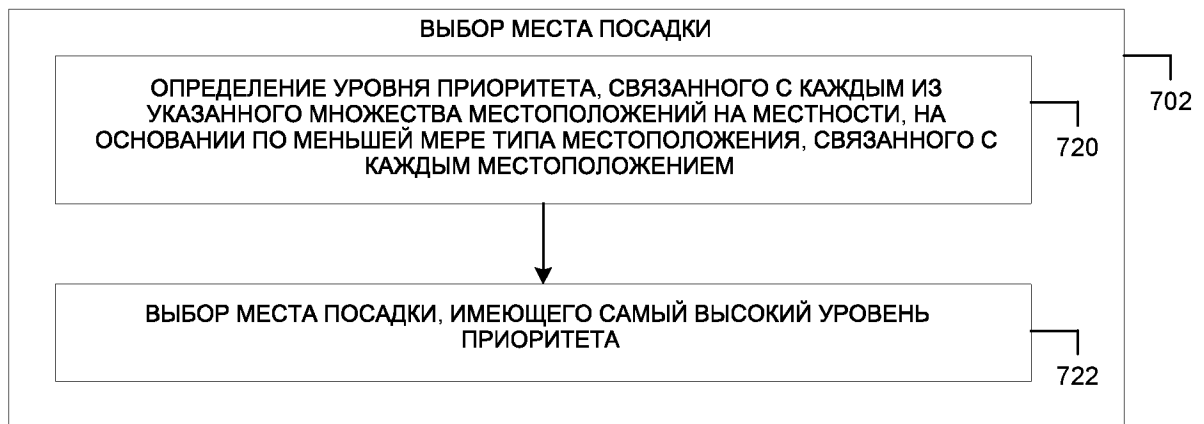
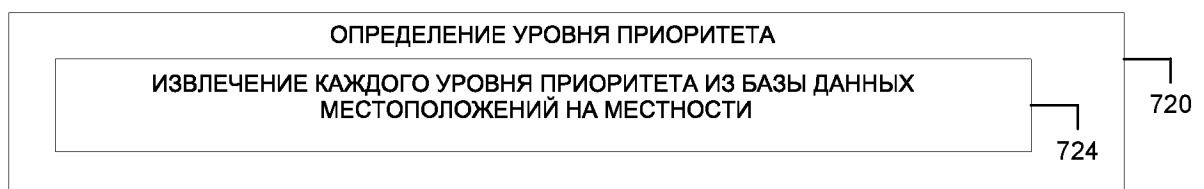


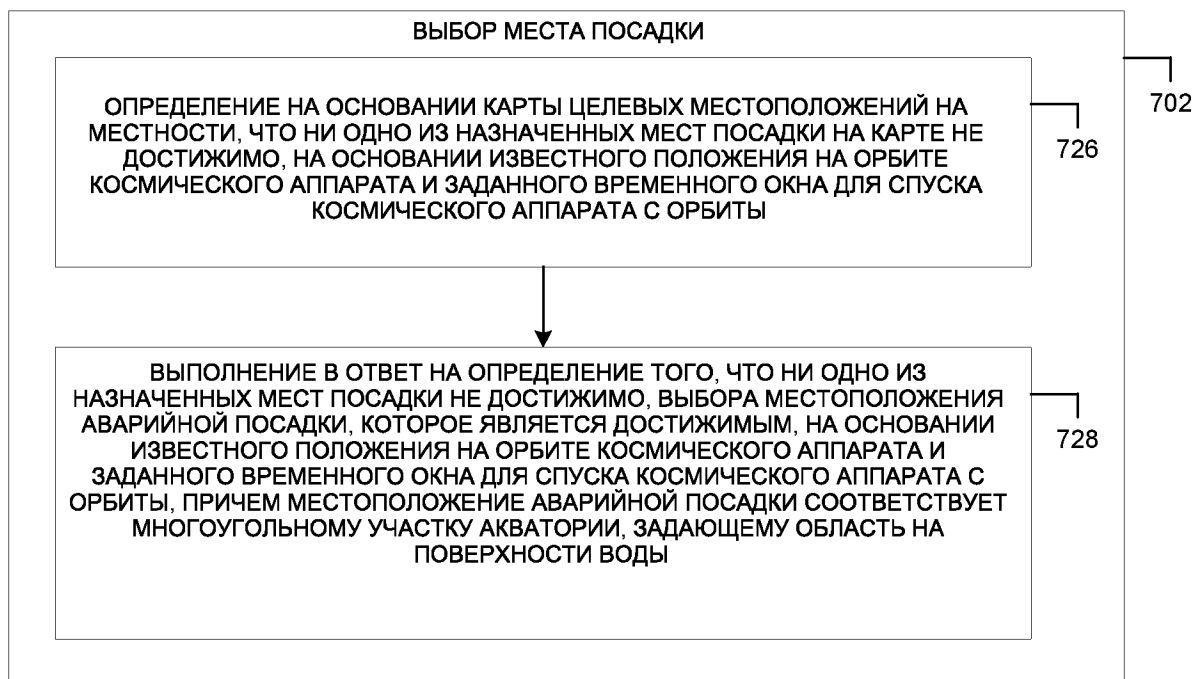
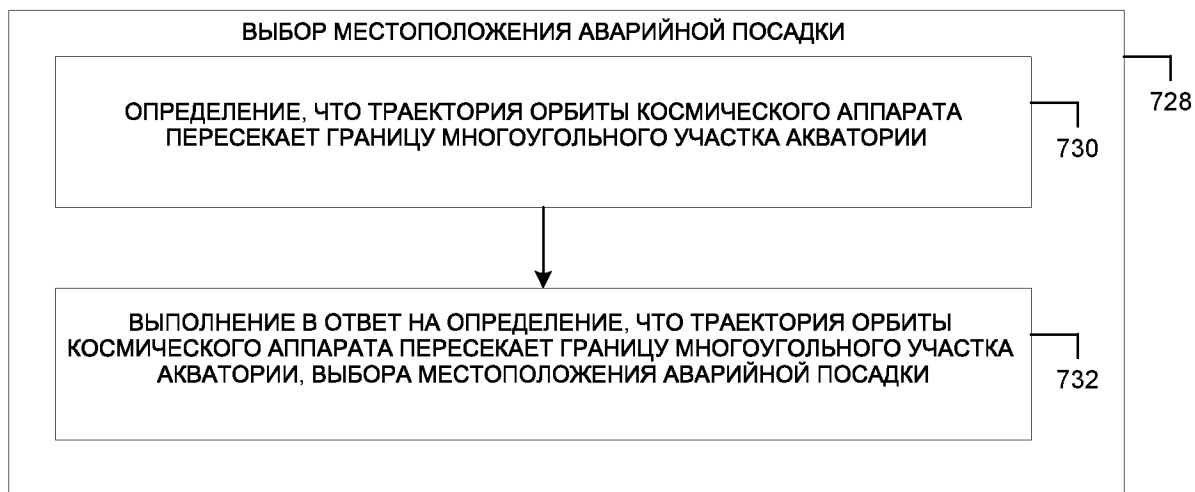
ФИГУРА 6В

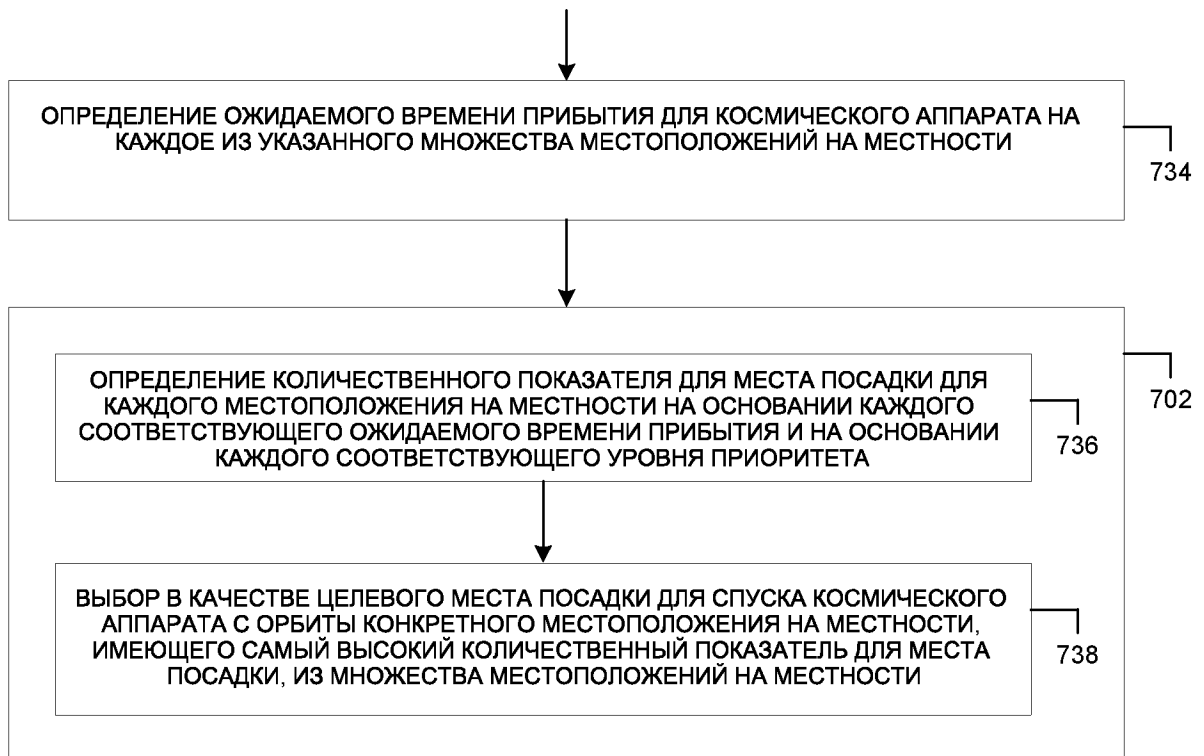
700



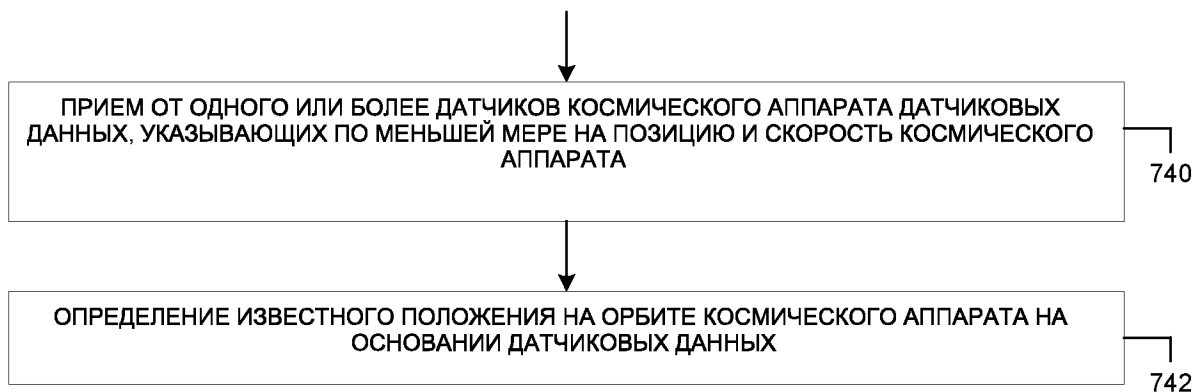
ФИГУРА 7

**ФИГУРА 8****ФИГУРА 9****ФИГУРА 10**

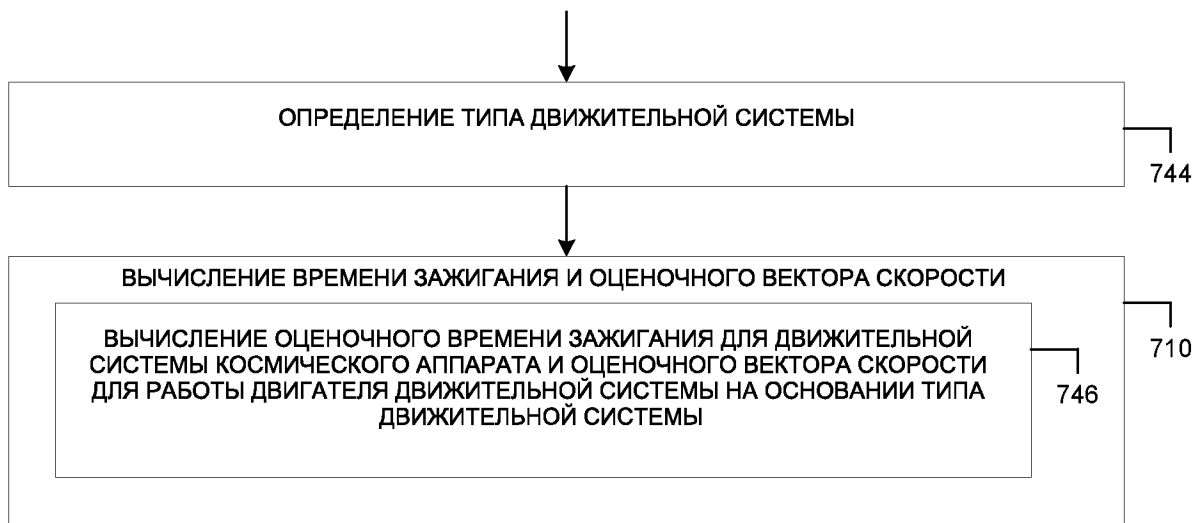
**ФИГУРА 11****ФИГУРА 12**



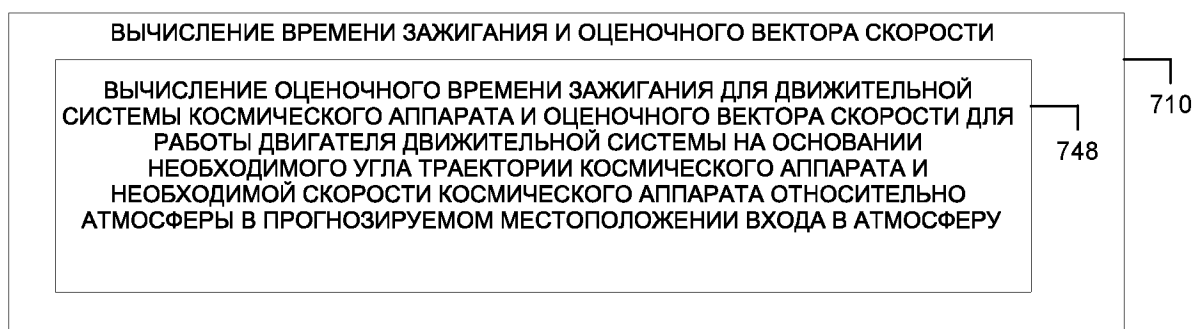
ФИГУРА 13



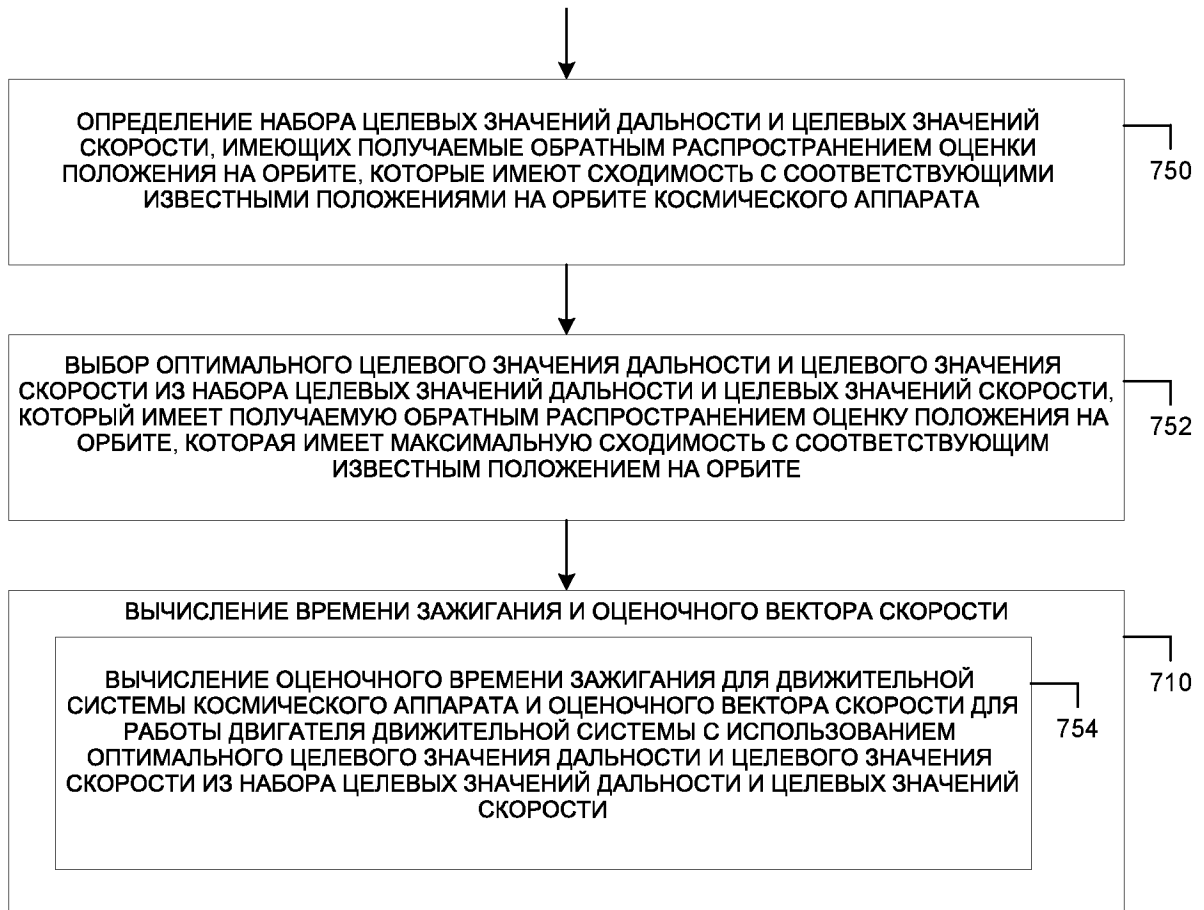
ФИГУРА 14



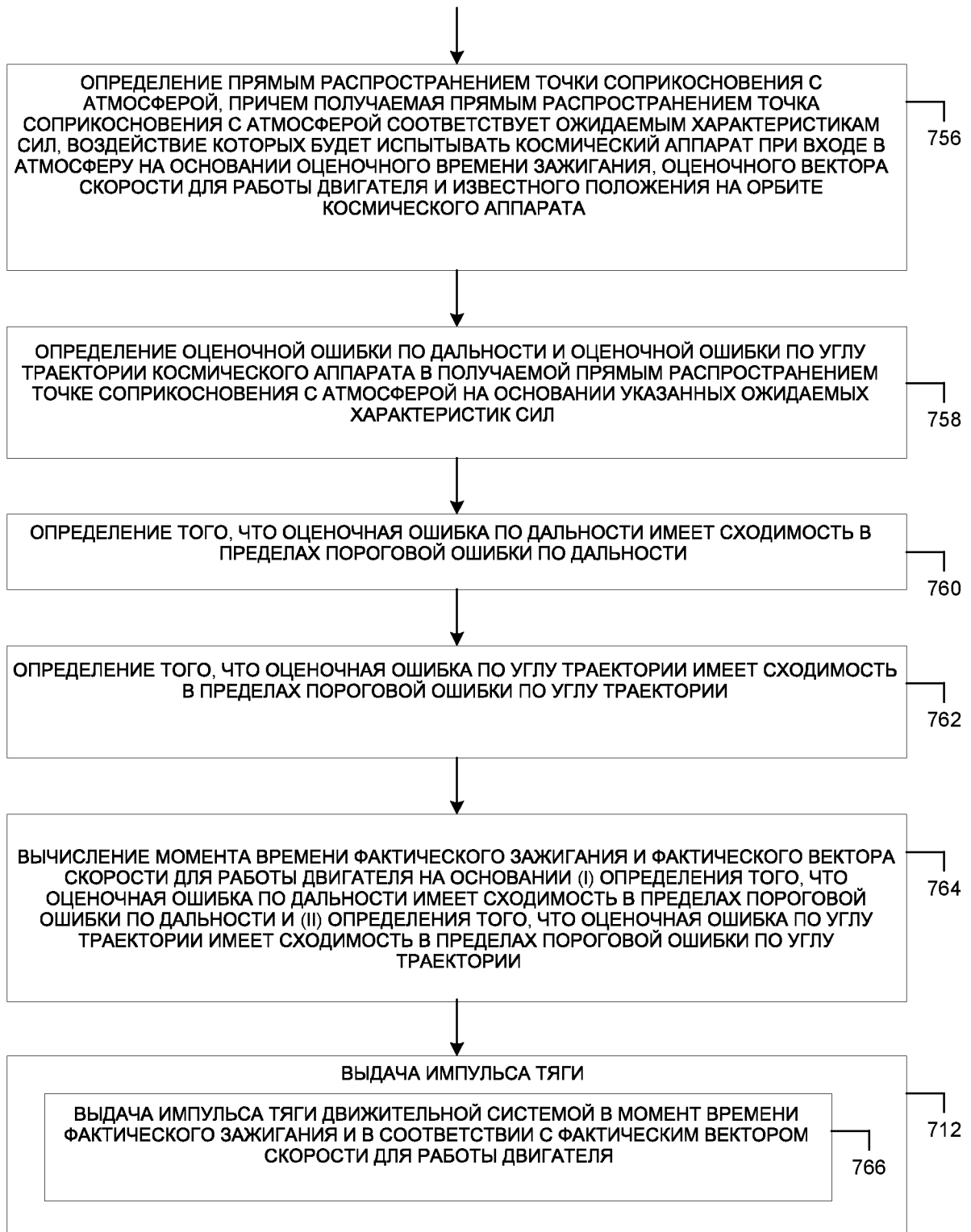
ФИГУРА 15



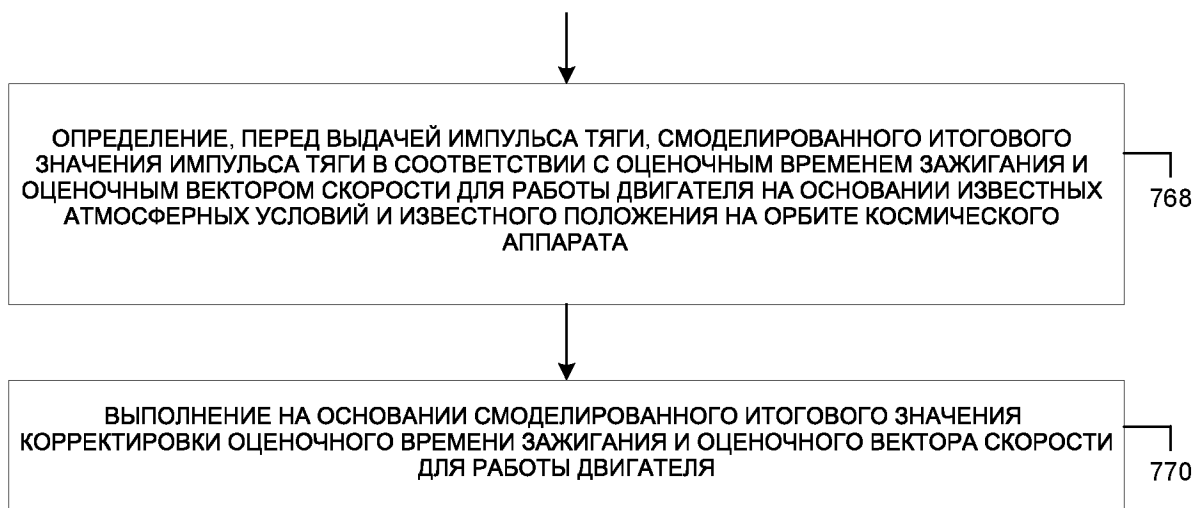
ФИГУРА 16



ФИГУРА 17



ФИГУРА 18



ФИГУРА 19

ОТЧЕТ О ПАТЕНТНОМ ПОИСКЕ
(статья 15(3) ЕАПК и правило 42 Патентной инструкции к ЕАПК)

Номер евразийской заявки:

202090899

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

B64G 1/62 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/36 (2006.01)

G01C 23/00 (2006.01)

Согласно Международной патентной классификации (МПК)

Б. ОБЛАСТЬ ПОИСКА:

Просмотренная документация (система классификации и индексы МПК)

B64G 1, G01C 23

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, используемые поисковые термины)
Espacenet, ЕАПТИС, Google Patents

В. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
X Y	US 2014/0136029 A1 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES LTD.), 15 мая 2014, см. реферат, описание абзац [16]-[33], [50], фиг. 2, 4	1, 6, 8, 11, 12, 14 2, 3, 13
Y	JACKSON M.C. и др. Onboard Determination of Vehicle Glide Capability for the Shuttle Abort Flight Manager (SAFM) в: IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, Core Technologies for Space Systems Conference, Colorado Springs, ноябрь 2002, фиг. 1	2, 3, 13
A	RU 2 559 430 C2 (ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ "ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ МАШИНОСТРОЕНИЯ"), 20 июня 2015, весь документ	1-11
A	US 3,866,025 (RCA CORPORATION), 11 февраля 1975, весь документ	12-15
A	SARAF A. и др. Landing Footprint Computation for Entry Vehicles," AIAA Paper 2004-4774, август 2004, весь документ	1-11

☐ последующие документы указаны в продолжении

* Особые категории ссылочных документов:

«А» - документ, определяющий общий уровень техники

«D» - документ, приведенный в евразийской заявке

«Е» - более ранний документ, но опубликованный на дату подачи евразийской заявки или после нее

«О» - документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.

"Р" - документ, опубликованный до даты подачи евразийской заявки, но после даты испрашиваемого приоритета"

«Т» - более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения

«Х» - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну или изобретательский уровень, взятый в отдельности

«У» - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий изобретательский уровень в сочетании с другими документами той же категории

«&» - документ, являющийся патентом-аналогом

«L» - документ, приведенный в других целях

Дата проведения патентного поиска: **10/11/2020**

Уполномоченное лицо:

Начальник Отдела механики, физики и электротехники

Д.Ф.Крылов