

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(21) **201991483** (13) **A1**

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

(43) Дата публикации заявки  
2019.11.29

(22) Дата подачи заявки  
2014.03.14

(51) Int. Cl. *B64G 1/00* (2006.01)  
*F41B 6/00* (2006.01)  
*B64G 1/40* (2006.01)

(54) **ПУСКОВАЯ СИСТЕМА И СПОСОБ ЗАПУСКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ**

(31) 61/799,931

(32) 2013.03.15

(33) US

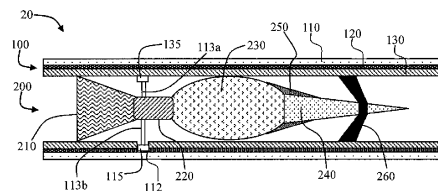
(62) 201500929; 2014.03.14

(71) Заявитель:  
**ПАЛМЕР ЛЭБС, ЛЛК; 8 РИВЕРЗ  
КЭПИТЛ, ЛЛК (US)**

(72) Изобретатель:  
**Палмер Майлз Р., Браун мл. Гленн  
Уилльям (US)**

(74) Представитель:  
**Веселицкий М.Б., Веселицкая И.А.,  
Кузенкова Н.В., Каксис Р.А., Белоусов  
Ю.В., Куликов А.В., Кузнецова Е.В.,  
Соколов Р.А., Кузнецова Т.В. (RU)**

(57) В заявке описаны пусковая система (20), запускаемый летательный аппарат (200) для использования с пусковой системой (20) и способы запуска полезной нагрузки с использованием запускаемого летательного аппарата (200) и(или) пусковой системы. Изобретение может обеспечить доставку полезной нагрузки в точку, расположенную на Земле, на земной орбите или за ее пределами. Запускаемый летательный аппарат (200) может включать полезную нагрузку (240), топливный бак (230), электрический нагреватель (220), в котором рабочее тело, например легкий газ (например водород), электрически нагревается, и выхлопное сопло (210), из которого расширяется нагретое рабочее тело со скоростью истечения выхлопных газов, составляющей, например, 7-16 км/с. Запускаемый летательный аппарат может быть использован вместе с пусковой системой, которая может также включать пусковую трубу (100), сформированную по меньшей мере из одной трубы (110, 130), которая может обладать электрической проводимостью и которая может быть объединена по меньшей мере с одной изолирующей трубой (120). Также используется источник (300) электрической энергии.



**A1**

**201991483**

**201991483**

**A1**

## ПУСКОВАЯ СИСТЕМА И СПОСОБ ЗАПУСКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

5

### Область техники

Настоящее изобретение относится к системам, способам и устройствам для запуска полезной нагрузки. Нагрузка может быть предназначена для запуска в космос или доставки в точку на поверхности Земли, и настоящее изобретение может обеспечить ускорение полезной нагрузки от пусковой трубы до места назначения.

### Уровень техники

Известно много средств для ускорения объекта. Относительно небольшие снаряды эффективно разгоняются посредством управляемо взрываемых зарядов, например пороховых. Однако, по мере увеличения массы разгоняемого объекта, взрывная сила значительно увеличивается. Например, ракеты с химическим горением в настоящее время являются единственным средством, доказавшим свою эффективность для запуска полезной нагрузки в космос. Несмотря на то, что была проделана большая работа по развитию альтернативных технологий для достижения высоких ускорений больших полезных нагрузок, например, электромагнитные ускорители, тепловые ускорители и ускорение в плазменной дуге, ни одна из этих технологий не продемонстрировала эффективности и надежности, в частности, при запуске космических аппаратов.

Что касается космических запусков, при том, что использование реактивного движения является хорошо проверенным способом, полагаться только на запуск обычной ракетой неправильно в том смысле, что этот способ остается дорогим, опасным и опирающимся в основном на государственное финансирование. Соответствующие проблемы иллюстрируются закрытием программы НАСА "Космический Челнок" и отсутствием подходящей замены. Период разработки нового космического пуска с использованием реактивного движения обычно составляет от трех до десяти лет. Космические запуски происходят нечасто, обычно реже, чем раз в год или несколько раз в год на каждого заказчика. Этим сдерживается прогресс в ряде областей, например

связи. Например развитие космических технологий происходило медленно и требовало больших затрат, и они зачастую устаревали после пуска и выведения спутника на орбиту. Указанные факторы, а также сопутствующее постоянное участие правительства обусловили высокие затраты и низкие прибыли. В частности, широко известно, что существующие ракетные способы запусков могут стоить от 2000\$ до 10 000\$ или более на килограмм груза, выведенного на околоземную орбиту.

В качестве альтернативы ракетам предлагались систем пусковых ускорителей различных типов. Одной из предлагаемых альтернатив является тепловой ускоритель. Обычные тепловые ускорители включали пороховые, тепловые ускорители на жидком топливе и тепловые ускорители с бегущим зарядом. Электротепловые ускорители включали чисто электротепловые и электротепловые-химические ускорители. Тепловые ускорители на легких газах имели одноступенчатые и двухступенчатые версии. Также были предложены поршневые тепловые ускорители.

Другой ранее предложенной альтернативой являются электромагнитные ускорители. Варианты электромагнитных ускорителей типа "Пушки Гаусса" включали сверхпроводящие (например, с гашением тока или синхронные постоянного тока), щеточные (например, бегущей волны, расширяющегося фронта и спадающего фронта), индуктивного типа (например, однофазные и многофазные) ускорители. Рельсовые варианты электромагнитных ускорителей ("рельсовые пушки" или "рельсотроны") включают устройства с распределенной подачей энергии (DES-type – от англ. distributed energy supply) и запитываемые с казенной части (например, с дополнительным магнитным контуром и простые).

Всем предложенным системам тепловых ускорителей свойственно ограничение их характеристик скоростью звука в рабочем газе. Таким образом, по чисто техническим причинам эти разгонные системы ограничены скоростью звука в рабочем газе. Ракетные системы не имеют такого ограничения.

Теоретически, электромагнитные ускорители не ограничены скоростью звука в рабочем газе, но результаты экспериментов с электромагнитными пусковыми устройствами показали, работа такой пусковой установки не соответствует теоретическим предсказаниям из-за нестабильности плазменного сердечника, возникающей при скорости выше 2000-4000 м/с. При превышении этих

скоростей, нестабильности плазменного сердечника, создаваемые высокими магнитными полями в пусковых устройствах, вызывают протекание электрических токов в нежелательных местах, что ведет к рассеянию энергии в пусковом устройстве, вместо ее эффективного использования для ускорения  
5 снаряда. Не поддающаяся анализу физика этого явления в некотором смысле аналогична физике ядерного синтеза с магнитным удержанием плазмы, что, как известно, создает много препятствий для практического применения, обусловленных нестабильностью плазмы в присутствии сильных магнитных полей.

10 Всем упомянутым системам пусковых ускорителей, как тепловым, так и электромагнитным, свойственно воздействие чрезмерно высоких ускоряющих сил на полезную нагрузку. Обычно ускорения составляют десятки тысяч g. Такие ускорения являются фундаментальным следствием физики работы систем пускового ускорителя, в которых пытаются достичь высоких скоростей.

15 Максимальная скорость, которая может быть получена в системе ускорителя, пропорциональна квадратному корню из ускорения. Соответственно, ускорение должно расти пропорционально квадрату увеличения скорости запуска. Такие ускорения предъявляют чрезвычайно высокие требования к конструкции полезных нагрузок, которые должны выдержать запуск и быть в состоянии  
20 выполнять после этого сложные задачи. Несмотря на сложность задачи, ожидаемые выгоды были настолько велики, что правительство США инвестировало сотни миллионов долларов в исследования и разработки пусковых ускорителей всех типов в период от 1970-х до начала 1990-х годов.

25 Главное преимущество реактивного движения по сравнению с пусковыми ускорителями состоит в том, что достижимая конечная скорость не зависит от ускорения, вместо зависимости в пропорции от квадратного корня из ускорения. Однако основным ограничением реактивного движения является то, что часть полной массы летательного аппарата, представляющая полезную нагрузку, имеет физическое ограничение, описываемое хорошо известным уравнением  
30 движения ракеты (формула Циолковского). Согласно этой формуле, часть полезной нагрузки экспоненциально падает с отношением достижимой конечной скорости к скорости истечения выхлопных газов ракеты. Скорость истечения выхлопных газов ракет с химическими двигателями ограничена значением

примерно 2000-4800 м/с, обусловленным ограничением энергии химических реакций. Поэтому, когда полная скорость, необходимая для выполнения задачи, существенно превышает 4800 м/с, доля полезной нагрузки становится небольшой. Для выхода на орбиту Земли, включая аэродинамические и гравитационные потери, полное приращение скорости должно составлять примерно 8000 м/с. Эта величина существенно превышает существующую скорость истечения выхлопа химического ракетного двигателя 4800 м/с, а доля полезной нагрузки, рассчитанная из уравнения движения ракеты, получается относительно малой. Эта проблема усугубляется паразитной массой оборудования, необходимого для работы ракеты, например, помимо прочего, двигателя и топливных баков. При учете этих паразитных масс, приходится снижать их влияние при запуске на околоземную орбиту путем деления приращения полной скорости на части, или ступени, с тем, чтобы паразитная масса каждой ступени могла быть отброшена и не ухудшать работу следующих ступеней. Исторически, для запуска полезной нагрузки с поверхности Земли на околоземную орбиту использовались двух-, трех- и четырехступенчатые запускаемые летательные аппараты. В результате, полная доля полезной нагрузки на орбите для таких запускаемых летательных аппаратов составляла от примерно 0,5% для малых ракет до примерно 2,5% для очень больших ракетных систем. Это означает, что другая часть, составляющая от 97,5% до 99,5%, либо полностью выбрасывается, либо в той или иной мере используется повторно. Опыт использования американского космического челнока в сравнении с предшествующими и современными ему одноразовыми запускаемыми летательными аппаратами показывает, что одноразовые пусковые системы экономически более эффективны. Ожидаемая экономия за счет повторного использования космического челнока не была реализована из-за высокой стоимости ремонта и восстановления различных частей системы космического челнока после очень высоких нагрузок, испытываемых различными его компонентами при запуске.

Коммерческие структуры делали попытки выйти на рынок ракетных космических пусков, однако эффективные, рентабельные и надежные средства запуска до сих пор не найдены, особенно пригодные для частых запусков. Эти попытки были ограничены низкой долей полезной нагрузки, обеспечиваемой при

использовании химических ракет, и необходимостью применения многоступенчатых систем, которые либо являются одноразовыми, либо требуют дорогостоящего ремонта или восстановления между пусками. Высокая стоимость космического запуска означает, что государственные расходы продолжают оставаться важным фактором в области космических запусков, а уровень прибыли будет низким. Таким образом, в области систем, способов и устройств остается потребность в надежном и эффективном запуске снарядов, в том числе космических аппаратов. Для таких систем желательно обладание низкими или средними ускорениями, высокой долей полезной нагрузки при достижении орбитальной скорости или скорости отрыва и способность достижения нужной скорости посредством одной ступени.

#### Сущность изобретения

В настоящем изобретении предлагается пусковая система, содержащая: пусковую трубу, имеющую несколько проводящих слоев, разделенных одним или более изолирующими слоями и выполненную с возможностью передачи по ней энергии; и источник электрической энергии. При этом пусковая труба выполнена с возможностью продвижения по ней запускаемого летательного аппарата, а пусковая система выполнена так, что она представляет собой электрическую немагнитную систему запуска (далее - "электроантимагнитная" от англ. electroantimagnetic).

Также предлагается способ запуска полезной нагрузки, в котором: подготавливают пусковую систему, содержащую: пусковую трубу, включающую по меньшей мере одну трубу, выполненную с возможностью передачи по ней энергии; и источник электрической энергии; и ускоряют запускаемый летательный аппарат по пусковой трубе до скорости по меньшей мере приблизительно 2000 метров в секунду (м/с) с ускорением от приблизительно 2 до приблизительно 2000 g, ограничивая при этом магнитное поле внутри трубы значением не более приблизительно 2 Тл. Таким образом, настоящее изобретение относится к запускаемым летательным аппаратам, пусковым системам и способам запуска полезной нагрузки. Летательные аппараты, системы и способы могут обладать низкими или средними ускорениями, высокой долей полезной нагрузки при достижении орбитальной скорости или скорости отрыва и способностью достижения нужной скорости посредством одной ступени.

Изобретение обеспечивает доставку полезной нагрузки в любое заданное место на Земле, земной орбите или вообще в космосе. Полезной нагрузкой могут быть различные объекты, включая спутники, сырье или запасы, баллистические объекты и др. Полезная нагрузка также может включать людей-пассажиров.

5           Преимущества раскрываемых в настоящем описании летательных аппаратов, систем и способов основаны на использовании одного или более из  
следующих средств: 1) источника импульсного тока с низкой стоимостью  
единицы электрической энергии; 2) эффективной передачи электрической  
10           мощности от неподвижного источника питания через вакуумную пусковую  
трубу к движущейся полезной нагрузке, приводимой в движение электрической  
ракетой, так, что создаются минимальные или близкие к нулевым магнитные  
поля; 3) стабильного, эффективного подвода мощности и энергии от  
проводников стенок пусковой трубы к движущемуся летательному аппарату; и  
15           4) электрического ракетного двигателя с высоким отношением тяги к массе и  
высоким удельным импульсом.

          Пусковая труба может быть выполнена для продвижения запускаемого  
летательного аппарата, содержащего: контейнер для полезной нагрузки;  
топливный бак, содержащий рабочее тело; электрический нагреватель,  
отдельный от топливного бака, соединенный с топливным баком для передачи  
20           текущей среды и приспособленный для электрического нагрева рабочего  
тела, получаемого из топливного бака, для формирования исходящего выхлопа;  
и один или более электрических проводников в форме скользящих  
электрических контактов, выполненных с возможностью передачи  
электрического тока от внешнего источника к электрическому нагревателю.

25           Предпочтительно, запускаемый летательный аппарат приспособлен для  
доставки полезной нагрузки с высокой скоростью. В некоторых вариантах  
выполнения, запускаемый летательный аппарат может включать: контейнер для  
полезной нагрузки; топливный бак с рабочим телом; электрический нагреватель,  
соединенный с топливным баком для передачи текущей среды и  
30           приспособленный для электрического нагрева рабочего тела для  
формирования исходящего выхлопа; и один или более электрических контактов,  
приспособленных для пропускания электрического тока через электрический  
нагреватель. В других вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат

также может содержать расширительное сопло, связанное каналом для передачи исходящего выхлопа от электрического нагревателя. В некоторых вариантах выполнения, электрическим нагревателем может быть резистивный нагреватель. В частности, резистивный нагреватель может содержать электрически

5   нагреваемый пористый цилиндр внутри герметичного корпуса. В частности, электрически нагреваемый пористый цилиндр может содержать вольфрамовые стенки. В других вариантах выполнения, электрическим нагревателем может быть дуговой нагреватель. Предпочтительно, дугой может быть вихревая дуга со стабилизацией закрученным потоком. Кроме того, дуговой нагреватель может  
10   иметь вихревую камеру внутри герметичного корпуса. В некоторых вариантах выполнения, дуговой нагреватель может содержать коаксиальные электрические выводы, разделенные вихревой камерой. В других вариантах выполнения, электрическими контактами могут быть скользящие электрические контакты.

В различных вариантах выполнения, пусковая система может включать:  
15   описанный здесь запускаемый летательный аппарат; пусковую трубу, содержащую две или более концентрических, электропроводящих трубы, разделенных изолятором, и приспособленную для продвижения через нее запускаемого летательного аппарата; и источник электрической энергии. В некоторых вариантах выполнения, источник электрической энергии может  
20   содержать блок батарей. В других вариантах выполнения, источник электрической энергии также может содержать катушку самоиндукции.

В некоторых вариантах выполнения, способ запуска полезной нагрузки может содержать следующие шаги: подготовка полезной нагрузки в контейнере для полезной нагрузки запускаемого летательного аппарата, входящего в состав  
25   пусковой системы, описанной выше; и электрический нагрев рабочего тела в электрическом нагревателе для формирования исходящего выхлопа со скоростью, достаточной для выталкивания полезной нагрузки из пусковой трубы.

В других вариантах выполнения, настоящее изобретение может быть  
30   представлено рядом различных вариантов выполнения. В частности, раскрываемые здесь запускаемый летательный аппарат, пусковая система и способ запуска полезной нагрузки могут быть определены одним или более из описанных далее признаков.

Стартовый комплект пускового устройства ускоряется из пусковой трубы с использованием материала, выпускаемого из стартового комплекта, в котором выхлоп формируется нагреванием элемента с низким атомным весом, содержащимся внутри (или впереди, или в соприкосновении) стартового комплекта, при этом энергия, используемая для этого нагревания, подается в стартовый комплект при помощи электричества от стенок пусковой трубы. В некоторых вариантах выполнения, пусковое устройство может быть расположено на земле. В других вариантах выполнения, пусковое устройство может быть расположено в открытом космосе или другом небесном теле.

Системы и способы, предложенные в настоящем изобретении, могут быть выполнены с возможностью достижения скорости на выходе в интервале примерно от 2000 до 50000 м/с, примерно от 4000 до 30000 м/с, примерно от 6000 до 15000 м/с, или примерно от 8000 до 12000 м/с. В некоторых вариантах выполнения, стартовый комплект может быть сначала разогнан до начальной скорости примерно от 100 до 5000 м/с, с использованием одноступенчатого ускорителя на легком газе. В других вариантах выполнения, скорость, достигаемая одноступенчатым ускорителем на легком газе, может составлять примерно от 500 до 3000 м/с или примерно от 1500 до 2500 м/с. Легкий газ для одноступенчатого ускорителя на легком газе может быть подогретым. В некоторых вариантах выполнения, для электрического нагрева может использоваться тот же источник питания, что и для пускового устройства.

Вариант конструкции направляющей трубы включает два концентрических проводника, расположенных один в другом, между которыми находится изоляция минимальной толщины для сведения к минимуму объема магнитного поля, создаваемого высокими токами возбуждения, проходящими вниз и обратно вверх по трубе для питания нагревателя стартового комплекта. Влияние этой энергии магнитного поля вызывает ряд негативных последствий. Нежелательное магнитное поле образуется за счет энергии, которая не помогает продвигать стартовый комплект. Нежелательная магнитная энергия может быть высвобождена сразу же после пуска и может вызвать катастрофические разрушения, если ее уровень не сведен к минимуму (как это достигается в настоящем изобретении). Это было причиной того, что в известных ускорителях, например рельсовых пушках, не удалось достигнуть высоких скоростей.

Магнитное поле порождает большие механические усилия и напряжения, приводящие к разрушениям или высокому износу. Это тоже было препятствием для достижения известными ускорителями, например рельсовыми пушками, высоких скоростей. Магнитные поля возбуждают высокие индуцированные напряжения, которые могут создавать электрическую дугу в нежелательных местах и вызывать износ или большие разрушения или отказы. Магнитное поле создает силу, действующую на любую электрическую дугу, формирующуюся между проводниками пусковой трубы и скользящими контактами, проводящими электрический ток и энергию к стартовому комплекту. Обычно эти силы заставляют дугу перемещаться вперед с ускорениями и скоростями, значительно большими, чем у стартового комплекта. При этом электрический ток отклоняется от того места, где он нужен и необходим для продвижения стартового комплекта, в другую область, где он не нужен, что вызывает потери энергии, замедление стартового комплекта, износ, и (или) разрушение, и (или) отказ. Это также мешало известным ускорителям, например рельсовым пушкам, достигать высоких скоростей.

В настоящем изобретении предложено "электроантимагнитное" пусковое устройство. В известных рельсовых пушках и пушках Гаусса происходит формирование индуцированных магнитных сил для продвижения стартового комплекта. Создание требуемых очень высоких магнитных полей приводит к упомянутым выше негативным эффектам. Преимуществом систем и способов настоящего изобретения является сведение к минимуму магнитных полей.

В настоящем изобретении используется сила расширения горячего газа, сформированного электрическим нагревом с использованием передачи электрической энергии по трубе. В некоторых вариантах выполнения, настоящее изобретение использует расширение горячего легкого газа. Например, водород может быть нагрет выше 5000 К, и, в результате, выпускаемый газ состоит из отдельных атомов водорода. В некоторых вариантах выполнения, нагрев может достигать 100000 К, что даст скорость истечения выхлопных газов до 77000 м/с. Скорость пуска может достигать 150000 м/с или превышать примерно вдвое скорость истечения выхлопных газов. Максимальные скорости в космосе могут быть ограничены, поскольку практический предел при запуске с поверхности Земли составляет около 100000 м/с вследствие воздействия на такой скорости

аэродинамических сил, которые могут достигать примерно 1000000 фунт/кв. дюйм.

Скорости при пуске с поверхности Земли на практике могут достигать примерно 50000 м/с, при которых возникают силы 250000 фунт/кв. дюйм, действие которых может быть ослаблено использованием соответствующей конструкции, например, добавлением металлических носовых конусов с транспирационным (испарением через поры) охлаждением или аналогичными способами. Скорости при пуске с поверхности Земли на практике могут достигать примерно 18000 м/с, при которых возникают силы 30000 фунт/кв. дюйм, действие которых может быть ослаблено использованием соответствующей конструкции, например, добавлением абляционных углеродных носовых конусов или аналогичными способами. Другой предел устанавливает длина пускового устройства при запуске аппарата с людьми. Скорости пусковых устройств для перевозки людей могут быть ограничены ускорением, не превышающим примерно 20g. При использовании пусковой трубы длиной примерно 1000 км можно безопасно достичь скорости примерно 20000 м/с.

Легкий газ для расширения может быть нагрет, например, в электрическом нагревателе. В других вариантах выполнения, нагревателем может быть резистивный нагреватель, либо нагревателем может быть дуговой нагреватель. В некоторых вариантах выполнения, нагревательным элементом может быть транспирационный (характеризующийся просачиванием через поры) трубчатый элемент, и (или) стенка нагревателя может охлаждаться испарением.

Легкий газ может быть создан затравкой ионизируемым элементом для обеспечения стабильности дуги, проводимости и ионизации. Частными примерами подходящих ионизируемых элементов могут служить цезий, рубидий, калий, натрий и литий.

Проводящие скользящие контакты могут быть выполнены с возможностью механического скользящего расположения относительно стенок трубы и могут обеспечивать малое падение напряжения. В некоторых вариантах выполнения, скользящее расположение может предусматривать физическое соприкосновение между контактами и стенками трубы. В конкретных вариантах выполнения, проводящие скользящие контакты могут быть выполнены с возможностью

образования дугогасительного скользящего контакта со стенками трубы с минимальным падением напряжения. Дуга может быть заключена внутри механической защитной оболочки, использующей, например, скользящую изолирующую внешнюю границу. В некоторых вариантах выполнения, дуга

5 может удерживаться посредством магнитных сил. Например, магнитные силы могут создаваться током, проходящим через контакты по петле тока специальной формы. В других примерах, магнитные силы могут создаваться автономным источником питания на стартовом комплекте. В еще одних

10 примерах, магнитные силы могут создаваться магнитом, например, постоянным магнитом или сверхпроводящим магнитом. В некоторых вариантах выполнения, скользящий контакт может охлаждаться транспирационной (просачивающейся через поры/испаряющейся) текучей средой. Например, транспирационной текучей средой может быть легкий газ, который может выдаваться из

15 топливного бака запускаемого летательного аппарата, либо может поступать из независимого источника. В других вариантах выполнения, скользящий контакт может быть охлажден расплавляющимся или испаряющимся материалом в скользящем контакте. В процессе использования, транспирационная текучая среда может быть проводящей. В частности, транспирационной текучей средой может быть легкоплавкий металл с низким потенциалом ионизации. Например,

20 легкоплавким металлом может быть цезий, алюминий, литий или аналогичные легкоплавкие мягкие металлы с низким потенциалом ионизации. Скользящие контакты могут иметь изолирующую внешнюю границу, которая может транспирационное охлаждение. Транспирационной текучей средой для такого охлаждения может быть изолирующий материал, например, водород,

25 гексафторид серы, или другая жидкость или газ. По меньшей мере часть скользящего контакта может демонстрировать переходы между одним или более состояниями. Например, скользящий контакт может характеризоваться скользящим взаимодействием с твердой стенкой трубы, которое преобразуется во взаимодействие "жидкость-твердое тело", когда по меньшей мере часть

30 скользящего контакта, взаимодействующего со стенкой трубы, переходит в жидкий расплавленный металл. Такие изменения состояния могут происходить в некоторых вариантах выполнения при скорости пускового устройства примерно от 1000 до 2000 м/с. Например, состояние может изменяться к дугогасительному

контакту при скорости примерно от 1500 до 3000 м/с. Напряжение дуги может составлять примерно от 100 до 300 В. Дуга может устойчиво существовать на контакте и практически не выходить за пределы заданной области контакта.

Проводящие стенки трубы могут иметь направляющие пазы, в разном  
5 количестве и различной геометрии, позволяющие скользящим контактам  
входить в контакт с проводящими дорожками. Пазы могут быть выполнены с  
возможностью предотвращения образования дуги между проводящими частями  
трубы и задания направления движения стартового комплекта для  
предотвращения его вращения в трубе. В некоторых вариантах выполнения,  
10 проводящие дорожки могут образовывать продольные пазы, проходящие вдоль  
по меньшей мере части длины проводящей трубы. В частности, проводящие  
дорожки могут быть коаксиальны с проводящей трубой. В некоторых вариантах  
выполнения, проводящие стенки трубы могут содержать слои разных  
материалов. Например, преимущественно используемыми материалами могут  
15 быть сталь или алюминий. В некоторых вариантах выполнения, внутренним  
слоем может быть жаропрочный износостойкий проводящий материал,  
например, вольфрам или рений или закаленная медь. Кроме того, между  
основным внешним слоем и внутренним слоем может располагаться слой  
промежуточного материала. В частных вариантах выполнения, промежуточным  
20 слоем может быть слой меди или молибдена. В некоторых вариантах  
выполнения, большая часть внутренней поверхности проводящих стенок трубы  
может быть покрыта изолирующим материалом. Например, по существу вся  
внутренняя поверхность проводящих стенок трубы, за исключением секций,  
образованных проводящими дорожками, может быть покрыта изолятором.  
25 Изолятором на внутренней стенке проводящей трубы может быть, например,  
керамика или композитный материал. В некоторых вариантах выполнения,  
может существовать один путь исходящего тока, последовательно включенный с  
одним путем обратного тока. В других вариантах выполнения, могут  
существовать несколько параллельных путей исходящего тока, которые все  
30 могут быть включены последовательно с несколькими путями обратного тока.  
Индуктивность пускового устройства может быть уменьшена пропорционально  
числу параллельно включенных путей тока. Предпочтительно, более низкая

индуктивность может уменьшить энергию магнитного поля и, соответственно, его негативные воздействия.

В некоторых вариантах выполнения, изоляторы направляющих пазов могут иметь транспирационное охлаждение и (или) таким способом могут охлаждаться проводящие дорожки. Транспирационной текучей средой может быть, например, проводящий материал. Также могут быть использованы любые другие средства охлаждения проводящих дорожек, в которых предотвращается рассеяние материалов сзади от движущегося запускаемого летательного аппарата (и, тем самым, предотвращается нежелательное образование дуги).

Топливный бак может иметь наружный диаметр, практически равный внутреннему диаметру пусковой трубы. Топливный бак может иметь скользящие контактные дорожки на по меньшей мере части его наружной поверхности. Скользящие контактные дорожки могут быть выполнены с возможностью испарения при нарастании скорости запускаемого летательного аппарата. Такие испаряющиеся дорожки могут формировать газовые подшипники с малым сопротивлением для сведения к минимуму сопротивление трения. Такие испаряющиеся дорожки могут создавать пар, обладающий изоляционными свойствами, что скорее подавляет образование дуги, а не способствует этому. В некоторых вариантах выполнения, скользящие контактные дорожки могут иметь поры, наполненные жидким гексафторидом серы или иным подходящим материалом.

В проводящую трубу может вставляться устройство для ее инспекции, юстировки и ремонта. В некоторых вариантах выполнения, для юстировки пусковой трубы могут использоваться активные юстировочные устройства.

Пусковая труба может быть в основном горизонтальной, за исключением выходного конца, где она искривляется вверх (т.е., в направлении запуска). В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может следовать кривизне Земли. В других вариантах выполнения, пусковая труба может иметь постоянный угол наклона. При желании, угол наклона опорного основания трубы может быть согласован с постоянным углом наклона трубы.

Из пусковой трубы может быть откачан воздух, и она может быть заполнена при низком давлении легким газом для снижения аэродинамического сопротивления при ускорении, с одновременным созданием повышенного

сопротивления дуговому пробою впереди стартового комплекта. В некоторых вариантах выполнения, в пусковой трубе может быть создано разрежение, а последовательно с движением вдоль трубы может короткими импульсами вводиться газ (например, посредством испарения) для создания на стенках слоя газа, изолирующего стенки, причем длительность этих импульсов недостаточна для того, чтобы газ успел растечься по всему диаметру трубы и, тем самым, увеличить аэродинамическое сопротивление. В некоторых вариантах выполнения, первичная секция пусковой трубы может не быть электропроводящей. В такой первичной секции пусковой трубы стартовый комплект может ускоряться с использованием расширяющегося газа без его электрического нагревания, либо с его подогревом электрическими или другими средствами до начала пуска.

Выходное отверстие пусковой трубы может быть закупорено выпускным устройством для предотвращения поступления воздуха до прибытия стартового комплекта. В некоторых вариантах выполнения, выпускным устройством может быть быстродействующий механический затвор, может быть один или несколько последовательных аэродинамических экранов, или может быть тонкая мембрана или мембраны, сквозь которые пролетает стартовый комплект. В некоторых вариантах выполнения, выпускное устройство может представлять собой тонкую мембрану или мембраны, имеющие один или несколько небольших взрывающихся зарядов, которые разрушают выпускное устройство, если не подрываются при приближении стартового комплекта, и которые позволяют стартовому комплекту пройти, если подрываются перед его приближением.

В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может быть перемещаемой. Например, пусковая труба может быть сдвинута в одном направлении для изменения угла возвышения запуска или азимутального угла запуска. Кроме того, пусковая труба может быть передвигаемой в двух направлениях, для обеспечения изменения как угла возвышения, так и азимутального угла. В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может располагаться на подвижном носителе, например, корабле или подводной лодке. В альтернативном варианте, пусковая труба может быть установлена в наклонном туннеле под землей, либо может быть установлена на склоне земли с естественным наклоном. В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба

может быть установлена под водой с фиксированным или изменяемым углом наклона.

Стартовый комплект может иметь инерциальные датчики и приводы, которые активно поддерживают правильность его расположения и ориентации в

5 ходе ускорения в пусковой трубе. В некоторых вариантах выполнения, может проводиться мониторинг целостности и правильности функционирования стартового комплекта в процессе ускорения. По результатам мониторинга могут выполняться процедуры чрезвычайной ситуации для оптимизации запуска и защиты пусковой трубы. Например, запуск может быть прерван разрушением

10 стартового комплекта непосредственно или через короткое время после его выхода из пусковой трубы. В другом примере, стартовый комплект может быть разделен во время или сразу же после запуска на отбрасываемую часть и вылетающую полезную нагрузку. Вылетающая полезная нагрузка может иметь тепловую защиту с выдвижным стержнем или носовым конусом с

15 транспирационным охлаждением для сохранения целостности, формы, остроты носового конуса, снижения сопротивления и получения низкого момента давления при выходе через атмосферу. Вылетающая полезная нагрузка может обладать небольшой положительной устойчивостью, нейтральной устойчивостью или отрицательной аэродинамической устойчивостью в

20 зависимости от расположения центра давления относительно центра масс. Вылетающая полезная нагрузка может маневрировать с высокими поперечными ускорениями для оптимизации траектории полета через атмосферу и изменения азимута запуска. Вылетающая полезная нагрузка может обладать высоким аэродинамическим качеством и корпус, обладающий подъемной силой.

25 Например, вылетающая полезная нагрузка может иметь управляющие аэродинамические поверхности с малой инерционностью и низким сопротивлением. В этих вариантах выполнения, управляющие поверхности могут представлять собой разрезные закрылки основания и (или) могут приводиться в действие пьезоэлектрическими приводами.

30 В некоторых вариантах выполнения, атмосфера (например, воздух) впереди полезной нагрузки (т.е., объем пусковой трубы впереди движущегося пускового устройства) может быть нагрета с тем, чтобы создать частичное разрежение и тем самым уменьшить аэродинамическое сопротивление движению полезной

нагрузки. Например, система высокоэнергетического лазера может направлять сфокусированный лазерный луч перед полезной нагрузкой для взрывного разогрева воздуха.

В некоторых вариантах выполнения, вылетающей полезной нагрузкой  
5 может быть орбитальный спутник, либо суборбитальная полезная нагрузка. В частных вариантах, полезной нагрузкой в виде спутника может быть спутник связи, спутник зондирования, космический аппарат снабжения, или оружие. В варианте выполнения, полезной нагрузкой является коммерческий груз, который должен быть быстро доставлен на большое расстояние. В другом варианте  
10 выполнения, полезной нагрузкой является спутник наблюдения или БЛА или иной необитаемый аппарат. В другом варианте выполнения, полезной нагрузкой является оружие. В еще другом варианте выполнения, полезная нагрузка содержит части, которые разделяются перед ударным воздействием. В других вариантах выполнения, полезная нагрузка остается неизменной до момента  
15 ударного воздействия. При желании, большое количество полезных нагрузок может создать ударное воздействие в одном месте или вблизи него для глубокого проникновения. Спутник полезной нагрузки может иметь надувные солнечные батареи для энергоснабжения, которые могут приобретать жесткость после разворачивания. Спутник полезной нагрузки может иметь надувную  
20 магнитную решетку для управления ориентацией на орбите, которая может приобретать жесткость после разворачивания. Спутник полезной нагрузки может иметь надувную антенную решетку для обеспечения связи на орбите, которая сможет приобретать жесткость после разворачивания. Спутник полезной нагрузки может иметь надувные конструкции для выполнения целевых задач  
25 полета на орбите, которые смогут приобретать жесткость после разворачивания.

Проектный срок службы спутника полезной нагрузки может составлять менее 10 лет, менее 5 лет, менее 2 лет, менее 1 года. Высота орбиты спутника может быть такой, что длительность пребывания на орбите из-за  
аэродинамического сопротивления составляет менее 5 лет, менее 2 лет, менее 1  
30 года, менее 6 месяцев, менее 3 месяцев или менее 1 месяца. Спутник может быть выполнен с возможностью достижения более продолжительного пребывания на орбите за счет магнитной тяги при взаимодействии с магнитным полем Земли с использованием надувной магнитной решетки. Спутник может быть выполнен с

возможностью достижения более продолжительного пребывания на орбите за счет давления солнечного света и солнечного ветра на надувной солнечный парус. Спутник может быть выполнен с возможностью достижения более продолжительного пребывания на орбите за счет магнитогидродинамической (МГД) движущей силы при взаимодействии с ионизированными молекулами верхней атмосферы. Стоимость полезной нагрузки может быть снижена за счет использования элементной базы коммерческого класса надежности с высокими начальными интенсивностями отказа, и дальнейшей быстрой итерацией в процессе запусков, получения отказов, циклов изменений конструкции, для достижения все более и более высокой надежности за короткое время.

В некоторых вариантах выполнения, пусковое устройство в соответствии с настоящим изобретением и множество полезных нагрузок (например, тысячи) могут разрабатываться одновременно для одной цели. Например, все полезные нагрузки могут быть спутниками связи, например, спутниками радиочастотной связи или спутниками оптической связи. В некоторых вариантах выполнения, полезными нагрузками могут быть отражающие ретрансляторы для миллиметровых волн или оптических лучей. В других вариантах выполнения, полезными нагрузками могут быть контейнеры с ядерными отходами.

Рабочим телом в виде легкого газа для стартового комплекта и (или) одноступенчатого предварительного ускорителя на легком газе может быть, например водород. В некоторых вариантах выполнения, легкий газ может быть нагрет в интервале примерно от 1000 до 100000 К, примерно от 2000 до 50000 К, примерно от 2500 до 20000 К, примерно от 3000 до 15000 К, примерно от 3500 до 10000 К или примерно от 3500 до 5000 К.

Выхлопной газ может быть разным в разных вариантах выполнения. Например, выхлопным газом может быть молекулярный водород (0,002 кг/моль), атомный водород (0,001 кг/моль) и (или) водородная плазма (0,0005 кг/моль).

Выхлопное устройство стартового комплекта может содержать горловину сопла, которая, в частности, может иметь транспирационное охлаждение легким газом (например, водородом). Выхлопное устройство также может иметь сопло, имеющее, в частности, транспирационное охлаждение легким газом (например, водородом). Выхлопное устройство может содержать пористую горловину сопла и, в некоторых вариантах выполнения, поры могут быть заполнены материалом,

поглощающим тепло за счет расплавления и (или) испарения и (или) диссоциации (например, твердый водород или литий или лед). Выхлопное устройство также может содержать пористое сопло и, в некоторых вариантах выполнения, поры могут быть заполнены материалом, поглощающим тепло за  
5 счет расплавления и (или) испарения и (или) диссоциации (например, твердый водород или литий или лед).

Вылетающая полезная нагрузка может иметь тепловую защиту с пористым носовым конусом, заполненным материалом (например, твердым водородом или  
10 литием или льдом), поглощающим тепло за счет расплавления и (или) испарения и (или) диссоциации, для поддержания целостности носового конуса, формы, остроты, малого аэродинамического сопротивления и малого момента давления при выходе через атмосферу. Носовой конус вылетающей полезной нагрузки может включать выдвижной стержень, который может продвигаться вперед по мере уноса его массы.

15 Электрическая энергия для пусковой системы может подаваться от блока батарей. В различных вариантах выполнения, батареями могут быть батареи свинцово-кислотных аккумуляторов. В некоторых вариантах выполнения могут быть использованы автомобильные батареи. Между блоком батарей и пусковым устройством может быть включена индукционная катушка так, что блок батарей  
20 заряжает эту индукционную катушку, после чего она переключается на трубу пускового устройства и разряжается через нее. Разряд в пусковое устройство может быть инициирован коммутаторами, приводимыми в действие взрывом. Коммутация разряда может быть осуществлена обычными коммутаторами с конденсатором через посредство дугового разряда. Индукционная катушка  
25 может иметь сердечник из материала с высокой проницаемостью. Конструкция сердечника может обеспечивать высокую скорость разряда и низкие потери в вихревых токах. В индукционной катушке и (или) ее сердечнике может использоваться активное охлаждение. В некоторых вариантах выполнения активно охлаждаться могут и проводники.

30 Запускаемый летательный аппарат может быть выполнен с возможностью доставки полезной нагрузки. Запускаемый летательный аппарат может быть приспособлен для высокой скорости доставки полезной нагрузки. В некоторых вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат может включать:

контейнер для полезной нагрузки; топливный бак, содержащий рабочее тело; электрический нагреватель, соединенный для передачи текучей среды с топливным баком и приспособленный для электрического нагрева рабочего тела для формирования исходящего выхлопа; и один или более электрических проводников, выполненных с возможностью направления электрического тока от внешнего источника к электрическому нагревателю. В различных вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат может быть описан одним или более из приведенных ниже признаков.

Запускаемый летательный аппарат может иметь расширительное сопло, связанное каналом для текучей среды с исходящим выхлопом от электрического нагревателя.

Электрическим нагревателем может быть резистивный нагреватель.

Резистивный нагреватель может содержать электрически нагреваемый пористый цилиндр внутри герметичного корпуса.

Электрически нагреваемый пористый цилиндр может иметь углеродные стенки.

Углеродные стенки могут иметь покрытие, материал которого выбран из группы, состоящей из алмаза, вольфрама, карбида гафния и их комбинаций.

Электрически нагреваемым пористым цилиндром может быть транспирационный (просачивающийся) вольфрамсодержащий цилиндр.

Резистивный нагреватель может содержать выпускное отверстие, связанное каналом для текучей среды с камерой, которая может находиться внутри герметичного корпуса и снаружи относительно электрически нагреваемого пористого цилиндра.

Электрическим нагревателем может быть дуговой нагреватель.

Дуговой нагреватель может содержать вихревую камеру внутри герметичного корпуса.

Герметичный корпус может иметь стенки с транспирационным охлаждением.

Вихревая камера может быть выполнена с возможностью создания вихревой дуги со стабилизацией закрученным потоком.

Дуговой нагреватель может содержать коаксиальные электрические выводы, разделенные вихревой камерой.

Электрические проводники могут содержать скользящие электрические контакты.

Скользящие электрические контакты могут содержать внутренний проводник, по меньшей мере частично, окруженный внешней оболочкой.

5 Внешняя оболочка может быть пористой.

Поры в пористой внешней оболочке могут быть по меньшей мере частично заполнены охлаждающим материалом.

Охлаждающий материал может быть выбран из группы, состоящей из водорода, гексафторида серы и их комбинаций.

10 Скользящие электрические контакты также могут содержать между внутренним проводником и внешней оболочкой, магнитную оболочку, абляционный экран, внутреннюю охлаждаемую оболочку и абляционную оболочку, по одному или в комбинации.

15 Скользящие электрические контакты могут быть выполнены с возможностью получения электрического тока от плазменной дуги.

Электрические проводники также могут содержать центрирующие штанги, проходящие между электрическими контактами и электрическим нагревателем.

20 Электрические проводники могут представлять собой удлиненные элементы, прикрепленные контейнеру для полезной нагрузки или топливному баку или к обоим вместе, либо составляющие с ними единое целое.

Удлиненные проводящие элементы могут быть выполнены с возможностью получения электрического тока от плазменной дуги.

Топливный бак может содержать одну или более скользящих контактных дорожек на по меньшей мере части своей наружной поверхности.

25 Скользящие контактные дорожки могут быть выполнены с возможностью испарения.

В контейнере для полезной нагрузки могут помещаться люди или животные в качестве пассажиров или спутник или летательный аппарат или товар или оружие или любая их комбинацию.

30 Контейнер для полезной нагрузки или топливный бак или электрический нагреватель или все они могут допускать повторное использование.

Рабочее тело может выбираться из группы, состоящей из водорода, диборана, аммиака, метана и их комбинации.

Летательный аппарат может быть выполнен с возможностью создания удельного импульса ( $I_{sp}$ ), равного по меньшей мере 500 с.

Электрический нагреватель может быть выполнен с возможностью нагревания рабочего тела до температуры примерно от 1000 до 100000 К.

5 Исходящим выхлопом может быть вещество из группы, состоящей из молекулярного водорода, атомарного водорода, водородной плазмы и их комбинации.

Контейнер для полезной нагрузки может иметь тепловую защиту.

10 По меньшей мере часть тепловой защиты может быть выполнена с возможностью использования транспирационного охлаждения.

Летательный аппарат может быть выполнен с возможностью получения отношения тяги к весу более 10:1.

15 Запускаемый летательный аппарат также может иметь насос для рабочего тела, связанный каналом для текучей среды с топливным баком и электрическим нагревателем.

Насос для рабочего тела может иметь пиротехнический привод, либо электрический привод.

20 Пусковая система может иметь пусковую трубу, которая может включать по меньшей мере одну трубу, выполненную с возможностью передачи по ней энергии. Пусковая система может включать запускаемый летательный аппарат в соответствии с любым из описанных здесь вариантов выполнения. Например, запускаемый летательный аппарат может включать контейнер для полезной нагрузки, топливный бак, содержащий рабочее тело, электрический нагреватель, соединенный с топливным баком каналом для передачи текучей среды и

25 приспособленный для электрического нагревания рабочего тела для формирования исходящего выхлопа, опциональный насос для рабочего тела, соединенный с топливным баком и электрическим нагревателем для передачи текучей среды, и один или более электрических проводников, выполненных с

возможностью направления электрического тока к электрическому нагревателю.

30 Пусковая система также может содержать источник электрической энергии.

Пусковая труба, в частности, может быть выполнена с возможностью продвижения по ней запускаемого летательного аппарата. В различных

вариантах выполнения, пусковая система может быть описана одним или более из приведенных ниже признаков.

Пусковая труба включает внутреннюю электропроводящую трубу и внешнюю электропроводящую трубу, разделенные коаксиальной изолирующей трубой.

Внутренняя электропроводящая труба может иметь один или более направляющих пазов, проходящих по меньшей мере частично вдоль ее длины.

Один или более направляющих пазов могут быть выполнены с возможностью введения в них электрических проводников запускаемого летательного аппарата.

Отношение радиуса внешней электропроводящей трубы к радиусу внутренней электропроводящей трубы может составлять 2.

Пусковая труба может быть выполнена электроантимагнитной с возможностью ограничения любого магнитного поля, формируемого при прохождении по ней электрического тока приблизительно от 0,2 до 2 МА (млн ампер) так, чтобы индукция магнитного поля составляла менее приблизительно 1,25 Тл.

Из пусковой трубы может быть откачан атмосферный воздух.

Пусковая труба может иметь канал трубы, окруженный изолирующей трубой и электрически проводящей трубой, а пусковая труба может быть выполнена с возможностью пропускания электрического тока через индуцированную плазменную дугу внутри ее канала.

Электропроводящая труба может быть отделена от канала пусковой трубы по ее длине изолирующей трубой, но может иметь электрическое соединение с каналом пусковой трубы вблизи ее выпускного конца.

Пусковая система также может содержать задний электропроводящий элемент на противоположном, начальном конце пусковой трубы.

Система может быть выполнена с возможностью пропускания электрического тока вперед по электропроводящей трубе и назад по каналу пусковой трубы и одному или нескольким электрическим проводникам запускаемого летательного аппарата к заднему электропроводящему элементу.

Индукционная плазменная дуга может существовать впереди запускаемого летательного аппарата и сзади запускаемого летательного аппарата.

5 Пусковая труба может содержать две электропроводящие трубы и две изолирующие трубы.

Пусковая труба может иметь канал трубы, окруженный внутренней изолирующей трубой и внешней изолирующей трубой, разделенными внутренней электропроводящей трубой, и также может содержать внешнюю электропроводящую трубу снаружи от внешней изолирующей трубы.

10 Внутренняя изолирующая труба и внутренняя электропроводящая труба могут быть разделены на сегменты вдоль по меньшей мере части их длины.

Каждый сегмент может включать по меньшей мере один коммутатор, выполненный с возможностью пропуска электрического тока от пускового канала ко внутренней электропроводящей трубе.

15 Внешняя электропроводящая труба может иметь электрическое соединение с каналом пусковой трубы вблизи выпускного конца этой трубы.

Пусковая труба может быть выполнена с возможностью пропуска электрического тока через индуцированную плазменную дугу внутри канала пусковой трубы.

20 Система может быть выполнена с возможностью пропуска электрического тока вперед по внешней электропроводящей трубе и назад по каналу пусковой трубы и одному или более электрическим проводникам запускаемого летательного аппарата.

25 Система может быть выполнена с возможностью пропуска электрического тока от одного или более электрических проводников запускаемого летательного аппарата через один или более коммутаторов, расположенных по длине внутренней изолирующей трубы, и далее во внутреннюю электропроводящую трубу.

30 При этом, как раскрыто выше, пусковая система выполнена электроантимангнитной.

Источник электрической энергии может содержать блок батарей.

Источник электрической энергии может содержать индукционную катушку.

Источник электрической энергии может содержать излучающий элемент, выполненный с возможностью формирования луча (высокой) энергии.

Источник электрической энергии может иметь направляющий элемент, выполненный с возможностью придания направления движению запускаемого летательного аппарата в пусковой трубе.

Пусковая труба может иметь одно или более отверстий вдоль по меньшей мере части ее длины, выполненных с возможностью передачи через них луча высокой энергии.

Лучом высокой энергии может быть лазерный луч, пучок СВЧ излучения или пучок излучения миллиметровых волн.

В некоторых вариантах выполнения, способ запуска полезной нагрузки может включать подготовку пусковой системы в соответствии с любым из описанных здесь вариантов выполнения, и электрическое нагревание рабочего тела в электрическом нагревателе запускаемого летательного аппарата от пусковой системы, для формирования исходящего выхлопа со скоростью, достаточной для ускорения полезной нагрузки по пусковой трубе и из нее для вывода из пусковой системы. В различных вариантах выполнения, способ запуска полезной нагрузки может быть описан одним или более из приведенных ниже признаков.

При осуществлении способа могут электрически нагревать рабочее тело в электрическом нагревателе запускаемого летательного аппарата для формирования расширяющегося газа, ускоряющего запускаемый летательный аппарат по пусковой трубе до скорости по меньшей мере примерно 2000 метра в секунду (м/с) с ускорением примерно от 2 до 2000 g, ограничивая при этом магнитное поле внутри трубы до значения не более примерно 2 Тл.

При осуществлении способа могут создавать электрический ток примерно от 0,2 А до 2 МА через по меньшей мере одну электропроводящую трубу пусковой трубы. В частности, обеспечивают электрический ток от приблизительно 0,2 А до приблизительно 50 МА через по меньшей мере одну пусковую трубу, выполненную для передачи по ней энергии, причем, предпочтительно, электрический ток обеспечивают посредством плазменной дуги.

Электрический ток могут подавать в первую электропроводящую трубу, пропускать от первой электропроводящей трубы через первый скользящий контакт к электрическому нагревателю запускаемого летательного аппарата, и могут пропускать от электрического нагревателя через второй скользящий  
5 контакт ко второй электропроводящей трубе.

Электрический ток может проходить от первой электропроводящей трубы к первому скользящему контакту и может проходить от второго скользящего контакта ко второй электропроводящей трубе через плазменную дугу.

Электрический ток могут подавать к по меньшей мере одной  
10 электропроводящей трубе и могут пропускать вперед через электропроводящую трубу к выпускному концу пусковой трубы.

Электрический ток может проходить от по меньшей мере одной электропроводящей трубы и далее в открытый канал пусковой трубы, через который электрический ток может проходить к первому электрическому  
15 проводнику запускаемого летательного аппарата.

Электрический ток может проходить через открытый канал пусковой трубы через плазменную дугу.

Электрический ток может проходить от первого электрического проводника запускаемого летательного аппарата к электрическому нагревателю  
20 и может уходить от запускаемого летательного аппарата по второму электрическому проводнику запускаемого летательного аппарата.

Электрический ток, протекающий от запускаемого летательного аппарата, может возвращаться назад через открытый канал пусковой трубы к заднему электропроводящему элементу.

25 Электрический ток могут подавать к первой электропроводящей трубе, и ток может проходить вперед по первой электропроводящей трубе к выпускному концу пусковой трубы.

Электрический ток может проходить от первой электропроводящей трубы и далее в открытый канал пусковой трубы, через который электрический ток  
30 может проходить к первому электрическому проводнику запускаемого летательного аппарата через плазменную дугу.

Электрический ток может проходить от первого электрического проводника запускаемого летательного аппарата к электрическому нагревателю

и может уходить от запускаемого летательного аппарата через второй электрический проводник запускаемого летательного аппарата.

Электрический ток, уходящий от запускаемого летательного аппарата, может проходить через один или более коммутаторов во вторую

5 электропроводящую трубу и проходить по ней назад.

Источник электрической энергии может содержать излучающий элемент, выполненный с возможностью формирования луча высокой энергии, и при осуществлении способа могут направлять луч высокой энергии от излучающего элемента к электрическому нагревателю запускаемого летательного аппарата

10 через одно или более отверстий в пусковой трубе.

При осуществлении способа могут направлять луч высокой энергии к месту нахождения запускаемого летательного аппарата по мере его ускорения по пусковой трубе так, что луч высокой энергии может быть направлен к запускаемому летательному аппарату во множестве его положений вдоль длины

15 пусковой трубы.

Лучом высокой энергии может быть лазерный луч, пучок СВЧ излучения или пучок излучения миллиметровых волн.

При осуществлении способа могут нагревать атмосферу впереди запускаемого летательного аппарата.

20 Атмосфера может подвергаться взрывному нагреванию посредством лазерного луча.

#### Краткое описание чертежей

Приведенное выше общее раскрытие изобретения далее дополняется ссылками на приложенные чертежи, выполненные без соблюдения масштаба, на

25 которых:

на фиг. 1 представлен вид сбоку разреза пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в которой запускаемый летательный аппарат расположен в электропроводящей пусковой трубе;

на фиг. 2 представлено схематическое изображение пусковой трубы в соответствии с частным вариантом выполнения, в сравнении с пусковой трубой обычной "рельсовой пушки";

30

на фиг. 3 представлен график эффективности преобразования электрической энергии в кинетическую в функции напряженности магнитного

поля пускового устройства, для пускового устройства в соответствии с частным вариантом выполнения и известным электромагнитным пусковым устройством;

на фиг. 4 представлен график эффективности преобразования электрической энергии в кинетическую в функции напряженности магнитного поля пускового устройства, для пускового устройства в соответствии с частным вариантом выполнения в предпочтительном интервале минимальных значений напряженности магнитного поля;

на фиг. 5 представлен график эффективности в функции индуктивности для пускового устройства в соответствии с частным вариантом выполнения и известного электромагнитного пускового устройства;

на фиг. 6 представлен график зависимости индуктивности на единицу длины от геометрии пускового устройства для пускового устройства в соответствии с частным вариантом выполнения;

на фиг. 7 представлен график зависимости эффективности от геометрии пускового устройства для пускового устройства в соответствии с частным вариантом выполнения;

на фиг. 8а представлен скользящий контакт в соответствии с частным вариантом выполнения;

на фиг. 8б иллюстрируется передача тока от проводника пусковой трубы через слой плазмы в скользящий контакт в соответствии с частным вариантом выполнения;

на фиг. 9 представлен вид сзади пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в котором запускаемый летательный аппарат расположен внутри электропроводящей пусковой трубы;

на фиг. 10 представлен вид сбоку разреза пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в котором запускаемый летательный аппарат расположен внутри пусковой трубы, сформированной из концентрических электропроводящих труб, разделенных коаксиальной изолирующей трубой;

на фиг. 11 представлен вид сбоку разреза пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в котором запускаемый летательный аппарат расположен внутри пусковой трубы, сформированной из электропроводящей трубы и изолирующей трубы, и в которой пусковая труба выполнена с

возможностью обеспечения прохождения электрического тока через открытый канал пусковой трубы через плазменную дугу;

на фиг. 12 представлен вид сбоку разреза пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в котором запускаемый летательный аппарат  
5 расположен внутри пусковой трубы, сформированной из двух электропроводящих труб и двух изолирующих труб, и в которой пусковая труба выполнена с возможностью обеспечения прохождения электрического тока через открытый канал пусковой трубы через плазменную дугу и обратно в одну из электропроводящих труб;

10 на фиг. 13 представлен вид сбоку разреза пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в котором запускаемый летательный аппарат расположен внутри пусковой трубы, включающей отверстие для входа луча высокой энергии в качестве источника электрической энергии для электрического нагревателя пускового устройства;

15 на фиг. 14 схематически представлена пусковая система в соответствии с частным вариантом выполнения, в которой пусковая труба соединена с источником электрической энергии;

на фиг. 15 представлен вид поперечного сечения электрического нагревателя в соответствии с частным вариантом выполнения, включающего  
20 элементы, используемые для резистивного нагрева;

на фиг. 16 представлен вид поперечного сечения электрического нагревателя в соответствии с частным вариантом выполнения, включающего элементы, используемые для нагрева вихревой дугой со стабилизацией закрученным потоком;

25 на фиг. 17 представлен вид сбоку пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения, в которой запускаемый летательный аппарат расположен внутри электропроводящей пусковой трубы, в которой поддерживается дифференциальное давление;

на фиг. 18 представлена часть запускаемого летательного аппарата в  
30 соответствии с частным вариантом выполнения, составляющая полезную нагрузку, показывающая внешний вид и внутренний вид этой части, где видны различные элементы варианта выполнения, приведенного в качестве примера,

при этом конструкция части, представляющей полезную нагрузку, приспособлена для прохождения атмосферы; и

на фиг. 19 представлена часть запускаемого летательного аппарата в соответствии с частным вариантом выполнения, составляющая полезную нагрузку, конструкция которой соответствует использованию на орбите или в вакууме космоса за пределами существенной атмосферы.

Подробное описание вариантов осуществления

Далее приводится более подробное описание со ссылками на частные варианты выполнения. Описание частных вариантов выполнения позволит специалистам получить подробное и исчерпывающее представление об изобретении и полностью определит область его притязаний. Действительно, настоящее изобретение может быть осуществлено в самых различных формах и не должно считаться ограниченным только представленными здесь вариантами, напротив, эти варианты выполнения представлены таким образом, что настоящее раскрытие будет полностью соответствовать действующим законодательным нормам. В описании и в приложенной формуле, формы единственного числа также относятся и к множественному, если в контексте явным образом не указано иначе.

Настоящее изобретение предлагает средства для быстрого разгона снаряда. В частном варианте выполнения, снаряд может представлять собой космическое пусковое устройство целиком или только его часть. При этом в раскрытии этому варианту выполнения может уделяться внимание благодаря простоте описания ряда признаков настоящего предмета изобретения. Тем не менее, раскрытый предмет изобретения не предполагает ограничения только космическим запуском или иными рассмотренными здесь конкретными вариантами выполнения. Напротив, любое раскрытие, относящееся к конкретному варианту выполнения, предназначено для иллюстрации предмета изобретения с тем, чтобы приведенные в описании частные примеры могли быть распространены на другие варианты выполнения.

Настоящее изобретение представляет пусковую систему, один или более аппаратов, которые могут быть использованы в пусковой системе, и один или более способов запуска объекта, в частности на высокой скорости с большим, но не чрезмерным ускорением. В некоторых вариантах выполнения, эти и другие

особенности изобретения могут быть получены благодаря использованию электроантимагнитного (ЭАМ) пускового устройства, в котором используются элементы с малым атомным весом в качестве рабочего тела, создающего движущую силу.

- 5 Электромагнитные (ЭМ) пусковые устройства активно разрабатывались правительством США и другими организациями в течение примерно 30 лет. ЭМ пусковые устройства (например, "рельсовые пушки") основаны на использовании индуцированных магнитных полей, создаваемых электрическим током, протекающим по двум параллельным рельсовым направляющим и через
- 10 запускаемый аппарат, который ускоряется за счет электромагнитного эффекта. Аналогично, в ЭМ пусковых устройствах с дополнительными электродами может использоваться ток возбуждения, пропускаемый по дополнительным парам параллельных проводников, расположенных так, чтобы усилить или дополнить магнитное поле, воздействующее на запускаемый аппарат.
- 15 Существующие исследования, однако, показывают, что ЭМ пусковым устройствам свойственны серьезные недостатки, препятствующие достижению характеристик, необходимых для космического пуска. При высоких скоростях, возникающие магнитные эффекты поглощают огромную мощность и энергию. В результате может быть нарушена способность достижения стабильной передачи
- 20 электрического тока между движущимся стартовым комплектом и неподвижными питающими проводниками. В ЭАМ пусковом устройстве в соответствии с настоящим изобретением, не использующем электрической энергии для создания магнитных сил, продвигающих стартовый комплект, могут быть, напротив, существенно снижены индуцированные магнитные силы и,
- 25 соответственно, снижены потери и искажающие воздействия этих сил. В частности, в настоящем изобретении тяговое усилие обеспечивается расширением электрически нагреваемого газа, а не магнитной силой.

- 30 Пусковая система может содержать несколько компонентов, которые могут независимо обеспечивать улучшение по сравнению с известными устройствами, а также и в ряде комбинаций описанных компонентов. Например, в некоторых вариантах выполнения, пусковая система может включать пусковую трубу, электрически соединенную с источником электрической энергии с тем, чтобы подводить электрическую энергию к пусковому устройству, в состав которого

могут входить по одному или в комбинации источник рабочего тела, электрический нагреватель для нагревания рабочего тела из источника рабочего тела, скользящие контакты, имеющие электрическое соединение с электрическим нагревателем и с пусковой трубой, расширительное сопло, связанное каналом для передачи текучей среды с электрическим нагревателем и приспособленное для выпуска нагретого рабочего тела или нагретого рабочего тела и (или) его компонентов, и полезную нагрузку, механически соединенную с одним или более других компонентов пускового устройства. В некоторых вариантах выполнения, пусковая система может быть выполнена с возможностью снабжения энергией электрической ракеты от неподвижного источника питания через один или более проводников в откачанной трубе. В системе может использоваться относительно легкий двигатель с высоким отношением тяги к весу, благодаря чему для осуществления запуска потребуется включение тяги на короткие промежутки времени.

На фиг. 1 представлен вид сбоку компонентов пусковой системы 20 в соответствии с одним вариантом выполнения. Показано, что пусковое устройство 200 расположено внутри пусковой трубы 100. Пусковая труба 100 может иметь несколько концентрических электропроводящих труб, которые могут быть разделены одним или более изолирующими слоями. Как показано в варианте выполнения на фиг. 1, пусковая труба 100 может содержать внешнюю проводящую трубу 110, разнесенную с внутренней проводящей трубой 130 и отделенную изолятором 120. Внешняя проводящая труба 110 и внутренняя проводящая труба 130 могут быть выполнены из любого подходящего электропроводящего материала, например, металла или сплава металла. В некоторых вариантах выполнения стенки проводящей трубы могут содержать слои двух или более различных материалов. В частных вариантах выполнения, одна или обе из внутренней и внешней проводящих труб могут содержать сталь, алюминий или сплав алюминия. В предпочтительных вариантах выполнения, внутренний слой одной или обеих из внутренней проводящей трубы и внешней проводящей трубы может содержать термостойкий износостойкий проводящий материал, например, вольфрам, рений или закаленную медь. При этом одна или обе внутренняя и внешняя проводящие трубы могут иметь внешний слой, сформированный из стали или алюминия, и внутренний слой, сформированный

из термостойкого износостойкого проводящего материала (здесь внутренний означает близость к внутренней части трубы, а внешний означает близость к наружной части трубы). В некоторых вариантах выполнения, между основным внешним слоем и внутренним слоем может быть сформирован промежуточный слой материала. Например, промежуточный слой может содержать медь или молибден. Размер канала, через которое ускоряется пусковое устройство, может быть разным, в зависимости от размера запускаемой полезной нагрузки. В некоторых вариантах выполнения, размер канала пусковой трубы может составлять по меньшей мере 0,5 м, по меньшей мере 1 м, по меньшей мере 2 м, по меньшей мере 5 м или по меньшей мере 10 м. В некоторых вариантах выполнения, размер канала может составлять примерно от 1 м до 10 м.

В кольцевом пространстве между внутренней проводящей трубой 130 и внешней проводящей трубой 110 может находиться изолятор 120, который может содержать любой материал, способный эффективно предотвращать протекание электрического тока между двумя проводящими трубами. В предпочтительных вариантах выполнения, толщина изолятора 120 и кольцевого пространства между двумя проводящими трубами может быть сделана минимальной. Такая минимизация может способствовать сведению к минимуму объема и напряженности магнитного поля, сформированного электрическим током, протекающим по проводящим трубам. Например, в различных вариантах выполнения, электрический ток проходит по внутренней или внешней проводящим трубам, через электрический нагреватель, как будет рассмотрено ниже, и обратно по другой из внутренней или внешней проводящих труб. Толщина изолятора и (или) кольцевого пространства между внешней проводящей трубой и внутренней проводящей трубой может составлять примерно от 0,5 до 30 см, примерно от 1 до 20 см, примерно от 1,5 до 15 см или примерно от 2 до 10 см.

Преимущества предлагаемого ЭАМ пускового устройства очевидны при его сравнении с "рельсовой пушкой". Геометрия пусковой трубы, в частности, для предложенного ЭАМ пускового устройства может способствовать существенному снижению или устранению негативного воздействия сильных магнитных полей. Главной задачей в известных ЭМ пусковых устройствах, например рельсовых пушках, было достижение максимальных магнитных сил,

толкающих снаряд. В стремлении достижения наибольшей пусковой силы, в ЭМ пусковых устройствах использовались очень сильные магнитные поля. Это предъявляло очень высокие требования к электрическим токам и приводило к чрезмерным механическим усилиям от создаваемых сильных магнитных полей.

- 5 Кроме того, это было связано с очень высокими активными потерями и потерями на образование дуги. В качестве примера, в типичной рельсовой пушке, предназначенной для запуска полезной нагрузки в одну тонну, используется ток примерно от 10 до 50 МА и магнитные поля примерно от 10 до 25 Тл, в результате чего возникают давления примерно от 15000 до 100000 фунт/кв. дюйм. Потери в системе приводят к тому, что рельсовая пушка имеет примерно 10% эффективность при оценках для орбитальных скоростей, и это только в случае, когда удастся сохранить целостность структуры плазменного сердечника. Эта цель пока не была достигнута, несмотря на значительные правительственные инвестиции в исследования и разработки. Наивысшая
- 10 зарегистрированная, поддающаяся воспроизведению скорость, когда-либо полученная с использованием рельсовой пушки, составляет примерно 6000 метров в секунду, а максимальная эффективность запусков с такой скоростью составляла всего процентов.
- 15

- Величина электрического тока, необходимого для запуска летательного аппарата через пусковую трубу, в соответствии со способами, предложенными в
- 20 настоящем изобретении, может быть разной и соответствовать запускаемой массе. В качестве частного варианта выполнения, запуск одной тонны полезной нагрузки с использованием ЭАМ пускового устройства в соответствии с настоящим изобретением может потребовать приложения электрического тока силой примерно от 0,2 до 5 МА, т.е., имеет место 10-200 кратное сокращение по сравнению с типичной технологией ЭМ пускового устройства при запуске той же массы. Это особенно важно, поскольку потери и давления нарастают пропорционально квадрату приложенного электрического тока и, тем самым, могут быть сокращены от 100 до 40000 раз. При таких исходных данных, ЭАМ
- 25 пусковое устройство в соответствии с вариантами выполнения может обеспечить радикальное увеличение эффективности по сравнению с ЭМ пусковыми устройствами. В некоторых вариантах выполнения, пусковые системы и способы могут использовать электрические токи в интервале примерно от 0,2 до 200 МА.
- 30

Для практически более типичных полезных нагрузок, токи могут составлять примерно до 100 МА или примерно до 50 МА. Конкретные величины электрических токов, необходимых для запуска нужной массы, могут быть определены в пределах этого интервала с учетом представленного ниже

5 рассмотренного.

Известно, что требуемый электрический ток для существующих рельсовых пушек нарастает пропорционально квадратному корню из запускаемой массы для обеспечения ускорений, при той же достигаемой скорости. Системы и способы в соответствии с настоящим изобретением, напротив, не ограничены

10 какими-либо требованиями по увеличению токов возбуждения для создания ускорения. Для сохранения постоянной доли массы силовой конструкции для запускаемой массы, ускорение должно снижаться по мере роста полезной нагрузки. Вообще, было бы желательно, чтобы ускорение было уменьшено пропорционально длине запускаемой массы, или в целом пропорционально

15 кубическому корню из запускаемой массы. Эти зависимости представлены в приведенной далее таблице. Можно заметить, что преимущества настоящего изобретения в отношении снижения тока возбуждения становятся более очевидными по мере нарастания запускаемой массы. Это особенно важно для

20 больших масс, которые можно ожидать для систем запуска пилотируемых аппаратов. В таких системах, из-за необходимости использования низких ускорений для пассажиров, токи возбуждения будут находиться у нижнего края приведенных интервалов. В следующей далее таблице приведены конкретные примеры вариантов выполнения, иллюстрирующие изменения в потребном токе возбуждения в соответствии с изменениями запускаемой массы. Как можно

25 понять из таблицы, хотя требуемый ток возбуждения в соответствии с настоящим изобретением нарастает с массой устройства запуска, относительный ток возбуждения оказывается неожиданно низким в сравнении с током, который мог бы потребоваться для запуска той же массы существующей рельсовой пушкой. Благодаря относительно большому размеру пускового устройства,

30 предназначенного для полезных нагрузок большой массы (например, размер канала, равный 10 м, для пускового устройства весом 1000000 кг, использующего ток 50 МА), большие токи не представляют ограничений для раскрытых здесь систем и способов.

Таблица

| Масса пускового устройства (кг) | Ток для существующей рельсовой пушки (МА) | Ток для предложенных систем и способов (МА) |
|---------------------------------|-------------------------------------------|---------------------------------------------|
| 1000                            | 20-50                                     | 0,2-5                                       |
| 4000                            | 40-100                                    | 0,3-8                                       |
| 16000                           | 80-200                                    | 0,5-13                                      |
| 64000                           | 160-400                                   | 0,8-20                                      |
| 256000                          | 320-800                                   | 1,3-32                                      |
| 1024000                         | 640-1600                                  | 2-50                                        |

Другие преимущества раскрываемого ЭАМ пускового устройства показаны на приложенных чертежах. Например, на фиг. 2 непосредственно сравниваются частные варианты выполнения пусковой трубы для ЭАМ пускового устройства и пусковой трубы для типичной существующей ЭМ рельсовой пушки. Хорошо видны очевидные отличия. Например, в ЭАМ пусковом устройстве проводники (110 и 130) могут полностью окружать пусковую трубу, в то время как в ЭМ пусковом устройстве проводники (310а и 310b) занимают значительно меньше 50% площади поверхности внутренней стенки пусковой трубы. Напротив, бóльшую часть поверхности внутренней стенки пусковой трубы ЭМ пускового устройства формируют изоляторы (320а и 320b). Значительное пространство, разделяющее электрические проводники в ЭМ пусковой трубе, приводит к образованию магнитного поля с высокой интенсивностью и огромным объемом, которое необходимо для продвижения снаряда в обычной рельсовой пушке. В трубе ЭАМ пускового устройства в соответствии с настоящим изобретением, напротив, концентрические проводники (110 и 130) разделены только небольшим кольцевым пространством изолятора 120. Благодаря этому общий объем кольцевого пространства между проводниками сводится к минимуму, и интенсивность индуцированного магнитного поля снижена. Существенное различие в напряженности магнитного поля иллюстрируется на фиг. 3

Коэффициент преобразования электрической энергии в кинетическую высокоскоростного пускового устройства может быть функцией, по меньшей мере отчасти, напряженности магнитного поля внутри пусковой трубы. В типичных известных ЭМ пусковых устройствах требуются магнитные поля в интервале от 10 Тл до более чем 20 Тл. Как показано на фиг. 3, коэффициент преобразования электрической энергии в кинетическую для ЭМ пускового устройства увеличивается по мере увеличения напряженности магнитного поля;

однако, наибольшая эффективность (при напряженности поля примерно 25 Тл составляет только примерно 12%, хотя эффективности при скоростях более 6000 м/с могут быть существенно снижены, например до примерно от 0,02 до 1%).

Совершенно противоположная картина наблюдается у ЭАМ пускового

- 5 устройства в соответствии с настоящим изобретением. В частности, эффективность ЭАМ пускового устройства резко падает по мере нарастания магнитных сил. Оказывается, однако, что в предложенном ЭАМ пусковом устройстве может быть достигнута эффективность преобразования электрической энергии в кинетическую более 51% в различных вариантах
- 10 выполнения, где напряженность магнитного поля практически равна 0 Тл. Соответственно, в некоторых вариантах выполнения, ЭАМ пусковое устройство и, в частности, пусковая труба, могут быть приспособлены для передачи электрического тока необходимой величины при индуцированном магнитном поле менее примерно 1,25 Тл, менее примерно 1 Тл, менее примерно 0,5 Тл,
- 15 менее примерно 0,25 Тл или менее примерно 0,2 Тл. В некоторых вариантах выполнения, магнитное поле может быть ограничено напряженностью примерно от 0,2 до 1,2 Тл. Это графически изображено на фиг. 4. В некоторых вариантах выполнения, напряженность магнитного поля может быть значительно снижена путем соответствующей минимизации изолирующего объема в кольцевом
- 20 пространстве между концентрическими электропроводящими трубами. В других вариантах выполнения, могут быть использованы другие средства для ограничения, сокращения или устранения любого магнитного поля.

- Эффективность ЭАМ пускового устройства в соответствии с настоящим изобретением может быть существенно улучшена по сравнению с известными
- 25 ЭМ пусковыми системами и в отношении других характеристик. Например, на фиг. 5 иллюстрируется преимущество в отношении индуктивности раскрываемого ЭАМ пускового устройства в сравнении с типичными, известными ЭМ пусковыми устройствами. Как показано на фиг. 5, в типичном ЭМ пусковом устройстве стремятся увеличить индуктивность на единицу длины
- 30 для увеличения эффективности. С другой стороны, максимум эффективности ЭАМ пускового устройства может быть достигнут, когда индуктивность сведена к минимуму.

Для достижения минимальной индуктивности, в соответствии с некоторыми вариантами выполнения, желательно выполнить пусковую трубу для ЭАМ пускового устройства с необходимой геометрией. Как показано на фиг. 6, индуктивность на единицу длины может меняться в зависимости от отношения внешнего радиуса к внутреннему радиусу пусковой трубы (т.е., отношения радиуса внешней трубы к радиусу внутренней трубы).

Индуктивность может падать по мере уменьшения этого отношения. Таким образом, может быть желательным создать пусковую трубу с низким отношением, т.е., сделать минимальной общую толщину любого промежутка между стенками проводящей пусковой трубы. В некоторых вариантах, отношение внешнего радиуса к внутреннему радиусу для пусковой трубы может составлять менее 2, менее примерно 1,5, менее примерно 1,25, менее примерно 1,15 или менее примерно 1,1. В других вариантах выполнения, отношение внешнего радиуса к внутреннему может составлять примерно от 1,4 до 10, примерно от 1,5 до 7,5, примерно от 1,6 до 5, примерно от 1,65 до 4 или примерно от 1,7 до 2,5.

Геометрия пускового устройства также может влиять на эффективность ЭАМ пускового устройства, предложенного в настоящем изобретении. Как показано на фиг. 7, эффективность ЭАМ пускового устройства может увеличиваться по мере падения отношения внешнего радиуса к внутреннему радиусу пусковой трубы. Таким образом, желательно достижение упомянутых выше отношений. В частности, может быть предпочтительным достижение отношения, как можно более близкого к 1 (ограничено только необходимой толщиной проводников для передачи тока и толщиной изоляторов для предотвращения высоковольтного пробоя между проводящими трубами).

Стенки внешних и внутренних проводящих труб могут иметь один или более направляющих пазов различной геометрии, приспособленных для введения в них одного или более скользящих контактов. Поперечное сечение, показанное на фиг. 1, проходит через направляющий паз 112 во внутренней проводящей трубе 130 и изоляторе 120 (здесь часть внутренней трубы и изолятор вырезаны, чтобы открыть скользящий контакт в направляющем пазе). Направляющий паз 112 обеспечивает электрическое соединение внешней проводящей трубы 110 и внешнего скользящего контакта 130. Также показано

электрическое соединение внутреннего скользящего контакта 135 с внутренней проводящей трубой 130. Направляющие пазы могут обеспечивать хорошее соединение между трубами и скользящими контактами, для предотвращения или значительного снижения образования дуги между трубчатыми проводниками, а также придают нужную ориентацию пусковому устройству 200 и предотвращают его вращение внутри пусковой трубы 100. Центрирующие штанги 113а и 113b могут иметь физический контакт со скользящими контактами 115 и 135, соответственно, и также иметь физическое соединение с электрическим нагревателем. Центрирующие штанги могут содержать высокопрочный, жесткий проводящий материал, например, сталь, алюминий или другой металл или сплав металла, который, при желании, может включать изолирующий слой.

Скользящие контакты могут быть сформированы из подходящего проводящего материала и могут принимать различный конструктивный облик, как будет показано ниже. В некоторых вариантах выполнения, проводящие скользящие контакты могут быть расположены так, чтобы образовывать механический скользящий контакт со стенками трубы, имеющий небольшое падение напряжения. В некоторых вариантах выполнения, контакты могут не иметь реального физического соединения со стенками трубы в процессе работы. В некоторых вариантах выполнения, проводящие скользящие контакты могут образовывать дугогасительный скользящий контакт (например, плазменная щетка) со стенками проводящей трубы, имеющий очень небольшое падение напряжения. Дуга может ограничиваться механическими средствами, например, путем использования скользящего кругового изолятора. В других вариантах выполнения, дуга может ограничиваться использованием магнитных сил, которые могут создаваться током, протекающим от контакта. В частности, контакты могут образовывать петлю тока, приспособленную для создания магнитных сил. В некоторых вариантах выполнения, магнитные силы могут создаваться встроенным источником питания или объектом, который может находиться на пусковом устройстве. В качестве примера, магнитные силы могут создаваться магнитом, например сверхпроводящим магнитом.

В частных вариантах выполнения, в роли плазменных щеток могут использоваться контактные накладки скользящих контактов. Предпочтительно, любые магнитные поля, присутствующие в области плазменных щеток, могут

быть практически близки к нулю. В некоторых вариантах выполнения, магнитное давление в плазменных щетках или вокруг них может составлять в интервале от 1 до 10 фунт/кв. дюйм. При этом в некоторых вариантах выполнения для удерживания плазмы могут быть использованы слаботочные обмотки или постоянные магниты. Кроме того, плазменные щетки могут быть выполнены так, чтобы могли быть использованы известные физические закономерности плазменного контакта в нулевом поле. В некоторых вариантах выполнения, контактные накладки скользящих контактов, действующие как плазменные щетки, могут быть выполнены с возможностью получения при токе 0,1 кА/см<sup>2</sup> скорости, составляющей по меньшей мере 3000 м/с, по меньшей мере 4000 м/с, по меньшей мере 6000 м/с, по меньшей мере 8000 м/с, по меньшей мере 10000 м/с или по меньшей мере 12000 м/с. На фиг. 8б приведена иллюстрация варианта выполнения конструкции токосъемника в виде плазменной щетки, которая будет рассмотрена ниже.

Помимо скользящих контактов, могут быть использованы дополнительные элементы, способствующие перемещению запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе. Например, в некоторых вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат может иметь магнитные подшипники и (или) газовые подшипники, помогающие его центровке внутри трубы и в значительной мере предотвращающие физическое соприкосновение между ними. При этом можно считать, что запускаемый летательный аппарат не соприкасается со стенками пусковой трубы за исключением скользящих контактов, которые, например, могут включать варианты выполнения плазменных щеток и др.

В некоторых вариантах выполнения, скользящие контакты и (или) изоляторы направляющего паза могут быть охлаждаемыми. Такое охлаждение может выполняться, например, испарением текучей среды, которой, в частном варианте, может быть проводящий материал, например, легкоплавкий металл с низким потенциалом ионизации (например, цезий, алюминий, литий или аналогичный легкоплавкий мягкий металл с низким потенциалом ионизации). В некоторых вариантах выполнения, охлаждение могут осуществлять кондуктивным или конвективным механизмами теплопередачи, которые могут включать использование одного или более материалов, выполненных с возможностью расплавления и (или) испарения в процессе работы, при этом по

существу избегая рассеяния материалов сзади движущегося запускаемого летательного аппарата и, тем самым, предотвращая нежелательное образование дуги. Аналогично, круговой изолятор контактов и (или) центрирующие штанги могут охлаждаться, например, посредством транспирационного охлаждения.

- 5 Например, транспирационной (просачивающейся) текучей средой может быть изолирующий материал, например, водород, гексафторид серы или аналогичные жидкость или газ.

- Некоторых вариантах выполнения, скользящие контакты могут быть подвержены одному или нескольким изменениям состояния. Например,
- 10 скользящие контакты исходно могут быть выполнены с возможностью пребывания в твердом состоянии, и могут находиться в контакте с твердой стенкой трубы или отделены от нее электропроводящим промежутком. Скользящий контакт или его часть (например, контактная накладка) могут быть выполнены с возможностью перехода в расплав жидкого металла. Это может
- 15 произойти, например, когда запускаемый летательный аппарат достигает скорости примерно от 1000 до 2000 м/с. В некоторых вариантах выполнения, скользящий контакт может первоначально находиться в физическом соприкосновении со стенкой трубы и может превращаться в дуговой контакт в процессе работы (например, при возникновении плазменного промежутка).
- 20 Такой переход может происходить, в некоторых вариантах выполнения, при скорости примерно от 1500 до 3000 м/с. Большая часть электрического тока может передаваться к скользящему контакту на фазе дуги. Скользящие контакты также включают механические элементы, использование динамики текучих сред, затравки дуги, и электромагнитные эффекты для сведения к минимуму
- 25 напряжения дуги и, соответственно, потерь энергии в месте контакта. В некоторых вариантах выполнения, напряжение дуги может составлять примерно от 50 до 500 В. Предпочтительно, дуга стабильно устанавливается на контакте и по существу не смещается за пределы требуемой области контакта.

- Пример выполнения контактной накладки скользящего контакта приведен
- 30 на фиг. 8а. Контактная накладка 500 включает внешнюю оболочку 503, которая при необходимости может охлаждаться, например транспирационным охлаждением. Например, внешняя оболочка может быть пористой, и хладагент, например водород или гексафторид серы, может быть заморожен в порах

внешней оболочки. В одном варианте выполнения, пористый материал с жидким  $SF_6$  может быть подвергнут охлаждению жидким водородом для замораживания  $SF_6$  в порах. В альтернативном варианте, жидкий  $SF_6$  может быть закупорен под давлением и высвободиться при расплавлении поверхности. Далее внутри на

5 чертеже на фиг. 8а, контактная накладка 500 включает магнитную оболочку 505, абляционный теплозащитный экран 507, внутреннюю оболочку 509 (которая, при желании, может также быть охлаждаемой и может, например, содержать тот же хладагент, что был описан выше применительно к внешней оболочке 503, либо другой материал), абляционную оболочку 511 и проводник 513. В

10 некоторых вариантах выполнения, проводник 513 при желании может быть охлаждаемым. Предпочтительно, хладагентами для проводника 513 являются материалы, обладающие низким потенциалом ионизации и не нарушающие функции плазменной щетки при их испарении. Предпочтительно, охлаждение проводника 513 осуществляется так, что выход материалов из проводящей

15 области плазменной щетки в зоне проводника 513 в находящиеся снаружи ее области (511, 509, 507, 505 и 503) не будет противодействовать параметрам гашения плазмы для любого из материалов, высвобождаемых любой из соответствующих оболочек. Скользящие контакты могут соединяться с проводящей трубой, не имея с ней физического соприкосновения, например,

20 посредством плазменной щетки, как это показано на фиг. 8б, изображающем сечение части проводящей трубы 530 и скользящего контакта 515 с контактной накладкой 500, выполненной с возможностью устанавливать контакт 517 плазменной дугой (т.е., плазменной щеткой) с проводящей трубой. Видно, что по мере того, как скользящий контакт 515 перемещается вдоль проводящей

25 трубы 530, контактная накладка 500 не вступает в непосредственный физический контакт с проводящей трубой, но прохождение электрического тока (показанное искривленными стрелками) от трубы через контактные накладки к скользящим контактам формирует плазменную дугу 517, которая физически разделяет контактную накладку и проводящую трубу. Как отмечалось выше,

30 магнитное давление внутри плазменной дуги и вокруг нее может быть относительно низким для обеспечения удержания поля плазмы известными способами.

Контактная накладка, например, показанная на фиг. 8а, может рассматриваться как токосъемник плазменной щетки, использующий проводимость плазмы низкого напряжения и низкой плотности. Токосъемник может включать, например, элементы для затравки плазмы, элементы для  
5 охлаждения поверхностей токосъемника, элементы для гашения просачивания плазмы, которое может возникнуть сзади движущейся щетки, элементы для гашения вытекающей плазмы, и элементы, предотвращающие образование вторичной дуги за двигателем пускового устройства.

Внешняя проводящая труба и внутренняя проводящая труба могут  
10 образовывать одну цепь для исходящего тока, включенную последовательно с одной цепью обратного тока. В некоторых вариантах выполнения, может использоваться несколько цепей для исходящего тока, включенных параллельно. При желании, все исходящие цепи могут быть включены последовательно с несколькими цепями обратного тока. Индуктивность пускового устройства  
15 может быть снижена пропорционально числу параллельных цепей тока. Предпочтительно, снижением индуктивности можно снизить энергию магнитного поля и, тем самым, любые нежелательные эффекты магнитного поля.

Расположение запускаемого летательного аппарата 200 и пусковой трубы 100, в соответствии с некоторыми вариантами выполнения, показано на фиг. 9,  
20 где представлен вид с заднего торца. Как было показано выше, пусковая труба 100 имеет внешнюю проводящую трубу 110 и внутреннюю проводящую трубу 130, разделенные изолятором 120. Скользящие контакты (135а, 135b и 135с) имеют электрическое соединение с внутренней стенкой внутренней проводящей трубы 130, а скользящие контакты (115а, 115b и 115с) имеют электрическое  
25 соединение с внутренней стенкой внешней проводящей трубы 110. В показанном варианте выполнения, внешние скользящие контакты 115а, 115b и 115с электрически соединены с внешними проводящими дорожками 117а, 117b и 117с, а внутренние скользящие контакты 135а, 135b и 135с электрически соединены с внутренними проводящими дорожками 137а, 137b и 137с.  
30 Соответствующие проводящие дорожки могут проходить в основном по всей длине пусковой трубы, либо могут проходить только вдоль части пусковой трубы. Скользящие контакты соединены с электрическим нагревателем 220

посредством центрирующих штанг (113a-113f). Выхлопное сопло 210 изображено полупрозрачным с тем, чтобы показать описанные компоненты.

Пусковая система в соответствии с настоящим изобретением может принимать форму различных вариантов выполнения, в которых могут использоваться многие отдельные элементы, описанные здесь в виде различных устройств. Поэтому следует понимать, что настоящее изобретение имеет в виду объединение отдельных компонентов в любой пригодной комбинации для получения пусковой системы, охватываемой настоящим изобретением.

Один вариант выполнения пусковой системы представлен на фиг. 10. Как показано, пусковое устройство 200 располагается внутри пусковой трубы 100. Пусковая труба 100 включает внешнюю проводящую трубу 110, разнесенную с внутренней проводящей трубой 130 и отделенную от нее изолятором 120. В показанных вариантах выполнения, во внутренней проводящей трубе 130 и изоляторе 120 сформирован направляющий паз 112. Пусковое устройство 200 включает полезную нагрузку 240, топливный бак 230, электрический нагреватель 220 и расширительное сопло 210. Соосность пускового устройства 200 с пусковой трубой 100 поддерживается посредством центрирующих штанг 113a и 113b. Хотя на фиг. 10 показаны только две центрирующие штанги, следует понимать, что может использоваться более двух таких штанг.

Центрирующие штанги 113a и 113b прикреплены первым концом к пусковому устройству 200, например, к электрическому нагревателю 220, и включают скользящие контакты 115 и 135 с их противоположных концов. Скользящий контакт 135 на центрирующей штанге 113a выполнен с возможностью обеспечения электрического взаимодействия с внутренней проводящей трубой 130. Скользящий контакт 115 на центрирующей штанге 113b выполнен с возможностью обеспечения электрического взаимодействия с внешней проводящей трубой 110 (например, внутри направляющего паза 112). В каждом случае, скользящие контакты 115 и 135 выполнены с возможностью формирования плазменного дугового контакта 517 с соответствующими проводящими трубами 110 и 130. В процессе работы, как показано на фиг. 10, электрическая энергия проходит от источника электрической энергии (см. элемент 300 на фиг. 13) по линиям 170 электропередачи. Видно, что электрическая энергия проходит от линий 170 передачи к внешней проводящей

трубе 110, проходит к скользящему контакту 115 через плазменно-дуговой контакт 517 и через центрирующую штангу 113b к электрическому нагревателю 220. Электрическая цепь замыкается прохождением от электрического нагревателя 220 через центрирующую штангу 113а и скользящий контакт 135 ко  
5 внутренней проводящей трубе 130 через плазменно-дуговой контакт 517. Рабочее тело из топливного бака 230 нагревается в электрическом нагревателе 220 и расширяется через сопло 210, ускоряя пусковое устройство 200 по пусковой трубе 100. В таких вариантах выполнения, продвижение можно рассматривать как движение под действием электрического ракетного двигателя,  
10 приводимого в действие электрическим током, протекающим через плазму. В частности, протекание тока через плазму происходит на плазменно-дуговом контакте 517 между проводящими трубами 110 и 130 и скользящими контактами 115 и 135.

Другой вариант выполнения раскрываемой здесь пусковой системы  
15 представлен на фиг. 11. Эта система также включает пусковое устройство 200, расположенное внутри пусковой трубы 100. В данном варианте выполнения, пусковое устройство 200 и пусковая труба 100 выполнены с возможностью пропускания электрического тока возбуждения через канал 101 пусковой трубы 100, вместо скользящих контактов и центрирующих штанг. Пусковое устройство  
20 200 также включает полезную нагрузку 240, топливный бак 230, электрический нагреватель 220 и расширительное сопло 210. Кроме того, пусковое устройство 200 имеет токопроводы 201а и 201b возбуждения. В частности, пусковое устройство 200 может включать один или более подшипников 207а и 207b, выполненных с возможностью центрирования пускового устройства внутри  
25 пусковой трубы 100. Пусковая труба 100, в некоторых вариантах выполнения, содержит одну проводящую трубу 101 и изолятор 120, расположенный внутри по меньшей мере части ее и отделяющий от нее пусковое устройство 200. Как показано на фиг. 11, пусковая труба 100 также включает задний проводник 111. При использовании в таком варианте выполнения, электрическая энергия  
30 (показана пунктирными линиями) проходит от электрических подводящих линий 170 через проводящую трубу 110 к ее выпускному концу 110а и далее в канал 101 пусковой трубы 100. Хотя показано прохождение электрической энергии к каналу 101 трубы на выпускном конце 110а проводящей трубы 110, следует

понимать, что проход в канал трубы может находиться выше по направлению тока от выпускного конца и (или) может находиться во множестве мест по длине пусковой трубы. Электрическая энергия в канале 101 выпускной трубы 100 создает поле 617 плазменной дуги, и электрическая энергия проходит через него к пусковому устройству 200. В некоторых вариантах выполнения, электрическая энергия проходит от поля 617 плазменной дуги к переднему токопроводу 201a возбуждения, прикрепленному к полезной нагрузке 240 и топливному баку 230 или составляющему с ними единое целое. Хотя передний токопровод 201a возбуждения показан в виде единственного элемента, передний токопровод может включать несколько элементов, имеющих электрическое соединение друг с другом. Электрическая энергия проходит от переднего токопровода 201a возбуждения в электрический нагреватель 220, где рабочее тело из топливного бака 230 нагревается и расширяется из сопла 210, придавая ускорение пусковому устройству 200 вдоль пусковой трубы 100. Электрическая энергия проходит от электрического нагревателя 220 через задний токопровод 201b возбуждения (который также может содержать несколько элементов), который заканчивается на заднем конце пускового устройства 200 или вблизи него (например, на заднем конце расширительного сопла 210). Электрическая энергия, выходящая из пускового устройства 200, снова создает поле 617 плазменной дуги сзади пускового устройства, и проходит через него к заднему проводнику 111, где электрическая энергия выходит из пусковой трубы 100, замыкая цепь. Преимуществом системы в соответствии с такими вариантами выполнения является то, что по существу устраняются проблемы и повреждения, возникающие под действием плазменно-дуговых щеток и (или) возникновения дуги между проводящими трубами.

Еще один вариант выполнения системы показан на фиг. 12. Представленная система включает пусковое устройство 200, расположенное внутри пусковой трубы 100. В этом варианте выполнения, конструкция пускового устройства 200 и пусковой трубы 100 также обеспечивает прохождение электрического тока возбуждения через канал 101 пусковой трубы 100, однако прохождение через канал ограничено частью пусковой трубы впереди пускового устройства. Электрическая энергия, выходящая из пускового устройства 200, возвращается обратно в пусковую трубу 100, вместо того, чтобы проходить по каналу 101.

Пусковое устройство 200 также включает полезную нагрузку 240, топливный бак 230, электрический нагреватель 220 и расширительное сопло 210. Кроме того, пусковое устройство 200 имеет токопроводы 201a, 201b и 201c возбуждения. Пусковая труба 100, в некоторых вариантах выполнения, имеет

5 две проводящих трубы 110 и 130, а также и два изолятора 120a и 120b. Далее, пусковая труба 100 содержит большое число коммутаторов 132 проводящей трубы (например, твердотельных коммутаторов), которые выполнены с возможностью получения электрической энергии, выходящей из пускового устройства 200. В процессе работы, согласно таким вариантам выполнения,

10 электрическая энергия (показана пунктирными линиями) проходит от электрических подводящих линий 170 через внешнюю проводящую трубу 110 к ее выпускному концу 110a, и далее в канал 101 пусковой трубы 100. Электрическая энергия в канале 101 пусковой трубы 100 создает поле 617 плазменной дуги, и электрическая энергия проходит через него к пусковому

15 устройству 200. В некоторых вариантах выполнения, электрическая энергия проходит от поля 617 плазменной дуги к переднему токопроводу 201a возбуждения, который прикреплен к полезной нагрузке 240 и топливному баку 230 или составляет с ними единое целое. Хотя передний токопровод 201a возбуждения показан в виде единственного элемента, передний токопровод

20 возбуждения может содержать несколько элементов, электрически соединенных друг с другом. Электрическая энергия проходит от переднего токопровода 201a возбуждения в электрический нагреватель 220, где рабочее тело из топливного бака 230 нагревается и затем расширяется из сопла 210 для придания ускорения пусковому устройству 200 вдоль пусковой трубы 100. Электрическая энергия

25 проходит от электрического нагревателя 220 через несколько задних токопроводов 201b и 201c возбуждения (хотя может быть использовано более двух задних токопроводов), которые заканчиваются на заднем конце пускового устройства 200 или вблизи него (например, на заднем конце расширительного сопла 210). Электрическая энергия, выходящая из пускового устройства 200,

30 проходит к ближайшему коммутатору 132 проводящей трубы, который, в свою очередь, передает энергию к внутренней проводящей трубе 130, из которой она покидает пусковую трубу 100, замыкая цепь. При этом обратная проводящая цепь в пусковой трубе может быть разделена на большое число секций,

включающих коммутаторы, например, твердотельные коммутаторы, коммутирующие дуговые разрядники или аналогичные элементы. Обратная цепь постоянно подключается к секции, ближайшей к заднему концу пускового устройства по мере его ускорения вдоль пусковой трубы. В системах, показанных, например, на фиг. 11 и 12, вдоль всей пусковой трубы, или ее части, могут располагаться обмотки возбуждения (см. элемент 190 на фиг. 12) для снижения или по существу устранения магнитных полей, создаваемых током, протекающим вдоль канала пусковой трубы. Например, обмотки 190 возбуждения могут располагаться снаружи внешней проводящей трубы 110, либо могут быть ассоциированы с изолирующим слоем (например, изолирующая труба 120a или 120b на фиг. 12). Такие системы могут быть предпочтительны для существенного ослабления проблем и повреждения, возникающих от появления дуги между проводящими трубами.

Другой вариант выполнения системы представлен на фиг. 13. Показанная система включает пусковое устройство 200, расположенное внутри канала 101 пусковой трубы 100. В этом варианте выполнения, пусковая труба 100 может быть сформирована из трубы 180, которая может иметь отверстие 180a вдоль по меньшей мере части ее длины. Разрез, показанный на фиг. 13, проходит через отверстие 180a, и такое отверстие (или несколько отверстий) может быть расположено в любом месте по окружности пусковой трубы 100. Отверстие 180a может быть выполнено с возможностью обеспечения прохождения сквозь него луча 360a высокой энергии, и может иметь открытый люк, оптически прозрачный материал или материал иначе приспособленный для передачи луча 360a высокой энергии. Пусковое устройство 200 включает полезную нагрузку 240, топливный бак 230, электрический нагреватель 220 и расширительное сопло 210. Электрический нагреватель 220 имеет окно 220a в стенке, выполненное с возможностью пропускания луча 360a высокой энергии, отраженного от следающего отражателя 370 или аналогичного следающего элемента. Следающий отражатель 370 может включать необходимые электронные компоненты, обеспечивающие автоматическое слежение за пусковым устройством так, чтобы луч 360a высокой энергии сопровождал перемещение пускового устройства, в непрерывном или импульсном режиме, по мере ускорения пускового устройства вдоль пусковой трубы с тем, чтобы луч высокой энергии попадал на

электрический нагреватель 220 пускового устройства непрерывно или в импульсном режиме, при прохождении его по пусковой трубе. В процессе работы, электрическая энергия от источника 300 электрической энергии (например, батареи) проходит через катушку 350 самоиндукции и подается в генератор 360 луча, выполненный с возможностью подачи луча 360а высокой энергии в электрический нагреватель 220, питая его электрической энергией, необходимой для нагревания рабочего тела из топливного бака 230 с рабочим телом, заставляя его расширяться из сопла 210 и ускорять пусковое устройство 200 вдоль пусковой трубы 100. В некоторых вариантах выполнения, генератор 360 луча может представлять собой лазер, а лучом 360а высокой энергии может быть лазерный луч. В других вариантах выполнения, генератором 360 луча может быть генератор СВЧ или генератор других радиочастот, а луч 360а высокой энергии может, таким образом, включать СВЧ колебания или другие радиочастотные колебания. В других вариантах выполнения, лучом высокой энергии может быть пучок миллиметровых волн. В частности, электрический нагреватель 220 может иметь один или более элементов, приспособленных для преобразования лазерной энергии, СВЧ волн или других радиоволн в электрический ток.

В некоторых вариантах выполнения, следящий отражатель и генератор луча могут направлять нагревающую энергию в атмосферу перед вылетающей полезной нагрузкой. Например, генератор луча может включать лазер, и лазерный луч может отслеживать перемещение запускаемого летательного аппарата так, что лазерный луч направлен в область непосредственно перед (или впереди) вылетающей полезной нагрузкой. В таких вариантах выполнения, лазерный луч может быть использован для взрывного нагревания атмосферы непосредственно перед вылетающей полезной нагрузкой. Этим может быть создано местное разрежение перед вылетающей полезной нагрузкой и, за счет этого, уменьшено аэродинамическое сопротивление, которое снижает скорость вылетающей полезной нагрузки после ее выхода из пусковой трубы.

В некоторых вариантах выполнения, положение пусковой трубы может выставляться с использованием активных юстировочных устройств. Кроме того, пусковая труба может быть в основном горизонтальной, за исключением части, образующей выходной конец, где труба может искривляться вверх. Пусковая

труба может в целом следовать кривизне Земли. Пусковая труба может иметь постоянный угол наклона, а угол наклона опорного основания трубы может быть согласован с постоянным углом наклона трубы. В другом варианте, для установки трубы может использоваться естественный наклон поверхности земли. В альтернативном варианте, пусковая труба может быть установлена в наклонном туннеле под землей. В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может быть перемещаемой. Например, пусковая труба может сдвигаться в одном направлении для изменения угла возвышения запуска или азимутального угла запуска. Предпочтительно, пусковая труба может быть передвигаемой в двух направлениях, что позволяет изменять как угол возвышения, так и азимутальный угол. При необходимости пусковая труба может располагаться на подвижном носителе, например, корабле или подводной лодке. В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может быть установлена под водой с фиксированным или изменяемым углом наклона. В некоторых вариантах выполнения, пусковая труба может быть образована первичной пусковой секцией и основной пусковой секцией. Первичная пусковая секция может иметь длину, например, по меньшей мере 100 м, примерно до 1000 м, или примерно от 100 до 1000 м, а длина основной пусковой секции может составлять, например, примерно 1000 м или более.

Из пусковой трубы может быть откачан воздух. Кроме того, пусковая труба может быть заполнена легким газом, желательно при низком давлении. Это будет способствовать снижению до минимума аэродинамического сопротивления при ускорении, с одновременным созданием повышенного сопротивления дуговому пробою впереди стартового комплекта. В некоторых вариантах выполнения, в пусковой трубе может быть создано разрежение, а последовательно с движением вдоль трубы может короткими импульсами вводиться газ, для создания на стенках слоя газа. Параметры этого процесса могут быть выбраны так, что будут изолированы стенки трубы, а длительность этих импульсов будет недостаточна для того, чтобы газ успел растечься по всему диаметру трубы и, тем самым, увеличить аэродинамическое сопротивление. Такое введение газа может быть осуществлено через механизм просачивания или в отверстия в стенках трубы.

Выход пусковой трубы может быть закупорен посредством устройства, способного в значительной мере или полностью предотвратить поступление воздуха, пока не приблизится стартовый комплект. В различных вариантах выполнения, устройством, закупоривающим выходное отверстие пусковой

5 трубы, может быть, например, быстродействующий механический затвор, один или несколько последовательных аэродинамических экранов, или может быть тонкая мембрана или комбинация нескольких мембран, сквозь которые может без риска пролететь стартовый комплект. Когда выпускным устройством являются тонкая мембрана или мембраны, могут быть использованы один или

10 несколько небольших взрывающихся зарядов для разрушения мембраны при приближении к выходу стартового комплекта. Такие заряды могут, в частности, действовать как предохранительный механизм. Например, взрывающиеся заряды могут быть использованы для намеренного повреждения снаряда до того, как он покинет пусковую трубу с тем, чтобы снаряд был разрушен практически сразу

15 же после его выхода из пусковой трубы, для прерывания запуска, который не отвечает заданным требованиям.

Преимуществом настоящей системы является то, что могут быть достигнуты отношения тяги к весу, характерные для твердотопливной ракеты, отчасти за счет того, что источник питания удален с движущегося объекта. За

20 счет питания пускового устройства от стационарного источника имеется возможность значительно снизить вес пускового устройства. Как показано на фиг. 14, для подачи электрической энергии к пусковой трубе 100, включающей первичную пусковую секцию 103, основную пусковую секцию 105 и выпускное отверстие 107 пусковой трубы, может использоваться источник 300

25 электрической энергии. Источник 300 энергии может периодически заряжаться, например, от электрической сети или специальной генераторной системы 375. В некоторых вариантах выполнения, источником 300 электрической энергии может быть батарея аккумуляторов. Например, могут использоваться кислотно-свинцовые аккумуляторы (например, автомобильные батареи), соединенные

30 последовательно-параллельно. Аналогично, могут быть использованы любые другие батареи или комплекты батарей, пригодные для обеспечения необходимой электрической энергией. В частных вариантах выполнения, между батареей аккумуляторов и пусковой трубой может быть установлена катушка

350 самоиндукции таким образом, что батарея аккумуляторов заряжает катушку самоиндукции, когда она находится в режиме заряда. После этого катушка 350 самоиндукции может быть переключена в режим разряда, в котором она разряжается на пусковую трубу. Разряд в трубу может быть инициирован коммутаторами, приводимыми в действие взрывом. В альтернативном варианте, для коммутации разряда могут использоваться обычные коммутаторы, использующие конденсаторы для гашения дуги. Предпочтительно, катушка самоиндукции может иметь сердечник из материала с высокой проницаемостью. Кроме того, катушка самоиндукции может иметь активное охлаждение, сердечник может иметь активное охлаждение и (или) проводники могут иметь активное охлаждение. Катушки индуктивности, в частности, могут быть выполнены с возможностью создания тока возбуждения силой по меньшей мере 0,2 МА, по меньшей мере 1 МА, по меньшей мере 2 МА, по меньшей мере 3 МА, по меньшей мере 5 МА или по меньшей мере 10 МА.

В качестве источника электрической энергии в соответствии с настоящим изобретением может быть использован любой источник, пригодный для формирования электрического тока возбуждения в соответствии с описанными здесь требованиями. В качестве частных примеров источников, не ограничивающих настоящее изобретение, можно привести конденсаторы, стандартные генераторы электростанций, турбогенераторы, приводимые в действие реактивной турбиной и др. Что касается стоимости и надежности, то для возбуждения описанной выше катушки самоиндукции предпочтительно использовать батареи (например, кислотнo-свинцовые аккумуляторы).

В некоторых вариантах выполнения, может использоваться система с катушкой самоиндукции, заряжаемой батареей. Например, батарея аккумуляторов может хранить примерно 800 ГДж энергии и заряжать катушку самоиндукции током 5 МА при напряжении около 500 В. Катушка самоиндукции может разряжаться на пусковую трубу при напряжении около 10000 В током 5 МА (или 50 ГВт). Катушка самоиндукции может запасть примерно 270 ГДж энергии и выдавать в пусковую трубу примерно 90 ГДж. Из 90 ГДж, переданных в пусковую трубу, примерно 32 ГДж могут быть переданы пусковому устройству или стартовому комплекту. В качестве примера, пусковое устройство в пусковой трубе может иметь стартовый вес примерно 1000 кг. Поскольку топливный бак,

электрический нагреватель и расширительное сопло могут остаться в пусковой трубе, вес комплекта, покидающего пусковую трубу, может составлять примерно 330 кг. Например, отношение массы комплекта, выходящего из пусковой трубы к массе запускаемого летательного аппарата при начале запуска может составлять примерно от 0,1 до 0,8, примерно от 0,2 до 0,6 или примерно от 0,3 до 0,5.

В процессе работы, запускаемый летательный аппарат 200 первоначально располагается внутри пусковой трубы 100 вблизи сборочного помещения 109 в первичной секции 103 пусковой трубы. Пусковая система 20 может содержать дополнительные элементы, как это показано на фиг. 14, например, здание 400 для подготовки полезной нагрузки и для управления запуском, и систему 375 соединения с энергетической сетью или генерации. Вкратце, в процессе работы электрическая энергия передается от предварительно заряженного источника 300 электрической энергии через кабель 301 к катушке 350 самоиндукции и далее через кабель 351 к пусковой трубе 100. Кабель 351 может соответствовать электрическим линиям 170, показанным на фиг. 10-12, или может быть соединен с ними. Электрическая энергия проходит по проводящей пусковой трубе к электрическому нагревателю 220 посредством описанного здесь механизма (например, используя скользящие контакты, передачу через плазменную дугу, прохождение по проводящим трубам и прохождение канал в пусковой трубе). Рабочее тело из топливного бака 230 нагревается в электрическом нагревателе 220 и выходит через расширительное сопло 210 со скоростью примерно от 5 до 20 км/с, примерно от 6 до 18 км/с или примерно от 7 до 16 км/с для продвижения запускаемого летательного аппарата 200 вдоль по пусковой трубе 100.

Предложенные в настоящем изобретении запускаемые летательные аппараты могут быть выполнены с возможностью обеспечения продвижения с высоким отношением тяги к весу. В некоторых вариантах выполнения, отношение тяги к весу может составлять более 1:1, более 10:1, более 30:1, более 50:1, более 100:1, более 500:1 или более 1000:1.

Рабочим телом, нагреваемым в электрическом нагревателе 220, может быть легкий газ, желателен газ, ионизируемый при высоких температурах. В некоторых вариантах выполнения, легким газом, используемым в качестве рабочего тела, может быть водород. Электрический нагреватель 220

предпочтительно приспособлен для нагревания водорода или другого рабочего тела до высокой температуры, например, в интервале примерно от 1000 до 100000 К, примерно от 2000 до 50000 К, примерно от 2500 до 20000 К, примерно от 3000 до 15000 К, примерно от 3500 до 10000 К или примерно от 3500 до 5000

5 К. В некоторых вариантах выполнения, выхлопной газ, выходящий из расширительного сопла 210, может представлять собой молекулярный водород (т.е., с молекулярным весом 0,002 кг/моль). При этом канал пусковой трубы сзади пускового устройства может быть в основном заполнен газообразным водородом. В других вариантах выполнения, выхлопной газ, выходящий из  
10 расширительного сопла 210, может представлять собой атомарный водород (т.е., с молекулярным весом 0,001 кг/моль). В еще других вариантах выполнения, выхлопной газ, выходящий из расширительного сопла 210, может представлять собой плазму водорода (т.е., с молекулярным весом 0,0005 кг/моль).

Хотя выше в качестве примера приведен водород, могут использоваться и  
15 другие материалы, имеющие относительно низкий молекулярный вес. Например, в некоторых вариантах выполнения, в качестве рабочего тела могут быть использованы диборан, аммиак, метан, и вода. Могут использоваться и различные комбинации рабочих тел.

В некоторых вариантах выполнения, электрическим нагревателем может  
20 быть дуговой ракетный двигатель или аналогичное устройство. В частности, нагреватель может иметь любую подходящую конструкцию, пригодную для формирования электрического разряда, или дуги, в потоке рабочего тела и, тем самым, создать движущую силу.

Ракетный двигатель пускового устройства (т.е., электрический нагреватель,  
25 объединенный с расширительным соплом), в соответствии с настоящим изобретением, может быть выполнен с возможностью создания высокой удельной тяги ( $I_{sp}$ ). В некоторых вариантах выполнения,  $I_{sp}$  ракеты пускового устройства может составлять по меньшей мере 500 с, по меньшей мере 600 с, по меньшей мере 700 с, по меньшей мере 1000 с, по меньшей мере 1500 с или по  
30 меньшей мере 2000 с (например, в интервале от 500 до 2000 с).

В одном частном варианте выполнения, электрическим нагревателем 220 может быть резистивный нагреватель, показанный, например, на фиг. 15. Резистивный нагреватель 220 может включать оболочку 1210 резистивного

нагревателя, в которую заключен электрически нагреваемый теплообменник 1220. Хотя на чертеже показан один теплообменник (или нагревательный элемент), подразумевается, что внутри единой оболочки нагревателя может находиться несколько нагревательных элементов, и ниже будут рассмотрены преимущества таких вариантов выполнения. Оболочка резистивного нагревателя может образовывать герметичный корпус. Нагревательный цилиндр (теплообменник) может быть выполнен из разных материалов и композитных конструкций. Например, может использоваться углерод, имеющий низкую плотность и высокую температуру плавления. В некоторых вариантах выполнения, теплообменный цилиндр может включать углерод, покрытый другим материалом, например, алмазом, вольфрамом, карбидом гафния или несколькими слоями одного или нескольких разных материалов. Это может быть предпочтительным для повышения теплопередачи, прочности и надежности. Нагревательным цилиндром может быть транспирационный трубчатый элемент. Например, может использоваться нагревательный цилиндр из пористого вольфрама. Оболочка 1210 резистивного нагревателя может быть из любого материала, в котором может быть заключен горячий расширяющийся газ, выходящий из пористого нагревательного цилиндра 1220 для управляемого выпуска через выпускное отверстие 1215 для газа. Рабочий газ 5 поступает в резистивный нагреватель 1200 через впускное отверстие 1213 для газа, через которое он попадает в открытый сердечник 1223. Внутри пористого нагревательного цилиндра 1220, рабочий газ 5 нагревается до описанной выше температуры путем резистивного нагрева электрическим током, проходящим через электроды (1203, 1205). Нагретый газ расширяется (или просачивается) наружу сквозь поры в пористых стенках 1221 нагревательного цилиндра и заполняет расширительную камеру 1230 резистивного нагревателя 1200 перед тем, как покинуть резистивный нагреватель 1200 через выпускное отверстие 1215. В некоторых вариантах выполнения, электрический нагреватель может включать камеру нагрева, теплообменник и выпускное сопло или отверстие. В частности, любой из этих компонентов нагревателя может охлаждаться, например, посредством транспирационного охлаждения.

В другом частном варианте выполнения, электрическим нагревателем 220 может быть дуговой нагреватель, показанный на фиг. 16. Дуговой нагреватель

2200 может включать оболочку 2210 дугового нагревателя, в которой заключена вихревая камера 2230. Оболочка дугового нагревателя может образовывать герметичный корпус и может иметь стенки с транспирационным охлаждением. Рабочий газ 5 входит в дуговой нагреватель 2200 через впускное отверстие 2213 для газа, сквозь которое он попадает в вихревую камеру 2230, в которой рабочий газ нагревается до упомянутой выше температуры под воздействием электрической дуги, проходящей между электродами (2203, 2205). Как показано на чертеже, электроды (2203, 2205) дугового нагревателя 2200 могут быть расположены коаксиально и разделены вихревой камерой 2230. В некоторых вариантах выполнения, электроды могут иметь транспирационное охлаждение. Дуговой вихрь внутри вихревой камеры 2230 может иметь стабилизацию закрученным потоком. В частности, рабочий газ 5 инжектируется в вихревую камеру не коаксиально с выпускным отверстием 2215 для газа, входя по касательной через впускное отверстие 2213 для газа. Благодаря этому может формироваться спиральный вихрь в процессе нагревания текучей среды дуговым разрядом, прежде чем она, расширяясь, выйдет через выпускное отверстие 2215 для газа. Стабильность дуги, теплообмен и надежность могут быть улучшены стабилизацией вихря, а также использованием транспирационного охлаждения, заправки дуг и других средств.

В некоторых вариантах выполнения, может оказаться предпочтительным свести к минимуму требуемый ток возбуждения. Соответственно, в некоторых вариантах выполнения геометрия электрического нагревателя может обеспечивать максимальное сопротивление нагревателя, что, в свою очередь, снизит требования к величине тока при сохранении относительно высокой выходной мощности. В частном варианте выполнения, как в случае резистивного нагревателя, так и в случае дугового нагревателя, может быть увеличена длина нагревательного элемента, а диаметр нагревательного элемента может быть уменьшен. В частности, может быть использован длинный, тонкий, непрерывный нагревательный элемент. В некоторых вариантах выполнения, нагревательный элемент может быть выполнен в виде змеевидной структуры, расположенной внутри общей конструкции нагревателя. В других вариантах выполнения, внутри единой оболочки нагревателя может быть помещена комбинация нагревательных элементов, и потоки рабочего тела к каждому

элементу могут подаваться параллельно. В таких вариантах выполнения, электрический ток может протекать через несколько нагревательных элементов последовательно. Внутри одной оболочки нагревателя может помещаться два, три, четыре и даже больше нагревательных элементов, и общее число  
5 используемых нагревательных элементов может соответствовать требуемому сопротивлению. В тех вариантах выполнения, где необходимо получить высокое сопротивление нагревателя на единицу объема, может использоваться единственный нагревательный элемент (см. фиг. 15 и 16), а геометрия может быть изменена таким образом, чтобы нагреватель был более широким и  
10 коротким, для уменьшения сопротивления нагревателя.

Несмотря на то, что предпочтительным рабочим телом является газообразный водород, могут быть использованы и другие рабочие тела, и различные материалы могут быть объединены. Например, в рабочий газ может быть введена заправка ионизируемого элемента и (или) другого реактивного  
15 элемента и (или) инерционного элемента. Не ограничивающие изобретение частные примеры могут включать цезий, рубидий, калий, натрий, литий, гидрид лития, аргон, кислород и гелий. Присутствие подобных дополнительных элементов может способствовать стабильности дуги, проводимости и ионизации. В некоторых вариантах выполнения, заправочные элементы могут составлять  
20 только небольшую часть общей массы рабочего тела, например, менее примерно 5 масс.%, менее примерно 4 масс.%, менее примерно 3 масс.%, менее примерно 2 масс.% или менее примерно 1 масс.%.

В некоторых вариантах выполнения, может использоваться дополнительный газ наддува, который может подаваться в топливный бак или  
25 внутрь присоединенного компонента. Газ наддува может использоваться для поддержания постоянства потока рабочего тела к электрическому нагревателю. В не ограничивающем изобретение частном примере, в качестве газа наддува может быть использован гелий или другой нереактивный газ. Могут быть использованы и другие средства, например, насос. На фиг. 17 насос 250 показан  
30 установленным между топливным баком 230 и электрическим нагревателем 220. Насос 250 может иметь пиротехнический привод или, предпочтительно, электрический привод, благодаря наличию мощного источника электрической энергии, поступающей из пусковой трубы.

Расширительное сопло может принимать любые формы, пригодные для расширения горячего газа, выходящего из электрического нагревателя, для ускорения запускаемого летательного аппарата способом, описанном в настоящем раскрытии. В некоторых вариантах выполнения, выхлопное сопло  
5 может иметь пористую горловину сопла. Предпочтительно, поры могут быть заполнены материалом, поглощающим тепло, например, за счет расплавления, или испарения, или диссоциации, или комбинации этих механизмов. В некоторых вариантах выполнения, поглощающий тепло материал может включать твердый водород, твердый литий или водяной лед. В других вариантах  
10 выполнения, выхлопное сопло может иметь горловину сопла с транспирационным охлаждением, например, с использованием легкого газа, включая водород.

Топливный бак 230, используемый с запускаемым летательным аппаратом 200, может быть многоразового использования. Предпочтительно, размеры бака  
15 для рабочего газа выбираются так, чтобы вместить достаточное количество рабочего тела (например, газа высокого давления; жидкости, полужидкого кашеобразного водорода, гидрида лития, воды или другого материала, порождающего газы с низким молекулярным весом и высокими скоростями истечения при их нагреве до высокой температуры) для достижения выхода за  
20 пределы атмосферы Земли или по существу за пределы земного тяготения. В некоторых вариантах выполнения, топливный бак может иметь в целом цилиндрическую форму. В некоторых вариантах выполнения, топливный бак может быть выполнен из углепластика. Топливный бак может быть, в частности, приспособлен для использования в качестве несущей основы для удерживания  
25 полезной нагрузки впереди бака, за исключением давления между баком и полезной нагрузкой, о чем будет сказано ниже.

Размеры топливного бака могут быть выбраны так, что его внешний диаметр будет по существу совпадать с внутренним диаметром пусковой трубы. В некоторых вариантах выполнения, топливный бак соприкасается с внутренней  
30 стенкой пусковой трубы по части внешней поверхности бака. В частных вариантах выполнения, топливный бак может иметь контактные дорожки на по меньшей мере части внешней поверхности. При этом большая часть конструкции бака слегка отдалена от внутренней поверхности трубы.

Скользящие контактные дорожки могут быть приспособлены для испарения по мере нарастания скорости запускаемого летательного аппарата с образованием газового подшипника с малым сопротивлением, для обеспечения минимального фрикционного сопротивления. Конструкция дорожек может обеспечивать

5 выработку пара, обладающего изолирующими свойствами, что скорее подавляет возникновение дуги, чем способствует этому. Например, скользящие контактные дорожки могут содержать поры, заполненные жидким гексафторидом серы. В некоторых вариантах выполнения, между топливным баком и внутренней

стенкой пусковой трубы могут располагаться подшипники или аналогичные

10 элементы.

Размещение пусковой системы в соответствии с настоящим изобретением может быть различным. В некоторых вариантах выполнения, пусковая система может располагаться на поверхности Земли. В других вариантах выполнения, пусковая система может иметь внеземное базирование, включая свободный

15 космос или другое небесное тело.

Во время запуска запускаемого летательного аппарата, скорость на выходе может составлять в интервале примерно от 2000 до 50000 м/с, примерно от 4000 до 30000 м/с, примерно от 6000 до 15000 м/с или примерно от 8000 до 12000 м/с. В некоторых вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат может

20 быть сначала разогнан до скорости примерно от 100 до 5000 м/с с использованием альтернативных средств ускорения. Например, первичная скорость запуска может быть достигнута использованием одноступенчатого ускорителя на легком газе. В таких вариантах выполнения, легкий газ (например, водород) может подогреваться, в частности, электрическим

25 подогревом, более конкретно, электрическим подогревом, получающим энергию от того же источника, что и запускаемый летательный аппарат. В других вариантах выполнения, первичная скорость, достигаемая подобными средствами, может составлять примерно от 200 до 4000 м/с или примерно от 1500 до 2500 м/с.

30 Как было показано выше в отношении топливного бака, запускаемый летательный аппарат при его движении по пусковой трубе может стабилизироваться тем или иным способом. Одним частным примером стабилизации является использование скользящих проводящих дорожек на

топливном баке. В других вариантах выполнения, важным является способ запуска. Например, в некоторых вариантах выполнения, на первичном этапе пуска не используется электрический подогрев. Как показано на фиг. 14, пусковая труба 100 может иметь первичную секцию 103 пусковой трубы. В этой

5 секции запускаемый летательный аппарат может ускоряться расширяющимся горячим газом (например, водородом). Модель системы с ускорителем на легком газе на первичном этапе запуска может быть использована для разгона запускаемого летательного аппарата до максимально возможной скорости, прежде чем будет включена тяга за счет электрической энергии. Таким путем

10 можно сохранить рабочее тело из бака запускаемого летательного аппарата, и также сэкономить электрическую энергию. Это также будет залогом того, что скользящие электрические контакты уже двигаются с большой скоростью, прежде чем они начнут пропускать ток. Особенно это важно при использовании скользящих контактов, приспособленных к переходу из одного состояния в

15 другое. Обычно, к первичной секции пусковой трубы (т.е., пусковому устройству первой ступени) энергия не подводится, и она электрически изолирована от пусковой трубы второй ступени. Может быть предпочтительным не использовать проводимости при низкой скорости, когда может возникнуть перегрев из-за чрезмерной продолжительности соприкосновения скользящих

20 контактов в каждой конкретной точке на проводящей стенке пусковой трубы.

В некоторых вариантах выполнения, запускаемый летательный аппарат может также стабилизироваться внутри пусковой трубы за счет созданного дифференциального давления. Как показано на фиг. 17, заштрихованные области

150 вокруг запускаемого летательного аппарата, находящегося внутри пусковой

25 трубы, могут находиться под разным давлением для сведения к минимуму механических напряжений в конструкции, обусловленных ускорением, в частности, в сопле, нагревателе, топливном баке и полезной нагрузке.

Электрическое нагревание газа с малым молекулярным весом, например, водорода, может обеспечить получение исключительно высокой скорости

30 ракетного выхлопа, отмеченной выше, которая ранее была недоступна в химических ракетных двигателях. Это, в свою очередь, поможет созданию конструкций, которые, в частных вариантах выполнения, смогут вывести на орбиту от 10 до 70% полезной нагрузки. Соответственно, вместо того, чтобы

использовать ракету с массой порядка 50-500 тонн, пусковые системы, предложенные в настоящем изобретении, смогут выполнять экономически эффективные запуски стартовых комплектов, при этом стартовые комплекты будут на порядки величины меньше тех, что используются для ракетных запусков (например, 0,05 - 1 т или 0,2 - 2 т).

Запускаемый летательный аппарат, в частности, может быть выполнен с возможностью его ускорения внутри трубы с разрежением, а не в условиях свободного полета. Запускаемый летательный аппарат предпочтительно может иметь запрет на покидание пусковой трубы при отсутствии подтверждения со стороны системы о наличии условий безопасного запуска. После выхода из пусковой трубы, запускаемый летательный аппарат может выполнить маневр через атмосферу на орбиту или в нужном направлении (например, в место за пределами орбиты в случае космического полета, или в заданное место на Земле при внутриаэрозферных запусках).

Как показано на фиг. 17, запускаемый летательный аппарат 200 может включать полезную нагрузку 240. Полезная нагрузка 240 может быть прикреплена к топливному баку 230 с возможностью разделения. Показано, что соединительный элемент 250 полезной нагрузки может быть использован для обеспечения соединения, и для разъёмного соединения полезной нагрузки 240 с другим компонентом запускаемого летательного аппарата 200 могут быть использованы любые подходящие средства. Пусковая система 20 также может включать стабилизатор 260 полезной нагрузки, который может иметь одну или более штанг, или аналогичных элементов, расположенных между полезной нагрузкой 240 и внутренней стенкой 130 трубы (желательно, вблизи головной части полезной нагрузки) и стабилизирующих нагрузку от радиального смещения при прохождении по трубе 100. Стабилизатор 260 полезной нагрузки предпочтительно отсоединяется от полезной нагрузки на выходном отверстии 107 пусковой трубы 100 или вблизи него.

Полезной нагрузкой может быть контейнер, содержащий грузы различного типа, включая, среди прочего, пассажиров, расходуемые ресурсы, связанное оборудование, источники энергии, оружие, боеприпасы, сырье и др. Тип груза может, в некоторых вариантах выполнения, определять некоторые параметры пусковой системы. Например, размеры пусковой трубы и величина ускорения

запускаемого летательного аппарата могут отличаться для случая транспортировки людей или груза, подверженных негативному воздействию чрезмерных ускорений. В некоторых вариантах выполнения, длина пусковой трубы 100 в метрах, показанной на фиг. 14 (в частности, основной секции 105 пусковой трубы), может нарастать пропорционально кубическому корню из 5 запускаемой массы в килограммах. В некоторых вариантах выполнения, длина пусковой трубы может достигать примерно 50 миль, примерно 100 миль, примерно 250 миль, примерно 500 миль или примерно 1000 миль.

Кроме того, условия запуска пилотируемого аппарата и аналогичных 10 аппаратов могут быть ограничены ускорениями примерно от 2 до не более 60 g. В некоторых вариантах выполнения, длина пусковой трубы 100 в метрах может быть равна квадрату скорости запуска, деленному на удвоенное среднее ускорение запуска.

Ниже приводятся другие соображения, относящиеся к стартовому 15 комплекту. В некоторых вариантах выполнения, стартовый комплект может иметь датчики ускорений и силовые приводы, которые активно поддерживают его центровку и ориентацию в процессе ускорения в пусковой трубе. В некоторых вариантах выполнения, может выполняться мониторинг пускового комплекта в процессе запуска на отсутствие повреждений и штатное 20 функционирование. Предпочтительно, по результатам мониторинга могут выполняться аварийные процедуры для оптимизации запуска и для защиты пусковой трубы. Кроме того, запуск может быть прерван разрушением пускового комплекта немедленно или через короткое время после его выхода из пусковой трубы. В некоторых вариантах выполнения, пусковой комплект может 25 быть отделен от остальных компонентов запускаемого летательного аппарата во время запуска или сразу же после него. Одна часть этих разделенных компонентов представляет собой вылетающую полезную нагрузку, а другая часть представляет отбрасываемые или повторно используемые компоненты. Разделение компонентов может происходить достаточно быстро и 30 осуществляться, например, разъединителями, использующими надувные подушки или взрывные болты. Разделению могут способствовать аэродинамические силы, возникающие после выхода компонентов из трубы. В частном варианте выполнения, вылетающая полезная нагрузка может иметь

тепловую защиту с выдвигаемым или имеющим транспирационное охлаждение носовым конусом, для сохранения целостности, формы, остроты носового конуса, снижения сопротивления и получения низкого момента давления при выходе из атмосферы. Предложенная в настоящем изобретении

5 высокоэффективная тепловая защита может быть выполнена с возможностью предотвращения, в значительной мере, повреждений на скорости (измеряемой на уровне моря), составляющей по меньшей мере 6 км/с, по меньшей мере 8 км/с, по меньшей мере 10 км/с, по меньшей мере 12 км/с или по меньшей мере 14 км/с.

10 В некоторых вариантах выполнения, вылетающая полезная нагрузка может обладать небольшой положительной устойчивостью, нейтральной устойчивостью или отрицательной аэродинамической устойчивостью, в зависимости от расположения центра давления относительно центра масс. В некоторых вариантах выполнения, вылетающая полезная нагрузка может  
15 маневрировать с высокими поперечными ускорениями для оптимизации траектории полета через атмосферу и изменения азимута запуска. В некоторых вариантах выполнения, вылетающая полезная нагрузка может обладать высоким аэродинамическим качеством. В некоторых вариантах выполнения, вылетающая нагрузка может иметь корпус, обладающий подъемной силой. В некоторых  
20 вариантах выполнения, вылетающая полезная нагрузка может иметь управляющие аэродинамические поверхности с малой инерционностью и низким сопротивлением. В частности, управляющими поверхностями могут быть разрезные закрылки основания и (или) поверхности, приводимые в действие пьезоэлектрическими приводами.

25 В некоторых вариантах выполнения, вылетающей полезной нагрузкой может быть орбитальный спутник. Например, полезной нагрузкой в виде спутника может быть спутник связи, спутник зондирования, космический аппарат снабжения, или оружие. В некоторых вариантах выполнения, вылетающей полезной нагрузкой может быть суборбитальная полезная нагрузка.  
30 Например, полезной нагрузкой может быть коммерческий груз, который должен быть быстро доставлен на большом расстоянии, полезной нагрузкой может быть спутник наблюдения или БЛА или иной необитаемый аппарат, либо полезной нагрузкой может быть оружие. В таких вариантах выполнения, полезная

нагрузка может содержать части, которые могут быть разделены перед ударным воздействием, полезная нагрузка может остаться неизменной до момента ударного воздействия, либо большое количество полезных нагрузок может создать ударное воздействие в одном месте или вблизи него для глубокого проникновения. В некоторых вариантах выполнения, спутник может иметь надувные солнечные батареи для энергоснабжения. В некоторых вариантах выполнения, спутник может иметь надувную магнитную решетку для управления ориентацией на орбите. В некоторых вариантах выполнения, спутник может иметь надувную антенную решетку для обеспечения связи на орбите. В некоторых вариантах выполнения, спутник может иметь надувные конструкции для выполнения целевых задач полета на орбите. Надувные конструкции могут приобретать жесткость после развертывания.

В некоторых вариантах выполнения, проектный срок службы спутника может составлять менее примерно 10 лет, менее примерно 5 лет, менее примерно 2 лет или менее примерно 1 года. В некоторых вариантах выполнения, высота орбиты спутника может быть такой, что длительность пребывания на орбите из-за аэродинамического сопротивления может составлять менее примерно 5 лет, менее примерно 2 лет, менее примерно 1 года, менее примерно 6 месяцев, менее примерно 3 месяцев или менее примерно 1 месяца. В некоторых вариантах выполнения, спутник может иметь более продолжительное пребывание на орбите, за счет магнитной тяги при взаимодействии с магнитным полем Земли с использованием надувной магнитной решетки, за счет давления солнечного света и солнечного ветра на надувной солнечный парус, или за счет магнитогидродинамической (МГД) движущей силы при взаимодействии с ионизированными молекулами верхней атмосферы.

Пусковая система в соответствии с настоящим изобретением может обладать определенными преимуществами по сравнению с существующими системами космических пусков. В некоторых вариантах выполнения, стоимость полезной нагрузки может быть снижена за счет использования элементной базы коммерческого класса надежности с высокими начальными интенсивностями отказов, и дальнейшей быстрой итерацией в процессе запусков, получения отказов, циклов изменений конструкции, для достижения все более и более высокой надежности за короткое время. Кроме того, при необходимости

пусковое устройство и множество полезных нагрузок (например, тысячи) могут разрабатываться одновременно для одной цели. В некоторых вариантах выполнения, все полезные нагрузки могут быть спутниками связи. В некоторых вариантах выполнения, полезными нагрузками могут быть спутники радиочастотной связи. В некоторых вариантах выполнения спутниками могут быть спутники оптической связи. В некоторых вариантах выполнения, полезными нагрузками могут быть отражающие ретрансляторы для миллиметровых волн или оптических лучей. В других вариантах выполнения, полезными нагрузками могут быть контейнеры с ядерными отходами. В некоторых вариантах выполнения, вылетающая полезная нагрузка может иметь тепловую защиту с пористым носовым конусом, заполненным материалом, поглощающим тепло за счет расплавления, и (или) испарения, и (или) диссоциации, для поддержания целостности носового конуса, формы, остроты, малого аэродинамического сопротивления и малого момента давления при выходе за пределы атмосферы. В частности, таким материалом может быть твердый водород или литий или лед.

Один вариант выполнения полезной нагрузки для запускаемого летательного аппарата в соответствии с настоящим изобретением представлен на фиг. 18 (в конфигурации для полета в атмосфере) и фиг. 19 (в орбитальной конфигурации). Данный вариант выполнения представляет пример интеграции средств обеспечения запуска, конструкции спутника и средств связи. В частности, на фиг. 18 представлены внешний вид частного варианта компонента полезной нагрузки запускаемого летательного аппарата, а также вид разреза, иллюстрирующий пример разделения на отсеки нескольких элементов компонента полезной нагрузки. На внешнем виде показано, что компонент 1700 полезной нагрузки имеет коническую форму для обеспечения подходящей аэродинамики, но предусмотрены также и другие формы. Компонент полезной нагрузки показан, в частности, с аэродинамическими закрылками 1710 и тепловой защитой 1720 носового конуса. В некоторых вариантах выполнения, в носовой части компонента 1700 полезной нагрузки может быть установлен абляционный стержень 1725. Абляционный стержень 1725 может быть выполнен с возможностью выдвижения вперед из носового конуса по мере абляционного уноса конца этого стержня. На внутреннем виде, в компоненте полезной

нагрузки расположены (от основания к переднему концу) двигатель 1730  
выведения на орбиту, рабочие тела 1740 для выведения на орбиту, решетка 1750  
солнечной батареи, управление 1760 ориентацией, коммуникационная полезная  
нагрузка 1770 и радиоэлектронная аппаратура 1780. На фиг. 19 показана  
5      остальная часть летательного аппарата компонента 1700 полезной нагрузки,  
соединенная с развернутыми надувными солнечными батареями 1810, надутой  
системой 1820 управления ориентацией и надутой антенной 1830 связи. Другие  
примеры полезной нагрузки, имеющей различные элементы, используемые для  
вывода на орбиту, представлены в US 6921051, раскрытие которого полностью  
10     введено в настоящее описание посредством ссылки.

В других вариантах выполнения, в настоящем изобретении предлагаются  
способы запуска полезной нагрузки. Например, настоящее изобретение может  
предложить способ электроантимагнитного запуска для ускорения запускаемого  
летательного аппарата. Этот способ включает электрическое нагревание  
15     рабочего тела для формирования расширяющегося газа, который разгоняет  
запускаемый летательный аппарат внутри пусковой трубы до скорости,  
составляющей по меньшей мере примерно 5000 м/с, с ускорением примерно от 2  
до 2000 g, при ограничении магнитного поля внутри трубы значением не более  
примерно 2 Тл. Способ запуска может быть определен различными  
20     комбинациями нескольких элементов ЭАМ пусковой системы, рассмотренных в  
других местах настоящего описания.

В частном варианте выполнения, пусковая труба в соответствии с  
настоящим изобретением может иметь диаметр примерно 1,2 м и длину  
примерно 16000 м. Воздух в трубе может быть откачан. Ускорение запуска  
25     может составлять примерно 225 g, а продолжительность запуска может быть  
около 4 с.

#### ПРИМЕР

Для демонстрации преимуществ описанного в настоящем раскрытии ЭАМ  
пускового устройства по сравнению с известными типичными ЭМ пусковыми  
30     устройствами, было выполнено математическое моделирование пусковых  
систем. Моделирование известного ЭМ пускового устройства было основано на  
уравнении  $F = MA = 0,5 \times L' \times I^2$ , где F – сила в Н, M – масса в кг, A – ускорение

в  $\text{м/с}^2$ ,  $L'$  – увеличение индуктивности на каждый метр, пройденный внутри пусковой трубы, в  $\text{мкГн/м}$ , и  $I$  – ток в А.

Моделирование типичной рельсовой пушки (для полезной нагрузки 1 т)

Моделирование известной рельсовой пушки выполнялось следующим

5 образом:

$$L' = 5 \times 10^{-7} \text{ Гн/м};$$

$$I = 20 \times 10^6 \text{ А};$$

$$M = 1000 \text{ кг};$$

$$F = 0,5 \times (5 \times 10^{-7}) \times (20 \times 10^6)^2 = 0,5 \times (5 \times 10^{-7}) \times (400 \times 10^{12}) = 1 \times 10^8 \text{ Н}$$

10  $A = F/M = 1 \times 10^5 \text{ м/с}^2 = 10000 \text{ g}.$

Типичная эффективность, ранее продемонстрированная ЭМ рельсовыми пушками при полезной нагрузке всего в несколько грамм при скорости 6000 м/с, составляла примерно от 0,1% до 1%. Типичная эффективность, продемонстрированная ЭМ рельсовыми пушками при нагрузке в несколько сотен грамм при 3000 м/с, составляла примерно 10-15%.

15

Моделирование типичной пушки Гаусса (для полезной нагрузки 1 т)

Моделирование известной пушки Гаусса выполнялось следующим образом:

$$L' = 125 \times 10^{-7} \text{ Гн/м};$$

$$I = 4 \times 10^6 \text{ А};$$

20  $M = 1000 \text{ кг};$

$$F = 0,5 \times (125 \times 10^{-7}) \times (4 \times 10^6)^2 = 0,5 \times (125 \times 10^{-7}) \times (16 \times 10^{12}) = 1 \times 10^8 \text{ Н}$$

$$A = F/M = 1 \times 10^5 \text{ м/с}^2 = 10000 \text{ g}.$$

Наибольшая скорость, достигнутая посредством пушки Гаусса, составляла примерно 1000 м/с.

25 Основная проблема состояла в том, что требовались напряжения возбуждения, достигающие:

$$\text{Напряжение Возбуждения} = V = L' \times I \times \text{Скорость} = (125 \times 10^{-7}) \times (4 \times 10^6) \times 8000 = 400000 \text{ В}.$$

30 Можно предположить, что ни в одной из известных работ в пушке Гаусса не были достигнуты напряжения, превышающие 50000 В, и этот фактор, среди прочих, ограничивал скорости, которые могли быть достигнуты. Более того, единственными известными источниками энергии для приведения в действие

пушки Гаусса, являются конденсаторы. Если задаться эффективностью, составляющей 20%, для разгона 1 тонны до скорости 8800 м/с потребуется конденсатор с энергией 194 ГДж. Поскольку стоимость энергии, получаемой от конденсаторов в настоящее время, составляет примерно 1\$/Дж, данная модель

5 потребовала бы 194 миллиарда долларов только для источника питания.

ЭАМ пусковое устройство в соответствии с настоящим изобретением (для полезной нагрузки 1 т)

Моделирование ЭАМ пускового устройства в соответствии с настоящим изобретением выполнялось следующим образом:

10  $L' = 1 \times 10^{-8} \text{ Гн/м}$

$$I = 2 \times 10^6 \text{ А}$$

$$\text{Магнитная сила (F)} = [0,5 \times (1 \times 10^{-8}) \times (2 \times 10^6)^2] = [0,5 \times (1 \times 10^{-8}) \times (4 \times 10^{12})] = [2 \times 10^4 \text{ Н}]$$

15  $A = F/M = 20 \text{ м/с}^2 = 2 \text{ g}$  (таким образом, ускорение от магнитной силы составляет 2 g, вместо ускорения от давления "газового сопла", составляющего около 225 g). Давление газового сопла было рассчитано следующим образом:

$$\text{Скорость потока рабочего тела} = dM/dt = 180 \text{ кг/с};$$

$$\text{Скорость истечения выхлопных газов} = V_{\text{истечения}} = 12500 \text{ м/с};$$

$$\text{Тяга (в Ньютонах)} = dM/dt \times V_{\text{истечения}} = 180 \times 12500 = 2,25 \times 10^6; \text{ и}$$

20  $A = F/M = 2250 \text{ м/с} = 225 \text{ g}.$

Из приведенного выше расчета видно, что в данном ЭАМ пусковом устройстве требуется электрический ток в 10 раз меньше, чем для рельсовой пушки, и в два раза меньше, чем для пушки Гаусса, благодаря чему в 100 раз и в 4 раза, соответственно, снижаются активные потери, потери в дуге и потери на хранение магнитной энергии. Более низкий ток пускового устройства делает его

25 совместимым с более дешевыми источниками питания.

Была продемонстрирована реактивная движущая сила, позволяющая достичь скорости 20000 м/с в свободном пространстве. Представленное ЭАМ пусковое устройство обладает особенно большими преимуществами при

30 использовании ракеты с электрическим двигателем в проводящей трубе, конструкция которой обеспечивает максимальную движущую силу на единицу тока при максимально возможном сокращении магнитных полей и сил.

Благодаря этому снижаются активные потери, потери в дуге и потери на хранение магнитной энергии.

При ознакомлении с представленным выше описанием и приложенными чертежами, специалисты в данной области смогут представить себе  
5 многочисленные модификации и другие варианты выполнения настоящего изобретения. Поэтому следует понимать, что настоящее изобретение не сводится исключительно к раскрытым здесь частным вариантам выполнения, и что модификации и другие варианты выполнения подразумеваются включенными в  
10 область притязаний приложенной формулы. Использование в настоящем описании определенных терминов имеет общий и описательный смысл и не может служить для ограничения изобретения.

## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Пусковая система, содержащая:

пусковую трубу, имеющую несколько проводящих слоев, разделенных одним  
5 или более изолирующими слоями и выполненную с возможностью передачи по  
ней энергии; и

источник электрической энергии,

причем пусковая труба выполнена с возможностью продвижения по ней  
запускаемого летательного аппарата, а пусковая система выполнена  
10 электроантимагнитной.

2. Пусковая система по п. 1, в которой пусковая труба выполнена  
электроантимагнитной, так что напряженность магнитного поля, формируемого  
при прохождении по ней электрического тока силой от приблизительно 0,2 до  
15 приблизительно 2 МА, составляет менее приблизительно 1,25 Тл.

3. Пусковая система по п. 1, в которой пусковая труба содержит  
внутреннюю электропроводящую трубу и внешнюю электропроводящую трубу,  
разделенные коаксиальной изолирующей трубой, причем внутренняя  
20 электропроводящая труба имеет один или более направляющих пазов,  
проходящих по меньшей мере частично вдоль ее длины.

4. Пусковая система по п. 3, в которой один или более направляющих пазов  
выполнены с возможностью введения в них электрических проводников  
25 запускаемого летательного аппарата.

5. Пусковая система по п. 1, в которой пусковая труба имеет канал трубы,  
окруженный изолирующей трубой и электропроводящей трубой, и выполнена с  
возможностью пропускания электрического тока через индуцированную  
30 плазменную дугу внутри этого канала.

6. Пусковая система по п. 5, в которой индуцированная плазменная дуга  
обеспечивается впереди запускаемого летательного аппарата и сзади него.

7. Пусковая система по п. 5, в которой электропроводящая труба отделена от канала пусковой трубы по ее длине изолирующей трубой, но имеет электрическое соединение с каналом пусковой трубы вблизи ее выпускного конца.

5

8. Пусковая система по п. 7, дополнительно содержащая задний электропроводящий элемент на противоположном, начальном конце пусковой трубы.

10

9. Пусковая система по п. 8, выполненная с возможностью пропускания электрического тока вперед по электропроводящей трубе и назад по каналу пусковой трубы и одному или более электрическим проводникам запускаемого летательного аппарата к заднему электропроводящему элементу.

15

10. Пусковая система по п. 1, в которой пусковая труба содержит две электропроводящие трубы и две изолирующие трубы.

11. Пусковая система по п. 1, в которой источник электрической энергии содержит блок батарей.

20

12. Пусковая система по п. 11, в которой источник электрической энергии содержит индукционную катушку.

13. Пусковая система по п. 1, в которой источник электрической энергии содержит излучающий элемент, выполненный с возможностью формирования луча высокой энергии.

25

14. Пусковая система по п. 13, имеющая одну или более из следующих особенностей:

30

источник электрической энергии содержит направляющий элемент, выполненный с возможностью придания направления движению запускаемого летательного аппарата через пусковую трубу;

пусковая труба имеет одно или более отверстий вдоль по меньшей мере части ее длины, выполненных с возможностью передачи через них луча высокой энергии; и

лучом высокой энергии является лазерный луч, пучок СВЧ излучения или пучок излучения миллиметровых волн.

15. Пусковая система по п. 1, в которой пусковая труба выполнена для продвижения запускаемого летательного аппарата, содержащего:

контейнер для полезной нагрузки;  
топливный бак, содержащий рабочее тело;  
электрический нагреватель, отдельный от топливного бака, соединенный с топливным баком для передачи текучей среды и приспособленный для электрического нагрева рабочего тела, получаемого из топливного бака, для формирования исходящего выхлопа; и  
один или более электрических проводников в форме скользящих электрических контактов, выполненных с возможностью передачи электрического тока от внешнего источника к электрическому нагревателю.

16. Пусковая система по п. 15, в которой электрическим нагревателем является резистивный нагреватель.

17. Пусковая система по п. 16, в которой резистивный нагреватель содержит по меньшей мере один электрически нагреваемый пористый цилиндр внутри герметичного корпуса.

18. Пусковая система по п. 17, в которой запускаемый летательный аппарат имеет одну или более из следующих особенностей:

электрически нагреваемый пористый цилиндр включает углеродные стенки, в частности имеющие покрытие, материал которого выбран из группы, состоящей из алмаза, вольфрама, карбида гафния и их комбинаций;  
электрически нагреваемым пористым цилиндром является транспирационный вольфрамсодержащий цилиндр;

резистивный нагреватель имеет выпускное отверстие, соединенное для передачи текучей среды с камерой, находящейся внутри герметичного корпуса и снаружи электрически нагреваемого пористого цилиндра.

5           19. Пусковая система по п. 15, в которой электрическим нагревателем является дуговой нагреватель.

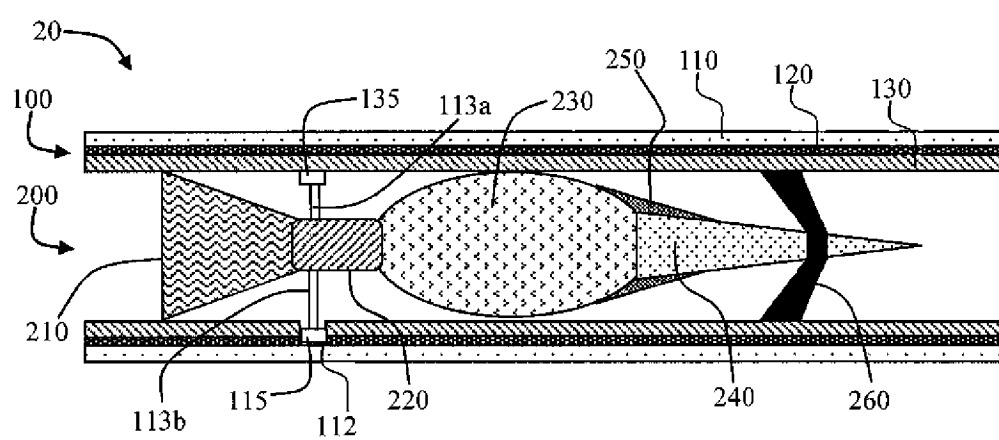
20. Пусковая система по п. 19, в которой дуговой нагреватель имеет вихревую камеру внутри герметичного корпуса.

10           21. Пусковая система по п. 20, в которой:  
герметичный корпус имеет стенки с транспирационным охлаждением;  
вихревая камера выполнена с возможностью формирования вихревой  
электрической дуги со стабилизацией закрученным потоком; или  
15           дуговой нагреватель содержит коаксиальные электрические выводы,  
разделенные вихревой камерой.

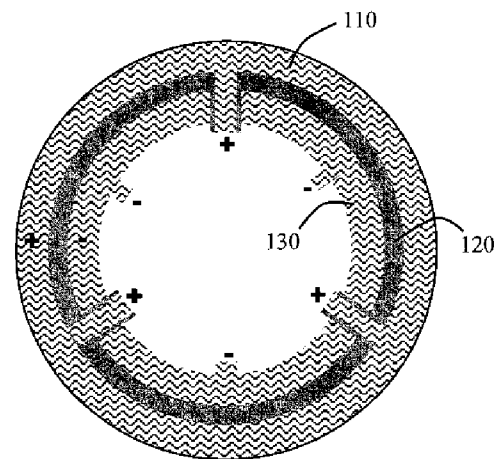
22. Способ запуска полезной нагрузки, в котором:  
подготавливают пусковую систему, содержащую: пусковую трубу,  
20           включающую по меньшей мере одну трубу, выполненную с возможностью  
передачи по ней энергии; и источник электрической энергии; и  
              ускоряют запускаемый летательный аппарат по пусковой трубе до скорости  
по меньшей мере приблизительно 2000 метров в секунду (м/с) с ускорением от  
приблизительно 2 до приблизительно 2000 g, ограничивая при этом магнитное  
25           поле внутри трубы значением не более приблизительно 2 Тл.

23. Способ по п. 22, в котором обеспечивают электрический ток от  
приблизительно 0,2 А до приблизительно 50 МА через по меньшей мере одну  
пусковую трубу, выполненную для передачи по ней энергии, причем,  
30           предпочтительно, электрический ток обеспечивают посредством плазменной  
дуги.

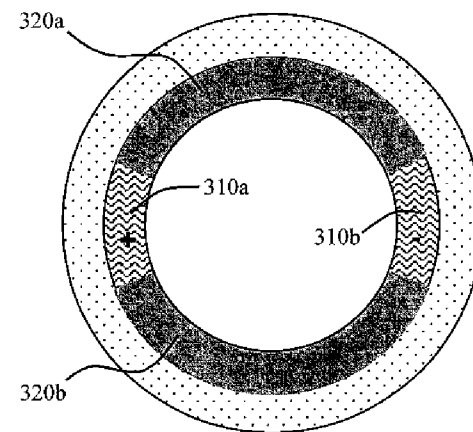
24. Способ по п. 22, в котором в котором источник электрической энергии содержит излучающий элемент, выполненный с возможностью формирования луча высокой энергии, и при осуществлении способа направляют луч высокой энергии от излучающего элемента к электрическому нагревателю запускаемого
- 5 летательного аппарата через одно или более отверстий в пусковой трубе.



Фиг. 1

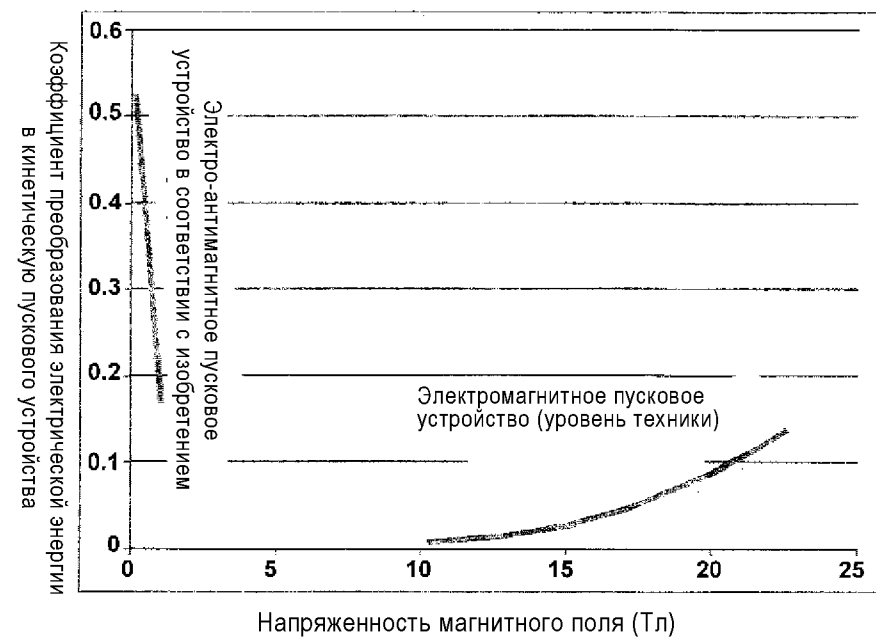


Электроантимагнитное  
пусковое устройство



Электромагнитное  
пусковое устройство

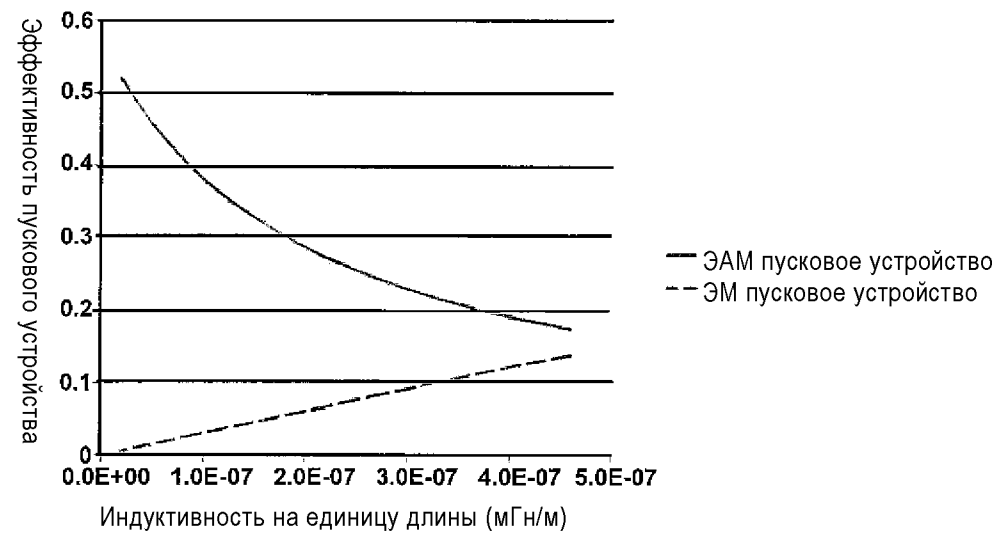
Фиг. 2



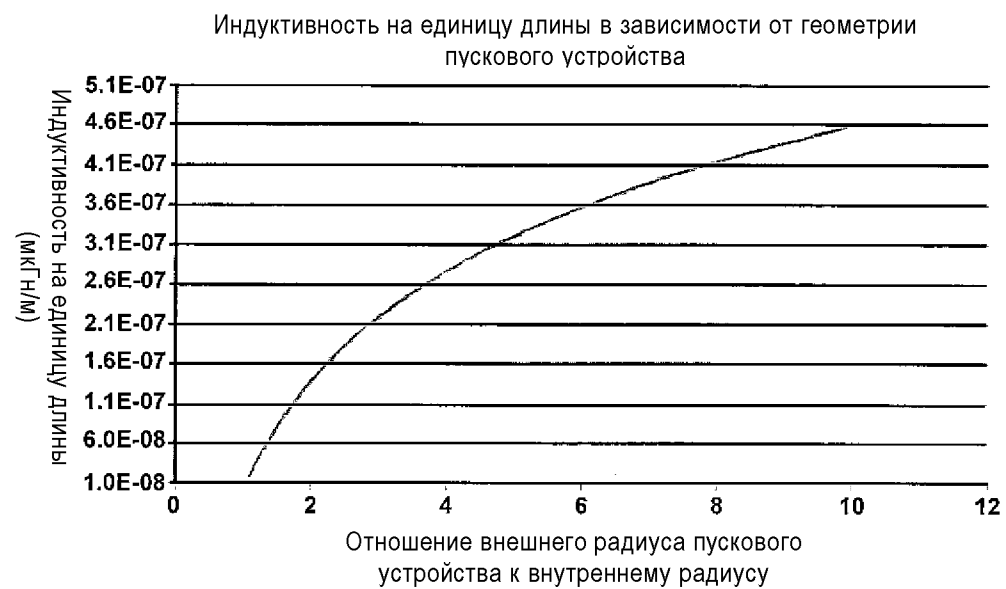
Фиг. 3



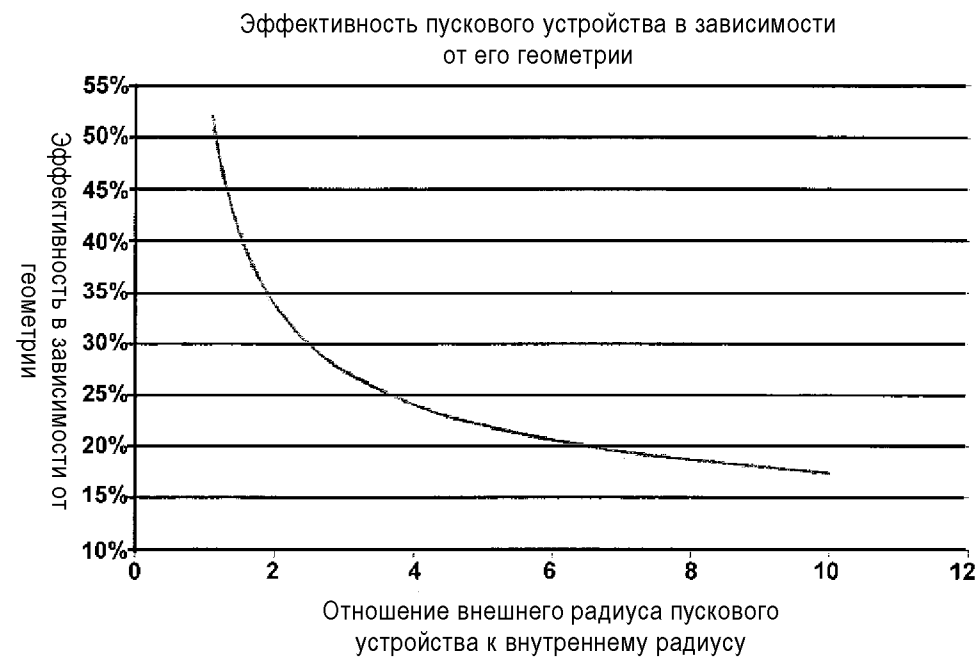
Фиг.4



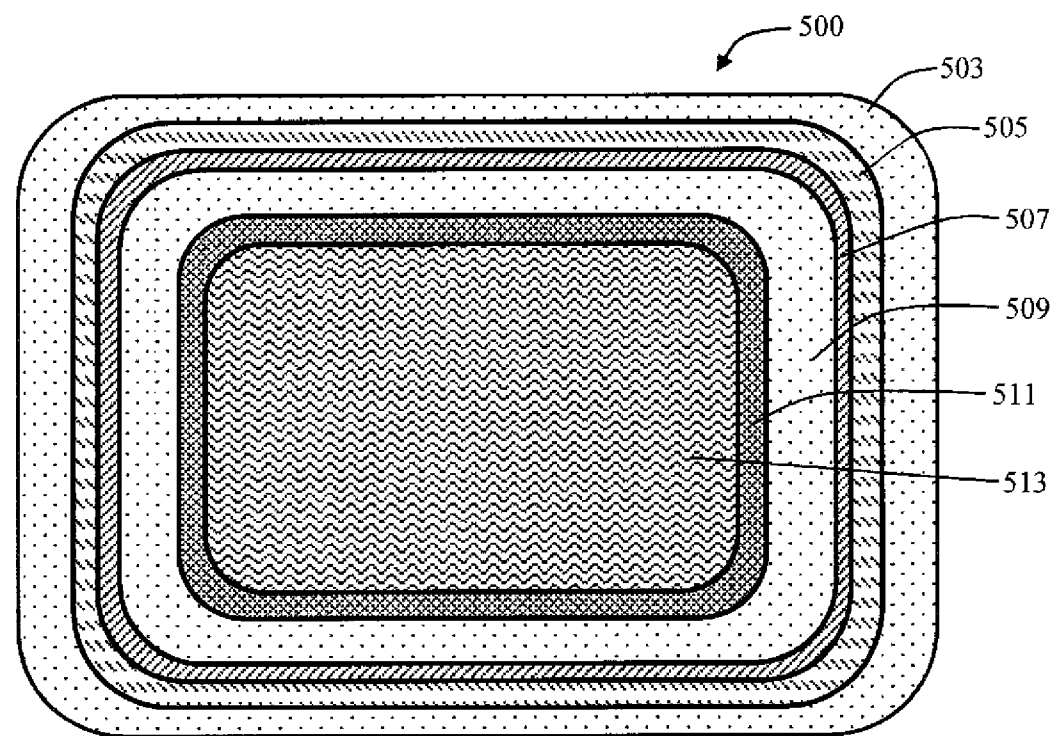
Фиг. 5



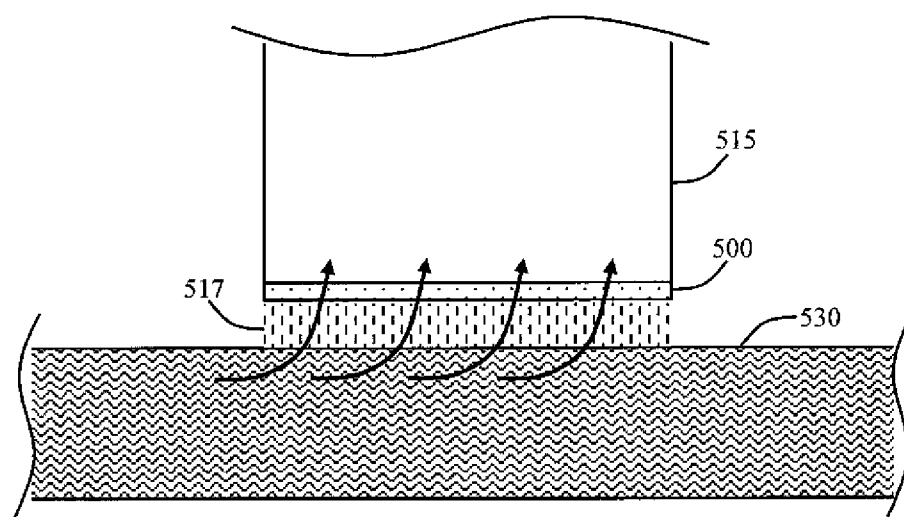
Фиг. 6



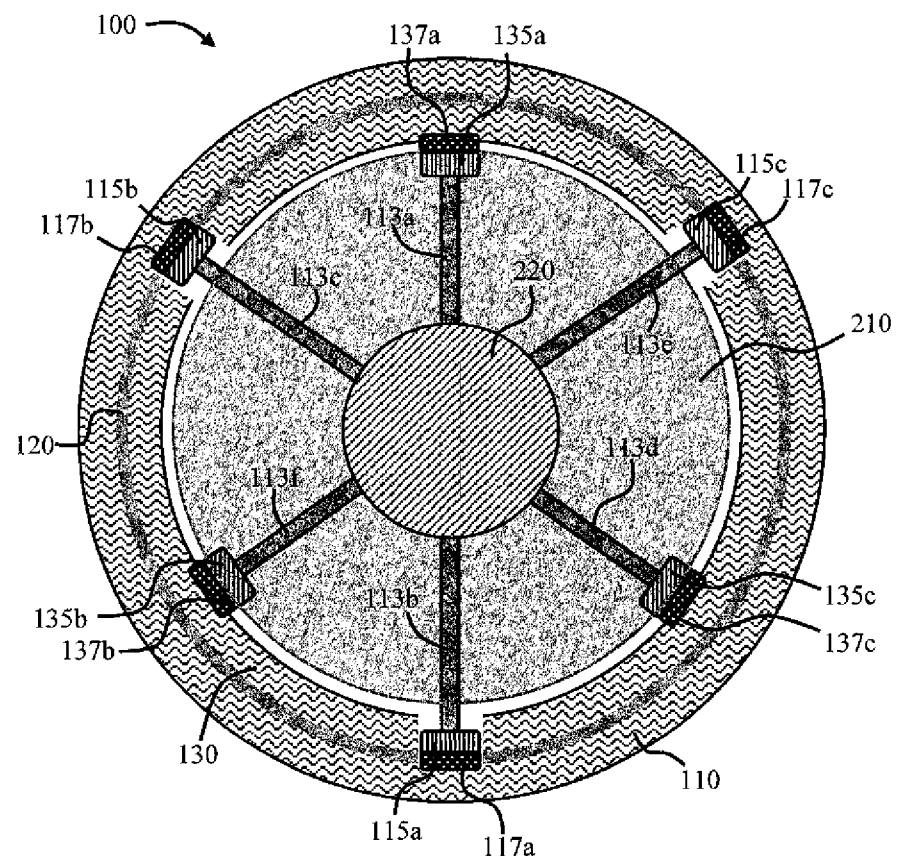
Фиг. 7



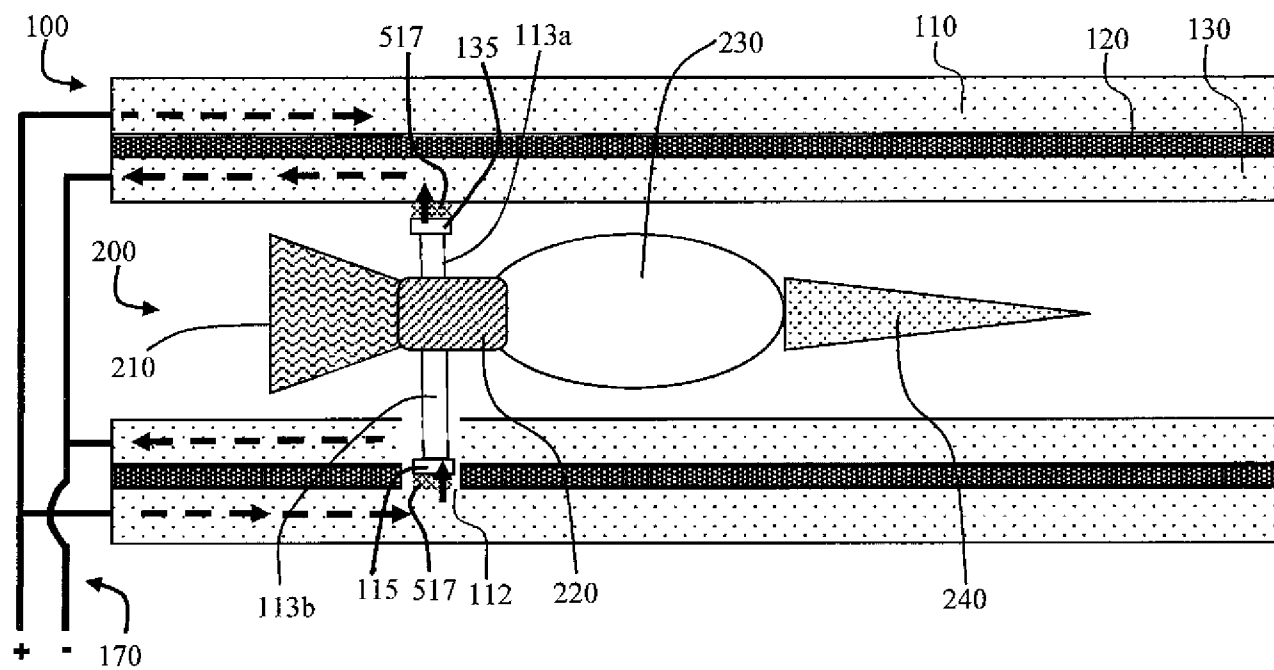
Фиг. 8а



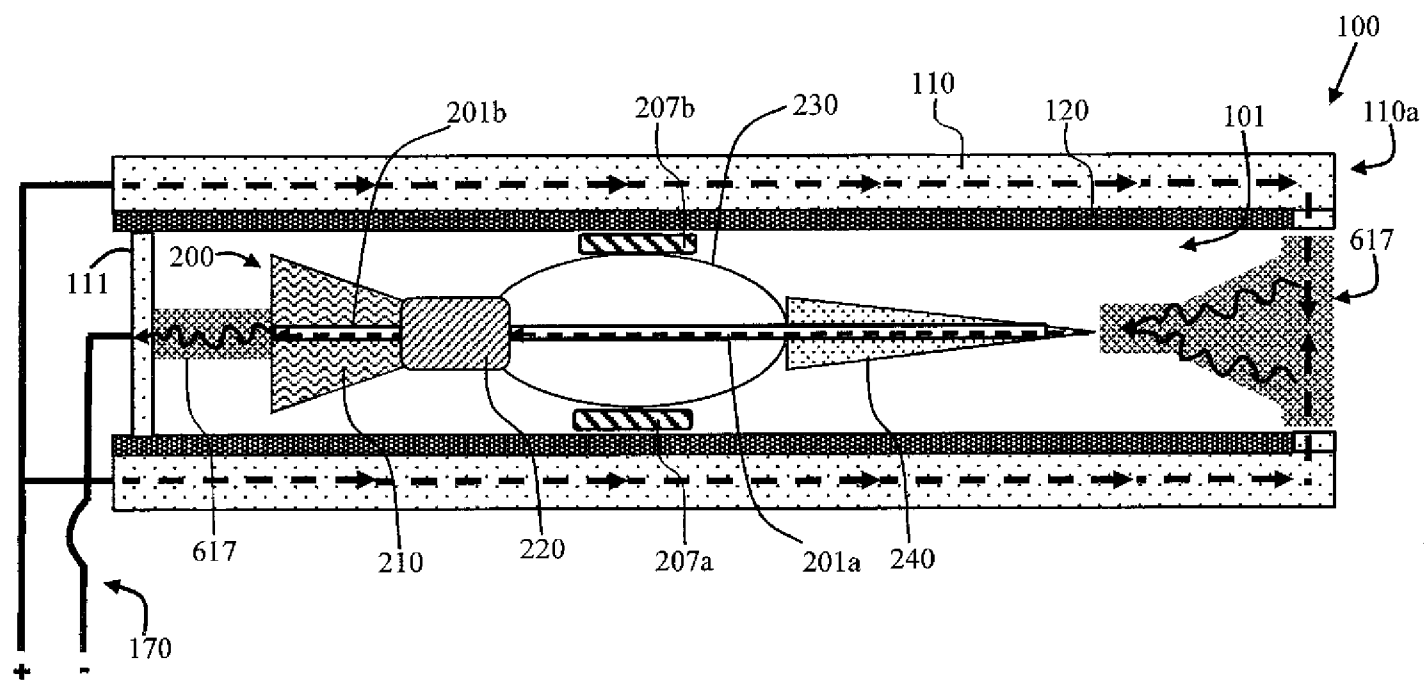
Фиг. 86



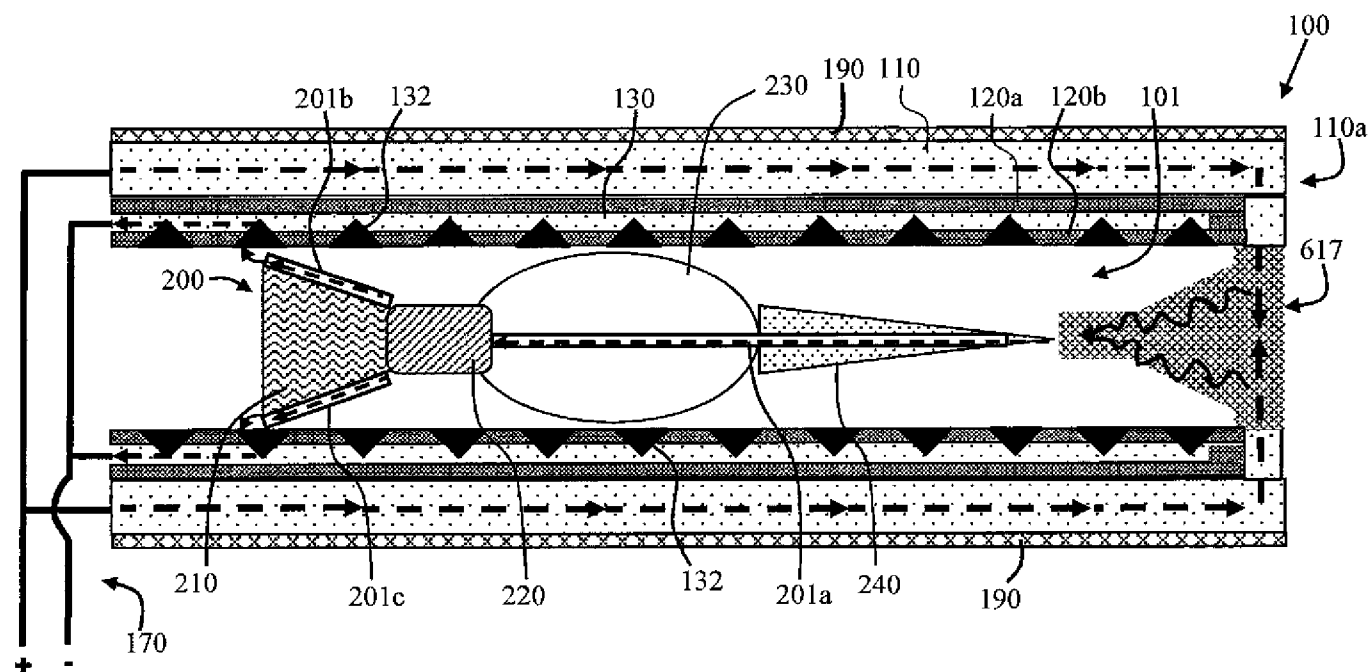
Фиг. 9



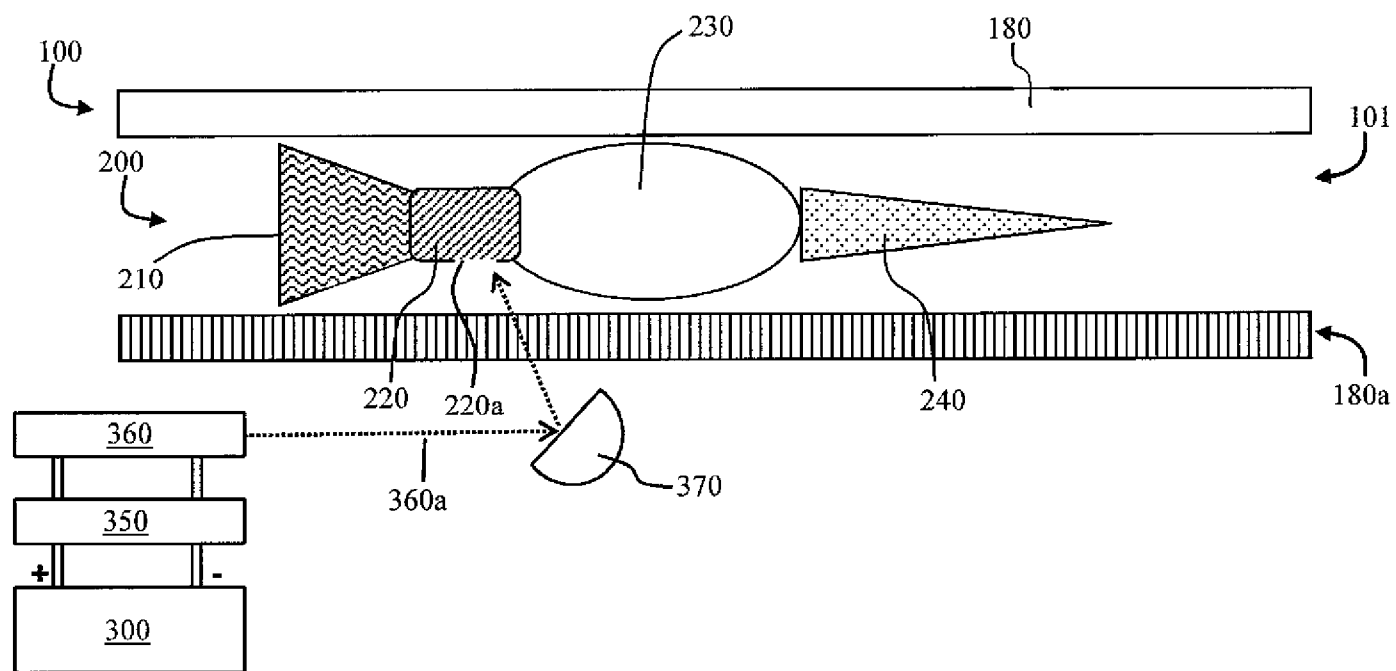
Фиг. 10



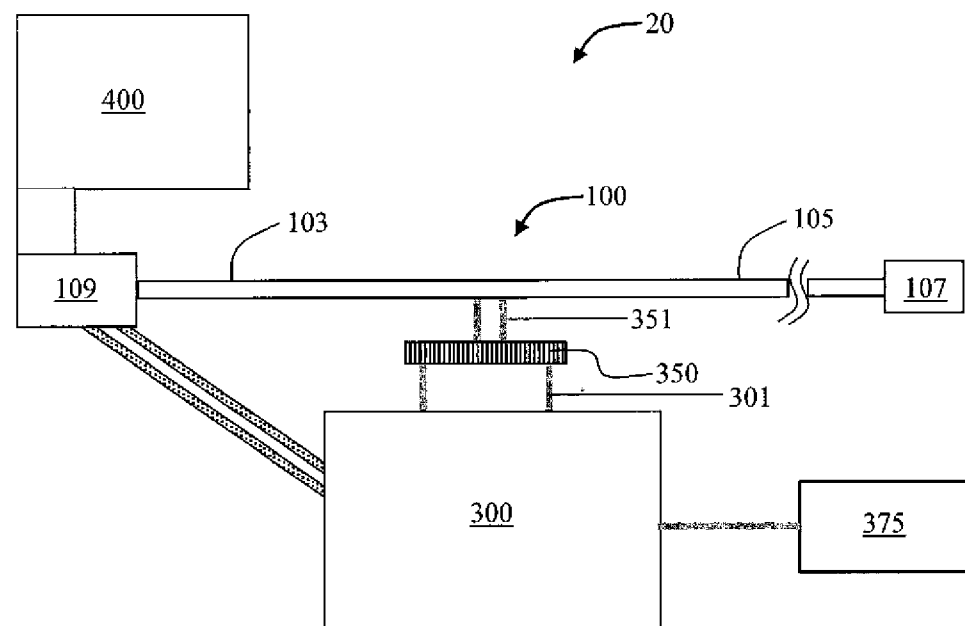
Фиг. 11



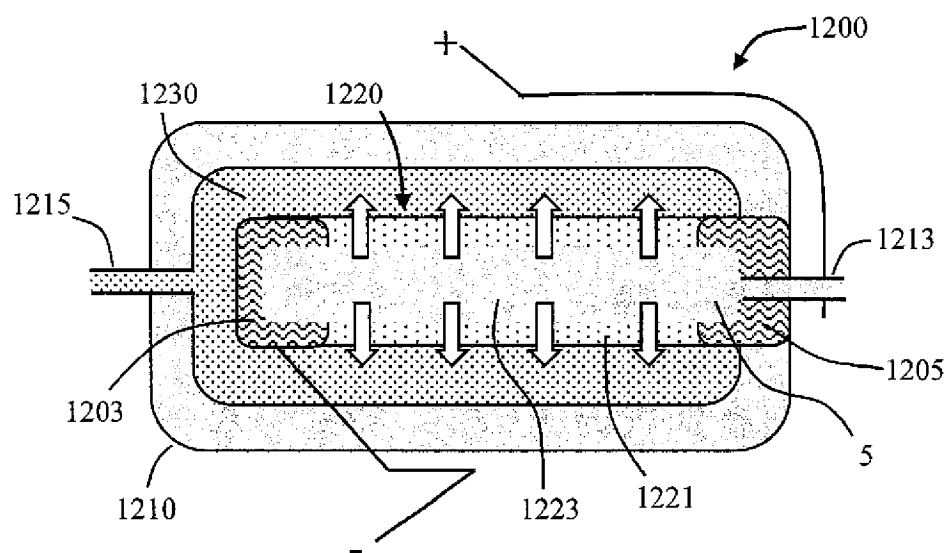
Фиг. 12



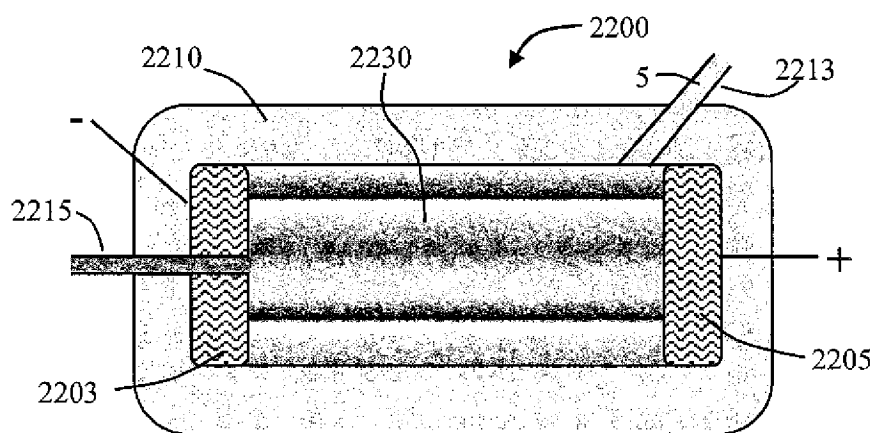
Фиг. 13



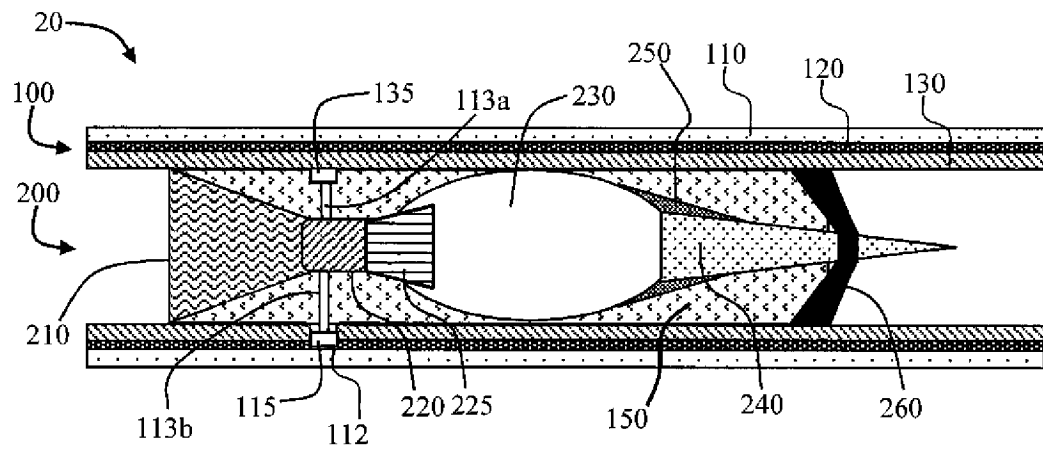
Фиг. 14



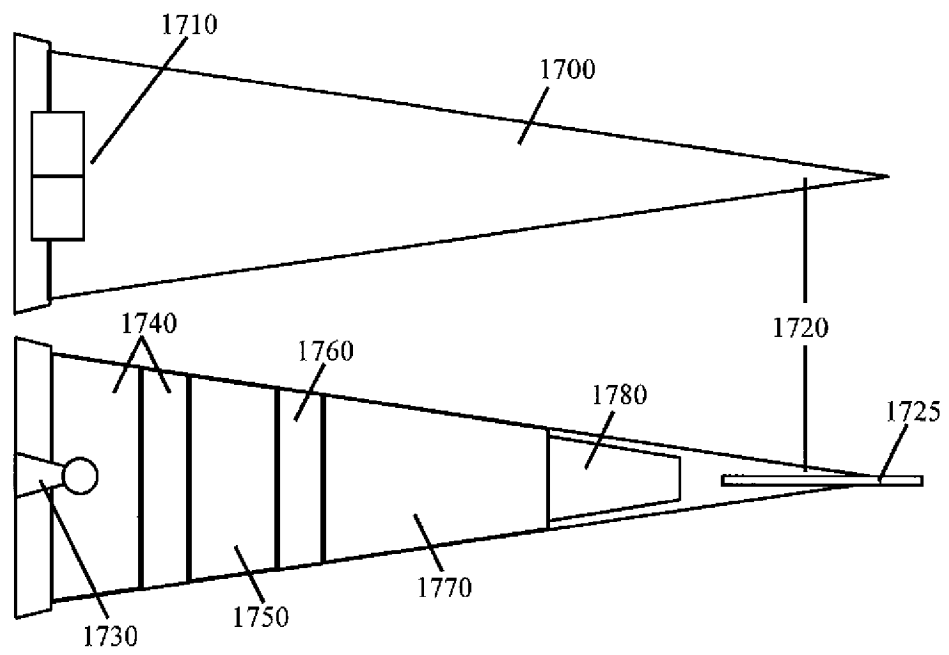
Фиг. 15



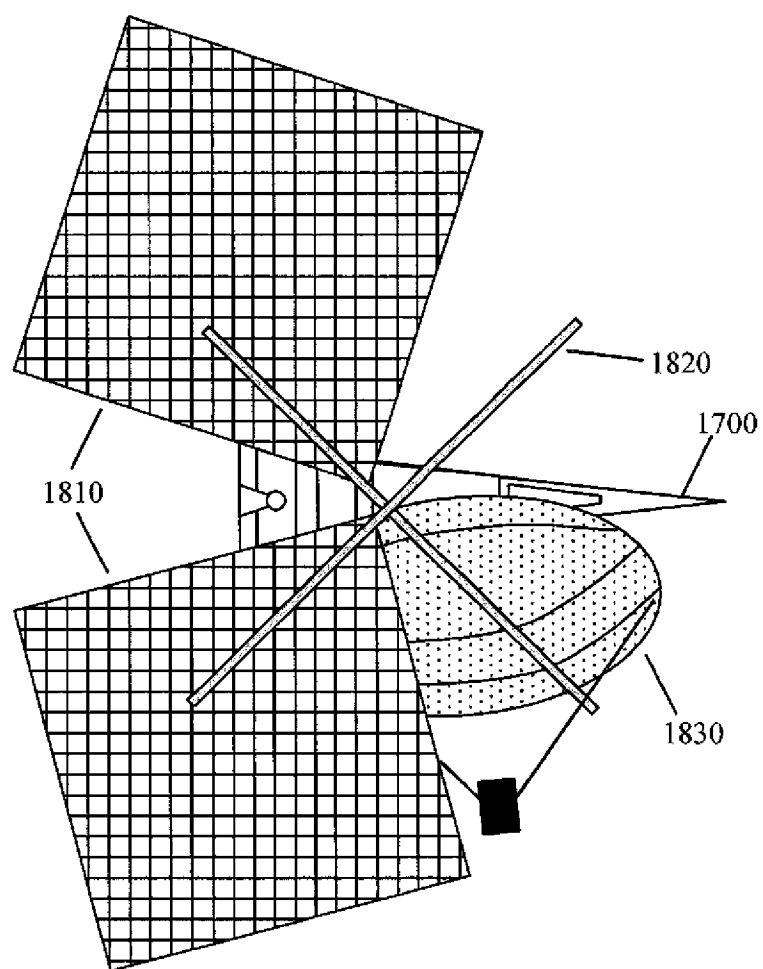
Фиг. 16



Фиг. 17



Фиг. 18



Фиг. 19

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/US2014/027721

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. B64G1/00 F41B6/00 B64G1/40  
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64G F41B

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EP0-Internal, WPI Data

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages                                                                                                                            | Relevant to claim No. |
|-----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| Y         | US 5 024 137 A (SCHROEDER JON M [US])<br>18 June 1991 (1991-06-18)<br>column 2, line 60 - column 3, line 32;<br>figures 1-3                                                                                   | 1-72                  |
| Y         | -----<br>US 5 183 956 A (ROSENBERG GIDEON [IL])<br>2 February 1993 (1993-02-02)<br>column 3, line 25 - column 4, line 18;<br>figures 1-3                                                                      | 1-72                  |
| Y         | -----<br>WO 2011/038365 A1 (HUNTER JOHN WILLIAM<br>[US]; CARTLAND HARRY E [US]; SLUDER PHILIP<br>JAMES []) 31 March 2011 (2011-03-31)<br>page 11, line 18 - page 14, line 26;<br>figures 1-18<br>-----<br>-/- | 1-72                  |

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

## \* Special categories of cited documents:

\*A\* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

\*E\* earlier application or patent but published on or after the international filing date

\*L\* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

\*O\* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

\*P\* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

\*T\* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

\*X\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

\*Y\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

\*&amp;\* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

16 July 2014

Date of mailing of the international search report

28/07/2014

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2  
NL - 2280 HV Rijswijk  
Tel. (+31-70) 340-2040,  
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Hofmann, Udo

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/US2014/027721

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages                                                                  | Relevant to claim No. |
|-----------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| Y         | US 4 967 637 A (LOEFFLER MARKUS [DE] ET AL) 6 November 1990 (1990-11-06)<br>abstract; figures 1-3<br>-----                                          | 1-72                  |
| A         | US 5 485 721 A (STEENBORG MANFRED [DE])<br>23 January 1996 (1996-01-23)<br>abstract; figures 1-3<br>-----                                           | 1,31,55               |
| A         | WO 2008/010180 A2 (SPACEGO TECHNOLOGIES PROPRIETA [ZA]; LEUSCHNER ANDRIES HERMANN [ZA]) 24 January 2008 (2008-01-24)<br>the whole document<br>----- | 1,31,55               |
| A         | US 7 775 148 B1 (MCDERMOTT PATRICK P [US])<br>17 August 2010 (2010-08-17)<br>column 11, line 26 - line 44; figures 1-4<br>-----                     | 1,31,55               |

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/US2014/027721

| Patent document<br>cited in search report |    | Publication<br>date | Patent family<br>member(s)                                                                       | Publication<br>date                                                |
|-------------------------------------------|----|---------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------|
| US 5024137                                | A  | 18-06-1991          | NONE                                                                                             |                                                                    |
| US 5183956                                | A  | 02-02-1993          | IL 92477 A<br>US 5183956 A                                                                       | 18-08-1993<br>02-02-1993                                           |
| WO 2011038365                             | A1 | 31-03-2011          | US 2012175457 A1<br>US 2012187249 A1<br>US 2013319212 A1<br>WO 2011038365 A1<br>WO 2011038369 A1 | 12-07-2012<br>26-07-2012<br>05-12-2013<br>31-03-2011<br>31-03-2011 |
| US 4967637                                | A  | 06-11-1990          | DE 3814331 A1<br>FR 2630822 A1<br>GB 2217821 A<br>US 4967637 A                                   | 09-11-1989<br>03-11-1989<br>01-11-1989<br>06-11-1990               |
| US 5485721                                | A  | 23-01-1996          | DE 4321725 A1<br>IT 1271649 B<br>JP H07133757 A<br>US 5485721 A                                  | 30-03-1995<br>04-06-1997<br>23-05-1995<br>23-01-1996               |
| WO 2008010180                             | A2 | 24-01-2008          | AU 2007274625 A1<br>WO 2008010180 A2<br>ZA 200900811 A                                           | 24-01-2008<br>24-01-2008<br>31-03-2010                             |
| US 7775148                                | B1 | 17-08-2010          | NONE                                                                                             |                                                                    |