

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(21) **201992006** (13) **A1**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2020.02.28

(51) Int. Cl. *B64G 1/00* (2006.01)
B64G 5/00 (2006.01)
F41B 6/00 (2006.01)
F42B 6/00 (2006.01)

(22) Дата подачи заявки
2018.03.02

**(54) ПУСКОВАЯ СИСТЕМА И СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ЭЛЕКТРОАНТИМАГНИТНЫХ ПУСКОВЫХ СИСТЕМ**

(31) 62/465,989

(72) Изобретатель:
Палмер Майлз Р., Хоузи Кэм (US)

(32) 2017.03.02

(33) US

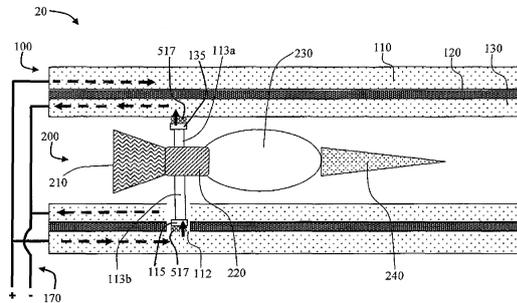
(74) Представитель:
Веселицкая И.А., Веселицкий М.Б.,
Кузенкова Н.В., Каксис Р.А., Белоусов
Ю.В., Куликов А.В., Кузнецова Е.В.,
Соколов Р.А., Кузнецова Т.В. (RU)

(86) PCT/IB2018/051354

(87) WO 2018/158746 2018.09.07

(71) Заявитель:
8 РИВЕРЗ КЭПИТЛ, ЛЛК (US)

(57) В заявке описаны пусковые системы и запускаемые летательные аппараты для использования с ними, а также способы запуска объектов, использующие запускаемый летательный аппарат и/или пусковую систему. В частности, предложены различные усовершенствования электроантимагнитных пусковых систем, летательных аппаратов и способов.



201992006
A1

201992006
A1

ПУСКОВАЯ СИСТЕМА И СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЛЕКТРОАНТИМАГНИТНЫХ ПУСКОВЫХ СИСТЕМ

5

Область техники

Настоящее изобретение относится к системам, способам и устройствам для запуска различных объектов. В частности, в настоящем раскрытии описывается повышение эффективности электроантимагнитных (электрических немагнитных) пусковых систем и соответствующие способы.

10

Уровень техники

Электроантимагнитные (ЭАМ или ЕАМ от англ. "electroantimagnetic") пусковые системы ранее предлагались для относительно недорогой доставки различных объектов из одного места в другое при полете в пределах земной атмосферы и/или в космосе (см., например, патентную публикацию US 2014/0306065, Palmer et al.). Хотя подобные ЭАМ пусковые системы позволяют получить требуемые результаты, необходимо повышение их эффективности и усовершенствование способов их реализации.

15

Сущность изобретения

В своих одном или более вариантах выполнения, настоящее раскрытие может предложить способы повышения эффективности электроантимагнитных пусковых систем. Например, эти способы могут включать следующие этапы: ускорение запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе посредством пропускания электрического тока от источника энергии по проводникам, расположенным в пусковой трубе, к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате с тем, чтобы снабдить энергией движительную систему запускаемого летательного аппарата; предотвращение, в основном, протекания электрического тока в пусковой трубе иначе, чем между проводниками пусковой трубы и контактами запускаемого летательного аппарата. В других вариантах выполнения, эти способы могут быть определены относительно одного или более из приведенных далее предложений, которые могут быть объединены в любом количестве и порядке.

25

30

Пусковая труба может иметь стартовый конец и выходной конец, при этом источник энергии может располагаться вблизи выходного конца пусковой трубы

с тем, чтобы подводить электрический ток от выходного конца в сторону
стартового конца, а пусковая труба может содержать ряд элементов,
последовательно прерывающих подведение электрического тока сзади
запускаемого летательного аппарата по мере того, как запускаемый летательный
5 аппарат ускоряется по пусковой трубе.

Элементы, последовательно прерывающие подачу электрического тока
сзади запускаемого летательного аппарата, могут быть выбраны из группы,
состоящей из твердотельных переключателей, взрывных выключателей, плавких
вставок и их комбинаций.

10 Элементы, последовательно прерывающие подачу электрического тока
сзади запускаемого летательного аппарата, могут принадлежать к одному или
более из следующих типов: с переключением по времени; с управлением
определенным компьютерным алгоритмом; с механическим переключением; с
оптическим переключением.

15 При осуществлении способа может формироваться оболочка газа гашения
ионизации, находящаяся в основном в пространстве между пусковой трубой и
запускаемым летательным аппаратом по мере ускорения запускаемого
летательного аппарата по пусковой трубе.

20 Оболочка газа гашения ионизации может быть сформирована в основном
вокруг периферии запускаемого летательного аппарата газом, выпускаемым из
запускаемого летательного аппарата.

Оболочка газа гашения ионизации может быть сформирована в основном
вокруг периферии пусковой трубы газом, выпускаемым из пусковой трубы.

25 Выпуск газа гашения ионизации в каждой конкретной секции пусковой
трубы может начинаться перед ускорением запускаемого летательного аппарата
через данную секцию пусковой трубы, и выпуск газа гашения ионизации может
прекращаться после прохождения ускоряющегося запускаемого летательного
аппарата через данную секцию пусковой трубы.

30 При осуществлении способа может генерироваться магнитная сила,
перемещающаяся за запускаемым летательным аппаратом при его ускорении по
пусковой трубе, способная воздействовать на любой электрический ток,
формирующийся сзади ускоряющегося запускаемого летательного аппарата, для
перемещения этого тока вперед и слияния с электрическим током, подводимым

через проводники в пусковой трубе к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате.

Пусковая труба может характеризоваться градиентом индукции, превосходящим минимальный градиент индукции, необходимый для работы пусковой трубы.

При осуществлении способа могут использовать несколько источников энергии, расположенных вдоль пусковой трубы и выполненных с возможностью подведения электрического тока к пусковой трубе по отдельности только в определенные секции пусковой трубы, причем каждый из источников может быть активизирован для подачи энергии только в течение промежутка времени, когда запускаемый летательный аппарат ускоряется через данную секцию пусковой трубы, питающуюся от соответствующего источника энергии.

В одном или более вариантах выполнения, в настоящем раскрытии также представлена усовершенствованная пусковая система, в частности, система, выполненная с возможностью электроантимагнитного запуска летательного аппарата. Например, такая пусковая система может включать следующие элементы: пусковую трубу, содержащую источник энергии и проводники, приспособленные для подведения электрического тока от источника энергии; запускаемый летательный аппарат, имеющий движительную систему, приспособленную для ускорения запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе, и электрические контакты, приспособленные для передачи электрического тока от проводников пусковой трубы к движительной системе; причем пусковая система выполнена с возможностью в основном предотвращения протекания электрического тока в пусковой трубе иначе, чем между проводниками пусковой трубы и контактами запускаемого летательного аппарата. В других вариантах выполнения, такие системы могут быть определены в отношении одного или более из приведенных далее предложений, которые могут быть объединены в любом количестве и порядке.

Пусковая труба может иметь стартовый конец и выходной конец; источник энергии может располагаться вблизи (со стороны) выходного конца пусковой трубы и быть выполнен с возможностью подведения электрического тока от выходного конца в сторону стартового конца; пусковая труба может содержать ряд элементов, выполненных с возможностью последовательного прерывания

подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата по мере того, как запускаемый летательный аппарат ускоряется по пусковой трубе.

5 Элементы, выполненные с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, могут быть выбраны из группы, состоящей из твердотельных переключателей, взрывных выключателей, плавких вставок и их комбинаций.

10 Элементы, выполненные с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, могут принадлежать к одному или более из следующих типов: с переключением по времени; с управлением определенным компьютерным алгоритмом; с механическим переключением; с оптическим переключением.

15 Пусковая система может содержать источник газа гашения ионизации и одно или более выпускных отверстий, выполненных с возможностью выпуска газа гашения ионизации в пространстве между пусковой трубой и запускаемым летательным аппаратом.

Одно или более выпускных отверстий для выпуска газа гашения ионизации могут быть расположены на запускаемом летательном аппарате.

Одно или более выпускных отверстий для выпуска газа гашения ионизации могут быть расположены на пусковой трубе.

20 Вдоль пусковой трубы может быть расположено большое число выпускных отверстий для выпуска газа гашения ионизации, и также может использоваться управляющий элемент, выполненный с возможностью последовательного открывания и закрывания выпускных отверстий в соответствии с прохождением мимо них запускаемого летательного аппарата.

25 Пусковая труба может обладать градиентом индукции, превосходящим минимальный градиент индукции, требующийся для работы пусковой трубы.

30 Пусковая система может содержать ряд источников энергии, размещенных вдоль пусковой трубы и выполненных с возможностью по отдельности подводить электрический ток к пусковой трубе только в ее определенные секции, и каждый из ряда источников энергии может быть активизирован для подачи энергии только когда запускаемый летательный аппарат находится в определенной секции пусковой трубы, питающейся от соответствующего источника энергии.

Краткое описание чертежей

После представленного выше общего описания настоящего изобретения, далее приводятся ссылки на приложенные чертежи, масштаб которых не обязательно соответствует реальному масштабу и в которых:

5 на фиг. 1 представлен вид сбоку пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения настоящего изобретения, в котором запускаемый летательный аппарат располагается внутри электропроводящей пусковой трубы;

10 на фиг. 2 схематически представлена пусковая система в соответствии с частным вариантом выполнения настоящего изобретения, показывающая пусковую трубу, соединенную с источником электрической энергии;

15 на фиг. 3 представлен вид сбоку сечения пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения настоящего изобретения, в которой запускаемый летательный аппарат располагается внутри электропроводящей пусковой трубы, включающей ряд независимо подключаемых и отключаемых переключателей, обеспечивающих подачу или прекращение подачи электрического тока в определенные сегменты пусковой трубы; и

20 на фиг. 4 представлен вид сбоку сечения пусковой системы в соответствии с частным вариантом выполнения настоящего изобретения, в которой запускаемый летательный аппарат располагается внутри электропроводящей пусковой трубы, включающей ряд независимых источников электрической энергии, которые могут по отдельности подавать электрический ток к определенным сегментам пусковой трубы.

Подробное описание осуществления изобретения

25 Далее приводится более полное описание настоящего изобретения. Это изобретение может быть, однако, осуществлено во многих различных формах и его не следует считать ограниченным представленными здесь вариантами, напротив, приведенные варианты делают раскрытие более обстоятельным и более полно представляют специалистам объем изобретения. В настоящем
30 описании и формуле изобретения, формы единственного числа включают также и определяемые объекты множественного числа, если контекст недвусмысленно не указывает иначе.

В одном или более вариантах выполнения, в настоящем раскрытии представляются системы и способы электроантимагнитного (ЭАМ) запуска

летательного аппарата в виде средства доставки, снаряда или любого устройства или объекта, предназначенного для полета в пределах земной атмосферы или в космосе между заданными пунктами. ЭАМ запускаемые аппараты, ЭАМ пусковые системы и способы ЭАМ запуска описываются в патентной публикации US 2014/0306065 Palmer et al., раскрытие которой введено в настоящее описание посредством ссылки. Согласно этой публикации, ЭАМ пусковая система может содержать пусковую трубу, электрически соединенную с источником электрической энергии для подачи электрической энергии в запускаемый аппарат, который может иметь один или более источников рабочего тела, электрический нагреватель для нагревания рабочего тела, поступающего из источника рабочего тела, скользящие контакты, имеющие электрический контакт с электрическим нагревателем и с пусковой трубой, расширительное сопло, связанное текучей средой с электрическим нагревателем и приспособленное для выброса одного или более нагретого рабочего тела или его компонентов, и полезную нагрузку, механически соединенную с одним или более из других компонентов запускаемого аппарата. В таких пусковых системах, энергия может подводиться к электрической ракете от стационарного источника энергии посредством одного или более проводников в трубе с вакуумом. В системе может использоваться относительно легкий двигатель с высоким отношением тяги к весу, в котором для обеспечения пуска требуется только кратковременная тяга.

ЭАМ пусковая система отличается от электромагнитных (ЭМ) запускаемых аппаратов тем, что в ней желательно свести к минимуму любые магнитные поля, генерируемые в пусковой трубе. При этом, вместо использования индуцируемого магнитного поля в качестве движущей силы (как в ЭМ запускаемых аппаратах), в ЭАМ запускаемом аппарате используют отдельную движительную систему и стремятся свести к минимуму образование магнитного поля с тем, чтобы избежать потерь энергии магнитного поля и появления сил магнитного поля на электрических контактах, используемых с запускаемым летательным аппаратом. Одно средство максимального ограничения паразитных токов и сил магнитного поля, которые могут разрушить электрические контакты, может использовать ряд источников энергии, расположенных вдоль пусковой трубы. В настоящем раскрытии эти средства могут быть усовершенствованы использованием ряда дополнительных средств для практически полного

предотвращения протекания любого нежелательного тока между проводниками пусковой трубы в других областях, помимо электрических контактов запускаемого летательного аппарата. Поскольку любой ток вне электрических контактов запускаемого летательного аппарата может быть причиной снижения эффективности запускаемого аппарата и повышения риска повреждения пусковой трубы, желательно ограничить протекание тока в пусковой трубе практически только электрическими контактами запускаемого летательного аппарата.

Описываемые здесь системы и способы могут быть использованы для любого ЭАМ запускаемого летательного аппарата, ЭАМ пусковой системы и способа ЭАМ запуска, включая и описанные в US 2014/0306065, упомянутом выше. Например, представленные системы и способы могут быть использованы в пусковой системе 20, показанной на фиг. 1, в которой запускаемый летательный аппарат (ракета-носитель) 200 располагается внутри пусковой трубы 100. Пусковая труба 100 содержит ряд концентрических электропроводящих труб, разделенных одним или более изолирующими слоями. В альтернативном варианте, пусковая труба может содержать единую, многослойную трубу, содержащую ряд проводящих слоев, разделенных одним или более изолирующими слоями. Как показано на фиг. 1, пусковая труба 100 содержит наружную проводящую трубу 110, разнесенную с внутренней проводящей трубой 130 и отделенную от нее изолятором 120. Наружная проводящая труба 110 и внутренняя проводящая труба 130 могут быть выполнены из любого проводящего 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 проводящей трубы и наружной проводящей трубы могут содержать сталь, алюминий или алюминиевый сплав. В предпочтительных вариантах выполнения, самый внутренний слой одной или обеих из внутренней проводящей трубы и наружной проводящей трубы может содержать жаропрочный износостойкий проводящий материал, например, вольфрам, рений или упрочненную медь.

Стенки наружной и внутренней проводящих труб могут иметь один или более прорезанных пазов изменяющейся геометрии, приспособленных для размещения в них одного или более скользящих контактов. Показанное на фиг. 1

поперечное сечение проходит через прорезанный паз 112 во внутренней проводящей трубе 130 и изоляторе 120 (при этом часть внутренней трубы и изолятора вырезаны, обнажая скользящий контакт в прорезанном пазе). Прорезанный паз 112 обеспечивает электрическое соединение наружной

5 проводящей трубы 110 и внешнего электрического контакта 115, выполненного с возможностью скольжения вдоль внутренней проводящей трубы 130.

Прорезанные пазы могут обеспечивать надлежащее электрическое соединение между трубами и электрическими контактами, предотвращая или существенно сокращая искрение между проводниками трубы, а также служат центровке

10 запускаемого летательного аппарата 200 и по существу предотвращают его вращение внутри пусковой трубы 100. Центрирующие стержни 113а и 113b могут иметь физическое соединение со скользящими электрическими контактами 115 и 135, соответственно, и также иметь физический контакт с электрическим нагревателем 220. Центрирующие стержни, предпочтительно,

15 выполнены из прочного, жесткого проводящего материала, например, стали, алюминия, или другого металла или сплава металла, который, при необходимости, может включать изолирующий слой. Скользящие электрические контакты могут образовывать дугогасительный скользящий контакт (например, плазменную щетку) с проводящими стенками трубы, характеризующийся

20 минимальным падением напряжения. Дуга может быть локализована механически, например, за счет использования скользящего изолирующего ограждения. В других вариантах выполнения, локализация дуги может обеспечиваться магнитными силами, которые могут создаваться током, передаваемым от контакта. В частности, контакты могут образовывать петлю

25 тока, приспособленную для формирования магнитных сил. В некоторых вариантах выполнения, магнитные силы могут создаваться автономным источником энергии или объектом, установленным на запускаемом аппарате. Например, магнитные силы могут создаваться магнитом, например сверхпроводящим магнитом. В частных вариантах выполнения, площадки

30 скользящих контактов могут быть приспособлены для работы в качестве плазменных щеток.

Запускаемый аппарат 200 содержит полезную нагрузку 240, топливный бак 230, электрический нагреватель 220 и расширительное сопло 210. В процессе использования, как показано на фиг. 1, электрическая энергия проходит от

источника электрической энергии (см. элемент 300 на фиг. 2) по электрическим линиям 170. Как показано на чертеже, электрическая энергия проходит от электрических линий 170 к наружной проводящей трубе 110, далее на скользящий контакт 115 через плазменный дуговой контакт 517 и через

5 центрирующий стержень 113b к электрическому нагревателю 220.

Электрическая цепь замыкается прохождением тока от электрического нагревателя 220 через центрирующий стержень 113a и скользящий контакт 135 к внутренней трубе 130 через плазменный дуговой контакт 517. Рабочее тело из топливного бака 230 нагревается в электрическом нагревателе 220 и

10 расширяется, проходя через сопло 210 для ускорения запускаемого аппарата 200 через пусковую трубу 100. В таких вариантах выполнения, продвижение может быть охарактеризовано как движение под действием электрической ракетной тяги за счет энергии электрического тока, подключаемого через плазму.

Запускаемый аппарат 200 также может выполнен с возможностью

15 индуцированной подачи рабочего тела от топливного бака 230 к электрическому нагревателю 220. Нагнетание рабочего тела может потребовать подачи значительной энергии, например, порядка 50 МВт или примерно 70000 л.с.

Предпочтительно, энергия для индуцированной подачи рабочего тела может быть предоставлена в форме, характеризующейся компактностью и малой

20 массой. Например, топливный бак 230 может находиться под соответствующим повышенным давлением. Для электрического нагревателя, расположенного внутри топливного бака 230 для создания давления, может быть использована шинная система подачи энергии. В некоторых вариантах выполнения, линейная электромагнитная катушка с воздушным сердечником, питающаяся от шинной

25 системы подачи энергии, может быть использована для перемещения поршня внутри топливного бака 230. В других вариантах выполнения, электрический двигатель с воздушным сердечником, питающийся от шинной системы подачи, и турбина могут быть использованы для нагнетания рабочего тела из топливного бака 230 в электрический нагреватель 220.

30 Соединение через плазму возникает в плазменном дуговом контакте 517 между проводящими трубами 110 и 130 и скользящими контактами 115 и 135. В некоторых вариантах выполнения, скользящие контакты первоначально находятся в непосредственном физическом контакте с наружной проводящей трубой 110 и внутренней проводящей трубой 130, соответственно. Для

удерживания скользящего контакта на неподвижной трубе может создаваться определенное контактное усилие. Контактная поверхность скользящего контакта может быть выполнена с возможностью испарения, когда скользящий контакт движется вдоль проводящей трубы, при этом испарившийся материал может
5 формировать плазменный дуговой контакт 517 между скользящим контактом(-ами) и проводящей трубой(-ами). Предпочтительно, испарение поверхности контакта стабилизируется, когда между контактной поверхностью и проводящей трубой достигается определенный зазор. Этот зазор может составлять примерно от 0,1 до 50 мкм. Меньший зазор в этом интервале более предпочтителен для
10 получения тонкого слоя плазмы, обеспечивающего требуемое малое падение напряжения с соответствующими минимальными потерями. Для этого, предпочтительно, чтобы создаваемый зазор был менее 5000 мкм, менее 1000 мкм, менее 500 мкм или менее 100 мкм (при минимальной величине зазора примерно 0,1 мкм). Взаимодействие через вязкое трение в плазменном дуговом
15 контакте может непрерывно испарять материал трубы для восполнения потерь материала, обусловленных абразивным срезанием на движущемся скользящем контакте.

В некоторых вариантах выполнения, скользящие контакты запускаемого летательного аппарата могут быть сформированы из материалов,
20 характеризующихся более высокой твердостью по сравнению с материалами, используемыми для изготовления пусковой трубы. Возможное повреждение пусковой трубы не имеет большого значения с учетом описанной здесь конфигурации, благодаря реализации автоматизированной высокоскоростной системы восстановления, в которой могут быть использованы относительно
25 более мягкие материалы пусковой трубы для смягчения прохождения запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе за счет расходования материала.

Любое повреждение пусковой трубы, как случайное, так и обусловленное смягчающим движением расходом материала, упомянутым выше, может быть
30 обнаружено и исправлено с использованием автоматизированной высокоскоростной системы измерения и восстановления. Преимуществом представленных систем и способов является способность осуществления быстрых повторных пусков. Для реализации этого, высокоскоростная автоматизированная система диагностики и восстановления может быть

выполнена с возможностью прохождения по пусковой трубе, измерения целостности пусковой трубы и выполнения необходимого ремонта между каждыми пусками или каждыми несколькими пусками. В частном варианте выполнения, система может содержать три независимые секции. Первая и третья секции могут включать датчики ускорения, датчики вибрации, датчики электрического сопротивления скользящих накладок, высокоскоростные измерители шероховатости (профилометры) и системы формирования изображения. Вторая секция может включать распылитель или другие известные системы нанесения покрытий для нанесения электропроводящего материала-заполнителя на рельсы и электроизоляционного материала на изоляторы. Первая секция может быть выполнена с возможностью проведения диагностики и количественной оценки любых дефектов, после чего вторая секция выполняет любой ремонт, необходимость которого определена первой секцией, а третья секция может быть выполнена для подтверждения того, что ремонт, выполненный второй секцией, возвращает пусковую трубу в состояние, необходимое для запуска, характеризующееся требуемым диапазоном допусков.

Как показано на фиг. 2, для подачи электрической энергии в пусковую трубу 100, имеющую стартовый конец 103, главную секцию 105 пусковой трубы и выходной конец 107 пусковой трубы, может быть использован источник 300 электрической энергии. Источник 300 энергии может, при необходимости периодически перезаряжаться, например, от электрической сети или специальной генераторной системы 375. В некоторых вариантах выполнения, источник 300 электрической энергии может содержать аккумуляторный блок. Например, может быть использована комбинация последовательно-параллельно включенных кислотно-свинцовых батарей (например, автомобильных батарей). Аналогично, могут быть использованы любые другие батареи или комплекты батарей, пригодные для снабжения электрической энергией. В частных вариантах выполнения, между аккумуляторным блоком и пусковой трубой может быть включена индуктивность 350 так, что аккумуляторный блок заряжает индуктивность, когда она находится в состоянии заряда. После этого индуктивность 350 может быть переключена в состояние разряда, в котором индуктивность разряжается на пусковую трубу. В процессе работы, запускаемый летательный аппарат 200 первоначально устанавливается внутри пусковой трубы 100 около подготовительной позиции 109 на стартовом конце 103 пусковой

трубы. Пусковая система 20 может включать дополнительные элементы, как это показано на фиг. 2, например, здание 400 пункта управления пуском и систему 375 соединения с сетью и генерации. Вкратце, в процессе работы электрическая энергия передается от электрического источника 300 предварительного заряда
5 через проводник 301 к индуктивности 350, а затем по проводнику 351 к пусковой трубе 100. Хотя в системе может использоваться индуктивность, раскрытие также охватывает варианты выполнения, в которых индуктивность в принципе не используется. Например, такие источники энергии, как, например, жидкие батареи с высокой скоростью разряда, могут использоваться для
10 непосредственной подачи энергии к запускаемому аппарату и исключить необходимость в индуктивности.

Проводник 351 может соответствовать электрическим линиям 170, показанным на фиг. 1, или быть соединенным с ними. Электрическая энергия проходит через проводящую пусковую трубу к электрическому нагревателю 220
15 с использованием различных механизмов (например, скользящие контакты, передача посредством плазменной дуги, прохождение через проводящие трубы, и прохождение через отверстие в пусковой трубе). Рабочее тело из топливного бака 230 нагревается в электрическом нагревателе 220 и выходит из расширительного сопла 210, ускоряя запускаемый летательный аппарат 200 по
20 пусковой трубе 100. В дополнение к уже сказанному, ЭАМ пусковая система и/или запускаемый летательный аппарат могут включать любой из других элементов, описанных в патентной публикации US 20014/0306065, упомянутой выше.

Пусковая труба 100 может быть расположена практически горизонтально.
25 Этим она сильно отличается от известных "пушек" или катапульт, требующих существенного наклона пусковой трубы с тем, чтобы полезная нагрузка запускалась под максимально возможным углом, чтобы быстрее покинуть атмосферу. В настоящем раскрытии, пусковая труба может иметь наклон к горизонту от 0° до примерно 15° , предпочтительно, от 0° до примерно 10° , или
30 от 0° до примерно 5° . В некоторых вариантах выполнения, может быть использован сверхзвуковой планирующий летательный аппарат для обеспечения возможности увеличения угла тангажа запускаемого аппарата и достижения желаемого угла подъема через атмосферу после практически горизонтального запуска (т.е., под упомянутым выше углом).

В одном или более вариантах выполнения, выход пусковой трубы расположен, в частности, ниже уровня земли. Например, пусковая труба может быть расположена под землей так, что ее выход находится вблизи крутого выхода породы или похожем месте. Размещение выхода пусковой трубы в воздухе в точке ниже уровня земли можно сочетать с созданием относительно узкого или имеющего очень близкие размеры пускового отверстия. Пусковым отверстием с близкими размерами может считаться отверстие, размеры которого превосходят максимальный внешний размер запускаемого аппарата не более, чем на 20%, не более, чем на 15%, не более, чем на 10% или не более, чем на 5%.

Использование пускового отверстия с близкими размерами ставит перед запускаемым аппаратом трудную задачу прохождения сквозь узкое отверстие для выхода в открытое воздушное пространство и требует наличие у запускаемого аппарата, выходящего в открытый воздух, теплозащитного экрана и/или системы управления, обладающей высокой точностью и надежностью. Это может существенно повысить гарантии безопасности процесса запуска, так как выход рабочих параметров за требуемые границы приведет к разрушению запускаемого аппарата еще до его выхода в открытое пространство за пределами подземного пускового комплекса.

В некоторых вариантах выполнения, запускаемый аппарат может обладать нейтральной или отрицательной аэродинамической устойчивостью. При этом активная стабилизация должна происходить непрерывно в процессе запуска для предотвращения отклонений по тангажу и последующего разрушения аппарата. Это требование непрерывной стабилизации также может радикально повысить гарантии безопасности процесса запуска.

Безопасность может быть также улучшена за счет внедрения системы мониторинга безаварийного выхода запускаемого аппарата. Например, система запуска может включать программное обеспечение или аналогичные компоненты, которые непрерывно выдают команды аварийного отключения, однако, эти команды активно блокируются, пока сохраняются определенные параметры. Определенные параметры могут включать любой один или более параметров, указывающих на надлежащее функционирование системы. Например, телеметрическая система запускаемого летательного аппарата может быть выполнена с возможностью передачи сигналов, свидетельствующих о сохранении целостности запускаемого летательного аппарата и/или

показывающих, что процесс запуска развивается по заданному сценарию. Система может включать передачу заданных параметров с определенным периодом (например, в диапазоне от 1 миллисекунды до 100 миллисекунд). Если от телеметрической системы запускаемого летательного аппарата не поступает единственный требуемый сигнал штатного функционирования или система не передает определенное число заданных сигналов штатного функционирования, прекращается активное блокирование команды аварийного отключения, и инициируется аварийное прекращение пуска.

Любое событие, приводящее к внезапному нарушению процесса пуска, может вести к прогрессирующему катастрофическому разрушению достаточно длинного сегмента пусковой трубы. Даже в ситуации, когда процесс пуска остановлен главным контроллером системы, скорость движения запускаемого аппарата по пусковой трубе может привести к повреждениям различного уровня вдоль значительных участков пусковой трубы. В некоторых вариантах выполнения, это может быть по меньшей мере частично предотвращено использованием мощных бризантных зарядов, размещаемых с интервалом вдоль пусковой трубы, которые могут быть активированы в нужных местах для очень быстрого разрушения конструкции запускаемого летательного аппарата, благодаря чему происходит саморазрушение запускаемого летательного аппарата за очень короткое время и на очень малом расстоянии, что дает возможность ограничить повреждения пусковой трубы коротким отрезком, и не допускает разрушений по большой протяженности пусковой трубы. В других вариантах выполнения, мощный лазер, расположенный на выходе пусковой трубы (или несколько лазеров, последовательно расположенных по длине пусковой трубы) могут быть направлены вниз вдоль пусковой трубы на приближающийся запускаемый летательный аппарат. При возникновении условий, требующих аварийного прерывания пуска, или условий, способствующих катастрофе при запуске, лазер(-ы) может быть использован для очень быстрого разрушения конструкции запускаемого летательного аппарата, вызывая его самоуничтожение за очень короткое время на малом расстоянии, чем ограничиваются повреждения пусковой трубы коротким отрезком вместо разрушений по большой протяженности пусковой трубы.

В дополнении к сказанному, настоящая система может включать лазерную систему разрушения в свободном полете. Отказы некоторых типов при запуске

могут повреждать одно или более других предохранительных устройств, упомянутых здесь. Аналогично, отказы могут возникать после выхода запускаемого летательного аппарата из пусковой трубы. Соответственно, в некоторых вариантах выполнения, настоящая система может включать лазер
5 большой мощности, способный разрушать запускаемый летательный аппарат в полете.

Способы и системы в соответствии с настоящим раскрытием, в частности, могут быть использованы для повышения эффективности ЭАМ пусковых систем и также предотвращения повреждения ЭАМ системы и летательных аппаратов,
10 возникающих из-за возникновения нежелательных условий внутри пусковой трубы, не связанных с током в электрических контактах запускаемого летательного аппарата. Соответственно, в одном или более вариантах выполнения, предлагается способ повышения эффективности ЭАМ пусковой системы, включающий следующие шаги: ускорение запускаемого летательного
15 аппарата по пусковой трубе пропусканием электрического тока от источника энергии через проводники, расположенные в пусковой трубе, к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате для снабжения энергией движительной системы пусковой трубы; и предотвращение, в основном, протекания электрического тока в пусковой трубе иначе, чем между
20 проводниками пусковой трубы и электрическими контактами запускаемого летательного аппарата. Предотвращение, в основном, протекания электрического тока согласно такому требованию может быть достигнуто различными средствами.

В одном или более вариантах выполнения, поток нежелательного
25 электрического тока может быть в основном предотвращен ограничением или не допущением выхода электрического тока из проводящих труб сзади запускаемого летательного аппарата. Выхлоп запускаемого летательного аппарата может иметь очень высокую температуру, характерную для случаев, когда движение обеспечивается электродуговым двигателем, омическим
30 ракетным индукторным двигателем или подобным. Такой выхлоп может характеризоваться ионизацией, достаточной для пропускания тока между проводниками пусковой трубы в области сзади запускаемого летательного аппарата, ускоряющегося по пусковой трубе. Для предотвращения, в основном,

такого нежелательного протекания электрического тока, целесообразно в описанной здесь пусковой системе использовать специальную конструкцию.

Пусковая система, в соответствии с вариантами выполнения настоящего изобретения, может содержать следующие компоненты: пусковую трубу, включающую источник энергии и проводники, выполненные с возможностью подведения электрического тока от источника энергии; и запускаемый летательный аппарат, включающий движительную систему, выполненную с возможностью ускорения запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе, и электрические контакты, выполненные с возможностью передачи электрического тока от проводников пусковой трубы к движительной системе. В некоторых вариантах выполнения, может быть целесообразным сформировать пусковую систему так, чтобы источник энергии располагался вблизи выходного конца пусковой трубы и обеспечивал подачу электрического тока от выходного конца в сторону стартового конца. В альтернативном варианте или дополнительно, источник энергии также может находиться вблизи стартового конца пусковой трубы и/или в нескольких точках по длине пусковой трубы.

В одном или более вариантах выполнения, пусковая труба может включать ряд элементов, выполненных с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата по мере ускорения аппарата по пусковой трубе. Прерывание подачи электрического тока может быть осуществлено подходящим способом, например, использованием твердотельных переключателей, взрывных выключателей, плавких вставок и т.п. Переключатели могут быть с переключением по времени, с управлением определенным компьютерным алгоритмом, либо могут срабатывать непосредственно при прохождении запускаемого летательного аппарата (например, отключением механического или оптического переключателя). Как, например, показано на фиг. 3, пусковая труба 100 включает источник 300 электрической энергии, расположенный вблизи выходного конца 107 пусковой трубы, который подает электрический ток по электрической линии 170, протекающий в направлении, противоположном направлению ускорения запускаемого летательного аппарата в пусковой трубе (т.е., от выходного конца к стартовому концу). Пусковая труба (которая для простоты показана только частично) имеет ряд электрических переключателей 143 и, как показано, спереди от запускаемого летательного аппарата 200 замкнутые переключатели 143а

обеспечивают подачу электрического тока к пусковой трубе 100 (а, значит, и к
запускаемому аппарату), а сзади запускаемого летательного аппарата
разомкнутые переключатели 143b обеспечивают предотвращение подачи
электрического тока через пусковую трубу. Переключатели (или другие
5 эквивалентные элементы) могут быть выполнены с возможностью
последовательного прекращения подачи электрического тока сзади запускаемого
летательного аппарата по мере того, как этот аппарат ускоряется по пусковой
трубе.

В одном или более вариантах выполнения, протекание нежелательного
10 электрического тока может быть в основном предотвращено созданием
препятствия протеканию тока между пусковой трубой и запускаемым
летательным аппаратом. В частности, пусковая труба или запускаемый
летательный аппарат, или они оба могут включать источник газа гашения
ионизации и одно или более выпускных отверстий, позволяющих выпускать газ
15 гашения ионизации в пространство между пусковой трубой и запускаемым
летательным аппаратом. Например, запускаемый летательный аппарат может
содержать источник водорода для использования в качестве рабочего тела, а
часть этого газообразного водорода может быть выпущена в виде газа гашения
ионизации. Могут также использоваться и другие газы. В вариантах выполнения,
20 где газ выпускается из запускаемого летательного аппарата, выпускные
отверстия могут располагаться практически по всей длине запускаемого
летательного аппарата или в отдельных местах (например, в передней и/или
задней частях запускаемого летательного аппарата). Конечно, запускаемый
летательный аппарат может содержать все необходимые насосы, клапаны,
25 трубопроводы и т.п., необходимые для подведения газа в нужные места в
нужное время, с нужной периодичностью и концентрацией. Такие
дополнительные элементы для выпуска газа также могут располагаться и в
пусковой трубе. В некоторых вариантах выполнения, защитный экран газа
гашения ионизации может быть сформирован по существу вокруг периферии
30 запускаемого летательного аппарата посредством впускания газа из этого
аппарата. В других вариантах выполнения, экран газа гашения ионизации может
быть сформирован по существу по всей окружности пусковой трубы
выпусканием газа из пусковой трубы. По аналогии с переключателями,
показанными на фиг. 3, по длине пусковой трубы может быть расположено

множество выпускных отверстий, и газ может выпускаться по любой заданной схеме (например, выпускаться по всей длине пусковой трубы во время ускорения в ней запускаемого летательного аппарата; выпускаться впереди запускаемого летательного аппарата с прекращением выпуска после

5 прохождения аппарата; выпускаться только сзади запускаемого летательного аппарата; выпускаться непосредственно перед прохождением запускаемого летательного аппарата с прекращением в любой момент после прохождения аппарата; или др.). В частных вариантах выполнения, выпускание газа гашения ионизации из любой заданной секции пусковой трубы может начинаться перед

10 ускорением запускаемого летательного аппарата мимо этой секции пусковой трубы, и выпускание газа гашения ионизации может заканчиваться после того, как ускоряющийся запускаемый летательный аппарат пройдет мимо данной секции пусковой трубы.

Хотя в уровне техники известно использование инжекторов газа и

15 подобных устройств в качестве генераторов плазмы для обеспечения тяги, в настоящем раскрытии используется гасящий газ для управления локализованной плазмой, а не для ускорения плазмы до высоких скоростей путем перемещения плазмы под действием различных электрических полей. В известных системах и

20 способах требуется движение сформированной плазмы от места ее формирования для получения ускорения. Согласно настоящему раскрытию, напротив, гасящие газы используются для локализации плазмы вблизи плазменного дугового контакта между проводящими трубами и скользящими контактами и гарантии того, что сформированная плазма не подвержена

25 сколько-нибудь заметному смещению от плазменного дугового контакта. Соответственно, в некоторых вариантах выполнения, в предложенной системе можно будет по существу избежать возникновения сил, обусловленных электрическими или магнитными полями, путем ослабления этих полей практически до нуля, после чего переместить плазму газодинамическими

30 силами.

В некоторых вариантах выполнения, протекание нежелательного электрического тока может быть практически предотвращено созданием магнитной силы, следующей за запускаемым летательным аппаратом по мере его ускорения через пусковую трубу. В частности, магнитная сила может заставить любой электрический ток, образующийся сзади ускоряющегося запускаемого

летательного аппарата, смещаться вперед и смешиваться с электрическим током, проходящим через проводники в пусковой трубе к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате. Как отмечалось выше, запускаемый летательный аппарат может вырабатывать поток выхлопа с очень высокой температурой внутри пусковой трубы, который может проводить ток между проводниками пусковой трубы сзади ускоряющегося запускаемого летательного аппарата. Возникающий электрический ток может быть принужден смещаться вперед внутри пусковой трубы под действием достаточной магнитной силы. Одним частным способом получения такой силы является непрерывное управление градиентом индукции в пусковой трубе.

Если в обычном ЭМ запускаемом аппарате стремятся увеличить индукцию на единицу длины для повышения эффективности, в ЭАМ запускаемом аппарате (например, используемом в настоящем раскрытии) могут достичь максимальной эффективности путем сведения индукции к минимуму. Это может быть достигнуто, например, управлением геометрией пусковой системы. В частности, удельная индукция на единицу длины пусковой трубы может изменяться в зависимости от отношения внешнего радиуса пусковой трубы к ее внутреннему радиусу (т.е., отношения радиуса наружной трубы к радиусу внутренней трубы). Индукция может падать с уменьшением этого отношения. Таким образом, может быть желательным использовать пусковую трубу с низким значением отношения, т.е., иметь минимальную общую толщину для любого пространства между стенками проводящей пусковой трубы. Аналогично, эффективность ЭАМ запускаемого аппарата может увеличиваться при уменьшении отношения внешнего радиуса пусковой трубы к внутреннему радиусу. Таким образом, может быть желательным сделать это отношение как можно более близким к 1 (ограничивается только необходимой толщиной проводников для передачи тока и толщиной имеющихся изоляторов для предотвращения высоковольтного пробоя между проводящими трубами). Тем самым, можно определить минимальный градиент индукции, получаемый в пусковой системе, для достижения максимальной эффективности. В некоторых вариантах выполнения, пусковая система может быть выполнена с возможностью получения градиента индукции больше этого минимального градиента, требуемого для работы пусковой трубы. Например, градиент индукции может быть больше примерно от

1% до 20% минимального градиента, вычисленного для достижения максимальной эффективности.

Для формирования магнитного поля, подача электрического тока может начинаться от стартового конца пусковой трубы, как это показано на фиг. 1.

5 Поскольку за ускоряющимся запускаемым летательным аппаратом создается какая-либо ионизация, достаточная для пропускания электрического поля, градиент индукции, слегка превышающий необходимый, может эффективно создавать магнитную силу за счет протекающего электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата. Магнитная сила может быть откалибрована
10 в заданном диапазоне посредством управления градиентом индукции, как это было описано выше, так, чтобы электрический ток, протекающий за ускоряющимся запускаемым летательным аппаратом, эффективно продвигался вперед для смешивания, в основном, с электрическим током, проходящим в электрические контакты на запускаемом летательном аппарате. Таким путем,
15 образующийся ввне электрический ток может быть направлен через электрические контакты и существенно снизить или устранить негативные влияния протекания нежелательного электрического тока в пусковой трубе.

В некоторых вариантах выполнения, протекание нежелательного электрического тока может быть по существу предотвращено увеличением числа
20 источников питания для пусковой трубы и надежным разделением цепей, связанных с отдельными источниками питания. Как показано, например, на фиг. 4, пусковая труба 100 включает ряд источников (300a-300e) электрической энергии, расположенных по длине пусковой трубы, каждый из которых по отдельности выдает по электрическим линиям (170a-170e) электрический ток,
25 протекающий в направлении, противоположном направлению ускорения запускаемого летательного аппарата 200 в пусковой трубе (т.е., от выходного конца к стартовому концу). Соответствующие источники электрической энергии и электрические линии могут формировать ряд отдельных и разделенных электрических цепей, в которых электрический ток протекает только через
30 пусковую трубу в каждой конкретной секции, для которой активизирован ее собственный источник электрической энергии. В процессе работы, поскольку каждый из отдельных источников электрической энергии выполнен с возможностью отдельного пропускания электрического тока к пусковой трубе только в соответствующей ему секции пусковой трубы, каждый из ряда

источников энергии может быть активизирован для подачи энергии только в пределах интервала времени, когда запускаемый летательный аппарат ускоряется мимо определенной секции пусковой трубы, питание которой осуществляется от соответствующего источника энергии. Например, как

5 показано на фиг. 4, с учетом положения запускаемого летательного аппарата 200 в пусковой трубе 100, источники 300a и 300b электрической энергии могут быть неактивными, поскольку электрические контакты 135 центрирующих стержней 113a и 113b уже, ускоряясь, прошли мимо секций пусковой трубы 100, в которые электрическая энергия из этих соответствующих источников электрической

10 энергии подается через электрические линии 170a и 170b. Аналогично, источники 300d и 300e могут, в частности, быть неактивными, поскольку электрические контакты 135 центрирующих стержней 113a и 113b еще не достигли секций пусковой трубы 100, в которые подается электрическая энергия из этих соответствующих источников электрической энергии через

15 электрические линии 170d и 170e. Источник 300c, напротив, может быть активным для подачи электрической энергии по электрической линии 170 в секцию пусковой трубы 100, в которой в данный момент находятся электрические контакты 135 запускаемого летательного аппарата 200.

Специалист в данной области, используя представленное в приведенном

20 выше описании раскрытие, может предложить многие модификации и другие варианты выполнения изобретения, к которым имеет отношение настоящее изобретение. Поэтому, следует понимать, что настоящее изобретение не должно ограничиваться раскрытыми конкретными вариантами выполнения, и модификации и другие варианты выполнения подразумеваются попадающими в

25 пределы области притязаний приложенной формулы. Хотя в настоящем раскрытии используются специальные термины, они используются только в общем и описательном смысле и не предполагают какие либо ограничения.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Способ повышения эффективности электроантимагнитной пусковой системы, в котором:

5 ускоряют запускаемый летательный аппарат по пусковой трубе посредством пропускания электрического тока от источника энергии по проводникам, расположенным в пусковой трубе, к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате так, чтобы снабдить энергией движительную систему запускаемого летательного аппарата; и

10 по существу предотвращают протекание электрического тока в пусковой трубе, кроме как между проводниками пусковой трубы и электрическими контактами запускаемого летательного аппарата.

2. Способ по п. 1, в котором пусковая труба имеет стартовый конец и

15 выходной конец, при этом источник энергии располагается со стороны выходного конца пусковой трубы так, чтобы подводить электрический ток от выходного конца в сторону стартового конца, и пусковая труба содержит ряд элементов, последовательно прерывающих подведение электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата по мере того, как запускаемый

20 летательный аппарат ускоряется по пусковой трубе.

3. Способ по п. 2, в котором элементы, последовательно прерывающие подачу электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, выбирают из группы, состоящей из твердотельных переключателей, взрывных

25 выключателей, плавких вставок и их комбинаций.

4. Способ по п. 2, в котором элементы, последовательно прерывающие подачу электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, принадлежат к одному или более из следующих типов: с переключением по

30 времени; с управлением определенным компьютерным алгоритмом; с механическим переключением; с оптическим переключением.

5. Способ по п. 1, в котором формируют оболочку газа гашения ионизации, действующую в пространстве между пусковой трубой и запускаемым

летательным аппаратом по мере ускорения запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе.

5 6. Способ по п. 5, в котором оболочка газа гашения ионизации сформирована в основном вокруг периферии запускаемого летательного аппарата газом, выпускаемым из запускаемого летательного аппарата.

10 7. Способ по п. 5, в котором оболочка газа гашения ионизации сформирована в основном вокруг периферии пусковой трубы газом, выпускаемым из пусковой трубы.

15 8. Способ по п. 7, в котором выпуск газа гашения ионизации в каждой конкретной секции пусковой трубы начинается перед ускоряющимся движением запускаемого летательного аппарата через данную секцию пусковой трубы, и прекращается после ускоряющегося прохождения запускаемого летательного аппарата через данную секцию пусковой трубы.

20 9. Способ по п. 1, в котором генерируют магнитную силу, следующую за запускаемым летательным аппаратом при его ускорении по пусковой трубе, способную воздействовать на любой электрический ток, формирующийся сзади ускоряющегося запускаемого летательного аппарата, для перемещения вперед и слияния с электрическим током, подводимым через проводники в пусковой трубе к электрическим контактам на запускаемом летательном аппарате.

25 10. Способ по п. 9, в котором пусковая труба обладает градиентом индукции, превосходящим минимальный градиент индукции, необходимый для работы пусковой трубы.

30 11. Способ по п. 1, в котором используют несколько источников энергии, расположенных вдоль пусковой трубы и выполненных с возможностью отдельного подведения электрического тока к пусковой трубе только в определенные секции пусковой трубы, каждый из которых активизируется для подачи энергии только в течение промежутка времени, когда запускаемый

летательный аппарат проходит с ускорением данную секцию пусковой трубы, питающуюся от соответствующего источника энергии.

12. Пусковая система, содержащая:

5 пусковую трубу, имеющую источник энергии и проводники, приспособленные для подведения электрического тока от источника энергии; запускаемый летательный аппарат, имеющий движительную систему, выполненную с возможностью ускорения запускаемого летательного аппарата по пусковой трубе, и электрические контакты, приспособленные для передачи
10 электрического тока от проводников пусковой трубы к движительной системе, причем пусковая система выполнена так, что в основном предотвращается протекание электрического тока в пусковой трубе, кроме как между проводниками пусковой трубы и контактами запускаемого летательного аппарата.

15 13. Пусковая система по п. 12, в которой пусковая труба имеет стартовый конец и выходной конец, причем источник энергии располагается со стороны выходного конца пусковой трубы и выполнен с возможностью подведения электрического тока от выходного конца в сторону стартового конца, а пусковая
20 труба содержит ряд элементов, выполненных с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата по мере того, как запускаемый летательный аппарат ускоряется по пусковой трубе.

25 14. Пусковая система по п. 13, в которой элементы, выполненные с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, выбраны из группы, состоящей из твердотельных переключателей, взрывных выключателей, плавких вставок и их комбинаций.

30 15. Пусковая система по п. 13, в которой элементы, выполненные с возможностью последовательного прерывания подачи электрического тока сзади запускаемого летательного аппарата, принадлежат к одному или более из следующих типов: с переключением по времени; с управлением определенным

компьютерным алгоритмом; с механическим переключением; с оптическим переключением.

5 16. Пусковая система по п. 12, содержащая источник газа гашения ионизации и одно или более выпускных отверстий, выполненных с возможностью выпуска газа гашения ионизации в пространстве между пусковой трубой и запускаемым летательным аппаратом.

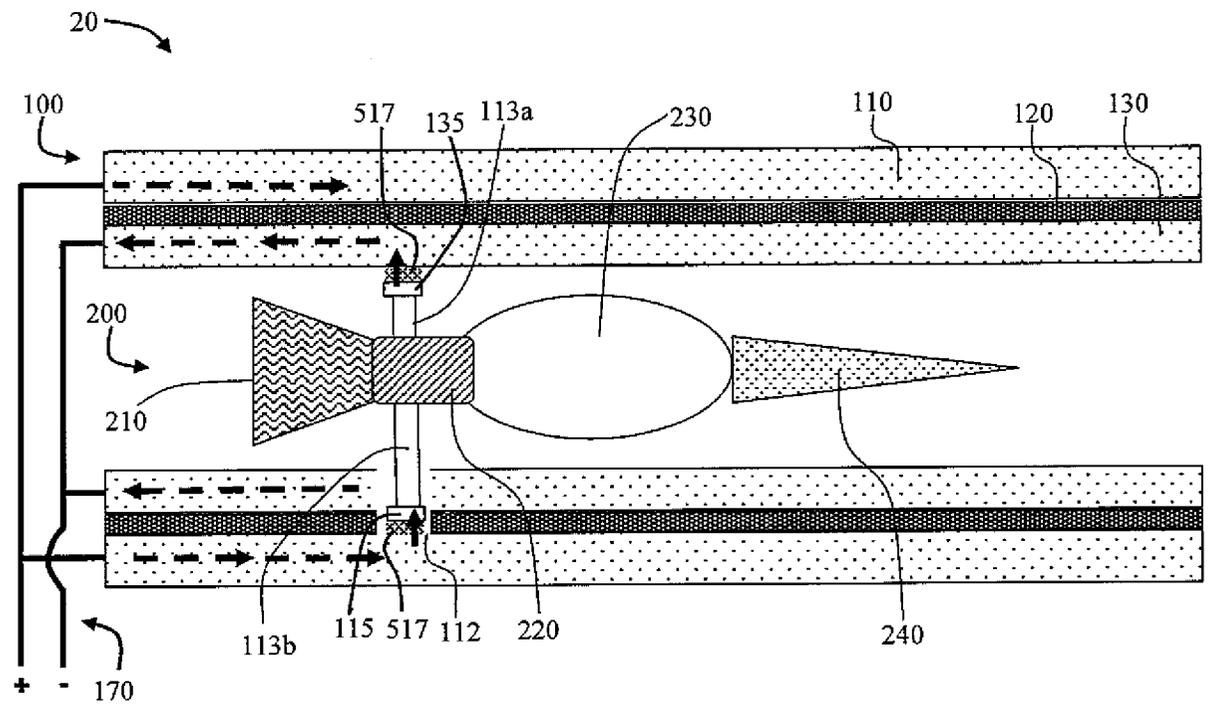
10 17. Пусковая система по п. 16, в которой упомянутые одно или более выпускных отверстий расположены на запускаемом летательном аппарате.

18. Пусковая система по п. 16, в которой упомянутые одно или более выпускных отверстий расположены на пусковой трубе.

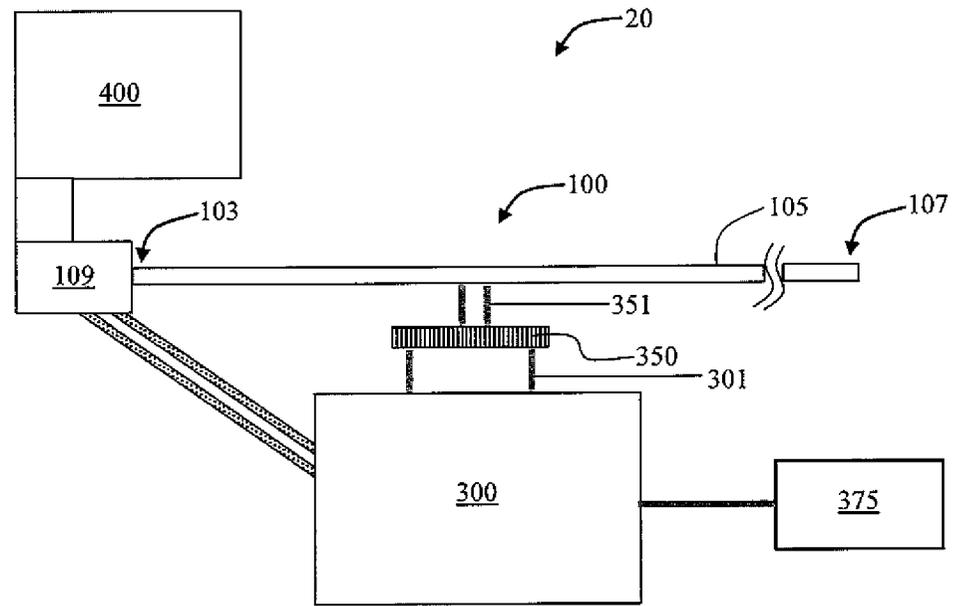
15 19. Пусковая система по п. 18, имеющая ряд выпускных отверстий, расположенных вдоль пусковой трубы, и управляющий элемент, выполненный с возможностью последовательного открывания и закрывания выпускных отверстий, в соответствии с прохождением мимо них запускаемого летательного аппарата.

20 20. Пусковая система по п. 12, в которой пусковая труба обладает градиентом индукции, превосходящим минимальный градиент индукции, требующийся для работы пусковой трубы.

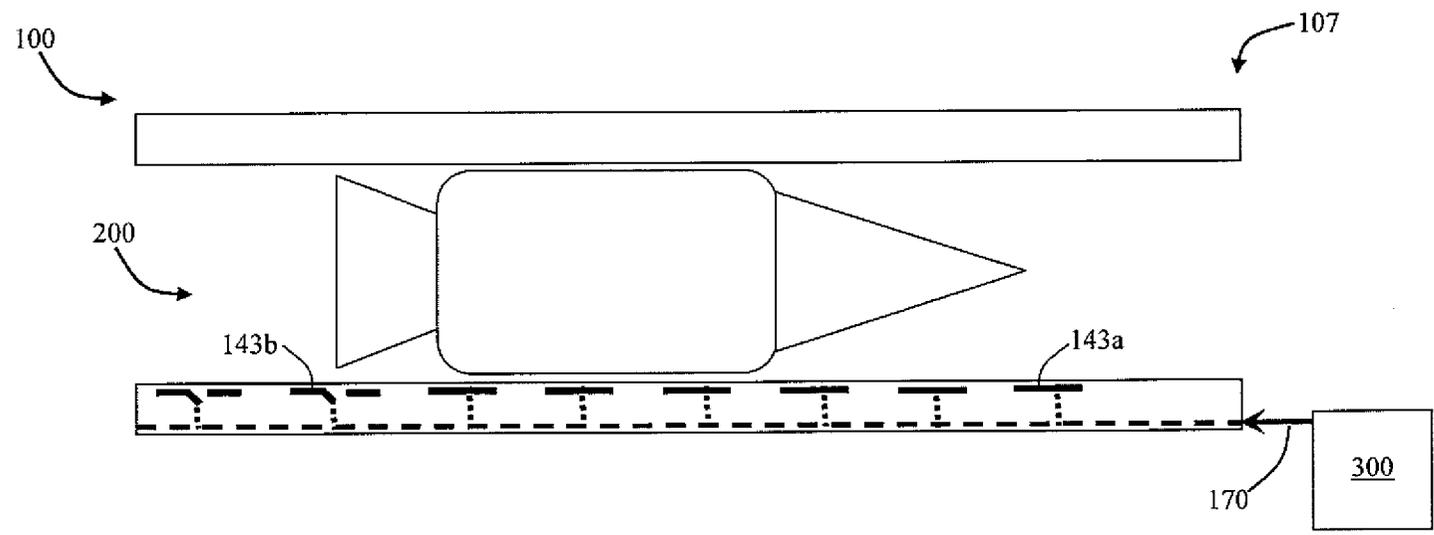
25 21. Пусковая система по п. 12, содержащая несколько источников энергии, разнесенных вдоль пусковой трубы и выполненных с возможностью по отдельности подводить электрический ток к пусковой трубе только в ее определенные секции, причем обеспечивается приведение в действие каждого из источников энергии для подачи энергии только, когда запускаемый летательный аппарат находится в определенной секции пусковой трубы, питающейся от
30 соответствующего источника энергии.



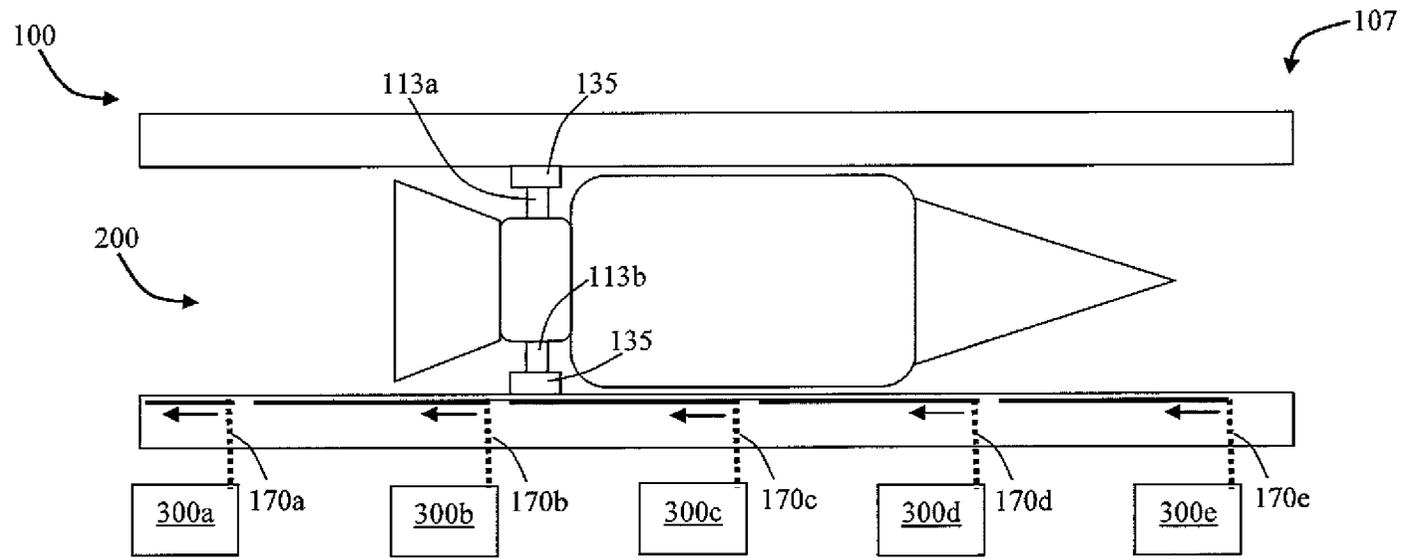
ФИГ. 1



ФИГ. 2



ФИГ. 3



ФИГ. 4