

(19)



Евразийское
патентное
ведомство

(21) 201991391 (13) A1

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2019.12.30

(22) Дата подачи заявки
2017.12.13

(51) Int. Cl. *B64G 1/00* (2006.01)
B64G 5/00 (2006.01)
F41B 11/60 (2013.01)
F41J 13/00 (2009.01)

(54) СИСТЕМА И СПОСОБ ЗАПУСКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(31) 62/433,558

(32) 2016.12.13

(33) US

(86) PCT/IB2017/057914

(87) WO 2018/109695 2018.06.21

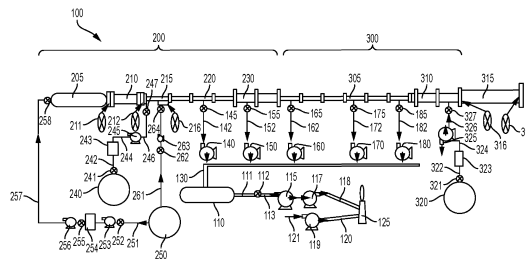
(88) 2018.09.27

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

(72) Изобретатель:
Палмер Майлз Р. (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)

(57) В настоящей заявке описаны система и способ запуска летательного аппарата. Система и способ запуска могут использовать, по меньшей мере, систему трубы предварительного ускорителя, которая может использоваться вместе с системой трубы основного ускорителя. Труба предварительного ускорителя отдельно или вместе с трубой основного ускорителя может использоваться для запуска летательного аппарата для испытаний и/или для доставки полезного груза.



A1

201991391

201991391

A1

СИСТЕМА И СПОСОБ ЗАПУСКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

5 Область техники

Настоящее изобретение относится к системам, способам и устройствам для запуска летательного аппарата. Более конкретно, в настоящем изобретении предлагается пусковая система и способ запуска, в которых используется труба предварительного ускорения для быстрого ускорения летательного аппарата.

10 Уровень техники

Существующие газовые пушки, в которых в качестве рабочего тела используется легкий газ, и соответствующие системы мягкого останова/захвата хорошо известны в технике. Примеры таких систем описаны в патентах US 3678745, US 3940981, US 7954413, US 8536502, US 8979033 и в публикации

15 "Измерение ускорения с использованием запускаемого объекта с измерительным комплексом, запускаемого с помощью рельсотрона", DTIC ADA253366, июнь, 1992.

Известные системы и способы характеризуются по меньшей мере следующими недостатками, многие из которых связаны друг с другом: 1) высокие ускорения газовой пушки; 2) высокие рабочие давления газовой пушки; 3) высокие отношения толщины стенок камеры к ее диаметру; 4) высокие отношения толщины стенок пусковой трубы к ее диаметру; ограниченный диаметр пусковой трубы; 6) ограниченная длина пусковой трубы; 7) ограниченные размеры и масса запускаемых объектов (летательный аппарат/снаряд); 8) ограниченные скорости запускаемых объектов; 9) высокая степень торможения системы мягкого останова; и 10) повреждения замедляемого объекта системой мягкого останова.

Указанные недостатки препятствуют проведению испытаний объектов увеличенных размеров или полноразмерных объектов на сверхзвуковых скоростях, за исключением испытаний в свободном полете с ракетным ускорителем, которые очень затратны и требуют телеметрии и измерений на больших расстояниях. В этом случае всесторонние измерения невозможны без использования сложных измерительных систем, развертываемых на наземных

полигонах. Кроме того, могут быть коммерческие и военные применения для быстрой адресной доставки очень срочных и важных грузов на дальние расстояния. По-прежнему существует потребность в системах и способах запуска, которые решают одну или более вышеуказанных проблем.

5 Сущность изобретения

В патентах US 9463881 и US 9617016, содержание которых вводится ссылкой в настоящую заявку, раскрыты ракеты-носители, системы и способы запуска полезной нагрузки. В настоящем изобретении предлагаются системы и способы запуска, в которых реализуются многие из аналогичных принципов, раскрытых в вышеуказанных патентах. В частности, в настоящей заявке раскрываются системы и способы, посредством которых ракета-носитель ускоряется в трубе без вылета или с вылетом из этой трубы для свободного полета. В дополнение к вышесказанному в настоящем изобретении раскрываются более конкретно отдельные элементы системы трубы запуска и соответствующих компонентов. В частности, в настоящей заявке раскрывается система трубы предварительного ускорителя, которая может использоваться вместе с системой трубы основного ускорителя для запуска летательного аппарата.

В одном из вариантов, относящихся к запуску летательных аппаратов для свободного полета (напр., для доставки грузов), эти летательные аппараты могут быть запущены под сравнительно малыми углами (напр., от примерно 1 градуса до примерно 20 градусов выше горизонтали), горизонтально или даже по траектории, наклоненной немного вниз (напр., от примерно 1 градуса до примерно 10 градусов ниже горизонтали). Другие подходящие углы запуска описаны ниже в настоящей заявке. Затем летательный аппарат в свободном полете использует свои внутренние системы наведения, навигации и управления для изменения углов тангажа (вверх) и рыскания траектории для достижения требуемой конечной точки в конце своего полета. Таким образом, исключается требование по установке системы запуска на склоне горы или плавающей в воде, как в известных системах. При установке системы в горизонтальной плоскости или с наклоном вниз требуется, чтобы летательный аппарат набирал высоту для предотвращения саморазрушения, так что обеспечивается дополнительный способ обеспечения профиля безопасного полета.

В различных вариантах осуществления настоящего изобретения предлагаемые системы и способы запуска обеспечивают существенные улучшения в отношении вышеуказанных ограничений. Таблица 1 иллюстрирует улучшения, обеспечиваемые предлагаемыми системами и способами, и

- 5 примерные величины характеристик в вариантах осуществления изобретения. Однако примеры, указанные в Таблице 1, не должны рассматриваться как ограничения объема настоящего изобретения. Напротив, изобретение охватывает все варианты, указанные в настоящей заявке. Предлагаемые системы и способы запуска могут обеспечивать более дешевые и частые запуски, а также
- 10 улучшенные характеристики испытаний аппаратов и доставки грузов.

Таблица 1

Параметр	Известные системы	Настоящее изобретение
Ускорение	> 2000g	< 2000g (до 2g)
Толкающее давление	> 10000 фунт/дюйм ² (> 68 МПа)	<10000 фунт/дюйм ² (до 10 фунт/дюйм ² (0,068 МПа))
Отношение толщины стенки камеры к ее диаметру	0,1 - 10	0,0001 - 0,1
Отношение толщины стенки трубы запуска к ее диаметру	0,1 - 10	0,0001 - 0,1
Диаметр трубы запуска	0,01 - 16 дюймов (0,0254 - 40,64 см)	16 - 1600 дюймов (40,64 см - 40,64 м)
Длина трубы запуска	1 - 1000 футов (0,305 - 304,8 м)	1000 - 100000 футов (304,8 м - 30,48 км)
Размеры разгоняемого объекта (масса)	0,0001 - 100 фунтов (0,045 г - 45,36 кг)	100 - 10000000 фунтов (45,36 - 4535924 кг)
Скорость разгоняемого объекта	3000-30000 фут/с (914 - 9144 м/с)	3000-50000 фут/с (914-15240 м/с)
Торможение системы мягкого останова	> 2000g	< 2000g (до 2g)
Повреждения разгоняемого объекта системой мягкого останова	От значительного до высокого	От низкого до нулевого

Соответственно, в настоящем изобретении предлагается пусковая система для запуска летательного аппарата. В одном из вариантов пусковая система

15 содержит систему трубы предварительного ускорителя, включающую: камеру предварительного ускорения, сконфигурированную для приема газа и электрического нагревателя, сконфигурированного для нагрева газа; узел затворов (арматуры), расположенный ниже по потоку от камеры

предварительного ускорения и сообщаящийся с ней по текучей среде, причем узел затворов содержит по меньшей мере один затвор (арматуру), открываемый давлением; и трубу предварительного ускорителя, расположенную ниже по потоку от узла затворов и сообщаящуюся с ним по текучей среде, причем труба предварительного ускорителя, сконфигурирована для удерживания в ней летательного аппарата, причем открытие по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением, узла затворов создает волну давления, достаточную для ускорения летательного аппарата в трубе предварительного ускорителя. В других вариантах пусковая система может быть определена в отношении одного или нескольких следующих исполнений, которые могут быть объединены в любом количестве и в любом порядке.

Камера предварительного ускорения может быть сконфигурирована для перемещения в продольном направлении, противоположном направлению, в котором ускоряется летательный аппарат в трубе предварительного ускорителя.

Пусковая система содержит дополнительно один или несколько элементов амортизации отдачи, связанных с камерой предварительного ускорения.

Камера предварительного ускорения может быть расположена на одной опоре или на нескольких опорах, сконфигурированных для стабилизации перемещения камеры предварительного ускорения в продольном направлении.

В предлагаемой пусковой системе камера предварительного ускорения может содержать по меньшей мере внешний конструкционный несущий слой и изоляционный слой, расположенный внутри внешнего конструкционного несущего слоя.

Камера предварительного ускорения может содержать внутреннюю систему нагрева.

Камера предварительного ускорения может содержать один или несколько каналов для подачи электропитания, проходящих через нее, и может содержать один или несколько электрических контактов, расположенных внутри каналов для подачи электропитания, причем указанный один или несколько каналов для подачи электропитания изолированы электрически и герметизированы.

Камера предварительного ускорения может содержать внешнюю систему нагрева.

Узел затворов может содержать удлиненную трубу с входным затвором и выходным затвором, причем один или оба из входного затвора и выходного затвора может представлять собой затвор, открываемый давлением.

5 Один или оба из входного затвора и выходного затвора узла затворов может содержать разрывной диск.

Узел затворов может содержать соединительную линию и затвор, сконфигурированный для одного или обоих из входящего и выходящего потоков газа узла затворов.

10 Пусковая система может содержать дополнительно загрузчик предварительного ускорителя, расположенный ниже по потоку от узла затворов и выше по потоку трубы предварительного ускорителя, причем загрузчик предварительного ускорителя сконфигурирован для загрузки летательного аппарата в трубу предварительного ускорителя.

15 Загрузчик предварительного ускорителя может содержать по меньшей мере трубчатый сегмент, выполненный с возможностью перемещения между положением, в котором он находится на одной оси с узлом затворов и трубой предварительного ускорителя, и положением, в котором он смещен в сторону от оси, на которой находится узел затворов и труба предварительного ускорителя.

20 Пусковая система может содержать дополнительно трубу устройства удаления газа, расположенную ниже по потоку от трубы предварительного ускорителя, причем устройство удаления газа сконфигурировано для удаления газа из нее.

Пусковая система может содержать дополнительно выходную часть, содержащую группу шиберных затворов.

25 Выходная часть может содержать дополнительно мембранное устройство, расположенное ниже по потоку от группы шиберных затворов.

Система запуска может содержать дополнительно систему трубы основного ускорителя, расположенную ниже по потоку от трубы предварительного ускорителя.

30 Система трубы основного ускорителя содержит основную трубу, сформированную из двух концентрических электропроводных труб, причем основная труба сконфигурирована для подачи электрической энергии на летательный аппарат.

В настоящем изобретении также предлагается способ запуска летательного аппарата. В одном из вариантов способ включает: добавление сжатого газа в резервуар высокого давления, пока не будет достигнуто предварительное давление; нагрев газа в резервуаре высокого давления таким образом, что

5 давление газа достигает величины распространяющегося давления, которая больше предварительного давления по меньшей мере в 2 раза; и регулирование давления в узле затворов, который содержит по меньшей мере один затвор, открываемый давлением, причем узел затворов расположен ниже по потоку от резервуара высокого давления и сообщается с ним по текучей среде через

10 затвор, открываемый давлением, и регулирование давления в узле затворов достаточно для открытия указанного по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением, причем открытие по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением, приводит к тому, что газ из резервуара высокого давления проходит через узел затворов и ускоряет летательный аппарат,

15 расположенный ниже по потоку от узла затворов. В других осуществлениях способ может быть определен в отношении одного или нескольких следующих вариантов, которые могут быть объединены в любом количестве и любом порядке.

Величина предварительного давления может быть равна по меньшей мере 2

20 барам.

Сжатый газ может быть нагрет в резервуаре высокого давления до температуры в диапазоне от примерно 500К до примерно 3000К.

Перед указанной регулировкой давление в узле затворов может быть меньше давления в резервуаре высокого давления и больше давления в том

25 месте, где находится летательный аппарат, расположенный ниже по потоку от узла затворов.

Давление в том месте, где находится летательный аппарат, расположенный ниже по потоку от узла затворов, может быть меньше 1 бара.

Указанный по меньшей мере один затвор, открываемый давлением, может

30 содержать разрывной диск.

Газ, проходящий из резервуара высокого давления, может быть достаточен для ускорения летательного аппарата до скорости, равной по меньшей мере 1 000 м/сек.

Способ может включать дополнительно пропускание летательного аппарата через выходную часть, содержащую группу шиберных затворов.

Выходная часть может содержать дополнительно мембранное устройство, расположенное ниже по потоку от группы шиберных затворов.

5 Способ может включать дополнительно направление летательного аппарата в систему мягкого останова, содержащую: полетную трубу, сконфигурированную для перемещения в ней летательного аппарата в продольном направлении; и по меньшей мере один компонент, расположенный в полетной трубе, сконфигурированный для торможения летательного аппарата.

10 Способ может включать дополнительно пропускание летательного аппарата через систему трубы основного ускорителя, которая содержит основную трубу, сформированную по меньшей мере из двух концентрических электропроводных труб, причем основная труба сконфигурирована для подачи электрической энергии на летательный аппарат.

15 В настоящем изобретении также предлагается система мягкого останова. В одном из вариантов система мягкого останова содержит: полетную трубу, сконфигурированную для перемещения в ней летательного аппарата в продольном направлении; и по меньшей мере один компонент, расположенный в полетной трубе, сконфигурированный для торможения летательного аппарата. В
20 других вариантах система мягкого останова может быть определена в отношении одного или нескольких следующих исполнений, которые могут быть объединены в любом количестве и в любом порядке.

 Указанный по меньшей мере один компонент, находящийся внутри полетной трубы, сконфигурированный для торможения летательного аппарата,
25 содержит группу секций полетной трубы, заполненных газами, которые отличаются одной или несколькими характеристиками из состава, молекулярного веса, температуры и плотности при постоянном давлении.

 Указанная группа секций полетной трубы, заполненных газами, может быть отделена от секции низкого давления полетной трубы герметизирующей
30 мембраной.

 Система мягкого останова может содержать дополнительно вентиляционную трубу, окружающую по меньшей мере указанную группу секций полетной трубы, заполненных газами.

Указанная группа секций полетной трубы, заполненных газами, может содержать вентиляционные отверстия.

Указанный по меньшей мере один компонент, находящийся внутри полетной трубы, сконфигурированный для торможения летательного аппарата, может содержать абляционный материал, сконфигурированный для взаимодействия с кольцом газодинамического подшипника, имеющимся по меньшей мере на части летательного аппарата.

Абляционный материал может быть сконфигурирован в форме ramпы внутри полетной трубы.

Абляционный материал может быть расположен внутри по меньшей мере одного желоба, сформированного по длине полетной трубы.

В некоторых вариантах настоящее изобретение может относиться к способу быстрого пуска ускорителя, работающего на легком газе, путем введения холодного легкого газа или жидкости и предварительно нагретого элемента в заднюю часть ускорителя, работающего на легком газе.

В некоторых вариантах настоящее изобретение может относиться к способу достижения более высоких скоростей в ускорителе, работающем на легком газе, путем предварительного нагрева снаружи элемента, который затем быстро вводят в заднюю часть ускорителя.

Краткое описание чертежей

После вышеприведенного общего описания изобретения оно будет рассмотрено ниже со ссылками на прилагаемые чертежи, которые необязательно выполнены в масштабе и на которых показано:

на фиг. 1 - схематический вид системы запуска по вариантам осуществления настоящего изобретения, включающей систему трубы предварительного ускорителя (ТПУ) и систему трубы основного ускорителя (ТОУ), причем указание использования водорода и азота является лишь примером, не исключающим использование других газов, таких как, например, аргон, гелий и им подобные газы;

на фиг. 2 - схематический вид различных элементов системы запуска в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 3 - увеличенный схематический вид системы ТПУ в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 4 - вид камеры предварительного ускорения и соответствующих компонентов в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

5 на фиг. 4А - вид с торца камеры предварительного ускорения фиг. 4, на котором показаны поршни амортизации отдачи, присоединенные к концу камеры предварительного ускорения;

на фиг. 5А - частичный вид сечения камеры предварительного ускорения в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, причем на этом виде показана конструкция стенки;

10 на фиг. 5Б - увеличенный вид сечения стенки камеры предварительного ускорения, показанной на фиг. 5А;

на фиг. 6А - вид сверху сечения камеры предварительного ускорения в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

15 на фиг. 6Б - вид поперечного сечения камеры предварительного ускорения, показанной на фиг. 6А;

на фиг. 6В - увеличенный вид сечения стенки камеры предварительного ускорения, показанной на фиг. 6А;

на фиг. 7А - вид части системы ТПУ в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, на котором показана секция затворов;

20 на фиг. 7Б - вид сечения входного затвора и/или выходного затвора секции затворов, показанных на фиг. 7А, в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, на котором показан фиксатор затвора в открытом положении;

25 на фиг. 7В - вид сечения входного затвора и/или выходного затвора секции затворов, показанных на фиг. 7А, в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, на котором показан фиксатор затвора в закрытом положении;

на фиг. 8А - частичный вид загрузчика предварительного ускорителя в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

30 на фиг. 8Б - частичный вид поперечного сечения загрузчика предварительного ускорителя, показанного на фиг. 8А, на котором иллюстрируется поворотный механизм загрузки;

на фиг. 8В - частичный вид поперечного сечения загрузчика предварительного ускорителя, показанного на фиг. 8А, на котором показан альтернативный поворотный механизм загрузки;

5 на фиг. 9А - схематический вид выходной части в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 9Б - частичный вид сечения держателя мембраны на конце выходной части, показанной на фиг. 9А;

10 на фиг. 10 - другой вид выходной части в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, на котором иллюстрируются дополнительные компоненты, которые могут использоваться вместе с выходной частью;

15 на фиг. 11А - частичные виды сечения испытательного летательного аппарата в пусковой трубе в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения, в положениях подсоединенного и отсоединенного толкателя, плотно прилегающего к стенкам трубы;

на фиг. 11Б - вид поперечного сечения пусковой трубы, показанной на фиг. 11А, в которой находится испытательный летательный аппарат;

на фиг. 12 - вид частичного сечения системы мягкого останова в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

20 на фиг. 13 - вид частичного сечения системы мягкого останова в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 14А - вид сверху частичного сечения части системы мягкого останова в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

25 на фиг. 14Б - вид поперечного сечения системы мягкого останова, показанной на фиг. 14А;

на фиг. 15 - вид различных компонентов системы мягкого останова в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

30 на фиг. 16А - вид сверху частичного сечения верхней части системы мягкого останова в соответствии с вариантами осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 16Б - вид поперечного сечения системы мягкого останова, показанной на фиг. 16А, на котором показаны замедляющие кронштейны в отведенном положении;

на фиг. 16В - вид поперечного сечения системы мягкого останова, показанной на фиг. 16А, на котором показаны замедляющие кронштейны в выдвинутом положении;

на фиг. 17 - вид других вариантов системы ТПУ в соответствии с настоящим изобретением.

Подробное описание осуществления изобретения

Настоящее изобретение будет описано далее более полно со ссылкой на иллюстративные варианты его осуществления. Эти иллюстративные варианты представлены таким образом, чтобы данное описание было законченным и исчерпывающим, полностью раскрывающим объем изобретения для специалиста в данной области техники. Безусловно, изобретение может быть осуществлено во многих различных формах, и нижеприведенные варианты его осуществления не должны рассматриваться как ограничения его объема; эти варианты представлены, прежде всего, таким образом, чтобы настоящее описание соответствовало всем действующим нормативным требованиям. Формы единственного числа, использованные в описании и в прилагаемой формуле изобретения, не исключают множественного числа, если только в явной форме не указано иное.

В настоящем изобретении предлагаются системы и способы запуска летательных аппаратов. В некоторых вариантах изобретение может относиться к ускорителю, в котором используется легкий газ, и к способам осуществления запуска с использованием такого ускорителя. В соответствии с одним или с несколькими вариантами ракета (далее указывается как "летательный аппарат" или "модель") может быть запущена через ускоритель, в котором используется легкий газ (далее указывается как блок трубы предварительного ускорителя, ТПУ) и в блок трубы основного ускорителя (ТОУ). Летательный аппарат или модель может выходить из ТОУ для запуска в атмосфере. В некоторых вариантах блок ТПУ может использоваться для запуска летательного аппарата или модели в испытательную секцию и в секцию мягкого останова или непосредственно для свободного полета в атмосфере.

Схематический вид системы 100 запуска по вариантам осуществления настоящего изобретения, включающей систему ТПУ 200 и систему ТОУ 300, приведен на фиг. 1. Как можно видеть, система ТПУ 200 содержит камеру 205

предварительного ускорения, секцию 210 затворов (или узел затворов) с входным затвором 211 и выходным затвором 212, загрузчик 215 предварительного ускорителя, шиберный затвор 216 загрузчика, трубу 220 предварительного ускорителя и устройство 230 удаления газа, причем все

5 указанные компоненты по существу находятся на одной оси. Как показано также на фиг. 3, между камерой 205 предварительного ускорения и входным затвором 211 в секции 210 затворов может быть установлен шиберный затвор 213 камеры предварительного ускорения. В некоторых вариантах входной затвор 211 и/или

10 выходной затвор 212 может быть разрывным диском или быстродействующим затвором. На фиг. 1 показан первый источник 240 жидкого N_2 , обеспечивающий жидкий N_2 через затвор 241 по линии 242 в первый испаритель 243 жидкого N_2 , так что газообразный N_2 проходит по линии 244 через насос 245 и далее по

15 линии 246 сжатого N_2 через затвор 247 в загрузчик 215 предварительного ускорителя. Насос 245 может быть сконфигурирован как для нагнетания N_2 в загрузчик предварительного ускорителя, так и для откачивания N_2 из загрузчика.

В системе используется источник 250 жидкого H_2 , обеспечивающий жидкий H_2 в линии 251 и далее через затвор 252 в насосе 253 перед подачей H_2 в испаритель 254. Газообразный H_2 выходит из испарителя 254 через затвор 255, и затем его

20 давление повышается насосом 256. Сжатый газообразный H_2 проходит по линии 257 и затем через затвор 258 поступает в камеру 205 предварительного ускорения, предпочтительно возле ее части, находящейся выше по потоку.

Вместо этого или дополнительно к этому, жидкий H_2 из источника 250 жидкого H_2 проходит по линии 261 через затвор 262 в насос 263 и далее через затвор 264 для подачи в загрузчик 215 предварительного ускорителя для заполнения

25 топливного резервуара ракеты-носителя 10, как это будет описано ниже.

Система ТОУ 300 включает основную трубу 305, переходную трубу 310 и выходную часть 315, содержащую первый шиберный затвор 316, ведущий в выходную часть, и второй шиберный затвор 317, ведущий наружу из выходной части. Система запуска содержит также второй источник 320 жидкого N_2 ,

30 обеспечивающий жидкий N_2 через затвор 321 по линии 322 во второй испаритель 323 жидкого N_2 . Газообразный N_2 проходит по линии 324 в насос

325, после которого сжатый газообразный N_2 проходит по линии 326 через затвор 327 в переходную трубу 310.

Система 100 запуска, схема которой показана на фиг. 1, содержит также систему вентиляции, посредством которой газообразный H_2 при необходимости может быть удален из системы запуска. Газообразный H_2 предпочтительно удаляют из трубы ТПУ запуска после каждого запуска, чтобы восстановить достаточный вакуум внутри трубы запуска для обеспечения возможности выполнения следующего запуска. Вообще говоря, этот H_2 не может быть безопасно выпущен в атмосферу, поскольку он создает опасность взрывов или пожаров. Поэтому обычно он должен безопасно сжигаться в факеле путем поджига соответствующей смеси с воздухом для превращения H_2 в H_2O , без образования загрязняющих оксидов азота. Обычно наилучшей практикой является временное хранение H_2 , удаленного из трубы системы ТПУ запуска, в балластном резервуаре, так что интенсивность горения факела может регулироваться независимо от скорости удаления газообразного H_2 . В этом случае интенсивность горения факела может регулироваться, как это будет нужно для удобства по времени, для наиболее эффективной и безопасной работы и для предотвращения образования оксидов азота. В частности, H_2 может храниться в балластном резервуаре 110 и подаваться, как это будет необходимо, по линии 111, через затвор 112 и далее по линии 113 в насос 115 и насос 117 с последующей подачей по линии 118 в блок 125 утилизации H_2 (напр., для его сжигания в факеле). H_2 из одной или нескольких секций ТПУ и/или ТОУ может подаваться в балластный резервуар 110 по общей линии 130 из любого одного или нескольких из насоса 140 (из линии 142 и затвора 145), насоса 150 (из линии 152 и затвора 155), насоса 160 (из линии 162 и затвора 165), насоса 170 (из линии 172 и затвора 175) и насоса 180 (из линии 182 и затвора 185). Затвор 145 сообщается по текучей среде с трубой 220 предварительного ускорителя, затвор 155 сообщается по текучей среде с устройством 230 удаления газа, затвор 165 сообщается по текучей среде с верхней (по потоку) частью основной трубы 305, затвор 175 сообщается по текучей среде со средней частью основной трубы 305, и затвор 185 сообщается по текучей среде с нижней (по потоку) частью основной трубы 305. Кислород 121 для использования в процессе сжигания H_2

может нагнетаться насосом 119 в линию 120 для подачи в блок 125 утилизации H_2 . Таким образом, кислород 121 может быть сжат для смешивания с H_2 в соответствующем отношении для обеспечения безопасного горения, при котором по существу не будет выбросов загрязняющих материалов.

5 Хотя для использования в системе 100 запуска здесь указывается водород и азот, однако эти газы не должны рассматриваться как ограничения. Например, в различных вариантах вместе или вместо одного или обоих из азота и водорода могут использоваться такие газы, как аргон, гелий и им подобные газы.

Дополнительные элементы системы 100 запуска показаны на фиг. 2.

10 Система ТПУ 200 может содержать источник 270 питания ТПУ, такой как аккумуляторная батарея 271. Аналогичным образом, система ТОУ 300 может содержать источник 340 питания ТОУ. В рассматриваемом варианте это может быть аккумуляторная батарея 341, в качестве которой может использоваться аккумуляторная батарея 271, или это может быть отдельная аккумуляторная
15 батарея. Как показано на фиг.2, с аккумуляторной батареей 341 соединен индуктор 342 аккумулятора энергии, а также держатели 343 контактов взрывателя (хотя могут использоваться также и другие типы контактов). На фиг. 2 также показана ракета-носитель 10, находящаяся внутри ТОУ 300, и производственное здание 90, которое может использоваться для подготовки
20 полезного груза и выполнения операций запуска. Для контроля и управления запущенными летательными аппаратами, а также для обеспечения данных, используемых при выполнении операций запуска, может использоваться блок 80 систем полигона.

Системы и способы запуска, предлагаемые в настоящем изобретении,
25 обеспечивают ряд преимуществ по сравнению с известными системами. В частности, в соответствии с настоящим изобретением может быть обеспечен газовый ускоритель, работающий с низким давлением и низкими перегрузками. Например, в одном или в нескольких вариантах системы и способы запуска, раскрытые в настоящей заявке, могут быть сконфигурированы для работы с
30 внутренними давлениями менее 10000 фунт/дюйм², менее 5000 фунт/дюйм², или менее 2000 фунт/дюйм². В частности, внутренние давления могут быть в диапазоне от примерно 10 фунт/дюйм² до примерно 10000 фунт/дюйм², от примерно 20 фунт/дюйм² до примерно 5000 фунт/дюйм², от примерно 50

фунт/дюйм² до примерно 2000 фунт/дюйм², от примерно 100 фунт/дюйм² до примерно 1000 фунт/дюйм², или от примерно 200 фунт/дюйм² до примерно 800 фунт/дюйм². В одном или в нескольких вариантах перегрузки при ускорении и/или торможении ракеты-носителя могут быть менее 2000g, менее 1500g или менее 1000g. Более конкретно, перегрузки, действующие на ракету-носитель могут быть от примерно 2g до примерно 2000g, от примерно 2g до примерно 1000g, от примерно 2g до примерно 500g, и от примерно 2g до примерно 200g. Такое устройство до сих пор невозможно было реализовать с использованием известных средств по следующим причинам: ограничения скорости при низких ускорениях; потери на трение при очень высоком отношении длины к диаметру; и неспособность обеспечить газовую камеру, выдерживающую очень высокие давления и очень высокие температуры.

Камера 205 предварительного ускорения системы ТПУ 200 показана более подробно на фиг. 4. Как можно видеть, камера 205 предварительного ускорения имеет внутреннюю полость 205а для содержания газообразного водорода. Выпуск сжатого газа из камеры предварительного ускорения может вызывать значительный откат (то есть, продольное перемещение в направлении, противоположном направлению, в котором должна ускоряться ракета-носитель), и, соответственно, система ТПУ 200 может включать элементы, сконфигурированные для амортизации отдачи. Как показано на фиг. 4, к задней части камеры 205 предварительного ускорения прикреплены поршни 2051 амортизации отдачи. На фиг. 4А приведен частичный вид поперечного сечения задней части камеры 205 предварительного ускорения вместе с поршнями 2051 амортизации отдачи. Поршни 2051 амортизации отдачи прикрепляются первыми концами к камере 205 предварительного ускорения, а вторыми, противоположными, концами к ограничительному упору 2052, выполненному из стандартных конструкционных материалов (напр., из стали и/или из бетона). Камера 205 предварительного ускорения может опираться на одну или несколько опор 2053 или аналогичных элементов, сконфигурированных для стабилизации продольного перемещения камеры 205 при ее откате. Примеры таких опор включают любые типы или комбинации подшипников скольжения, рельсов и тележек, качающихся опор и эластомерных элементов. Опоры 2053 могут обеспечиваться на устойчивом основании 2054 (напр., на бетонной плите),

которое само может быть установлено непосредственно на земле 205b или на другом промежуточном опорном элементе. Непосредственно на выходе газового потока из камеры 205 предварительного ускорения и выше по потоку от шибберного затвора 213 установлен скользящий уплотнительный элемент 2055. В
5 других вариантах поршни 2051 амортизации отдачи могут быть заменены (или дополнены) эластомерным амортизатором отдачи.

Камера 205 предварительного ускорения может быть сформирована с использованием любой конструкции, подходящей для содержания газа высокого давления. В варианте, иллюстрируемом на фиг. 5А и 5Б, камера 205

10 предварительного ускорения имеет трехслойную конструкцию, составленную из внутреннего слоя 205b, среднего слоя 205c и внешнего слоя 205d. Трехслойная конструкция особенно эффективна для содержания горячего сжатого H_2 во внутренней полости 205a камеры 205 предварительного ускорения. В

предпочтительных вариантах внутренний слой 205b может быть сформирован из
15 нержавеющей стали (напр., из 316ss), и внешний слой 205d аналогичным образом может быть сформирован из стали. Внешний слой 205d предпочтительно формируется из материала, подходящего для обеспечения конструкционной прочности резервуара высокого давления, способного содержать материалы, находящиеся под давлением, как это описано в заявке.

20 Таким образом, внешний слой 205d может быть охарактеризован как конструкционный несущий слой. Средний слой 205c, разделяющий две стальные стенки резервуара, может быть отлит в форме из изоляционного материала, такого как оксид алюминия, диоксид циркония или другие известные в технике изоляционные материалы, которые не растрескиваются под действием высоких
25 температур и не подвержены эрозии под действием высокоскоростного потока газа. Изоляционные материалы, формирующие средний слой 205c, могут быть пористыми и расположены таким образом, чтобы сжатый H_2 не попадал под них при инициализации запуска путем активации разрывных диафрагм (дисков).

Сжатый H_2 во внутренней полости 205a камеры 205 предварительного ускорения
30 может быть очень быстро нагрет (взрывной нагрев) до температуры примерно 1500К с помощью основной аккумуляторной батареи. Затем инициируется запуск, и горячий H_2 выпускается, прежде чем произойдет существенный нагрев внешней стенки 205d камеры 205 предварительного ускорения.

В некоторых вариантах камера 205 предварительного ускорения может содержать внутреннюю систему нагрева для нагрева H_2 в камере. Например, как это показано на фиг. 6А-6В, камера 205 предварительного ускорения может содержать по меньшей мере одну нагревательную проволоку 205g, расположенную во внутренней полости 205a. Как можно видеть, нагревательная проволока 205g представляет собой спирально проходящую вольфрамовую проволоку, хотя могут использоваться также и другие электропроводные проволоки. Камера 205 предварительного ускорения может быть снабжена множеством каналов 205e питания, проходящих сквозь внешний слой 205d, причем через каналы проходят электрические контакты 205h. Электрические контакты 205h подсоединены к шине 205f, расположенной возле среднего слоя 205с камеры 205 предварительного ускорения или внутри этого слоя для обеспечения электрического контакта с нагревательной проволокой 205g. Таким образом, электрическая энергия из аккумуляторной батареи 271 системы ТПУ поступает через электрические контакты в шину 205f и далее в нагревательную проволоку 205g для электрического нагрева H_2 во внутренней полости 205a камеры 205 предварительного ускорения для расширения и дополнительного повышения давления. В таких вариантах H_2 может быть нагрет до очень высоких температур, в то время как температура внешнего слоя камеры остается равной температуре окружающей среды или лишь ненамного ее превышает. В этом случае для формирования внешней стенки камеры 205 предварительного ускорения может использоваться дешевая сталь вместо металлических сплавов, устойчивых к действию высоких температур, стоимость которых существенно выше. С другой стороны, в таких вариантах требуется использовать внутренние нагреватели, устойчивые к действию высоких температур, которые подвергаются действию H_2 , а также подвергаются действию быстрых циклов изменения температуры и воздействию высокоскоростных сдвиговых потоков H_2 в процессе запуска. Такие соображения также справедливы для изолирующего материала, используемого для формирования среднего слоя 205с камеры 205 предварительного ускорения. Кроме того, каналы 205e должны быть изолированы электрически и герметизированы.

В одном или в нескольких вариантах для камеры 205 предварительного ускорения может использоваться внешняя система нагрева, и, соответственно, можно отказаться от внутреннего нагревателя и опционально от изолирующего слоя 205с. Подходящим внешним нагревателем будет любая система,

5 сконфигурированная для нагрева всей камеры 205 предварительного ускорения до необходимой рабочей температуры. Для предотвращения циклического изменения температуры и избыточного потребления энергии в камере 205 предварительного ускорения может непрерывно поддерживаться необходимая рабочая температура, за исключением редких периодов охлаждения для
10 технического обслуживания или случаев, когда следующий запуск будет выполняться через большой интервал времени. Продолжительность нагрева и охлаждения камеры 205 предварительного ускорения может быть значительной (напр., до нескольких часов или даже до нескольких дней) для предотвращения внутренних напряжений, вызванных разными тепловыми расширениями.

15 H_2 может быть нагрет в камере 205 предварительного ускорения до температуры в интервале от примерно 300К до примерно 3000К. Температура нагрева может влиять на предпочтительный тип нагрева (внутренний или внешний нагрев) и может зависеть от требуемой скорости запуска. Эти факторы понятны из Таблицы 2. В некоторых вариантах внешний нагрев может быть
20 предпочтительным для запуска космического корабля (напр., когда скорость 1250 м/сек может быть достаточной для использования вместе с дополнительным ускорителем), для суборбитального запуска на небольшое расстояние (напр., когда скорость 1250 м/сек может быть достаточной для использования без дополнительного ускорителя) и для суборбитального запуска
25 на большое расстояние (напр., когда скорость 1250 м/сек может быть достаточной для использования вместе с дополнительным ускорителем). В других вариантах внутренний нагрев может быть предпочтительным для суборбитального запуска на среднее расстояние (напр., когда скорость 2020 м/сек обеспечивает среднее расстояние без дополнительного ускорителя).

Таблица 2

Температура водорода (К)	Примерная скорость звука в водороде (м/с)	Примерная максимальн. практическая скорость с высоким g (м/с)	Примерная максимальн. практическая скорость с низким g (м/с)
300	1285	1930	850
350	1390	2090	920
400	1480	2220	980
450	1570	2360	1040
500	1660	2490	1100
550	1740	2610	1150
600	1820	2730	1200
650	1890	2840	1250
700	1960	2940	1290
750	2030	3050	1340
800	2100	3150	1390
850	2160	3240	1430
900	2230	3350	1470
1000	2350	3530	1550
1100	2460	3690	1620
1200	2570	3860	1700
1300	2670	4010	1760
1400	2780	4170	1830
1500	2870	4310	1890
1600	2970	4460	1960
1700	3060	4590	2020
1800	3150	4730	2080
2000	3320	4980	2190
2200	3480	5220	2300
2400	3630	5450	2400
2600	3780	5670	2490
2800	3930	5900	2590

Достоинством систем и способов, раскрытых в настоящей заявке, является то, что их реализации не препятствуют факторы, являющиеся ограничениями для известных систем, такими как необходимость использования газовой камеры с очень высокими рабочими давлениями и температурами. Например, настоящее изобретение может быть охарактеризовано в отношении одного или более из следующих положений.

В некоторых вариантах осуществления изобретения используется камера очень больших размеров, в которой поддерживается невысокое давление и сравнительно низкая температура. Например, резервуар высокого давления, формирующий камеру предварительного ускорения, в предпочтительных

вариантах может иметь внутренний объем примерно 35000 фут³. В иллюстративных вариантах внутренний объем резервуара высокого давления, формирующего камеру предварительного ускорения, может достигать примерно 10000 фут³, примерно 25000 фут³ или примерно 50000 фут³, например, от 5 примерно 20 фут³ до примерно 50000 фут³, от примерно 50 фут³ до примерно 45000 фут³, от примерно 100 фут³ до примерно 40000 фут³, или от примерно 1000 фут³ до примерно 35000 фут³. Для этого резервуар высокого давления может иметь диаметр от примерно 10 футов до примерно 20 футов, от примерно 20 футов до примерно 150 футов, или от примерно 40 футов до примерно 100 10 футов, и резервуар высокого давления может иметь длину от примерно 100 футов до примерно 5000 футов, от примерно 500 футов до примерно 4500 футов, или от примерно 1000 футов до примерно 40000 футов.

Считалось, что обеспечение очень больших диаметров невозможно ввиду неспособности изготовления больших труб с толстыми стенками. В соответствии 15 с настоящим изобретением толстые стены необязательны, поскольку малые перегрузки в системах и способах, раскрытых в настоящей заявке, требуют соответствующих низких давлений в камере. В одном из неограничивающих примерах камера предварительного ускорения диаметром 80 дюймов при внутреннем давлении 360 фунт/дюйм² обеспечивает ускорение 200g для 20 разгоняемого объекта весом 9000 фунтов. Сравнительно недорогая сталь может обеспечить достаточную прочность, позволяющую выдерживать максимальное давление 10000 фунт/дюйм², и для коэффициента запаса прочности, равного 4, получаем прочность стали, пригодную для давления 2500 фунт/дюйм². При таких условиях толщина стенок камеры предварительного ускорения должна 25 быть примерно 6 дюймов. Такая толщина вполне приемлема для производства. В традиционной газовой пушке, обеспечивающей ускорение 10000g, рабочее давление должно составлять 18000 фунт/дюйм², и, соответственно, толщина стенок будет равна примерно 300 дюймов. Ввиду такой чрезвычайно большой 30 толщины при расчете конструкции резервуара высокого давления должны учитываться дополнительные мультипликативные коэффициенты, так что фактическая толщина достигнет 600 дюймов. Таким образом, системы и способы, предлагаемые в настоящем изобретении, предъявляют более простые

требования к производству для изготовления более практичных и эффективных систем и способов запуска по сравнению с известными устройствами. .

Рабочие давления для резервуара высокого давления могут быть такими, как это указано в настоящем описании для системы запуска. Температуры
5 нагрева для резервуара высокого давления могут варьироваться в зависимости от типа используемого нагрева. Для резервуара высокого давления (то есть, для камеры предварительного ускорения) с внутренним нагревом рабочая температура может быть порядка 300К или близкой к температуре окружающей среды, в частности, в тех случаях, когда камера имеет изоляцию и остается
10 сравнительно холодной. При необходимости для отвода тепла может использоваться внешнее водяное охлаждение. Для камеры с внешним нагревом предпочтительными могут быть температуры до примерно 700К, поскольку может использоваться дешевая сталь. Важно отметить, что предлагаемые системы и способы подходят для работы с более высокими температурами
15 камеры, такими как до 1000К, 1500К или с любыми температурами, указанными в Таблице 2. Однако при более высоких температурах расходы могут быть чрезмерными, поскольку в этом случае для формирования резервуара высокого давления, в частности для резервуара увеличенных размеров, должны использоваться металлы, устойчивые к действию высоких температур.

20 В некоторых вариантах внутреннюю полость камеры предварительного ускорения изолируют для минимизации нагрева горячего газа в камере. Снижение рабочих температур, как это уже указывалось, может быть выгодно, и в этом случае повышается эффективность работы предлагаемых систем и способов.

25 В некоторых вариантах используется электрический нагрев в импульсном режиме для быстрого нагрева газа с последующим выпуском, прежде чем тепло пройдет сквозь изоляцию. В предпочтительных вариантах используется сравнительно длинный импульс для минимизации расходов на источник питания, однако электрические импульсы, используемые в предлагаемых
30 системах и способах, обычно существенно короче по сравнению с постоянной времени теплопроводности внутренней изоляции камеры. Например, в вариантах с внутренним нагревом продолжительность электрического импульса может быть в диапазоне от примерно 100 сек до примерно 3000 сек, от примерно 200

сек до примерно 2500 сек, или от примерно 500 сек до примерно 2000 сек. В предпочтительных вариантах мощность электрических импульсов может быть порядка многих мегаватт (МВт). Например, эта мощность может достигать 1000 МВт, 2000 МВт или 5000 МВт, например, от примерно 10 МВт до примерно 5000 МВт, от примерно 20 МВт до примерно 4000 МВт, или от примерно 50 МВт до примерно 2000 МВт. Напряжения и токи импульсов могут зависеть от конструкции нагревателя, однако обычные напряжения находятся в диапазоне от примерно 100 В до примерно 5000 В, от примерно 250 В до примерно 3000 В, или от примерно 480 В до примерно 2000 В. При этом величины электрического тока должны быть такими, чтобы они обеспечивали требуемую мощность и интенсивность нагрева, чтобы достичь необходимой продолжительности импульсов нагрева.

При этом может использоваться недорогой аккумуляторный источник питания для обеспечения энергии и мощности для быстрого нагрева в системе больших размеров. Конфигурация аккумуляторной батареи должна быть такой, чтобы она удовлетворяла требованиям по мощности, указанным в настоящем описании.

Использование вышеописанной многослойной конструкции, например, содержащей внешний кожух резервуара высокого давления с внутренним изоляционным слоем и слоем электрического нагрева, внутренним относительно изоляционного слоя, может эффективно обеспечивать возможность работы при пониженных температурах, указанных в настоящем описании.

Как это уже указывалось, электрический нагрев через каналы для электрических контактов используется в различных вариантах осуществления изобретения для разделения ограничений тепловой и механической частей конструкции. В известных системах нагреватели с химическим горением во внутреннем слое не могут обеспечить такое разделение, а нагреватели с химическим горением на внешней силовой оболочке не позволяют поддерживать низкую температуру оболочки. Еще одно достоинство заключается в том, что в настоящем изобретении могут использоваться низкоомные каналы электропитания, проходящие через стенку камеры и через изоляцию. Кроме того, внутри камеры предварительного ускорения могут использоваться шины для эффективного распределения электрического тока, поскольку они

изолированы электрически. В некоторых вариантах сам металл, формирующий камеру высокого давления, может использоваться для распределения тока, например, как альтернатива отдельной шине. В некоторых вариантах, в которых внутренняя стенка резервуара высокого давления используется для

5 распределения электрического тока, металлическая стенка камеры может быть сегментирована, и между сегментами может быть обеспечен один или несколько изолирующих слоев. В некоторых вариантах высокое сопротивление может иметь только внутренний слой электрического нагрева. В предпочтительных вариантах нагреватели, используемые с камерой предварительного ускорения, могут быть устойчивы к действию водорода, а также к действию очень высоких температур, и изготовлены из таких материалов, как вольфрам, углерод или им подобные материалы. Более конкретно, могут использоваться материалы, устойчивые к действию очень высоких температур, такие как борид гафния, с угольным покрытием.

15 В одном или в нескольких вариантах камера предварительного ускорения может нагреваться с помощью устройств лучистой энергии, таких как лазеры или СВЧ-излучатели. Это может быть выгодно использовать нагрев газа в камере непосредственно без необходимости внутренних электродов, которые должны выдерживать воздействие высокотемпературного водорода и
20 высокоскоростных газовых потоков, а также циклических изменений температуры. Могут использоваться УФ-лазеры с короткой длиной волны и СВЧ-резонаторы, излучающие энергию, которая будет поглощаться водородом. В других вариантах для повышения поглощательной способности водорода может использоваться небольшая массовая доля углеродных или других
25 наночастиц. В этом случае будет обеспечиваться возможность использования для нагрева более широкого спектра частот лазера и/или СВЧ или других излучений.

В некоторых вариантах предлагаемые системы и способы могут быть сконфигурированы для нагрева газообразного водорода для получения
30 атомарного водорода. Это может быть эффективным решением, поскольку атомарный водород обеспечивает двукратное снижение молекулярного веса газа и, соответственно, повышение скорости звука (с повышающим коэффициентом, равным корню квадратному из 2) и возможной скорости пусковой установки. В

том случае, когда формируется атомарный водород, будет полезным обеспечивать работу внутри камеры предварительного ускорения таким образом, чтобы атомарный водород находился на некотором расстоянии от поверхностей резервуара высокого давления. Например, в некоторых вариантах этого можно
5 достичь путем завихрения внешнего слоя водорода, в результате чего одноатомный водород (H_1) будет "всплывать" к центральной части резервуара высокого давления. В результате быстрого завихрения газа центробежная сила будет выталкивать более легкие атомы H к центру, а более тяжелые молекулы H_2 будут оставаться у внешних стенок. Этот внешний слой H_2 может эффективно
10 экранировать внутренние поверхности элементов системы и удерживать атомы H от взаимодействия со стенками камеры, в результате чего атомы могут быстро соединяться для формирования молекулярного водорода.

В одном или в нескольких вариантах может быть полезно вводить дополнительный H_2 с использованием испарения, конвекции и/или пленочного
15 охлаждения на входе в трубу запуска для получения "размазанной" защитной пленки охлаждающего газа по меньшей мере на части длины трубы запуска. Газодинамический подшипник (как это описано ниже) ракеты-носителя может быть эффективным средством для захвата и продвижения сформированного таким образом защитного газа в нижнюю часть трубы запуска для
20 предотвращения разрушения (абляции) и эрозии выходной секции камеры и входной секции трубы запуска.

В некоторых вариантах газообразный водород может быть нагрет для получения водорода в форме плазмы. Например, этого можно достичь путем нагрева с помощью СВЧ-устройства, как это уже указывалось. Кроме того, для
25 нагрева плазмы может использоваться переменное магнитное поле, вызывающее индукционный нагрев и быстрое вращение плазмы в результате взаимодействия индуктивных вихревых токов. Может предотвращаться по существу контакт водорода в форме плазмы с внутренними стенками камеры предварительного ускорения, например, путем завихрения внешнего слоя водорода. Как и в
30 предыдущем случае, такое завихрение может быть эффективным в обеспечении эффективного "всплытия" материала плазмы (то есть, H^+ и e^-) в центральную часть резервуара высокого давления. Более нагретая плазма будет иметь меньшую плотность и меньший эффективный молекулярный вес по сравнению с

атомами водорода и с молекулярным водородом. Таким образом, центробежные силы будут вызывать расслоение содержимого камеры, в результате чего формируются три зоны: центральная зона, содержащая плазму, средняя зона, содержащая атомы водорода, и внешняя зона, содержащая молекулярный водород.

В одном или в нескольких вариантах резервуар высокого давления может быть установлен на тележки на рельсах для обеспечения отката очень большой камеры при отдаче, которая гасится вышеописанными амортизационными поршнями. Могут также использоваться иные аналогичные способы, обеспечивающие продольное перемещение камеры высокого давления с одновременным ограничением или исключением вертикального или бокового перемещения.

Секция 210 затворов системы ТПУ 200, расположенная ниже по потоку от камеры 205 предварительного ускорения, показана более подробно на фиг. 7А-7В и может быть указана также как узел затворов. В частности, секция 210 затворов представляет собой по существу удлиненную трубу, например, сформированную из нержавеющей стали или из аналогичного материала, с входным затвором 211 и выходным затвором 212 (или с аналогичными элементами), расположенными на противоположных концах. Как можно видеть на фиг. 7А, секция 210 затворов может содержать линию 210а вентиляции/заполнения и затвор 210b для регулирования потока газа, входящего в секцию 210 и/или выходящего из нее. Например, линия 210а вентиляции/заполнения может быть соединена с линией 246 или с затвором 247, так что N_2 может быть закачан насосом 245 в секцию 210 затворов или откачан из нее.

Варианты входного затвора 211 и выходного затвора 212 показаны более подробно на фиг. 7Б и 7В. В частности, каждый затвор может содержать переднюю пластину 2101 и заднюю пластину 2102, которые находятся в зацеплении с возможностью скольжения с передним зажимным кольцом 2104 и задним зажимным кольцом 2105, соответственно. Между передним зажимным кольцом 2104 и задним зажимным кольцом 2105 расположен разрывной диск 2103, показанный на фиг. 7Б на стадии загрузки. Затем переднее зажимное кольцо 2104 и заднее зажимное кольцо 2105 перемещают для захвата разрывного

диска 2103, так чтобы находиться в состоянии готовности к пуску, показанном на фиг. 7В. Переднее зажимное кольцо 2104 и заднее зажимное кольцо 2105 могут перемещаться гидравлическими приводами для быстрой замены разрывного диска. Использование разрывных дисков представляет собой один из вариантов обеспечения затвора, открываемого давлением. Может использоваться любой тип затвора, который будет открываться или освобождаться при существенном изменении давления (напр., при быстром падении или быстром увеличении давления на одной стороне затвора). Следует понимать, что во всех случаях, в которых указываются гидравлические фиксаторы, могут использоваться другие механизмы, такие как пневматические фиксаторы, электромагнитные фиксаторы или иные, им подобные устройства.

Загрузчик 215 предварительного ускорителя, расположенный ниже по потоку от секции 210 затворов, может быть сконфигурирован для загрузки ракеты-носителя 10 в ТПУ 200. Как показано на фиг. 8А и фиг. 8Б, загрузчик 215 предварительного ускорителя может иметь шарнирную конструкцию, так что загрузчик предварительного ускорителя может быть повернут из положения "открыто" или положения загрузки в положение "закрыто" или положение запуска. Таким образом, загрузчик 215 предварительного ускорителя может содержать неподвижную секцию 215а и подвижную секцию 215b, которые прикреплены друг к другу с помощью петлевого соединения 2151, обеспечивающего возможность поворота, или другого подходящего шарнирного соединения. Подвижная секция 215b может быть охарактеризована как трубчатый сегмент. Загрузчик 215 предварительного ускорителя может дополнительно содержать верхнее и нижнее (по потоку) фиксирующие устройства для соединения с уплотнением неподвижной секции 215а и подвижной секции 215b в положении запуска. Как показано на фиг. 8А, верхняя (по потоку) пластина 2152 может входить в зацепление, с возможностью перемещения, с верхним (по потоку) зажимным кольцом 2154, и нижняя (по потоку) пластина 2153 может входить в зацепление, с возможностью перемещения, с нижним (по потоку) зажимным кольцом 2155. Соответствующие зажимные кольца могут быть сдвинуты в сторону от неподвижной секции 215а и подвижной секции 215b загрузчика 215 предварительного ускорителя для обеспечения возможности поворота подвижной секции для загрузки ракеты-

носителя 10. После загрузки ракеты-носителя 10 и поворота подвижной секции 215b обратно в положение запуска соответствующие зажимные кольца могут быть сдвинуты в направлении неподвижной секции 215a и подвижной секции 215b для зацепления с уплотнением с указанными секциями для

предварительного ускорения ракеты-носителя через ТПУ. Как показано на фиг. 8А, загрузка ракеты-носителя 10 происходит с заднего конца подвижной секции 215b, однако понятно, что при необходимости загрузка может осуществляться с переднего конца.

Ракета-носитель 10 может быть заправлена и охлаждена жидким H_2 перед помещением в загрузчик 215 предварительного ускорителя, при ее нахождении на загрузочном ложементе. Для перемещения ракеты-носителя 10 с загрузочного ложемента в поворотный загрузчик предварительного ускорителя может использоваться гидравлический цилиндр. В вариантах, показанных на фиг. 8Б, гидравлический цилиндр перемещает ракету-носитель 10 в подвижную секцию 215b загрузчика предварительного ускорителя. В другом варианте, показанном на фиг. 8В, неподвижная секция 215a отсутствует, и подвижная секция 215b (то есть, трубчатый сегмент) одна прикреплена, с возможностью перемещения, к петлевому шарниру 2151. Таким образом, понятно, что загрузчик 215 предварительного ускорителя может содержать по меньшей мере трубчатый сегмент, выполненный с возможностью перемещения из положения, в котором он находится на одной оси с узлом 210 затворов и трубой 220 предварительного ускорителя, в положение, в котором он смещен в сторону от оси, на которой находится узел 210 затворов и труба предварительного ускорителя.

В процессе работы жидкий H_2 из источника 250 испаряется в испарителе 254 жидкого H_2 и затем нагнетается насосом 256 в камеру 205 предварительного ускорения. H_2 подают в резервуар высокого давления, формирующий камеру 205 предварительного ускорения, до тех пор, пока не будет достигнуто предварительное давление. Как только предварительное давление в камере 205 предварительного ускорения достигнет требуемого уровня (напр., по меньшей мере 2 бара, по меньшей мере 3 бара, по меньшей мере 4 бара, по меньшей мере 5 бар, или по меньшей мере 6 бар, предпочтительно с максимальной предельной величиной примерно 10 бар, примерно 15 бар, или примерно 20 бар, включая все промежуточные интервалы, напр., от примерно 2 бар до примерно 20 бар, от

примерно 2 бар до примерно 15 бар, или от примерно 2 бар до примерно 10 бар), водород нагревают импульсами длительность от примерно 5 сек до примерно 60 сек, от примерно 10 сек до примерно 45 сек, или от примерно 15 сек до примерно 30 сек, до температуры в заданном интервале температур.

- 5 Газообразный H_2 может поступать в камеру 205 предварительного ускорения с температурой от примерно 225K до примерно 500K, от примерно 250K до примерно 400K, или от примерно 275K до примерно 350K. Внутри камеры предварительного ускорения газообразный H_2 предпочтительно нагревают до температуры примерно 5000K, примерно 4000K или примерно 3000K,
- 10 предпочтительно в диапазоне от примерно 500K до примерно 3000K, от примерно 750K до примерно 2500K, или от примерно 1000K до примерно 2000K. В процессе нагрева давление H_2 повышается по меньшей мере в 2 раза, по меньшей мере в 3 раза, по меньшей мере в 4 раза, или по меньшей мере в 5 раз, предпочтительно до величины, находящейся в диапазоне от примерно 20 бар до
- 15 примерно 80 бар, от примерно 20 бар до примерно 60 бар, или от примерно 25 бар до примерно 40 бар. Это давление может быть указано как распространяющееся давление, поскольку это давление газа внутри резервуара, формирующего камеру 205 предварительного ускорения, которое будет распространяться по ТПУ для ускорения ракеты-носителя 10.
- 20 Относительные давления в камере 205 предварительного ускорения, в секции 210 затворов и в загрузчике 215 предварительного ускорителя могут варьироваться. Когда давление в камере 205 предварительного ускорения повышается в процессе подачи и нагрева H_2 , давление в секции 210 затворов может быть в диапазоне от примерно 2 бар до примерно 50 бар, от примерно 5
- 25 бар до примерно 30 бар, или от примерно 10 бар до примерно 20 бар. В то же самое время давление в загрузчике 215 предварительного ускорителя может быть менее 2 бар, менее 1 бара, или менее 0,1 бара. Давление в загрузчике предварительного ускорителя в процессе нагрева камеры 205 предварительного ускорения предпочтительно равно по существу нулю (напр., примерно 0,001
- 30 бара), то есть, можно считать, что это вакуум. В одном из вариантов, когда давление в камере предварительного ускорения равно примерно 30 бар, давление в секции 210 затворов может быть равно примерно 15 бар, и давление в

загрузчике 215 предварительного ускорителя может быть равно примерно 0,001 бара.

Таким образом, управление началом запуска осуществляется нагревом H_2 внутри камеры 205 предварительного ускорения, соответствующим повышением

5 давления внутри камеры 205 предварительного ускорения и последующим быстрым падением давления в секции 210 затворов. Например, как показано на фиг. 7А, затвор 210b потока может быть открыт для удаления заполняющего газа, имеющегося в секции 210 затворов, по линии 210a вентиляции/заполнения. Давление внутри секции 210 затворов может быстро упасть, например, до

10 примерно 1 бара, в результате чего произойдет разрыв разрывного диска 2103 во входном затворе 211. Разрыв разрывного диска 2103 во входном затворе 211 вызывает волну давления, поскольку газ высокого давления быстро выходит из камеры 205 предварительного ускорения. Волна давления распространяется через секцию 210 затворов и ударяет в разрывной диск 2103 в выходном затворе

15 212, в результате чего диск разрывается. Затем волна давления распространяется в пусковое устройство предварительного ускорителя, взаимодействующее с ракетой-носителем 10, заставляя ее быстро ускоряться из состояния покоя до скорости первой ступени, равной по меньшей мере 1000 м/сек, по меньшей мере 1500 м/сек, или по меньшей мере 1800 м/сек, так что она будет находиться в

20 интервале от примерно 1200 м/сек до примерно 3500 м/сек, от примерно 1500 м/сек до примерно 3000 м/сек, или от примерно 1800 м/сек до примерно 2500 м/сек. Ракета-носитель 10, ускоренная таким образом, проходит через трубу 220 предварительного ускорителя, достигая вышеуказанной максимальной скорости первой ступени, и затем поступает в устройство 230 удаления газа, которое

25 представляет собой по существу трубу и может иметь такую же конструкцию, что и труба 220 предварительного ускорителя, и может быть изготовлена из таких же материалов. При прохождении через устройство удаления газа газообразный H_2 из волны давления камеры предварительного ускорения удаляется через затвор 155 по линии 152 с использованием насоса 150.

30 Устройство 230 удаления газа эффективно предотвращает обратное давление из ТПУ, которое могло бы снижать эффективность работы двигателя ракеты в системе ПОУ 300. Устройство 230 удаления газа также эффективно предотвращает помехи во время аэродинамических испытаний, например, когда

ТПУ 200 используется для введения ракеты или модели в полетную трубу для испытаний на сверхзвуковых скоростях.

Затем ракета-носитель 10, выходящая из устройства 230 удаления газа, входит в ТОУ 300. При прохождении по основной трубе 305 ракета-носитель 10 дополнительно ускоряется, как это описывается в патентах US 9463881 и US 9617016, содержание которых вводится ссылкой в настоящую заявку. В общих чертах, основная труба 305 может содержать две электропроводные трубы и две изоляционные трубы. Трубы могут быть концентричными и коллинеарными и могут содержать (последовательно) внутреннюю изоляционную трубу, внутреннюю электропроводную трубу, внешнюю изоляционную трубу и внешнюю электропроводную трубу. Стенки внешней и внутренней электропроводных труб могут иметь одну или несколько направляющих прорезей, приспособленных для введения одного или нескольких скользящих контактов. Направляющая прорезь обеспечивает электрическое соединение внешней электропроводной трубы и внешнего скользящего контакта. Внутренний скользящий контакт обеспечивает электрическое соединение с внутренней электропроводной трубой. В физическом контакте со скользящими контактами могут находиться выравнивающие кронштейны, которые также находятся в физическом контакте с электрическим нагревателем ракеты-носителя. В конкретных вариантах подушки скользящих контактов могут быть сконфигурированы для работы в качестве щеток для плазмы. В ТОУ 300 используется электрический нагрев для продвижения ракеты-носителя по основной трубе 305. В частности, газ из топливного резервуара может быть подан в камеру электрического сгорания (или в ракету с электрическим двигателем) для формирования газообразных продуктов сгорания, которые толкают ракету-носитель для ее продвижения в основной трубе 305.

Электрическая энергия, используемая для сжигания топлива, подается в камеру электрического сгорания из электропроводных труб, формирующих основную трубу, через выравнивающие кронштейны и скользящие контакты.

В процессе работы электрическая энергия поступает из источника питания, такого как аккумуляторная батарея 341, по электрическим линиям. Электрическая энергия поступает из электрических линий во внешнюю электропроводную трубу, далее на скользящий контакт через контакт

плазменной дуги и через выравнивающий кронштейн в электрический нагреватель. Электрический путь завершается прохождением тока от электрического нагревателя через выравнивающий кронштейн и скользящий контакт во внутреннюю электропроводную трубу через контакт плазменной дуги. Топливо из резервуара ракеты нагревается в электрическом нагревателе и расширяется через форсунку для ускорения пускового устройства в основной трубе 305 системы ТОУ 300. В таких вариантах тяга может быть охарактеризована как действие электрического двигателя ракеты, электропитание в который подается при прохождении электрического тока через плазму. В частности, прохождение электрического тока через плазму происходит в месте контакта плазменной дуги между электропроводными трубами и скользящими контактами.

Таким образом, ракета-носитель 10 ускоряется в основной трубе 305 системы ТОУ с использованием тяги, создаваемой горячим расширяющимся газом, формируемым в результате электрического нагрева, обеспечиваемого электрической энергией, проходящей в трубе. Более конкретно, расширение легкого газа, твердых или жидких материалов (например, водорода, который может быть вначале в газообразной, жидкой или твердой форме) может обеспечиваться нагревом газа выше 5000К и получением выбрасываемого газа, состоящего из атомов водорода. В некоторых вариантах нагрев может осуществляться до 100000К, в результате чего скорость истечения газов может достигать 77000 м/сек. Скорость пуска на выходе из ТОУ может достигать 150000 м/сек, то есть, может в два раза превышать скорость истечения газов. Максимальные скорости могут использоваться только для космоса, поскольку практический предел для запуска с поверхности Земли равен примерно 100000 м/сек, что связано с аэродинамическими силами при такой скорости, которые могут достигать примерно 1000000 фунт/дюйм².

В некоторых вариантах ракета-носитель 10 может содержать полезный груз (также указывается как планирующий аппарат, который может быть летательным аппаратом с грузовым отсеком), резервуар с топливом, электрический нагреватель и расширительное сопло. Опционально, ракета-носитель может включать один или несколько подшипников, сконфигурированных для выравнивания ракеты-носителя внутри пусковой

трубы. В некоторых вариантах ракета-носитель 10 может представлять собой ракету Максвелла с большим ускорением.

После прохождения через основную трубу 305 ракета-носитель 10, проходящая через ТОУ, поступает в переходную трубу 310. В эту трубу может вводиться газ с варьируемым давлением для воздействия на ракету-носитель 10 предварительных аэродинамических сил для проверки надлежащего функционирования аэродинамических органов управления и систем наведения ракеты-носителя. Например, в переходную трубу 310 может нагнетаться газообразный азот из резервуара 320 в одной или в нескольких точках для обеспечения необходимого давления в трубе. В дополнение к функциям проверки газ может быть введен под давлением, достаточным для предварительного отделения планирующего аппарата от остающихся частей ракеты-носителя 10, таких как ракетный двигатель и топливный резервуар.

Перед выходом из системы запуска ракета-носитель 10 проходит через выходную часть 315, которая может быть сконфигурирована для обеспечения одной или нескольких полезных характеристик: плавное, надежное отделение планирующего аппарата от остальных частей ракеты-носителя; проверка внутри основной трубы свободного полета планирующего аппарата; обеспечение пилотажно-навигационных приборов; плавный переход планирующего аппарата из основной трубы в атмосферу; плавный выход остающихся частей ракеты-носителя вслед за планирующим аппаратом; вентиляция водорода; компенсация водорода; и отсечка водорода. Выходная часть 315 может иметь по существу форму трубы и может иметь такую же конструкцию и быть изготовлена из таких же материалов, что и труба 220 предварительного ускорителя. Например, выходная часть 315 может содержать трубу из нержавеющей стали или содержать другие конструкционные материалы, такие как сплавы других материалов, цемент или им подобные материалы.

В некоторых вариантах, как показано на фиг. 9А и фиг. 9Б, выходная часть 315 содержит затворы, частности, шиберные затворы. Как показано, выходная часть 315 содержит первый шиберный затвор 316 на входе в выходную часть и второй шиберный затвор 317 на выходе из выходной части. Таким образом, второй шиберный затвор расположен ниже по потоку от первого шиберного затвора. Выходная часть 315 может иметь общую длину от примерно 0,1 метра

до примерно 100 метров. Однако при необходимости длина выходной части 315 может превышать 100 метров. Первый шиберный затвор 316 и второй шиберный затвор 317 могут быть расположены на концах или возле концов трубы, формирующей выходную часть 315. Ниже по потоку от второго шиберного затвора 317 выходная часть 315 содержит дополнительно мембранное устройство 318, содержащее кольцевой держатель 318a мембраны и мембрану 318b, закрывающую проход кольцевого держателя. Предпочтительно мембрана 318b представляет собой высокопрочную гибкую пластину, изготовленную, например, из пленки Spectra Fiber, установленную на кольцевом держателе, который может быть установлен вручную или в автоматическом режиме на выходе 315a в атмосферу выходной части 315.

На фиг. 9А первый шиберный затвор 316 и второй шиберный затвор 317 для наглядности показаны в открытом положении. При подготовке к запуску первый шиберный затвор 316 и второй шиберный затвор 317 будут в состоянии готовности в закрытом положении, в котором верхние секции затворов опущены для сцепления с их нижними секциями. Перед запуском второй шиберный затвор 317 открывают, в то время как первый шиберный затвор 316 остается закрытым, так что давление внутри выходной части 315 снижается от атмосферного до промежуточного, величина которого находится между атмосферным давлением и давлением в трубе ускорителя, равным примерно 1 мбару. Это может быть обеспечено с помощью средств дистанционного управления и может быть эффективным средством проверки целостности мембраны 318b. В частности, если мембрана 318b отказывает из-за производственного дефекта, то только сравнительно короткая выходная часть 315 будет сообщаться с атмосферой. В этом случае мембрану 318b заменяют, пока не будет получено допустимое отклонение давления в течение подходящего интервала времени, достаточного для подтверждения безопасного отклонения давления и уплотнения. После подтверждения целостности мембраны 318b может быть открыт первый шиберный затвор 316.

Для содействия управлению ракетой-носителем в ТПУ и/или ТОУ ракета-носитель может быть сконфигурирована для передачи телеметрического сигнала по меньшей мере в части ТПУ и/или ТОУ. Например, перед запуском и предпочтительно непрерывно в процессе запуска ракета-носитель передает

телеметрический сигнал по длине по меньшей мере ТОУ до выходной части. Этот телеметрический сигнал может содержать полную информацию о состоянии ракеты-носителя, включая (без ограничения) координаты по шести степеням свободы, скорости по шести степеням свободы, давление в резервуаре, давление в двигателе, расход топлива и всю другую важную информацию о состоянии систем ракеты-носителя. Этот телеметрический сигнал предпочтительно передается, например, с использованием частоты 100 кГц (информационная скорость по меньшей мере 100 Мбит/сек) на несущей частоте передачи (ГГц или в оптическом диапазоне), которая может обеспечивать прохождение сигнала через экранирующий слой плазмы от точки начала запуска до выходной части. В некоторых вариантах, если в какой-то момент времени принимаемые данные не соответствуют расчетным, блок управления выходной частью может инициировать последовательность прекращения запуска в главную систему управления запуском, предпочтительно в течение 100 мкс (10 циклов пакетов данных). Главная система управления запуском (см. элемент 91 на фиг. 2) может быть сконфигурирована со сценарием отказа, который представляет собой прекращение запуска, и при такой конфигурации сценария отказа уверенный прием расчетных данных является требованием предотвращения прекращения запуска в течение всей последовательности запуска.

В процессе прохождения ракеты-носителя по ТОУ она ускоряется при запитывании электрическим током (I) электрического двигателя ракеты. С учетом того, что ТОУ имеет индуктивность (L), магнитная энергия, аккумулируемая в ТОУ может быть вычислена по формуле:

$$\text{Аккумулируемая магнитная энергия} = 0,5 \times L \times I^2.$$

В типичном иллюстративном варианте ток может быть равен примерно 2×10^6 , и L может быть равна примерно 3×10^{-5} . В соответствии с вышеприведенной формулой аккумулируемая энергия может быть равна примерно 60 мегаджоулей. Это неожиданно низкий уровень аккумулируемой энергии, поскольку системы, раскрытые в настоящей заявке, специально сконфигурированы таким образом, что система запуска имеет низкую индуктивность. В отличие от этого для известной конфигурации с параллельными рельсами можно предположить, что L

будет примерно в 100 раз больше, и, соответственно, можно ожидать, что аккумулируемая энергии будет равна примерно 6000 мегаджоулей.

Хотя системы и способы по настоящему изобретению обеспечивают существенно более низкие уровни аккумулируемой энергии в трубе запуска, 5 однако может быть полезно обеспечить элементы для вывода этой энергии в одной или в нескольких точках по длине ТОУ. Например, может быть обеспечен один или несколько резисторов (напр., переключатели на выходе трубы) для медленного и регулируемого рассеивания аккумулируемой магнитной энергии в форме тепла, а не в форме мощной взрывоопасной дуги на конце трубы запуска.

10 Главная система управления запуском может быть сконфигурирована таким образом, чтобы непосредственно перед достижением ракеты-носителя выходной части она обеспечивала выключение питания ТОУ и замыкание переключателей ТОУ на ее выходе. Как только ракета-носитель выходит из части ТОУ (напр., 15 основной трубы 305), на которую подается питание, планирующая часть ракеты-носителя отделяется от ее остальных частей. Это разделение может происходить в одной или в обеих из переходной трубы 310 и выходной части 315.

Выходная часть 315 может содержать одну или несколько принимающих станций 3151, сконфигурированных для приема вышеуказанного телеметрического сигнала ракеты-носителя. Ракета-носитель снабжена бортовой 20 системой данных, которая может точно определять состояние планирующего аппарата и продолжать передавать его в указанную одну или несколько принимающих станций 3151. Как только планирующий аппарат поступает в выходную часть 315, указанная одна или несколько принимающих станций 3151 могут обеспечивать подробные диагностические данные для подтверждения 25 состояния планирующего аппарата.

Как уже указывалось со ссылками на фиг. 9А и фиг. 9Б, планирующая часть ракеты-носителя проходит через мембрану 318b на конце выходной части 315, и вместо промежуточного давления в выходной части на планирующую часть 30 начинает действовать атмосферное давление. Сразу же после выхода планирующей части остающиеся части ракеты-носителя (напр., топливный резервуар и двигатель ракеты) выходят из выходной части. Аэродинамическая неустойчивость, присущая этим остающимся частям ракеты-носителя, приводит к тому, что они будут кувыркаться и разрушаться на протяжении примерно

километра в результате действия аэродинамических сил и нагрева. После выхода ракеты-носителя из выходной части может осуществляться вентиляция водорода в течение ограниченного интервала времени (напр., от нескольких секунд до нескольких минут). Как показано на фиг. 10, ближе к выходу 315a в атмосферу выходной части 315 может быть расположено одно или несколько пиротехнических устройств 3152 для обеспечения зажигания и горения выходящего водорода сразу же после вылета ракеты-носителя в атмосферу. Непосредственно перед окончанием процесса вентиляции первый шиберный затвор 316 и второй шиберный затвор 317 закрывают для предотвращения проникновения воздуха в выходную часть 315 или в основную трубу 305. После этого газ в основной трубе 305 может быть откачан для обеспечения требуемого низкого давления, примерно 1 мбар. После откачивания начинается проверка трубы с помощью системы датчиков, перемещающейся в канале трубы, выполняются необходимые ремонтные работы, и после этого давление в трубе поддерживается на уровне примерно 1 мбар.

Длина ТПУ и ТОУ может варьироваться, как это будет необходимо. В одном или в нескольких вариантах ТПУ может иметь общую длину по меньшей мере 100 м, по меньшей мере 500 м, или по меньшей мере 1000 м. В некоторых вариантах общая длина ТПУ может быть в диапазоне от примерно 100 м до 10000 м, от примерно 200 м до примерно 5000 м, или от примерно 500 м до примерно 3000 м. ПОУ может иметь общую длину по меньшей мере 2000 м, по меньшей мере 5000 м, по меньшей мере 10000 м, или по меньшей мере 20000 м. В некоторых вариантах общая длина ТОУ может быть в диапазоне от примерно 5000 м до 50000 м, от примерно 10000 м до примерно 40000 м, или от примерно 15000 м до примерно 35000 м.

Система 100 запуска может быть сконфигурирована для передачи электрического тока в требуемых пределах с получением магнитного поля с напряженностью менее чем примерно 1,25 тесла, менее чем примерно 1,0 тесла, менее чем примерно 0,5 тесла, менее чем 0,25 тесла, или менее чем примерно 0,2 тесла. В некоторых вариантах напряженность магнитного поля может быть ограничена величинами в диапазоне от примерно 0,2 тесла до примерно 1,2 тесла.

В одном или в нескольких вариантах предлагаемая система запуска может использоваться в целях испытаний отдельно от запуска специализированного груза. Например, запуск ракет-носителей из ТПУ в полетные трубы может осуществляться для испытаний на сверхзвуковых скоростях с использованием дополнительного ускорения с помощью электрического двигателя ракеты в ТОУ или без такого дополнительного ускорения. Пример непосредственного введения с использованием в качестве ускорителя электрического двигателя ракеты иллюстрируется на фиг. 11А. Как можно видеть, летательный аппарат 11, установленный в держателе 11а, разгоняется в трубе 220 предварительного ускорителя с использованием толкателя 380, плотно прилегающего к стенкам трубы, вместо резервуара с топливом и двигателя ракеты, которые в ином случае использовались бы для разгона ракеты-носителя в ТОУ 300. Толкатель 380 отделяется от модели (или от испытуемого летательного аппарата) заблаговременно до входа в испытательную секцию, так что он не будет влиять на аэродинамические измерения.

Ракета-носитель или модель может быть установлена на стационарной или шарнирно-прикрепленной державке для продвижения ракеты вперед с предотвращением мешающих аэродинамических воздействий, связанных с опорными стойками. Шарнирно-прикрепленная державка может иметь множество степеней свободы и множество шарниров для обеспечения возможности выполнения аэродинамических маневров в летных испытаниях. Для обеспечения возможности движения ракеты-носителя по всем степеням свободы могут использоваться приводы и газоструйные микродвигатели, а также другие средства управления, известные специалистам. Как показано на фиг. 11Б, летательный аппарат 11 поддерживается стойками 12, прикрепленными к полному цилиндру 13, внешний диаметр которого по существу близок внутреннему диаметру трубы 220 предварительного ускорителя. В одном из иллюстративных вариантов труба 220 предварительного ускорителя может иметь внутренний диаметр, равный примерно 2 м, например, от примерно 1 м до примерно 10 м, от примерно 1 м до примерно 5 м, или от примерно 1,5 м до примерно 4 м. Внешний диаметр полого цилиндра предпочтительно меньше внутреннего диаметра трубы предварительного ускорителя на величину, находящуюся в

диапазоне от примерно 1% до примерно 10%, от примерно 1% до примерно 8%, или от примерно 2% до примерно 5%.

После вылета из ТПУ 200 ракета-носитель 10 продолжает полет в испытательной трубе, в которой выполняются аэродинамические измерения.

5 После этого часто необходимо затормозить летательный аппарат и надежно вернуть его в исходное состояние. Для достижения этой цели могут использоваться различные способы. Например, система запуска может содержать систему мягкого останова по одному или нескольким вариантам.

10 В некоторых вариантах, как показано на фиг. 12, в системе мягкого останова может обеспечиваться градиент плотности на заданной длине трубы с использованием холодного газа с разными атомными или молекулярными весами, находящегося под постоянным давлением. Как показано на фиг. 12, система 500 мягкого останова содержит полетную трубу 505 мягкого останова, которая заключена внутри вентиляционной трубы 510, имеющей больший

15 диаметр. Полетная труба 505 мягкого останова содержит три газовые секции (511a, 511b, 511c), отличающиеся одним или более из состава, молекулярного веса, температуры и плотности при постоянном давлении. Полетная труба 505 мягкого останова также имеет одно или несколько вентиляционных отверстий 512, размеры и расположение которых обеспечивают возможность выхода газов

20 из полетной трубы мягкого останова во внутреннее пространство вентиляционной трубы 510. Вентиляционные отверстия 512 обеспечиваются для сброса чрезмерного давления, вызываемого скачком уплотнения, перед летательным аппаратом 11 для поддержания необходимых профилей замедления. Такая конструкция представляет собой улучшение по сравнению с

25 известными техническими решениями, поскольку в этом случае обеспечивается замедление с меньшей и более постоянной величиной. Количество и расположение вентиляционных отверстий может определяться газом, присутствующим в заданной секции. Например, как показано на фиг. 12, в зоне газовой секции 511c имеется большее количество вентиляционных отверстий

30 512 по сравнению с газовыми секциями 511b и 511a. Газовые секции отделены от испытательной секции 511d с более низким давлением тонкой герметизирующей мембраной 515. За газовыми секциями расположен пассивный амортизатор 520, который может быть выполнен из любого амортизирующего

материала, такого как вспененный материал с переменной плотностью. За пассивным амортизатором 520 расположен активный амортизатор 525. В рассматриваемом варианте активный амортизатор 525 представляет собой поршень амортизации отдачи. Активный амортизатор 525 упирается в
5 ограничительный упор 530, который может действовать в качестве массы, поглощающей отдачу, опоры и/или аварийного ограничителя. В системе 500 мягкого останова обеспечивается входной тамбур 535, обеспечивающий возможность входа персонала для извлечения летательного аппарата и/или проведения регламентного технического обслуживания.

10 На фиг. 13 показана другая система 600 мягкого останова. Как показано на фиг. 13, полетная труба 605 системы мягкого останова содержит коническую рампу 607 из абляционного материала, расположенную на части длины трубы. Как и в предыдущем случае, используется активный амортизатор 625 вместе
15 ограничительным упором 630. При необходимости может также использоваться пассивный амортизатор. В этом варианте носовая часть и передние кромки летательного аппарата 11 подвергаются существенно меньше аэротермодинамическому нагреву и возможной абляции по сравнению с другими системами мягкого останова. Силы действуют только на кромки абляционной конической рампы 607 и на кольца 609 газодинамических подшипников на
20 держателе 11а летательного аппарата. Летательный аппарат 11 подвергается только действию вакуума и сил торможения. Абляционная коническая рампа 607 может быть сформирована в полетной трубе 605 системы мягкого останова с использованием любого подходящего способа. Как показано на фиг. 14А и фиг. 14Б, для формирования абляционной конической рампы 607, используемой для
25 торможения летательного аппарата, может использоваться автоматизированный способ. Абляционную коническую рампу 607 формируют путем напыления нужного абляционного материала или абляционных материалов на внутреннюю поверхность полетной трубы 605 системы мягкого останова. Неограничивающие примеры материалов, подходящих для формирования абляционной конической
30 рампы 607, включают полиэтилен, воду, аргон и их комбинации. Полетная труба 605 системы мягкого останова может быть охлаждена, так что наносимый материал будет затвердевать при контакте с поверхностью трубы. В рассматриваемом варианте распылительный аппарат 640 перемещается в

продольном направлении в полетной трубе 605 системы мягкого останова на одном или по нескольким направляющих рельсах 641. Распылительный аппарат может быть вращающимся устройством, перемещающимся в канале трубы, причем аппарат перемещается продольно в полетной трубе 605 мягкого останова, и при его вращении абляционный материал наносится на внутреннюю поверхность стенки полетной трубы.

Работа абляционного материала иллюстрируется на фиг. 15. В частности, держатель 11a летательного аппарата содержит скребущую рампу 11b передней кромки. Каждое кольцо 609 газодинамического подшипника расположено в углублении 11a', сформированном в держателе 11a летательного аппарата. По мере того как кольцо 609 газодинамического подшипника перемещается с сильным трением по абляционной конической рампе 607, из абляционных материалов формируется газодинамический подшипник 660 с высоким давлением, обеспечивающий высокое сопротивление. Выбор абляционного материала рампы, его толщины и угла подъема рампы может варьироваться для получения требуемого профиля торможения.

Считалось, что использование газодинамических подшипников с низким давлением и с малым сопротивлением невозможно ввиду высокого толкающего давления, которое, как можно было ожидать, будет прорываться через подшипники с низким давлением. В соответствии с настоящим изобретением используется низкое толкающее давление (напр., вплоть до нуля, включая нуль), и нет оснований считать, что оно будет прорываться через подшипники с низким давлением. Как уже указывалось, кольцевые газодинамические подшипники низкого давления могут формироваться вокруг ускоряемого объекта в ТПУ и ТОУ многочисленными, охватывающими эти объекты, уплотнительными кольцами, такими как пластмассовые ленты, и/или путем введения газа в зону между ускоряемым объектом и разгонной трубой системы ТОУ или ТПУ. Хотя этот момент рассматривается в отношении системы мягкого останова, следует понимать, что формирование газодинамических подшипников может использоваться и для ракеты-носителя при ее прохождении любой одной секции ТПУ и/или ТОУ или любой комбинации секций ТПУ и ТОУ. Хотя волна давления, которая формируется путем выпуска давления из камеры предварительного ускорения в результате разгерметизации секции затворов,

может быть довольно значительной, она может аналогичным образом быстро спадать при ее продвижении по ТПУ. Например, к тому моменту, когда ракета-носитель достигает конца ТПУ, давление позади нее может снижаться примерно в 2 раза, примерно в 5 раз, примерно в 8 раз, примерно в 10 раз, примерно в 15 раз, или примерно в 20 раз. Кроме того, несмотря на значительную длину ТПУ, ускорение ракеты-носителя волной давления будет достаточно большим, так что ракета-носитель может преодолевать это расстояние за время менее 30 секунд, менее 15 секунд, менее 10 секунд, менее 5 секунд, или менее 2 секунд. В одном из иллюстративных вариантов типичная величина давления газа, выходящего из камеры предварительного ускорения через секцию затворов, может быть равна примерно 360 фунт/дюйм², и давление может уменьшаться примерно на 40 фунт/дюйм², когда ракета-носитель пройдет всю ТПУ за время, равное примерно 1 секунде.

Варианты еще одной системы 700 мягкого останова показаны на фиг. 16А-16В. Система 700 мягкого останова включает полетную трубу 705 мягкого останова с замедляющими желобами 770, прикрепленными по длине этой трубы. В других вариантах по меньшей мере один желоб 770 может быть расположен по меньшей мере на части длины полетной трубы 705. В этих вариантах толкатель 380, плотно прилегающий к стенкам трубы, снабжен несколькими кронштейнами 381, которые отходят от основания толкателя и входят в замедляющие желоба 770, прикрепленные к внешней стороне полетной трубы 705 системы мягкого останова. Замедляющие желоба 770 могут быть заполнены абляционным материалом 707, а кронштейны 381 могут быть снабжены кольцами 709 газодинамических подшипников. При этом используются те же самые кольца, формирующие газодинамические подшипники, как при всех других испытаниях, используемых в этой системе мягкого останова. Желоба могут быть заполнены тем же материалом, имеющим тот же профиль, что и в вышеописанной системе мягкого останова, например, полиэтиленом, водой и аргоном в твердой форме. На фиг. 16Б кронштейны 381 показаны в отведенном положении при выполнении испытательного полета летательного аппарата 11. На фиг. 16В кронштейны 381 показаны в выдвинутом положении для торможения при выполнении мягкого останова.

В одном или в нескольких вариантах ТПУ может быть выполнена в альтернативной конфигурации, как это описывалось выше. Достоинством настоящего изобретения является то, что любая ТПУ может быть сконфигурирована для обеспечения высокой частоты запусков и/или очень высоких температур нагрева. В варианте, показанном на фиг. 17, ТПУ может быть сконфигурирована для обеспечения одного или обоих из указанных достоинств.

Как показано на фиг. 17, ТПУ 2000 содержит трубу 2200 ускорителя с опциональной системой охлаждения 2900, охватывающей по меньшей мере ее часть. Вместо использования специализированного резервуара высокого давления труба 2200 ускорителя может быть сконфигурирована для содержания газа по меньшей мере в течение некоторого времени под давлением, как это указано в заявке, для быстрого ускорения ракеты-ускорителя 2010. Как показано на фиг. 17, по меньшей мере задняя часть 2201 трубы 2200 запуска имеет увеличенную толщину для соответствия повышенным давлениям в зоне быстро расширяющегося газа 2903.

Труба 2200 ускорителя содержит заднюю секцию 2990, которая охватывает газовую камеру 2000a и камеру 2000b нагрева. Газовая камера 2000a и камера 2000b нагрева могут быть опционально разделены разрушаемой герметизирующей перегородкой 2904. Кроме того, вторая разрушаемая герметизирующая перегородка 2905 может использоваться опционально для отделения камеры 2000b нагрева от секции трубы 2200 ускорителя, расположенной ниже по потоку. Нагревательный элемент 2902 может быть расположен с возможностью перемещения внутри или вокруг камеры 2000b нагрева для обеспечения быстрого нагрева газа 2903. Сама по себе ТПУ 2000 включает газовую камеру 2000a, которая сначала содержит холодный легкий газ, жидкость или твердый материал 2903, а также внешний или внутренний нагревательный элемент 2902, который может быть предварительно нагрет и затем быстро введен в заднюю секцию 2990, сформированную газовой камерой 2000a и камерой 2000b нагрева. Затем холодный легкий газ, жидкость или твердый материал 2903, быстро вводится в контакт с нагревательным элементом 2902, в результате чего он быстро нагревается до температуры, достаточной для ускорения летательного аппарата 2010 до требуемой высокой скорости.

Холодный легкий газ, жидкость или твердый материал 2903 и нагревательный элемент 2902 могут быть введены в заднюю секцию 2990 различными способом, известными специалистам. Например, один или оба из вышеуказанных объектов могут быть введены с конца задней секции 2990, с ее боковых сторон или с передней части. Нагревательный элемент 2902 представляет собой отдельный элемент, который может быть быстро введен, так что он может оставаться очень холодным, до тех пор пока не возникнет необходимость в инициализации процесса запуска. Аналогично, холодный легкий газ, жидкость или твердый материал 2903 может содержаться отдельно от газовой камеры 2000a, а затем может быть быстро введен, так что он может оставаться в очень горячем состоянии, до тех пор пока не возникнет необходимость в инициализации процесса запуска.

Опциональная разрушаемая герметизирующая перегородка 2904 может использоваться для разделения газовой камеры 2000a и камеры 2000b нагрева до момента запуска. Запуск может быть инициирован разрывом разрушаемой герметизирующей перегородки 2904 в результате действия статического давления или с использованием активных способов, таких как электрический нагрев или действие взрыва. Другая опциональная разрушаемая герметизирующая перегородка 2905 может использоваться для отделения задней секции 2990 от трубы 2200 ускорителя до момента выполнения запуска. Запуск может быть инициирован разрывом разрушаемой герметизирующей перегородки 2905 в результате действия статического давления или с использованием активных способов, таких как электрический нагрев или действие взрыва.

Опциональная система 2900 охлаждения может охватывать заднюю секцию 2990 или может быть встроена в нее как ее часть, в частности, для предотвращения превышения температурой задней секции заданного уровня. При необходимости система 2900 охлаждения может проходить за заднюю секцию 2990 для обеспечения также охлаждения части или всей трубы 2200 ускорителя. Рабочие давления, температуры, ускорения, силы тяжести и скорости, указываемые в настоящем описании в отношении ТПУ, могут быть применимы также и к варианту, показанному на фиг. 17. Аналогичным образом, следует понимать, что летательный аппарат 2010, ускоряющийся при прохождении через трубу 2200 ускорителя, может входить в ТОУ 200,

описанную в настоящей заявке, выходную часть 315, описанную в настоящей заявке, или в систему мягкого останова (500, 600, 700), описанную в настоящей заявке.

Один или несколько вариантов осуществления изобретения относятся к системе ТПУ, содержащей трубу ускорителя с задней секцией, сконфигурированной для приема легкого газа, жидкости или твердого материала и для приема предварительно нагретого элемента, сконфигурированного для быстрого нагрева указанного легкого газа, жидкости или твердого материала. Задняя секция может включать одну или несколько разрушаемых герметизирующих перегородок. Задняя секция может содержать газовую камеру, в которой легкий газ, жидкость или твердый материал нагревают для обеспечения, в конечном счете, нагретого газа под давлением, а также может содержать отдельную секцию нагревателя. Нагреватель может быть введен внутрь секции нагревателя, или он может быть расположен снаружи трубы ускорителя в секции нагревателя. Газовая камера может быть отделена разрушаемой герметизирующей перегородкой от камеры нагревателя. Камера нагревателя может быть отделена разрушаемой герметизирующей перегородкой от части трубы ускорителя ниже по потоку. Вокруг по меньшей мере части трубы ускорителя может быть сконфигурирована система охлаждения, предпочтительно в зоне газовой камеры или по меньшей мере вокруг задней секции.

Различные комбинации вариантов систем мягкого останова могут быть с выгодой использованы специалистами в различных областях применения. Кроме того, для торможения летательного аппарата могут использоваться электромагнитные средства, в которых вместо гидрогазодинамических средств используются технологии, связанные со сверхпроводимостью.

Специалисты в области техники, к которой относится настоящее изобретение, после ознакомления с существом изобретения, изложенным в вышеприведенном описании со ссылками на прилагаемые чертежи, могут предложить различные модификации рассмотренных в описании вариантов, а также другие варианты осуществления изобретения. Поэтому должно быть ясно, что объем изобретения не ограничивается конкретными рассмотренными примерами, и что их модификации, а также и другие варианты охватываются

объемом прилагаемой формулы изобретения. Хотя в настоящем описании используются специальные термины, они используются только в целях описания и никоим образом не ограничивают объем изобретения.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Пусковая система для запуска летательного аппарата, содержащая систему трубы предварительного ускорителя, включающую:

5 камеру предварительного ускорения, сконфигурированную для приема газа и размещения электрического нагревателя для нагрева газа;

узел затворов, расположенный ниже по потоку от камеры предварительного ускорения и сообщаемый с ней по текучей среде, при этом узел затворов содержит по меньшей мере один затвор, открываемый давлением; и

10 трубу предварительного ускорителя, расположенную ниже по потоку от узла затворов и сообщаемую с ним по текучей среде, при этом труба предварительного ускорителя сконфигурирована для размещения в ней летательного аппарата,

15 причем узел затвора выполнен так, что открытие указанного по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением, создает волну давления, достаточную для ускорения летательного аппарата в трубе предварительного ускорителя.

2. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения
20 выполнена с возможностью перемещения в продольном направлении, противоположном направлению, в котором ускоряется летательный аппарат в трубе предварительного ускорителя.

3. Система по п. 2, дополнительно содержащая один или несколько
25 элементов амортизации отдачи, связанных с камерой предварительного ускорения.

4. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения
30 расположена на одной или нескольких опорах, сконфигурированных для стабилизации перемещения камеры предварительного ускорения в продольном направлении.

5. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения содержит по меньшей мере внешний конструкционный несущий слой и изоляционный слой, расположенный внутри внешнего конструкционного несущего слоя.

5 6. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения содержит внутреннюю систему нагрева.

10 7. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения содержит один или несколько каналов для подачи электропитания, проходящих через нее, и содержит один или несколько электрических контактов, расположенных внутри каналов для подачи электропитания, причем указанный один или несколько каналов для подачи электропитания электрически изолированы и герметизированы.

15 8. Система по п. 1, в которой камера предварительного ускорения содержит внешнюю систему нагрева.

20 9. Система по п. 1, в которой узел затворов содержит удлиненную трубу с входным затвором и выходным затвором, причем один или оба из входного затвора и выходного затвора представляют собой затвор, открываемый давлением.

25 10. Система по п. 9, в которой один или оба из входного затвора и выходного затвора узла затворов содержат разрывной диск.

11. Система по п. 9, в которой узел затворов содержит соединительную линию и затвор, сконфигурированный для одного или обоих из входящего и выходящего потоков газа из узла затворов.

30 12. Система по п. 1, дополнительно содержащая загрузчик предварительного ускорителя, расположенный ниже по потоку от узла затворов и выше по потоку от трубы предварительного ускорителя, причем загрузчик

предварительного ускорителя сконфигурирован для загрузки летательного аппарата в трубу предварительного ускорителя.

13. Система по п. 12, в которой загрузчик предварительного ускорителя содержит по меньшей мере трубчатый сегмент, выполненный с возможностью перемещения между положением, в котором он выровнен с узлом затворов и трубой предварительного ускорителя, и положением, в котором он смещен относительно оси, на которой находится узел затворов и труба предварительного ускорителя.

14. Система по п. 1, дополнительно содержащая трубу устройства удаления газа, расположенную ниже по потоку от трубы предварительного ускорителя, причем устройство удаления газа сконфигурировано для удаления газа из нее.

15. Система по п. 1, дополнительно содержащая выходную часть, содержащую группу шиберных затворов.

16. Система по п. 15, в которой выходная часть дополнительно включает мембранное устройство, расположенное ниже по потоку от группы шиберных затворов.

17. Система по п. 1, дополнительно содержащая систему трубы основного ускорителя, расположенную ниже по потоку от трубы предварительного ускорителя.

18. Система по п. 17, в которой система трубы основного ускорителя содержит основную трубу, сформированную из двух концентрических электропроводных труб с возможностью подачи электрической энергии на летательный аппарат.

19. Способ запуска летательного аппарата, включающий:
добавление сжатого газа в резервуар высокого давления, пока не будет достигнуто предварительное давление;

нагрев газа в резервуаре высокого давления таким образом, что давление газа достигает величины распространяющегося давления, которая больше предварительного давления по меньшей мере в 2 раза; и

регулирование давления в узле затворов, который содержит по меньшей мере один затвор, открываемый давлением, и который расположен ниже по потоку от резервуара высокого давления и сообщается с ним по текучей среде через затвор, открываемый давлением, при этом регулирование давления в узле затворов обеспечивает открытие по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением,

причем открытие по меньшей мере одного затвора, открываемого давлением, приводит к тому, что газ из резервуара высокого давления проходит через узел затворов и ускоряет летательный аппарат, расположенный ниже по потоку от узла затворов.

20. Способ по п. 19, в котором величина предварительного давления равна по меньшей мере 2 барам.

21. Способ по п. 19, в котором сжатый газ нагревают в резервуаре высокого давления до температуры в диапазоне от приблизительно 500К до приблизительно 3000К.

22. Способ по п. 19, в котором перед указанной регулировкой, давление в узле затворов меньше давления в резервуаре высокого давления и больше давления в месте, где находится летательный аппарат, расположенный ниже по потоку от узла затворов.

23. Способ по п. 22, в котором давление в месте, где находится летательный аппарат, расположенный ниже по потоку от узла затворов, меньше 1 бара.

24. Способ по п. 19, в котором по меньшей мере один затвор, открываемый давлением, содержит разрывной диск.

25. Способ по п. 19, в котором газ, проходящий из резервуара высокого давления, достаточен для ускорения летательного аппарата до скорости, равной по меньшей мере 1000 м/сек.

5 26. Способ по п. 19, включающий дополнительно прохождение летательного аппарата через выходную часть, содержащую несколько шиберных затворов.

10 27. Способ по п. 26, в котором выходная часть дополнительно содержит мембранное устройство, расположенное ниже по потоку от группы шиберных затворов.

15 28. Способ по п. 26, дополнительно включающий направление летательного аппарата в систему мягкого останова, содержащую:
полетную трубу, сконфигурированную для перемещения через нее летательного аппарата в продольном направлении; и
по меньшей мере один компонент, расположенный в полетной трубе, сконфигурированный для торможения летательного аппарата.

20 29. Способ по п. 19, дополнительно включающий пропускание летательного аппарата через систему трубы основного ускорителя, которая содержит основную трубу, сформированную по меньшей мере из двух концентрических электропроводных труб с возможностью подачи электрической энергии на летательный аппарат.

25 30. Система мягкого останова, содержащая:
полетную трубу, сконфигурированную для перемещения в ней летательного аппарата в продольном направлении; и
по меньшей мере один компонент, расположенный внутри полетной трубы,
30 сконфигурированный для торможения летательного аппарата.

31. Система мягкого останова по п. 30, в которой указанный по меньшей мере один компонент, находящийся внутри полетной трубы,

сконфигурированный для торможения летательного аппарата, содержит группу секций полетной трубы, заполненных газами, которые отличаются одной или несколькими характеристиками из состава, молекулярного веса, температуры и плотности при постоянном давлении.

5

32. Система мягкого останова по п. 31, в которой группа секций полетной трубы, заполненных газами, отделена от секции низкого давления полетной трубы герметизирующей мембраной.

10

33. Система мягкого останова по п. 31, дополнительно содержащая вентиляционную трубу, окружающую по меньшей мере группу секций полетной трубы, заполненных газами.

15

34. Система мягкого останова по п. 31, в которой группа секций полетной трубы, заполненных газами, содержит вентиляционные отверстия.

20

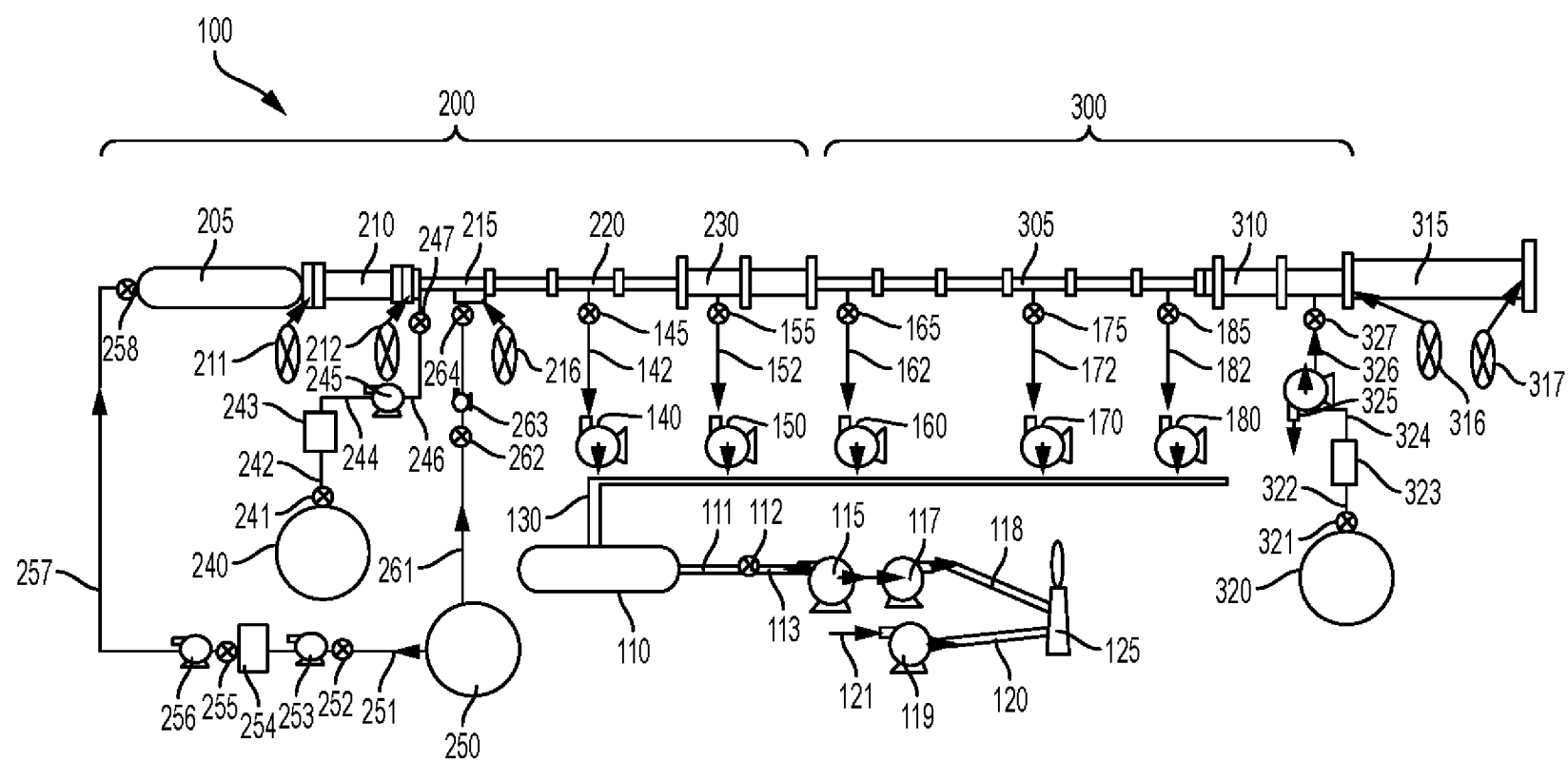
35. Система мягкого останова по п. 30, в которой указанный по меньшей мере один компонент, находящийся внутри полетной трубы, сконфигурированный для торможения летательного аппарата, содержит абляционный материал, сконфигурированный для взаимодействия с полосой газодинамического подшипника, имеющейся по меньшей мере на части летательного аппарата.

25

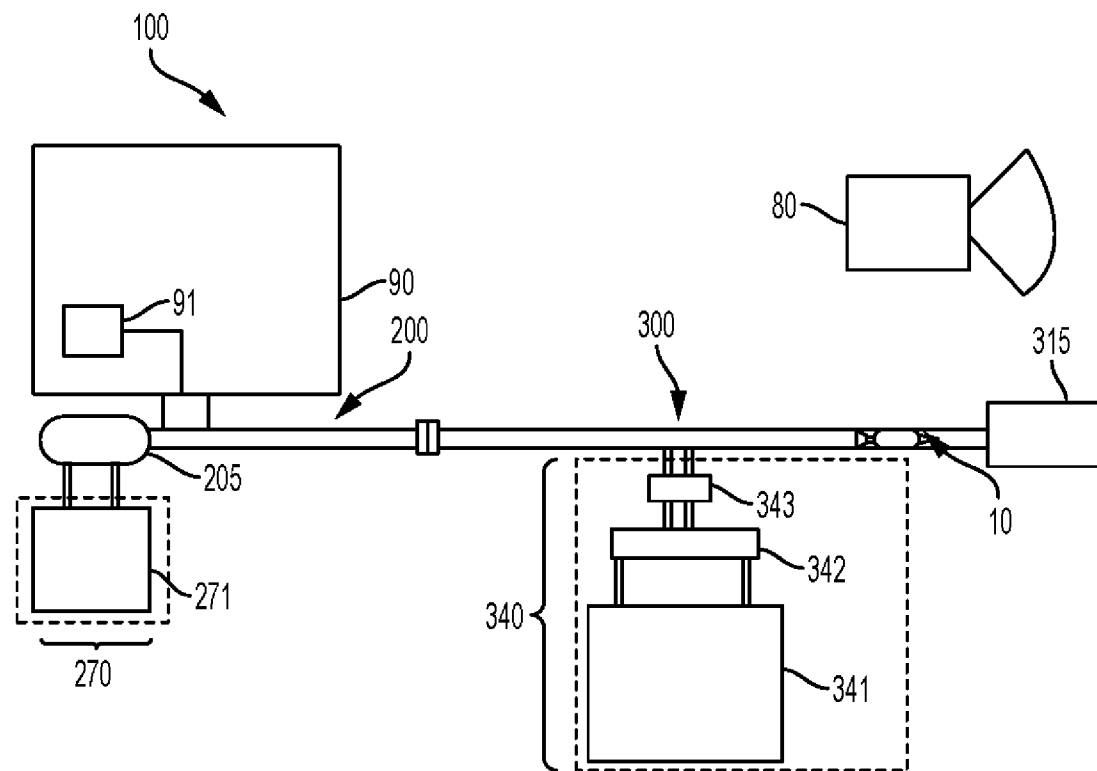
36. Система мягкого останова по п. 35, в которой абляционный материал сконфигурирован в форме рампы внутри полетной трубы.

30

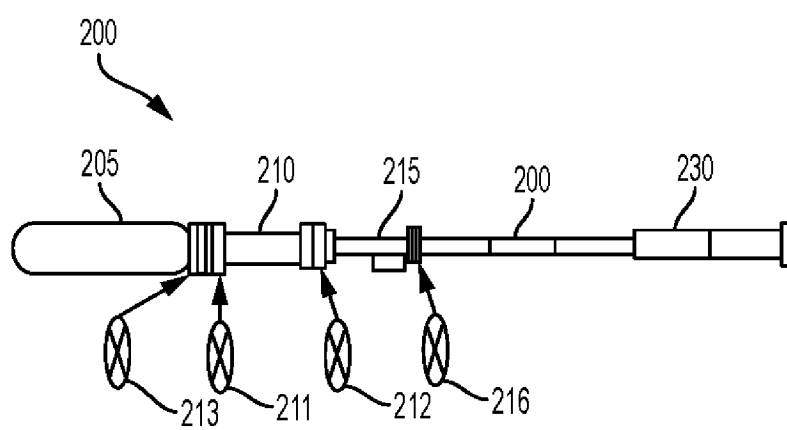
37. Система мягкого останова по п. 35, в которой абляционный материал расположен внутри по меньшей мере одного желоба, сформированного по длине полетной трубы.



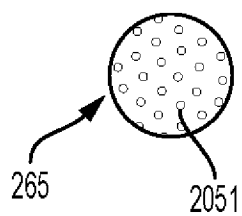
Фиг. 1



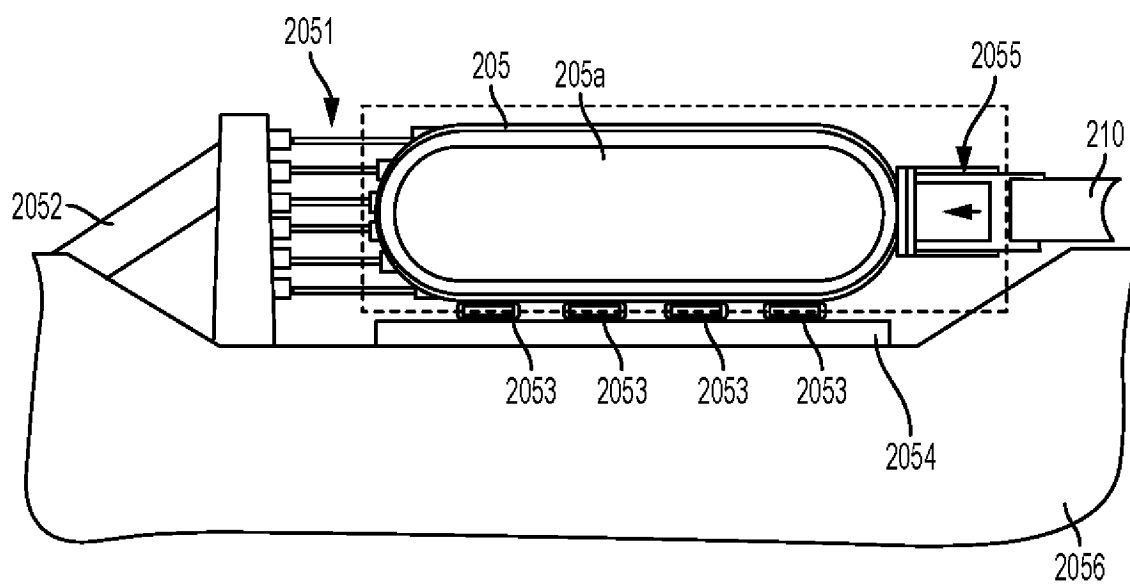
Фиг. 2



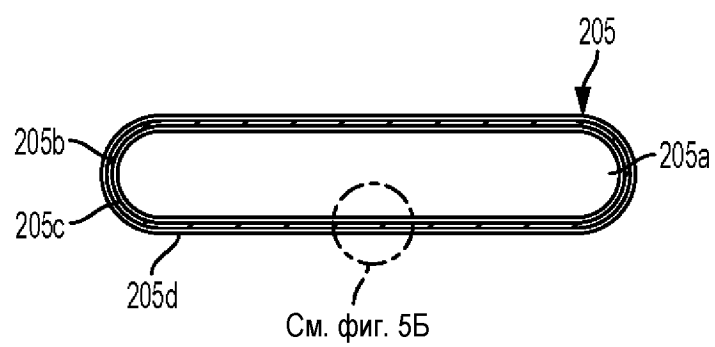
Фиг. 3



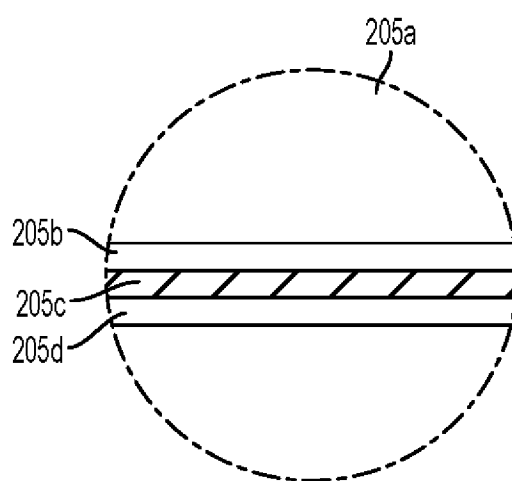
Фиг. 4А



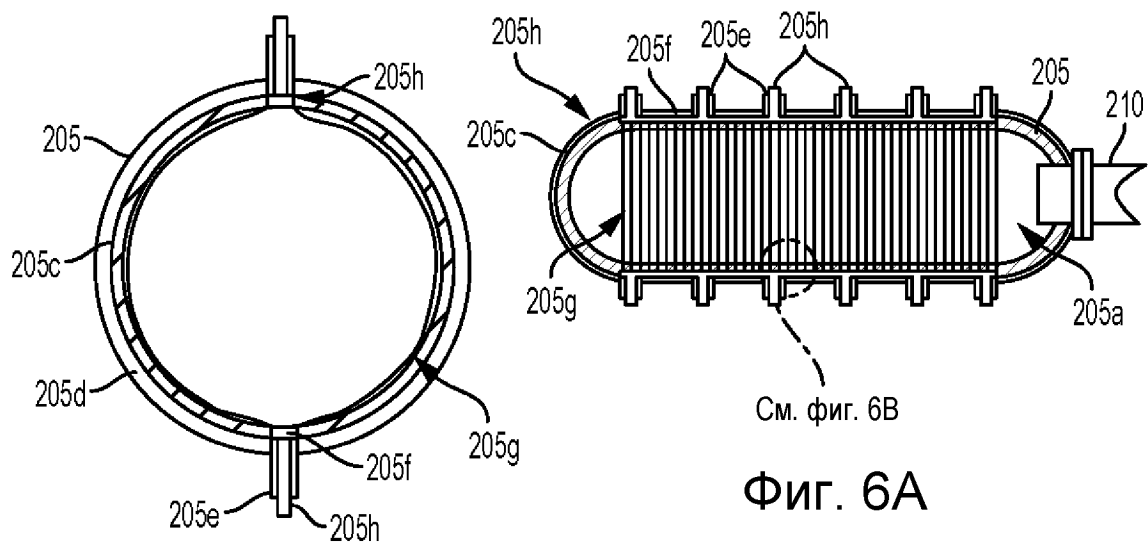
Фиг. 4



Фиг. 5А

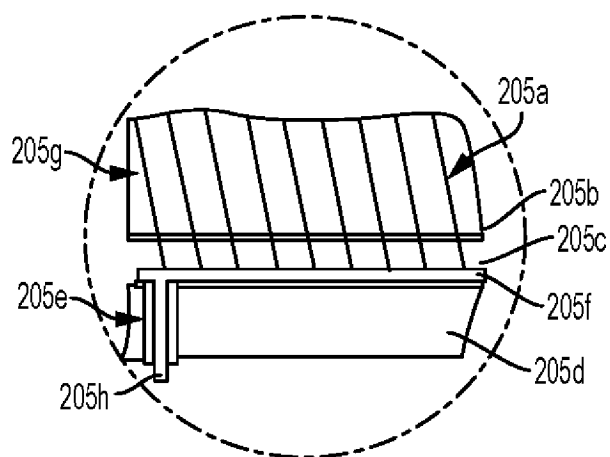


Фиг. 5Б

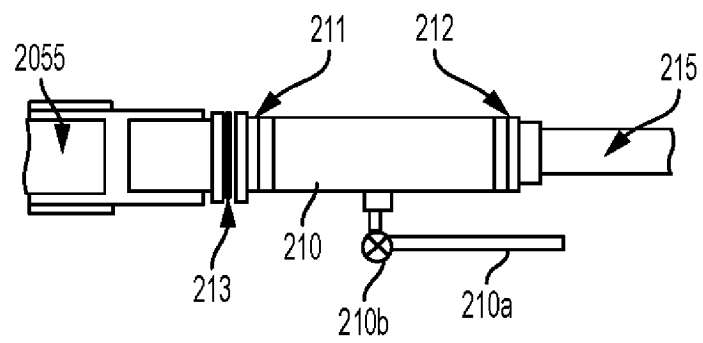


Фиг. 6А

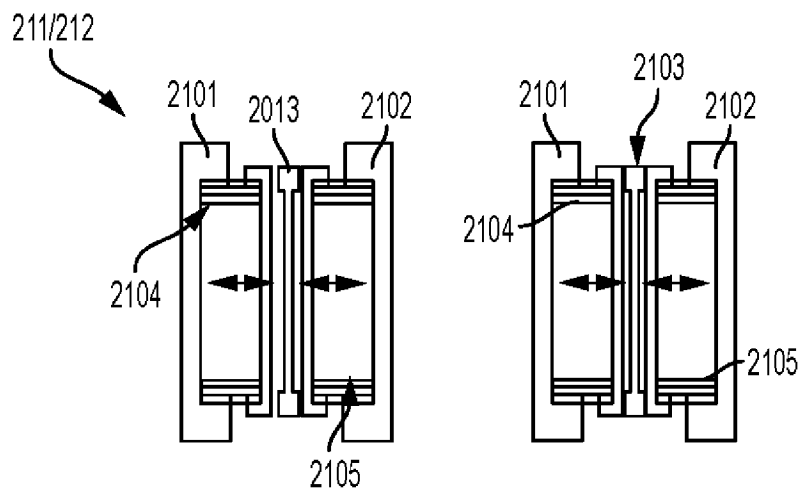
Фиг. 6Б



Фиг. 6В

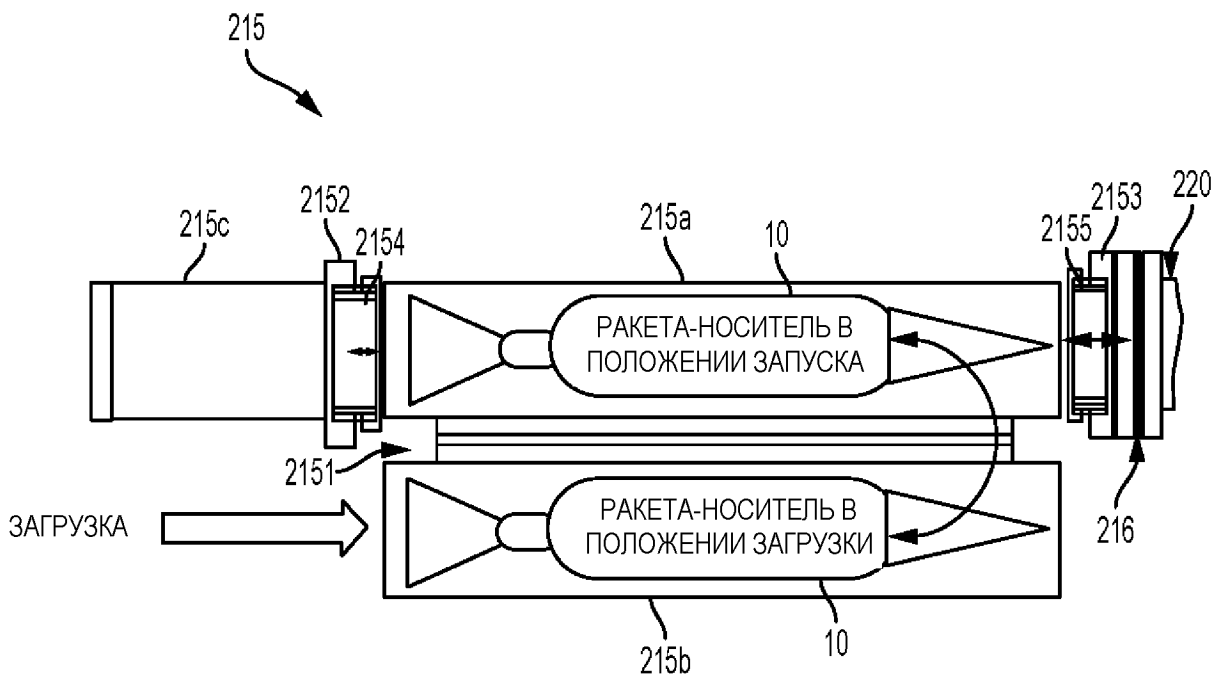


Фиг. 7А

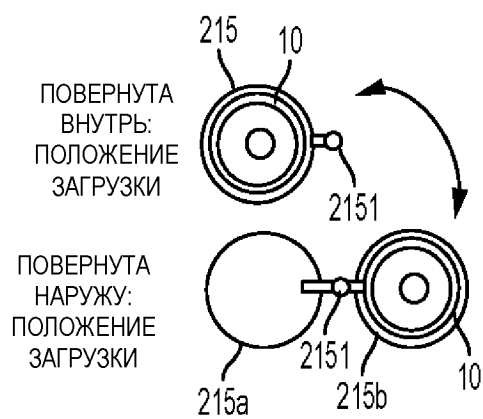


Фиг. 7Б

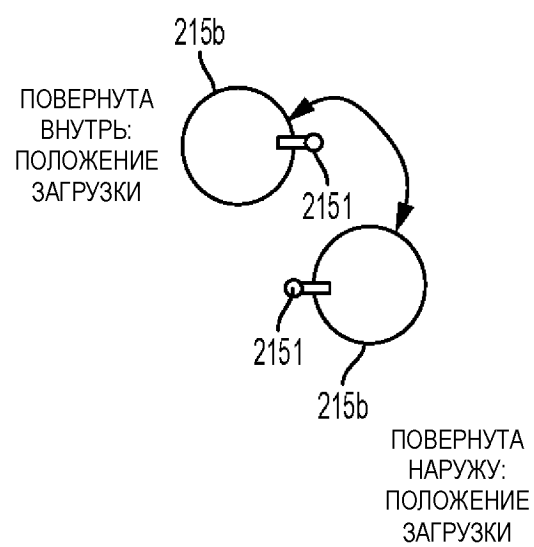
Фиг. 7В



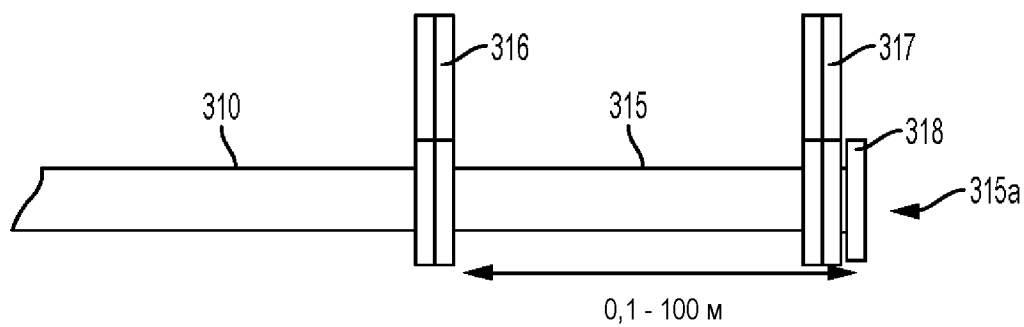
Фиг. 8А



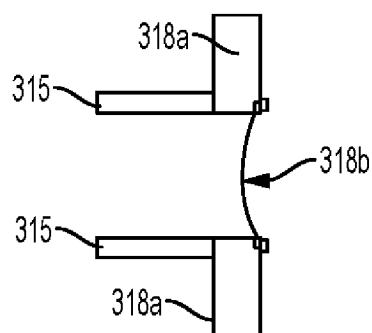
Фиг. 8Б



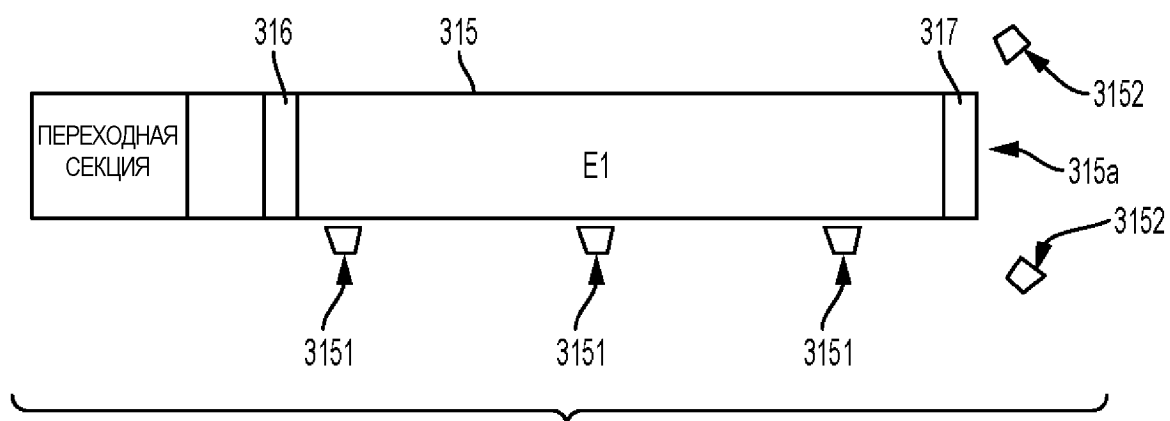
Фиг. 8В



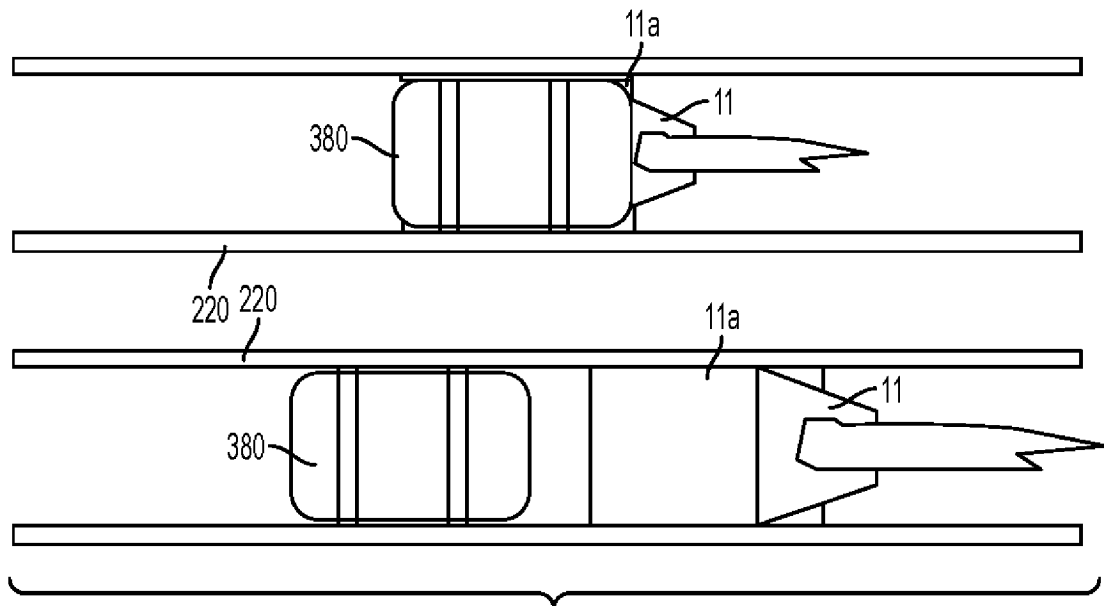
Фиг. 9А



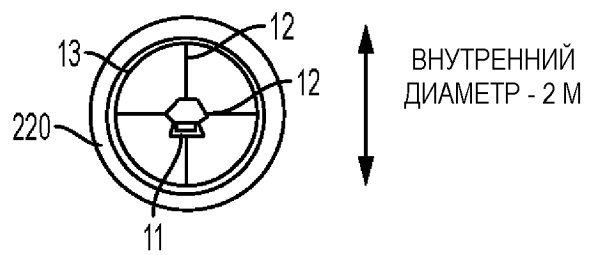
Фиг. 9Б



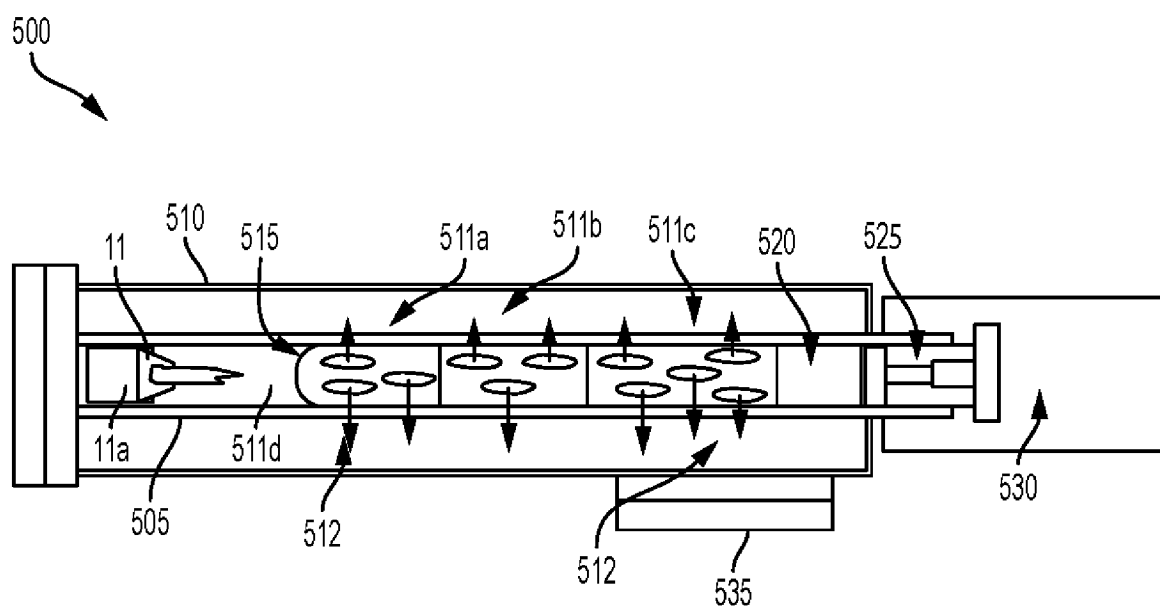
Фиг. 10



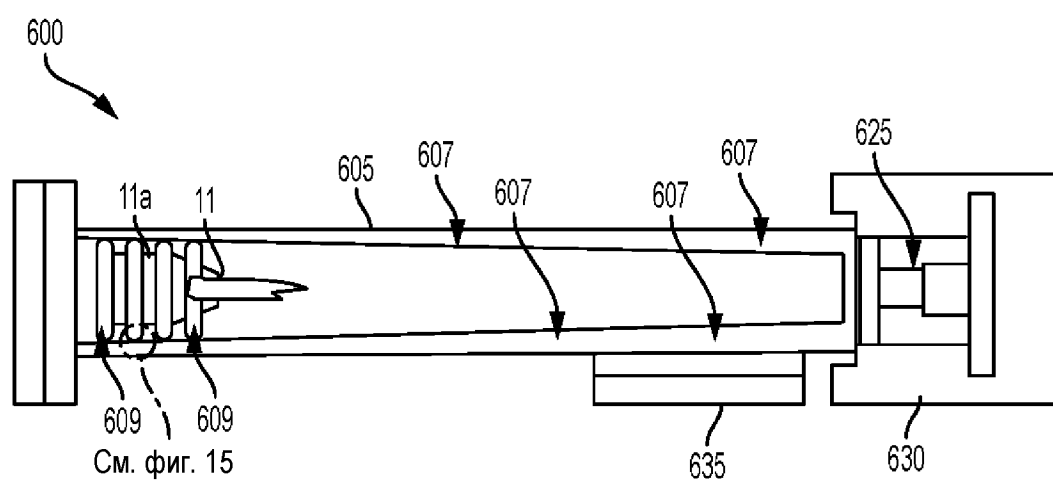
Фиг. 11А



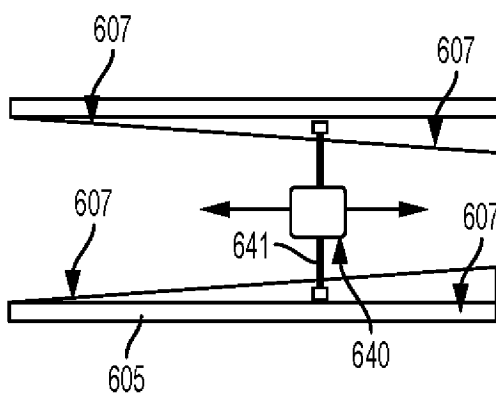
Фиг. 11Б



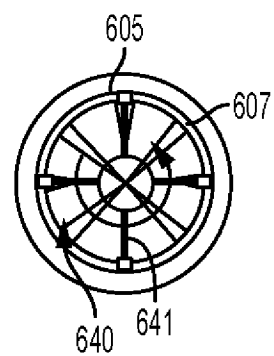
Фиг. 12



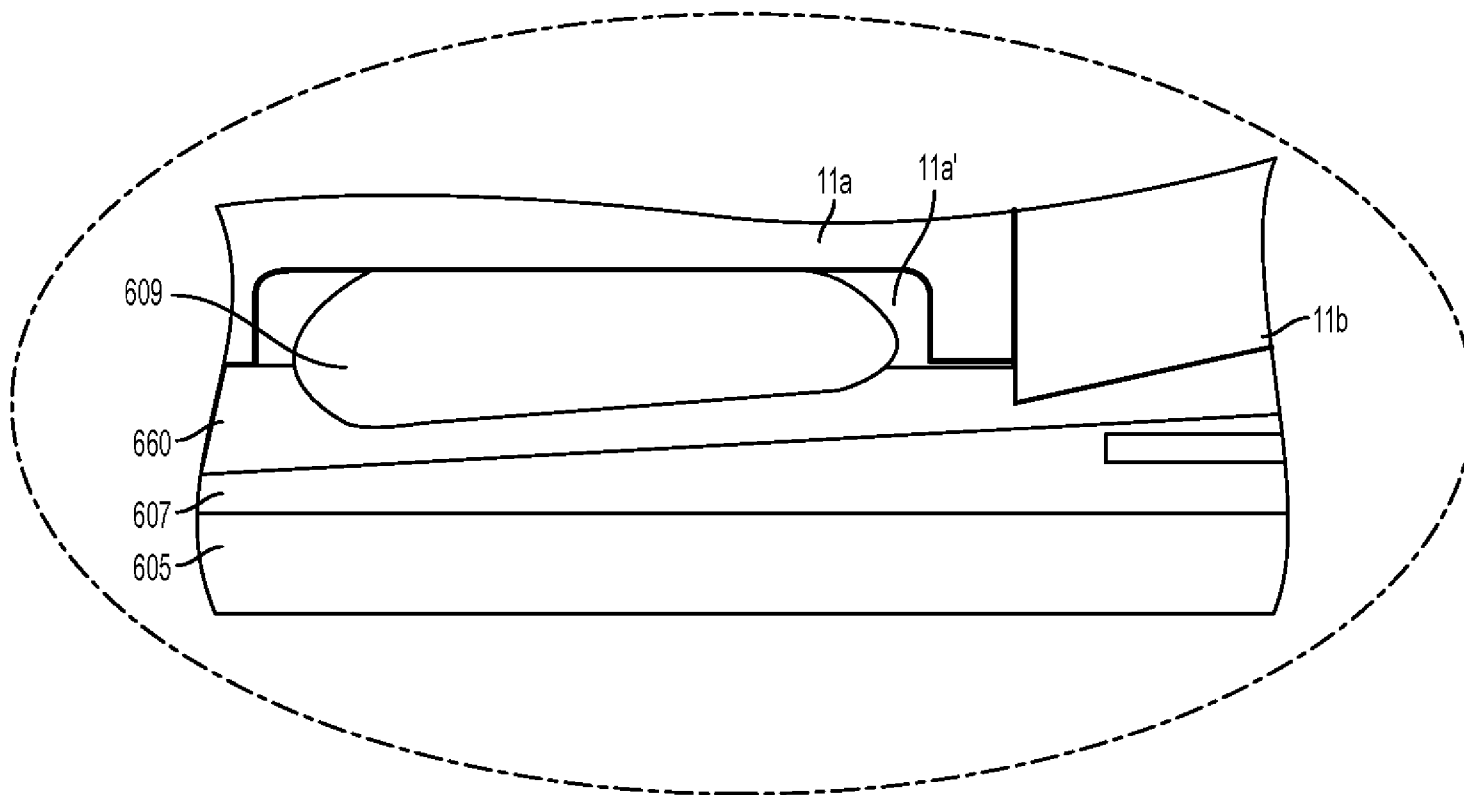
Фиг. 13



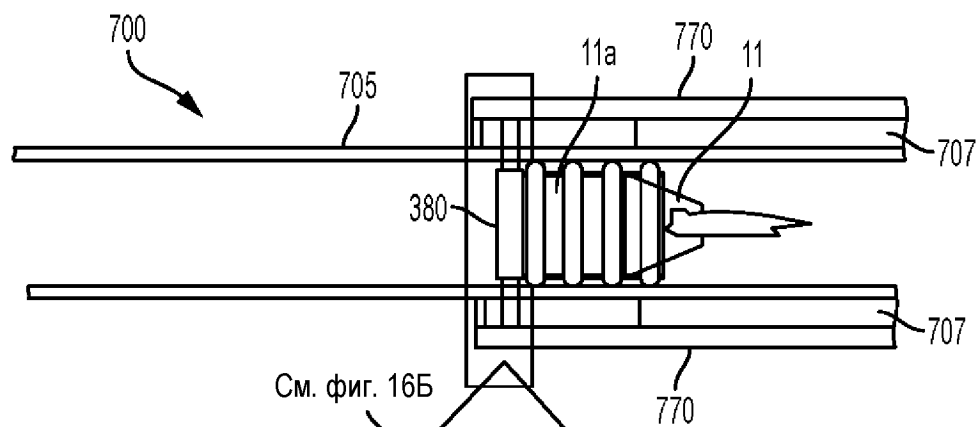
Фиг. 14А



Фиг. 14Б



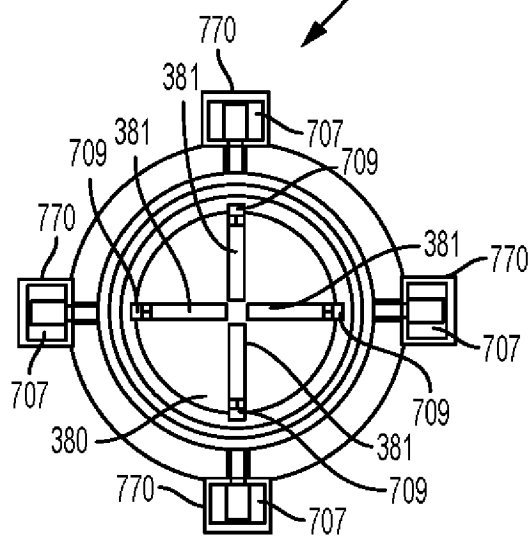
Фиг. 15



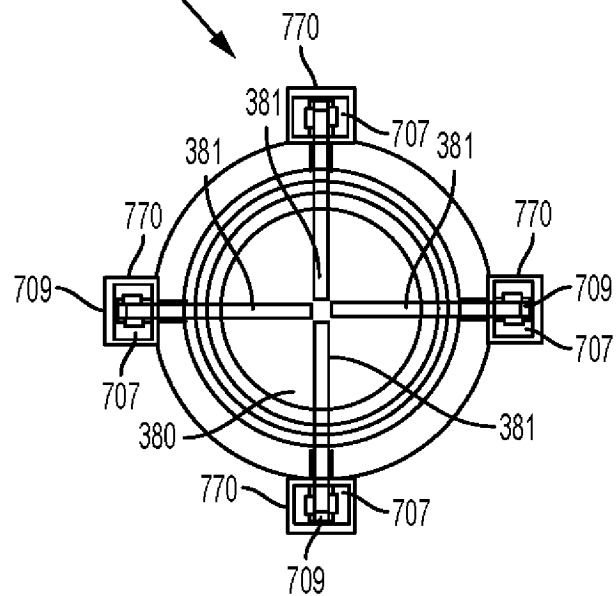
Фиг. 16А

См. фиг. 16Б

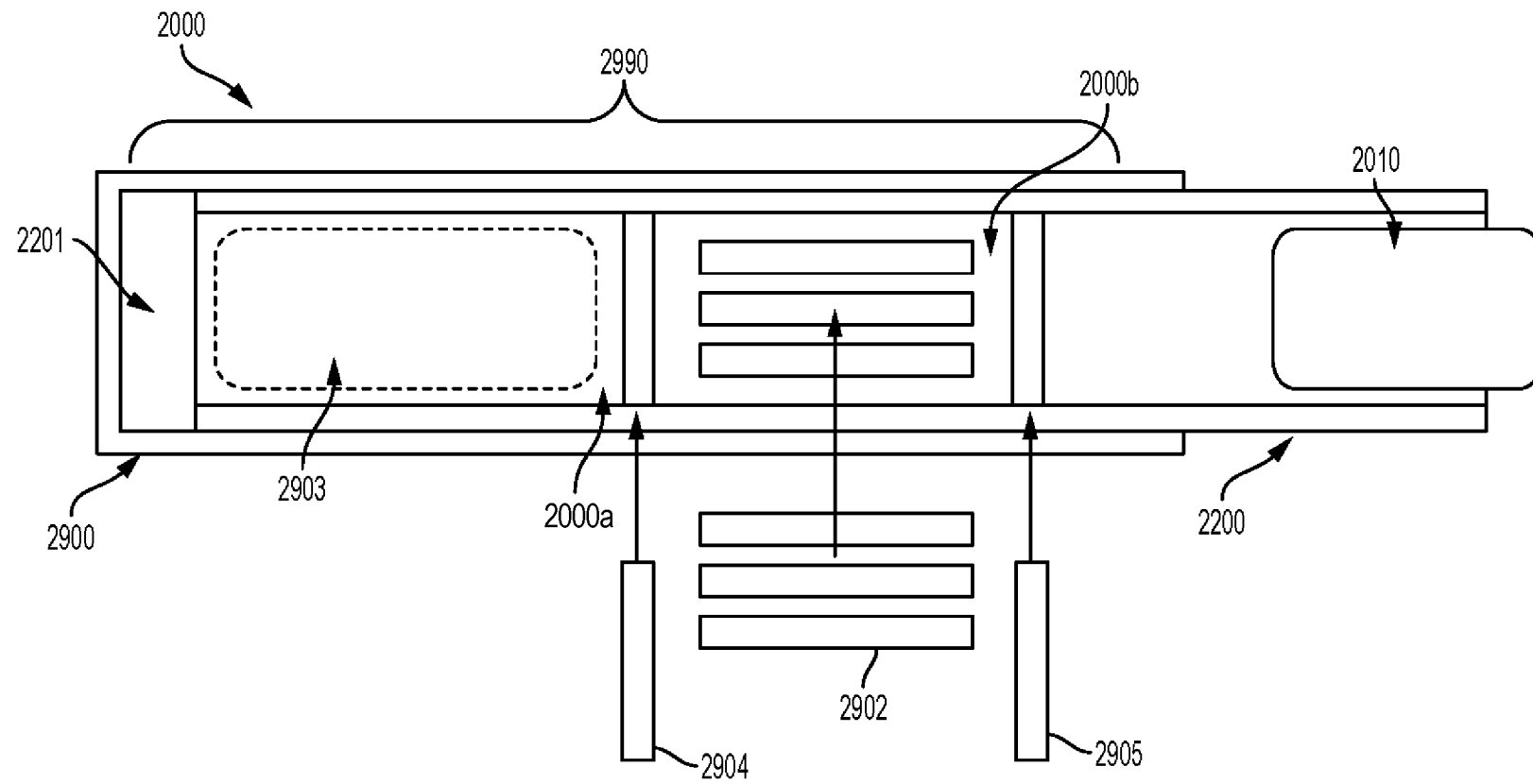
См. фиг. 16В



Фиг. 16Б



Фиг. 16В



Фиг. 17