

(19)



Евразийское
патентное
ведомство

(21) 202293168 (13) A1

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2023.09.25

(51) Int. Cl. *F02K 7/18* (2006.01)
B64D 27/00 (2006.01)

(22) Дата подачи заявки
2021.05.05

(54) МНОГОРЕЖИМНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

(31) 63/020,327

(32) 2020.05.05

(33) US

(86) PCT/CA2021/050632

(87) WO 2021/223028 2021.11.11

(71) Заявитель:

АТЛАНТИС РЕСЕАРЧ ЛАБС ИНК.
(CA)

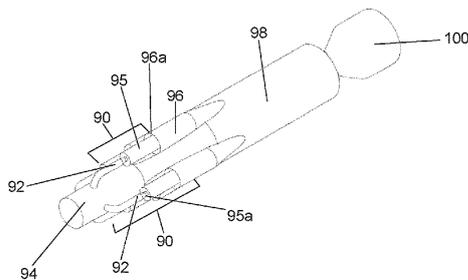
(72) Изобретатель:

Йохансен Крейг, Хинман Виллиам
Шулер, Мравкак Владимир (CA)

(74) Представитель:

Суюндуков М.Ж. (KZ)

(57) Настоящее изобретение предлагает многорежимную двигательную установку, которая содержит по меньшей мере одну эжекторную систему топлива, сопло для высокоскоростного эжектирования жидкости, соединенное с источником топлива, предусмотренным в двигателе, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую по меньшей мере один элемент впуска жидкости, имеющую впускной конец и выпускной конец, при этом впускной конец находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости при приеме топлива, эжектированного из сопла.



A1

202293168

202293168

A1

МНОГОРЕЖИМНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

ОБЛАСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Представленное изобретение относится к области двигательных установок. Более конкретно, изобретение относится к многорежимной двигательной установке для летательных аппаратов, которая обеспечивает несколько режимов движения, таких как режим ракеты, режим прямоточного воздушно-реактивного двигателя и гибридный режим ракетно-прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Существует три основных типа «общепринятых» аэрокосмических двигательных установок для высокоскоростных полетов, которые достигли коммерческого уровня: турбореактивные/турбовентиляторные двигатели, прямоточные воздушно-реактивные двигатели и ракетные двигатели.

Ракетные двигатели выигрывают своей простотой и прочностью, поскольку они могут работать с высокой надежностью практически при любых вариантах использования. Однако они крайне неэффективны, при использовании на дальних расстояниях, что делает длительные миссии и полеты в космос очень дорогими.

Турбореактивные/турбовентиляторные двигатели, обеспечивают наилучшие топливные характеристики и проявляют наилучшую эффективность топлива при средних дальностях полета. Однако, они имеют ограничения в виде применения на небольших высотах, где воздух является достаточно плотным. Кроме того, турбореактивные двигатели ограничены малыми скоростями. При больших скоростях, производительность турбореактивного двигателя сильно снижается. Также, на больших скоростях, из-за высоких температур достигаются пределы термодинамической эффективности и пределы прочности материалов. Таким образом, турбореактивные/турбовентиляторные двигатели являются чрезвычайно сложными из-за большого количества движущихся частей, многочисленных режимов отказа двигателя, а также являются очень дорогостоящими.

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели решают проблемы свойственные турбореактивным двигателям за счет использования поступательной скорости самого летательного аппарата для сжатия встречного воздуха. Это обеспечивает хорошую

производительность двигателя на сверхбольших скоростях. Кроме того, эти двигатели очень просты и имеют очень мало движущихся частей. Однако, когда летательные аппараты находятся в состоянии покоя, прямоточные воздушно-реактивные двигатели не могут работать на сверхбольших высотах и не могут создавать тягу.

Для использования в области аэрокосмических двигательных установок были предложены многие системы с изменяемым циклом, основанные на турбореактивных /турбовентиляторных двигателях, прямоточных/гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателях и ракетах.

В патентах США № 4,651,523 and 5,224,344 были представлены двигатели изменяемого цикла, в которых происходит переход от использования двигательной установки ракеты при запуске и при относительно малых скоростях к использованию прямоточной воздушно-реактивной двигательной установки при более высоких скоростях. В патенте США № 4,651,523 описан двухконтурный двигатель (двигатель с двойным циклом), который имеет хвостовую часть в форме сопла и работает на твердом топливе. При сгорании ракетного топлива, ракета приводится в движение за счет реактивной тяги. Сгорание ракетного топлива позволяет расположенным впереди заглушкам воздухозаборника соскальзывать назад, тем самым обеспечивая подачу сжатого воздуха в камеру сгорания и инициируя действие прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В патенте США № 5,224,344 описана камера ракетного двигателя, заменяющая начальное устройство прямоточного воздушно-реактивного двигателя с двойным циклом сгорания (DCR), в котором смесь жидкого горючего и окислителя, сгорающая в ракетном двигателе, первоначально приводит в движение ракету за счет реактивной тяги. По мере увеличения скорости, сжатый воздух подается в камеру сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя через воздухозаборники, а дополнительное горючее подается в ракетный двигатель, обеспечивая подачу в камеру сгорания выхлопных газов, богатых топливом, а при сгорании выхлопных газов, богатых топливом, происходит нагрев и расширение сжатого воздуха, обеспечивающие возможность действия прямоточной воздушно-реактивной двигательной установки.

Документ EP 2084386, раскрывает двигательную установку ракеты с комбинированным циклом, которая включает твердое горючее, содержащееся в первой секции ракеты, и жидкий окислитель, содержащийся во второй секции ракеты. Первый канал имеет первый клапан, соединяющий горючее с окислителем, а второй канал, пространственно удаленный от первого канала, имеет второй клапан, соединяющий горючее с окислителем. Впускная система подает атмосферный кислород для сжигания богатых топливом газов, которые образуются внутри

ракеты. Сопло выпускает продукты сгорания, образующиеся при сгорании горючего, жидких и твердых окислителей и воздуха.

В патенте США 6857261, описана многорежимная импульсно-детонационная двигательная установка, которая может работать в усиленном эжекторном импульсно-детонационном режиме ракеты, в режиме двигателя с импульсной нормальной детонационной волной, в режиме двигателя с устойчивой наклонной детонационной волной и в чисто импульсном детонационном режиме ракеты.

Уже существующие известные системы имеют ограничения, поскольку они обычно используют продукты сгорания одной двигательной установки для захвата воздуха и увеличения тяги. Как правило, выхлоп основной части двигателя затягивает атмосферный воздух во вторую часть двигателя. Соединение воздуха и обогащенных горючим выхлопных газов обеспечивает дополнительное сгорание во второй части двигателя, который впоследствии ускоряется через сопло для создания тяги. Эти системы имеют ограниченную способность генерировать тягу на малых скоростях.

Некоторые из ранее известных систем, используют эжектирование горючего с пульсирующей/акустической инжекторной частотой для достижения тяги на малой скорости.

Следовательно, существует потребность в создании улучшенной многорежимной двигательной установки, которая может легко переключаться между воздушно-реактивным и ракетным режимами при непрерывном рабочем цикле различных режимов и может работать в широком диапазоне чисел Маха и высот, как и обычные твердотопливные ракеты.

Данная информация уровня техники представлена с целью сделать известной информацию, которая, по мнению заявителя, может быть релевантной к настоящему изобретению. Любые допущения не обязательно подразумевают и не должны быть истолкованы таким образом, что любая из предшествующей информации представляет собой уровень техники, который порочит настоящее изобретение.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Целью представленного изобретения является создание многорежимной двигательной установки.

В соответствии с аспектом представленного изобретения, предусмотрена многорежимная двигательная установка, которая содержит:

по меньшей мере, одну эжекторную систему ракетного топлива для эжектирования первого компонента ракетного топлива, каждая из которых содержит:

сопло для высокоскоростного эжектирования жидкости, соединенное с источником топлива, а также

систему смешивания топлива с воздухом, содержащую по меньшей мере один элемент впуска жидкости, имеющий впускной конец и выпускной конец, при этом впускной конец находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости при приеме первого компонента топлива, которое было эжектировано из сопла,

при этом, система смешивания топлива с воздухом может быть преобразована из закрытого положения в открытое положение, при этом в открытом положении впускное отверстие впускает воздух для смешивания с топливом для образования смеси топливо-воздух, а в закрытом положении впуск воздуха блокируется,

при этом, первый компонент ракетного топлива представляет собой окислитель и/или горючее;

по меньшей мере одну камеру сгорания, расположенную ниже по потоку по меньшей мере одной эжекторной системы ракетного топлива для сжигания горючего, при этом указанная камера сгорания имеет впускную часть, которая находится в гидравлическом сообщении с выпускным концом системы смешения топлива с воздухом, для приема первого компонента топлива, которое выбрасывается эжекторной системой и выпускная часть для вывода продуктов сгорания, при этом камера сгорания дополнительно соединена с источником возгорания;

необязательно, по меньшей мере, один топливный инжектор, расположенный ниже по потоку эжекторной системы топлива, для инжектирования второго компонента топлива в камеру сгорания, где второй компонент топлива представляет собой горючее и/или окислитель; а также

выхлопное сопло, расположенное ниже по потоку от выпускной части камеры сгорания,

при этом, горючее для сгорания в камере сгорания представляет собой твердое горючее, предусмотренное в камере сгорания, горючее, которое инжектируется по меньшей мере из одного топливного инжектора, и/или горючее, которое эжектируется из эжекторной системы ракетного топлива.

В соответствии с другим аспектом представленного изобретения, который был описан в настоящем документе, предусмотрен способ достижения одного или нескольких режимов движения с помощью многорежимной двигательной установки, при этом способ включает:

(i) достижение первого режима ракеты путем эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без забора воздуха в камеру сгорания и создание тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и/или горючего, инжектированного топливным инжектором, и необязательно, увеличение количества эжектированного окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего;

(ii) достижение второго режима ракеты путем эжектирования горючего с помощью эжекторной системы топлива без забора воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектированного топлива при наличии окислителя, инжектированного топливным инжектором и, необязательно, увеличения количества эжектированного горючего путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего;

(iii) достижение первого режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования горючего при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторных систем топлива для образования топливно-воздушной смеси выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания топливно-воздушной смеси в камере сгорания и, необязательно, увеличения количества топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя; а также

(iv) достижение второго режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования смеси окислитель-воздух выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии горючего, инжектируемого топливным инжектором и/или при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличение количества смеси окислитель-воздух путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ФИГУР

Далее изобретение будет описано посредством примерного варианта осуществления с ссылкой на прилагаемые упрощенные схематические чертежи, которые были выполнены не в масштабе.

На Фигурах:

Фигура 1, представляет собой схематическое изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 2, представляет собой схематическое изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 3, представляет собой схематическое изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 4, представляет собой схематическое изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 5, представляет собой схематическое перспективное изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 6, представляет собой схематическое перспективное изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигуры 7А и 7В, представляют собой схематические изображения в разрезе многорежимной двигательной установки в соответствии с вариантом осуществления представленного изобретения. На Фигуре 7А, представлена система в режиме гибридной ракеты, а на Фигуре 7В, представлена система в режиме гибридной ракеты/ в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором.

Фигуры 8А и 8В, представляют собой схематические изображения в разрезе многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения. На Фигуре 8А, представлена система в режиме гибридной ракеты, а на Фигуре 8В, представлена система в режиме гибридной ракеты/ в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором.

Фигуры 9А и 9В, представляют собой схематические изображения в разрезе многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения. На Фигуре 9А, представлена система в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором, а на Фигуре 9В, представлена система в режиме работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе

Фигуры 10А и 10В, представляют собой схематические изображения в разрезе многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения. На Фигуре 10А, представлена система в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором, а на Фигуре 10В, представлена система в режиме работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе.

Фигура 11, представляет собой схематическое перспективное изображение модульной многорежимной двигательной установки в соответствии с вариантом осуществления представленного изобретения.

Фигура 12, представляет собой изображение в разрезе модульной многорежимной двигательной установки согласно Фигуры 11.

Фигура 13, представляет собой схематическое изображение многорежимной двигательной установки в соответствии с другим вариантом осуществления представленного изобретения.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Если не указано иное, все технические и научные термины, используемые в представленном документе, имеют те же значения, которые являются общепринятыми для понимания квалифицированными специалистами в области, к которой относится представленное изобретение.

Используемый в данном документе термин «двигательная установка» относится к системе, которая создает тягу за счет выброса реактивной массы для движения или перемещения объекта вперед или назад. Примеры такой установки включают ракетные двигатели и реактивные двигатели (например, турбовентиляторный, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель и т. д.).

Используемый в данном документе термин «гидравлическое сообщение» относится к соединению/взаимодействию между двумя элементами с возможностью передвижения текучих сред (например, жидкости/газа) между соединенными/взаимосвязанными элементами.

Используемый в данном документе термин «число Маха» относится к отношению скорости тела (например, летательного аппарата) к скорости звука в окружающей среде. Он часто используется с цифрой (например, 1 Мах, 2 Маха и т.д.) Для обозначения множественности скорости звука, удвоенной скорости звука и т.д. число Маха $M < 1$ указывает на дозвуковые условия скоростей, $M = 1$ указывают на звуковые условия скоростей, а $M. >$ указывают на сверхзвуковые условия скоростей.

Используемый в данном документе термин «приблизительно» относится к примерно +/- 10% отклонению от заданного значения. Следует понимать, что такое изменение всегда включено в любое заданное значение, представленное в данном документе, независимо от того, упоминается ли оно конкретно.

Представленное изобретение предусматривает регулируемую, многорежимную двигательную установку, которая объединяет два или более базовых двигательных цикла для создания в общей сложности, наилучшей двигательной установки.

Многорежимная двигательная установка согласно представленного изобретения, использует несгоревшее и, возможно, предварительно подогретое топливо под давлением (а не продукты сгорания основного ракетного двигателя) при захвате воздуха в камеру сгорания для создания тяги, при этом эжекторная система топлива, которая включает высокоскоростное эжекторное сопло, соединенное с системой смешивания топлива с воздухом, размещается выше по потоку камеры сгорания для захвата и повышения давления атмосферного воздуха с образованием смеси топливо-воздух, которая затем смешивается с необязательным дополнительным горючим и сжигается в камере сгорания.

Таким образом, представленная система работает, жертвуя небольшим количеством доступной полезной энергии (также известной как эксергия) от бортового топлива для захвата и увеличения эксергии воздуха в качестве второго компонента топлива, что позволяет оптимизировать топливно-воздушную смесь для сгорания, что приводит к значительному увеличению тяги. Размещение эжекторной системы топлива согласно представленного изобретения выше по потоку камеры сгорания обеспечивает возможность регулирования смеси окислителя, горючего компонента и воздуха при сгорании для создания тяги.

Многорежимная двигательная установка согласно настоящего изобретения, представляет собой простую систему, которая имеет несколько движущихся частей и при этом является чрезвычайно гибкой, поскольку ее можно легко переключать между разными режимами двигателя, например, ракетного, прямоточного воздушно-реактивного двигателя и гибридного ракетно-прямоточного воздушно-реактивного двигателя с небольшими модификациями.

Многорежимная двигательная установка согласно представленного изобретения, может работать в широком диапазоне условий полета аэрокосмического летательного аппарата.

Двигательная установка согласно представленного изобретения, при сопоставлении с турбовентиляторным двигателем, турбовентиляторным двигателем с форсажной камерой, прямоточным воздушно-реактивным двигателем и гибридным ракетно-прямоточным воздушно-реактивным двигателем, при воздушно-реактивном режиме полета, может работать в широком диапазоне чисел Маха, начиная от начальной скорости/скорости покоя до гиперзвуковых скоростей при показателях производительности (эффективность горючего, удельный импульс).

Двигательная установка при работе в ракетном режиме также может работать во всем диапазоне чисел Маха и высот обычных ракет.

Двигательная установка согласно настоящего изобретения, представляет собой полную двигательную установку для одноступенчатой ракеты-носителя с выводом на орбиту (SSTO) и повышает эффективность горючего (удельный импульс) ракет благодаря введению многоступенчатого устройства - смешивания топлива с воздухом, как описано в данном документе.

Двигательная установка согласно представленному изобретению, способствует дополнительному улучшению ракеты с системой подачи топлива с использованием воздушной среды, поскольку тяга может создаваться от очень малой скорости до большой скорости. Двигательная установка согласно представленному изобретению, может также улучшить пределы скорости и высоты полета воздушно-реактивных двигателей путем полного или частичного переключения в полете на режим гибридной ракеты.

Двигательная установка согласно представленному изобретению, может дополнять и улучшать характеристики традиционных двигательных установок, как описано ниже:

для ракеты:

уменьшения количества хранимого на борту окислителя,
увеличения эффективности использования горючего в атмосфере,
увеличении высоты и дальности полета;

для прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом, жидком или газообразном топливе:

тяга может создаваться на месте путем эжектирования окислителя или горючего,
эксплуатационные пределы высоты могут быть увеличены с помощью эжектирования окислителя,

тяга может быть увеличена путем дальнейшего повышения давления входящего потока воздуха.

Представленное изобретение предусматривает многорежимную двигательную установку, которая содержит по меньшей мере одну эжекторную систему топлива для эжектирования первого компонента топлива из системы подачи топлива, по меньшей мере одну камеру сгорания, расположенную ниже по потоку эжекторной системы топлива и выхлопное сопло, расположенное ниже по потоку по меньшей мере одной камеры сгорания.

Эжекторная система топлива согласно представленному изобретению, содержит высокоскоростное (сверхзвуковое, дозвуковое или гиперзвуковое) сопло для выброса жидкости, соединенное с источником топлива, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую по меньшей мере один элемент впуска жидкости.

По меньшей мере, один элемент впуска жидкости имеет впускной конец и выпускной конец, при этом впускной конец находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости при приеме топлива, которое выбрасывается из сопла. Система смешивания топлива с воздухом выполнена с возможностью переключения между закрытым положением и открытым положением, при этом в открытом положении впускное отверстие пускает воздух для смешивания с топливом с образованием смеси топлива с воздухом, а в закрытом положении топливо эжектируется без захвата воздуха.

В некоторых вариантах осуществления, элемент для впуска жидкости состоит из одного или нескольких каналов различных форм, размеров и/или площадей поперечного сечения. Один или несколько воздухопроводов могут иметь любую форму, такую как круглая, квадратная, прямоугольная, овальная и т.д. Воздуховоды могут иметь постоянную или переменную площадь поперечного сечения между их концами.

Камера сгорания имеет впускную часть, которая находится в гидравлическом сообщении (прямо или косвенно) с выпускным концом по меньшей мере одного впускного элемента системы смешения топлива с воздухом, и выпускную часть, которая находится в гидравлическом сообщении с выпускным соплом для выхлопа продуктов горения. Камера сгорания дополнительно соединена с источником воспламенения. В некоторых вариантах осуществления, камера сгорания дополнительно имеет стабилизатор пламени.

В некоторых вариантах осуществления, система подачи топлива дополнительно, включает в себя по меньшей мере один второй топливный инжектор, расположенный ниже по потоку от эжекторной системы топлива, для инжектирования второго компонента топлива в камеру сгорания.

Первый и второй компоненты топлива, независимо друг от друга могут быть окислителем и/или горючим. Второй окислитель может быть другим или таким же, как первичный окислитель.

Горючее может быть твердым горючим, которое может быть доставлено в камеру сгорания из источника горючего, предусмотренного в двигателе, или может быть обеспечено внутри камеры сгорания. Альтернативно, горючее может быть в жидкой или газообразной форме,

которое может быть эжектировано из эжекторного сопла, быть инжектированным через второй топливный инжектор или и то, и другое.

Первый и второй компоненты топлива могут быть в газообразной или жидкой форме. Эжекторное сопло предназначено для эжектирования топлива в газообразной или жидкой форме.

Окислители и виды горючего, подходящие для представленной установки, могут быть выбраны из пропеллентов и горючего, которые подходят для двигательных установок (например, известных в автомобильной, аэрокосмической и авиационной промышленности), с учетом требований использования.

Неограничивающие примеры пропеллентов-окислителей включают H_2O_2 , жидкий кислород (LOX), жидкий фтор, смесь фтор/LOX (FLOX), тетраоксид азота, жидкий озон, ClF_3 , ClF_5 , азотную кислоту, четырехокись азота, закись азота, перхлорат аммония, пентафторид хлора или их комбинацию.

Неограничивающие примеры топливных пропеллентов включают жидкий водород, углеводороды, такие как керосин, спирт, гидразин и его производные, каучук, парафин или их комбинацию.

В некоторых вариантах осуществления, установка предназначена для нагрева топлива перед его эжектированием из эжекторного сопла. В некоторых вариантах осуществления, система содержит источник тепла для нагрева топлива перед его эжектированием из эжекторного сопла. В некоторых вариантах осуществления, эжекторная система предназначена для получения тепла от теплообменника, используемого для охлаждения камеры сгорания и/или выхлопного сопла.

В некоторых вариантах осуществления, по меньшей мере, один элемент впуска жидкости системы смешивания топлива с воздухом содержит множество расположенных последовательно концентрических каналов впуска жидкости. Каждый из концентрических впускных каналов имеет вход и выход, при этом вход каждого канала имеет площадь поперечного сечения, превышающую площадь поперечного сечения выхода предыдущего впускного канала, что обеспечивает кольцевой зазор между двумя соседними впускными каналами для подвода дополнительного воздуха при переходе топливно-воздушной смеси из одного впускного канала в последующий впускной канал.

В некоторых вариантах осуществления, открытие и закрытие устройства смешения топлива с воздухом достигается путем открытия и закрытия впускных отверстий одного или нескольких каналов впуска жидкости смесительного устройства.

В некоторых вариантах осуществления, система дополнительно включает один или более диффузор/диффузорных каналов, расположенных между выпускным отверстием элемента для впуска жидкости и входным отверстием камеры сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, в системе, содержащей множество расположенных последовательно концентрических каналов для впуска жидкости, один или более диффузорных каналов расположены между выходным концом канала для впуска жидкости вблизи камеры сгорания и входной частью камеры сгорания.

Для дальнейшего улучшения характеристик сгорания, диффузорный канал можно использовать для замедления потока топлива или смеси топлива с воздухом перед тем, как он попадет в камеру сгорания. Площадь поперечного сечения одного или более диффузорных каналов увеличивается от входного конца к выходному концу.

В некоторых вариантах осуществления, в системе, содержащей множество расположенных последовательно концентрических каналов для впуска жидкости, один или более из по меньшей мере одного из множества каналов для впуска жидкости имеют непрерывную и/или переменную площадь поперечного сечения.

В некоторых вариантах осуществления, стенки по меньшей мере одного впускного элемента имеют изменение формы и площади поперечного сечения в направлении потока. Пример стенки такой формы, включает аэродинамический профиль.

В некоторых вариантах осуществления, в системе, содержащей множество расположенных последовательно концентрических каналов для впуска жидкости, стенки по меньшей мере одного из множества каналов для впуска жидкости имеют аэродинамический профиль или форму поперечного сечения аэродинамического профиля.

В некоторых вариантах осуществления, система содержит по меньшей мере одну эжекторную систему топлива, каждая из которых имеет гидравлическое сообщение с по меньшей мере, одной из указанных, одиночной камерой сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, система содержит две или более эжекторных систем топлива, каждая из которых имеет гидравлическое сообщение по меньшей мере с одной или более из указанных камерой сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, система содержит две или более эжекторных систем топлива, каждая из которых имеет гидравлическое сообщение с каждой из указанных, по меньшей мере одной камерой сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, система содержит две или более эжекторных систем топлива, каждая из которых имеет гидравлическое сообщение с одной камерой сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, система содержит две или более эжекторных систем топлива и две или более камеры сгорания, при этом каждая из эжекторных систем топлива, имеет гидравлическое сообщение с соответствующей камерой сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, эжекторная система топлива интегрирована в корпус летательного аппарата. В некоторых вариантах осуществления, двигательная установка разработана как автономная модульная система, сконфигурированная для включения в состав летательного аппарата при формировании двигателя летательного аппарата.

В некоторых вариантах осуществления, двигательная установка согласно представленному изобретению, предназначена для аэрокосмического летательного аппарата.

Представленное изобретение, также предусматривает способ достижения многорежимного движения (движений) летательного аппарата с использованием двигательной установки, как описано в настоящем документе.

В некоторых вариантах осуществления, способ согласно настоящему изобретению, включает достижение одного или нескольких из представленных дальше режимов:

(i) первый режим ракеты достигается, путем эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создание тяги путем сжигания эжектируемого окислителя при наличии твердого горючего, обеспеченного в камере сгорания, и/или горючего, инжектируемого с помощью топливного инжектора и, необязательно, увеличение эжектируемого окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего;

(ii) второй режим ракеты достигается, путем эжектирования горючего с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектируемого горючего при наличии окислителя, который инжектируется топливным инжектором и, необязательно, увеличения эжектируемого горючего путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего;

(iii) первый режим прямоточного воздушно-реактивного двигателя достигается, путем эжектирования горючего при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования топливно-воздушной смеси выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания топливно-воздушной смеси в камере сгорания

и, необязательно, увеличения количества топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя; а также

(iv) второй режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя достигается, путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования смеси окислитель-воздух выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии топлива, инжектируемого топливным инжектором и/или при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличение смеси окислитель-воздух путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего.

В некоторых вариантах осуществления, способ включает достижение по меньшей мере одного из режимов ракеты (i) и (ii) в комбинации с режимами прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii) и/или (iv).

В некоторых вариантах осуществления, двигательная установка сконфигурирована для достижения первого режима ракеты (i) и второго режима прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iv).

В некоторых вариантах осуществления, двигательная установка сконфигурирована для достижения второго режима ракеты (ii) и первого режима прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii).

В некоторых вариантах осуществления, первый режим ракеты (i) достигается путем эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и созданием тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, второй режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iv) достигается путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива с образованием смеси окислитель-воздух и созданием тяги, путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания.

В некоторых вариантах осуществления, второй режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iv) включает эжектирование окислителя в качестве основного пропеллента через систему первичного эжектора с захватом воздуха для образования смеси окислитель-воздух и инжектирования горючего в качестве вторичного пропеллента для

образования обогащенной воздушно-топливной смеси и сжигания обогащенной смеси окислитель-воздух-горючее в камере сгорания для создания тяги.

В некоторых вариантах осуществления, достижение первого режима прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii) включает эжектирование горючего в качестве основного пропеллента через систему первичного эжектора с одновременным захватом воздуха для образования топливно-воздушной смеси и инжектирование дополнительного топлива в качестве вторичного пропеллента для образования обогащенной топливно-воздушной смеси и сжигания обогащенной топливно-воздушной смеси в камере сгорания для создания тяги.

В некоторых вариантах осуществления, достижение первого режима прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii) включает эжектирование топлива в качестве основного пропеллента через первичную эжекторную систему с одновременным забором воздуха для образования топливно-воздушной смеси и инжектирование окислителя в качестве вторичного пропеллента для образования обогащенной смеси топливо-воздух-окислитель и сжигание обогащенной смеси топливо-воздух-окислитель в камере сгорания для создания тяги.

В некоторых вариантах осуществления, способ достижения многорежимного движения включает:

а) достижение режима ракеты за счет:

эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектируемого окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличение количества эжектируемого окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего; или же

эжектирования горючего с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектированного горючего при наличии окислителя, инжектируемого топливным инжектором и, необязательно, увеличения эжектируемого горючего путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего; или же

эжектирование окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии топлива, инжектируемого топливным инжектором, и, необязательно, инжектирование дополнительного окислителя и/или горючего; а также

б) достижение режима прямооточного воздушно-реактивного двигателя за счет:

эжектирования горючего с одновременным захватом воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования топливно-воздушной смеси выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания топливно-воздушной смеси в камере сгорания и, необязательно, увеличение топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя; или же

эжектирования окислителя с одновременным захватом воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования смеси окислитель-воздух выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии горючего, инжектируемого топливным инжектором, и/или при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличения смеси окислитель-воздух путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего.

В некоторых вариантах осуществления, способ достижения многорежимного движения включает:

достижение режима ракеты путем эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания; и, необязательно, увеличения топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя; а также

достижение режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива для образования смеси окислитель-воздух выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и необязательно увеличения смеси окислитель-воздух путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего.

В некоторых вариантах осуществления, способ достижения многорежимного движения включает:

достижение режима ракеты за счет эжектирования горючего с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги за счет сжигания эжектированного горючего при наличии окислителя, инжектированного топливным инжектором и, возможно, увеличение эжектированного горючего путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего; а также

достижение режима прямого воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования горючего при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива для образования топливно-воздушной смеси выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания топливно-воздушной смеси в камере сгорания и, возможно, увеличения топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя.

В некоторых вариантах осуществления, способ дополнительно включает эжектирование топлива для повышения давления входящего потока окислительно-воздушной смеси или топливно-воздушной смеси.

В некоторых вариантах осуществления, пропеллент представляет собой окислитель, который предварительно нагревается перед эжектированием с помощью эжекторной системы топлива для достижения первого режима ракеты (i), третьего режима ракеты (iii) и/или второго режима прямого воздушно-реактивного двигателя.

В некоторых вариантах осуществления, предварительный нагрев достигается за счет тепла, полученного от камеры сгорания и/или выхлопного сопла через соответствующий теплообменник.

В некоторых вариантах осуществления, окислитель и/или горючее эжектируются со сверхзвуковой скоростью.

В некоторых вариантах осуществления, режим гибридной ракеты достигается путем эжектирования предварительно нагретого окислителя со сверхзвуковой скоростью с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и сжиганием твердого горючего при наличии эжектированного окислителя в камере сгорания для создания тяги.

В некоторых вариантах осуществления, режим прямого воздушно-реактивного двигателя достигается путем эжектирования предварительно нагретого окислителя со сверхзвуковой скоростью, при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторной системы топлива для образования смеси окислитель-воздух или смеси топливо-воздух выше по потоку камеры сгорания и сжигании окислительно-воздушной или топливно-воздушной смеси с твердым горючим в камере сгорания для создания тяги.

В некоторых вариантах осуществления, режим работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе достигается путем эжектирования предварительно нагретого окислителя со сверхзвуковой скоростью через эжекторную систему топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и сжиганием жидкого или газообразного топлива при

наличии окислителя, эжектированного в камеру сгорания для создания тяги и, необязательно, инжектирование дополнительного окислителя и/или горючего перед сжиганием.

Представленное изобретение предусматривает усовершенствованную систему и способ достижения множественного режима движения в летательном аппарате. Наличие эжекторной системы топлива, включающей в себя сопло высокоскоростного эжектирования жидкости и систему смешивания топлива с воздухом, как описано в данном документе, позволяет эжектировать предварительно нагретое горючее/окислитель, повышать давление и разогнаться до сверхзвуковых скоростей для достижения желаемого режима движения. В обычном двигателе, топливо инжектированное при комнатной температуре, находится под давлением только в камере сгорания и инжектируется на малых скоростях.

Согласно представленному изобретению, система предусматривает уникальный способ передачи эксергии (которая представляет собой термодинамическую величину, определяемую комбинацией температуры, скорости и давления) от инжектированного топлива к впускному воздуху, что приводит к получению конечного топлива и / или воздушной смеси, которая представляет собой в наилучшее/оптимальное соотношение для эффективного сгорания, при этом в реакционную смесь не включает нежелательные продукты сгорания, которые в противном случае возникают в типичных ракетных эжекторах. Более того, потери давления намного ниже, чем у обычных ракет, в которых используются обычный инжектор или пластинчатый инжектор.

Для лучшего понимания изобретения, описанного в представленном документе, приведены следующие примеры. Следует понимать, что эти примеры предназначены для описания иллюстративных вариантов осуществления изобретения и никоим образом не предназначены для ограничения объема изобретения.

ПРИМЕРЫ

На **Фигуре 1**, схематически показан пример многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит эжекторную систему топлива **10**, которая содержит одно или несколько сопел эжектирования жидкости **12**, соединенных с источником топлива **14**, и систему смешивания воздуха, которая содержит два концентрических канала для впуска жидкости **15** и **16**, каждый из которых имеет впускной конец **15a** и **16a** и выпускной конец **15a** и **16b** соответственно. Впускной конец **15a** канала для впуска жидкости **15**, находится в гидравлическом сообщении с соплами для инжектирования

жидкости **12**, а выпускной конец **15b** находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **16a** канала **16**. Площадь поперечного сечения впускного конца **16a** составляет больше, чем площадь поперечного сечения выпускного конца **15b**, тем самым обеспечивая между ними кольцевой зазор. Выпускной конец **16b** канала для впуска жидкости **16** сообщается с впускным участком **18a** камеры сгорания **18** через диффузорный канал **17**. Камера сгорания снабжена твердым горючим **20** и стабилизатором пламени **22**. Выпускная часть **18b** камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с выпускным соплом **24**.

На **Фигуре 2**, схематически показан другой пример многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит эжекторную систему топлива **30**, которая содержит одно или несколько сопел эжектирования жидкости **32**, соединенных с источником топлива **34**, и систему смешивания топливо-воздух, содержащую впускные каналы для жидкости **35** и **36**, каждый из которых имеет впускной конец **35a** и **36a** и выпускной конец **35b** и **36b** соответственно. Впускной конец **35a** канала для впуска жидкости **35** находится в гидравлическом сообщении с соплами для эжектирования жидкости **32**, а выпускной конец **35b** находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **36a** канала **36**. Площадь поперечного сечения впускного конца **36a** больше чем площадь поперечного сечения выпускного конца **35b**, тем самым обеспечивая между ними кольцевой зазор. Выпускной конец **36b** канала для впуска жидкости **36** сообщается с впускной частью **38a** камеры сгорания **38** через диффузорный канал **37**. Камера сгорания снабжена твердым горючим **40** и стабилизатором пламени **42**. Топливные инжекторы **43** расположены ниже по потоку эжекторной системы топлива **30**. Выпускная часть камеры сгорания **38b** находится в гидравлическом сообщении с выхлопным соплом **44**.

На **Фигуре 3**, схематически показан пример многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит эжекторную систему топлива **50**, которая содержит сопла для эжектирования жидкости **52**, соединенные с источником топлива **54**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую два концентрических канала для впуска жидкости **55** и **56**, каждый из которых имеет впускной конец **55a** и **56a** и выпускной конец **55b** и **56b** соответственно. Впускной конец **55a** канала для впуска жидкости **55** находится в гидравлическом сообщении с соплами для эжектирования жидкости **52**, а выпускной конец **55b** находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **56a** канала **56**. Площадь поперечного сечения впускного конца **56a** составляет больше, чем площадь поперечного сечения выпускного конца **55b**, тем самым обеспечивая между ними кольцевой зазор. Выпускной конец каждого канала для впуска жидкости **56** сообщается с впускной частью **58a**

камеры сгорания **58** через диффузорный канал **57**. Камера сгорания снабжена стабилизатором пламени **62**. Выпускная часть **38b** камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с выхлопным соплом **64**.

На **Фигуре 4**, схематически показан другой пример многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит эжекторную систему топлива **70**, которая содержит одно или несколько сопел эжектирования жидкости **72**, соединенных с источником топлива **74**, и систему смешивания топливо-воздух, содержащую два концентрических канала для впуска жидкости **75** и **76**, каждый из которых имеет впускной конец **75a** и **76a** и выпускной конец **75b** и **76b** соответственно. Впускной конец **75a** канала для впуска жидкости находится в гидравлическом сообщении с соплами для эжектирования жидкости **72**, а выпускной конец **75b** находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **76a** канала **76**. Площадь поперечного сечения впускного конца **76a** больше, чем площади поперечного сечения выпускного конца **75b**, что тем самым обеспечивает между ними кольцевой зазор. Выпускной конец **76b** канала для впуска жидкости **76** сообщается с впускной частью камеры сгорания **78** через диффузорный канал **77**. Топливные инжектора **80** предусмотрены ниже по потоку эжекторной системы топлива **70**. Камера сгорания снабжена стабилизатором пламени **82**. Выпускная часть **78b** камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с выхлопным соплом **84**.

На **Фигуре 5**, представлен схематический вид в перспективе примера многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит четыре эжекторные системы топлива **90**, соединенных с одной камерой сгорания **98**. Каждая из эжекторных систем топлива **90** содержит сопло для эжектирования жидкости **92**, соединенное с источником топлива **94**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую два концентрических канала для впуска жидкости **95** и **96**, каждый из которых имеет впускной конец **95a**, **96a** и выпускной конец (не показан) соответственно. Входной конец **95a** канала **95** для впуска жидкости находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости **92**, а выпускной конец канала **95** находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **96a** канала **96**. Выпускной конец канала **96** находится в гидравлическом сообщении с одной камерой сгорания **98**. Выпускная часть камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с выхлопным соплом **100**.

На **Фигуре 6**, показан схематический вид в перспективе примера многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, которая содержит три основных эжекторных системы топлива **110** и три камеры сгорания **118**, при этом каждая из

эжекторных систем топлива находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания. Каждая эжекторная система топлива **110** содержит сопло для эжектирования жидкости **112**, соединенное с источником подачи топлива **114**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую впускные каналы для жидкости **116**. Впускной конец **116а** канала впуска жидкости находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости **112**, а выпускной конец (не показан) находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания **118** через диффузорный канал **117**. Выпускная часть камеры сгорания **118** имеет гидравлическое сообщение с соответствующим выпускным соплом **120**.

Фигуры 7А и 7В представляют собой схематические виды в разрезе многорежимной двигательной установки, где на **Фигуре 7А** система изображена в режиме «гибридной ракеты», а на **Фигуре 7В** система изображена в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Эта конфигурация системы включает эжекторные системы топлива **200**, каждая из которых содержит сопло для эжектирования жидкости **202**, соединенное с источником топлива **204**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую впускной канал для жидкости **206**, имеющий впускной конец **206а** и выпускной конец **206b**. Впускной конец **206а** находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости **202**, а выпускной конец **206b** находится в гидравлическом сообщении с камерой сгорания **208** через диффузорный канал **207**. Камера сгорания снабжена твердым топливом **210**. Выпускная часть камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с выхлопным соплом **212**.

Режим гибридной ракеты, показанный на **Фигуре 7А**, достигается за счет создания тяги путем непосредственного инжектирования окислителя через эжекторную систему топлива **200** без захвата воздуха (за счет того, что система смешения топлива с воздухом находится в закрытом положении) в камеру сгорания **208**, где находится твердая топливная крошка **210**, при этом окислитель из верхнего потока поступает в камеру сгорания, увлекая за собой испаренное или расплавленное твердое топливо, которое впоследствии сгорает. Продукты сгорания расширяются и ускоряются через выхлопное сопло, создавая тягу.

Этот режим удобен при запуске летательного аппарата, когда полученное давление от эжекторов слишком низкое, а система настроена так, чтобы чуть позже в полете перестроится в режим прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Точно так же этот режим гибридного ракетного двигателя может работать в конце траектории подъема для выхода в космос после того, как режим прямоточного воздушно-реактивного двигателя больше невозможен, когда транспортное средство находится в космическом вакууме.

Режим прямоточного воздушно-реактивного двигателя, изображенный на **Фигуре 7В**, достигается за счет создания тяги во время эжектирования окислителя или топлива при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива **200** выше по потоку камеры сгорания **208**, снабженной твердой топливной крошкой **210**, в которой смесь окислитель-воздух или топливо - воздух поступает в камеру сгорания выше по потоку, увлекает за собой расплавленное твердое топливо и затем сгорает.

В этой конфигурации системы, эжектирование окислителя для достижения ракетного режима и/или эжектирование окислителя при захвате атмосферного воздуха снижает количество окислителя, которое должно храниться на борту, и увеличивает удельный импульс (что напрямую влияет на ускорение и дальность полета). Эжектирование топлива с захватом атмосферного воздуха было бы полезно при режимах полета, при которых сгорание является довольно низким.

Фигуры 8А и 8В представляют собой схематические виды поперечного сечения примера многорежимной двигательной установки, где на **Фигуре 8А** изображена система в режиме «гибридной ракеты», а на **Фигуре 8В** изображена эжекторная система при гибридном режиме ракеты/режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Эта конфигурация системы включает три основных эжекторных системы топлива **300** и три камеры сгорания **308**, при этом каждая из эжекторных систем топлива находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания. Каждая эжекторная система топлива **300** содержит сопло для эжектирования жидкости **302**, соединенное с источником подачи топлива **304**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую канал впуска жидкости **306**, который содержит впускной конец **306а** и выпускной конец (не показаны). Впускной конец **306а** находится в гидравлическом сообщении с соответствующим соплом для эжектирования жидкости **302**, а выпускной конец находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания **308** через диффузорный канал **307**. Каждая камера сгорания снабжена твердым топливом **310**. Выпускная часть каждой камеры сгорания находится в гидравлическом сообщении с соответствующим выпускным соплом **312**.

Режим гибридной ракеты и режим работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя достигаются таким же образом, как описано в отношении **Фигур 7А и 7В**.

Фигуры 9А и 9В представляют собой схематические виды поперечного сечения другого примера многорежимной двигательной установки, где на **Фигуре 9А** изображена система работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором, а на **Фигуре 9В** изображена система в режиме работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе.

Эта конфигурация системы включает эжекторные системы топлива **400**, каждая из которых содержит сопло для эжектирования жидкости **402**, соединенное с источником подачи топлива **404**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую впускной канал для жидкости **406**, которая имеет впускной конец **406a** и выпускной конец **406b**. Впускной конец **406a** находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости **402**, а выпускной конец **406b** находится в гидравлическом сообщении с камерой сгорания **408** через соответствующий диффузорный канал **407**. Камера сгорания снабжена стабилизатором пламени **412**. В этом варианте осуществления, топливные инжекторные форсунки **413** расположены ниже по потоку от эжекторной системы топлива. Выпускная часть камеры сгорания имеет гидравлическое сообщение с выхлопным соплом **414**.

Режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя с эжектором, показанный на **Фигуре 9А**, достигается за счет создания тяги во время эжектирования топлива или окислителя при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива **400** для образования топливно-воздушной смеси или смеси окислитель-воздух выше по потоку камеры сгорания **408**, снабженной стабилизатором пламени **412**, при этом топливно-воздушная смесь или окислительно-воздушная смесь сгорают в камере сгорания, а продукты сгорания выходят из выпускного сопла **414**.

В этом режиме дополнительное горючее и/или окислитель могут быть добавлены через топливные инжекторные форсунки **413** для создания оптимальной топливно-воздушной смеси или топливно-окислительной смеси в камере сгорания. Например, на больших высотах, где количество доступного атмосферного воздуха уменьшается, в камеру сгорания можно добавить дополнительный окислитель. И наоборот, в случаях, когда воздухозаборник захватывает слишком много воздуха, горючее может быть добавлено через топливные инжекторные форсунки в соответствии с регулированием настройки характеристик двигателя.

Режим работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе, показанный на **Фигуре 9В**, достигается за счет создания тяги путем эжектирования окислителя без захвата воздуха (за счет того, что система смешения топлива с воздухом находится в закрытом положении) в камеру сгорания **400**, с предусмотренными топливными инжекторными форсунками **413** и стабилизатором пламени **412**, в котором окислитель эжектируется через систему и смешивается с топливом, которое было инжектировано топливными инжекторными форсунками, перед сгоранием. Затем продукты сгорания с ускорением выходят из выхлопного сопла **414**, создавая при этом тягу.

Этот режим полезен при запуске, когда доступное давление в топливных эжекторах слишком низкое, а также во время перехода из атмосферы (например, при выходе на орбиту) и при достижении большой высоты в режиме прямооточного воздушно-реактивного двигателя с помощью эжектора.

Фигуры 10А и 10В представляют собой схематические виды в поперечном сечении другого примера многорежимной двигательной установки согласно представленному изобретению, где на **Фигуре 10А** изображена система в режиме прямооточного воздушно-реактивного двигателя, а на **Фигуре 10В** система изображена при режиме работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе.

Эта конфигурация системы включает три основных эжекторных системы топлива **500** и три камеры сгорания **508**, при этом каждая из эжекторных систем топлива имеет гидравлическое сообщение с соответствующей камерой сгорания.

Каждая эжекторная система топлива **500** содержит сопло для эжектирования жидкости **502**, соединенное с источником топлива **504**, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую канал впуска жидкости **506**, имеющий впускной конец **506а** и выпускной конец (не показаны). Впускной конец **506а** находится в гидравлическом сообщении с соответствующим соплом для эжектирования жидкости **502**, а выпускной конец находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания **508** через диффузорный канал **507**. Каждая камера сгорания снабжена стабилизатором пламени **512**. Необязательно, топливные инжекторные форсунки **513** предусмотрены ниже по потоку эжекторной системы топлива. Выпускная часть каждой камеры сгорания **508** находится в гидравлическом сообщении с соответствующим выпускным соплом **514**.

Режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя, изображенный на **Фигуре 10А**, и режим работы двигателя ракеты на жидкостном/газообразном топливе, изображенный на **Фигуре 10В**, реализуются таким же образом, как описано в отношении **Фигур 9А и 9В**.

На **Фигуре 11**, показан схематический вид в перспективе примера автономной модульной двигательной установки согласно представленному изобретению, который включает эжекторную систему топлива **600** (показана частично), содержащую сопло для эжектирования жидкости **602**, выполненное с возможностью соединения с источником топлива, и систему смешивания топлива с воздухом, содержащую концентрические каналы **604**, **605**, **606** и **607** для впуска жидкости, каждый из которых имеет впускной конец (**604а**, **605а**, **606а**, **607а**) и выпускной конец (не показан), причем вход каждого канала имеет площадь поперечного сечения большую, чем площадь поперечного сечения выходного отверстия

предыдущего впускного канала, тем самым обеспечивая кольцевой зазор между двумя соседними впускными каналами для вовлечения дополнительного воздуха при переходе топливно-воздушной смеси из одного впускного канала в последующий впускной канал. Впускной конец **604a** первого канала для впуска жидкости **604** находится в гидравлическом сообщении с соплом для эжектирования жидкости **602**, а выпускной конец (не показан) находится в гидравлическом сообщении с впускным концом **605a** канала для впуска жидкости **605** и т.д. Выпускной конец впускного канала **607** (не показан) имеет гидравлическое сообщение с камерой сгорания (не показана).

Фигура 12, представляет собой изображение в разрезе модульной двигательной установки по **Фигуре 11**, показывающее все впускные каналы жидкости **604**, **605**, **606**, **607** и **608**, каждый из которых имеет впускной конец (**604a**, **605a**, **606a**, **607a**, **608a**) и выпускной конец (**604b**, **605b**, **606b**, **607b** и **608b**). На **Фигуре 12** также показано гидравлическое сообщение выпускного конца **604b**, **606b**, **606b** и **607b** впускных каналов **604**, **605**, **606** и **607** с впускным концом **605a**, **606a**, **607a** и **608b** соответствующего последующего впускного канала для жидкости **605**, **606**, **607** и **608**, и гидравлическое сообщение выпускного конца **608b** впускного канала **608** с входом диффузорного канала **609**. Диффузорный канал дополнительно имеет гидравлическое сообщение с камерой сгорания **610**, которая, в свою очередь, соединена с выхлопным соплом **612**.

В примерах, изображенных на **Фигурах 1 - 12**, эжекторное(ые) сопло(а), направленное(ые) к впускной части камеры сгорания, и впускное(ые) отверстие(я) системы смешивания топлива с воздухом выполнены с возможностью приема и подачи воздушного потока в направлении впускной части камеры сгорания, в случае создания тяги в направлении движения летательного аппарата.

На **Фигуре 13**, схематически показан пример многорежимной двигательной установки согласно представленного изобретения в режиме посадки, в котором направление эжекторного сопла **702** изменено на противоположное, а впускной конец **706a** системы смешения топлива с воздухом **706** сконфигурирован для обеспечения начального воздушного потока в направлении, противоположном входной части камеры сгорания **708**, снабженной твердым топливом **710** и стабилизатором пламени **712**, и которое имеет гидравлическое сообщение с выхлопным соплом **714**. В этом режиме, в дополнение к обеспечению обратной тяги, необходимой для посадки, входные отверстия эжекторной системы обеспечивают дополнительное сопротивление при посадке. Размещение системы смешения топлива с воздухом в верхней части ракеты обеспечивает аэродинамическую устойчивость. Каждая из

отдельных эжекторных систем может быть сконфигурирована для работы с разной силой для изменения давления на борту летательного аппарата, что тем самым обеспечивает лучший контроль.

Хотя изобретение было описано с ссылкой на некоторые конкретные варианты осуществления, квалифицированным специалистам в данной области техники будут очевидны его различные модификации без отклонения от сущности и объема изобретения. Все такие модификации, очевидные для квалифицированного специалиста в данной области техники, должны быть включены в состав представленной формулы изобретения.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

1. Многорежимная двигательная установка, которая содержит:

по меньшей мере, одну эжекторную систему топлива для эжектирования первого компонента топлива (пропеллента), каждая из которых содержит:

сопло для высокоскоростного эжектирования жидкости, соединенное с источником топлива, а также

систему смешивания топлива с воздухом, содержащую по меньшей мере один элемент впуска жидкости, имеющий впускной конец и выпускной конец, при этом впускной конец имеет гидравлическое сообщение с соплом для эжектирования жидкости для приема первого пропеллента, эжектированного из сопла,

система смешивания топлива с воздухом может быть преобразована из закрытого положения в открытое положение, при этом в открытом положении впускное отверстие захватывает воздух для смешивания с топливом при образовании смеси топливо-воздух, а в закрытом положении захват воздуха блокируется,

при этом, первый пропеллент представляет собой окислитель и/или горючее;

по меньшей мере одна камера сгорания, расположенная ниже по потоку по меньшей мере одной эжекторной системы топлива для сжигания горючего, при этом указанная камера сгорания имеет впускную часть, которая находится в гидравлическом сообщении с выпускным концом системы смешения топлива с воздухом, для приема первого пропеллента, эжектированного эжекторной системой топлива и выпускной участок для отвода продуктов сгорания, при этом камера сгорания дополнительно соединена с источником воспламенения;

необязательно, по меньшей мере, один топливный инжектор, расположенный ниже по потоку эжекторной системы топлива, для инжектирования второго компонента топлива (пропеллента) в камеру сгорания, где второй пропеллент представляет собой горючее и/или окислитель; а также

выпускное сопло расположено ниже по потоку от выпускной части камеры сгорания,

при этом, горючее для сгорания в камере сгорания представляет собой твердое горючее, предусмотренное в камере сгорания, горючее, инжектированное по меньшей мере из одного топливного инжектора, и/или горючее, эжектированное из эжекторной системы топлива.

2. Многорежимная двигательная установка по пункту 1, в котором по меньшей мере один элемент впуска жидкости содержит определенное количество расположенных последовательно концентрических каналов впуска жидкости,

каждый впускной канал имеет вход и выход, при этом вход каждого впускного канала имеет площадь поперечного сечения, превышающую площадь поперечного сечения выхода предшествующего впускного канала, тем самым обеспечивая кольцевой зазор между соседними впускными каналами для захвата дополнительного воздуха при переходе топливно-воздушной смеси из одного впускного канала в следующий впускной канал,

при этом, впускные отверстия одного или более из указанных впускных каналов могут быть переведены между открытым и закрытым положениями, причем в открытом положении впускные отверстия захватывают дополнительный воздух в топливно-воздушную смесь, а в закрытом положении захват воздуха блокируется.

3. Многорежимная двигательная установка по пункту 2, дополнительно содержащая один или несколько диффузорных каналов, которые расположены между выпускным отверстием элемента впуска жидкости и входным отверстием камеры сгорания.

4. Многорежимная двигательная установка по пункту 3, в котором один или более из указанных впускных каналов имеют переменную площадь поперечного сечения.

5. Многорежимная двигательная установка по пункту 3, в котором стенки по меньшей мере одного воздухозаборного канала имеют аэродинамическую форму или форму аэродинамического профиля в поперечном сечении.

6. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-5, в котором эжекторное сопло выполнено с возможностью эжектирования первого пропеллента со сверхзвуковой скоростью.

7. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-6, дополнительно сконфигурированная для нагрева первого пропеллента перед эжектированием из эжекторного сопла.

8. Многорежимная двигательная установка по пункту 7, где система предназначена для получения тепла из камеры сгорания и/или выхлопного сопла через соответствующий теплообменник для нагрева первого пропеллента.

9. Многорежимная двигательная установка по пункту 7 или пункту 8, в котором первый пропеллент представляет собой окислитель.

10. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-9, в котором система содержит две или более эжекторных систем топлива, имеющих гидравлическое сообщение с каждой из указанных по меньшей мере одной одиночной камерой сгорания.

11. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-9, в котором система содержит две или более эжекторных систем топлива и две или более камеры сгорания, при этом каждая из эжекторных систем топлива находится в гидравлическом сообщении с соответствующей камерой сгорания.

12. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-11, в котором указанная система встроена в тело летательного аппарата.

13. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 1-11, в котором двигательная установка представляет собой модульную систему, сконфигурированную для включения в состав летательного аппарата.

14. Многорежимная двигательная установка по пункту 12 или пункту 13, в котором транспортное средство является аэрокосмическим летательным аппаратом.

15. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 12-14, в котором система сконфигурирована для создания тяги в направлении движения летательного аппарата.

16. Многорежимная двигательная установка по любому из пунктов 12-14, в котором система сконфигурирована для создания тяги в направлении, противоположном движению летательного аппарата.

17. Способ достижения одного или нескольких из следующих режимов с использованием двигательной установки по любому из пунктов 1-16, который включает:

(i) достижение первого режима ракеты путем эжектирования окислителя с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создание тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и/или горючего, инжектированного топливным инжектором и, необязательно, увеличение количества эжектированного окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего;

(ii) достижение второго режима ракеты путем эжектирования горючего с помощью эжекторной системы топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и создания тяги путем сжигания эжектированного горючего при наличии окислителя, инжектированного топливным инжектором и, необязательно, увеличения количества эжектированного горючего с помощью эжектирования окислителя и/или дополнительного горючего;

(iii) достижение первого режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования горючего при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива для образования топливно-воздушной смеси выше по потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания топливно-воздушной смеси в камере сгорания и, необязательно, увеличения количества топливно-воздушной смеси путем инжектирования дополнительного горючего и/или окислителя; а также

(iv) достижение второго режима работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха через эжекторные системы топлива для образования смеси окислитель-воздух выше во потоку камеры сгорания и создания тяги путем сжигания смеси окислитель-воздух при наличии горючего, инжектированного топливным инжектором и/или при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно,

увеличение количества смеси окислитель-воздух путем инжектирования окислителя и/или дополнительного горючего.

18. Способ по пункту 17, включающий достижение по меньшей мере одного из режимов работы ракеты (i) и (iii) в сочетании с режимами прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii) и/или (iv).

19. Способ по пункту 17 или пункту 18, в котором первый режим ракеты (i) достигается с помощью эжектирования окислителя через эжекторную систему топлива без захвата воздуха в камеру сгорания и созданием тяги путем сжигания эжектированного окислителя при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличение количества эжектированного окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего.

20. Способ по любому из пунктов 17-19, в котором второй режим прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iv) достигается путем эжектирования окислителя при одновременном захвате воздуха с помощью эжекторных систем топлива для образования смеси окислитель-воздух и создания тяги путем сжигания окислитель-воздух при наличии твердого горючего, предусмотренного в камере сгорания, и, необязательно, увеличение количества эжектированного окислителя путем инжектирования дополнительного окислителя и/или горючего.

21. Способ по любому из пунктов 17-19, в котором достижение второго режима работы прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iv) включает эжектирование окислителя в качестве основного пропеллента с помощью первичной эжекторной системы топлива при одновременном захвате воздуха для образования смеси окислитель-воздух и инжектирования горючего в качестве вторичного пропеллента для образования обогащенной смеси окислитель-воздух-топливо и сжигание обогащенной смеси окислитель-воздух-топливо в камере сгорания для создания тяги.

22. Способ по любому из пунктов 17-19, в котором достижение первого режима работы прямооточного воздушно-реактивного двигателя (iii) включает эжектирование топлива в качестве основного пропеллента с помощью первичной эжекторной системы топлива с одновременным захватом воздуха для образования топливно-воздушной смеси и

инжектирование дополнительного горючего в качестве вторичного пропеллента для образования обогащенной топливно-воздушной смеси и сжигания обогащенной топливно-воздушной смеси в камере сгорания для создания тяги.

23. Способ по любому из пунктов 17-19, в котором достижение первого режима работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя (iii) включает эжектирование горючего в качестве основного пропеллента с помощью первичной эжекторной системы топлива с одновременным захватом воздуха для образования топливно-воздушной смеси и инжектированием окислителя в качестве вторичного пропеллента для образования обогащенной смеси топливо-воздух-окислитель и сжигание обогащенной смеси топливо-воздух-окислитель в камере сгорания для создания тяги.

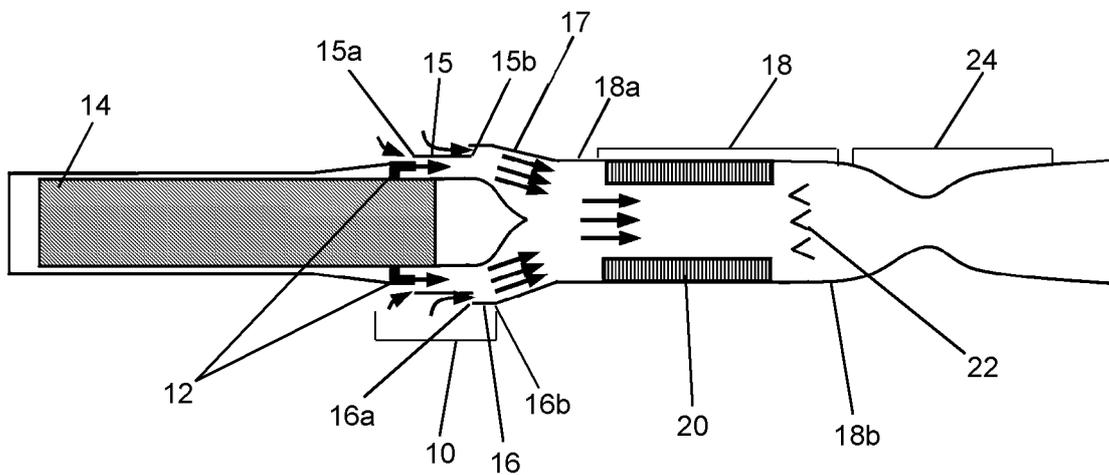
24. Способ по любому из пунктов 17-21, который включает достижение первого режима работы ракеты (i) и второго режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя (iv).

25. Способ по любому из пунктов 17, 18, 22 и 23, который включает достижение второго режима ракеты (ii) и первого режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя (iii).

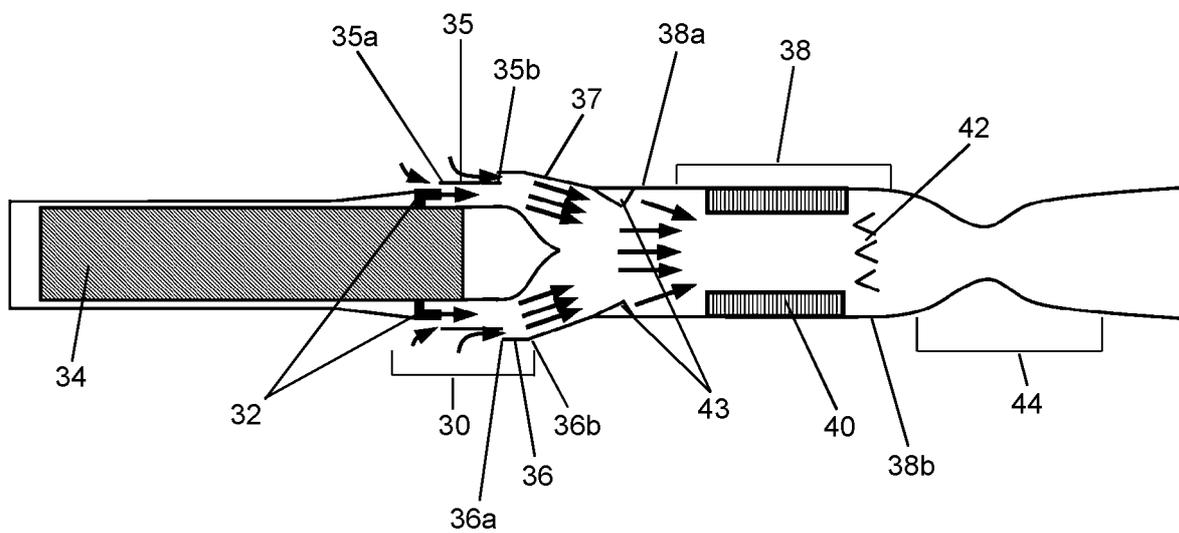
26. Способ по любому из пунктов 17-25, который включает эжектирование окислителя и/или топлива со сверхзвуковой скоростью.

27. Способ по любому из пунктов 17-21 и 24, дополнительно включающий предварительный нагрев окислителя и эжектирования предварительно нагретого окислителя для достижения первого режима ракеты, третьего режима ракеты и/или второго режима прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

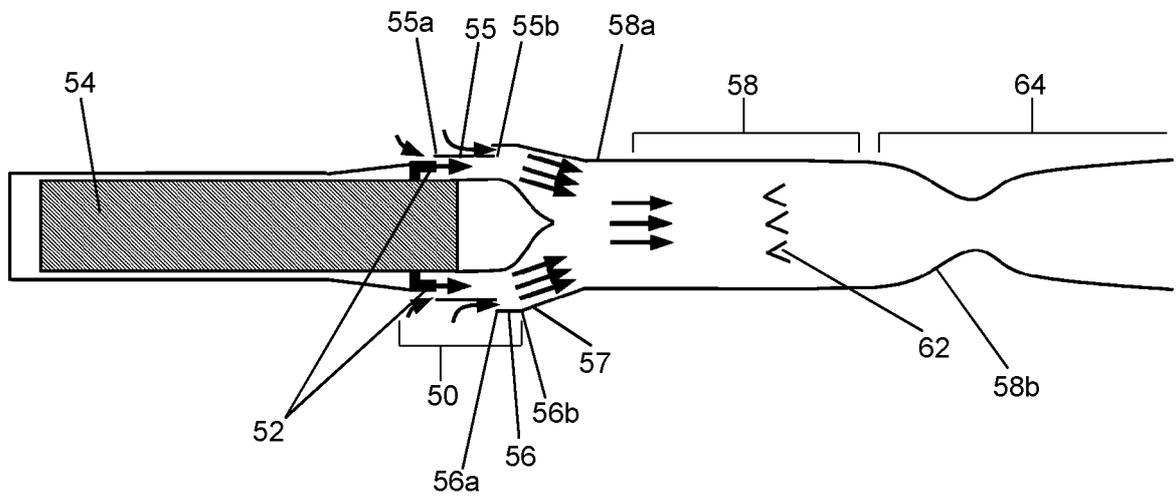
28. Способ по пункту 27, в котором предварительный нагрев достигается за счет тепла, полученного от камеры сгорания и/или выхлопного сопла через соответствующий теплообменник.



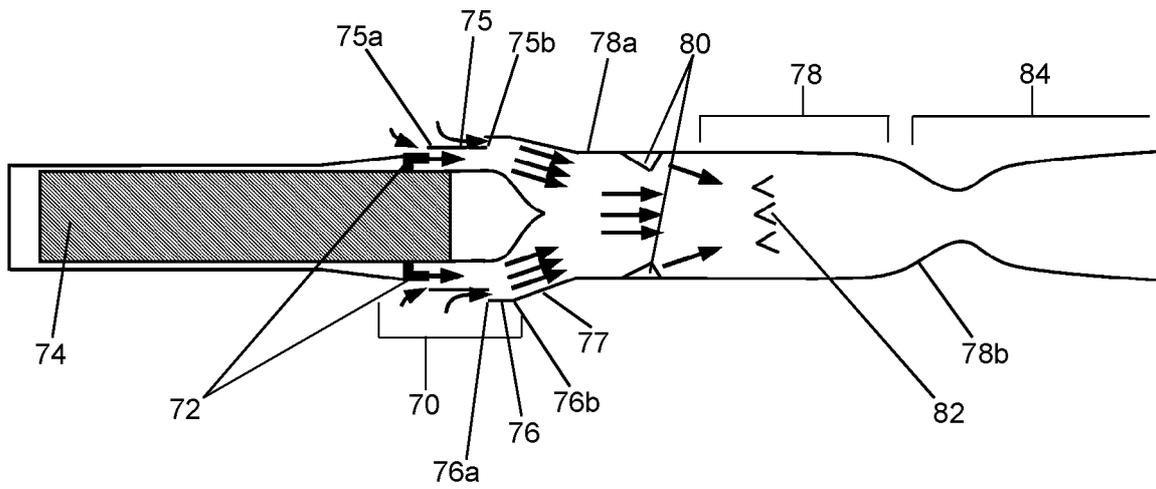
ФИГУРА 1



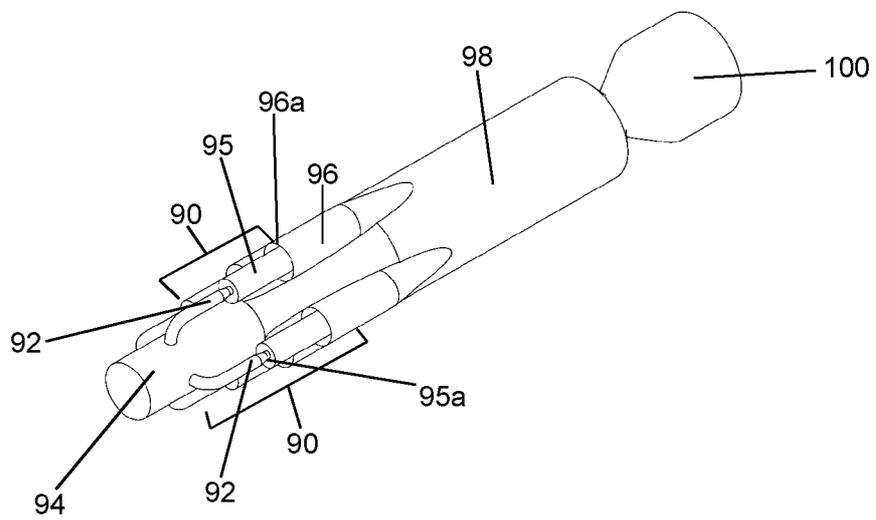
ФИГУРА 2



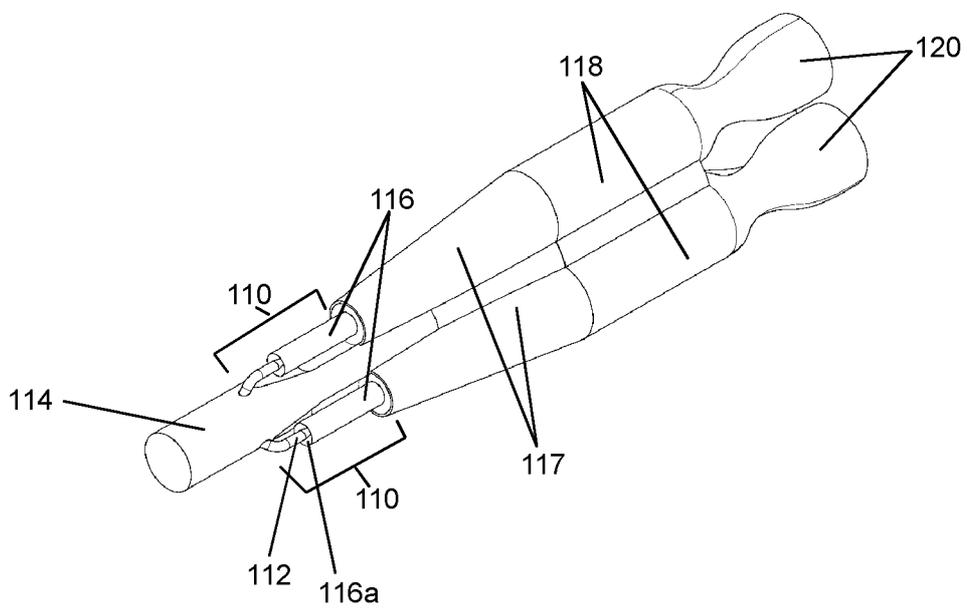
ФИГУРА 3



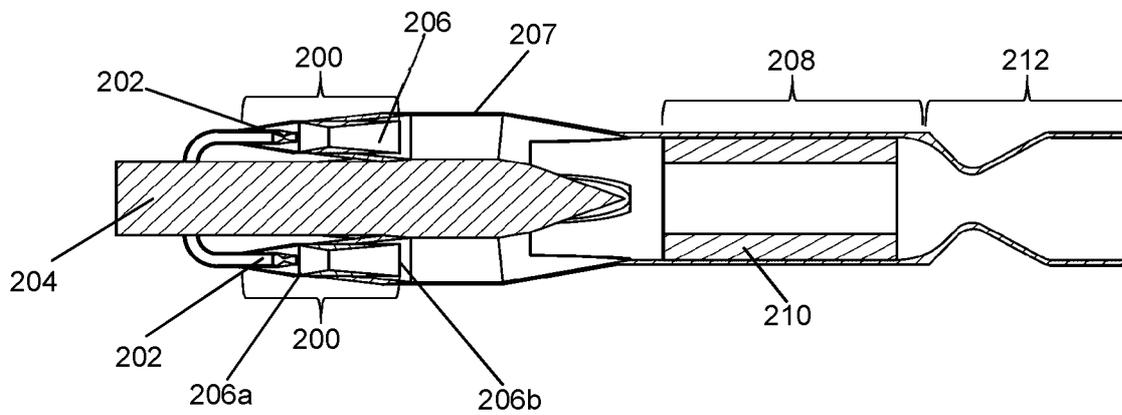
ФИГУРА 4



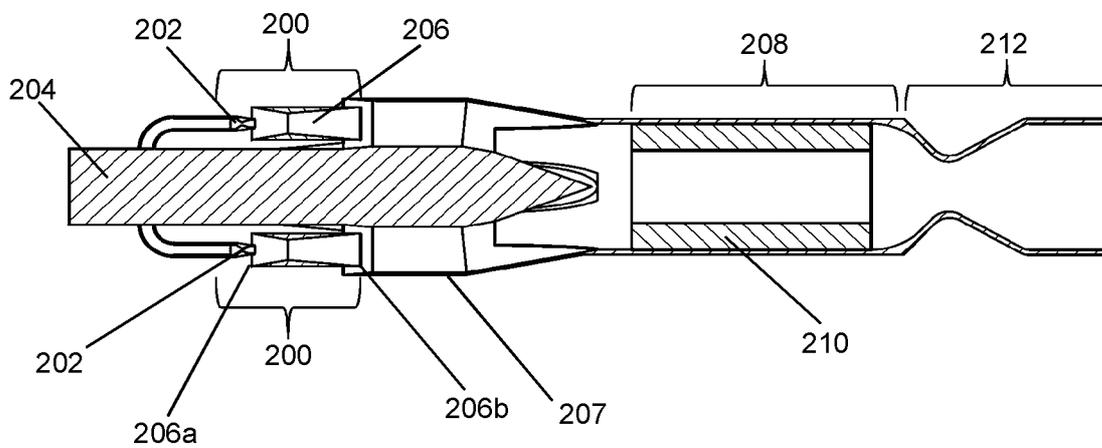
ФИГУРА 5



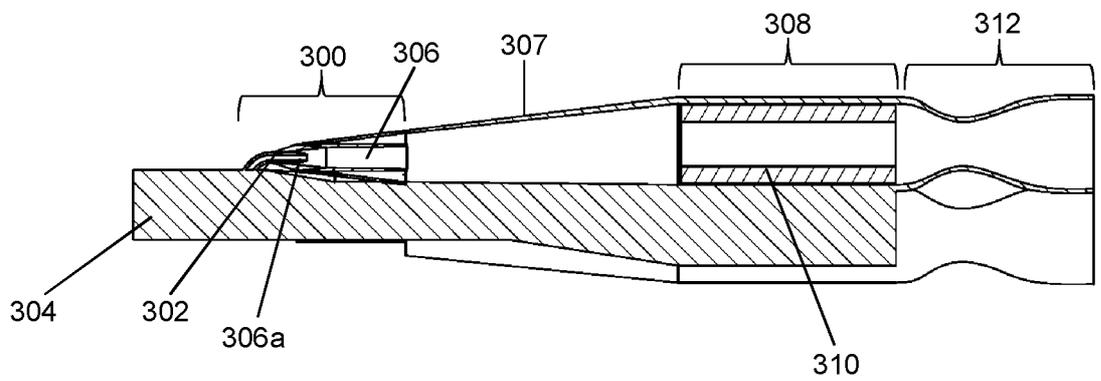
ФИГУРА 6



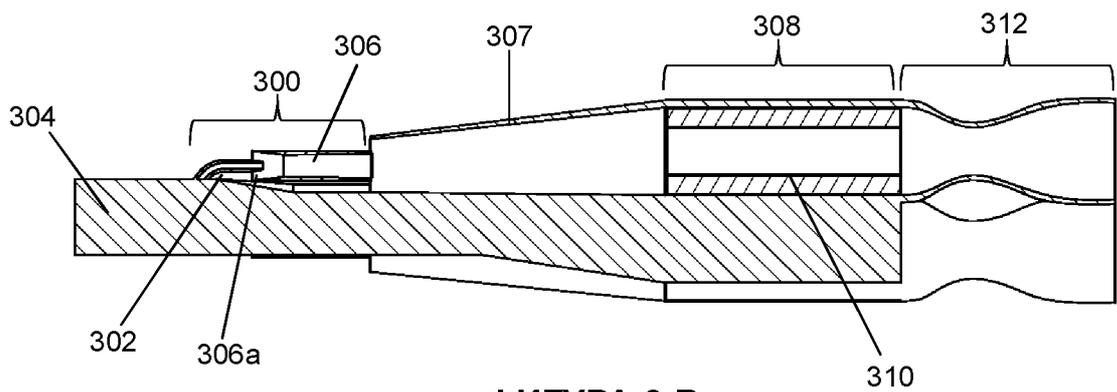
ФИГУРА 7А



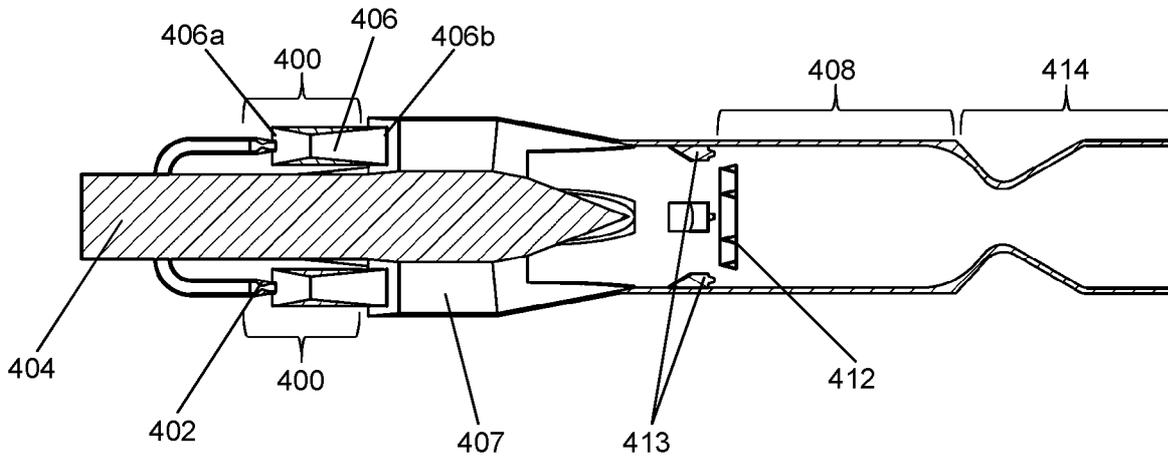
ФИГУРА 7В



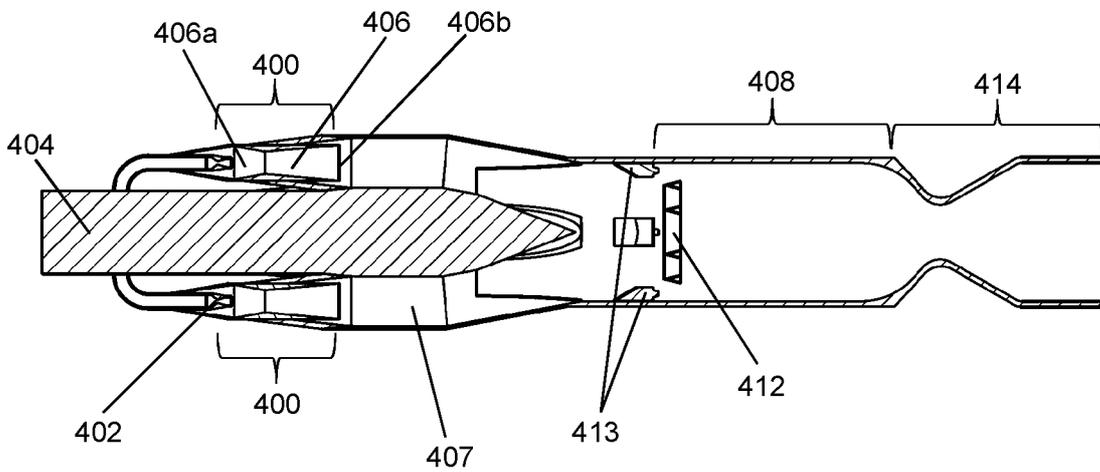
ФИГУРА 8 А



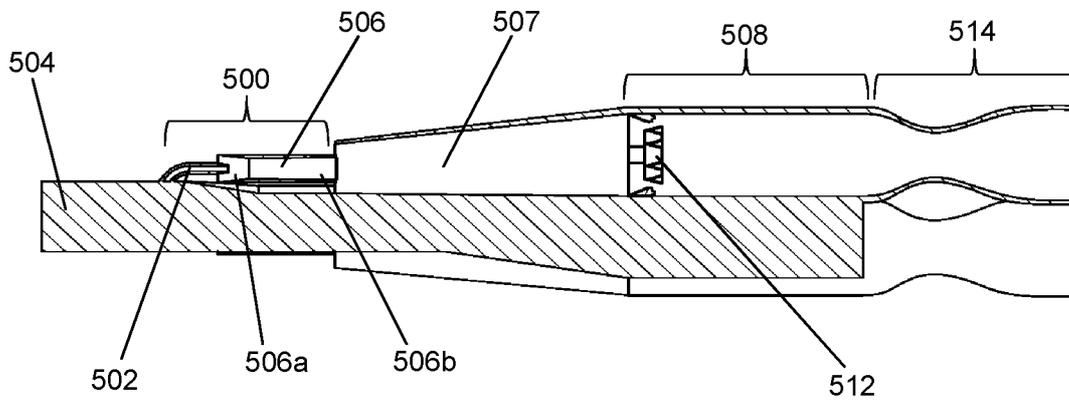
ФИГУРА 8 В



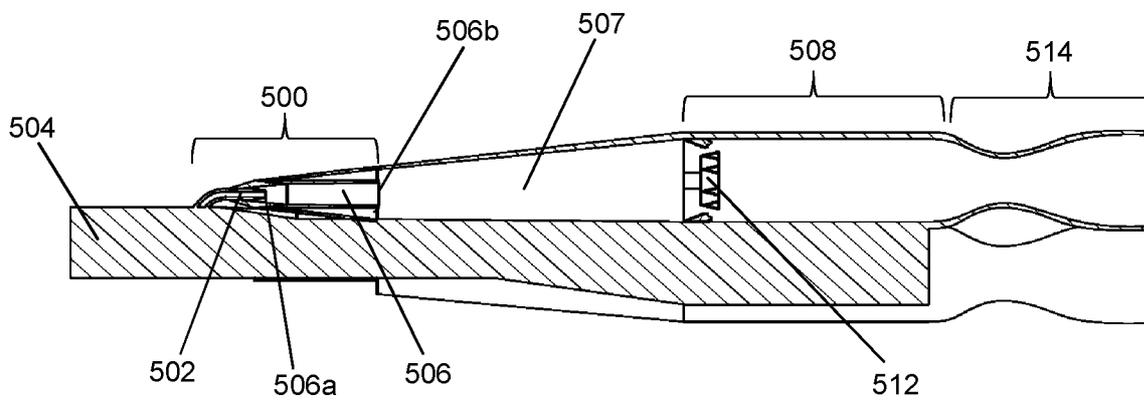
ФИГУРА 9А



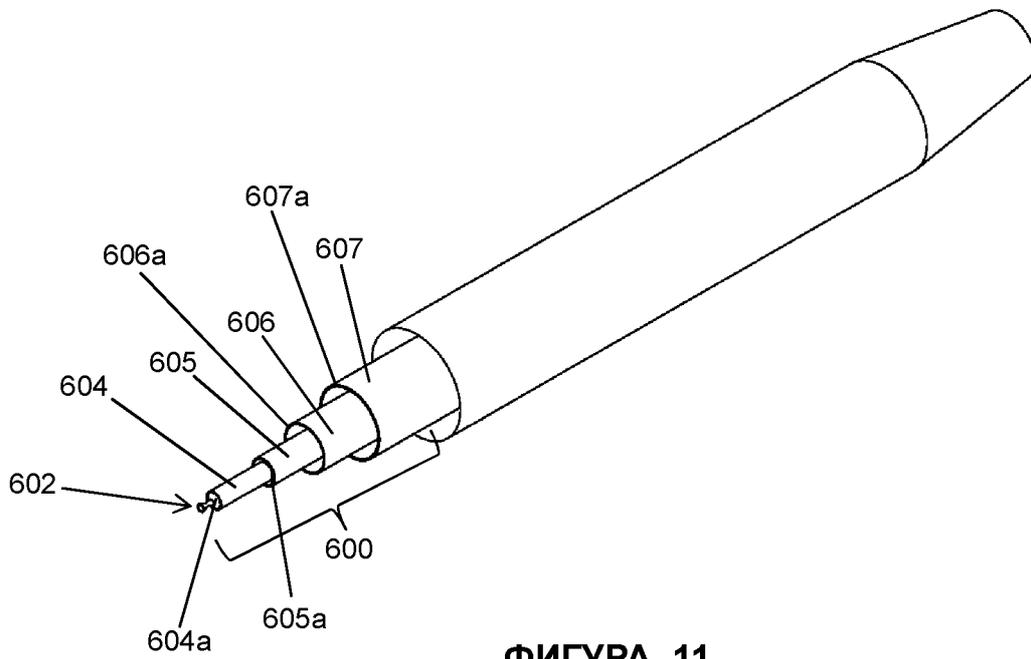
ФИГУРА 9В



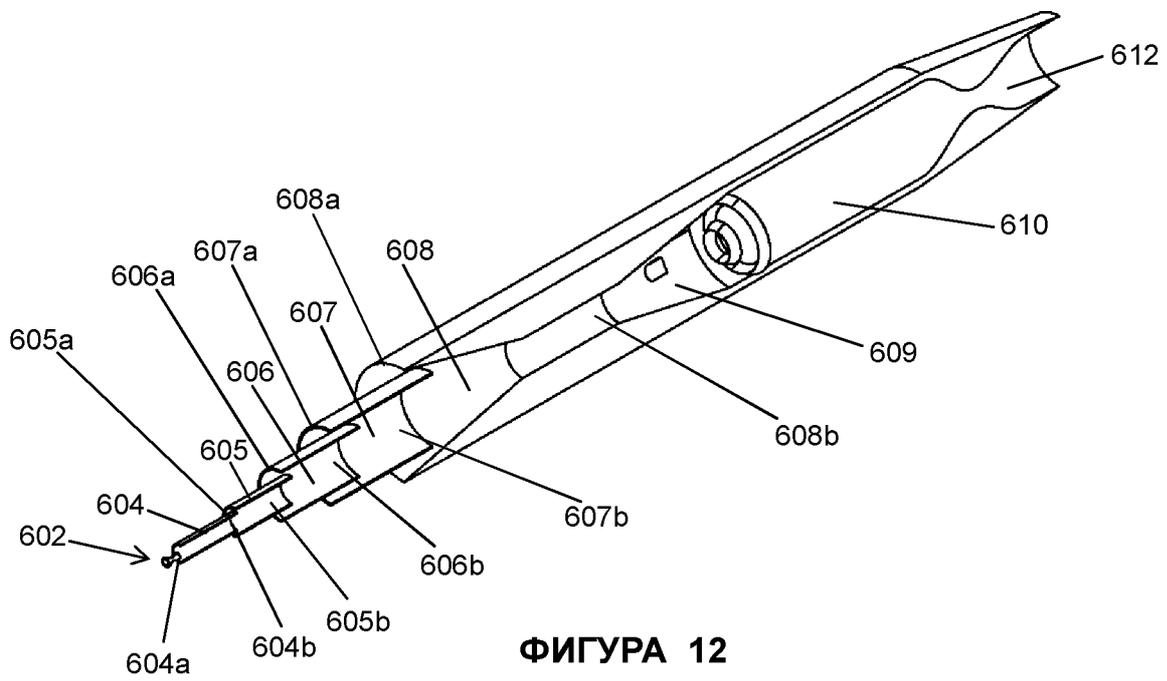
ФИГУРА 10А



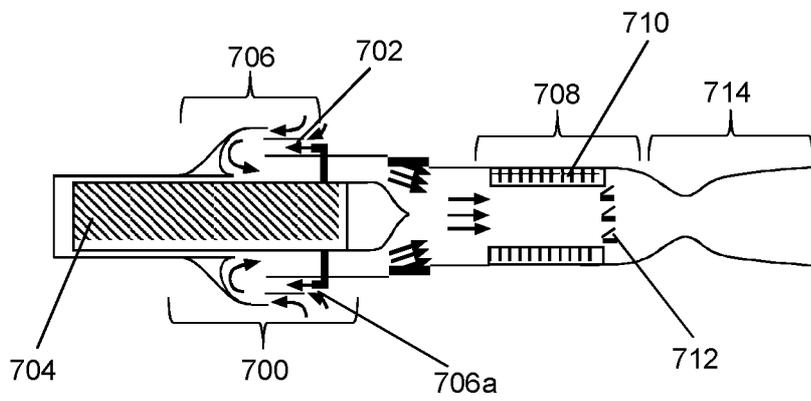
ФИГУРА 10 В



ФИГУРА 11



ФИГУРА 12



ФИГУРА 13