



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2008100477/06, 09.01.2008

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.01.2008

(45) Опубликовано: 10.06.2009 Бюл. № 16

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **Новости космонавтики**, т.16, дек. 2006,
№ 12 (287), с.60. RU 2176744 C2, 10.12.2001.
RU 2156721 C1, 27.09.2000. RU 2180050 C2,
27.09.2002. US 5148674 A, 22.09.1992. US
4831818 A, 23.05.1989.

Адрес для переписки:

394006, г.Воронеж, ул. Ворошилова, 20,
Открытое акционерное общество
"Конструкторское бюро химавтоматики",
начальнику отдела

(72) Автор(ы):

Рачук Владимир Сергеевич (RU),
Титков Николай Евгеньевич (RU),
Гарбера Станислав Николаевич (RU),
Пичугин Юрий Васильевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество
"Конструкторское бюро химавтоматики"
(RU)

(54) СПОСОБ КОМПЕНСАЦИИ РАЗЛИЧИЙ ФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГОРЮЧИХ В
УНИВЕРСАЛЬНОМ БЕЗГЕНЕРАТОРНОМ ЖРД И ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ
ДВИГАТЕЛЬ (ВАРИАНТЫ)

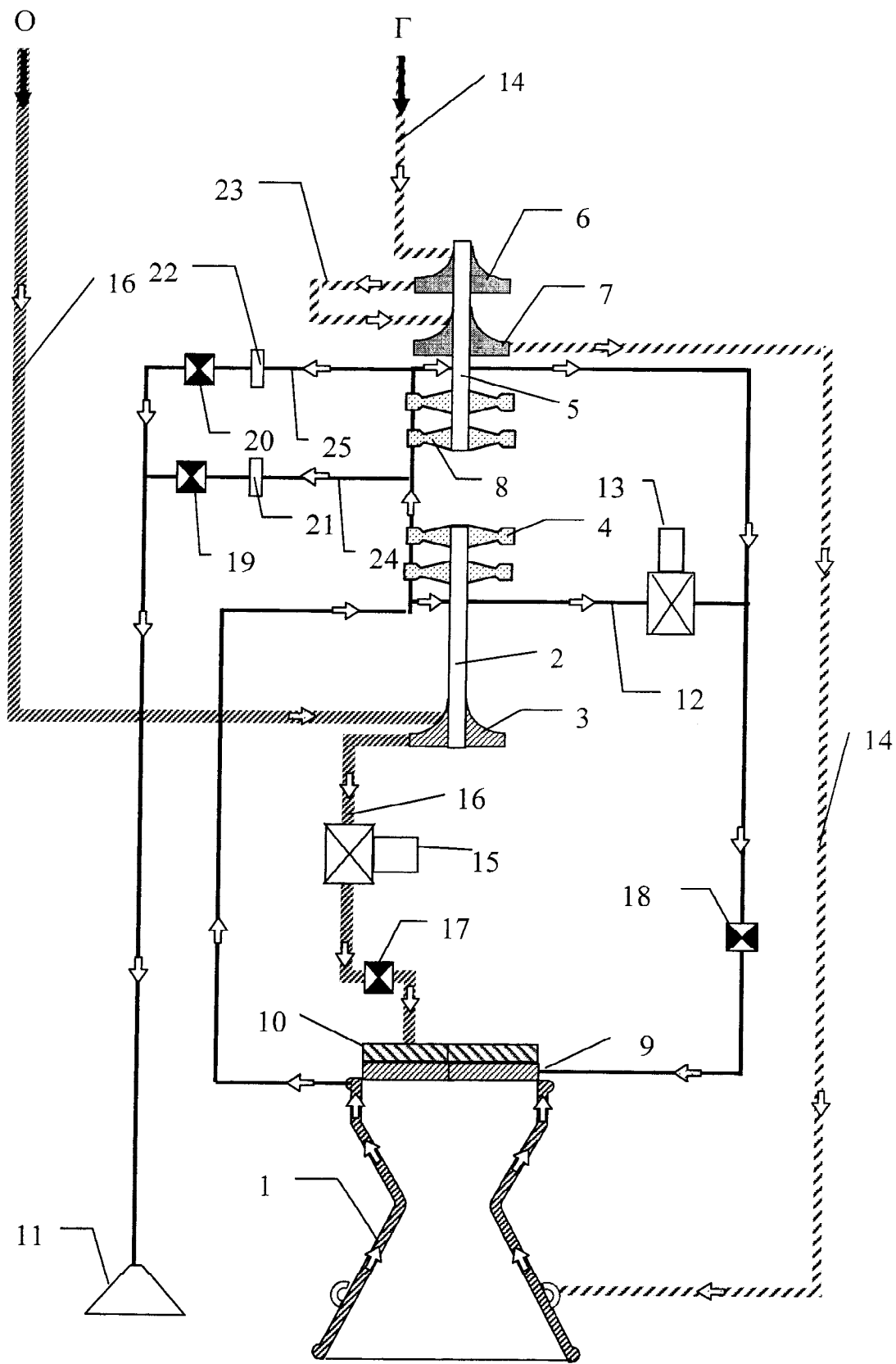
(57) Реферат:

Изобретение относится к жидкостным ракетным двигателям. В способе компенсации различий физических свойств компонентов топлива, основанном на согласовании режимов работы агрегатов подачи универсального ЖРД, согласно изобретению для безгенераторного двигателя с отдельными ТНА при переводе его с водорода на СПГ (метан) сначала увеличивают расход горючего (СПГ, метана) до необходимой величины для обеспечения надежного охлаждения камеры, после охлаждения перед подачей горючего на турбину ТНАГ его общий расход делят на две части, одну из которых подают на турбину ТНАГ, а другую сбрасывают, причем после прохождения ТНАГ процесс деления горючего

повторяют, при этом одну его часть направляют для сжигания в камере сгорания, а другую сбрасывают или направляют для дальнейшего использования. Сбрасываемые части расхода горючего могут быть использованы как рабочее тело, например, для рулевых сопел, для турбины привода системы качания двигателя, для наддува баков, повторно в качестве рабочего тела насоса горючего и/или топлива камеры. Изобретение обеспечивает работу двигателя как на компонентах топлива «кислород + водород», так и на топливе «кислород + сжиженный природный газ» (метан), а также снижение стоимости двигателя и расширение области его применения. 6 н. и 1 з.п. ф-лы, 4 ил.

RU 2 358 142 C1

RU 2 358 142 C1



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
F02K 9/42 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2008100477/06, 09.01.2008**

(24) Effective date for property rights:
09.01.2008

(45) Date of publication: **10.06.2009 Bull. 16**

Mail address:
394006, g. Voronezh, ul. Voroshilova, 20, Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe bjuro khimavtomatiki", nachal'niku otdela

(72) Inventor(s):
**Rachuk Vladimir Sergeevich (RU),
Titkov Nikolaj Evgen'evich (RU),
Garbera Stanislav Nikolaevich (RU),
Pichugin Jurij Vasil'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo
"Konstruktorskoe bjuro khimavtomatiki" (RU)**

(54) METHOD FOR COMPENSATION OF FUEL PHYSICAL PROPERTIES DIFFERENCES IN UNIVERSAL GENERATOR-FREE LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE AND LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE (VERSIONS)

(57) Abstract:

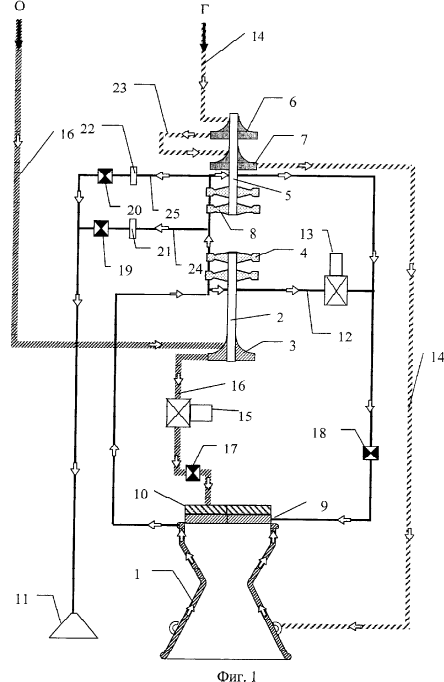
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: in method for compensation of differences in physical properties of fuel components based on matching of operation modes of universal liquid-propellant rocket engine supply units, according to invention for generator-free engine with separate turbine pump (TP) during its transfer from hydrogen to liquefied natural gas (LNG) (methane), at first fuel (LNG, methane) flow is increased to required value for provision of reliable cooling of chamber, after cooling prior to fuel supply to turbine of TP its total flow is divided into two parts, one of which is supplied to TP turbine, and the other one is discharged, at that after TP passing, fuel fission process is repeated, at that its one part is sent for combustion in combustion chamber, and the other is discharged or sent for further use. Discharged parts of fuel flow may be used as working fluid, for instance, for steering nozzles, for turbine of engine swinging system, for supercharging of tanks, repeatedly as working fluid of chamber fuel and/or propellant pump. Invention provides for operation of engine both on fuel components "oxygen+hydrogen" and

also on fuel "oxygen+liquefied natural gas" (methane).

EFFECT: reduced cost of engine and expanded field of its application.

7 cl, 4 dwg



RU 2 358 142 C1

RU 2 358 142 C1

Изобретение относится к области двигателестроения и может быть использовано при создании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), работающих по безгенераторной схеме.

5 В настоящее время в создании ЖРД для перспективных ракет-носителей утверждается концепция высоких энергетических характеристик, высокой надежности и низкой стоимости жизненного цикла (разработка, изготовление и эксплуатация).

10 Главной задачей является обеспечение оптимального сочетания между такими основными параметрами двигателя, как удельный импульс тяги, надежность, экологическая безопасность, его массовые характеристики, а также стоимость.

15 На большинстве современных ракетных двигателях разгонных блоков или верхних ступеней используется водород, керосин или же долгохраняемое токсичное горючее - гидразин. Большое значение при эксплуатации двигателей имеют энергетические характеристики топлива (максимальное выделение энергии при сгорании), плотность компонентов (чем она выше, тем меньших размеров требуются баки для их хранения на борту летательного аппарата), коррозионная активность по отношению к конструкционным материалам, токсичность (экологическая безопасность), чувствительность к удару (взрывоопасность) и стоимость.

20 В настоящее время в аэрокосмическом сообществе наметился явный интерес к альтернативным видам топлива. Применение "чистого" метана или сжиженного природного газа (СПГ) в качестве горючего для ЖРД рассматривается в последнее время во всем мире. Метан по своим энергетическим характеристикам занимает промежуточное положение между традиционным углеводородным горючим (керосин) и водородом. Благодаря его широкой доступности (обширные запасы природного газа на Земле), низкой стоимости и уникальным свойствам (высокая для криогенных топлив температура кипения, достаточно высокая газовая постоянная) появляется возможность создания двигателя, в том числе работающего по безгенераторному циклу с высокими удельными энергомассовыми характеристиками.

30 Как показывает предварительный анализ и опыт многолетней эксплуатации двигателей, например, семейства RL-10 (США), более надежными и с более низкой массой являются двигатели, выполненные по безгенераторной схеме. Они имеют более высокий ресурс из-за низкой температуры газа перед турбиной турбонасосного агрегата (ТНА) и требуют меньших затрат материальной части на отработку. Кроме того, в данном типе двигателей можно использовать различные по плотности компоненты (например, СПГ, метан и водород), хотя такая универсальность создает некоторые проблемы, одной из которых является проблема осуществления компенсации различий физических свойств горючих, с целью согласования режимов работы его агрегатов.

Известен способ компенсации различий физических свойств компонентов топлива в кислородно-водородном безгенераторном ЖРД (см. № АІАА 2004-4210, стр.2-4).

45 Известен способ компенсации различий физических свойств компонентов топлива в кислородно-водородном генераторном ЖРД, основанный на взаимном согласовании характеристик и параметров работы агрегатов подачи (см. "Новости космонавтики" том 16, дек. 2006 г., №12 (287), стр.60 - прототип).

50 Известен ЖРД, работающий на компонентах кислород (O_2) и водород (H_2), содержащий аккумулятор давления, топливные баки, соединенные с аккумулятором давления, насосы окислителя и горючего, турбину, камеру сгорания, агрегаты автоматики, трубопроводы. Горючее после насоса, пройдя через тракт охлаждения камеры и турбину, подается в камеру сгорания, в которую насосом подается и

окислитель (В.Е.Алемасов и др. Теория ракетных двигателей, М., 1969 г., стр.20, рис.1.11).

По такой схеме выполнен ЖРД РД0146 для ракеты-носителя (РН) «Протон» (патент РФ №2176744, МПК F02K 11/00, 19, 2001 г.) - прототип.

Недостатком известных технических решений является необходимость внесения конструктивных изменений в камеру, в агрегаты подачи при переходе с одного вида горючего (водород) на другой (СПГ, метан), делая двигатели существенно различными по конструкции. Тем самым двигатель и его создание становится более затратным.

Сложность перевода двигателя с водорода на СПГ связана, прежде всего, со значительно более высокой плотностью СПГ (метана) по сравнению с водородом (больше чем в 6 раз). Это приводит к необходимости решения следующих сложных технических проблем:

- обеспечения надежного охлаждения камеры из-за низких скоростей охладителя в трактах охлаждения, спроектированных под использование водорода и худшими охлаждающими свойствами СПГ по сравнению с водородом;

- необходимость увеличения отношения напоров насосов окислителя и горючего более чем в 5 раз;

- необходимость перераспределения располагаемой мощности подогретого в тракте охлаждения СПГ между турбинами ТНА окислителя (ТНАО) и горючего (ТНАГ).

Результатом решения, вышеперечисленных проблем, может стать создание на базе безгенераторного кислородно-водородного ЖРД универсального ракетного двигателя, работающего как на компонентах топлива кислород + водород, так и на топливе кислород + СПГ (метан) без изменения конструкции базового кислородно-водородного двигателя при сохранении неизменными конструкции всех его агрегатов, что позволяет расширить область его применения.

Целью изобретения является устранение указанных недостатков при переводе двигателя с одного компонента топлива на другой, снижение стоимости разработки такого двигателя и расширение области его применения.

Указанная цель достигается тем, что в известном способе компенсации различий физических свойств компонентов топлива, основанном на согласовании режимов работы агрегатов подачи универсального ЖРД, согласно изобретению для безгенераторного двигателя с отдельными ТНА при переводе его с водорода на СПГ (метан) сначала увеличивают расход горючего (СПГ, метана) до необходимой величины для обеспечения надежного охлаждения камеры, после охлаждения перед подачей горючего на турбину ТНАГ его общий расход делят на две части, одну из которых подают на турбину ТНАГ, а другую сбрасывают, причем после прохождения ТНАГ процесс деления горючего повторяют, при этом одну его часть направляют для сжигания в камере сгорания, а другую сбрасывают или направляют для дальнейшего использования. Сбрасываемые части расхода горючего могут быть использованы как рабочее тело, например, для рулевых сопел, для турбины привода системы качания двигателя, для наддува баков, повторно в качестве рабочего тела насоса горючего и/или топлива камеры.

Указанная совокупность признаков проявляет новое свойство, заключающееся в появлении возможности в одном двигателе (без переделок и доработок) применить в зависимости от необходимости одно (водород) или другое (СПГ, метан) топливо, практически не изменяя конструкции его узлов и агрегатов.

Вторым вариантом достижения той же цели может быть способ компенсации различий физических свойств горючих в универсальном безгенераторном ЖРД, работающем на компонентах топлива с низкой плотностью, например кислород-водород, и высокой плотностью, например кислород - сжиженный природный газ, основанный на взаимном согласовании параметров работы агрегатов подачи, в котором согласно изобретению для перевода двигателя с горючего с низкой плотностью на горючее с более высокой плотностью сначала увеличивают расход горючего с более высокой плотностью для обеспечения охлаждения камеры, после охлаждения, перед подачей горючего на турбину турбонасосного агрегата горючего, его общий расход делят на две части, одну из которых подают на турбину турбонасосного агрегата горючего, а другую отводят для сброса или дальнейшего использования.

Предложенные способы реализованы в универсальном ЖРД, рассматриваемом ниже в виде вариантов исполнения.

В первом варианте поставленная задача достигается за счет того, что жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, согласно изобретению снабжен двумя дополнительными магистральными трубопроводами, в каждом из которых имеется дроссельная шайба и отсечной клапан, причем вход первого магистрального трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, вход второго магистрального трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата горючего, а их выходы соединены с соплом выброса.

Таким образом, надежное охлаждение камеры обеспечивается за счет увеличения расхода СПГ через тракт охлаждения камеры. Подбором соотношения расходов на слив после турбин обеспечивается требуемое распределение располагаемой мощности между турбинами ТНА окислителя и горючего и, следовательно, необходимые расходы компонентов топлива в камеру и их соотношение.

Во втором варианте поставленная задача достигается за счет того, что жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, согласно изобретению снабжен дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с соплом выброса. Для обеспечения надежного охлаждения камеры расход СПГ через тракт охлаждения камеры увеличен за счет введения сброса подогретого СПГ после турбины ТНА окислителя (минуя турбины ТНАГ и камеру сгорания). Выбором расхода на слив после турбины окислителя обеспечивается требуемое распределение располагаемой мощности между турбинами ТНАО и ТНАГ и, следовательно, необходимые давления за насосами для подачи компонентов топлива в камеру.

Третий и четвертый варианты универсального ЖРД отражают возможности большей эффективности использования отведенной части топлива.

В третьем варианте жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, согласно изобретению снабжен

дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с входом в ступень насоса горючего.

5 По третьему варианту часть подогретого СПГ после турбины насоса окислителя подается на вход во вторую ступень насоса горючего, где он смешивается с горючим после первой ступени насоса ТНАГ. Тем самым повышается температура СПГ на выходе из второй ступени насоса горючего и, соответственно, после тракта охлаждения камеры. Таким образом, повышенный расход на охлаждение камеры
10 обеспечивает ее надежное охлаждение и увеличенным расходом с повышенной температурой осуществляется привод первой турбины ТНАО и тем самым повышается ее мощность и, соответственно, за счет более высокой общей температуры рабочего тела повышается и мощность турбины горючего.

15 Данное техническое решение позволяет согласовать мощности ТНАО и ТНАГ, обеспечить надежное охлаждение камеры сгорания и повысить уровень давления в камере, следовательно, обеспечить двигателю более высокую экономичность и тягу.

В четвертом варианте жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего,
20 турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, согласно изобретению снабжен дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с выходом турбины турбонасосного
25 агрегата горючего.

Таким образом, выбором расхода на перепуск газа вокруг турбины горючего обеспечивается требуемое распределение располагаемой мощности между турбинами ТНАО и ТНАГ и, следовательно, необходимые давления подачи компонентов
30 топлива.

Основными элементами вариантов двигателя, представленных на фиг.1-4 (где фиг.1 - первый вариант, фиг.2 - второй вариант, фиг.3 - третий вариант, фиг.4 - четвертый вариант), являются:

- 35 1 - камера сгорания;
- 2 - турбонасосный агрегат окислителя;
- 3 - насос окислителя;
- 4 - турбина насоса окислителя;
- 5 - турбонасосный агрегат горючего;
- 40 6 - первая ступень насоса горючего;
- 7 - вторая ступень насоса горючего;
- 8 - турбина насоса горючего;
- 9 - предфорсуночная полость горючего;
- 10 - предфорсуночная полость окислителя;
- 45 11 - сопло выброса;
- 12 - магистраль перепуска;
- 13 - регулятор тяги двигателя;
- 14 - магистраль горючего;
- 50 15 - дроссель соотношения компонентов топлива;
- 16 - магистраль окислителя;
- 17, 18, 19, 20 - отсечные клапаны;
- 21, 22, 26 - дроссельные шайбы;

23 - магистраль горючего между ступенями насоса;

24 - дополнительный магистральный трубопровод;

25 - второй дополнительный магистральный трубопровод.

ЖРД (фиг.1) включает в себя камеру сгорания 1; турбонасосный агрегат окислителя 2, состоящий из насоса окислителя 3 и турбины насоса окислителя 4; турбонасосный агрегат горючего 5, имеющий первую 6, вторую 7 ступени насоса горючего, и турбину насоса горючего 8. Камера сгорания 1 имеет предфорсуночную полость горючего 9 и окислителя 10. ЖРД также снабжен соплом выброса 11, магистралью перепуска 12, регулятором тяги двигателя 13, магистралью горючего 14, дросселем соотношения компонентов топлива 15, магистралью окислителя 16, отсечными клапанами 17-20, дроссельными шайбами 21, 22, 26, а также магистралью 23 между ступенями насоса горючего, дополнительным магистральным трубопроводом 24, вторым дополнительным магистральным трубопроводом 25.

При использовании в качестве топлива ЖРД водорода отсечные клапаны 19 и 20 закрыты и двигатель запускается и работает в штатном режиме.

При переходе на более плотное топливо (СПГ) клапаны 19 и 20 открываются, расход горючего увеличивается, обеспечивая при этом оптимальное охлаждение камеры 1, а после прохождения камеры 1 и турбины насоса окислителя 4 общий поток горючего делится на две части, одна из которых поступает на турбину насоса горючего 8, а другая, проходя по дополнительному магистральному трубопроводу 24, через дроссельную шайбу 21 и открытый клапан 19 поступает в сопло выброса 11. Пройдя турбину 8, первая часть горючего делится еще на два потока - один из которых по второму дополнительному магистральному трубопроводу 25 через дроссельную шайбу 22 и открытый клапан 20, также поступает в сопло выброса 11, а второй поступает в форсуночную полость горючего 9 и далее в камеру сгорания 1.

Таким образом, при работе двигателя на СПГ осуществляется как эффективное охлаждение его элементов, так и сбалансированное сжигание компонентов - горючего и окислителя.

Конструктивно вариант 2 (фиг.2) отличается от варианта 1 наличием лишь первого дополнительного магистрального трубопровода 24 с агрегатами настройки и регулирования (дроссельная шайба 21) и автоматики (клапан 19). Реализация такого варианта легко достигается перекрытием клапана 20.

Работа двигателя варианта 2 аналогична работе предыдущего с той лишь разницей, что в данном случае несколько занижен диапазон компенсации различий физических свойств компонентов топлива при переходе с менее плотного горючего на более плотное.

Вариант 3 (фиг.3) и вариант 4 (фиг.4) отличаются от варианта 2 целевым использованием отведенного по дополнительному магистральному трубопроводу 24 горючего.

В варианте 3 оно используется в качестве рабочего тела насоса горючего, его второй ступени 7 и затем в качестве охладителя камеры 1, рабочего тела турбины насоса окислителя 4 и также в качестве топлива камеры 1, что конструктивно реализовано тем, что выход дополнительного магистрального трубопровода 24 соединен со входом второй ступени 7 насоса горючего.

В варианте 4 (фиг.4) выход дополнительного магистрального трубопровода 24 соединен с выходом турбины горючего 8, чем достигается требуемое согласование мощности между турбинами ТНАО и ТНАГ.

Переход с более плотных компонентов (СПГ-кислород) на менее плотное

(водород-кислород) производится в обратной последовательности - объединением всего горючего в один поток и уменьшением его расхода, что легко достигается перекрытием дополнительных магистральных трубопроводов 24 и 25 отсечными клапанами 19 и 20.

5 Таким образом, использование предложенного изобретения позволяет компенсировать различные физические свойства компонентов топлива и применять на одном двигателе различные по плотности виды топлива без изменения конструкции двигателя с сохранением эффективности его работы, снижая тем самым
10 эксплуатационные затраты, при расширении области его использования.

Формула изобретения

1. Способ компенсации различий физических свойств горючих в универсальном безгенераторном жидкостном ракетном двигателе (ЖРД), работающем на
15 компонентах топлива с низкой плотностью, например кислород - водород, и высокой плотностью, например кислород - сжиженный природный газ, основанный на взаимном согласовании параметров работы агрегатов подачи, отличающийся тем что, для перевода двигателя с горючего с низкой плотностью на горючее с более высокой
20 плотностью сначала увеличивают расход горючего с более высокой плотностью для обеспечения охлаждения камеры, после охлаждения, перед подачей горючего на турбину турбонасосного агрегата горючего, его общий расход делят на две части, одну из которых подают на турбонасосный агрегат горючего а другую отводят для сброса или дальнейшего использования, причем после прохождения турбонасосного
25 агрегата горючего процесс деления горючего повторяют, при этом одну его часть направляют для сжигания в камере сгорания, а другую отводят для сброса или дальнейшего использования.

2. Способ компенсации различий физических свойств горючих в универсальном безгенераторном ЖРД, работающем на компонентах топлива с низкой плотностью,
30 например кислород - водород, и высокой плотностью, например кислород - сжиженный природный газ, основанный на взаимном согласовании параметров работы агрегатов подачи, отличающийся тем, что для перевода двигателя с горючего с низкой плотностью на горючее с более высокой плотностью сначала увеличивают
35 расход горючего с более высокой плотностью для обеспечения охлаждения камеры, после охлаждения, перед подачей горючего на турбину турбонасосного агрегата горючего его общий расход делят на две части, одну из которых подают на турбину турбонасосного агрегата горючего, а другую отводят для сброса или дальнейшего
40 использования.

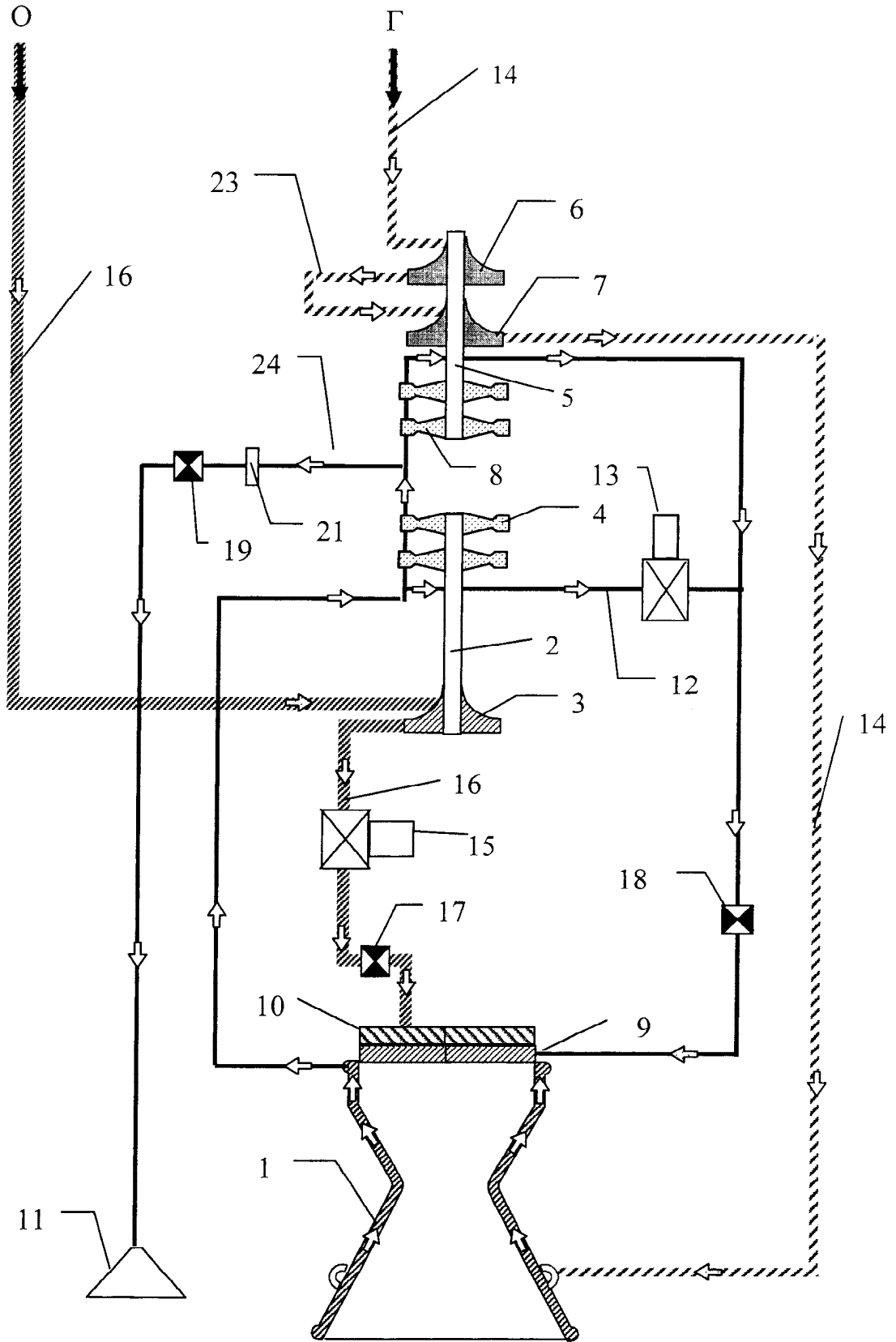
3. Способ по п.2, отличающийся тем, что отводимую часть топлива используют в качестве рабочего тела рулевых сопел, или турбины рулевого привода, или для наддува баков, или рабочего тела насоса горючего, и/или в качестве топлива камеры.

4. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую
45 предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, отличающийся тем, что он снабжен двумя дополнительными магистральными трубопроводами, в каждом из которых имеются дроссельная шайба и отсечной
50 клапан, причем вход первого магистрального трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, вход второго магистрального трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата горючего, а их выходы соединены с соплом выброса.

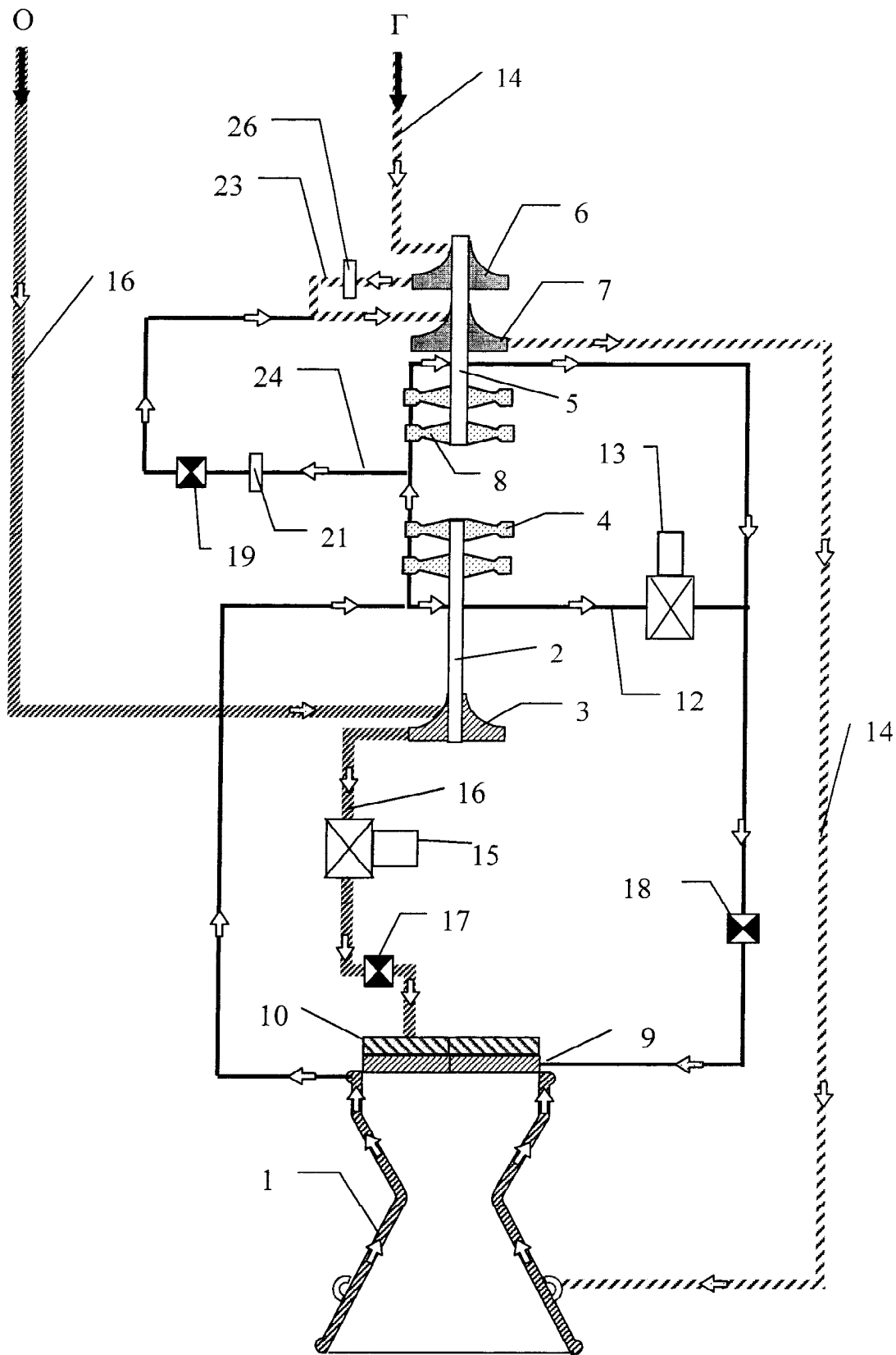
5. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, отличающийся тем, что он снабжен дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с соплом выброса.

6. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, отличающийся тем, что он снабжен дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с входом в ступень насоса горючего.

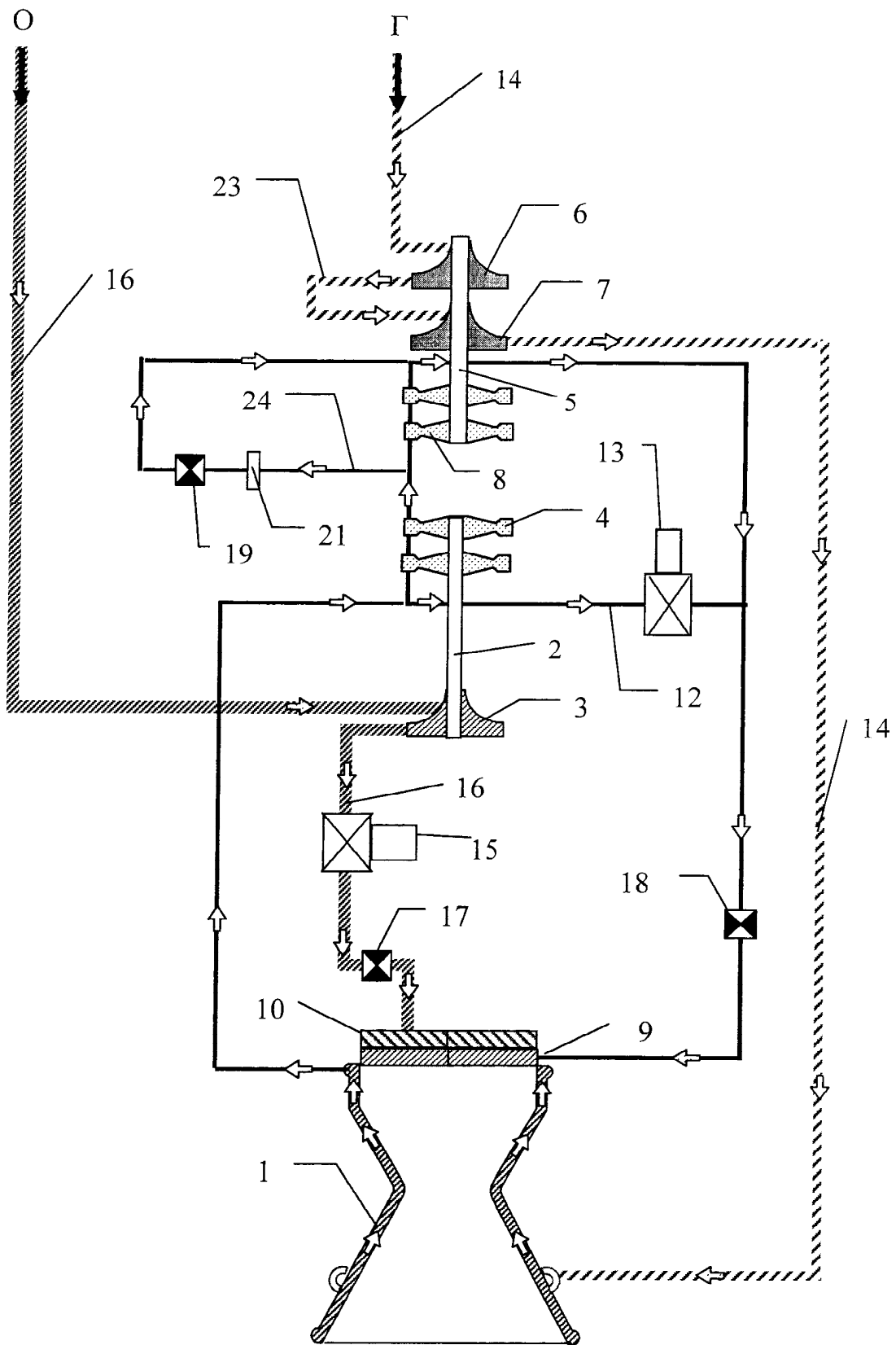
7. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания, включающую предфорсуночные полости окислителя и горючего, турбонасосные агрегаты горючего и окислителя, агрегаты управления и регулирования, магистральные трубопроводы, отличающийся тем, что он снабжен дополнительным магистральным трубопроводом с дроссельной шайбой и отсечным клапаном, причем вход дополнительного трубопровода соединен с выходом турбины турбонасосного агрегата окислителя, а выход - с выходом турбины турбонасосного агрегата горючего.



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4