



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

*На основании пункта 3 статьи 13 Патентного закона Российской Федерации от 23 сентября 1992 г. № 3517-1 патентообладатель обязуется передать исключительное право на изобретение (уступить патент) на условиях, соответствующих установившейся практике, лицу, первому изъявившему такое желание и уведомившему об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности, - гражданину РФ или российскому юридическому лицу.*

(21), (22) Заявка: **2006106569/06, 02.03.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**02.03.2006**

(45) Опубликовано: **10.07.2007 Бюл. № 19**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2232915 C2, 20.07.2004. RU 2095608 C1, 10.11.1997. 2204046 C2, 10.05.2003. JP 11229963 A, 24.08.0999. US 5918460 A, 06.07.1999. DE 2057326 A, 25.05.1972. GB 1320766 A, 20.06.1973. FR 1479799 A, 05.05.1967.**

Адрес для переписки:  
**443115, г.Самара, а/я 4783, С.Е. Варламову**

(72) Автор(ы):

**Болотин Николай Борисович (RU),  
Варламов Сергей Евгеньевич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

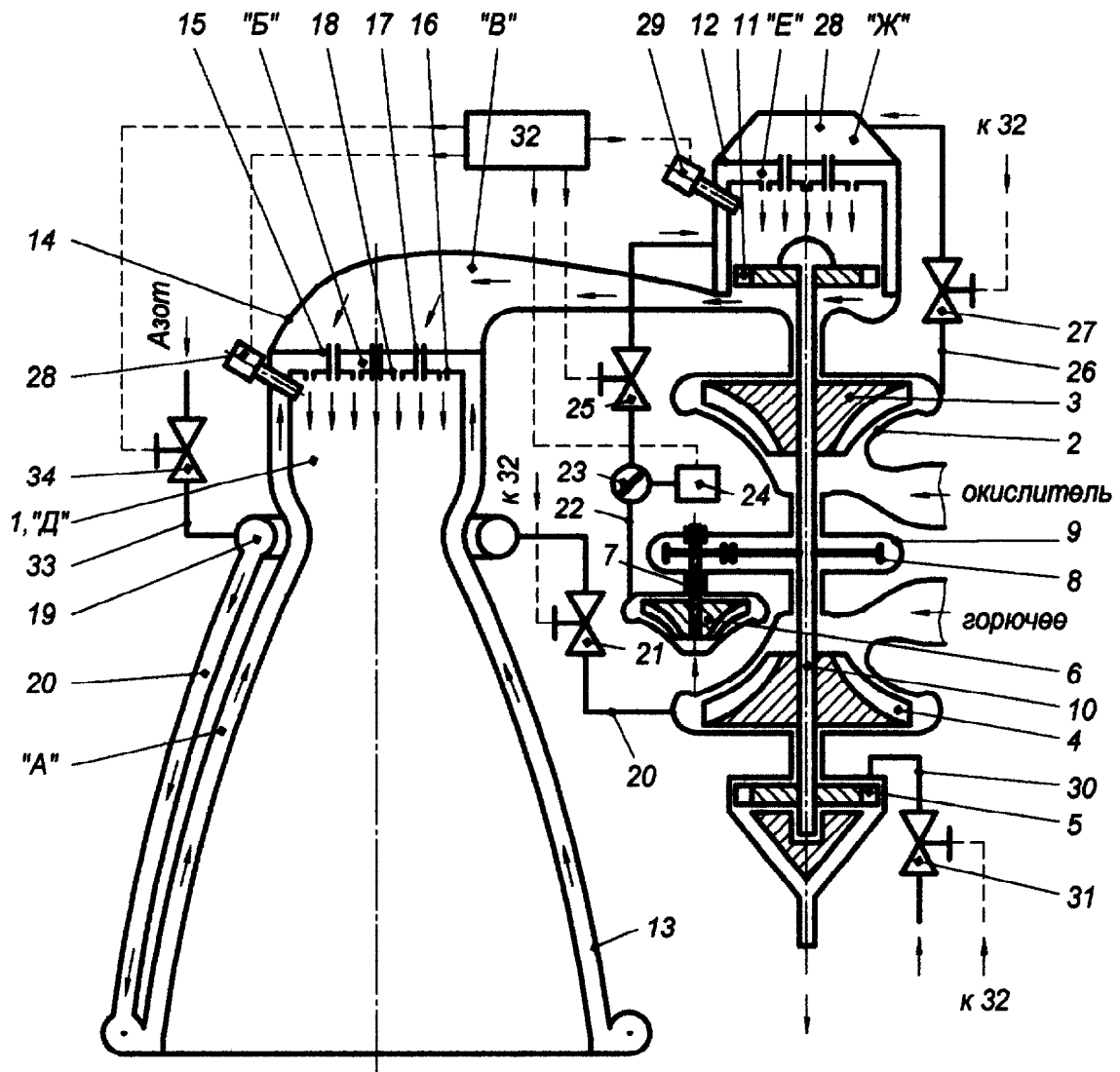
**Болотин Николай Борисович (RU),  
Варламов Сергей Евгеньевич (RU)**

**(54) ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике, конкретно к жидкостным ракетным двигателям, работающим на криогенном окислителе и на углеводородном горючем. Жидкостный ракетный двигатель содержит камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, турбонасосный агрегат с насосами окислителя и горючего, выходные магистрали горючего соединены через соответствующий клапан горючего с камерой сгорания, а выходная магистраль окислителя через клапан окислителя соединена с газогенератором, установленным над основной турбиной, при этом

турбонасосный агрегат содержит дополнительный насос горючего, вход которого соединен с насосом горючего, а выход трубопроводом высокого давления, в котором установлен клапан высокого давления и регулятор расхода, соединен с газогенератором, и пусковую турбину, выполненную в составе турбонасосного агрегата. Изобретение обеспечивает упрощение пневмогидравлической схемы двигателя, повышение надежности, уменьшение массогабаритных характеристик двигателя и улучшение эксплуатационных характеристик двигателя. 4 з.п. ф-лы, 1 ил.





FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

Based on Article 13, par. 3 of the Patent law of the Russian Federation of September 23, 1992, #3517-I the patent owner undertakes to transfer the exclusive right to the invention (assign the patent), on generally practiced conditions, to the first person - citizen of the Russian Federation or a Russian legal person who expresses such a wish and conveys it to the patent owner and the Federal executive body for Intellectual Property.

(21), (22) Application: **2006106569/06, 02.03.2006**

(24) Effective date for property rights: **02.03.2006**

(45) Date of publication: **10.07.2007 Bull. 19**

Mail address:  
**443115, g.Samara, a/ja 4783, S.E. Varlamovu**

(72) Inventor(s):  
**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU),  
Varlamov Sergej Evgen'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):  
**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU),  
Varlamov Sergej Evgen'evich (RU)**

(54) **LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

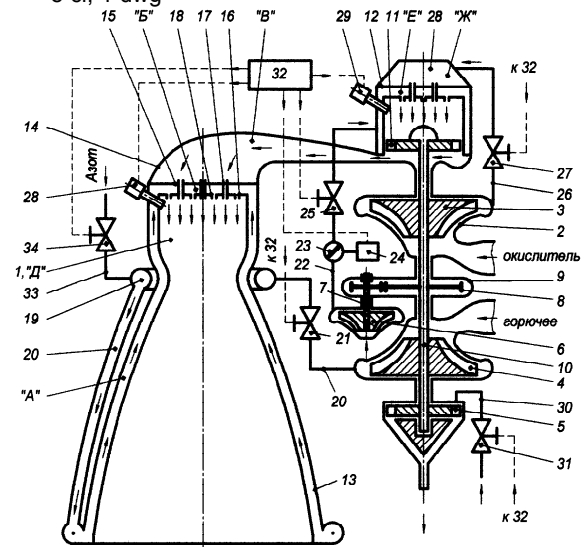
FIELD: rocketry.

SUBSTANCE: invention relates to liquid-propellant rocket engines operating on cryogenic oxidizer and hydrocarbon fuel. Proposed rocket engine contains combustion chamber with regenerative cooling duct, turbopump set with oxidizer and fuel pumps, fuel outlet main lines are connected through corresponding fuel valve with combustion chamber, and oxidizer outlet main line is connected through oxidizer valve with gas generator installed over main turbine. Turbopump set is furnished additionally with fuel pump whose inlet is connected with fuel pump, and outlet, with high-pressure pipeline in which high-pressure valve is installed, flow meter is connected with gas generator, and starting turbine is included into turbopump set.

EFFECT: simplified pneumohydraulic system of engine, improved reliability, reduced mass and dimensions of engine, improved operating

characteristics of engine.

5 cl, 1 dwg



RU 2 302 547 C1

RU 2 302 547 C1

Изобретение относится к ракетной технике, конкретно к жидкостным ракетным двигателям, работающим на криогенном окислителе и на углеводородном горючем.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2095607, предназначенный для использования в составе космических разгонных блоков, ступеней ракетносителей и как маршевый двигатель космических аппаратов, включает в себя камеру сгорания с регенеративным трактом охлаждения, насосы подачи компонентов - горючего и окислителя с турбиной на одном валу, в который введен конденсатор. Выход конденсатора по линии хладагента соединен с входом в камеру сгорания и с входом в тракт регенеративного охлаждения камеры сгорания. Выход из конденсатора по линии теплоносителя соединен с входом в насос одного из компонентов. Выход из насоса того же компонента сообщен с входом конденсатора по линии хладагента. Второй вход конденсатора сообщен с выходом турбины. Выход насоса другого компонента сообщен с входом в камеру сгорания.

Недостатком двигателя является ухудшение кавитационных свойств насоса при перепуске конденсата.

Известны способ работы ЖРД и жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2187684. Способ работы жидкостного ракетного двигателя заключается в подаче компонентов топлива в камеру сгорания двигателя, газификации одного из компонентов в тракте охлаждения камеры сгорания, подводе его на турбину турбонасосного агрегата с последующим сбросом в форсуночную головку камеры сгорания. Часть расхода одного из компонентов топлива направляют в камеру сгорания, а оставшуюся часть газифицируют и направляют на турбины турбонасосных агрегатов. Отработанный на турбинах газообразный компонент смешивают с жидким компонентом, поступающим в двигатель при давлении, превышающем давление насыщенных паров получаемой смеси. Жидкостный ракетный двигатель содержит камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, насосы подачи компонентов топлива и турбину. Двигатель содержит установленные последовательно перед насосом подачи одного из компонентов топлива основного турбонасосного агрегата насос бустерного турбонасосного агрегата и смеситель. Выход насоса основного турбонасосного агрегата соединен как с форсуночной головкой камеры сгорания, так и с трактом регенеративного охлаждения камеры сгорания. Тракт регенеративного охлаждения, в свою очередь, связан с турбинами основного и бустерного турбонасосных агрегатов, выходы которых соединены со смесителем.

Недостатком этой схемы является то, что тепловой энергии, снимаемой при охлаждении камеры сгорания может оказаться недостаточно для привода турбонасосного агрегата двигателя очень большой мощности.

Известен ЖРД по патенту РФ на изобретение №2190114, МПК 7 F02K 9/48, опубл. 27.09.2002 г. Этот ЖРД включает в себя камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, турбонасосный агрегат ТНА с насосами окислителя и горючего, выходные магистрали которых соединены с головкой камеры сгорания, основную турбину и контур привода основной турбины. В контур привода основной турбины входят последовательно соединенные между собой насос горючего и тракт регенеративного охлаждения камеры сгорания, соединенный с входом в основную турбину. Выход из турбины ТНА соединен с входом второй ступени насоса горючего.

Этот двигатель имеет существенный недостаток. Перепуск подогретого в тракте регенеративного охлаждения камеры сгорания горючего на вход во вторую ступень насоса горючего приведет к его кавитации. Большинство ЖРД используют такие компоненты топлива, что расход окислителя почти всегда больше расхода горючего. Следовательно, для мощных ЖРД, имеющих большую тягу и большое давление в камере сгорания эта схема не приемлема, т.к. расхода горючего будет недостаточно для охлаждения камеры сгорания и привода основной турбины.

Кроме того, не проработана система запуска ЖРД, система воспламенения компонентов топлива и система выключения ЖРД и его очистки от остатков горючего в тракте регенеративного охлаждения камеры сгорания.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2232915, опублик. 10.09.2003 г. (прототип), который содержит камеру, турбонасосный агрегат, газогенератор, систему запуска, средства для зажигания компонентов топлива и топливные магистрали. Выход насоса окислителя соединен с входом в газогенератор.

5 Выход первой ступени насоса горючего соединен с каналами регенеративного охлаждения камеры и со смесительной головкой. Выход второй ступени насоса горючего соединен с регулятором расхода с электроприводом. Другой вход регулятора соединен с пусковым бачком со штатным горючим. Выход из регулятора соединен с газогенератором. Выход из газогенератора соединен с входом в турбину турбонасосного агрегата, выход из которой  
10 соединен со смесительной головкой. Регулятор расхода снабжен гидроприводом предварительной ступени, который через кавитирующий жиклер и гидрореле соединен с пусковым бачком со штатным горючим. Гидрореле соединено со второй ступенью насоса горючего. Дроссель, установленный на выходе первой ступени насоса горючего, выполнен совместно с управляемым клапаном предварительной ступени.

15 Недостатком является сложная пневмогидравлическая схема двигателя, наличие большого числа клапанов и регуляторов и обвязывающих трубопроводов и как следствие большой вес и низкая надежность и проблемы при запуске и выключении двигателя.

Задачи создания изобретения: упрощение пневмогидравлической схемы, повышение надежности, увеличение мощности и удельных характеристик ЖРД, уменьшение веса  
20 двигателя, улучшение запуска и выключения двигателя и обеспечение очистки от остатков горючего после выключения.

Изобретение относится к ракетной технике, конкретно к жидкостным ракетным двигателям, работающим на криогенном окислителе и на углеводородном горючем.

Задачи создания изобретения: упрощение пневмогидравлической схемы, повышение  
25 надежности, увеличение мощности и удельных характеристик ЖРД, уменьшение веса двигателя, улучшение запуска и выключения двигателя и обеспечение очистки от остатков горючего после выключения.

Решение указанных задач достигнуто за счет того, что жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, турбонасосный  
30 агрегат с основной турбиной и насосами окислителя и горючего, у которого выход из насоса горючего соединен через клапан горючего с камерой сгорания, а выход из насоса окислителя через клапан окислителя соединен с газогенератором, установленным над основной турбиной, отличается тем, что турбонасосный агрегат содержит пусковую турбину, выполненную в составе турбонасосного агрегата и дополнительный насос  
35 горючего, вход которого соединен с выходом из насоса горючего, а выход соединен с газогенератором трубопроводом высокого давления, в котором установлен клапан высокого давления и регулятор расхода. Вал дополнительного насоса горючего через мультипликатор соединен с валом турбонасосного агрегата. После клапана горючего подсоединена система продувки инертным газом. Камера сгорания и газогенератор  
40 оснащены запальными устройствами, соединенными электрическими связями с блоком системы управления. Клапаны окислителя и горючего, клапан высокого давления и регулятор расхода соединены электрическими связями с блоком управления.

Сущность изобретения поясняется на чертеже.

Жидкостный ракетный двигатель содержит камеру сгорания 1 и турбонасосный агрегат  
45 2. Турбонасосный агрегат 2, в свою очередь, содержит насос окислителя 3, насос горючего 4, пусковую турбину 5, дополнительный насос горючего 6, вал которого 7 соединен мультипликатором 8, размещенным в корпусе мультипликатора 9 с валом 10 турбонасосного агрегата 2, основную турбину 11, выполненную в верхней части турбонасосного агрегата 2. Газогенератор 12 установлен над основной турбиной 11  
50 соосно с турбонасосным агрегатом 2. Камера сгорания 1 содержит сопло 13, выполненное из двух оболочек и зазором «А» между ними, и головку камеры сгорания 14, внутри которой выполнены наружная плита 15 и внутренняя плита 16 с полостью «Б» между ними. Внутри головки камеры сгорания 14 установлены форсунки окислителя 17 и форсунки

горючего 18. Форсунки окислителя 17 сообщают полость «В» с внутренней полостью камеры сгорания «Г», а форсунки горючего 18 сообщают полость «Б» с внутренней полостью камеры сгорания 1 - полостью «Г». На наружной поверхности камеры сгорания 1 установлен коллектор горючего 19, от которого отходят топливопроводы 20 к нижней

5 части сопла 13. К коллектору горючего 19 подключен выход из клапана горючего 21, вход которого соединен с выходом из дополнительного насоса горючего 6 трубопроводом высокого давления 22 через регулятор расхода 23, имеющий привод 24 и клапан высокого давления 25 с газогенератором 2, конкретно - с полостью «Д». Выход из насоса окислителя 3 трубопроводом окислителя 26 через клапан окислителя 27 тоже соединен с

10 газогенератором 12, конкретно с его полостью «Е». На головке 13 камеры сгорания 1 установлены запальные устройства 28 (электрозапальные или пирозапальные), а на газогенераторе - запальные устройства 29. Запальных устройств может быть применено по одному или по несколько штук и на камере сгорания и на газогенераторе.

К пусковой турбине 5 подстыкован трубопровод 30 с пусковым клапаном 31, предназначенным для запуска пусковой турбины 5, например, воздухом высокого давления, подаваемым с наземного оборудования.

Двигатель имеет блок управления 32, к которому электрическими связями подключены запальные устройства 28 и 29, клапан горючего 21, клапан окислителя 27, привод регулятора расхода 24, клапан высокого давления 25, пусковой клапан 31.

20 К коллектору горючего 19 подключен продувочный трубопровод 33 с клапаном продувки 34. Продувка осуществляется инертным газом.

При запуске ЖРД с блока управления 32 подаются сигналы на пусковой клапан 31. Воздух высокого давления (или инертный газ или продукты газификации

25 однокомпонентного топлива) с наземной системы по трубопроводу 30 подается на пусковую турбину 5 и раскручивает ТНА 2. Давление окислителя и горючего на выходе из насосов окислителя 3, насоса горючего 4 и дополнительного насоса горючего 6 возрастает. Подается сигнал на открытие клапанов 19, 25 и 26. Окислитель и горючее поступает в камеру сгорания 1 и газогенератор 10. Подается сигнал на запальные устройства 27 и 28, топливная смесь в камере сгорания 1 и в газогенераторе 10

30 воспламеняется. Двигатель запустился. Регулятором расхода 22 осуществляют регулирование режима его работы путем изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторе 2.

При выключении двигателя с блока системы управления подается сигнал на клапаны 21, 25 и 27, которые закрываются. Потом подается сигнал на открытие продувочного клапана

35 33 и инертный газ по продувочному трубопроводу 32 поступает в топливный коллектор 19 и далее в полость «А» для удаления остатков горючего.

Применение изобретения позволило: упростить пневмогидравлическую схему, повысить надежность, увеличить мощность и удельные характеристики ЖРД, уменьшить вес двигателя, улучшить запуск и выключение двигателя и обеспечить его очистку от

40 остатков горючего после выключения.

#### Формула изобретения

1. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, турбонасосный агрегат с основной турбиной и насосами

45 окислителя и горючего, у которого выход из насоса горючего соединен через клапан горючего с камерой сгорания, а выход из насоса окислителя через клапан окислителя соединен с газогенератором, установленным над основной турбиной, отличающийся тем, что турбонасосный агрегат содержит пусковую турбину, выполненную в составе турбонасосного агрегата и дополнительный насос горючего, вход которого соединен с

50 выходом из насоса горючего, а выход соединен с газогенератором трубопроводом высокого давления, в котором установлен клапан высокого давления и регулятор расхода.

2. Жидкостный ракетный двигатель по п.1, отличающийся тем, что вал дополнительного насоса горючего через мультипликатор соединен с валом турбонасосного агрегата.

3. Жидкостный ракетный двигатель по п.1 или 2, отличающийся тем, что после клапана горючего подсоединена система продувки инертным газом.

4. Жидкостный ракетный двигатель по п.1 или 2, отличающийся тем, что камера сгорания и газогенератор оснащены запальными устройствами, соединенными  
5 электрическими связями с блоком системы управления.

5. Жидкостный ракетный двигатель по п.1 или 2, отличающийся тем, что клапаны окислителя и горючего, клапан высокого давления и регулятор расхода соединены электрическими связями с блоком управления.

10

15

20

25

30

35

40

45

50