



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013116272/06, 09.04.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.04.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 09.04.2013

(45) Опубликовано: 10.06.2014 Бюл. № 16

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2353791 C1, 27.04.2009. RU 2164618
C1, 27.03.2001. RU 2180405 C2, 10.03.2002. US
4676436 A1, 30.06.1987. US 5894723 A1,
20.04.1999

Адрес для переписки:

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

(72) Автор(ы):

Горохов Виктор Дмитриевич (RU),
Черниченко Владимир Викторович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество
"Конструкторское бюро химавтоматики"
(RU)(54) СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ СРЕДНЕТРАЕКТОРНОГО УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ
ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ И ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ
РЕАЛИЗАЦИИ УКАЗАННОГО СПОСОБА

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике, в частности к ракетным двигателям с регулированием степени расширения сопла в полете. При работе двигателя в режиме первой ступени степень расширения продуктов сгорания компонентов топлива ограничивают диаметром подвижной внутренней цилиндрической оболочки с торцевой поверхностью, предпочтительно, профилированной, являющейся составной частью профиля сопла, которую размещают в неподвижной оболочке сопла, предпочтительно, в средней ее части, таким образом, что торцевая поверхность подвижной оболочки представляет собой часть профиля неподвижной оболочки. Подвижную оболочку выдвигают по направлению к срезу сопла при работе двигателя на режиме первой ступени и перемещают по направлению к смесительной головке, преимущественно, в исходное состояние, при работе двигателя в режиме второй и последующих ступеней. В жидкостном ракетном двигателе

сопло выполнено состоящим из неподвижной оболочки, содержащей как минимум две профилированные последовательно расположенные части, соединенные с камерой и/или элементами конструкции двигателя и установленные с кольцевым зазором по отношению друг к другу, и подвижной оболочки, выполненной в виде полого цилиндра, имеющего возможность осевого перемещения вдоль оси камеры, и размещенной в кольцевом зазоре между частями неподвижной оболочки. Разъем между неподвижной и подвижной оболочками выполнен в сечении, диаметр которого составляет 4,0-5,0 диаметров критического сечения сопла, подвижная оболочка соединена с камерой и/или элементами конструкции двигателя. Изобретение обеспечивает снижение потерь удельного импульса тяги, связанных с недорасширением-перерасширением продуктов сгорания, улучшение массогабаритных характеристик. 2 н. и 2 з.п. ф-лы, 4 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013116272/06, 09.04.2013

(24) Effective date for property rights:
09.04.2013

Priority:

(22) Date of filing: 09.04.2013

(45) Date of publication: 10.06.2014 Bull. № 16

Mail address:

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

(72) Inventor(s):

**Gorokhov Viktor Dmitrievich (RU),
Chernichenko Vladimir Viktorovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo
"Konstruktorskoe bjuro khimavtomatiki" (RU)**

(54) **INCREASING MEAN-TRAJECTORY SPECIFIC THRUST PULSE OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE AND LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE TO THIS END**

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: at engine operation in first-stage mode, fuel components combustion products expansion is confined by diameter of inner moving cylindrical shell with end surface, preferably, shaped. Said shell makes an integral part of nozzle profile to be accommodated in the nozzle fixed shell, preferably, at shell centre so that moving shell end surface makes the part of fixed shell profile part. Moving shell extends towards nozzle edge at engine operation at first-stage mode and displaces towards mixing head, primarily, to initial position at engine operation in second- and third-stage modes. Engine nozzle consists of fixed shell with at least two

shaped consecutive parts connected with the chamber and/or engine structural elements and arranged with circular clearance relative to each other. It comprises the moving shell composed by hollow cylinder displacing axially along chamber axis and arranged in said circular clearance between fixed shell parts Cross-section of the joint between fixed and moving shells features the diameter making 4.0-5.0 of the nozzle throat diameters. Moving shell is connected with chamber and/or engine structural elements.

EFFECT: decreased thrust specific pulse, weight and overall dimensions.

4 cl, 4 dwg

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано при разработке ракетных двигателей с регулированием степени расширения сопла в полете.

Известен сопловой насадок в составе раздвижного сопла, содержащий стационарную часть, выдвигаемые секции, цилиндрические вставки, удаляемые после завершения раздвижки (международная заявка WO 98/28533 от 02.07.1998 г.).

Известен также сопловой насадок (патент РФ №2293868 от 20.02.2007 г.), в котором на цилиндрическую вставку установлен кольцевой щиток. Раздвижка производится во время работы двигателя. При этом газовая струя продуктов сгорания топлива, взаимодействуя с цилиндрической вставкой и щитком, создает газодинамическую силу, которая обеспечивает движение и раздвижку насадков.

Известен способ повышения среднетраекторного удельного импульса тяги и сопловой насадок для ракетного двигателя для реализации указанного способа, содержащий неподвижную часть, выдвигаемую секцию с цилиндрической вставкой и щитком, при этом разъем между неподвижной частью и выдвигаемой секцией выполнен в сечении, диаметр которого составляет 4,0-5,0 диаметров критического сечения сопла (патент РФ №2353791, МПК: F02K 1/09, F02K 9/97 - прототип).

Сопловой насадок имеет неподвижную часть и выдвигаемую секцию, к которой крепится цилиндрическая вставка со щитком.

Указанный способ реализуется следующим образом.

После расфиксации, выдвигаемую секцию под действием газодинамических сил, создаваемых на цилиндрической вставке и щитке, за счет истечения продуктов сгорания, перемещают из сложенного положения в рабочее. По завершении процесса раздвижки, цилиндрическую вставку и щиток удаляют из внутреннего контура сопла, при этом увеличивается степень расширения сопла и, соответственно, удельный импульс тяги.

Указанная конструкция соплового насадка ракетного двигателя позволяет увеличить степень расширения сопла в полете, за счет того что расширение продуктов сгорания будет происходить по срезу выдвигаемой секции, который больше выходного диаметра неподвижной части.

Основными недостатками являются сложность конструкции, одноразовость применения цилиндрической вставки и щитка, возможность изменения степени расширения сопла дискретно, причем только в большую сторону.

Задачей предлагаемого изобретения является устранение указанных недостатков, и создание способа повышения среднетраекторного удельного импульса тяги жидкостного ракетного двигателя и жидкостного ракетного двигателя для реализации предложенного способа, применение которых позволит снизить потери удельного импульса тяги, связанные с недорасширением/перерасширением продуктов сгорания, упростить конструкцию двигателя и улучшить его массогабаритные характеристики.

Решение указанной задачи достигается тем, что в предложенном способе повышения среднетраекторного удельного импульса тяги жидкостного ракетного двигателя, содержащего как минимум камеру с соплом, заключающемся в увеличении геометрической степени расширения сопла при изменении высоты полета путем изменения профиля сопла, согласно изобретению, при работе двигателя в режиме первой ступени, степень расширения продуктов сгорания компонентов топлива ограничивают диаметром подвижной внутренней цилиндрической оболочки с торцевой поверхностью, предпочтительно, профилированной, являющейся составной частью профиля сопла, которую размещают в неподвижной оболочке сопла, предпочтительно, в средней ее части, таким образом, что упомянутая торцевая поверхность указанной подвижной оболочки представляет собой часть профиля неподвижной оболочки, при этом

упомянутую подвижную оболочку выдвигают по направлению к срезу сопла при работе двигателя на режиме первой ступени и перемещают по направлению к смесительной головке, преимущественно, в исходное положение, при работе двигателя в режиме второй и последующих ступеней.

5 Для реализации указанного способа, предложен жидкостный ракетный двигатель, содержащий газогенератор, турбонасосный агрегат, агрегаты питания и регулирования, размещенные, преимущественно, на регенеративно охлаждаемой камере, содержащей смесительную головку, камеру сгорания с соплом, состоящим из неподвижных и подвижных профилированных оболочек, взаимодействующих между собой и образующих профиль сопла, в котором, согласно изобретению, сопло выполнено состоящим из неподвижной оболочки, содержащей как минимум две профилированные последовательно расположенные части, соединенные с камерой и/или элементами конструкции двигателя и установленные с кольцевым зазором по отношению друг к другу, и подвижной оболочки, выполненной в виде полого цилиндра, имеющего возможность осевого перемещения вдоль оси камеры, и размещенной в кольцевом зазоре между упомянутыми частями неподвижной оболочки.

В варианте исполнения, разъем между неподвижной и подвижной оболочками выполнен в сечении, диаметр которого составляет 4,0-5,0 диаметров критического сечения сопла.

20 Величина 4,0-5,0 диаметров критического сечения определена по результатам экспериментальных исследований на модельных и крупногабаритных двигателях и является оптимальной также с точки зрения обеспечения заданных энергомассовых характеристик двигателя.

В варианте исполнения, подвижная оболочка соединена с камерой и/или элементами конструкции двигателя.

30 Сущность изобретения иллюстрируется чертежами, где на фиг.1 показан общий вид предложенного двигателя, на фиг.2 - общий вид камеры с подвижной внутренней профилированной оболочкой в выдвинутом положении, на фиг.3 - схема камеры с подвижной внутренней профилированной оболочкой в выдвинутом положении, на фиг.4 - схема камеры с подвижной внутренней профилированной оболочкой в убранном положении.

Предложенный способ может быть реализован при помощи жидкостного ракетного двигателя, имеющего следующую конструкцию.

35 Двигатель содержит камеру 1 со смесительной головкой 2, газогенератор 3, турбонасосный агрегат 4, агрегаты питания и регулирования 5. Сопло камеры выполнено состоящим из двух профилированных оболочек - неподвижной 6 и подвижной 7. Камера 1 имеет критическое сечение 8.

40 Выходная часть неподвижной профилированной оболочки 6 может быть закреплена как на камере 1, так и на элементах конструкции двигателя, предпочтительно, на раме двигателя 9. Перемещение подвижной внутренней профилированной оболочки 7, выполненной в виде полого цилиндра, осуществляется при помощи механизма выдвижения 10, содержащего зубчатую рейку 11 и шестерню с приводом 12.

Предложенный способ может быть реализован при помощи предложенного жидкостного ракетного двигателя следующим образом.

45 Компоненты топлива при помощи турбонасосного агрегата 4, приводимого в действие продуктами сгорания компонентов топлива, получаемыми в газогенераторе 3, и управляемого агрегатами питания и регулирования 5, подают в смесительную головку 2. В смесительной головке происходит перемешивание компонентов топлива

между собой, их воспламенение и дальнейшее сгорание в камере сгорания с образованием продуктов сгорания. Продукты сгорания поступают к критическому сечению 8 камеры 1, проходят его, ускоряются и поступают к выходному сечению сопла.

5 При работе двигателя в режиме первой ступени, подвижную внутреннюю профилированную оболочку 7 выдвигают из неподвижной оболочки 6 таким образом, что на неподвижной профилированной оболочке 6 образуется кольцевой уступ с выходным диаметром, равным внутреннему диаметру подвижной внутренней профилированной оболочки 7. Выдвижение происходит путем подачи команды на
10 привод 12 шестерни. Шестерня начинает вращаться и перемещается по зубчатой рейке 11 вдоль оси камеры 1 вместе с подвижной внутренней профилированной оболочкой 7 по направлению к срезу сопла камеры. Для исключения заклинивания подвижной внутренней профилированной оболочки 7 в направляющих применяется несколько приводов 12, работающих синхронно.

15 В этом случае, расширение продуктов сгорания будет происходить по части неподвижной профилированной оболочки 6, до места установки подвижной внутренней профилированной оболочки 7, при этом степень расширения сопла будет определяться как отношение внутреннего диаметра подвижной внутренней профилированной оболочки 7 к площади критического сечения 8 камеры 1. В этом случае степень
20 расширения продуктов сгорания будет расчетной для данного участка полета и давления окружающей среды.

При работе двигателя в режиме второй и последующих ступеней, подвижную внутреннюю оболочку 7 перемещают по направлению к смесительной головке 2 и
25 устанавливают в такое положение, при котором ее наружный профилированный контур будет являться частью профилированной неподвижной оболочки 6. Перемещение подвижной внутренней профилированной оболочки 7 в исходное положение происходит путем подачи команды на привод 12 шестерни. Шестерня начинает вращаться и перемещается по зубчатой рейке 11 вдоль оси камеры 1 вместе с подвижной профилированной оболочкой 7 по направлению к смесительной головке 2.

30 В этом случае, расширение продуктов сгорания будет происходить по внутренней поверхности неподвижной профилированной оболочки 6, при этом степень расширения сопла будет определяться как отношение диаметра среза сопла неподвижной профилированной оболочки 6 к площади критического сечения 8 камеры 1. В этом случае степень расширения продуктов сгорания также будет расчетной для данного
35 участка полета и давления окружающей среды.

За счет того что при работе двигателя давление продуктов сгорания на срезе сопла на каждом участке траектории полета будет близко к оптимальному, потери, связанные с недорасширением/перерасширением продуктов сгорания, будут минимальными, что, в конечном итоге, позволит повысить среднетраекторный удельный импульс тяги и
40 использовать один и тот же двигатель для работы в режиме первой и последующих ступеней.

Использование предложенного технического решения позволит создать жидкостный ракетный двигатель с регулируемой степенью расширения сопла по всей траектории полета.

45

Формула изобретения

1. Способ повышения среднетраекторного удельного импульса тяги жидкостного ракетного двигателя, содержащего как минимум камеру с соплом, заключающийся в

увеличении геометрической степени расширения сопла при изменении высоты полета путем изменения профиля сопла, отличающийся тем, что при работе двигателя в режиме первой ступени, степень расширения продуктов сгорания компонентов топлива ограничивают диаметром подвижной внутренней цилиндрической оболочки с торцевой 5 поверхностью, предпочтительно, профилированной, являющейся составной частью профиля сопла, которую размещают в неподвижной оболочке сопла, предпочтительно, в средней ее части, таким образом, что упомянутая торцевая поверхность указанной подвижной оболочки представляет собой часть профиля неподвижной оболочки, при этом упомянутую подвижную оболочку выдвигают по направлению к срезу сопла при 10 работе двигателя на режиме первой ступени и перемещают по направлению к смесительной головке, преимущественно, в исходное положение, при работе двигателя в режиме второй и последующих ступеней.

2. Жидкостный ракетный двигатель для реализации способа по п.1, содержащий устройство для получения рабочего тела для привода турбонасосного агрегата, 15 преимущественно, газогенератор, турбонасосный агрегат, агрегаты питания и регулирования, размещенные, преимущественно, на регенеративно охлаждаемой камере, содержащей смесительную головку, камеру сгорания с соплом, состоящим из неподвижных и подвижных профилированных оболочек, взаимодействующих между собой и образующих профиль сопла, отличающийся тем, что сопло выполнено 20 состоящим из неподвижной оболочки, содержащей как минимум две профилированные последовательно расположенные части, соединенные с камерой и/или элементами конструкции двигателя, и установленные с кольцевым зазором по отношению друг к другу, и подвижной оболочки, выполненной в виде полого цилиндра, имеющего возможность осевого перемещения вдоль оси камеры, и размещенной в кольцевом 25 зазоре между упомянутыми частями неподвижной оболочки.

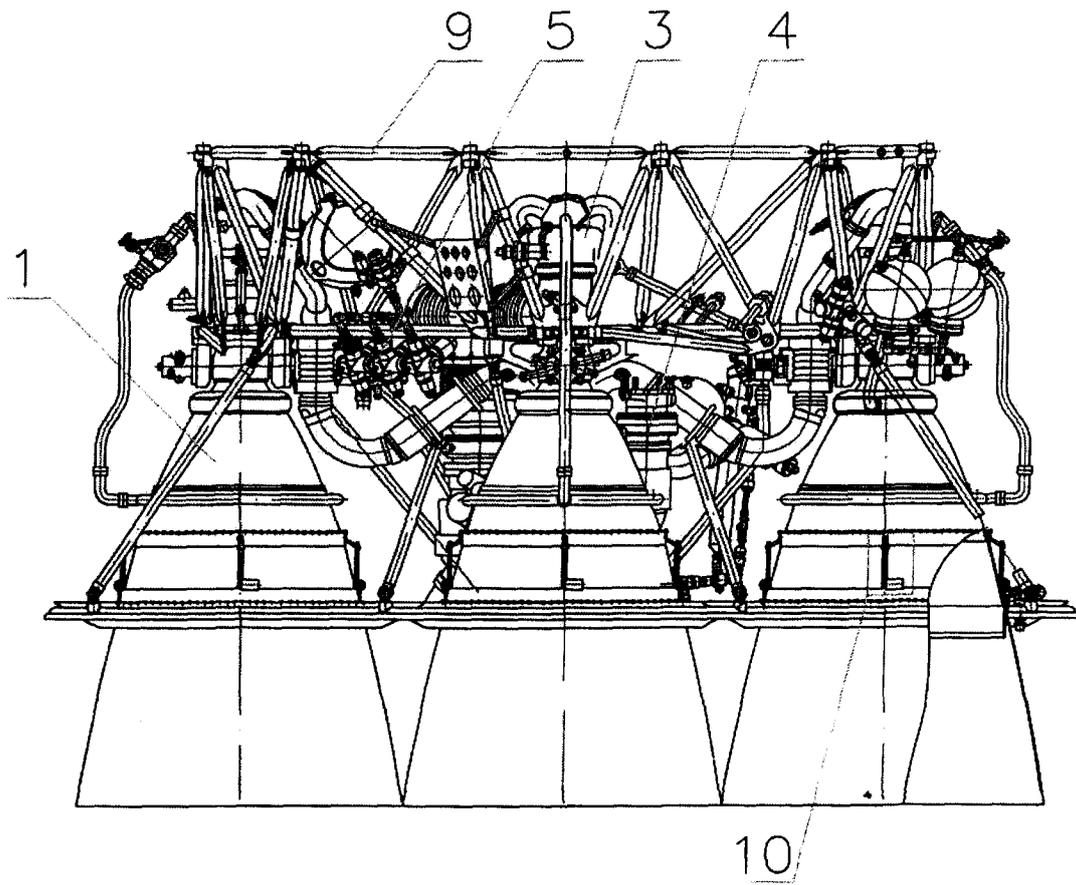
3. Жидкостный ракетный двигатель по п.2, отличающийся тем, что разъем между неподвижной и подвижной оболочками выполнен в сечении, диаметр которого составляет 4,0-5,0 диаметров критического сечения сопла.

4. Жидкостный ракетный двигатель по п.2, отличающийся тем, что подвижная 30 оболочка соединена с камерой и/или элементами конструкции двигателя.

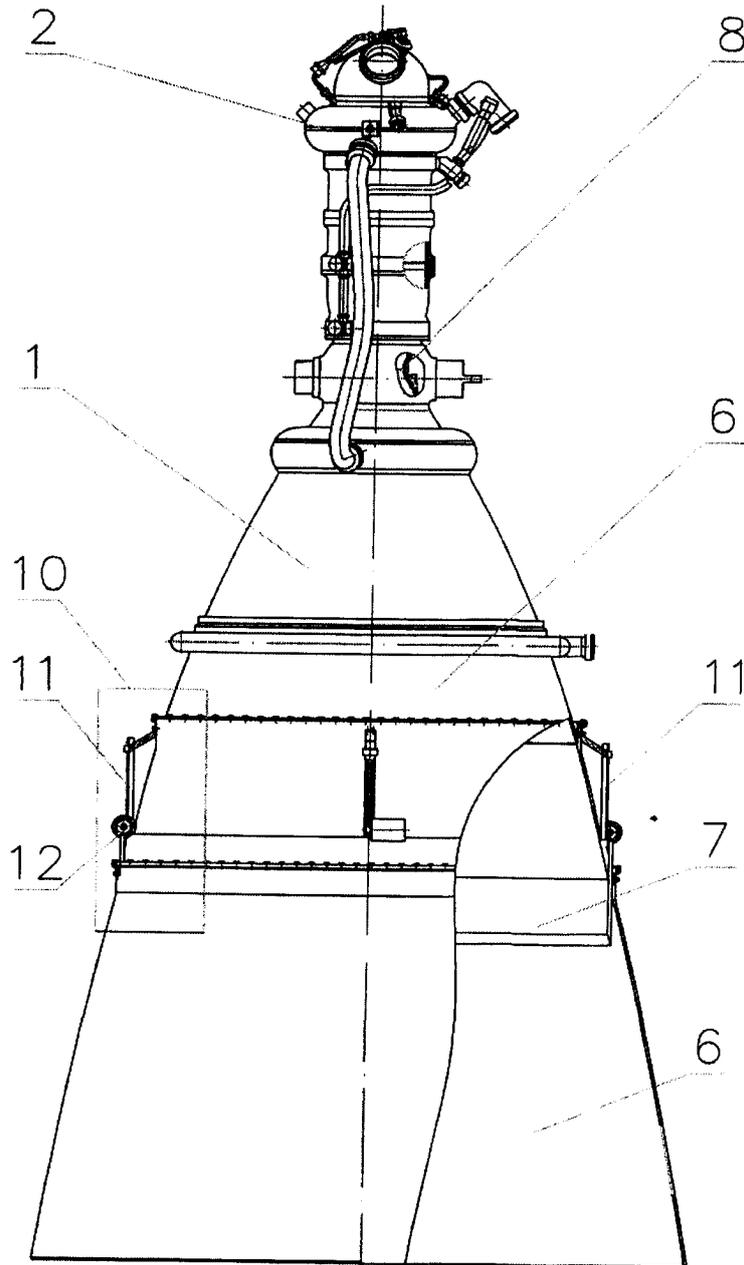
35

40

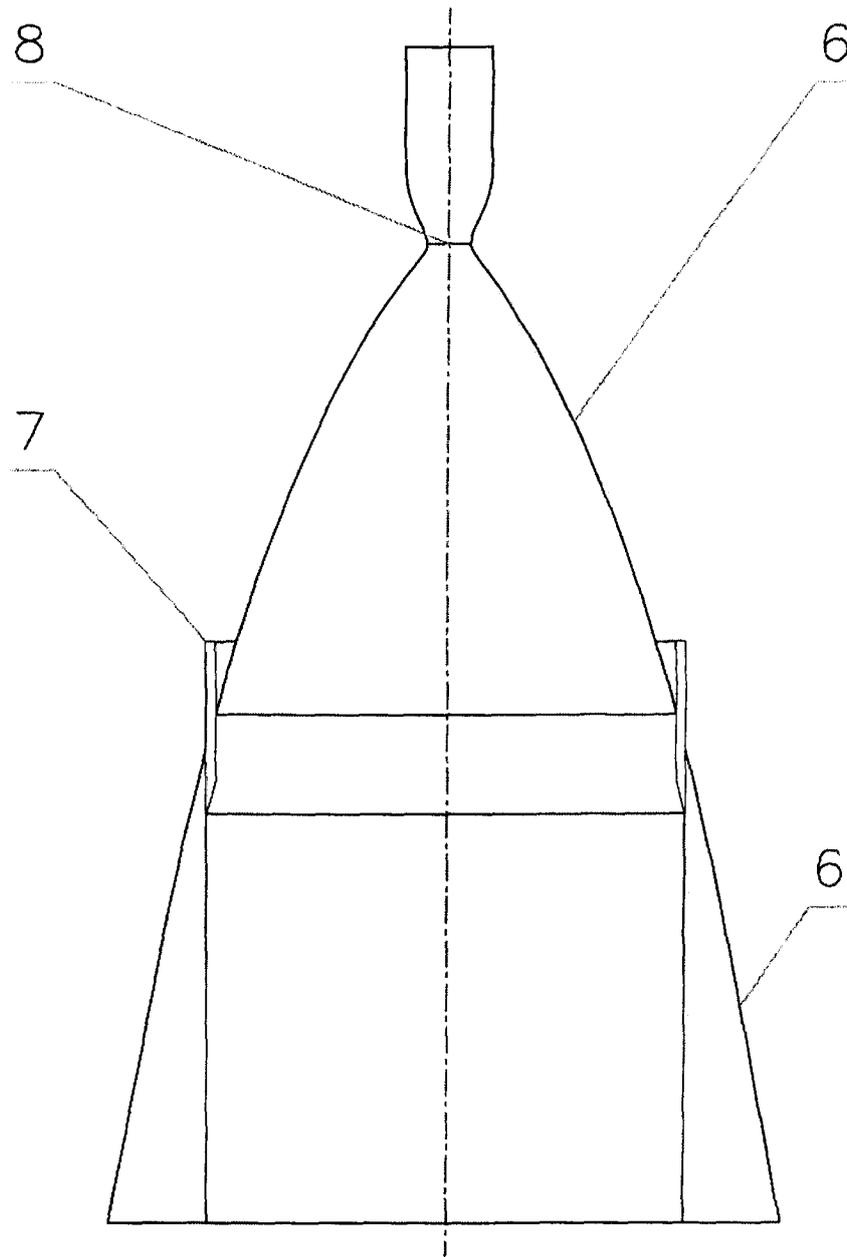
45



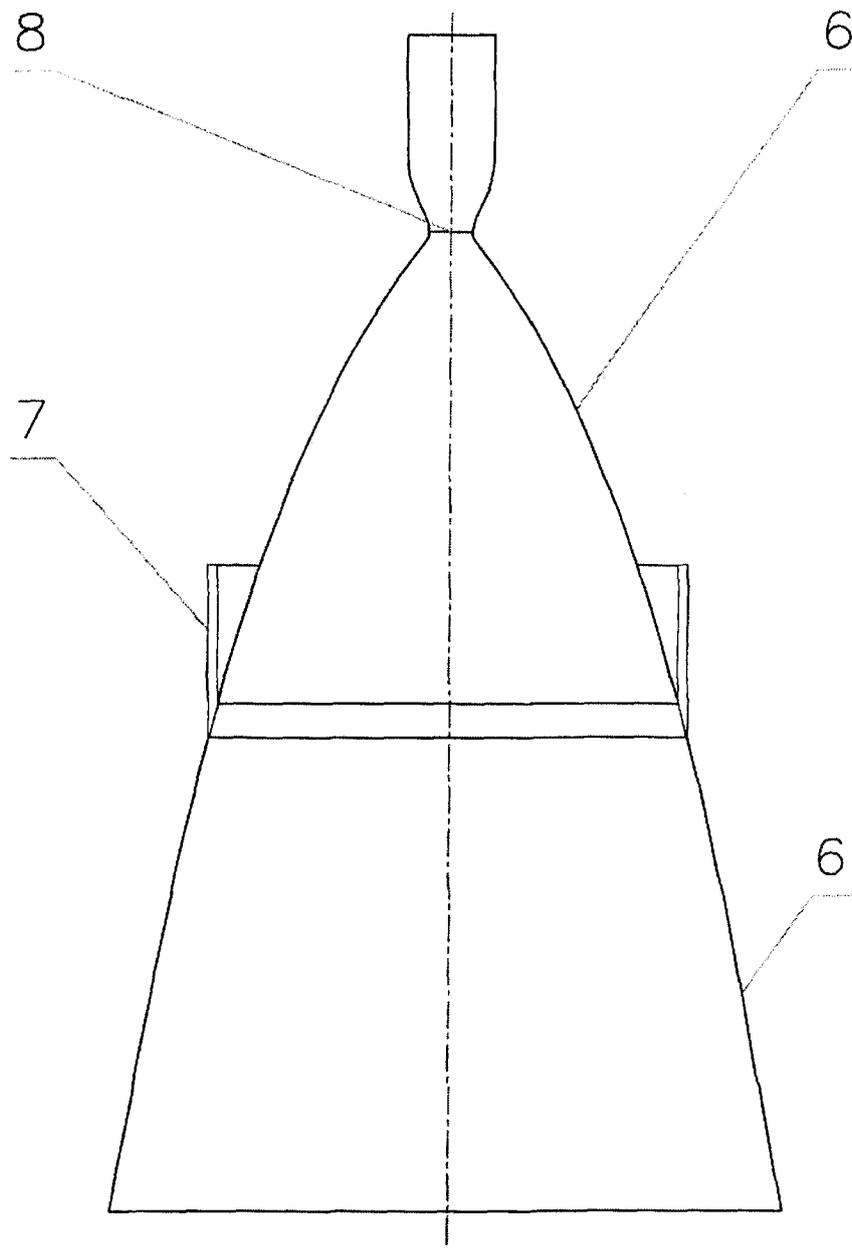
Фиг. 1



Фиг.2



Фиг.3



Фиг.4