



(51) МПК

F02K 9/88 (2006.01)*F02K* 9/94 (2006.01)*F02K* 9/50 (2006.01)*B64G* 1/26 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013158622/06, 07.06.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.06.2012

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
17.06.2011 FR 1155315

(43) Дата публикации заявки: 27.07.2015 Бюл. № 21

(45) Опубликовано: 20.08.2016 Бюл. № 23

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: EP 1241341 A1, 18.09.2002. RU 2364742
C1, 20.08.2009. RU 2358142 C1, 10.06.2009. RU
2173399 C2, 10.09.2001.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 17.01.2014(86) Заявка РСТ:
FR 2012/051283 (07.06.2012)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2012/172238 (20.12.2012)

Адрес для переписки:

197101, Санкт-Петербург, а/я 128, "АРС-
ПАТЕНТ", М.В. Хмара

(72) Автор(ы):

**БАРГУЛО Жан-Люк (FR),
ВЬЮЛАМИ Дидье (FR),
САННИНО Жан-Мишель (FR)**

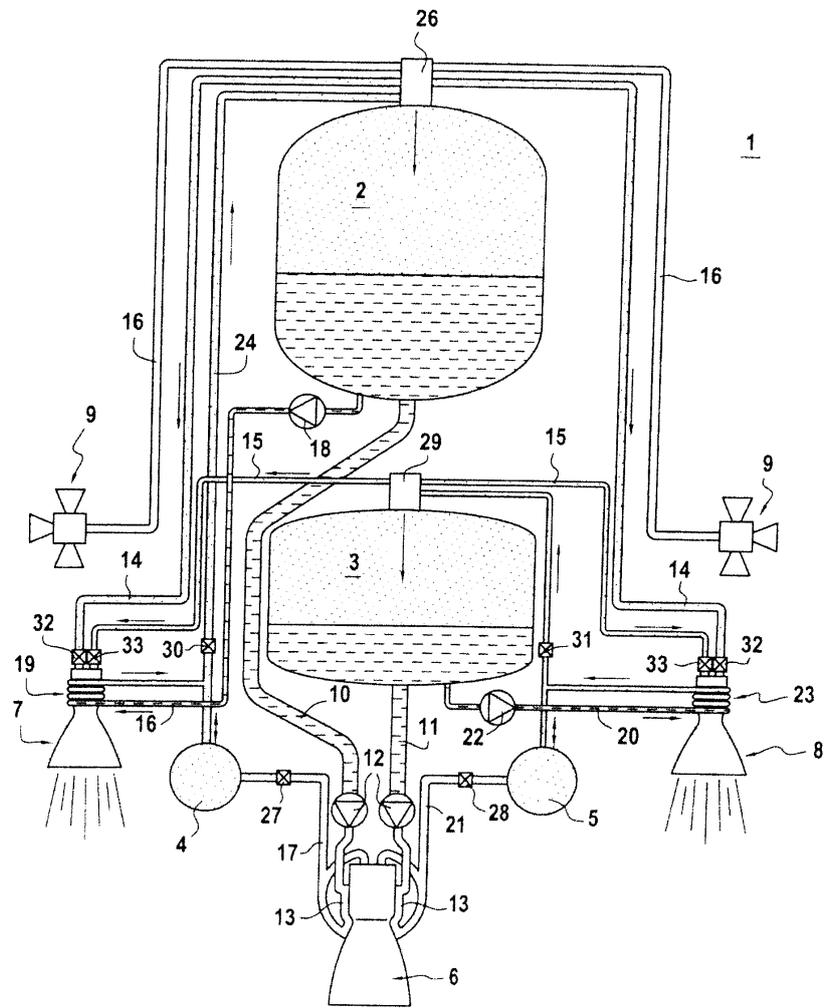
(73) Патентообладатель(и):

СНЕКМА (FR)(54) КРИОГЕННАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА И СПОСОБ ПИТАНИЯ БАКА ТАКОЙ
УСТАНОВКИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области двигательных установок на криогенном топливе, и в частности к криогенной двигательной установке (1), содержащей по меньшей мере один маршевый двигатель (6) многократного запуска, первый криогенный бак (2), соединенный с маршевым двигателем (6) для его питания первым компонентом топлива, первый газовый бак (4), по меньшей мере один осаждающий топливо двигатель (7, 8) и первый питающий контур (16) для питания первого газового бака (4). Изобретение также относится к способу питания первого газового бака (4) первым компонентом топлива в газообразном состоянии. Указанный

первый питающий контур (16) первого газового бака (4) соединен с первым криогенным баком (2) и содержит теплообменник (19), использующий тепло, выделяемое по меньшей мере одним осаждающим топливо двигателем (7, 8), для испарения потока жидкого первого компонента топлива, отводимого от первого криогенного бака (2), для питания первого газового бака (4) указанным первым компонентом топлива в газообразном состоянии. Изобретение обеспечивает повторный наддув криогенного бака, питание двигателя малой тяги и/или питание рулевых двигателей. 3 н. и 7 з.п. ф-лы, 5 ил.



ФИГ. 4



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F02K 9/88 (2006.01)
F02K 9/94 (2006.01)
F02K 9/50 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013158622/06, 07.06.2012
(24) Effective date for property rights: 07.06.2012
Priority:
(30) Convention priority: 17.06.2011 FR 1155315
(43) Application published: 27.07.2015 Bull. № 21
(45) Date of publication: 20.08.2016 Bull. № 23
(85) Commencement of national phase: 17.01.2014
(86) PCT application: FR 2012/051283 (07.06.2012)
(87) PCT publication: WO 2012/172238 (20.12.2012)
Mail address: 197101, Sankt-Peterburg, a/ja 128, "ARS-PATENT", M.V. KHmara

(72) Inventor(s):
**BARTULO ZHan-Lyuk (FR),
VYULAMI Dide (FR),
SANNINO ZHan-Mishel (FR)**
(73) Proprietor(s):
SNECMA (FR)

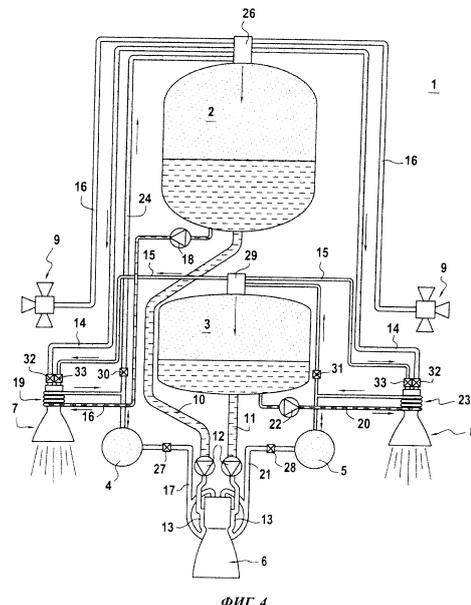
C 2
0 4 9 4 0
2 5 9 4 9 4 0
R U

R U
2 5 9 4 9 4 0
C 2

(54) **CRYOGENIC POWER PLANT AND METHOD OF SUPPLYING TANK OF SAID PLANT**

(57) Abstract:
FIELD: engines.
SUBSTANCE: invention relates to propulsion systems on cryogenic fuel, and particularly to cryogenic propulsion device (1) comprising at least one sustainer engine (6) of multiple launching, first cryogenic tank (2) connected with mid-flight engine (6) for its supply first fuel component, first gas tank (4), at least one precipitating fuel engine (7, 8) and first feed circuit (16) for supply of first gas tank (4). Invention also relates to a method of supply of first gas tank (4) with first component of fuel in gaseous state. Said first feed circuit (16) of first gas tank (4) is connected to first cryogenic tank (2) and includes heat exchanger (19), which uses heat emitted by at least one precipitating fuel engine (7, 8), for evaporation of liquid flow of first fuel component from first cryogenic tank (2), for supply of first gas tank (4) with said first fuel component in gaseous state.
EFFECT: invention provides repeated pressurisation of cryogenic tank, supply of low-thrust engine and/or

power control engines.
10 cl, 5 dwg



Настоящее изобретение относится к области двигательных установок на криогенном топливе, и в частности к криогенной двигательной установке, содержащей по меньшей мере один маршевый двигатель многократного запуска, первый криогенный бак, соединенный с маршевым двигателем для подачи к нему первого компонента топлива, первый газовый бак и по меньшей мере один двигатель малой тяги, а также к способу подачи в первый газовый бак первого компонента топлива в газообразном состоянии.

В средствах запуска, приводимых в движение реактивными двигателями, в частности ракетными двигателями, питаемыми криогенными компонентами топлива, такими как жидкий водород и жидкий кислород, во время фаз баллистического полета давление в баках для указанных криогенных компонентов топлива обычно снижают до давления насыщения каждого компонента топлива, чтобы иметь возможность контролировать температуру криогенных компонентов топлива.

При этом, если двигатель должен быть снова запущен после баллистической фазы, производят повторный наддув бака криогенного компонента топлива, чтобы давление компонента топлива соответствовало условиям питания двигателя. Традиционные системы повторного наддува используют газ повторного наддува, в частности гелий, хранящийся под высоким давлением. Примеры таких систем повторного наддува уровня техники раскрыты, например, в российских патентных заявках RU 2159348 C1, RU 2159861, RU 2177070 C2, 2119082 C2, 2132477 C1, 2339833 C2 и RU 2339835 C2. Однако такое решение имеет недостаток в том, что нужно иметь запас газа наддува на борту средства запуска. Так, для повторного наддува бака с жидким водородом емкостью 60 м³ требуется 20 кг гелия. Бак, содержащий эту массу гелия в газообразном состоянии под высоким давлением (примерно 200 бар), обычно имеет общую массу 200 кг. Указанная дополнительная масса загружается на борт средства запуска в ущерб полезной нагрузке. Кроме того, она должна быть умножена на число раз, когда необходимо произвести повторный наддув криогенного бака после продолжительной баллистической фазы.

В двигательной установке ступени S-IV-B ракеты-носителя Saturn V газ повторного наддува хранится в жидком состоянии, что позволяет снизить массу хранения примерно на 30%. Однако это уменьшение по меньшей мере частично компенсируется наличием необходимых средств нагрева, которые дополнительно повышают сложность системы питания двигателя компонентами топлива. Сходные недостатки свойственны также системе, использующей генератор газа для повторного наддува, в частности системе, раскрытой в патентном документе RU 2147344.

Для устранения этих недостатков в некоторых криогенных двигательных установках уровня техники, а именно в ракетах-носителях Saturn V (двигатель J2) и H2A, а также в космическом челноке STS, для повторного наддува испаряют часть по меньшей мере одного из криогенных компонентов топлива. Однако это альтернативное решение также обычно требует наличия отдельного нагревательного средства или ответвления для потока компонента топлива в газообразном состоянии, нагретого маршевым двигателем. Хотя наличие нагревательного средства обычно приводит к увеличению массы, отведение потока компонента топлива, испаренного маршевым двигателем, можно осуществлять только во время работы маршевого двигателя, что делает необходимым хранение достаточного количества газообразного компонента топлива для повторного наддува в ходе баллистической фазы полета.

Кроме того, криогенные двигательные установки с маршевым двигателем многократного запуска обычно содержат по меньшей мере один двигатель малой тяги, то есть вспомогательный двигатель, работающий во время так называемой

«баллистической» фазы полета для того, чтобы поддерживать малую величину ускорения для прижатия жидких компонентов топлива ко дну криогенных баков и тем самым обеспечивать питание маршевого двигателя в ходе его повторного запуска. Обычно указанные двигатели малой тяги питают жидкими или газообразными компонентами топлива от баков, отдельных от криогенных баков. Для управления ориентацией таких криогенных двигательных установок обычно принято оснащать их поворотными соплами, которые обычно питают холодным газом, что подразумевает необходимость наличия отдельных газовых баков.

В соответствии с изобретением предлагается криогенная двигательная установка, содержащая по меньшей мере один маршевый двигатель многократного запуска, первый криогенный бак, соединенный с маршевым двигателем для его питания первым компонентом топлива, первый газовый бак и по меньшей мере один двигатель малой тяги, которая позволяет подавать компонент топлива в газообразном состоянии в первый газовый бак даже во время так называемой «баллистической» фазы полета, во время которой маршевый двигатель выключен. Таким образом, газовый бак ограниченного объема может удовлетворять различные потребности в газе во время баллистической фазы полета, в частности, например, осуществлять повторный наддув первого криогенного бака, питание двигателя малой тяги и/или питание рулевых двигателей.

Согласно первому аспекту, решение поставленной задачи достигается благодаря тому, что криогенная двигательная установка дополнительно содержит первый питающий контур для питания первого газового бака, причем указанный первый питающий контур соединен с первым криогенным баком и содержит теплообменник, использующий тепло, выделяемое по меньшей мере одним двигателем малой тяги, для испарения потока жидкого первого компонента топлива, отводимого от первого криогенного бака, для питания первого газового бака указанным первым компонентом топлива в газообразном состоянии. Благодаря такому решению тепло, выделяемое двигателем малой тяги, может использоваться во время так называемой «баллистической» фазы полета для нагрева и испарения первого компонента топлива и за счет этого для активной подачи потока газа к первому газовому баку даже во время указанной фазы полета. Таким образом, может быть снижен объем, а следовательно и масса первого газового бака, даже если содержащийся в нем газ должен расходоваться во время так называемой «баллистической» фазы полета, в то время как масса и сложность средств нагрева остаются ограниченными. В частности, первый газовый бак может быть соединен с первым криогенным баком для его наддува и/или с двигателем малой тяги и/или по меньшей мере с одним рулевым двигателем, который также образует часть криогенной двигательной установки, для их питания. Таким образом, первый газовый бак может удовлетворять потребности в газе указанных элементов криогенной двигательной установки за счет первого компонента топлива, предварительно полученного указанным первым газовым баком в газообразном состоянии через его первый питающий контур. Указанный первый питающий контур первого газового бака может дополнительно содержать питающий насос для обеспечения принудительного циркуляции первого компонента топлива к первому газовому баку.

Согласно второму аспекту, криогенная двигательная установка дополнительно содержит второй питающий контур для питания первого газового бака, причем указанный второй питающий контур соединен с первым криогенным баком и содержит теплообменник, использующий тепло, выделяемое маршевым двигателем, для испарения

потока жидкого первого компонента топлива, отводимого от первого криогенного бака, для питания первого газового бака первым компонентом топлива в газообразном состоянии. В частности, указанный второй питающий контур первого газового бака может представлять собой ответвление от контура для питания маршевого двигателя.

5 При этом питание указанного первого газового бака газом может осуществляться во время первого запуска маршевого двигателя, а также при его последующих запусках.

Согласно третьему аспекту, криогенная двигательная установка дополнительно содержит второй криогенный бак, соединенный с маршевым двигателем для его питания вторым компонентом топлива, второй газовый бак и первый питающий контур для

10 питания второго газового бака, причем указанный второй питающий контур соединен со вторым криогенным баком и содержит теплообменник, использующий тепло, выделяемое по меньшей мере одним двигателем малой тяги, для испарения потока жидкого второго компонента топлива, отводимого от второго криогенного бака, для

15 питания первого газового бака первым компонентом топлива в газообразном состоянии. Таким образом, можно питать указанный второй газовый бак потоком второго компонента топлива в газообразном состоянии во время так называемой «баллистической» фазы полета, при этом второй компонент топлива в газообразном

состоянии затем можно использовать, например, для повторного наддува второго криогенного бака, и/или для питания по меньшей мере одного двигателя малой тяги,

20 и/или питания рулевых двигателей, независимо от того, используют они один или два компонента топлива.

Изобретение относится также к верхней ступени ракеты-носителя для запуска спутника, содержащей такую криогенную двигательную установку. Ее применение особенно целесообразно для обеспечения возможности многократного запуска

25 маршевого двигателя в средствах выведения, в частности предназначенных для совместного вывода нескольких спутников на различные орбиты или для их вывода на окончательную орбиту.

Изобретение относится также к способу питания первого газового бака криогенной двигательной установки первым компонентом топлива в газообразном состоянии.

30 Согласно первому аспекту способа, когда маршевый двигатель выключен и запущен по меньшей мере один двигатель малой тяги, отводят поток жидкого первого компонента топлива от первого криогенного бака через первый питающий контур для питания первого газового бака и испаряют его перед подачей в первый газовый бак в теплообменнике первого питающего контура первого газового бака посредством тепла,

35 выделяемого по меньшей мере одним двигателем малой тяги. Таким образом, первый газовый бак питают газом во время так называемой «баллистической» фазы полета. Указанный газ можно затем использовать, например, для повторного наддува первого криогенного бака и/или для питания двигателя малой тяги, рулевых двигателей и/или других устройств, в частности топливных отсеков, факела зажигания и/или

40 пневматических приводов.

Согласно второму аспекту, когда маршевый двигатель запущен, отводят поток жидкого первого компонента топлива от первого криогенного бака через второй питающий контур для питания первого газового бака и испаряют его перед подачей в

первый газовый бак в теплообменнике второго питающего контура первого газового

45 бака посредством тепла, выделяемого маршевым двигателем. Таким образом, первый газовый бак питают газом также по время указанной другой фазы полета.

Таким образом, можно не только питать первым компонентом топлива в газообразном состоянии первый газовый бак, но и одновременно питать вторым

компонентом топлива в газообразном состоянии второй газовый бак. При этом, когда маршевый двигатель выключен и запущен по меньшей мере один двигатель малой тяги, поток жидкого второго компонента топлива можно отводить от второго криогенного бака через первый питающий контур второго газового бака и испарять его перед
5 подачей во второй газовый бак в теплообменнике указанного первого питающего контура второго газового бака посредством тепла, выделяемого указанным по меньшей мере одним двигателем малой тяги.

Аналогичным образом, когда маршевый двигатель запущен, поток жидкого второго компонента топлива можно отводить от второго криогенного бака через второй
10 питающий контур второго газового бака и испарять его перед подачей во второй газовый бак в теплообменнике второго питающего контура второго газового бака посредством тепла, выделяемого маршевым двигателем. Как и газ первого бака, газ второго бака можно затем использовать, например, для повторного наддува соответствующего криогенного бака, для питания двигателя малой тяги, рулевых
15 двигателей и/или других устройств, в частности топливных отсеков, факела зажигания двигателя и/или пневматических приводов.

Другие признаки и преимущества настоящего изобретения будут более понятны из нижеследующего подробного описания одного из вариантов его осуществления, не имеющего ограничительного характера. Описание дано со ссылками на прилагаемые
20 чертежи, на которых:

фиг. 1 схематично изображает криогенную двигательную установку согласно указанному варианту осуществления изобретения;

фиг. 2 схематично изображает течение компонентов топлива в криогенной двигательной установке по фиг. 1, когда маршевый двигатель запущен;

25 фиг. 3 схематично изображает циркуляцию компонентов топлива в криогенной двигательной установке по фиг. 1 во время так называемой «баллистической» фазы полета с неработающим маршевым двигателем;

фиг. 4 схематично изображает течение компонентов топлива в криогенной двигательной установке по фиг. 1 во время повторного наддува криогенных баков перед повторным запуском маршевого двигателя в конце баллистической фазы полета;
30 и

фиг. 5 схематично изображает течение первого компонента топлива к двигателям управления высотой в криогенной двигательной установке по фиг. 1.

В области ракетных двигателей стало обычным использование двигателей
35 многократного запуска, в частности для верхних ступеней ракет-носителей для запуска спутников. Верхняя ступень, оснащенная маршевым двигателем многократного запуска, может обеспечивать возможность совместного вывода нескольких спутников на различные орбиты. Криогенная двигательная установка 1, подходящая для оснащения такой верхней ступени, схематично показана на фиг. 1. Как видно на чертеже, криогенная
40 двигательная установка 1 содержит первый криогенный бак 2, второй криогенный бак 3, первый газовый бак 4, второй газовый бак 5, маршевый двигатель 6, первый двигатель малой тяги 7, второй двигатель малой тяги 8 и рулевые двигатели 9. В показанном варианте осуществления двигатели малой тяги 7, 8 представляют собой двигатели, работающие на двухкомпонентном топливе, в то время как рулевые двигатели 9
45 представляют собой просто сопла, работающие на холодном газе.

Первый криогенный бак 2 соединен с маршевым двигателем 6 посредством первого питающего контура 10 маршевого двигателя 6, а второй криогенный бак 3 соединен с маршевым двигателем 6 посредством второго питающего контура 11 маршевого

двигателя 6. И первый питающий контур 10, и второй питающий контур 11 маршевого двигателя 6 каждый содержит турбонасосный агрегат 12 и теплообменник 13 для нагнетания из соответствующего криогенного бака 2, 3 жидкого компонента топлива и его испарения с использованием тепла, генерируемого маршевым двигателем, перед
5 впрыском в камеру сгорания маршевого двигателя 6.

Турбонасосный агрегат 12 может приводиться в действие, например, первым компонентом топлива в газообразном состоянии после его прохода через испаряющий теплообменник 13. Альтернативно, указанные турбонасосные агрегаты могут также
10 приводиться в действие горячими газами, генерируемыми во вспомогательной камере сгорания, также питаемой компонентами топлива. Криогенные турбонасосные агрегаты двух указанных типов хорошо известны специалисту в области криогенных двигательных установок. Теплообменники 13, обычно встроенные в сопло маршевого двигателя, также хорошо известны специалисту в данной области.

Каждый из двух криогенных баков 2 и 3 предназначен для содержания в нем одного
15 из компонентов топлива в жидком состоянии при очень низкой температуре. Так, например, первый криогенный бак 2 предназначен для содержания в нем первого компонента топлива, например, такого как жидкий водород (LH_2), а второй криогенный бак 3 предназначен для содержания в нем второго компонента топлива, такого как жидкий кислород (LOX). Первый компонент топлива и второй компонент топлива
20 способны вступать в экзотермическую реакцию в камере сгорания маршевого двигателя 6.

Первый газовый бак 4 и второй газовый бак 5 также предназначены для содержания в них, соответственно, первого и второго компонентов топлива, но в газообразном
25 состоянии и под давлением, которое является промежуточным между давлением каждого компонента топлива в его криогенном баке и давлением, при котором каждый компонент топлива впрыскивается в камеру сгорания маршевого двигателя 6.

Первый газовый бак 4 соединен с дном первого криогенного бака 2 посредством первого и второго питающих контуров 16, 17 для питания первого газового бака 4. Первый питающий контур 16 первого газового бака 4 содержит насос 18 и
30 теплообменник 19 для нагнетания из первого криогенного бака 2 первого компонента топлива в жидком состоянии и, соответственно, его испарения посредством тепла, генерируемого первым двигателем малой тяги 7, для подачи в первый газовый бак 4 указанного первого компонента топлива в газообразном состоянии, когда первый двигатель малой тяги 7 запущен. Второй питающий контур 17 первого газового бака
35 4 содержит общий участок с первым питающим контуром 10 маршевого двигателя 6, но ответвляется от него ниже по потоку от турбонасосного агрегата 12 и теплообменника 13 через клапан 27, который может открывать контур 17 для подачи первого компонента топлива в газообразном состоянии в первый газовый бак 4, когда маршевый двигатель 6 запущен, и закрывать контур 17, когда маршевый двигатель 6
40 выключен. Первый газовый бак 4 соединен также с распределителем 26 первого компонента топлива посредством трубопровода 24, содержащего клапан 30. В свою очередь распределитель 26 соединен на вершине первого криогенного бака 2 с первым питающим контуром 14 для питания двигателей 7, 8 малой тяги и с питающим контуром 16 для питания рулевых двигателей 9.

Второй газовый бак 5 соединен с дном второго криогенного бака 3 посредством первого и второго питающих контуров 20, 21 для питания указанного второго газового бака 5. Первый питающий контур 20 второго газового бака 5 содержит насос 22 и теплообменник 23 соответственно для нагнетания из криогенного бака 3 второго

компонента топлива в жидком состоянии и его испарения посредством тепла, генерируемого вторым двигателем малой тяги 8, для подачи во второй газовый бак 5 указанного второго компонента топлива в газообразном состоянии, когда второй двигатель малой тяги 8 запущен. Второй питающий контур 21 второго газового бака 5 содержит общий участок со вторым питающим контуром 11 маршевого двигателя 6, но отходит от него ниже по потоку от турбонасосного агрегата 12 и теплообменника 13 через клапан 28, который может открывать контур 21 для подачи второго компонента топлива в газообразном состоянии во второй газовый бак 5, когда маршевый двигатель 6 запущен, и закрывать контур 21, когда маршевый двигатель 6 не работает. Второй газовый бак 5 соединен также с распределителем 29 посредством трубопровода 25 с клапаном 31. В свою очередь, распределитель 29 соединен на вершине второго криогенного бака 3 со вторым питающим контуром 15 для питания двигателей 7, 8 малой тяги.

Первый и второй питающие контуры 14, 15 двигателей малой тяги также содержат клапаны 32, 33 для регулирования прохода, соответственно, первого и второго компонентов топлива к двигателям 7, 8 малой тяги. Рулевые двигатели также содержат клапаны (не показаны) для регулирования подачи первого компонента топлива к разным соплам. Все или часть клапанов криогенной двигательной установки 1, а также насосы 18 и 22 могут быть соединены с блоком управления (не показан) для управления расходом текучей среды в каждом контуре.

При работе в ракете-носителе, оснащенной криогенной двигательной установкой 1, как и верхнюю ступень, криогенные баки 2, 3 и газовые баки 4, 5 обычно заполняют компонентами топлива перед запуском. Таким образом, перед отделением верхней ступени давление в газовых баках 4, 5 можно использовать для предварительного наддува криогенных баков 2, 3, чтобы охладить питающие контуры 10, 11 маршевого двигателя и обеспечить возможность его первого запуска. После указанного первого запуска, во время первой фазы полета, на протяжении которой маршевый двигатель 6 продолжает работать, клапаны 27 и 28 остаются открытыми. Таким образом, как показано на фиг. 2, поток газообразного первого компонента топлива отводится через второй питающий контур 17 первого газового бака 4 для пополнения первого газового бака 4, тогда как поток газообразного второго компонента топлива отводится через второй питающий контур 21 второго газового бака 5 для аналогичного пополнения второго газового бака 5. Поскольку два компонента топлива отбирают из питающих контуров 10, 11 маршевого двигателя 6 ниже по потоку за турбонасосным агрегатом 12 и теплообменником 13, компоненты топлива подаются в соответствующие газовые баки 4, 5 в газообразном состоянии. Традиционно, указанные расходы газа служат также для поддержания давления в криогенных баках 2, 3 во время работы маршевого двигателя 6.

Непосредственно перед самой остановкой маршевого двигателя 6 для входа в так называемую «баллистическую» фазу полета запускают двигатели малой тяги 7 и 8. Таким образом, хотя эта фаза полета называется баллистической, двигатели малой тяги 7 и 8 поддерживают малое значение ускорения криогенной двигательной установки 1 для продолжения прижатия жидких компонентов топлива ко дну криогенных баков 2, 3. Двигатели малой тяги 7 и 8, как и маршевый двигатель 6, представляют собой двигатели, работающие на двухкомпонентном топливе, с подачей первого и второго компонентов топлива. При этом, как показано на фиг. 3 компоненты топлива подают непосредственно в газообразном состоянии в двигатели малой тяги 7 и 8 от газовых баков 4 и 5. Для этого открывают клапаны 30, 31, 32 и 33, и компоненты топлива

проходят через трубопроводы 24, 25 к распределителям 26, 29 и от распределителей 26, 29 через первый и второй питающие контуры 14, 15 двигателей 7, 8 малой тяги.

Чтобы продолжать питание газовых баков 4 и 5 во время баллистической фазы полета, приводят в действие насосы 18 и 22 для подачи первого и второго компонентов топлива из криогенных баков 2, 3 и, соответственно, через первый питающий контур 16 первого газового бака 5 и первый питающий контур 20 второго газового бака 5. Проходящие через контуры 16 и 20 компоненты топлива испаряются, соответственно, в теплообменниках 19 и 23 за счет тепла, генерируемого двигателями 7, 8 малой тяги. Таким образом, они подаются в газовые баки 4 и 5 в газообразном состоянии. Хотя в показанном варианте осуществления каждый теплообменник 19 и 23 соединен с отдельным двигателем малой тяги, для специалиста в данной области понятно, что могут быть применены и другие конструктивные решения, в широком смысле эквивалентные. Так, например, по меньшей мере один двигатель малой тяги может быть соединен с по меньшей мере одним теплообменником для каждого из двух компонентов топлива.

Во время баллистической фазы полета в криогенных баках 2, 3 давление снижают до давлений насыщения компонентов топлива для обеспечения возможности поддерживать контроль температуры жидких компонентов топлива. Следовательно, перед повторным запуском маршевого двигателя 6 нужно осуществить повторный наддув криогенных баков 2, 3. Для этого распределители 26 и 29 приводят трубопроводы 24, 25 в сообщение с вершинами соответствующих криогенных баков 2, 3, тем самым образуя два контура повторного наддува криогенных баков 2, 3, сообщающихся с газовыми баками 4, 5, как показано на фиг. 4. Когда достигнут предварительно заданный порог давления в каждом из криогенных баков 2, 3, питающие контуры 10, 11 маршевого двигателя 6 могут быть вновь активизированы для подачи компонентов топлива к маршевому двигателю 6, и маршевый двигатель 6 может быть повторно запущен.

Кроме того, в ходе каждого из указанных различных этапов первый газовый бак 4 может также подавать первый компонент топлива в газообразном состоянии к рулевым двигателям 9 через трубопровод 24, распределитель 26 и питающий контур 16 рулевых двигателей 9, как показано на фиг. 5. Управляемый выброс холодного или теплого газа из рулевых двигателей 9 позволяет передавать верхней ступени малые поперечные импульсы для управления ее ориентацией и, возможно, траекторией.

Таким образом, в ходе различных этапов полета газовые баки 4, 5 создают буферные емкости, служащие для обеспечения расходов газообразных компонентов топлива, требуемых для питания двигателей 7, 8 малой тяги и/или рулевых двигателей 9 и/или для наддува, поддержания давления и/или повторного наддува криогенных баков 2, 3, когда сумма указанных расходов превышает расход, который может быть обеспечен различными теплообменниками 13, 19 и/или 23. Газовые баки 4, 5 могут быть затем вновь заправлены или пополнены, когда потребность в газе снижается.

Хотя настоящее изобретение описано со ссылкой на частные варианты осуществления, очевидно, что в указанных вариантах осуществления могут быть произведены различные модификации и изменения в пределах объема правовой охраны изобретения, определенного пунктами формулы изобретения. В частности, индивидуальные характеристики различных вариантов осуществления могут быть скомбинированы в дополнительных вариантах осуществления. Соответственно, описание и графические материалы должны рассматриваться в качестве иллюстративных и не имеющих ограничительного характера.

Формула изобретения

1. Криогенная двигательная установка (1), содержащая, по меньшей мере: маршевый двигатель (6) многократного запуска, первый криогенный бак (2), соединенный с маршевым двигателем (6) для его питания первым компонентом топлива, первый газовый бак (4) и по меньшей мере один двигатель малой тяги (7, 8), отличающаяся тем, что дополнительно содержит первый питающий контур (16) для питания первого газового бака (4), причем указанный первый питающий контур соединен с первым криогенным баком (2) и содержит теплообменник (19), использующий тепло, выделяемое по меньшей мере одним двигателем (7, 8) малой тяги, для испарения потока жидкого первого компонента топлива, отводимого от первого криогенного бака (2), для питания первого газового бака (4) указанным первым компонентом топлива в газообразном состоянии.
2. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, в которой первый газовый бак (4) соединен с двигателем малой тяги (7) для питания этого двигателя (7).
3. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, в которой первый газовый бак (4) соединен с первым криогенным баком (2) для наддува указанного первого криогенного бака (2).
4. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, дополнительно содержащая по меньшей мере один рулевой двигатель (9), соединенный с первым газовым баком (4).
5. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, дополнительно содержащая второй питающий контур (17) для питания первого газового бака (4), причем указанный второй питающий контур соединен с первым криогенным баком (2) и содержит теплообменник (13), использующий тепло, выделяемое маршевым двигателем (6), для испарения потока жидкого первого компонента топлива, отводимого от первого криогенного бака (2) для питания первого газового бака (4) указанным первым компонентом топлива в газообразном состоянии.
6. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, в которой первый питающий контур (16) первого газового бака (4) дополнительно содержит питающий насос (18).
7. Криогенная двигательная установка (1) по п. 1, дополнительно содержащая: второй криогенный бак (3), соединенный с маршевым двигателем (6) для его питания вторым компонентом топлива, второй газовый бак (5) и первый питающий контур (20) для питания второго газового бака (5), причем указанный первый питающий контур соединен со вторым криогенным баком (3) и содержит теплообменник (23), использующий тепло, выделяемое по меньшей мере одним двигателем (7, 8) малой тяги, для испарения потока жидкого второго компонента топлива, отводимого от второго криогенного бака (3), для питания второго газового бака (5) указанным вторым компонентом топлива в газообразном состоянии.
8. Верхняя ступень ракеты-носителя, содержащая криогенную двигательную установку (1) по любому из пп. 1-7.
9. Способ питания первого газового бака (4) криогенной двигательной установки (1) первым компонентом топлива в газообразном состоянии, согласно которому, когда маршевый двигатель (6) выключен и по меньшей мере один двигатель малой тяги (7, 8) запущен, выполняют следующие действия: отводят поток жидкого первого компонента топлива от первого криогенного бака (2) через первый питающий контур (16) для питания первого газового бака (4) и

испаряют указанный поток жидкого первого компонента топлива в теплообменнике (19) указанного первого питающего контура (16) первого газового бака (4) посредством тепла, выделяемого по меньшей мере одним двигателем (7, 8) малой тяги, перед его подачей в первый газовый бак (4).

5 10. Способ питания по п. 9, в котором, когда маршевый двигатель (6) запущен, выполняют следующие действия:

отводят поток жидкого первого компонента топлива от первого криогенного бака (2) через второй питающий контур (17) для питания первого газового бака (4) и испаряют указанный поток жидкого первого компонента топлива, отводимый через второй
10 питающий контур (17) первого газового бака (4), в теплообменнике (13) второго питающего контура (17) первого газового бака (4) посредством тепла, выделяемого маршевым двигателем (6), перед подачей его в первый газовый бак (4).

15

20

25

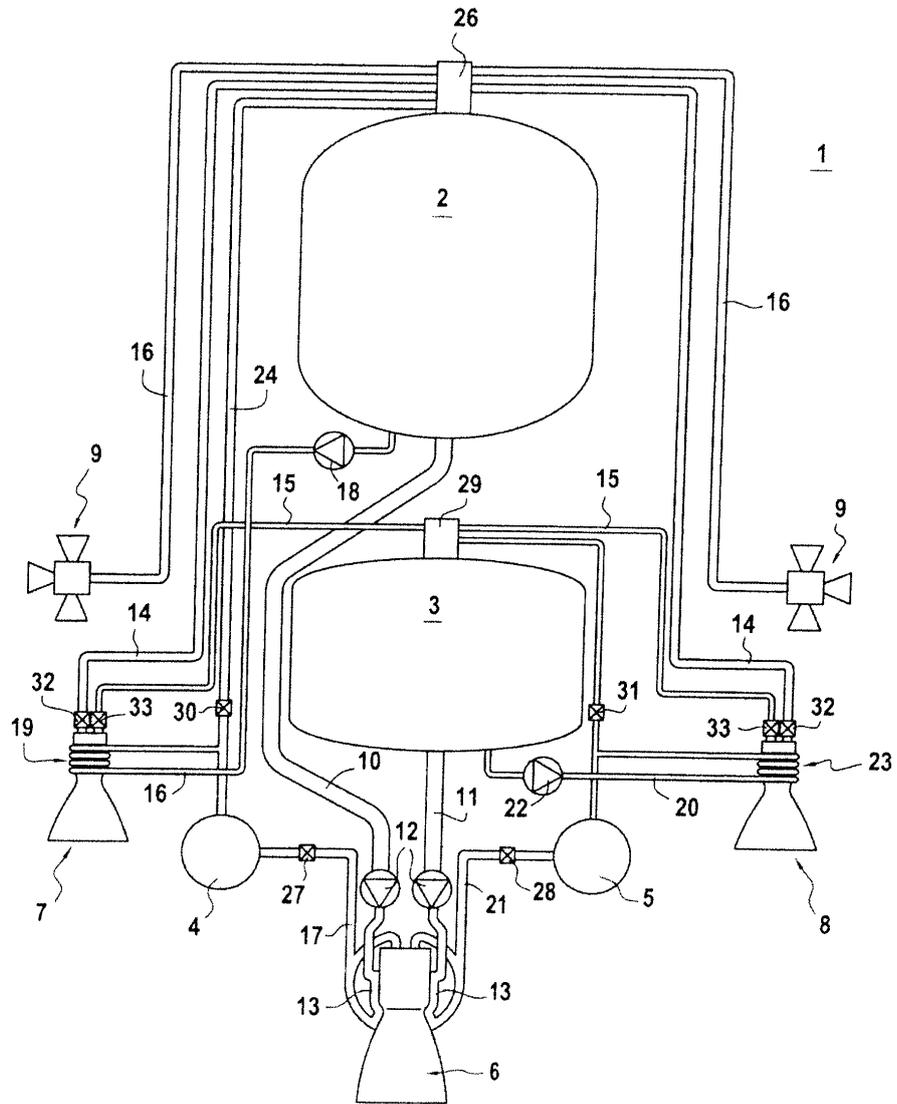
30

35

40

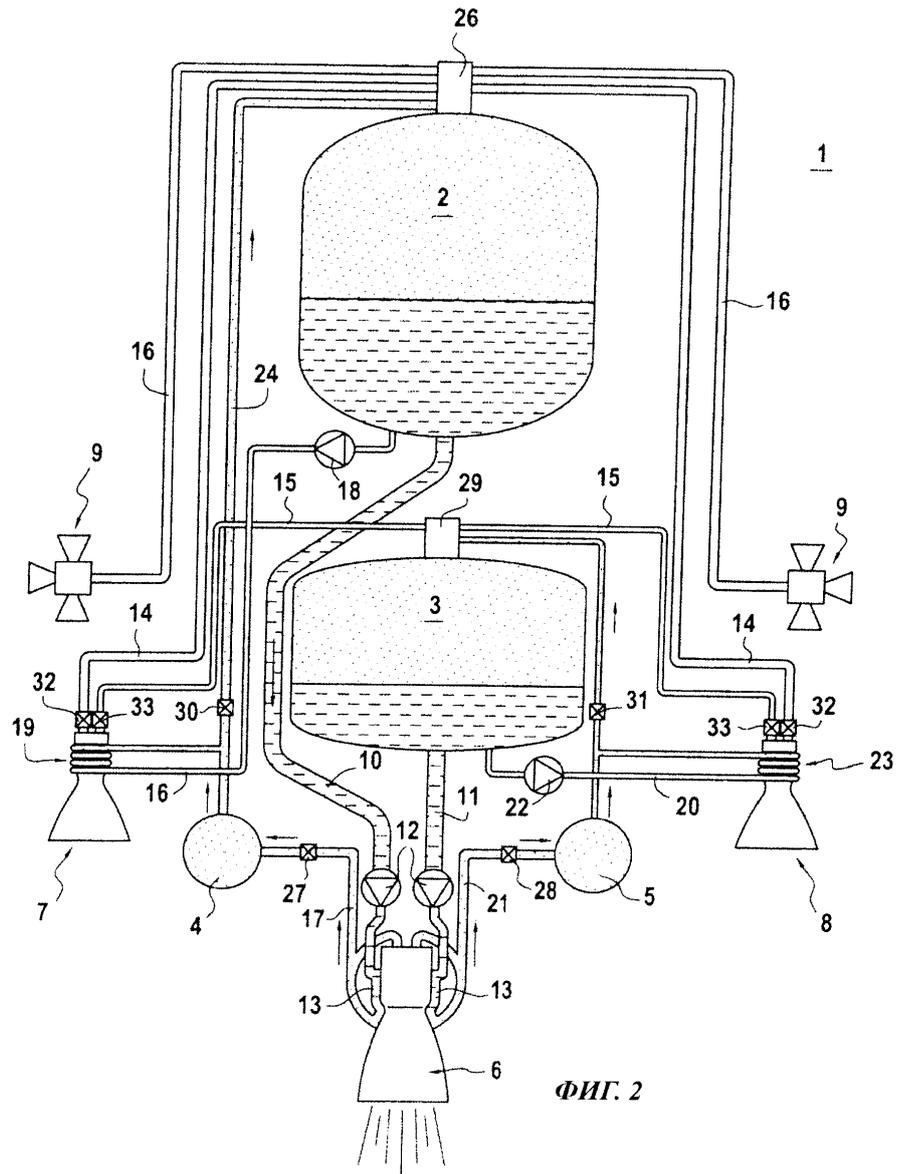
45

1

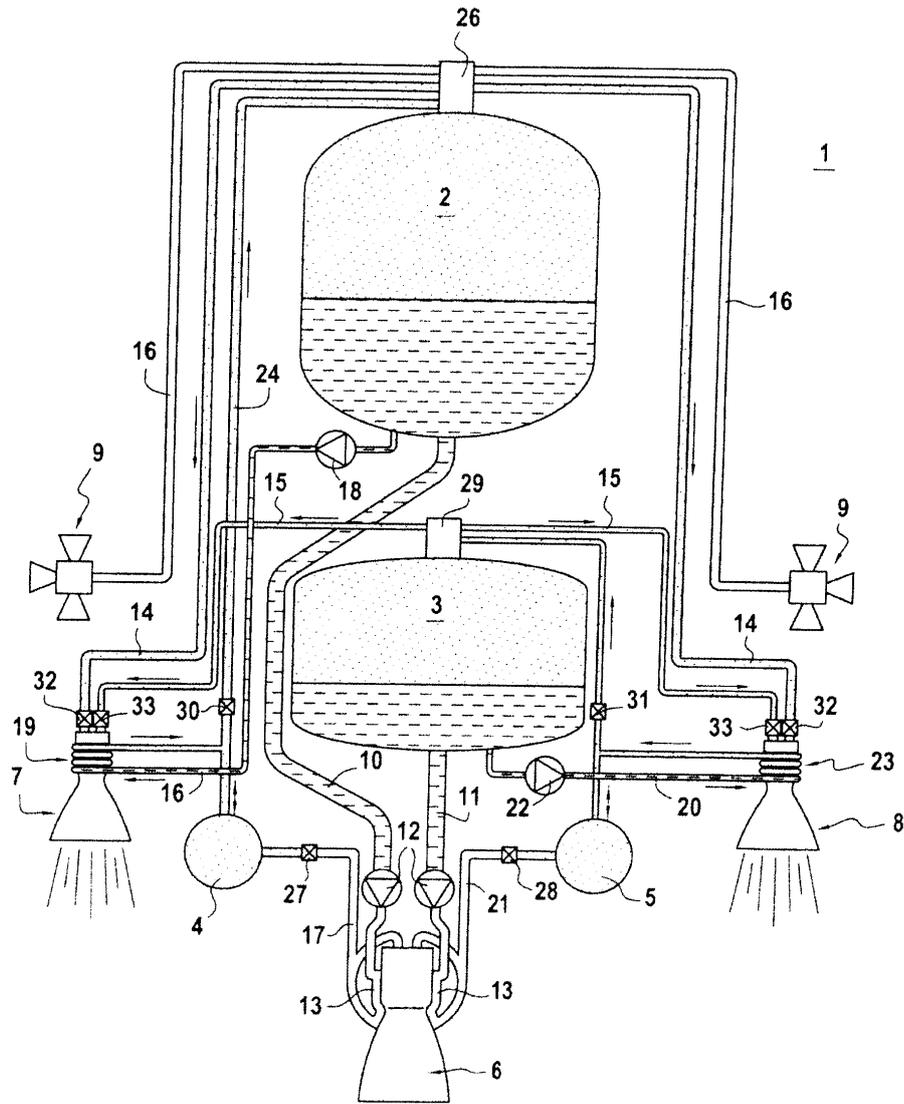


ФИГ. 1

2

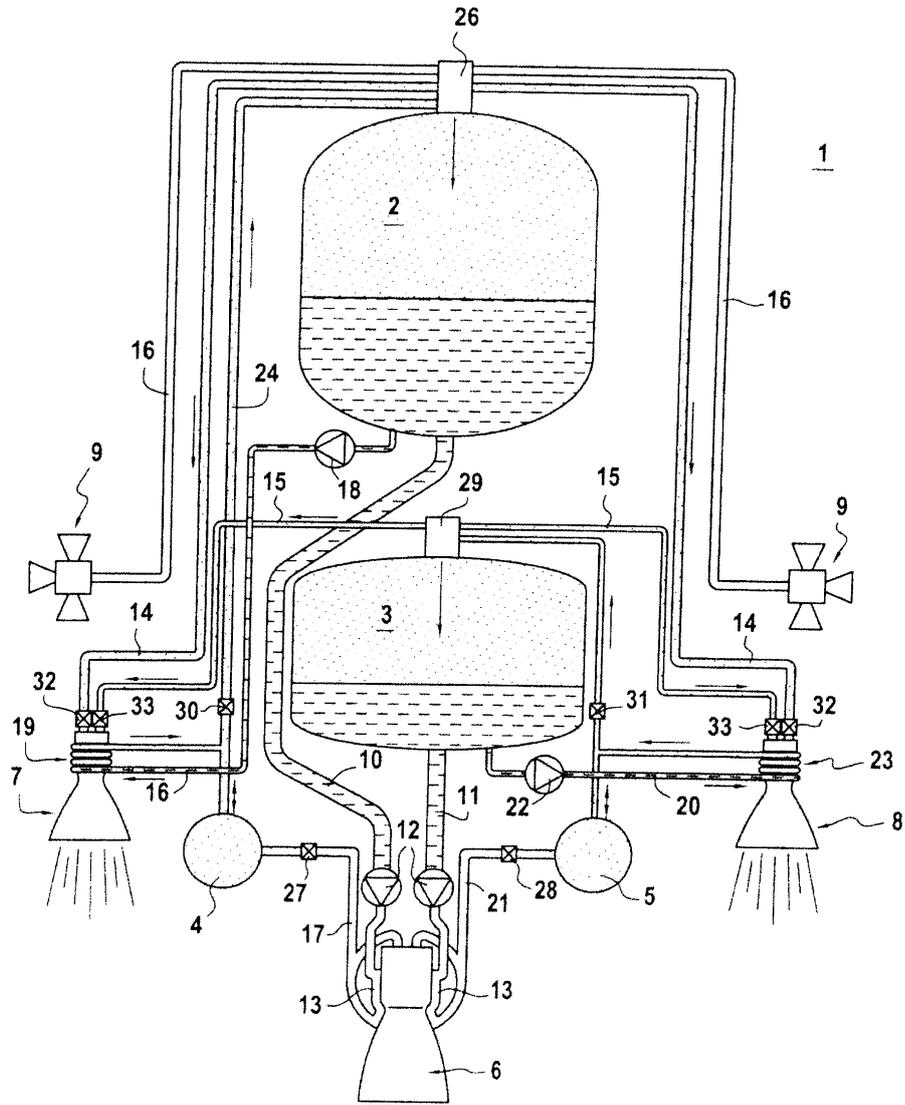


3



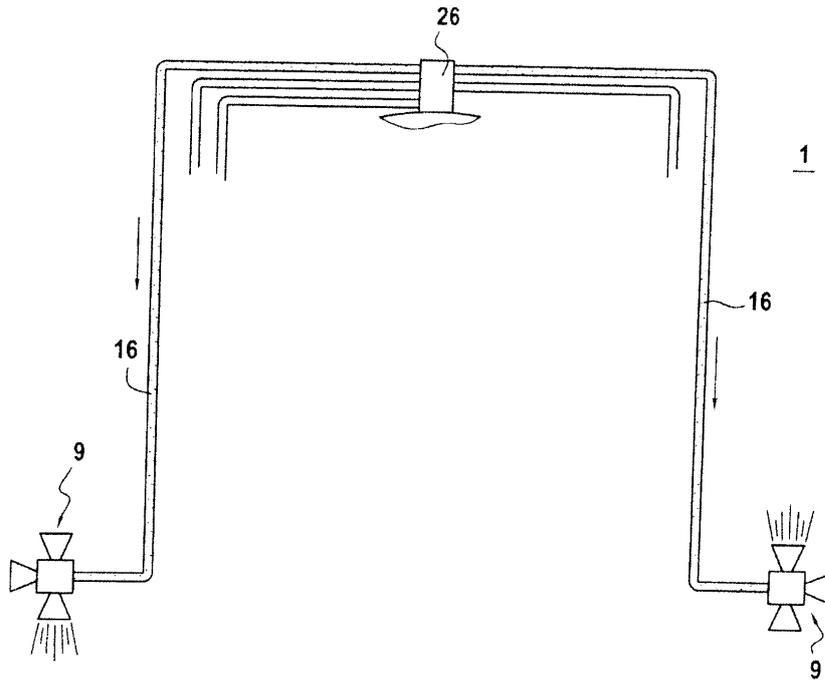
ФИГ. 3

4



ФИГ. 4

5



ФИГ. 5