



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2003127169/06, 08.09.2003**

(24) Дата начала действия патента: **08.09.2003**

(43) Дата публикации заявки: **20.03.2005**

(45) Опубликовано: **27.06.2005 Бюл. № 18**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2143579 C1, 27.12.1999. RU 2147343 C1, 10.04.2000. RU 2177070 C2, 20.12.2001. DE 4217051 A1, 02.12.1993. US 6047541 A, 11.04.2000. НОВИКОВ Н., ""Прогресс" - автоматический грузовой корабль", "Авиация и космонавтика", 1978, № 2, стр. 36-37. US 4533067 A, 06.08.1985.**

Адрес для переписки:

**141070, Московская обл., г. Королев, ул. Ленина, 4а, ОАО РКК "Энергия" им. С.П. Королева, лаборатория промышленной собственности и инноватики**

(72) Автор(ы):

**Банин В.Н. (RU),  
Гореликов В.И. (RU)**

(73) Патентообладатель(ли):

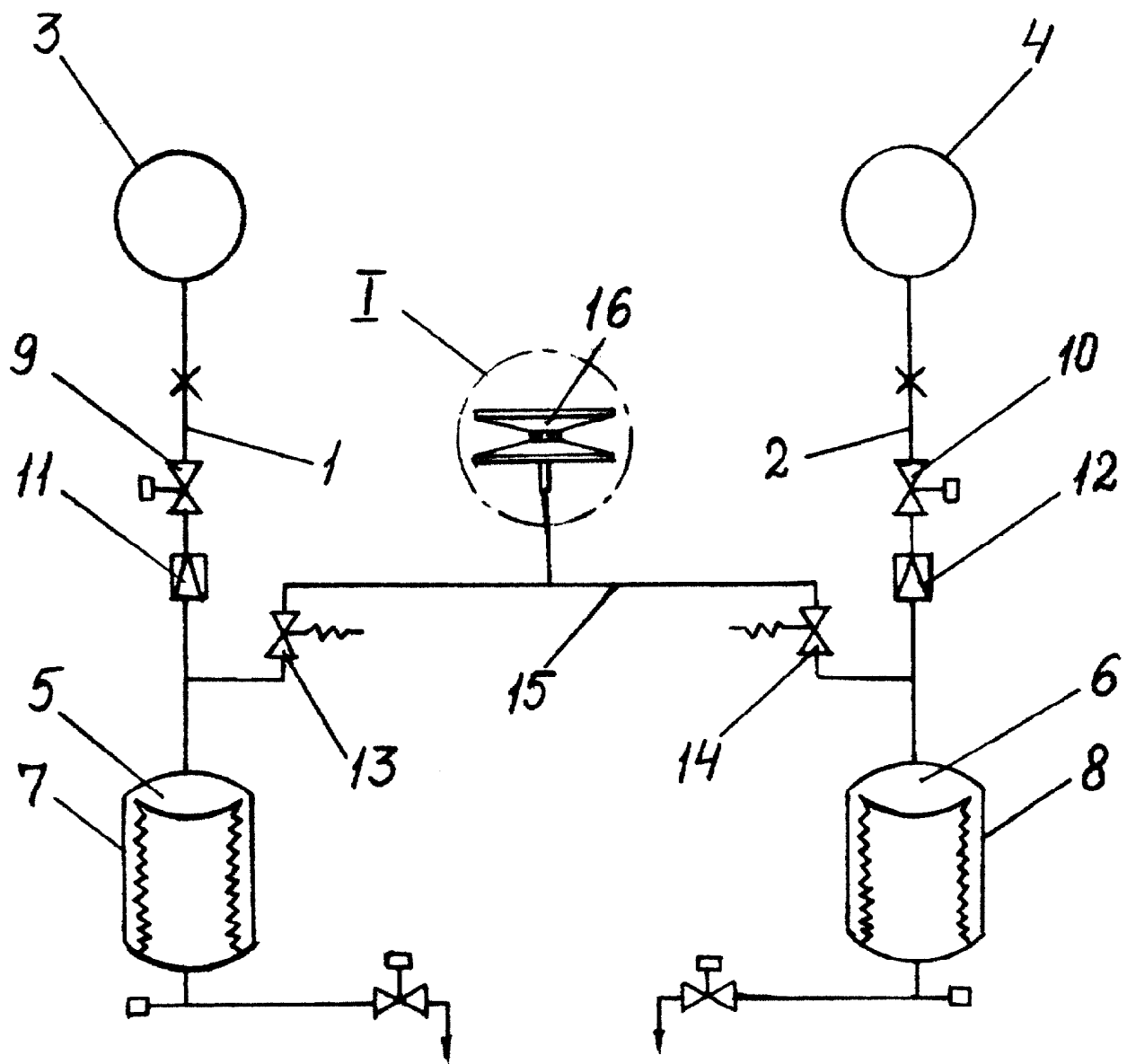
**Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева" (RU)**

## (54) СИСТЕМА НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ГОРЮЧЕГО И ОКИСЛИТЕЛЯ

(57) Реферат:

Система наддува топливных баков горючего и окислителя двигательных установок космических летательных аппаратов содержит пневмомагистрали, связанные с системами наддува и газовыми полостями топливных баков горючего и окислителя, и установленные в каждой пневмомагистрали пускоотсечной клапан, газовый редуктор и предохранительный клапан. К предохранительным клапанам на выходе подключена дренажная магистраль, снабженная

безмоментным соплом в виде пустотелого диска, стенки которого образуют круговой раструб. В центре пустотелого диска размещена цилиндрическая камера. В стенке цилиндрической камеры, соединяющей сходящиеся стенки кругового раструба, диаметрально противоположно выполнены сквозные отверстия равных размеров и одинаковых конфигураций. Изобретение исключит дестабилизацию полета космического корабля при аварийном сбросе газа системы наддува. 2 ил.



Фиг.1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 2003127169/06, 08.09.2003

(24) Effective date for property rights: 08.09.2003

(43) Application published: 20.03.2005

(45) Date of publication: 27.06.2005 Bull. 18

Mail address:

141070, Moskovskaja obl., g. Korolev, ul.  
Lenina, 4a, OAO RKK "Ehnergija" im. S.P.  
Koroleva, laboratorija promyshlennoj  
sobstvennosti i innovatiki

(72) Inventor(s):

Banin V.N. (RU),  
Gorelikov V.I. (RU)

(73) Proprietor(s):

Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Raketno-  
kosmicheskaja korporatsija "Ehnergija" im.  
S.P. Koroleva" (RU)

(54) **FUEL AND OXIDIZER TANKS PRESSURIZATION SYSTEM**

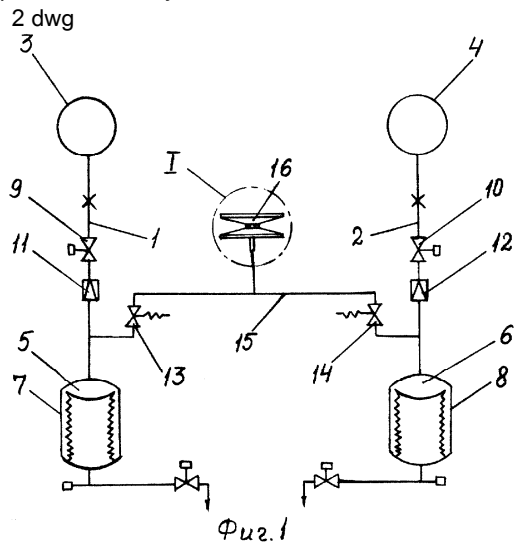
(57) Abstract:

FIELD: spacecraft.

SUBSTANCE: proposed tank pressurization system of spacecraft power units contains pneumatic main lines connected with pressurization system and gas spaces of fuel and oxidizer tanks and starter-shutoff valve, gas pressure regulator and safety valve installed in each pneumatic main line. Drain main line is connected at outlet of safety valves. Said drain main line is furnished with nozzle in form of hollow disk whose walls form circular bell. Cylindrical chamber is arranged in center of hollow disk. Through holes of equal size and similar outline are made diametrically opposite in wall of cylindrical chamber connecting converging walls of circular bell.

EFFECT: prevention of destabilization of flight of spacecraft at emergency relief of gas

of pressurization system.



RU 2 2 5 5 2 4 1 C 2

RU 2 2 5 5 2 4 1 C 2

Изобретение относится к космической технике, а точнее к области проектирования и эксплуатации систем наддува топливных баков горючего и окислителя, используемых как в двигательных установках космических летательных аппаратов, так и в системах дозаправки топлива космических дозаправщиков, устанавливаемых на грузовых космических кораблях.

Известны системы наддува топливных баков горючего и окислителя (см. журнал "Авиация и космонавтика", М., Воениздат, 1978 г., № 7, с.36, 37, рис. 2), содержащая пневмомагистрали, связанные с баллонами наддува и газовыми полостями топливных баков горючего и окислителя, и установленные на каждой пневмомагистрали пускоотсечной клапан и газовый редуктор. В этой системе наддува сжатый до высокого давления газ (азот) из баллонов наддува при открытии пускоотсечных клапанов поступает в газовые редукторы, настроенные на заданный расход и на выходное расчетное давление, необходимое для выдавливания топлива из топливных баков и подачи топлива к потребителю. Т.к. прочность топливных баков рассчитана исходя из рабочего давления, равного выходному давлению после редуктора, то, в случае выхода из строя (отказа) редуктора, газ под высоким давлением попадает в газовую полость топливного бака, что без сброса газа из пневмомагистрали неизбежно приведет к разрушению бака.

Недостатком известной системы наддува является низкая надежность из-за отсутствия возможности исключить попадание газа высокого давления в газовую полость топливного бака в случае отказа газового редуктора.

Известна также система наддува топливных баков горючего и окислителя, которая принята за прототип (см. патент РФ № 2143579, МПК: F 02 К 9/50, с приоритетом от 31.08.1998), содержащая пневмомагистрали, связанные с баллонами наддува и газовыми полостями топливных баков горючего и окислителя и установленные на каждой пневмомагистрали пускоотсечной клапан, газовый редуктор и предохранительный клапан. Для выдавливания и подачи топлива из баков к потребителю открывают пускоотсечные клапаны и газ (азот) из баллонов наддува поступает к газовым редукторам, настроенным на выходные давления (рабочие давления), необходимые для выдавливания топлива из топливных баков и подачи к потребителю. В случае отказа газового редуктора, установленного на пневмомагистрали, давление за газовым редуктором и в соответствующей газовой полости топливного бака начинает расти и при давлении срабатывания предохранительного клапана происходит сброс через него в окружающее пространство (в открытый космос), что обеспечивает целостность и работоспособность топливного бака. Однако при сбросе газа возникает реактивная сила, создающая воздействие на космический корабль, что нарушает его стабилизацию и режим полета в невесомости (в космическом пространстве).

Недостатком указанной системы наддува топливных баков горючего и окислителя является наличие дестабилизирующего фактора при аварийном сбросе газа системой в невесомости.

Задачей настоящего изобретения является создание системы наддува топливных баков горючего и окислителя, которая исключила бы факторы, дестабилизирующие полет космического корабля при аварийном сбросе газа системы наддува путем устранения реактивной силы, возникающей от струи газа.

Технический результат достигается тем, что в системе наддува топливных баков горючего и окислителя, содержащей пневмомагистрали, связанные с системами наддува и газовыми полостями топливных баков горючего и окислителя, и установленные в каждой пневмомагистрали пускоотсечной клапан, газовый редуктор и предохранительный клапан, в отличие от известной к предохранительным клапанам на выходе подключена дренажная магистраль, снабженная безмоментным соплом в виде пустотелого диска, стенки которого образуют круговой раструб, при этом в центре пустотелого диска размещена цилиндрическая камера, в стенке которой, соединяющей сходящиеся стенки кругового раструба, диаметрально противоположно выполнены сквозные отверстия равных размеров и одинаковых конфигураций.

Технический результат заключается в том, что по сравнению с известными техническими решениями вновь созданная система наддува топливных баков горючего и окислителя исключает возникновение реактивной силы при аварийном сбросе газа за счет подключения к предохранительным клапанам дренажной магистрали, снабженной

5 безмоментным соплом, обеспечивающим равносторонний выброс газа, уравнивающий и взаимоисключающий реактивные силы струй газа, выбрасываемых в окружающее пространство (в космос) через диаметрально расположенные сквозные отверстия равных размеров и конфигураций, выполненные в стенках цилиндрической камеры безмоментного сопла.

10 Использование предлагаемой системы наддува топливных баков горючего и окислителя, например, на космическом корабле типа "Прогресс" позволит дать значительный экономический эффект за счет исключения дестабилизации полета корабля, что подтверждено испытаниями опытных образцов, изготовленных с использованием предлагаемого технического решения.

15 Суть изобретения поясняется чертежами, где на фиг.1 приведена схема системы наддува топливных баков горючего и окислителя, а на фиг.2 изображено устройство безмоментного сопла.

Система наддува топливных баков горючего и окислителя состоит из следующих основных узлов и деталей: пневмомагистралей 1, 2, связанных с баллонами наддува 3, 4

20 и газовыми полостями 5, 6 топливных баков 7 горючего и 8 окислителя и установленных на каждой пневмомагистрали 1, 2 пускоотсечного клапана 9, 10, газового редуктора 11, 12 и предохранительного клапана 13, 14.

К предохранительным клапанам 13, 14 на выходе подключена дренажная магистраль 15, снабженная безмоментным соплом 16, выполненным в виде пустотелого диска с

25 расположенной в центре цилиндрической камерой 17, со сквозными отверстиями 18 равных размеров и одинаковых конфигураций, выполненными диаметрально противоположно в боковой стенке 19 цилиндрической камеры 17, соединяющей сходящиеся стенки круговой раструбы 20, образованной снаружи цилиндрической камеры.

Работает система наддува топливных баков горючего и окислителя следующим образом.

30 При выдавливании и подаче топлива из топливных баков горючего и окислителя 7, 8, например, в соответствующие топливные баки двигательной установки космического летательного аппарата или космической станции типа "Мир", открывают пускоотсечные клапаны 9, 10 и газ, например азот, из баллонов наддува 3, 4 (баллоны наддува перед стартом заполняют азотом до давления  $350 \text{ кгс/см}^2$ ) поступает в газовые редукторы 11,

35 12, настроенные на выходные давления (рабочие давления), например  $20 \text{ кгс/см}^2$ . Эти давления необходимы для выдавливания топлива из топливных баков 7,8 и подачи его к потребителю. В случае отказа, например, газового редуктора 11, установленного на пневмомагистрали 1, давление за редуктором 11 и газовой полости 5 топливного бака 7 начнет расти. При давлении, например,  $28 \text{ кгс/см}^2$ , начнет срабатывать предохранительный

40 клапан 13. При давлении  $30 \text{ кгс/см}^2$  предохранительный клапан 13 полностью откроется, при этом расход газа через него станет достаточным для поддержания давления не более  $30 \text{ кгс/см}^2$ , на которое рассчитана прочность топливных баков. При срабатывании предохранительного клапана 13, 14 сбрасываемый газ из пневмомагистрали 1, 2 попадает

45 в дренажную магистраль 15 далее в цилиндрическую камеру 17, откуда через диаметрально расположенные сквозные отверстия 18 сбрасывается в окружающую среду (в космос). Выполнение сквозных отверстий 18 равных диаметров и одинаковых (идентичных) конфигураций и диаметрально их расположение в боковой стенке 19 цилиндрической камеры 17 позволяют обеспечить разгрузку и взаимное уравнивание

50 реактивных сил, возникающих при выбросе газа из сквозных отверстий 18, а круговой раструб 20, образованный снаружи цилиндрической камеры 17, обеспечивает круговое распыление газа, повышающее качество выброса, смягчающее (исключающее) воздействие сбрасываемого газа из сопла 16 на полет корабля.

Таким образом, подключение к предохранительным клапанам 13, 14 дренажной

магистрали 15, снабженной безмоментным соплом 16, выполненным согласно предлагаемому техническому решению, обеспечивает стабильный полет космического корабля (исключает дестабилизацию) путем устранения реактивной силы, возникающей при аварийном сбросе газа системы наддува, что позволяет выполнить поставленную задачу.

#### Формула изобретения

Система наддува топливных баков горючего и окислителя, содержащая пневмомагистрали, связанные с системами наддува и газовыми полостями топливных баков горючего и окислителя, и установленные в каждой пневмомагистрали пускоотсечной клапан, газовый редуктор и предохранительный клапан, отличающаяся тем, что к предохранительным клапанам на выходе подключена дренажная магистраль, снабженная безмоментным соплом в виде пустотелого диска, стенки которого образуют круговой раструб, при этом в центре пустотелого диска размещена цилиндрическая камера, в стенке которой, соединяющей сходящиеся стенки кругового раструба, диаметрально противоположно выполнены сквозные отверстия равных размеров и одинаковых конфигураций.

20

25

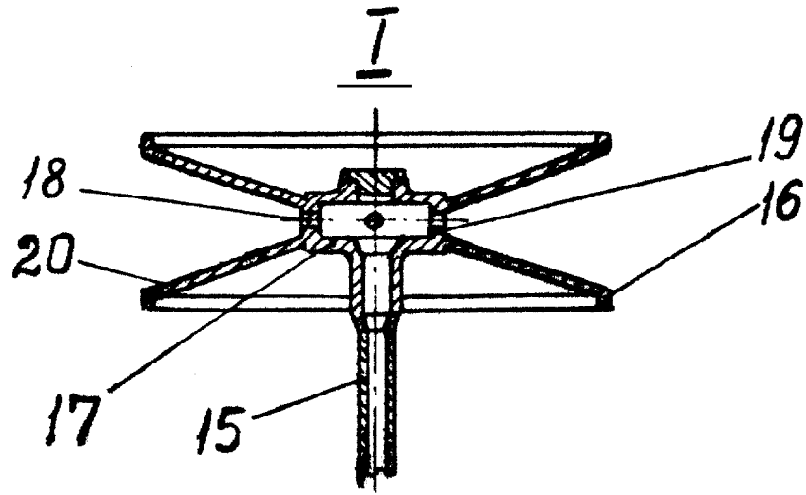
30

35

40

45

50



Фиг. 2