

R U 2 4 8 0 3 7 3 C 1

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



(19) RU (11) 2 480 373<sup>(13)</sup> C1

(51) МПК  
B64C 1/14 (2006.01)  
B65D 90/62 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2011148755/11, 01.12.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
01.12.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 01.12.2011

(45) Опубликовано: 27.04.2013 Бюл. № 12

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2198822 C2, 20.02.2003. US 2006065778  
A1, 30.03.2006. SU 1165616 A, 07.07.1985. RU  
2340509 C1, 10.12.2008.

Адрес для переписки:  
121087, Москва, ул. Новозаводская, 18,  
ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева", отдел  
по работе с интеллектуальной  
собственностью

(72) Автор(ы):

Мирошников Сергей Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное  
предприятие "Государственный космический  
научно-производственный центр имени М.В.  
Хруничева" (RU)

(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОТКРЫВАНИЯ И ЗАКРЫВАНИЯ ОКОН ЛЕТАТЕЛЬНОГО  
АППАРАТА

(57) Реферат:

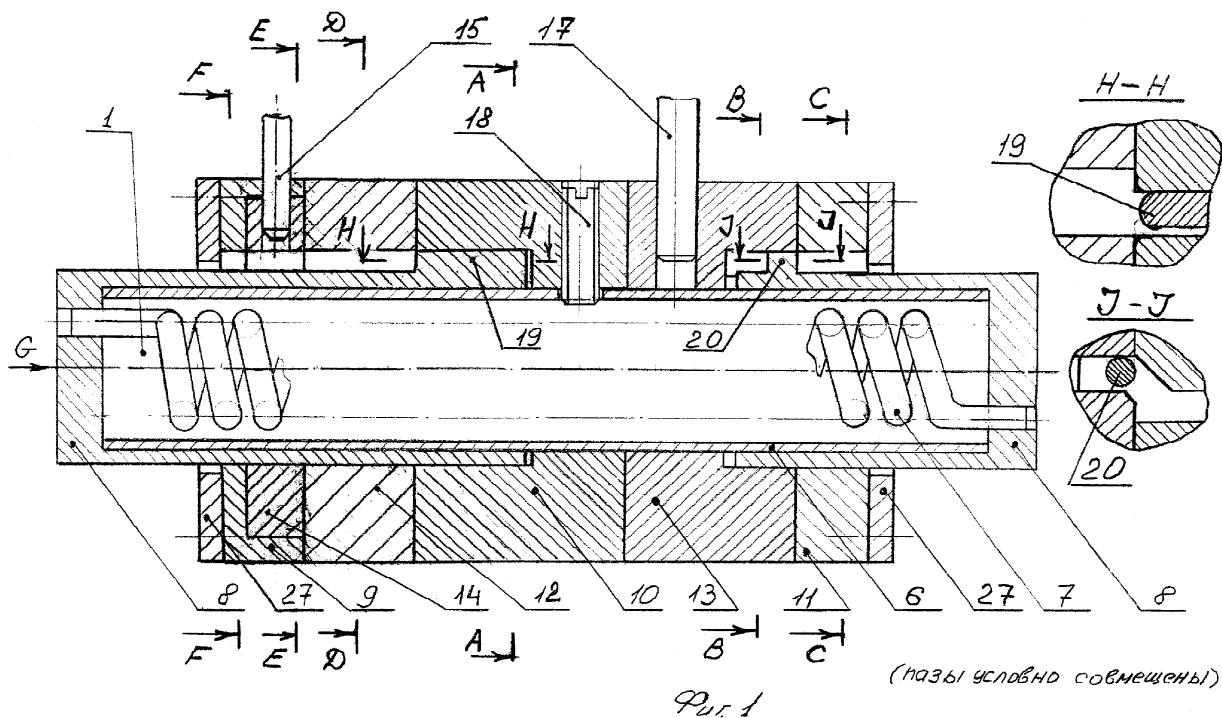
Изобретение относится к космической  
технике и может быть использовано для сброса  
давления из полости летательного аппарата  
или отдельного его узла. Устройство для  
открывания и закрывания окон летательного  
аппарата содержит силовой цилиндр,  
размещенную в нем пружину, шток, проушины  
и крышку. Силовой цилиндр выполнен в виде  
полой оси, внутри которой установлена  
пружина. Концы пружины защемлены в  
торцевых стенках полого цилиндрического  
штока, выполненного из двух частей,  
установленных поверх оси с возможностью

перемещения по ней. Поверх обеих половин  
штока и на центральной части оси установлены  
три проушины корпусной части, а между ними  
две проушины крышки. В силовом цилиндре  
выполнен механизм перезашемления концов  
пружины. Для этого на обеих частях штока  
выполнены выступы, а в проушинах корпуса и  
крышки и в обечайке выполнены продольные  
пазы, в которые помещены выступы штока.  
Пазы выполнены под разными углами к  
вертикали. Достигается повышение  
надежности и универсальности конструкции. 3  
ил.

R U 2 4 8 0 3 7 3 C 1

R U 2 4 8 0 3 7 3 C 1

R U 2 4 8 0 3 7 3 C 1



RU 2480373 C1

RUSSIAN FEDERATION



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) RU (11) 2 480 373 (13) C1

(51) Int. Cl.  
B64C 1/14 (2006.01)  
B65D 90/62 (2006.01)

## (12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: 2011148755/11, 01.12.2011

(24) Effective date for property rights:  
01.12.2011

Priority:

(22) Date of filing: 01.12.2011

(45) Date of publication: 27.04.2013 Bull. 12

Mail address:

121087, Moskva, ul. Novozavodskaja, 18, FGUP  
"GKNPTs im. M.V. Khrunicheva", otdel po rabote  
s intellektual'noj sobstvennost'ju

(72) Inventor(s):

Miroshnikov Sergej Jur'evich (RU)

(73) Proprietor(s):

Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe  
predpriyatiye "Gosudarstvennyj kosmicheskij  
nauchno-proizvodstvennyj tsentr imeni M.V.  
Khrunicheva" (RU)

## (54) DEVICE FOR OPENING AND CLOSING AIRCRAFT WINDOWS

(57) Abstract:

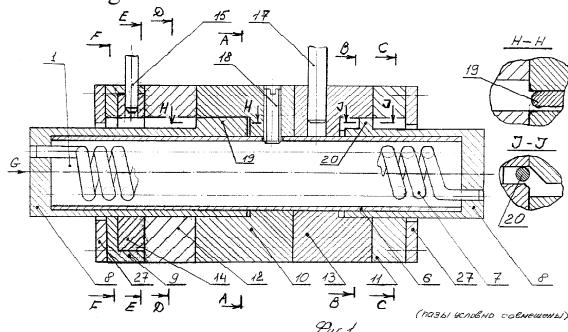
FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aerospace engineering and may be used for pressure release from aircraft of its separated assembly unit. Proposed device comprises power cylinder with spring accommodated therein, rod, ears and cover. Power cylinder is composed of hollow bar with spring accommodated therein. Spring ends are locked in face walls of said hollow rod composed of two parts fitted on axle to displace thereon. Structural part three ears are arranged above both rod halves and at axle center while cover two ears are arranged there between. Power cylinder is provided with spring ends relocking mechanism. For this, ledges are made

at rod both parts while lengthwise grooves to accommodate said ledges are made in case and cover ears. Said grooves are made at different angles to vertical.

EFFECT: higher stability and reliability.

11 dwg



RU 2480373 C1

Устройство относится к космической технике и может быть использовано для сброса давления из полости летательного аппарата или отдельного его узла, обеспечение пыле- и влагозащищенности данной полости, а также ее термостатирования.

<sup>5</sup> Известны устройства, предназначенные для открывания и закрывания окон летательного аппарата.

Устройство для закрывания и открывания люка, содержащее приводной механизм, крышку и уплотнительный элемент (а.с. СССР N 402702, кл. F16J 13/06, приор. 03.05.71 г.). Это устройство ненадежно в работе из-за наличия рычагов, шарниров и отсутствия фиксации крышки в открытом положении.

<sup>10</sup> Устройство для открывания и закрывания дренажных окон летательного аппарата, содержащее силовой цилиндр, крышку с проушинами и эластичным уплотнительным элементом, шарнирный подшипник с наружным кольцом и внутренним кольцом, <sup>15</sup> закрепленным посредством ограничительных шайб в проушинах крышки, и пружину (патент РФ №2132812, кл. B65D 90/54, приоритет 27.03.98). Недостатком данного устройства является недостаточная надежность конструкции.

<sup>15</sup> Известно также устройство для открывания и закрывания окон летательного аппарата, содержащее силовой цилиндр с каналом для подвода рабочей среды в штоковую полость, крышку с проушинами и эластичным уплотнительным элементом, установленную с возможностью регулировки окна, шарнирный подшипник с наружным кольцом и внутренним кольцом, закрепленным посредством ограничительных шайб в проушинах крышки, и пружину, размещенную в глухом отверстии штока (патент РФ №2198822, кл. B64C 1/14, B65D 90/62, <sup>25</sup> приоритет 20.07.2000 г.), принятное нами за прототип, как наиболее близкое по технической сущности.

Существенными недостатками этой конструкции являются:

<sup>30</sup> - необходимость подвода рабочей среды в штоковую полость, что представляет существенную трудность в условиях космического полета;

- отсутствие универсальности в конструкции, так как детали конструкции выполнены рассредоточенными и на корпусе, и на крышке изделия, что не позволяет применять данный узел унифицировано отдельным блоком на различных изделиях без <sup>35</sup> существенной доработки.

Техническим результатом предлагаемого изобретения является повышение надежности конструкции и ее универсальности, например, в условиях космического полета при необходимости ее одноразового срабатывания.

<sup>40</sup> Технический результат достигается тем, что в устройстве для открывания и закрывания окон летательного аппарата, содержащем силовой цилиндр, размещенную в нем пружину, шток, проушины и крышку с эластичным уплотнительным элементом, в соответствии с изобретением силовой цилиндр выполнен в виде полой оси, внутри которой установлена пружина кручения с возможностью сжатия-растяжения, концы пружины защемлены в торцевых стенках полого цилиндрического штока, выполненного из двух частей, установленных поверх оси с возможностью <sup>45</sup> перемещения по ней, поверх обеих половин штока и на центральной части оси установлены три проушины корпусной части, а между ними две проушины крышки таким образом, что они имеют возможность вращения относительно друг друга, в одной крайней проушине корпусной части выполнена внутренняя цилиндрическая выборка, в которой установлена заподлицо цилиндрическая обечайка, соединенная с проушиной фиксирующим штифтом, соединенным с приводом расфиксации

открытого положения крышки, в противоположной проушине крышки установлен штифт фиксатора закрытого положения крышки в виде штифта, установленного в цилиндрическом отверстии на проушине и привода расфиксации, размещенного на корпусе летательного аппарата, в центральной проушине корпуса выполнено устройство фиксации оси в виде сквозных отверстий резьбового в проушине и гладкого в оси и резьбового штифта, установленного в отверстиях, кроме того, в силовом цилиндре выполнен механизм перезашемления концов пружины кручения относительно корпуса и крышки, для этого на обеих частях штока выполнены выступы один цилиндрический, другой в виде пластины со скругленными торцами, а в проушинах корпуса и крышки и в обечайке выполнены продольные пазы, в которые помещены выступы штока, пазы в центральной проушине корпуса и проушине крышки с фиксатором закрытого положения крышки выполнены под углом  $\omega$  к вертикали, пазы в крайней проушине корпуса и второй проушине крышки выполнены под углом

$$\alpha = \omega + (0,5 \div 0,99)\beta$$

где  $\beta$  - максимальный угол открытия крышки, под которым выполнен паз в обечайке, в соответствующей обечайке проушины корпуса паз выполнен под углом  $\gamma = \omega + (0,01 \div 0,1)\beta$ , а ее ширина меньше длины выступа в виде пластины, при этом ширина смежной с ней проушины корпуса больше длины выступа в виде пластины.

На фиг.1 представлен силовой цилиндр устройства для открывания и закрывания окон летательного аппарата, на фиг.2 показано взаимное расположение пазов в проушинах корпуса и крышки, на фиг.3 показан корпус с крышкой, силовой цилиндр и привод расфиксации открытого положения крышки с фиксирующим штифтом.

Устройство для открывания и закрывания окон летательного аппарата содержит силовой цилиндр 1, корпус 2 с площадками для крепления проушин корпуса 3, крышку 4 с эластичным уплотнительным элементом и площадками для крепления проушин крышки 5, составляющие силовой цилиндр полую ось 6, установленную внутри полой оси пружину кручения с возможностью сжатия-растяжения 7, состоящий из двух частей полый цилиндрический шток 8, три проушины корпуса 9, 10, 11, две проушины крышки 12, 13, установленную в цилиндрической выборке проушины корпуса 9 цилиндрическую обечайку 14, выполненную заподлицо с ней и соединенную с проушиной 9 фиксирующим штифтом 15, соединенным с приводом расфиксации открытого положения крышки 16, установленного в проушине крышки 13 штифта 17 фиксатора закрытого положения крышки, выполненного в проушине 10 фиксатора 18 оси 6 в виде сквозных отверстий резьбового в проушине и гладкого в оси и резьбового штифта, установленного в отверстиях, выступов 19, 20 соответственно одного в виде пластины со скругленными торцами, другого цилиндрического, выполненных на внешних цилиндрических образующих поверхностях обеих частей штока 8, пазов 21, 22, 23, 24, 25, 26, выполненных в проушинах корпуса и крышки, ограничителей хода штока 27 в виде накладных щечек, установленных с торцов силового цилиндра.

Устройство для открывания и закрывания окон летательного аппарата используется следующим образом. Силовой цилиндр 1 установлен своими проушинами 9, 10, 11, 12, 13 на площадках 3 и 5 для крепления проушин. В начальном положении крышка 4 закрыта и прижимается своим фланцем к фланцу корпуса, поджимая эластичный уплотнительный элемент. Выступ 19 штока 8 помещен в паз 21 проушины корпуса 10, а выступ 20 штока 8 помещен в паз 22 проушины крышки 13. Пазы 21 и 22 выполнены под углом  $\omega$  к вертикали. Пружина 7 взведена и поджата с торцов. Ее концы защемлены в торцевых стенках штока 8. Выступы 19 и 20 упираются

в проушины 12 и 11 соответственно. После срабатывания привода фиксатора закрытого положения крышки штифт 17 выходит из зацепления с проушиной 13 крышки 4 и крышка начинает открываться под действием пружины 7, которая начинает раскручиваться и стремится разжиматься, сдвигая выступы 19, 20. После того как выступы 19 и 20 оказываются напротив пазов 24 и 23 проушина 12 крышки и 11 корпуса соответственно выступы продвигаются в них под действием той же пружины 7, имеющей предварительное поджатие. Происходит перезашемление концов пружины 7, которая теперь стремится закрыть крышку 4, преодолевая силу инерции последней. Пазы 24 и 23 выполнены под углом  $\alpha$  к вертикали. Крышка 4 под действием силы инерции и противодействием пружины 7 продолжает открываться, теряя свою угловую скорость. Пружина 7 повторно взводится, возвращая себе энергию, потраченную на открытие крышки 4 и передания ей угловой скорости на первом участке циклограммы. При достижении полного угла открытия крышки 4  $\beta$  выступ 19 становится напротив паза 25 цилиндрической обечайки 14 и под действием пружины 7 частично проникает в него. Концы пружины 7 оказываются защемленными в проушинах корпуса 11 и 9 через обечайку 14 и штифт 15, кроме того, выступ 19 частично остается в пазе 24 проушины 12 крышки и фиксирует ее относительно проушины 9 корпуса. Крышка 4 фиксируется в открытом положении. После подачи сигнала на закрытие крышки 4 срабатывает привод расфиксации открытого положения крышки 16. Фиксирующий штифт 15 выходит из зацепления с цилиндрической обечайкой 14, которая получает возможность вращения относительно проушины 9 корпуса за счет пружины кручения 7. Крышка 4 закрывается. При достижении угла закрытия  $\gamma$  выступ 19 оказывается напротив паза 26 проушины 9 корпуса и заходит в него. При этом выступ 19 одновременно оказывается расположен в пазе 26 проушины корпуса 9, пазе 25 цилиндрической обечайки 14 и частично в пазе 24 проушины крышки 12. Крышка 4 оказывается закрытой и зафиксированной относительно корпуса 2. На этом работа устройства 1 заканчивается.

Благодаря такому выполнению устройства для открывания и закрывания окон летательного аппарата достигается упомянутый технический результат, а именно повышение надежности конструкции и ее универсальности, например, в условиях космического полета при необходимости ее одноразового срабатывания.

Изобретение может быть практически реализовано несколько по-другому, чем конкретно описано, без отступления от сущности изобретения и в объеме заявленной формулы.

#### Формула изобретения

Устройство для открывания и закрывания окон летательного аппарата, содержащее силовой цилиндр, размещенную в нем пружину, шток, проушины и крышку с эластичным уплотнительным элементом, отличающееся тем, что силовой цилиндр выполнен в виде полой оси, внутри которой установлена пружина кручения с возможностью сжатия-растяжения, концы пружины защемлены в торцевых стенках полого цилиндрического штока, выполненного из двух частей, установленных поверх оси с возможностью перемещения по ней, поверх обеих половин штока и на центральной части оси установлены три проушины корпусной части, а между ними две проушины крышки таким образом, что они имеют возможность вращения относительно друг друга, в одной крайней проушине корпусной части выполнена внутренняя цилиндрическая выборка, в которой установлена заподлицо цилиндрическая обечайка, соединенная с проушиной фиксирующим штифтом,

соединенным с приводом расфиксации открытого положения крышки, в противоположной проушине крышки установлен штифт фиксатора закрытого положения крышки в виде штифта, установленного в цилиндрическом отверстии на проушине, и привода расфиксации, размещенного на корпусе летательного аппарата, в центральной проушине корпуса выполнено устройство фиксации оси в виде сквозных отверстий: резьбового в проушине и гладкого в оси, и резьбового штифта, установленного в отверстиях, кроме того, в силовом цилиндре выполнен механизм перезащемления концов пружины кручения относительно корпуса и крышки, для этого на обеих частях штока выполнены выступы: один цилиндрический, другой в виде пластины со скругленными торцами, а в проушинах корпуса и крышки и в обечайке выполнены продольные пазы, в которые помещены выступы штока, пазы в центральной проушине корпуса и проушине крышки с фиксатором закрытого положения крышки выполнены под углом  $\omega$  к вертикали, пазы в крайней проушине корпуса и второй проушине крышки выполнены под углом  $\alpha = \omega + (0,5 \div 0,99)\beta$ , где  $\beta$  - максимальный угол открытия крышки, под которым выполнен паз в обечайке, в соответствующей обечайке проушины корпуса паз выполнен под углом  $\gamma = \omega + (0,01 \div 0,1)\beta$ , а ее ширина меньше длины выступа в виде пластины, при этом ширина смежной с ней проушины корпуса больше длины выступа в виде пластины.

25

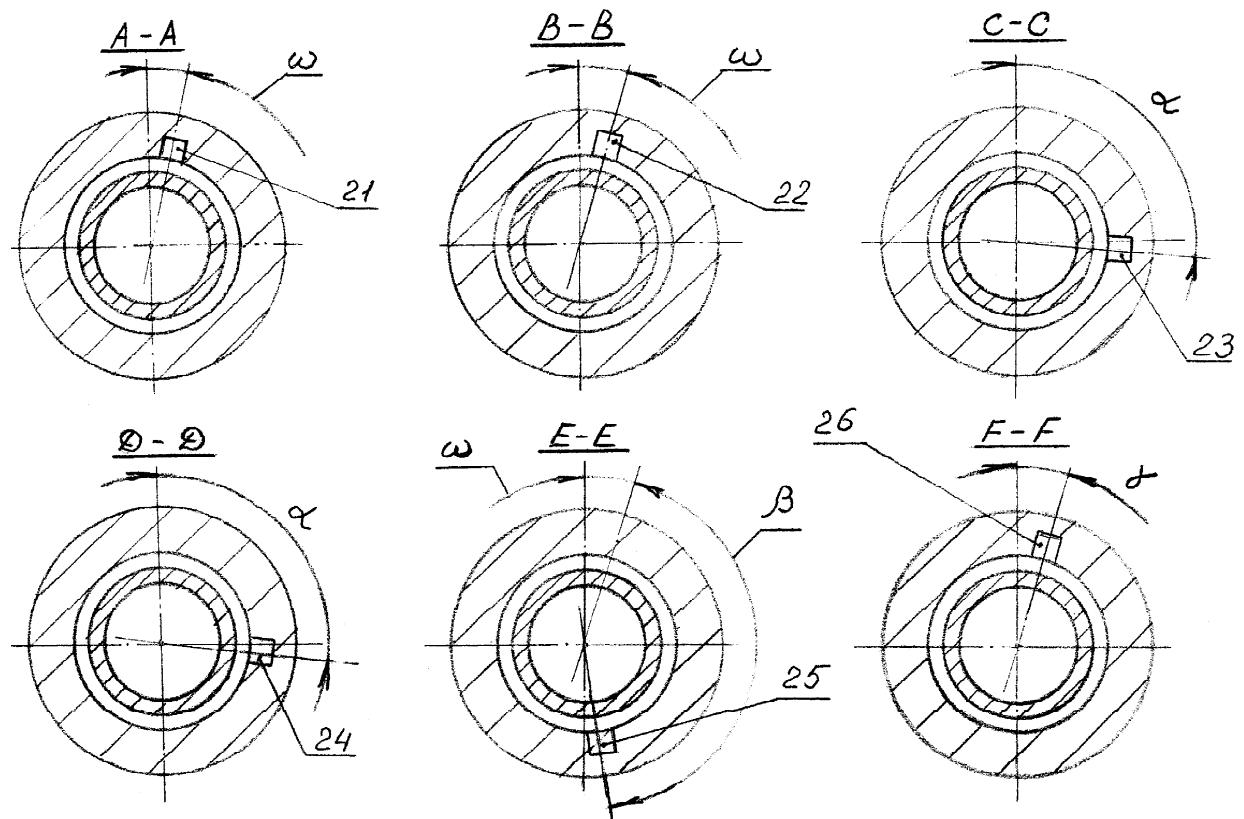
30

35

40

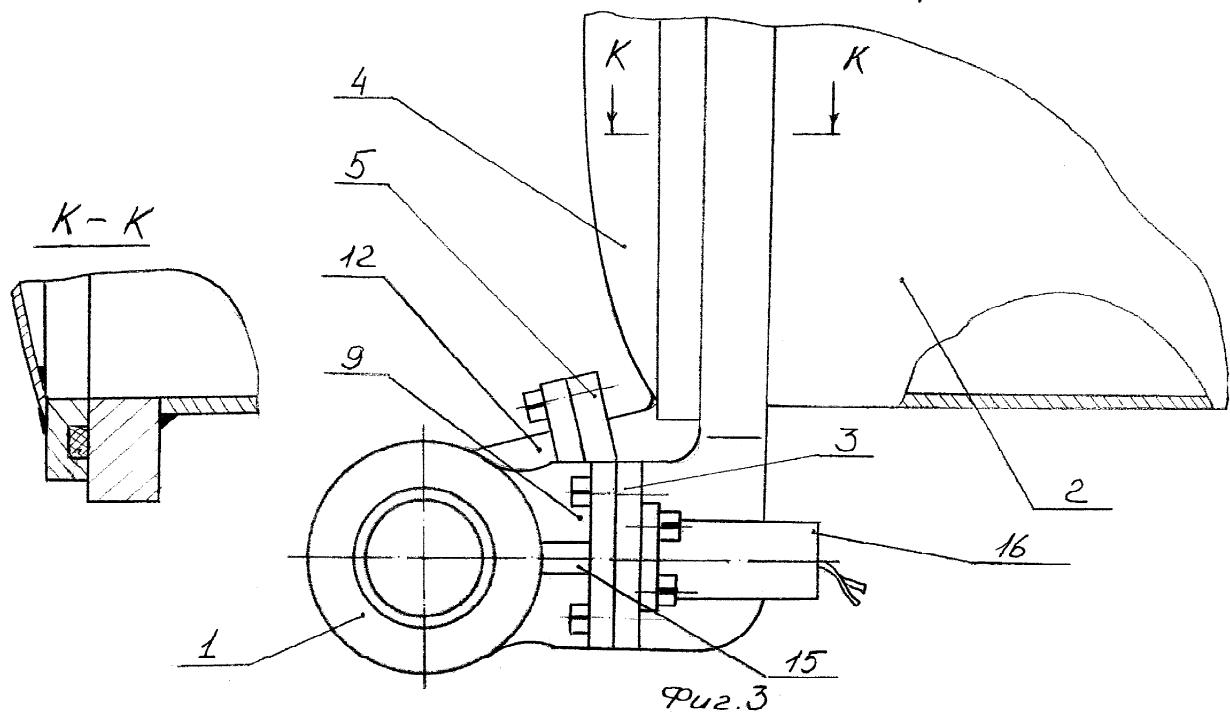
45

50



Фиг.2

Вид G (зеркально отражено)



Фиг.3