



(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки
2019.11.29

(51) Int. Cl. **F41F 3/04** (2006.01)

(22) Дата подачи заявки
2018.05.03

(54) УНИВЕРСАЛЬНОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО

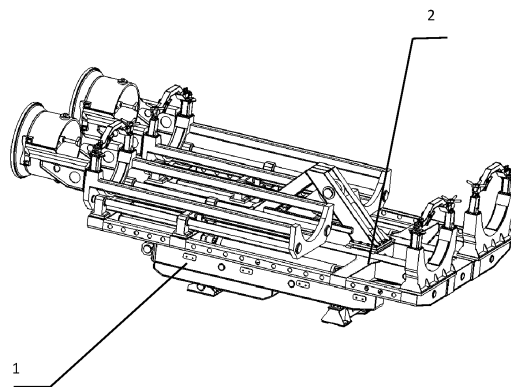
(96) **2018/ЕА/0031 (ВУ) 2018.05.03**

(71) Заявитель:
**НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ
ОБЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ
ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ "ОКБ
ТСП" (ВУ)**

(74) Представитель:
Федорук Е.Ю. (ВУ)

(57) Изобретение относится к военной технике, конкретнее к универсальным пусковым устройствам пусковых установок ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах, и используется для хранения, транспортирования, подготовки к пуску и пуска ракет различных типов из транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) или транспортно-пусковых стаканов (ТПС). Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах, содержащее раму пускового устройства с размещенной на ней с возможностью поворота в вертикальной плоскости направляющей стрелой в сборе с гидроцилиндром стрелы и механизмом стопорения стрелы, установленными на раме каретками в сборе с гидроцилиндрами кареток и механизмами стопорения кареток, с ложементами и стартовыми опорами, при этом каждый передний ложемент выполнен неподвижным и жестко закреплен на направляющей стреле нижним фланцем, а задний ложемент закреплен на направляющей стреле с возможностью перемещения и выполнен в виде каретки с установленными, с опорой на ее передний и задний корпуса, двумя скалками, с внутренними шариковыми втулками каждая, а на задней поверхности заднего ложемента установлена с возможностью продольного перемещения из положения, в

котором пусковое устройство подлежит транспортировке, в положение, при котором выполняют зарядку ракеты, стартовая опора, содержащая цилиндрическую и коническую части, оборудованная стартовым разъемом, предназначенным для стыкования в предстартовом состоянии с нижним разъемом ракеты, при этом цилиндрическая часть оборудована средствами сопряжения, с плоскостью заднего фланца транспортно-пускового контейнера, фиксаторами корпуса стартовой опоры на установочных зацепах днища транспортно-пускового контейнера и средствами защиты стартового разъема при опоре транспортно-пускового контейнера на грунт и восприятия нагрузки от импульса отдачи при старте ракеты. Пусковая установка может быть оборудована средствами перемещения и выполнена самоходной. Пусковая установка может быть оборудована средствами перемещения и выполнена носимой (буксируемой). Пусковая установка может быть выполнена малоподвижной и сопряжена с наземным укреплением. Рама пускового устройства может быть установлена в передней, средней или задней части транспортно-пускового агрегата.



Универсальное пусковое устройство

МПК: B65D 88/00

B65D 90/54

B65D 88/74

B61D 39/00

Изобретение относится к военной технике, конкретнее к универсальным пусковым устройствам пусковых установок ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах и используется для хранения, транспортирования, подготовки к пуску и пуска ракет различных типов из транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) или транспортно-пусковых стаканов (ТПС).

Универсальное пусковое устройство (УПУ) (1) состоит из рамы пускового устройства, направляющей стрелы, гидроцилиндра направляющей стрелы, кареток, ложементов и стартовых опор, гидроцилиндров кареток, механизма стопорения направляющей стрелы в походном положении. УПУ используется для размещения, хранения, транспортирования, подготовки к пуску и пуска ракет различных типов из транспортно-пусковых контейнеров (ТПК).

Необходимый уровень универсальности УПУ достигается выполнением требований по приданию элементам конструкции определённой функциональной универсальности, основанной на унификации условий применения ракет с различными конструктивными особенностями, обусловленными их принадлежностью к различным типам носителей (воздушному, сухопутному, морскому, подводному).

Известные пусковые устройства позволяют применять только конкретные типы ракет, под которые они были разработаны. К примеру, пусковые устройства зенитных ракетных комплексов С-300П (2) и С-125 (3) не могут использовать однотипные зенитные ракеты, базирующиеся на корабельных (морских) пусковых модулях.

Задачей, решаемой полезной моделью, является создание такого универсального пускового устройства, которое может обеспечить возможность эксплуатации ракет в различных конструктивных исполнениях за счет адаптации монтажных узлов универсального пускового устройства к несущим опорным элементам этих ракет.

В соответствии с заявленной полезной моделью УПУ должна устанавливаться, к примеру, в задней части транспортно-пускового агрегата, входящего в состав пусковой установки, и позволять выполнение комплекса необходимых операций по загрузке,

позиционированию (координации), фиксации, подключению стартового оборудования, и старту противокорабельных ракет как наземного, так и морского базирования.

Техническим результатом применения полезной модели является расширение области использования транспортно-пусковых агрегатов пусковых установок в части обеспечения возможности эксплуатации ракет различных конструктивных исполнений, разработанных как для сухопутных так и для морских (подводных и надводных) носителей.

Сущность предлагаемого пускового устройства, показанного на фиг. 1, проиллюстрирована другими фигурами, где на фиг. 2 представлена рама пускового устройства, на фиг. 3 - направляющая стрела, на фиг. 4 - ложемент, на фиг. 5 - каретка, на фиг. 6 - загрузка ТПК с размещенной в нем ракетой на пусковое устройство, а на фиг. 7 представлен результат проведения стыковки стартового разъема.

Рама (1) пускового устройства устанавливается на лонжероны в предусмотренной конструкцией (к примеру, в задней) части транспортно-пускового агрегата и закрепляется тремя кронштейнами. На раме установлена направляющая стрела (2) с ТПК, а также гидравлическое оборудование и аппаратура. На передней части рамы установлены опоры направляющей стрелы в походном положении, а на задней – узлы поворота направляющей стрелы в вертикальной плоскости.

Рама пускового устройства, показанная на фиг. 2, представляет собой сварную конструкцию, состоящую из двух продольных балок, имеющих прямоугольное сечение. Продольные балки сварены между собой поперечинами. Они образуют раму, на которой закреплены кронштейны (3) для установки цапф гидроцилиндра подъема направляющей стрелы, узлы (4) поворота стрелы, механизм (5) стопорения стрелы в походном положении, ложементы (6) под опоры стрелы в походном положении, упоры (7) механизмов стопорения кареток.

В проемах рамы установлены настилы, содержащие каркасы с прикрепленными к ним сэндвич-панелями для установки на раму дополнительного оборудования и обеспечения теплоизоляции. В свободном объеме проема под настилами размещено оборудование воздушного отопителя из состава системы поддержания температурного режима.

Направляющая стрела, показанная на фиг. 3, предназначена для подъема и приведения в вертикальное положение двух ТПК, с размещенными в них ракетами, а также их перемещение в вертикальной плоскости. Стрела оборудована двумя гидроцилиндрами (8), предназначенными для перемещения в вертикальном положении кареток с установленными на них ТПК, т.е. опускания их на грунт (приведение в боевое положение) или их подъема в исходное (возврат в походное) положение.

Направляющая стрела представляет собой сварную конструкцию, образованную из двух продольных балок, имеющих прямоугольное сечение. Балки сварены между собой поперечинами и образуют раму, на которую установлен узел (9) крепления проушины штока гидроцилиндра подъема стрелы. На стреле закреплены два неподвижных ложемент и восемь кронштейнов с шариковыми втулками (подшипниками линейного перемещения) для установки и продольного перемещения на них двух кареток по направляющим скалкам. Каждый ТПК располагается на одном ложементе (средний опорный пояс ТПК) и одной каретке (задний опорный пояс ТПК). Узлы крепления кареток с установленными в них ТПК в походном (горизонтальном) положении держат нагрузки во всех направлениях, а в боевом (вертикальном) положении обеспечивают возможность перемещения кареток вертикально, вдоль их продольной оси.

Направляющая стрела закреплена на раме пускового устройства с помощью поворотных цапф, расположенных в задней ее части. В походном положении стрела опирается двумя сферическими опорами на ложемента с внутренним конусом, установленные на продольных балках рамы пускового устройства.

Фиксация стрелы в походном положении производится механизмом стопорения клинового типа с приводом от гидроцилиндра, установленного на передней поперечине рамы. Подъем стрелы в вертикальное положение производится с помощью гидроцилиндра, шарнирно закрепленного на направляющей стреле и на раме пускового устройства. Направляющая стрела крепится к раме пускового устройства двумя шарнирными узлами и опирается в передней части на раму двумя сферическими опорами.

Ложемент, показанный на фиг. 4, предназначен для размещения, транспортирования и проведения пуска ракет на пусковой установке и используется как переходной элемент для установки ТПК на направляющую стрелу.

Корпус ложемент представляет собой коробчатую конструкцию, сваренную из листового алюминиевого материала. Конструктивно ложемент содержит корпус (10), антифрикционные накладки (11) и зажимное устройство (12). Зажимное устройство устанавливается над средним опорным поясом ТПК с радиальным зазором 0,8...1,6 мм.

Каретка, показанная на фиг. 5, предназначена для размещения, транспортирования и проведения пуска ракет на пусковой установке и используется как переходной элемент для установки ТПК на направляющую стрелу. Корпус каретки представляет собой ферменную конструкцию, выполненную в поперечном сечении в виде многоугольника, установленного с помощью скалок на направляющую стрелу.

Конструктивно каретка состоит из корпуса каретки с ложементом (13) под задний опорный пояс ТПК, зажимного устройства (14), скалок (15), стартовой опоры (16) и двух кронштейнов с направляющими салазками.

Зажимное устройство устанавливается над задним опорным поясом ТПК с радиальным зазором 0,8...1,6 мм.

Стартовая опора предназначена для закрепления и удержания ТПК относительно её продольной оси, ориентирования и закрепления ТПК по крену (вокруг продольной оси), стыковку (расстыковку) стартового разъема, установку ТПК на грунт, старт ракеты и её возвращение в исходное (походное) положение.

Конструктивно стартовая опора содержит две части: цилиндрическую (переднюю) часть и коническую (заднюю) часть со сферическим основанием. Коническая часть прикреплена к цилиндрической части посредством петель и стянута с ней откидными болтами с трубчатыми гайками и воротками. Цилиндрическая часть конструктивно содержит корпус цилиндрической формы, два клиновых механизма стыковки и крепления к ТПК, механизм стыковки стартового разъема и две боковых планки с охватывающими направляющими типа «ласточкин хвост». Кронштейны с охватываемыми направляющими предназначены для установки, закрепления и продольного перемещения по ним стартовой опоры.

Загрузка ТПК на пусковое устройство, показанная на фиг. 6, проводится при открытых зажимных устройствах и отведенных стартовых опорах. После укладки ТПК в передний и задний ложементы проводится стыковка стартовой опоры с установочными зацепами размещенными на днище ТПК. Одновременно с помощью регулировки подвесов установочной балки (траверсы) проводится ориентирование ТПК по крену (относительно оси X в зоне зацепов). После стыковки проводится фиксация стартовой опоры. В результате на установочных зацепах заднего днища ТПК фиксируется по оси X и по крену.

Далее проводится стыковка стартового разъема, показанная на фиг. 7, установленного внутри цилиндрической части на направляющих. Коническая (задняя) часть при этом открыта. После стыковки коническая часть закрывается и притягивается к цилиндрической части откидными болтами. Зажимные устройства закрываются. ТПК находится на пусковом устройстве в походном положении. Стыковка стартового разъема может производиться без открытия конической части стартовой опоры «вслепую», за счёт продольного перемещения стартовой опоры по направляющим салазкам.

При переводе пускового устройства в боевое положение производится подъем стрелы с установленными на ней в ложементах и каретках ТПК. Далее с помощью гидроцилиндров производится опускание кареток с ТПК и установка их стартовых опор на грунт. Передний ложемент при этом остается неподвижным, ТПК перемещается по его антифрикционным

накладкам. Поскольку ТПК в ложементе размещается с зазором, а в корпусах ложементов и зажимного устройства установлены антифрикционные накладки, возникающие силы трения будут минимальными и не приведут к нарушению целостности поверхностного слоя ТПК.

Описанная схема с неподвижным ложементом основана на расчетах, позволяющих оценить силовую нагрузку, приходящуюся на элементы конструкции кареток. Произведенные расчеты показывают, что основная нагрузка приходится на средний опорный пояс и находящийся под ним ложемент.

В отличие от предложенной конструкции, в применяемых в настоящее время пусковых устройствах, ложемент установлен на две скалки, т.е. ложемент представляет собой однопролетную балку, из-за конструктивных особенностей имеющую минимальное сечение и, как следствие, минимальный момент сопротивления в опасном сечении (в середине пролета). Для обеспечения достаточной прочности ложементов приходилось увеличивать сечение применяемого сортамента. Кроме того, для обеспечения долговечности работы шариковых втулок (подшипников линейного перемещения) использовались втулки с увеличенным внутренним (рабочим) диаметром, а из-за недостаточной грузоподъемности их устанавливали по две на каждую скалку. Также для обеспечения синхронности и точности перемещения каретки с установленным ТПК передний ложемент и задняя каретка связывались стяжками. Реализованная ранее схема размещения ТПК по «походу» и при переводе в боевое положение предполагала использование двух подвижных ложементов (для обеспечения критериев прочности и работоспособности), что приводило к значительному увеличению размеров и массы пускового устройства.

Указанных недостатков лишена представленная схема размещения ТПК с одним неподвижным ложементом.

Наиболее нагруженный элемент конструкции - ложемент выполнен неподвижным и жестко закреплен нижним фланцем болтами к направляющей стреле. Отсутствие пролета, коробчатая форма и уменьшенные габаритные размеры по сравнению с используемыми, позволяют изготовить ложемент из алюминиевого сплава (например, из АМгб).

Наименее нагруженный ложемент под задний опорный пояс ТПК выполнен подвижным в виде каретки с установленными в ее конструкцию двумя скалками, каждая из которых опирается на два разнесенных кронштейна с шариковыми втулками. Применяемая в конструкции стартовая опора позволяет заряжать и производить пуски ракет без выполнения предварительных мероприятий по установке (в стационарных условиях) на каждую ракету специальной одноразовой донной проставки, адаптирующей её к пусковому устройству самоходной пусковой установки.

Таким образом, предложенное к рассмотрению универсальное пусковое устройство позволяет обеспечить необходимую функциональную универсальность использования ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах.

Источники, принятые во внимание при экспертизе.

1. Широкопад А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия, 1817-2002. - М. - Минск: Харвест, 2003. - С. 441-443.
2. Широкопад А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия, 1817-2002. - М. - Минск: Харвест, 2003. - С. 453-454.
3. Шунков В.Н. Ракетное оружие. - Минск: ООО "Попурри", 2001. - С. 182-192.

Формула

1. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах, содержащее раму пускового устройства с размещенной на ней с возможностью поворота в вертикальной плоскости направляющей стрелой в сборе с гидроцилиндром стрелы и механизмом стопорения стрелы, установленными на раме каретками в сборе с гидроцилиндрами кареток и механизмами стопорения кареток, с ложементами и стартовыми опорами, **отличающееся тем**, что каждый передний ложемент выполнен неподвижным и жестко закреплен на направляющей стреле нижним фланцем, а задний ложемент закреплен на направляющей стреле с возможностью перемещения и выполнен в виде каретки с установленными, с опорой на ее передний и задний корпуса, двумя скалками, с внутренними шариковыми втулками каждая, а на задней поверхности заднего ложементы установлена с возможностью продольного перемещения из положения, в котором пусковое устройство подлежит транспортировке, в положение, при котором выполняют зарядание ракеты, стартовая опора, содержащая цилиндрическую и коническую части, оборудованная стартовым разъемом, предназначенным для стыкования в предстартовом состоянии с нижним разъемом ракеты, при этом цилиндрическая часть оборудована средствами сопряжения, с плоскостью заднего фланца транспортно-пускового контейнера, фиксаторами корпуса стартовой опоры на установочных зацепах днища транспортно-пускового контейнера, и средствами защиты стартового разъема при опоре транспортно-пускового контейнера на грунт и восприятия нагрузки от импульса отдачи при старте ракеты.

2. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что пусковая установка оборудована средствами перемещения и выполнена самоходной.

3. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что пусковая установка оборудована средствами перемещения и выполнена носимой (буксируемой).

4. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что пусковая установка выполнена малоподвижной и сопряжена с наземным укреплением.

5. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что рама пускового устройства установлена в задней части транспортно-пускового агрегата

6. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что рама пускового устройства установлена в средней части транспортно-пускового агрегата

7. Универсальное пусковое устройство пусковой установки ракет различных типов, размещенных в транспортно-пусковых контейнерах по п. 1, отличающееся тем, что рама пускового устройства установлена в передней части транспортно-пускового агрегата

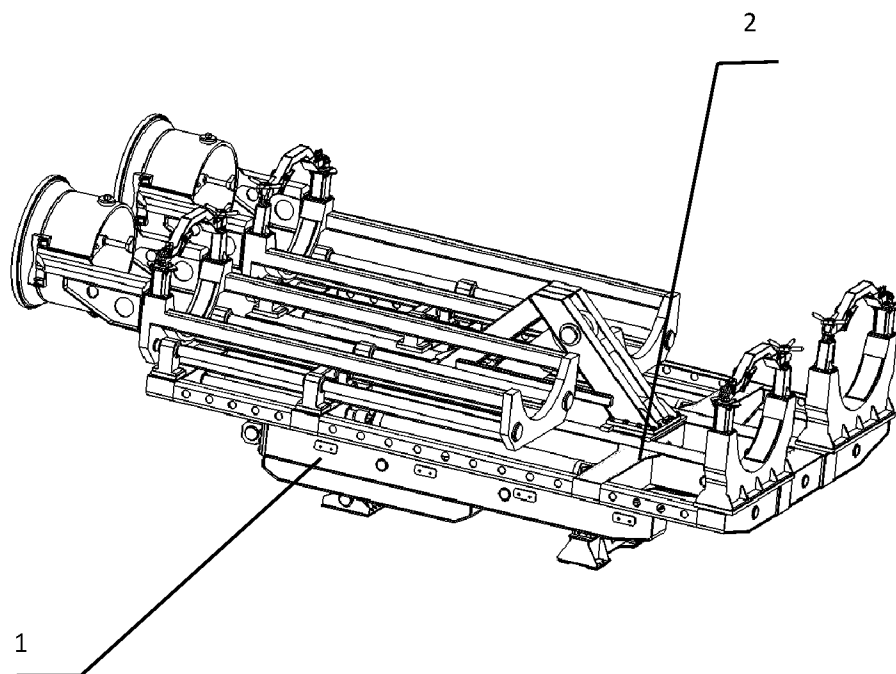


Рисунок 1

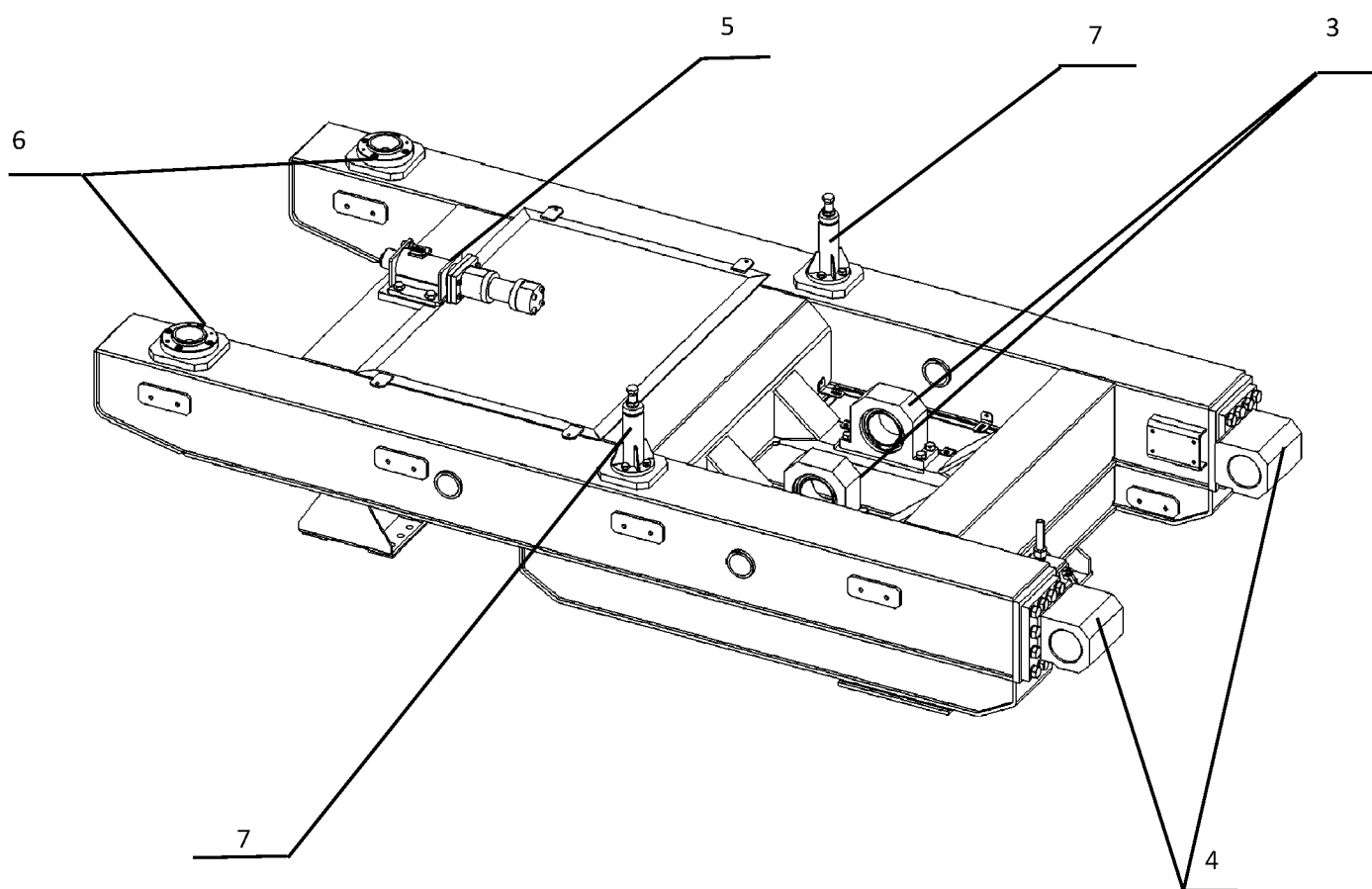


Рисунок 2

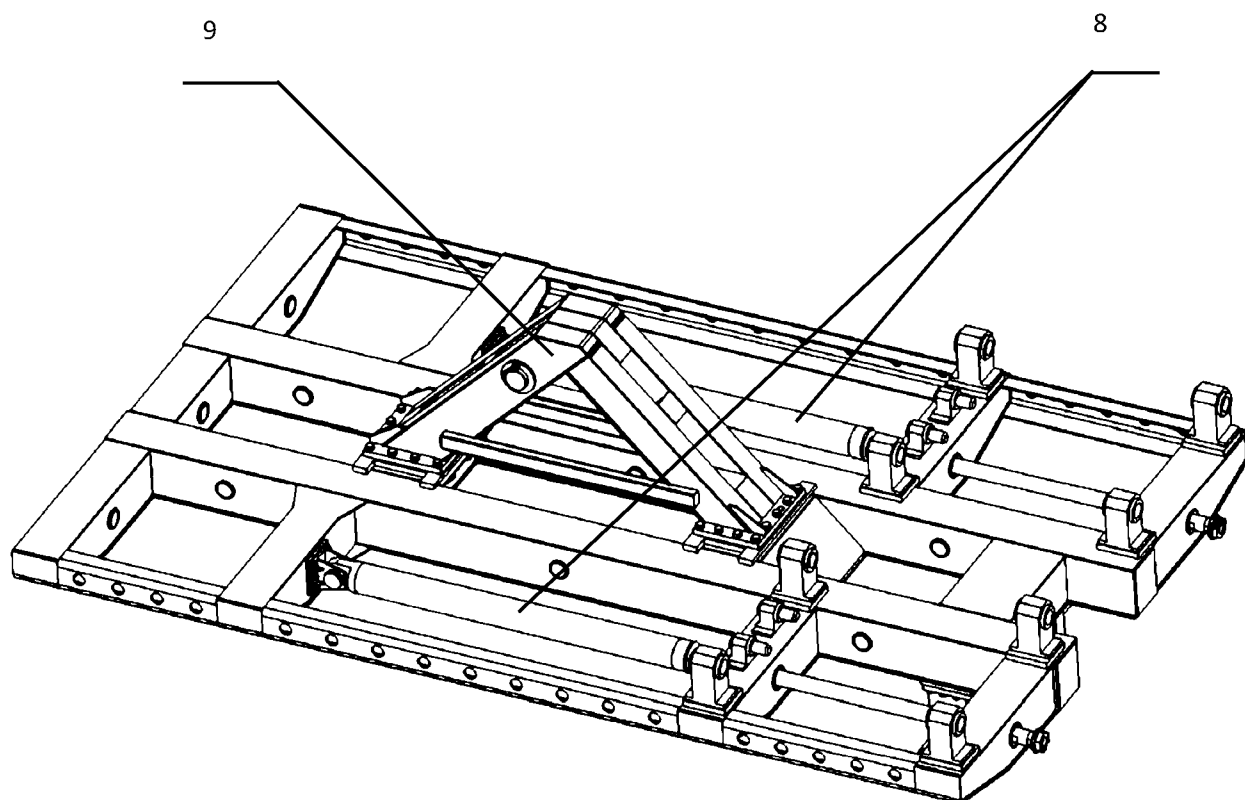


Рисунок 3

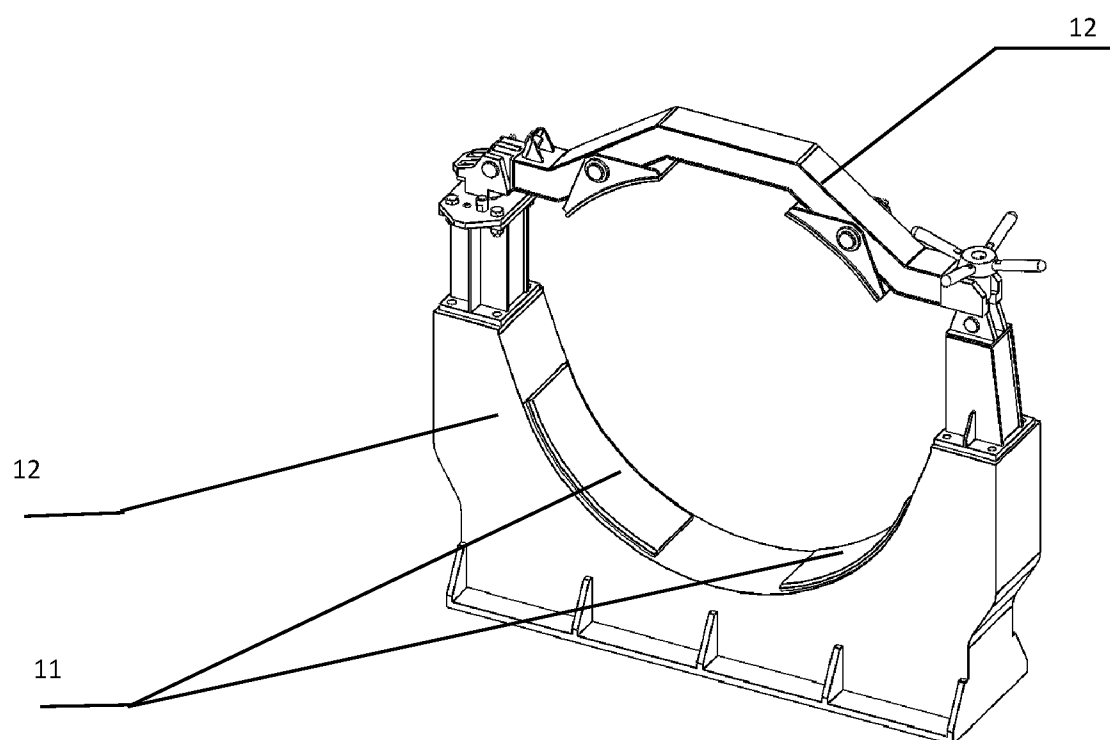


Рисунок 4

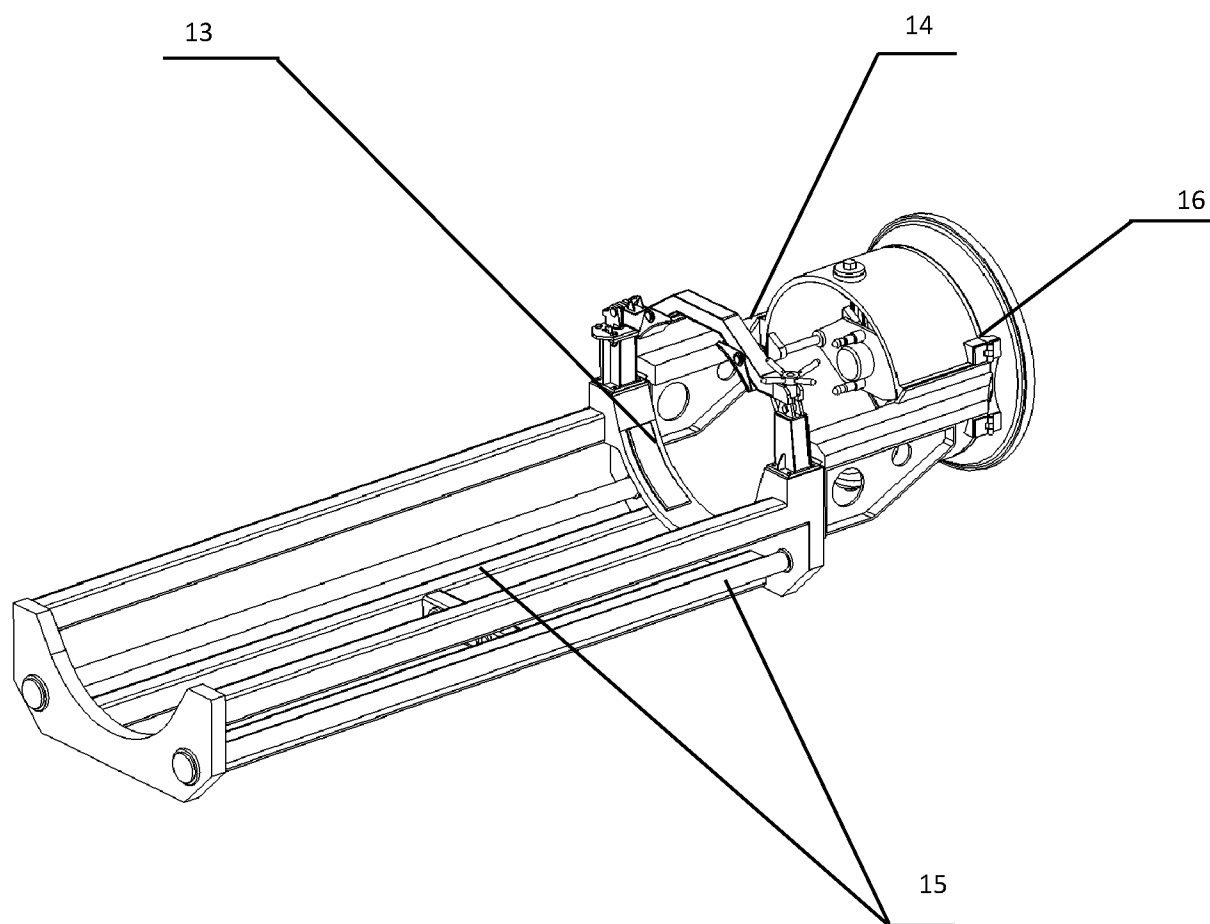


Рисунок 5

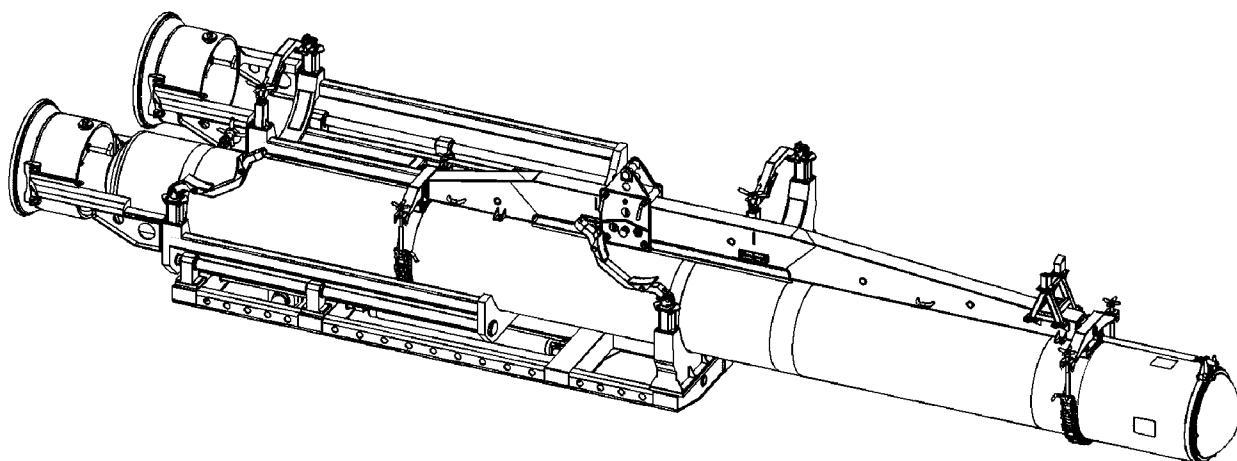


Рисунок 6

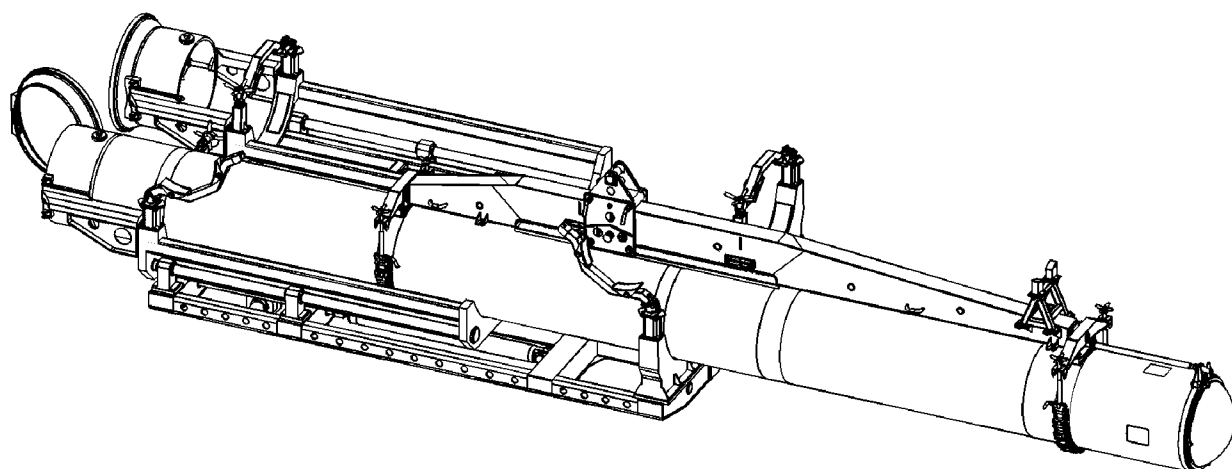


Рисунок 7

ЕВРАЗИЙСКОЕ ПАТЕНТНОЕ ВЕДОМСТВО

ОТЧЕТ О ПАТЕНТНОМ
ПОИСКЕ(статья 15(3) ЕАПК и правило 42
Патентной инструкции к ЕАПК)

Номер евразийской заявки:

2018000521

Дата подачи: 03 мая 2018 (03.05.2018)		Дата испрашиваемого приоритета:	
Название изобретения: УНИВЕРСАЛЬНОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО			
Заявитель: НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ "ОКБ ТСП"			
☐ Некоторые пункты формулы не подлежат поиску (см. раздел I дополнительного листа) ☐ Единство изобретения не соблюдено (см. раздел II дополнительного листа)			
А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:			
МПК:	F41F 3/04 (2006.01)	СПК:	F41F 3/04 (2013-01)
Согласно Международной патентной классификации (МПК) или национальной классификации и МПК			
Б. ОБЛАСТЬ ПОИСКА:			
Минимум просмотренной документации (система классификации и индексы МПК)			
F41F 3/00, 3/04, 3/042			
Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в область поиска:			
В. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ			
Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей		Относится к пункту №
A	RU 2386918 C1 (ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "ВОЕННО-ПРОМЫШЛЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ "НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ МАШИНОСТРОЕНИЯ" и др.) 20.04.2010, фиг. 1-7		1-7
A	RU 2239764 C1 (ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ "ЦЕНТРАЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО "ТИТАН") 10.11.2004, фиг. 1-4		1-7
A	RU 2493529 C2 (ДИРЕКТОР ДЖЕНЕРАЛ, ДИФЕНС РИСЕЧ ЭНД ДЕВЕЛОПМЕНТ ОРГАНИЗЕЙШЕН) 20.09.2013, фиг. 1-22		1-7
A	US 5682005 A (LORAL VOUGHT SYSTEMS CORPORATION) 28.10.1997, фиг. 1-10		1-7
A	US 7707922 B1 (RAFAEL-ARMAMENT DEVELOPMENT et al.) 04.05.2010, фиг. 1-8		1-7
☐ последующие документы указаны в продолжении графы В ☐ данные о патентах-аналогах указаны в приложении			
* Особые категории ссылочных документов:			
"А" документ, определяющий общий уровень техники		"Т" более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения	
"Е" более ранний документ, но опубликованный на дату подачи евразийской заявки или после нее		"Х" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну или изобретательский уровень, взятый в отдельности	
"О" документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.		"У" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий изобретательский уровень в сочетании с другими документами той же категории	
"Р" документ, опубликованный до даты подачи евразийской заявки, но после даты испрашиваемого приоритета		"&" документ, являющийся патентом-аналогом	
"D" документ, приведенный в евразийской заявке		"L" документ, приведенный в других целях	
Дата действительного завершения патентного поиска:		08 мая 2019 (08.05.2019)	
Наименование и адрес Международного поискового органа:		Уполномоченное лицо :	
Федеральный институт промышленной собственности РФ, 125993, Москва, Г-59, ГСП-3, Бережковская наб., д. 30-1. Факс: (499) 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА		 Н. В. Толмачева Телефон № (499) 240-25-91	